



НГТУ  
НЭТИ

Факультет  
летательных  
аппаратов



# НАУКА И КАДРЫ ДЛЯ АВИАСТРОЕНИЯ

## ТРУДЫ

Международной  
научно-практической конференции,  
посвященной 65-летию факультета  
летательных аппаратов  
и 75-летию Новосибирского государственного  
технического университета

г. Новосибирск, 17-21 декабря 2024 г.

# SCIENCE AND STAFF FOR AIRCRAFT ENGINEERING

## PROCEEDINGS

of International scientific and practical conference  
dedicated to the 65th anniversary  
of the Faculty of Aircraft Engineering  
and the 75th anniversary  
of Novosibirsk State Technical University

Novosibirsk, 17-21 December 2024

НОВОСИБИРСК  
2024

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации  
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования  
«Новосибирский государственный технический университет»  
Филиал ПАО «ОАК» – Новосибирский авиационный завод им. В.П. Чкалова  
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
«Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича  
Сибирского отделения Российской академии наук»  
Федеральное автономное учреждение «Сибирский научно-исследовательский институт  
авиации им. С.А. Чаплыгина»  
Федеральное государственное бюджетное учреждение науки  
«Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения  
Российской академии наук»

# НАУКА И КАДРЫ ДЛЯ АВИАСТРОЕНИЯ

## ТРУДЫ

Международной научно-практической конференции,  
посвященной 65-летию факультета летательных аппаратов  
и 75-летию Новосибирского государственного технического университета

г. Новосибирск, 17–21 декабря 2024 г.

# SCIENCE AND STAFF FOR AIRCRAFT ENGINEERING

## PROCEEDINGS

of International scientific and practical conference dedicated  
to the 65th anniversary of the Faculty of Aircraft Engineering  
and the 75th anniversary of Novosibirsk State Technical University

Novosibirsk, 17–21 December 2024

НОВОСИБИРСК  
2024

УДК 629.7(063)  
НЗ4

**Редакционная коллегия сборника трудов:**

д-р техн. наук, доцент *Д. А. Чинахов* (председатель)

канд. техн. наук, доцент *М. В. Горбачев*

д-р техн. наук *И. Д. Зверков*

канд. техн. наук, доцент *Н. А. Рынгац*

д-р техн. наук, доцент *А. В. Гуськов*

канд. техн. наук, доцент *А. Д. Бялик*

*С. В. Шайдуров*

Секретарь *Д. А. Немущенко*

НЗ4 **Наука и кадры для авиастроения:** труды Международной научно-практической конференции, посвященной 65-летию ФЛА и 75-летию НГТУ / коллектив авторов; под общей редакцией *Д. А. Чинахова*. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2024. – 540 с.

ISBN 978-5-7782-5293-6

В сборнике представлены статьи участников Международной научно-практической конференции «Наука и кадры для авиастроения», проходившей на Факультете летательных аппаратов ФГБОУ ВО «Новосибирский государственный технический университет» 17-21 декабря 2024 г. Материалы сборника могут быть интересны студентам, научно-педагогическим работникам, сотрудникам промышленных предприятий. Научное издание.

*Все материалы публикуются в авторской редакции.*

УДК 629.7(063)

ISBN 978-5-7782-5293-6

© Коллектив авторов, 2024  
© Новосибирский государственный  
технический университет, 2024

## ПРОГРАММНЫЙ КОМИТЕТ КОНФЕРЕНЦИИ

- Батаев А. А.* председатель комитета, ректор Новосибирского государственного технического университета (НГТУ), д-р техн. наук, Новосибирск (Россия).
- Пустовой Н. В.* сопредседатель комитета, Президент Новосибирского государственного технического университета, д-р техн. наук, Новосибирск (Россия).
- Фомин В. М.* сопредседатель комитета, академик РАН, Научный руководитель Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, д.ф.-м.н., Новосибирск (Россия).
- Отто А. И.* сопредседатель комитета, проректор по научной работе и инновациям НГТУ, канд. техн. наук, Новосибирск (Россия).
- Панасенко С. Н.* директор Филиала ПАО «ОАК» – НАЗ им. В.П. Чкалова, Новосибирск (Россия).
- Маркович Д. М.* директор Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, д.ф.-м.н., академик РАН, Новосибирск (Россия).
- Алексеев С. В.* научный руководитель Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, д.ф.-м.н., академик РАН, Новосибирск (Россия).
- Краус Е. И.* врио директора, зам. директора по научной работе, Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН, д.ф.-м.н., Новосибирск (Россия).
- Барсуков В. Е.* директор СибНИА им. С.А. Чаплыгина, Новосибирск (Россия).
- Колубаев Е. А.* директор Института физики прочности и материаловедения СО РАН, д-р техн. наук, Томск (Россия).
- Курманов У. Э.* директор Кыргызского авиационного института им. И. Абдраимова, профессор, Бишкек (Кыргызская Республика).
- Машарский З. В.* декан факультета Гражданской авиации, Учреждение образования «Белорусская государственная академия авиации», канд. пед. наук, Минск (Республика Беларусь).

- Рзаев Э. Д.* декан факультета «Специальная техника и технологии» Азербайджанского Технического Университета, канд. техн. наук, Баку (Азербайджан).
- Ruiqi Shen* head of MIP Key Laboratory of Micro-nano Energetic Devices, Director of Institute of Space Propulsion, Nanjing University of Science and Technology, Professor, Nanjing, Jiangsu Province (China).
- Wan Fangyi* deputy dean, School of Aeronautics Northwestern Polytechnical University, Xi'an City, Shaanxi Province (China).
- Прууэл Э. Р.* директор конструкторско-технологического филиала Института гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, д.ф.-м.н., Новосибирск (Россия).
- Головин С. В.* директор Передовой инженерной школы, Новосибирский государственный университет, д.ф.-м.н., Новосибирск (Россия).
- Ткаченко И. С.* директор Института авиационной и ракетно-космической техники, Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, канд. техн. наук, Самара (Россия).
- Терехов В. И.* главный научный сотрудник Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, заслуженный деятель науки РФ, д-р техн. наук, профессор кафедры ТТФ НГТУ, Новосибирск (Россия).
- Зарко В. Е.* главный научный сотрудник Института химической кинетики и горения им. В.В. Воеводского СО РАН, д.ф.-м.н., Новосибирск (Россия).

## ОРГАНИЗАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ КОНФЕРЕНЦИИ

- Чинахов Д. А.* декан Факультета летательных аппаратов НГТУ, д-р техн. наук, председатель оргкомитета конференции, Новосибирск (Россия).
- Горбачев М. В.* заведующий Кафедрой технической теплофизики НГТУ, канд. техн. наук (председатель секции № 3), зам. председателя оргкомитета конференции, Новосибирск (Россия).
- Каменщиков В. М.* лаборант Кафедры технической теплофизики НГТУ (секретарь секции № 3), Новосибирск (Россия).
- Зверков И. Д.* профессор Кафедры самолето- и вертолетостроения НГТУ, д-р техн. наук (председатель секции № 1), Новосибирск (Россия).
- Мешков А. А.* ассистент Кафедры аэрогидродинамики НГТУ (секретарь секции 1), Новосибирск (Россия).
- Рынгач Н. А.* доцент Кафедры самолето- и вертолетостроения НГТУ, канд. техн. наук (председатель секции № 2), Новосибирск (Россия).
- Сергеев Д. С.* ассистент Кафедры самолето- и вертолетостроения НГТУ (секретарь секции № 2), Новосибирск (Россия).
- Гуськов А. В.* заведующий Кафедрой газодинамических импульсных устройств НГТУ, д-р техн. наук (председатель секции № 4), Новосибирск (Россия).
- Цыбрий А. И.* ассистент Кафедры газодинамических импульсных устройств НГТУ (секретарь секции № 4), Новосибирск (Россия).
- Бялик А. Д.* заведующий Кафедрой автономных информационных и управляющих систем НГТУ, канд. техн. наук (председатель секции № 5), Новосибирск (Россия).
- Санков О. В.* старший преподаватель Кафедры автономных информационных и управляющих систем НГТУ, (секретарь секции № 5), Новосибирск (Россия).
- Шайдуров С. В.* зам. директора НОЦ «Авиастроение» (ответственный организатор круглого стола «Наука и кадры для предприятий авиастроения»), Новосибирск (Россия).

- Саленко С. Д.* заведующий Кафедрой аэрогидродинамики НГТУ, д-р техн. наук, Новосибирск (Россия).
- Курлаев Н. В.* заведующий Кафедрой самолето- и вертолетостроения НГТУ, д-р техн. наук, Новосибирск (Россия).
- Бурнышева Т. В.* заведующая Кафедрой прочности летательных аппаратов НГТУ, д-р техн. наук, Новосибирск (Россия).
- Громов Н. В.* заведующий Кафедрой инженерных проблем экологии НГТУ, канд. хим. наук, Новосибирск (Россия).
- Немуценко Д. А.* старший преподаватель Кафедры инженерных проблем экологии НГТУ, секретарь конференции, Новосибирск (Россия).

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ОБЛИКА СТРАТОСФЕРНОГО  
ВОЗДУШНОГО СУДНА САМОЛЁТНОГО ТИПА

И.Д. Зверков<sup>1,2,а</sup>, д.т.н., проф., А.В. Крюков<sup>1,2</sup>, Р.И. Семухин<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20,

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН

630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

<sup>а</sup>E-mail zverkov@itam.nsc.ru

**Аннотация.** В работе указываются подходы к решению задачи долговременного и безопасного нахождения беспилотного самолёта в верхних слоях атмосферы на высотах в диапазоне 15-17 км. Задача имеет комплексный характер. С точки зрения аэродинамики предлагаются решения улучшения характеристик крыла при полётах на малых числах Рейнольдса и снижения общего сопротивления самолёта. С точки зрения безопасности и надёжности эксплуатации предлагаются конструктивные решения позволяющие реализовать подходы аэродинамики, сделав при этом конструкцию самолёта устойчивой к турбулентности на этапах взлёта и посадки, а так же при неблагоприятных состояниях атмосферы.

**Ключевые слова:** стратосферный самолёт, псевдоспутник, волнистое крыло, малые числа Рейнольдса, крыло изменяемого размаха, солнечные батареи.

**Abstract.** The paper indicates approaches to solving the problem of long-term and safe location of an unmanned aircraft in the upper atmosphere at altitudes in the range of 15-17 km. The task is complex. From the point of view of aerodynamics, solutions are proposed to improve the characteristics of the wing when flying at low Reynolds numbers and reduce the overall drag of the aircraft. From the point of view of safety and reliability of operation, constructive solutions are proposed that allow the implementation of aerodynamics approaches, while making the aircraft structure resistant to turbulence at the stages of takeoff and landing, as well as in adverse atmospheric conditions.

**Keywords:** stratospheric aircraft, pseudo-satellite, wavy wing, small Reynolds numbers, variable span wing, solar panels.

## Введение

Применение стратосферных беспилотных летательных аппаратов длительного полёта, (по зарубежной классификации HALE- High Altitude Long Endurance) вызывает интерес всех развитых стран, где осуществляется производство авиационной техники. Это США, страны Евросоюза и Россия [1]. Однако, не смотря на большой интерес, проявляемый к применению малоскоростных стратосферных самолётов развитие этой отрасли сдерживается. Идеологическая основа экономии энергии в крейсерском полёте на большой высоте это высокое удлинение крыла ( $\lambda > 20$ ) и малая удельная нагрузка на крыло (5-20 кг/м<sup>2</sup>). Создание такой конструкции способной противостоять атмосферной турбулентности при полёте у земли и в низких слоях атмосферы-не простая инженерная задача. Аппарат NASA Helios был потерян именно по этой причине в 2003. Российский аппарат Сова с размахом 28 метров потерпел катастрофу в 2018 году. Аппарат Airbus Zephyr был близок к побитию мирового рекорда по продолжительности полёта но потерпел аварию в 19 августа 2022 года.

Существуют работы посвящённые методике проектирование самолётов с энергетической установкой на солнечной энергии, как у нас в России так и за рубежом. В целом результаты этих работ приводят к сходному облику летательного аппарата данного класса, по этому для дальнейшего анализа остановимся на отечественной работе [2]. Данная методика, основанная на совместном решении трансформированных уравнений весового и энергетического баланса, позволяет получить основные характеристики ЛА таких как: значения взлетного веса, площади и удлинения крыла, максимальной потребной мощности силовой установки при заданной массе и энергопотреблении полезной нагрузки. В качестве примера решена задача создания аппарата для мониторинга земной поверхности с массой полезной нагрузки 25 кг. В табл. 1 приводятся основные характеристики данного летательного аппарата. На рис. 1. Представлены его геометрические размеры и компоновка.

В работе подчёркивается, что круглосуточный и круглогодичный полёт такого летательного аппарата возможен только до широты 30°. Над южными областями России круглосуточный полёт возможен только в летнее время. Важно, чтобы среднесуточное значение солнечной радиации не опускалось ниже 120 Вт/м<sup>2</sup>.

Прочностной анализ конструкции ЛА в данной работе не приводится. Даны только самые общие соображения по оценке веса крыла и указания, что аккумуляторные батареи должны располагаться в лонжероне крыла для снижения изгибающего момента в крыла в полёте. Но без детального анализа это решение для может не иметь глобального преимущества, в силу того, что тяжёлые крылья создают большой изгибающий момент на стоянке а так же при разбеге и пробеге летательного аппарата. Дополнительной сложностью в эксплуатации могут стать габариты стратосферного самолёта. При взлётном весе 215 кг его внешние габариты сопоставимы с самолётом ИЛ-76 у которого взлётный вес 170 тонн.

Очевидно, требуются некоторые аэродинамические и инженерные решения, которые при сохранение основных черт данных самолётов, обеспечивающих им ключевые

преимущества смогли бы повысить их живучесть в реальной атмосфере и при наземной эксплуатации. Решение задачи создание складного крыла и методики управления таким крылом, позволит повысить надёжность таких летательных аппаратов при сохранении всех преимуществ крыла большого размаха при полётах в стратосфере.

Таблица 1

Параметры стратосферного самолёта с неподвижным крылом

№	Параметр	Значение
1	Масса полезной нагрузки, кг	25
2	Взлётная масса ЛА	215
3	Крейсерская скорость на высоте 18 км, м/с	16.5
4	Высота баражирования, км	18-20
4	Размах крыла, м	51.5
5	Хорда крыла, м	1.75
6	Площадь крыла, м <sup>2</sup> .	88
7	Удлинение крыла	29
8	Крейсерское аэродинамическое качество	23.7
9	Удельная нагрузка на крыло, Н/м	24
10	Максимальная мощность двигателя, Вт	6475
11	Максимальная эксплуатационная перегрузка	3

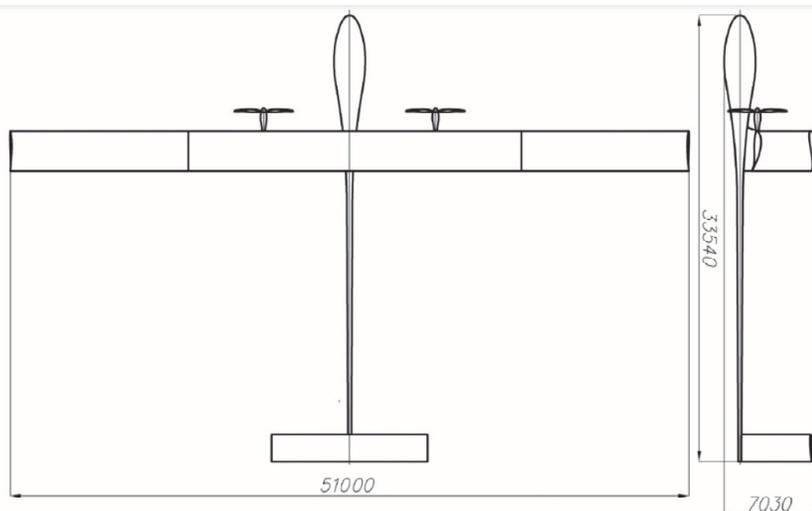


Рис. 1. Габаритный и компоновочный эскиз самолёта с фиксированным крылом энергетической установкой на солнечных батареях [2]

Исторически крыльями с изменяемым размахом и удлинением начали заниматься наши соотечественники. В Советском союзе это был Григорий Иванович Бакшаев, а во Франции Иван Иванович Манохин [3]. В дальнейшем продолжение и развитие получило именно схема И.И. Манохина. В 1975 году в Штуттгарском университете был построен планер SF-29 в полной мере реализовавший концепцию телескопического крыла [4]. В настоящее время для беспилотных летательных аппаратов конструкторы и исследователи тоже обращаются к этой теме. Как в плане исследований [5] так и в плане практической реализации данной концепции на летающих беспилотных самолётах [6]. Есть направления исследований применения крыла с переменным размахом и эластичной обшивкой, однако изменения размаха там не велико около 20% [7]. Для стратосферных самолётов телескопические крылья ещё не применялись. Существуют только работы по изменению конфигурации крыльев с изгибом по размаху для лучшей ориентации на солнце [8, 9]. Это тоже способствует энергетической эффективности летательного аппарата, но приносит осложнения по управляемости и ведёт к увеличению веса конструкции.

Смысл изменения размаха крыла как в работах 30 годов прошлого века, так и в нынешних работах на беспилотниках состоит в том, чтобы получить малую скорость на взлёте и посадке и улучшить аэродинамическое качество на крейсерской скорости полёта. Поэтому, алгоритм работы предлагался следующий: самолёт взлетает и садиться с раздвинутым крылом, а для снижения сопротивления на высокой скорости, когда аэродинамическое качество раздвинутого крыла начинает снижаться, крылья уменьшают размах и площадь. Удлинение крыла уменьшается, что с одной стороны ведёт к увеличению сопротивления, однако за счёт уменьшения площади крыла полёт происходит на значениях  $C_x$  максимального качества поэтому, можно получить суммарный выигрыш по сопротивлению 30% по сравнению с обычным крылом в изначальной конфигурации [6]. Разница между сложенным и разложенным крылом по размаху и площади составляет 1.75 раз.

В данной работе для стратосферного самолёта предлагается принципиально другой алгоритм работы. Самолёт взлетает и набирает высоту в конфигурации со сложным крылом по достижению высоты 15 км крыло раздвигается при этом площадь и размах должны увеличиться не менее чем в 2.5-3 раза. За счёт такого увеличения можно при этом ещё 2.5-3 раза снизить скорость оставаясь в диапазоне наиболее выгодных с точки зрения аэродинамического качества коэффициентах подъёмной силы. Таким образом мощность необходимую для горизонтального полёта данного летательного аппарата на высоте 15 км можно снизить от 6.5 до 9 раз по сравнению с конфигурацией, на которой происходил взлёт и набор высоты. Такая концепция в мире ещё никем не реализовывалась и не прорабатывалась.

Цель данной работы сопоставить характеристики крейсерского полёта и режима набора высоты стратосферного самолёта с неподвижным крылом, спроектированного по методике [2] и самолёта с раздвижным крылом способным изменять размах в 3 раза.

### Предполагаемые характеристики стратосферного самолёта с изменяемым размахом

В результате анализа распределения ветров по различным высотам и областям поверхности Земли [11] был сделан очень важный вывод, что крейсерская скорость стратосферного летательного аппарата не должна быть меньше 30 м/с. В противном случае он не сможет круглогодично преодолевать ветра как на высоте баражирования (18-20 км) так и особенно в области пиковых значений ветров на высотах от 13 до 16 км. Поэтому, такой показатель как крейсерской скорости должен быть не рассчитываемым, а задаваемым для летательного аппарата данного класса. Из анализа статистических данных по летательным аппаратам с силовой установкой на солнечной энергии можно сделать вывод, что полезная нагрузка не превышает 10% взлётного веса. Таким образом можно сформировать предварительный внешний вид стратосферного БПЛА с раздвижным крылом (табл. 2) рис. 2.

Для крыла выбирается высококонесущий профиль GU-16 который в ходе предварительных исследований влияния на профиль волнистой поверхности крыла показал хорошие аэродинамические характеристики и устойчивость к срыву потока.

Таблица 2

#### Параметры стратосферного самолёта с неподвижным крылом

№	Параметр	Значение
1	Масса полезной нагрузки, кг	25
2	Взлётная масса ЛА	250
3	Крейсерская скорость на высоте 18 км, м/с	30
4	Высота баражирования, км	18-20
5	Размах крыла на высоте 18 км, м	32
6	Размах крыла на высоте 0.1 км	11
5	Хорда крыла, м	1.4
6	Площадь крыла на высоте 18 км, м <sup>2</sup>	44.8
	Площадь крыла на высоте 0.1 км, м <sup>2</sup>	15.4
7	Удлинение крыла на высоте 18 км	22.9
	Удлинение крыла на высоте 0.1 км	7.9
8	Крейсерское аэродинамическое качество на высоте 18 км	38
	Крейсерское аэродинамическое качество на высоте 0.1 км	11
9	Удельная нагрузка на крыло на высоте 18 км, Н/м	55.8
	Удельная нагрузка на крыло на высоте 0.1 км, Н/м	227
10	Максимальная мощность двигателя, Вт	15000
11	Максимальная эксплуатационная перегрузка на высоте 18 км	3
12	Максимальная эксплуатационная перегрузка на высоте 0.1 км	5

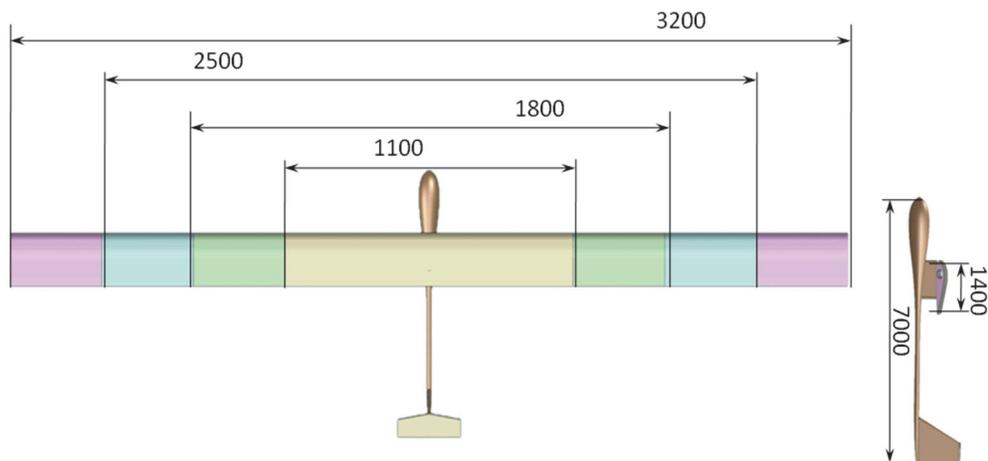


Рис. 2. Габаритный и компоновочный эскиз самолёта с раздвижным крылом

### Расчёт скорости и потребной энергии для горизонтального полёта стратосферных самолётов с классическим крылом и крылом изменяемого размаха

Для расчёта горизонтальной скорости в зависимости от высоты принимались следующие предположения. Плотность воздуха с высотой меняется по закону стандартной атмосферы значения берутся таблично из [10]

Самолёт с классическим крылом летит при значения наивыгоднейшего  $C_y$  рассчитанного для высоты 18 км  $C_y = 1.49$  [2]. Это обусловлено так же условиями максимальной перегрузки, которую может воспринять конструкция планера. Переход на меньшие показатели  $C_y$  для стратосферного самолёта с классическим крылом вызовет предельные нагрузки в случае попадания в условия турбулентности атмосферы. Для стратосферного самолёта с раздвижным крылом при условии ограничения минимальной скорости порогом 30 м/с необходимо принимать  $C_y$  максимального аэродинамического качества крыла для выбранного профили и удлинения 24 оно лежит в пределах 1-1.2 для расчётов берём  $C_y = 1$ .

Крейсерская скорость вычислялась по формуле 1.

$$V = \sqrt{\frac{2G}{c_y \rho S}} \quad (1)$$

где  $V$  – крейсерская скорость полёта самолёта, км/ч;  $G$  – взлётный вес самолёта;  $C_y$  – коэффициент подъёмной силы;  $\rho$  – плотность воздуха для текущего значения высоты, кг/м<sup>3</sup>;  $S$  – площадь крыла для текущей конфигурации, м<sup>2</sup>.

Для раздвижного крыла размах менялся ступенчато: до высоты 4 км – 11 м; до высоты 9 км – 18 м, до высоты 14 км – 25 м; выше 14 км 32 м.

На графике рис. 3. представлено распределения скорости ветра по высоте для зимнего и летнего солнцестояния для координат 50 с.ш. 80 в.д. и зависимость крейсерской скорости от высоты для стратосферных самолётов с классическим и раздвижным крылом.

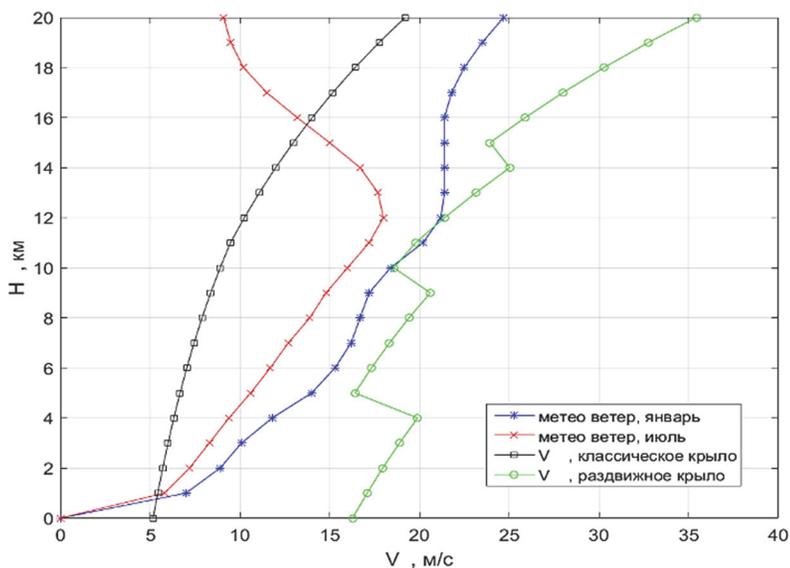


Рис. 3. Зависимость средней скорости ветра и крейсерской скорости стратосферных самолётов с классическим и раздвижным крылом от высоты

Из графиков видно, что стратосферный самолёт с классическим крылом с высоты 1 км перестаёт преодолевать метеоветер. Соответственно его сложно или даже невозможно будет вывести в заданный район полётов, и он не сможет возвращаться на аэродром вылета. Попытки же увеличить скорость путём уменьшения крейсерских значений  $S_u$  приведут к увеличенным энергозатратам, нарушающим энергетический баланс и самолёт сядет в ночное время. Кроме того, уменьшение крейсерских значений  $S_u$  может привести к режимам с разрушающей перегрузкой при полёте в неспокойном воздухе. Самолёт с раздвижным крылом уверенно преодолевает летний метеоветер и на пределе проходит зимние ветра на высоте от 10 до 12 км. Но и здесь ситуацию можно исправить если затянуть раскладывание второй ступени крыла до высоты 14 км. А затем раздвинуть сразу две ступени.

На рис. 4. даны зависимости энергетического расхода батарей с учётом всех к.п.д. преобразования энергии в тягу, необходимую для горизонтального полёта и для набора высоты.

Из графиков видно, что на высоте барражирования энергозатраты для самолёта с раздвижным крылом всего на 18 % больше, чем для самолёта с классическим крылом.

Что объясняется близкими показателями аэродинамического качества, когда раздвижное крыло полностью раздвинуто.

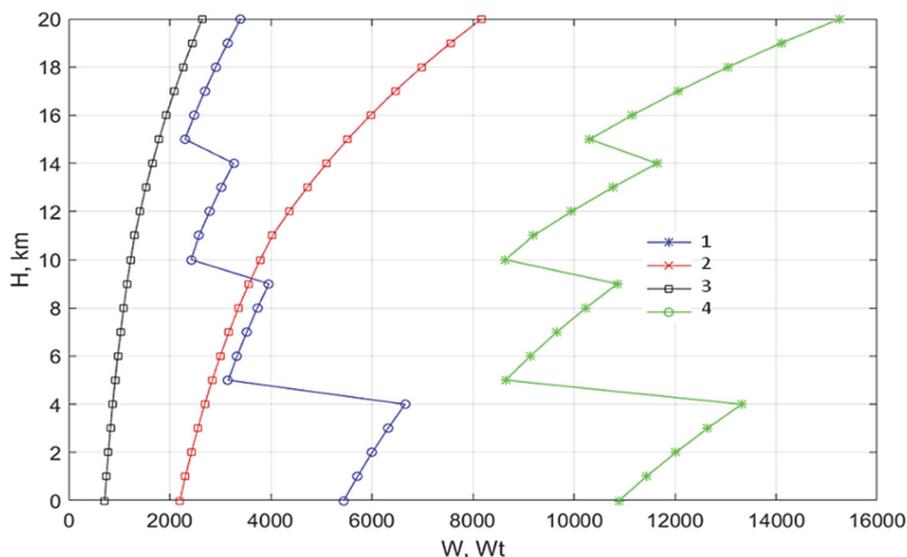


Рис. 4. Зависимость энергетического расхода аккумуляторных батарей на крейсерский полёт и на полёт с набором высоты для стратосферного самолёта с классическим и раздвижным крылом:

1 - горизонтальный полёт самолёта с раздвижным крылом; 2 - полёт с набором высоты самолёта с классическим крылом; 3 - горизонтальный полёт самолёта с классическим крылом; 4 - полёт с набором высоты самолёта с раздвижным крылом

У земли у самолёта с раздвижным крылом энергоэффективность ожидаемо хуже (в 6.5 раз), чем у классического. Однако это не имеет большого значения в силу того, что эти самолёты в низких слоях атмосферы не летают. Более интересная ситуация с энергетическими затратами на набор высоты. При одних и тех же углах набора мощность, требуемая для набора высоты для классического самолёта у земли, требуется в 5 раз меньше, чем для самолёта с раздвижным крылом, а для высоты 18-20 км в два раза меньше.

### Заключение

В работе проведен анализ крейсерских скоростей и расходуемых мощностей, требуемых для горизонтального полёта самолёта с классическим крылом с энергопитанием от солнечных батарей и самолёта с раздвижным крылом. Показано, что на Самолёт с классическим крылом, спроектированный с учётом энергоснабжения только от солнечных батарей не способен преодолевать метеоветра в зимний период на всей траектории набора высоты и высоте баражирования, а в летний период до высоты 16 км.

Увеличение скорости нарушит энергетический баланс данного летательного аппарата и приведёт к его посадке в ночное время, кроме того, малый взлётный вес и большие габариты такого самолёта способствуют возможности его повреждения как атмосферной турбулентностью, так и при эксплуатации на земле.

Целесообразным выглядит техническое решение сделать самолёт с изменяемым как минимум в 3 раза размахом крыла и силовой установкой, использующей водородное или углеводородное топливо. При этом необходимо учесть, что вода, получаемая в результате работы силовой установки, должна собираться и оставаться на борту чтобы не уменьшать массу летательного аппарата и держать крейсерскую скорость не ниже 30 м/с.

Работа поддержана грантом РНФ 24-29-00329.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ:

1. Цуканов И.Р., Азман А.В. Решаемые проблемы, преимущества и перспективы развития стратосферных беспилотных летательных аппаратов // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2023. – № 2. – С. 335–39.
2. Самойловский А.А., Лисейцев Н.К. Методика определения основных проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих для полёта энергию солнечного излучения // Вестник Московского авиационного института. – 2015. – №3. – С. 7–16.
3. Кузьмин Ю. Раздвижное крыло // Авиация и космонавтика: вчера, сегодня, завтра. – 2010. – № 4. – С. 33–34 : схемы. - (Из истории авиации).
4. Telescoping Wing [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://akaflieg-stuttgart.de/en/projects/fs29-telescope-wing/>
5. Rafic M Ajaj , Michael I Friswell , et al. An integrated conceptual design study using span morphing technology // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. - 2014. - Vol. 25(8). - P. 989-1008 DOI: 10.1177/1045389X13502869.
6. João R.C. Mestrinho , João M.I. Felício, et al. Design Optimization of a Variable-Span Morphing Wing // Proceeding of 2nd International Conference on Engineering Optimization, , Lisbon, Portugal, 6–9 September 2010.
7. R.M. Ajaj et al., Span morphing using GNATSpar wing, Aersp.Sci.Technol DOI: 10.1016/j.ast2016.03.009
8. Mi ngjian Wu, Tianhang Xiao, et al. Optimal Flight Planning for a Z-Shaped Morphing-Wing Solar-Powered Unmanned Aerial Vehicle // J.Guidance. – 2018. – Vol. 41. – No. 2. – P. 497-505.
9. Mostafa E. E., Mohamed A. A. Aerodynamic Applicability of Morphing Wing for Solar Powered Unmanned Aerial Vehicles // Proceedings of ICFD13: Thirteenth International Conference of Fluid Dynamics, Cairo, EGYPT, 21-22 December, 2018.
10. ОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Обозначение : дата введ. 1982- 07-01. – Москва : Ордена «Знак Почета» Издательство стандартов, 1981. - 165 с.
11. ГОСТ 24728-81. Ветер. Пространственное и временное распределение характеристик : дата введ. 1979-01-01. – Москва : Ордена «Знак Почета» Издательство стандартов, 1981. – 88 с.

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ УДАРНЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ, В ТОМ ЧИСЛЕ ГРАДА, НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНСТРУКТИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

Г.Ф. Рудзей<sup>1,2</sup>, д.т.н., главный научный сотрудник,  
Д.Н. Смирнов<sup>1,2</sup>, к.т.н., заместитель директора по научной работе,  
С.В. Шейфер<sup>1,2</sup>, начальник отдела перспективных исследований

<sup>1</sup>ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина», <sup>2</sup>МБОУ ВО «НГТУ»  
<sup>1</sup>630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21  
<sup>2</sup>630073, Россия, г. Новосибирск, ул. Выставочная, 36  
sheyfers@sibnia.ru

**Аннотация.** Исследовано влияние ударных повреждений в области различных концентраторов напряжений на статическую прочность и усталостную долговечность конструктивных образцов из углепластика АСМ-102-С130UD. Определены уравнения регрессии функций  $\sigma_p = f(E)$ ;  $d = f(E)$  при статическом и  $\lg N = f(\lg \sigma_{\max})$  при усталостном нагружении, необходимые при оценке ресурса авиационных конструкций.

**Ключевые слова:** углепластик, ударные повреждения, концентраторы напряжений, статическая прочность, усталостная долговечность, уравнения регрессии.

**Annotation.** The impact of shock damage in the area of various stress concentrators on the static strength and fatigue life of structural samples made of carbon fiber AFM-102-C130UD is investigated. The regression equations of the functions  $\sigma_p = f(E)$ ;  $d = f(E)$  under static and  $\lg N = f(\lg \sigma_{\max})$  under fatigue loading are determined, which are necessary for assessing the resource of aircraft structures.

**Key words:** carbon fiber, shock damage, stress concentrators, static strength, fatigue durability, regression equations.

### Введение

Значительное влияние на прочность и усталостную долговечность элементов конструкций из углепластика могут оказывать как технологические дефекты, так и повреждения, получаемые при эксплуатации воздушных судов. Исследованием и классификацией ударных повреждений, получаемых в эксплуатации, на протяжении нескольких лет занимались специалисты двух ведущих отечественных научных центров — Государственного научно-исследовательского института гражданской авиации (ГосНИИ ГА) и Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). Результаты их работы отражены в [1]. Отмечено, что наибольшую опасность для безопасности металлических конструкций представляют усталостные повреждения основных силовых элементов и коррозионные повреждения. Но большой объём исследований и комплекс методов расчетно-экспериментального обеспечения, разработанных конструктивно-технологических мероприятий и контроля технического состояния позволяют обеспечивать требования по обеспечению требуемого ресурса и надёжности ЛА. Случайные механические повреждения конструкции возникают в результате ударного воздействия на неё в процессе выполнения полета, технического обслуживания, перемещения по аэродрому или на стоянке. В металлических конструкциях они составляют 10–15%

повреждений конструкции. Спектр таких случайных ударных воздействий в эксплуатации разнообразен как по источникам, так и по интенсивности ударов. Это удар птицы, попадание в град, удары обломков двигателя или протекторами шин, удары инструментом или оборудованием при техническом обслуживании, столкновение с наземными средствами технического обслуживания или другим ВС, случайные удары грузами при погрузке и т. д. В металлических конструкциях им уделялось меньшее внимание, хотя, например, известно, что зёрна града диаметром менее 2 см производят в худшем случае незначительные повреждения обшивки самолёта, а зерна града диаметром 5 см могут причинить самолёту серьёзные повреждения.

По утверждению авторов вышеназванной работы в силу особенностей свойств углепластиков, которые имеют очень высокие характеристики долговечности и в принципе не подвержены коррозии (опасность представляет крепёж в соединениях ПКМ), именно возможные в эксплуатации случайные ударные воздействия стали одним из основных факторов риска при создании силовых авиационных конструкций из композиционных материалов. В работе [1] дано детальное описание видов повреждений и присвоен свой код классификации. Среди них: разрыв и сквозная трещина элемента, деформация, обрыв крепежа, вырыв пробоина или вмятина обшивки, расслоение (отслоение) обшивки, царапина, забоина, риски, обширное повреждение (разрушение элемента). Наиболее частым видом эксплуатационного повреждения является деформация (вмятина) без разрыва обшивки и без повреждения силового каркаса (56,4 % исследованных случаев). Наиболее повреждаемыми агрегатами конструкции являются фюзеляж и крыло без механизации (отдельно выделены повреждения законцовок крыла, на долю которых приходится 25% от всех повреждений, выявляемых на крыле без учета механизации).

Оценки влияния случайного ударного повреждения в эксплуатации на прочностные характеристики встречаются не часто. Нужна общая методология исследований по оценке наиболее значимых ударных повреждений в композитах при эксплуатации на усталостную долговечность.

Поэтому в работе [2] нами осуществлена экспериментальная оценка влияния единичных ударных повреждений на прочность и долговечность гладких образцов и образцов клеевых соединений при сжатии. Проведены исследования ударных повреждений на образцах из композиционных материалов НМ120 Т800-24К ER450-32%; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.34; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.38; ВКУ-25/SYT 49 (S); ВКУ-28/SYT 55 (S) и АСМ-102 - С130UD. Поглощённые энергии удара ( $E$ , Дж) для гладких образцов с габаритами  $100 \times 150 \times 5$  (7) мм до 40 Дж, для образцов клеевого соединения с габаритами  $100 \times 400 \times 7$  мм – до 140 Дж. Оценено влияние схемы укладки волокон на глубину отпечатка ( $d$ ) при нанесении повреждений с различной энергией удара. С целью определения релаксации деформации с помощью индикатора часового типа (с точностью до 0,01 мм) измерена глубина отпечатка сразу после нанесения повреждения и после экспозиции в спокойном состоянии в течение 7, 90 и большего числа времени ( $t$ ) суток. Это связано с тем, что с течением времени отпечатки от ударных повреждений могут становиться меньше, а повреждающий эффект остается. Эта особенность становится опасной при визуальном контроле ВС.

Установлено следующее.

1. Сравнение глубины отпечатка при одинаковой энергии удара для различных ПКМ толщиной около 5 мм показало, что при  $E = 30$  Дж глубина отпечатки  $\approx 0,3$  мм, при  $E = 40$  Дж глубина отпечатка меньше у ПКМ АСМ-102-120 примерно на 30 %.

2. У образцов из ПКМ НМ120 Т800-24К ER450-32%; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.34; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.38, АСМ-102-120 толщиной 4.7...5,6 мм и ВКУ-28/SYT 55 (S) и ВКУ-28/SYT 55 (S) толщиной около 8 мм влияние схемы укладки для конкретного ПКМ невелико. Наибольшая глубина отпечатков в исследованном диапазоне энергии удара (25–40 Дж) характерна для углепластиков ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.34; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12, АСМ-102-120 при схеме укладки 25/50/25. После экспозиции при комнатной температуре около 48 месяцев среднее снижение глубины отпечатка  $\approx 21$  %.

3. У образцов из ПКМ АСМ-102-120 при энергии удара  $E = 25...30$  Дж наименьшая глубина отпечатка и наименьшее разрушающее напряжение (соответственно  $\sigma_p = 191$  и 185 МПа) у образцов схемы укладки 25/50/25. Во всех случаях наибольшее разрушающее напряжение при сжатии у схемы укладки 50/40/10 (выше 230 МПа). Среднее снижение глубины отпечатка за 7 суток экспозиции  $\approx 4$  %, за 90 суток  $\approx 7$  %.

4. При одинаковой толщине выше рассмотренных ПКМ глубина отпечатка линейно зависит от величины энергии удара. Построены графики функций  $d = f(E)$ , позволяющие оценить глубину отпечатков при заданной величине  $E$  в исследованном интервале времени и записаны уравнения регрессии (табл. 1).

Т а б л и ц а 1

**Уравнения регрессии для оценки релаксационных процессов по глубине ударного повреждения. Габариты образцов 100 × 150 × 7 мм**

№	ПКМ	Толщина $h$ , мм	Диапазон $E$ , Дж	Длительность экспозиции, сут	Уравнение регрессии
1	ПКМ НМ120 Т800-24К ER450-32%; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.34; ВКУ-45 Ж/ВМТ-12 К.ОЖН.38	4.7...5,6	30...40	0 1460	$d_1 = 0,098E - 2,75$ $d_2 = 0,085E - 2,45$
2	ВКУ-28/SYT 55 (S) и ВКУ-28/SYT 55 (S)	8	50...60	0 1460	$d_3 = 0,002E + 0,32$ $d_4 = 0,002E + 0,24$
3	АСМ-102-120	4,8...5,0	25...40	0 90	$d_1 = 0,029E - 0,58$ $d_2 = 0,029E - 0,58$
4	Клеевые соединения АСМ-102-130 С130UD	7,0...7,3	30...100	0	$d = 0,011E - 0,27$

Целью данной работы является оценка влияния ударных повреждений в области концентраторов напряжений на статическую прочность и усталостную долговечность конструктивных элементов ЛА.

## Образцы, оборудование и методики исследований

Проведены испытания гладких образцов с габаритами  $36 \times 210 \times 4$  мм и гладких образцов клеевых соединений с габаритами  $110 \times 400 \times 7$  мм, образцов с имитаторами центральной (длиной 10 мм, шириной 0,5 мм) и боковых трещин (по 10 мм). Материал образцов АСМ-102-С130UD. Везде схема укладки 50/40/10. Гладкие малые образцы испытаны при растяжении и сжатии, остальные образцы – только при сжатии.

Статические и усталостные испытания при растяжении и сжатии проведены на электрогидравлических пульсаторах Instron-10, MTS-100. Для исключения потери устойчивости при сжатии образцов малой длины дополнительно использовано ограничивающее выполненное с учетом рекомендаций ГОСТ Р 56788-2015, образцов длиной 400 мм –дополнительно изготовленное приспособление. Частота циклического нагружения  $f \approx 5$  Гц, минимальная нагрузка цикла при циклическом растяжении и сжатии (по модулю) приближалась к нулю ( $0,1 P_{\max}$ ).

Технология нанесения удара включала следующее. Удар падающим грузом малых по габаритам образцов осуществлён на башенном копре INSTRON CEAST 9350 со строгой фиксацией положения середины образца. На крупных образцах длиной 400 мм с различными концентраторами напряжений для нанесения ударов использован маятниковый копёр 2130 КМ-0.3, предназначенный для испытания материалов на ударную вязкость. Испытания проведены при температуре окружающей среды.

Каждую группу образцов подвергали удару с заданной энергией. Удар по образцу на маятниковом копре осуществляли сферическим наконечником молота с радиусом сферы 12,5 мм. При нанесении ударов приняты меры по исключению их повторения после отскока молота. Энергия удара определена по формуле:

$$E = G_m R (\cos \alpha_k - \cos \alpha_0),$$

где  $G_m$  – вес молота,  $R$  – расстояние от оси вращения до центра тяжести молота,  $\alpha_k$  – угол отскока молота от образца после удара,  $\alpha_0$  – начальный угол отклонения молота.

В области концентраторов напряжений удары осуществляли с одной и с двух их сторон по поперечной оси образца. В каждом конкретном случае образец смещали так, чтобы можно было при ударе выходить на край концентратора. Глубина отпечатка от ударного воздействия измерена сразу после удара.

Статистическая обработка результатов исследований статической прочности выполнена на основании гипотезы о нормальном законе распределения полученных данных, усталостной долговечности – на основании гипотезы о логарифмически нормальном законе распределения долговечности [3].

Для прогнозирования долговечности элементов конструкций из углепластиков по результатам усталостных испытаний выборки небольшого объема был использован вероятностный метод, изложенный в работах [4, 5]. Метод базируется на известной линейной зависимости между логарифмом усталостной долговечности и логарифмом действующих при испытаниях в образцах напряжений:  $\lg N_i = a + b \lg \sigma_{\max i}$ . В процессе статистической обработки результатов многочисленных испытаний образцов из углепластиков при сжатии установлена линейная зависимость между коэффициентами  $a$  и  $b$

уравнений. Для образцов с отверстием и клее-болтовых соединений  $b = 1,12 - 0,38a_i$ . На основании результатов испытаний на одном уровне нагружения из уравнения  $\lg N_i = a + (1,12 - 0,38a) \lg \sigma_{\max i}$  определяли коэффициент  $a$ , затем вычисляли коэффициент  $b$ , что позволило рассчитывать значения долговечности при разных величинах  $\sigma_{\max i}$ . Объёмы экспериментальных исследований с целью построения кривых усталости значительно сокращаются, что способствует осуществлению оперативного оценивания влияния различных конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов на усталостную долговечность образцов материалов и элементов конструкций.

### Результаты испытаний

Малые по габаритам образцы испытаны на сжатие и растяжение. Графики зависимости разрушающего напряжения ( $\sigma_{\text{разр}}$ ) от величины энергии удара и кривые усталости приведены на рис. 1. Напряжения приведены по модулю. Чем больше величина энергии удара, тем больший получен разрушающий эффект. Статическая прочность при растяжении гладких образцов в 1,8 раза выше, чем при сжатии, а образцов с ударными повреждениями — выше почти в 3 раза. Следовательно, разрушение от ударных повреждений опаснее для элементов, работающих при сжатии.

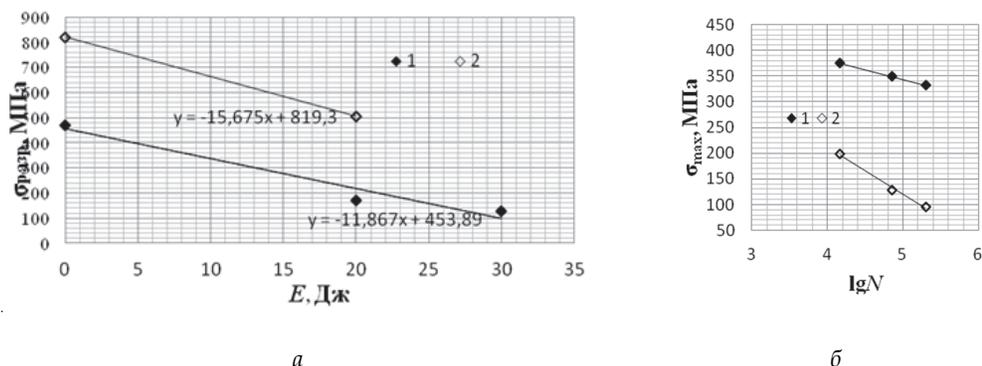


Рис. 1. Зависимости разрушающего напряжения от энергии удара (а) при сжатии (1) и растяжении (2), кривые усталости при сжатии (б) гладких образцов (1) и образцов с ударным повреждением (2) при  $E = 20$  Дж

При малых ударных повреждениях ( $d \approx 0,1$  мм) при циклическом растяжении даже на высоких уровнях нагружения ( $0,8 \sigma_{\text{разр}}$ ) не произошло разрушение образцов на базе испытаний  $10^6$  циклов. В ходе наработки отмечено циклическое упрочнение образцов: их статическая прочность увеличилась в 1,12...1,3 раза. При циклическом сжатии в диапазоне  $\sigma_{\max} = 200 \dots 350$  МПа у образцов с ударными повреждениями от энергии удара  $E = 20$  Дж одинаковая долговечность достигается при напряжениях в среднем в 2,3 раза меньших, чем для образцов в исходном состоянии. Уравнения регрессии записаны в табл. 2.

Для всех типов образцов клеевых соединений с габаритами  $110 \times 400 \times 7$  мм ударные повреждения с  $E = 45$  и  $75$  Дж привели к снижению статической прочности по сравнению

с исходными образцами. Например, для гладких образцов произошло уменьшение соответственно в 1,66 и 1,78 раза, для образцов с боковыми надрезами (по 10 мм) — в 1,31 и 1,35 раза. В образцах с имитацией центральной трещины длиной 10 мм нанесение ударного повреждения (при  $E = 45$  Дж) с одной стороны концентратора снизило разрушающее напряжение в 1,35 раза, с двух сторон — в 1,47 раз.

Результаты испытаний гладких образцов и образцов с центральным ударным повреждением клеевого соединения с габаритами  $110 \times 400 \times 7$  мм при сжатии отражены на рис. 2. Испытаны 3 группы образцов: образцы в исходном состоянии, образцы после нанесения бойком ударного повреждения с энергией удара  $E = 45$  Дж ( $d \approx 0,32$  мм) и с  $E = 75$  Дж ( $d \approx 0,84$  мм). На рис. 2 построены графики функций  $\sigma_{\text{разр}} = f(E)$ ,  $d = f(E)$ . Они линейны, записаны уравнения регрессии. Ударные повреждения при энергии удара  $E = 45$  и 75 Дж привели к значительному снижению усталостной долговечности образцов клеевых соединений. Кривые усталости построены на рис. 6, а. Так значение долговечности  $N \approx 53600$  циклов для образцов без ударных повреждений происходит при  $\sigma_{\text{max}} = 307$  МПа, для образцов с ударными повреждениями  $E = 45$  и 75 Дж — при  $\sigma_{\text{max}} = 131 \dots 141$  МПа соответственно. Уравнения регрессии записаны в табл. 2.

По аналогии проведены статические и усталостные испытания образцов с имитацией центральной трещины и с ударными повреждениями в вершинах трещины клеевого соединения толщиной 7 мм при сжатии ( $E = 45$  Дж с одной и двух сторон от вершины трещины), образцов с боковыми надрезами при  $E = 45$  и 75 Дж у каждой вершины. Уравнения регрессии представлены в табл. 2.

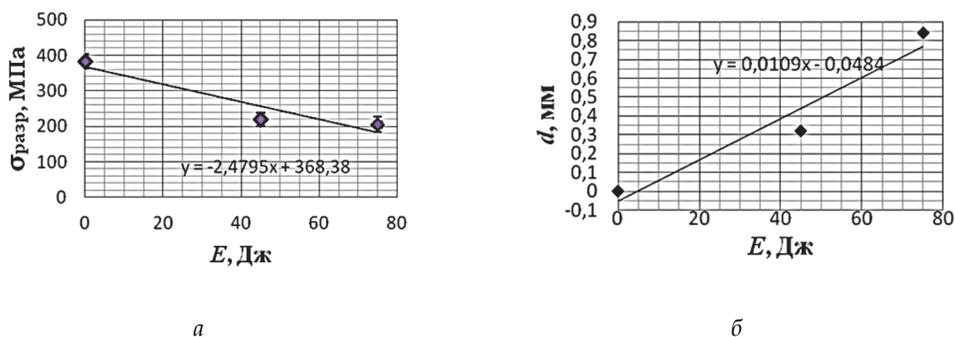


Рис. 2. Зависимость от величины энергии удара разрушающего напряжения (а) и глубины отпечатка (б) для гладких образцов клеевого соединения при сжатии

Для примера на рис. 3, б построены кривые усталости образцов с центральной трещиной в исходном состоянии, после ударного повреждения при  $E = 45$  Дж с одной стороны и с двух сторон вершины трещины.

Из рис. 3, б видно, что при ударных повреждениях в области вершины центральной трещины ( $d_{\text{ср}} \approx 0,12$  мм) происходит снижение числа циклов до разрушения. Так долговечность 50120 циклов ( $\lg Ni = 4,7$ ) для образцов без ударных повреждений получена при  $\sigma_{\text{max}} = 310$  МПа, образцов с односторонним повреждением — при  $\sigma_{\text{max}} \approx 250$  МПа, с двусторонним повреждением — при  $\sigma_{\text{max}} \approx 200$  МПа.

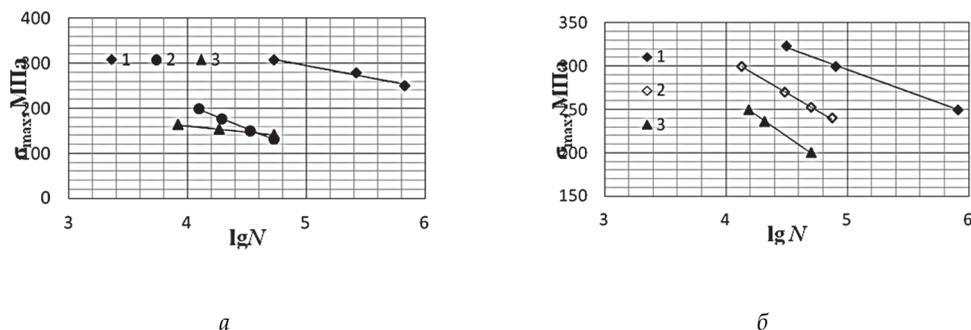


Рис. 3. Кривые усталости образцов клеевых соединений (а) при  $E = 0$  (1), 45 (2) и 75 (3) Дж и образцов с центральной трещиной (б) в исходном состоянии (1), после ударного повреждения при  $E = 45$  Дж с одной (2) и с двух сторон (3) вершины трещины

Образцы с боковыми надрезами в исходном состоянии не были разрушены на высоком уровне нагружения  $\sigma_{max} = 0,8 \sigma_{разр}$  (198 МПа) на базе испытаний 600000 циклов. Они статически доломаны. В ходе циклической наработки их остаточная прочность оказалась  $\approx 1,3$  раза выше, чем в исходном состоянии. Образцы с ударными повреждениями при энергии удара 45 и 75 Дж имели примерно одинаковую долговечность при высоком разбросе свойств, особенно при  $E = 75$  Дж.

Обобщенные результаты испытаний приведены в табл. 2.

Т а б л и ц а 2

### Виды испытаний и уравнения регрессии

№	Тип образца	Диапазон $\sigma_{max}$ , МПа	Уравнения регрессии при усталости	Уравнения регрессии при статике
1	Гладкие образцы ( $36 \times 210 \times 4$ мм) – исходное состояние; – сжатие (растяжение) – $E = 30$ Дж; – $E = 20$ Дж	330...375  100...200	Сжатие $\lg N = 59,0598 - 21,3227 \lg \sigma_{max}$  Растяжение $\lg N_{20} = 12,5013 - 3,6305 \lg \sigma_{max}$	Сжатие $\sigma_p = 819,3 - 15,675E$ , растяжение $\sigma_p = 453,9 - 11,867E$
2	Гладкие образцы ( $110 \times 400 \times 7$ мм), сжатие, - исходное состояние; – $E = 45$ Дж; – $E = 75$ Дж	250...310 135...200 145...160	$\lg N = 35,415 - 12,338 \lg \sigma_{max}$ $\lg N = 12,071 - 3,467 \lg \sigma_{max}$ $\lg N = 31,504 - 12,454 \lg \sigma_{max}$	$\sigma_p = 368,38 - 2,48E$ $d = 0,048 - 0,011E$
3	Образцы с имитацией центральной трещины ( $110 \times 400 \times 7$ мм), сжатие – с центральной трещиной – с одной стороны трещины, $E = 45$ – с двух сторон трещины, $E = 45$ Дж	235...325 235...300 200...250	$\lg N_i = 36,32 - 12,68 \lg \sigma_{maxi}$ $\lg N_i = 23,13 - 7,67 \lg \sigma_{maxi}$ $\lg N_i = 16,91 - 5,31 \lg \sigma_{maxi}$	$\sigma_{p1} = 404 - 1,969E$ $\sigma_{p2} = 404 - 2,689E$

Окончание табл. 2

№	Тип образца	Диапазон $\sigma_{\max}$ , МПа	Уравнения регрессии при усталости	Уравнения регрессии при статике
4	Образцы с боковыми надрезами (110 × 400 × 7 мм), сжатие – с боковыми надрезами; – у каждой вершины, $E = 45$ Дж; – у каждой вершины, $E = 75$ Дж	144...194	$\lg N = 7,834 - 1,857 \lg \sigma_{\max}$	$\sigma_p = 237,36 - 0,87E$ $d = 0,003E + 0,009$

### Заключение

Исследовано влияния ударных повреждений в области концентраторов напряжений на статическую прочность и усталостную долговечность гладких образцов, образцов с имитаторами центральной трещины, боковых трещин из углепластика АСМ-102-С130UD при вариации величины энергии удара.

При статических испытаниях записаны уравнения регрессии типа  $\sigma_{\text{разр}} = f(E)$  и  $d = f(E)$ . При усталости впервые установлены уравнения регрессии  $\lg N_i = a + b \lg \sigma_{\max i}$  для образцов с ударными повреждениями с учётом величины энергии удара.

Полученные результаты могут быть использованы разработчиками ЛА при оценке статической прочности и ресурса конструктивных элементов с учетом ударных повреждений, в том числе от града.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Фейгенбаум Ю.М., Дубинский С.В., Божевалов Д.Г [и др.]. Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учётом случайных эксплуатационных ударных воздействий / М: АО «РИЦ «ТЕХНОСФЕРА», 2018. - 505 с.
2. Рудзей Г.Ф., Калюта А.А. Обеспечение прочности и усталостной долговечности элементов авиационных конструкций из углепластиков / Монография. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2023. - 338 с.
3. Степнов М.Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний. Справочник / М.Н. Степнов, А.В. Шаврин. - М. : Машиностроение, 2005. - 344 с.
4. Рудзей Г.Ф. О взаимосвязи параметров кривой усталости и возможности прогнозирования усталостной долговечности элементов конструкций / Деформация, разрушение материалов, 2014. - № 1. - С. 41–48.
5. Рудзей Г.Ф. Прогнозирование усталостной долговечности элементов конструкций из авиационных сплавов и композиционных материалов / Г.Ф. Рудзей. Монография. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2019. - 176 с.

## РАЗРАБОТКА ПОДХОДОВ К СНИЖЕНИЮ ТРУДОЗАТРАТ НА ПРОВЕДЕНИЕ ПОДЕТАЛЬНЫХ РАСЧЕТОВ ПРОЧНОСТИ ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Д.С. Глуздов<sup>1</sup>, А.А. Хахленкова, Д.А. Шаталина, О.А. Михайлова

*Исследовательский Комплекс Центра Технологического Обеспечения*

*630090, Россия, г. Новосибирск, Инженерная, 20*

*<sup>1</sup>E-mail: gluzdov.ds@ikcto.ru*

**Аннотация.** В работе представлен опыт инженеров по уменьшению трудоемкости расчетов прочности конструкции пассажирского самолета. Освещены проблемы недостатка стандартных подходов к процедурам расчетов: большой порог вхождения для начинающих специалистов, большие трудозатраты на сопровождение расчетов – оформление документации, проведение уточняющих расчетов, сложности при изменении исходных данных. Представлено описание текущих подходов к решению обозначенных проблем и планы по их устранению в будущем.

**Ключевые слова:** подетальные расчеты прочности, оценка авиационной прочности, автоматизация, скрипты, CAE, работа с данными.

**Abstract.** This paper highlights the problems in aircraft structural analysis which consist of the lack of standard approaches to calculation procedures: the high entry threshold for novice specialists, and high labor costs for supporting calculations – e.g. documentation, verifications, input data changes. A description of current solutions for the identified problems and plans for their elimination in the future are presented.

**Keyword:** aircraft structural analysis, automatization, scripts, CAE, data analysis.

### Введение

При расчете на прочность масштабных конструкций ответственного назначения, состоящих из множества нетиповых деталей, широко применяется метод конечных элементов (МКЭ). В некоторых случаях применение МКЭ не может полностью заменить расчеты аналитическими методами сопротивления материалов, проверенных и отработанных годами. Применение для расчетов в крупных проектах полностью только CAE-программ невозможно в обозримой перспективе ввиду большого порога входа для среднестатистического специалиста. Получение точных действующих напряжений при помощи только МКЭ требует от специалиста глубоких знаний о типах используемых элементов, способах построения сетки, учете концентраторов напряжений, верификации и валидации модели. Более того, при использовании только МКЭ возрастают требования к подробности сетки, что приводит к увеличению времени расчетов в экспоненциальной прогрессии [1]. Поэтому необходимо развитие вспомогательных инструментов и программного обеспечения, сокращающего трудоемкости при расчетах с использованием аналитических методов, а также облегчающих путь вхождения начинающих инженеров в область расчетов прочности в большой авиации и других подобных направлениях.

**Особенности подетальных расчетов на прочность в авиастроении.** Расчет на прочность конструкций любой сложности в различных отраслях машиностроения, как правило, сводится к расчету действующих в конструкции напряжений и сравнению их с допускаемыми. Типичная процедура расчета прочности какой-либо детали или сборки условно сводится к двум этапам:

- построение конечно-элементной модели (КЭМ) на основе специализированных программ и имеющихся 3D-моделей и ее расчет на заданные нагрузки;
- анализ полученного напряженно-деформированного состояния (НДС), расчет на прочность и составление отчета по результатам этого расчета.

Но оценка прочности конструкции в авиационной отрасли – гораздо более сложный процесс. Авиационные конструкции рассчитываются не по допускаемым напряжениям, как в общем машиностроении, а по разрушающим, поскольку основная цель инженеров при проектировании самолетов – минимальная его масса при максимальных эксплуатационных характеристиках. Необходимость расчета по разрушающим нагрузкам компенсируется высокой точностью определения этих нагрузок, а также применением различных методов расчета прочности (как правило, аналитических).

Аналитический метод основан на использовании формул и уравнений для оценки прочности. Этот метод часто применяется для простых и стандартных конструкций, где можно использовать упрощенные предположения и уравнения, чтобы получить решение. Формулы для расчета приводятся в различных книгах, таких как В.И. Ануриев «Справочник конструктора – машиностроителя», В.Т. Лизин «Проектирование тонкостенных конструкций» [2, 3] и др. Также широко применяются методы, принятые в Boeing в середине XX века. Наиболее полное собрание методик расчета для металлических деталей, которые используются в авиастроении до сих пор, приведено в книге Майкла Нью «Airframe stress analysis and sizing» [4].

Частыми проблемами, с которыми приходится сталкиваться инженерам-расчетчикам при работе над задачами подетальных расчетов прочности авиационных конструкций, являются:

- строгие требования к степени подробности и качеству конечно-элементной (КЭ) сетки, что увеличивает трудозатраты на построение качественной расчетной модели;
- большой объем моделирования, и, как следствие, большой объем обрабатываемых результатов – сотни методик и деталей, тысячи расчетных случаев нагружения;
- сложности с оформлением отчетных документов, связанные с большим объемом приводимых в них расчетов (проверок прочности) и необходимостью подробно представлять результаты расчетов.

Для того, чтобы уменьшить трудозатраты на построение детальных КЭМ и проведение расчетов, применяются различные частные решения, например:

- использование приемов редуцирования глобальной КЭ-сетки и подмоделирования (submodeling);
- построение сетки с помощью оболочечных элементов;
- локальное уточнение КЭ-сетки, в отдельных случаях;

- автоматизация построения типовых конечных элементов в КЭМ (например, крепежа Рутмана [5]);
- автоматизация обработки результатов, полученных по КЭМ, с использованием принятых в компании методик, а также имеющихся или написанных самостоятельно скриптов или специальных программ;
- оформление отчетных документов с использованием определенных методов, позволяющих при обновлении результатов расчета не переписывать отчет вручную.

**Известные подходы к проведению и оформлению подетальных расчетов прочности.** Существует пять основных известных авторам подходов к проведению и оформлению подетальных расчетов прочности в авиационной отрасли:

1. Расчеты реализуются в КЭМ путем вычисления действующего эквивалентного напряжения. Запас определяется отношением предельного напряжения к действующему. Данный подход позволяет реализовать достаточно простые расчеты, но не соответствует принятым в авиационной промышленности стандартам;

2. Расчеты реализуются в КЭМ, результаты обрабатываются с помощью специальных скриптов, в которых реализованы необходимые проверки прочности. Результатом работы этих скриптов является найденный критический расчетный случай (РС) и соответствующие ему коэффициенты запаса прочности и действующие силовые факторы. Недостатком этого подхода является необходимость вручную выводить силовые факторы для всех РС, как того требуют некоторые проверки прочности. Отчет по прочности при таком подходе не содержит подробных исходных данных и этапов расчета, что усложняет процесс проверки.

3. Полученные по КЭМ силовые факторы обрабатываются в Excel, и отчет по прочности оформляется в этом же Excel-файле. Основная сложность работы с таким форматом отчета - его нестандартный вид, требующий определенных доработок и внимательности от разработчика. Главный недостаток - трудность сопровождения и оформления отчета.

4. Расчеты проводятся по КЭМ. Полученные силовые факторы используются для проведения проверок, при этом каждая из проверок оформляется в Excel-файл. Отчет по прочности оформляется в текстовом редакторе Word с использованием полученных результатов. Данный подход удобнее, чем оформление отчета в Excel. С точки зрения оформления и сопровождения отчета. Недостатком является необходимость оформления дополнительного файла для отчета и необходимость переноса данных из расчетного Excel-файла в отчет.

5. Полученные по КЭМ силовые факторы обрабатываются в Excel, как и в предыдущих двух подходах. Отличие в том, что связь расчетного файла с отчетным файлом реализуется через гиперссылки. Данный подход при необходимости позволяет легко актуализировать данные, в случае если изменились результаты расчета в КЭМ. Однако недостатком являются высокие требования к инженеру с точки зрения знаний инструментов и подходов к автоматизации работы с подобными файлами.

Все описанные выше подходы применяются при проведении расчетов прочности разными командами и компаниями в большой авиации. Наличие такого разнообразия подходов к расчетам приводит к сложности передачи знаний из-за уникальности опыта каждого инженера. Различные требования специалистов, предъявляемых к исполнителю при проверке отчетов, влекут за собой существенное увеличение трудоемкости проведения подетальных расчетов, так как отсутствуют единые принятые стандартизированные методики и подходы к расчетам в авиационной отрасли.

**Будущие подходы к автоматизации прочностных расчетов.** Для решения описанных выше проблем инженеры разрабатывают утилиты и единые программные комплексы для проведения расчетов. В работе каждого современного специалиста активно применяются такие инструменты разработки, как Visual Basic, PowerQuery, PowerShell, C#, .Net, Matlab, Python и др. С их помощью в ходе работы над подетальными расчетами прочности пассажирского самолета авторами были разработаны скрипты для размеривания геометрии, построения и проверки элементов крепежа Рутмана, создания групп, анализа устойчивости, автоматического снятия силовых факторов с различных деталей САЕ-моделей в требуемом формате (1D-, 2D-, 3D-элементы, крепеж Рутмана, сечения Freebody и др.), скрипты расчета композитных элементов, стандартизированные расчетные файлы с полуавтоматизированным оформлением и т. д.

Большой набор полученных инструментов для эффективного его использования и развития требует разносторонних знаний и, в дальнейшем, систематизации, в том числе через совмещение разработанных подходов в единый программный продукт. В настоящее время авторы ведут работу по созданию единого программного комплекса для проведения подетальных расчетов прочности. Инженеры различных компаний создают собственные решения для ускорения разработок [6], однако на текущий момент не существует программного комплекса, достаточно удобного для замены существующих отдельных инструментов и разработанных отдельными инженерами подходов. Тем не менее, наличие подобного продукта способно значительно ускорить работу тысяч инженеров, занимающихся подетальными расчетами прочности, и является одним из приоритетов разработки в рамках развития технологического суверенитета страны для ускорения вывода на рынок новых конструкций самолетов, включающих смелые решения в виде применения новых композитных материалов.

### Заключение

Освещена проблема трудоемкости проведения подетальных расчетов прочности в авиационной отрасли. Текущие подходы к уменьшению трудозатрат на оформление расчетов и отчетов включают в себя выбор наилучших практик, использование известных инструментов, в том числе, разработанных отдельными инженерами в рамках разных организаций. Однако, дальнейшая разработка новых подходов к упрощению расчетов будет заключаться в создании универсальных программных комплексов. На текущий момент такие комплексы разрабатываются отдельными группами инженеров

самостоятельно и не находят существенной финансовой поддержки, однако текущие национальные инициативы позволяют найти ресурсы для создания расчетных комплексов на базе университетов. Подобные инициативы могут, в том числе, улучшить качество образования новых инженеров-прочников.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Bate K., Wilson E.* Численные методы анализа и метод конечных элементов / Пер. с англ. А. С. Алексеева и др.; Под ред. А. Ф. Смирнова. – М.: Стройиздат, 1982 – 448 с., ил. – Перевод изд.: *Numerical methods in finite element analysis / K.-J. Bathe, E.L. Wilson (1976).*
2. *Анурьев В.И.* // Справочник конструктора-машиностроителя : В 3-х т. / В. И. Анурьев ; под редакцией И. Н. Жестковой. – Изд. 8-е, перераб. и доп. : Машиностроение, 2001. – 858 с.
3. *Лизин В. Т.* Проектирование тонкостенных конструкций : учебное пособие / В. Т. Лизин, В. А. Пяткин. – 4-е изд., перераб. и доп. – Москва : Машиностроение, 2003. – 448 с.
4. *Niu, Michael Chun-Yung* "Airframe stress analysis and sizing" 2011.
5. *Rutman, A., Viisoreanu, A., and Parady, J.* Fasteners Modeling for MSC. Nastran Finite Element Analysis. // SAE Technical Paper 2000-01-5585, 2000, <https://doi.org/10.4271/2000-01-5585>.
6. *Яшутин А. Г., Суренский Е. А.* Автоматизированный комплекс силовых и детальных расчетов прочности самолета // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2014. – № 74.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОВЕРХНОСТНЫХ ДАТЧИКОВ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕЖИМОВ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

П.А. Поливанов, В.В. Маркин, Г.А. Беркон, О.И. Вишняков, А.А. Сидоренко

*Институт Теоретической и Прикладной Механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, Институтская, 4/1  
E-mail: polivanov@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** В работе исследована возможность использования поверхностных датчиков, размещенных на несущей поверхности беспилотного воздушного судна, для определения параметров набегающего потока и режима обтекания крыла. В качестве датчиков использовались MEMS микрофоны и пленочные термоанемометрические датчики. Экспериментальные данные были получены в аэродинамической трубе Т-503, мультивентилаторном стенде ИТПМ СО РАН и в летном эксперименте. В работе показано, что использование поверхностных датчиков позволяет расширить информацию о характере течения около самолета.

**Ключевые слова:** пленочный датчик, термоанемометр, микрофон, беспилотное воздушное судно, отрыв потока.

**Abstract.** The possibility of using surface sensors placed on the surface of an unmanned aerial vehicle to determine the parameters of the incoming flow and the flow regime around the wing was investigated. MEMS microphones and hot-film were used as sensors. Experimental data were obtained in the T-503 wind tunnel, the fan array wind tunnel of ITAM SB RAS and in a flight experiment. It was found that the use of surface sensors allows expanding the information on the characteristics of the flow around the aircraft.

**Keyword:** hot-film sensor, constant temperature anemometer, microphone, unmanned aerial vehicle, flow separation.

Малые беспилотные воздушные суда (БВС) часто совершают полеты в условиях турбулентной атмосферы, в условиях городской застройки и т.п. Для этих условий характерно наличие резких порывов ветра, что может приводить к выходу БВС на критические углы атаки и возникновения отрыва потока. В связи с этим, возникает потребность в системах изменения параметров течения, реализующегося около БВС, с высокой частотой. Эти измерительные системы должны позволяют не только оценивать параметры набегающего потока, такие как угол атаки и скольжения, скорость потока, но и обнаруживать отрыва потока, возникающий на несущих поверхностях БВС. В работах [1, 2] были исследованы вопросы применимости микрофонов и высокочастотных датчиков давления для определения отрыва течения на малом БПЛА при различных режимах в аэродинамической трубе. Целью этой работы является проверка возможности определения параметров набегающего потока и детектирования отрывного течения поверхностными датчиками в летном эксперименте. В качестве поверхностных датчиков использовались нестационарные датчики давления, микрофоны и пленочные термоанемометрические датчики в летном эксперименте.

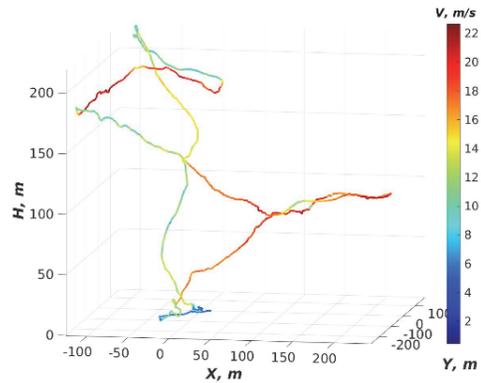
Для проведения исследований была выбрана модель БВС ZOHND Nano Talon Evo с размахом 860 мм (рис. 1), которая обладает габаритами, позволяющими проводить её

испытания в аэродинамической трубе Т-503 НГТУ и мультивентиляторном стенде ИТПМ СО РАН [3]. К сожалению внутренние объемы этой модели не позволили разместить внутри трехканальный термоанемометр постоянного сопротивления, поэтому для исследования с пленочными датчиками использовался самолет MiniTalon Pro с размахом 1350 мм. В качестве полетного контроллера был выбран MiniPix V1.2 фирмы RadioLink для BBC ZOHND Nano Talon Evo и Pix32 V5 фирмы HOLYBRO. Сбор основных данных телеметрии полета, таких как: положение управляемых поверхностей; показания магнитного датчика; углы тангажа и крена; GPS координаты и скорость относительно земли; показания трубки Пито (воздушная скорость); мощность потребляемая двигателем (ток и падение напряжение на двигателе); барометрическая высота полета осуществлялись полетными контроллерами.

Для сбора данных с нестационарных датчиков использовалась плата Teensy 4.1, которая позволяла оцифровывать данные с частотой до 10 кГц. Для возможности проведения корреляционного анализа пульсаций течения на крыле BBC ZOHND Nano Talon Evo было решено разместить микрофонные датчики попарно на небольшом удалении друг от друга. Для этого датчики размещались в специализированный бокс (серые прямоугольники на рис. 1), который в дальнейшем встраивался в крыло. В качестве датчиков в боксах использовались MEMS микрофоны ICS-40730. Кроме того, в фюзеляже располагался микрофонный датчик MAX4466. Микрофоны располагались при  $X/b = 0.54$  и  $Z/L = \pm 0.19, \pm 0.167$  относительно плоскости симметрии. Датчики давления HSCDRRD001NDAA3 были расположены на расстоянии  $X/b = 0.53$  от передней кромки крыла, и  $Z/L = \pm 0.25$  и имели время отклика не хуже 1 мс.



а



б

Рис. 1. Фотография BBC ZOHND Nano Talon Evo (а) и его траектория полета при исследовании режима парашютирования (б)

Пленочные термоанемометрические датчики размещались на BBC MiniTalon Pro около передней и задней кромки крыла, приблизительное размещение датчиков демонстрируется на рис. 2. Внешний габарит пленочного датчика равен 10 x 12 мм,

размер чувствительного элемента из никеля  $1 \times 0,1$  мм, толщина  $\sim 200$  нм. Чувствительный элемент и подводящие медные дорожки нанесены на полиимидную пленку толщиной  $0,05$  мм.

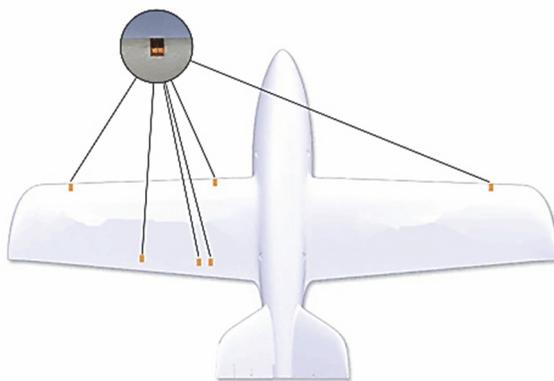


Рис. 2. Фотография BBC MiniTalon Pro

Большинство полетов осуществлялись в режиме «Stabilize», который в используемой прошивке Ardupilot позволяет осуществлять ручное управление, но автоматически выравнивает положение БПЛА по крену и тангажу. Некоторые полеты были выполнены в полностью автоматическом режиме по контрольным точкам. Полеты были разделены на три категории: предварительные полеты по кругу (полет по коробочке) без выхода на срывные режимы; полеты с входом и выходом из штопора; полеты с режимом парашютирования. Пример траектория полета, в ходе которого реализовался режим парашютирования показан на рис. 1, б.

Перед выполнением летных экспериментов были проведены испытания в аэродинамической трубе Т-503, которые показали существенный рост низкочастотных пульсаций давления при возникновении отрыва потока. На рис. 3 демонстрируются данные найденные в процессе входа и выхода из штопора. На верхней части графика можно найти спектрограмму пульсаций измеренных микрофонным датчиком. Нижняя часть рис. 3 представляет данные о воздушной скорости и барометрической высоте полета БПЛА. Разрыв данных наблюдаемый на рисунке объясняется процессом сохранением данных с ОЗУ на твердотельный носитель. В течении этого времени данные с нестационарных датчиков не считываются. Вход в штопор осуществлялся постепенным увеличением угла тангажа при выключенном двигателе. Это приводило к падению скорости и росту высоты БПЛА до 470 с. После происходил резкий вход в штопор, сопровождающийся падением высоты и ростом скорости. После нескольких витков осуществлялся выход с переводом БПЛА в горизонтальный полет (475 с). На спектрограмме наблюдается рост низкочастотных возмущений ( $< 200$  Гц) за 2.5 секунды (467.5 с) до входа в штопор. Соответственно в эксперименте наблюдается существенная задержка между появлением отрыва потока и началом входа в штопор. В течении штопора низкочастотные пульсации доминируют. При выходе из штопора включался двигатель,

что приводило к появлению высокочастотных пульсаций, наблюдаемых в виде нескольких дугообразных кривых на спектрограмме в момент времени 474–476 с. После выхода из штопора низкочастотные пульсации падают.

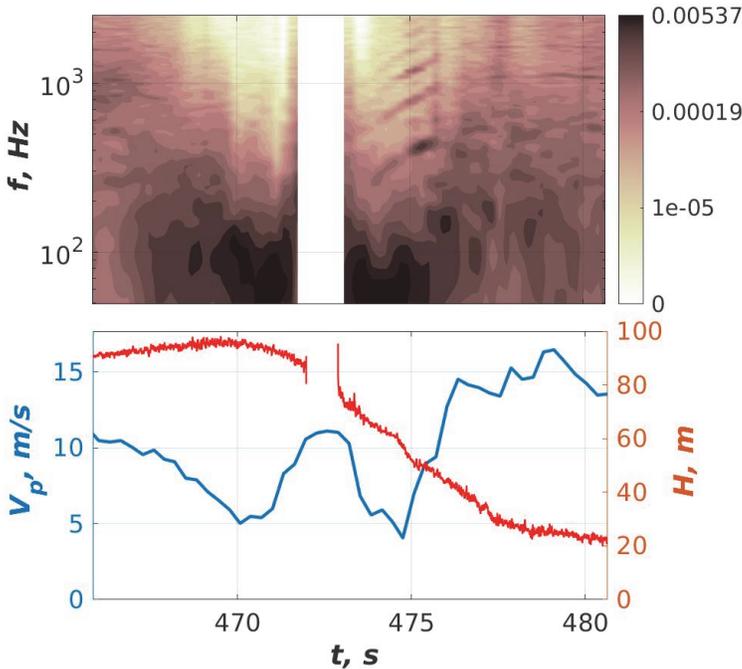


Рис. 3. Пример спектрограммы пульсаций давления (сверху) и изменения воздушной скорости и высоты полета (снизу) полученных при входе и выходе из штопора

Данные полученные в ходе полетов БВС ZOHND Nano Talon Evo показали на некоторых режимах, существенное влияние акустики винтов на показания датчиков. Но использование корреляционных методов позволят детектировать когерентные отрывные структуры без учета влияния шума винтов, что улучшает точность определения отрыва потока. К сожалению, простые зависимостей между данными полученными микрофонами и параметрами набегающего потока установить не удалось. При этом другие научные группы получали такие зависимости при проведении исследований аэродинамической трубе [4]. Возможно для получения требуемых зависимостей из данных полученных в ходе летного исследования необходимо использовать более сложные алгоритмы машинного обучения.

Пример данных полученных в ходе полета БВС MiniTalon Pro демонстрируются на рис. 4 и 5. На рис. 4 сопоставляются данные полученные пленочным датчиком и воздушной скоростью и углом атаки БВС. Хорошо видно четкую степенную зависимость между скоростью БВС и показаниями пленочного датчика, зависимость для угла атаки так же прослеживается, но менее четко. Причиной разброса данных является влияние

дополнительных факторов, таких как угол скольжения, ускорения БВС, атмосферная турбулентность и др.

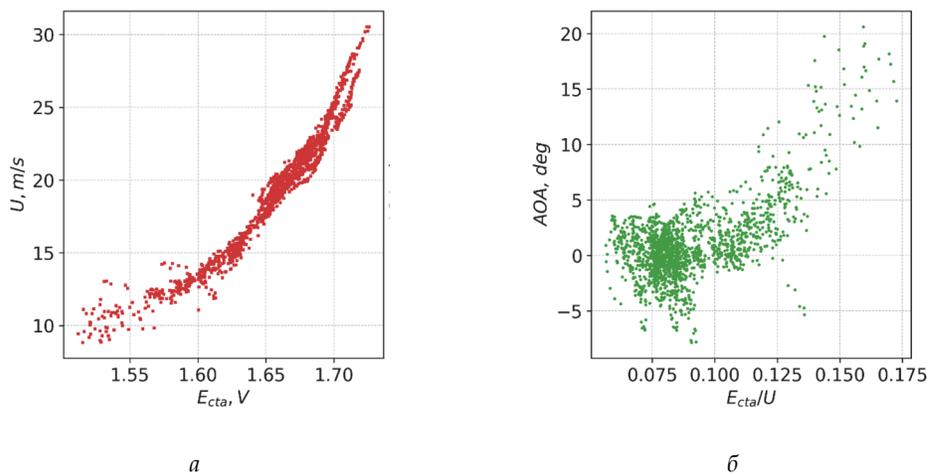


Рис. 4. Зависимость сигнала с пленочного датчика от а) скорости набегающего потока и б) угла атаки

На рис. 5 показана распределение воздушной скорости БВС в течении полета, и величина среднеквадратичных пульсаций скорости потока (коричневая кривая) и среднеквадратичных показаний пленочного датчика (оранжевая кривая). В моменты времени  $\approx 840$  с,  $\approx 880$  с и  $\approx 940^\circ$  С наблюдается падение скорости, которое было вызвано выходом БВС в режим парашютирования и соответственно появлением на крыле отрыва потока. Хорошо виден резкий рост пульсаций напряжения на пленочном датчике, что свидетельствует о возможности детекции отрыва данным датчиком. Анализ данных полученных с БВС ZOHND Nano Talon Evo и БВС MiniTalon Pro показал, что пленочные термоанемометрические датчики имеют большой потенциал для измерений параметров течения и режимов обтекания около БВС, по сравнению с нестационарными датчиками давления и микрофонами.

Для расширения точности предсказания параметров потока и расширения возможных измеряемых параметров (угол скольжения, атмосферная турбулентность и др.) необходима совместная обработка данных с нескольких датчиков, расположенных на разных участках крыла. Поскольку аналитически данные зависимости построить сложно, то для анализа данных необходимо привлекать методы машинного обучения, но в этом случае необходимо иметь точные данные об параметрах набегающего потока, что сложно обеспечить в летном эксперименте. Для решения этой задачи на данный момент осуществляется работа по интеграции БВС с мультивентиляторным стендом [3], который имеет возможность создавать течения сложной конфигурации, например, данный стенд позволяет моделировать атмосферную турбулентность.

Полученные в ходе летных экспериментов данные демонстрируют возможность детектирования параметров набегающего потока и возникновения отрывного течения

в полете путем анализа данных с нестационарных датчиков. Использование этих данных для управления БПЛА может позволить улучшить безопасность выполнения полетов.

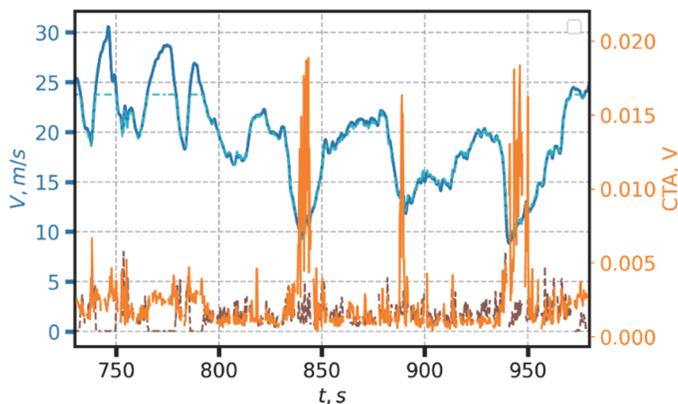


Рис. 5. Показания среднеквадратичных пульсаций измеренных пленочным датчиком в течении полета

Работа поддержана грантом Правительства Новосибирской области молодым ученым за 2024 год и выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН)

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Determining the flow separation near a small UAV by unsteady pressure sensors // Journal of Physics: Conference Series: 6 All-Russian Conference on Thermophysics and Physical Hydrodynamics (Sevastopol, 22-29 August 2021). Vol. 2057, No.1: IOP Publishing, 2021. – 012008(7).
2. Polivanov P.A., Sidorenko A.A. Problems of flow separation detection by pressure sensors on a unmanned aerial vehicles with a propeller // Technical Physics Letters. 2024. – Vol. 52, No. 2. – P. 225-229. DOI: 10.1134/S1063785023180153.
3. Berkon G.A., Polivanov P.A. Generation of atmospheric turbulence in a multifan wind tunnel // XXII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2024) (Novosibirsk, 1-5 July 2024): Abstr. Pt. I. Novosibirsk: SB RAS, 2024. – P. 11-12. DOI: 10.53954/9785604990131\_11.
4. Makaveev, M., Snellen, M., Smeur, E.J.J. "Microphones as Airspeed Sensors for Unmanned Aerial Vehicles". Sensors 2023, 23, 2463. DOI: 10.3390/s23052463.

## ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СКВ И ОСОБЕННОСТИ ПОДГОТОВКИ ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ

А.В. Чичиндаев<sup>а</sup>, д.т.н., проф., И.В. Хромова<sup>1</sup>, к.т.н., доц.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20*

*<sup>1</sup> Сибирский государственный университет водного транспорта  
630099, ул. Щетинина, 33, «E-mail: chichindaev@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В настоящей работе представлено описание особенностей проектирования элементов авиационных СКВ для подготовки инженерных кадров в авиационных ВУЗах. Описаны особенности обучения специалистов в данной области для решения поставленных задач. Достоинством работы является применение современных технологий компьютерной 3D-анимации и дизайна для моделирования всех основных агрегатов, узлов и СКВ в целом, а так же демонстрации принципа их работы. В основу курса легли оригинальные авторские материалы, полученные на кафедре ТТФ НГТУ.

**Ключевые слова:** авиационные СКВ; турбохолодильная установка; конденсаторный блок; узел предварительного охлаждения; моноблок; компьютерная анимация и дизайн, массовый открытый онлайн курс.

**Abstract.** This paper presents a description of the design features of the elements of aviation ACS for the training of engineering personnel in aviation universities. The features of training specialists in this field to solve the tasks are described. The advantage of the work is the use of modern 3D computer animation and design technologies for modeling all major units, assemblies and ACS in general, as well as demonstrating the principle of their operation. The course is based on original author's materials obtained at the Department of TTF NSTU.

**Keywords:** aviation ACS; turbo-cooling unit; condenser unit; pre-cooling unit; monoblock ACS; computer animation and design, massive open online course

### Введение

В настоящий момент существуют три основные проблемы в области проектирования и эксплуатации современных авиационных систем кондиционирования воздуха (СКВ). Первая проблема – отсутствие доступного обучающего материала по теме для студентов и инженеров в данной области. Вторая проблема – описание эксплуатационных проблем современных СКВ. Третья проблема – характеристика существующих современных способов решения задач по проектированию и совершенствованию элементов.

Анализ различных обучающих платформ для Массовых открытых образовательных курсов (МООК) показал полное отсутствие учебного материала в области современных СКВ. Более того, в случае подготовки инженерных кадров отсутствует описание особенностей устройства, принципа действия, проектирования и эксплуатации элементов СКВ. Отдельная проблема – современные СКВ разработаны в США и Европе еще в прошлом веке. Их внедрение для отечественных пассажирских самолетов столкнулось с проблемой необходимости полного импортозамещения. Кроме того, остро

стоит проблема донесения до слушателя трудной технической информации в доступной образной форме.

Целью настоящей работы является описание особенностей проектирования элементов авиационных СКВ для подготовки инженерных кадров в авиационных ВУЗах. Достоинством работы является применение современных технологий компьютерной 3D-анимации и дизайна для моделирования всех основных агрегатов, узлов и СКВ в целом, а так же демонстрации принципа их работы.

### Основные проблемы

Современные авиационные СКВ пассажирских самолетов разработаны и внедрены в 80-х годах прошлого века фирмами Боинг и Аэробас. В нашей стране имелась попытка отечественной разработки данного типа СКВ для самолета Ту-204 [1...3]. В рамках этого проекта приняла участие кафедра технической теплофизики (ТТФ) НГТУ в части исследования особенностей работы СКВ на влажном воздухе. Накопленный кафедрой материал лег в основу данной работы

Главной проблемой современных СКВ является теплообменник-конденсатор, в котором возникла проблема обмерзания теплопередающей поверхности по холодному и горячему тракту на рабочем режиме. Инженерные решения фирм Боинг и Аэробас описаны в [8...10], предложенные решения кафедрой технической теплофизики в [1...3].

Второй проблемой современных СКВ является предварительный и первичный теплообменники узла предварительного охлаждения СКВ. Суть проблемы состоит в большом перепаде температур между горячим воздухом +200...400 °С и холодным продувочным воздухом -70...+50 °С. Возникающие термические напряжения в случае многократного повторения приводят к разрушению ребрения и нарушению герметичности данных теплообменников. Инженерные решения фирм Боинг и Аэробас описаны в [6, 7].

Третьей проблемой современных СКВ является поиск оптимальной конструкции моноблока СКВ. Существуют версии фирмы Боинг и фирмы Аэробас [6, 7]. Они использовались при разработке самолетов Суперджет-100 и МС-21 [3...5]. После введения санкций возникла задача импортозамещения агрегатов и моноблока СКВ в целом.

Четвертой проблемой особенностей проектирования и эксплуатации современных СКВ пассажирских самолетов является отсутствие доступного учебного материала для студентов и специалистов в данной области. Отдельной задачей в данной области служит проблема доведения материала до образной и легко понимаемой информации. Современные средства информационных технологий: разработка 3D-моделей основных агрегатов и элементов СКВ; создание 3D-анимации их устройства и работы позволяют создать предложенный курс МООК.

## Структура МООК

Общая структура разработанного курса МООК представлена на (рис. 1).

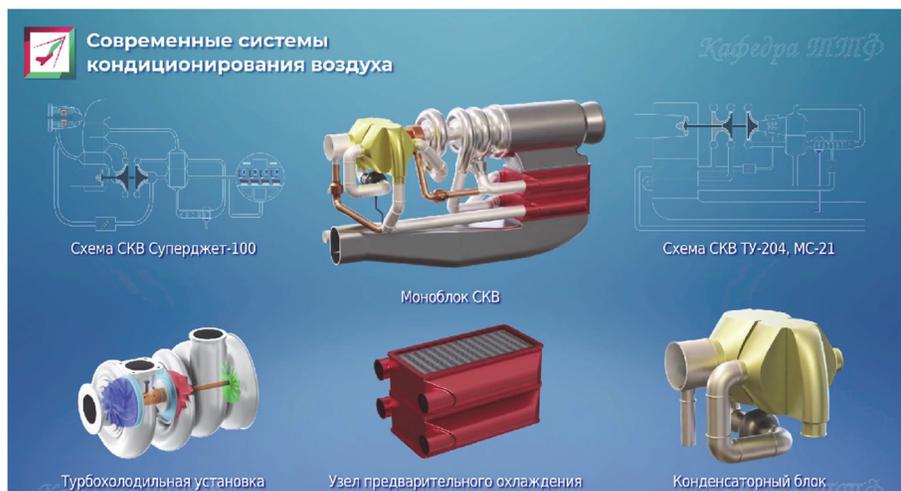


Рис. 1. Общая структура МООК

МООК состоит из пяти основных модулей:

- Модуль 1 – схемы СКВ самолетов: Суперджет-100, Ту-204, МС-21.
- Модуль 2 – турбохолодильная установка (ТХУ).
- Модуль 3 – узел предварительного охлаждения.
- Модуль 4 – конденсаторный блок.
- Модуль 5 – моноблок СКВ.

В рамках каждого модуля процесс обучения построен по схеме: просмотр видеороков по устройству и принципу действия, изучение дополнительного текстового материала, прохождение тестов с целью оценки степени усвоения материала.

Разработка курса МООК состояла из нескольких самостоятельных этапов.

На первом этапе выполнено 3D-моделирование всех основных агрегатов, узлов и СКВ в целом. При этом выполнена конструкторская проработка особенностей элементов, как отдельных агрегатов, так и сборочные единицы узлов. В заключение была разработана сборочная 3D-модель всей СКВ в целом. На рис. 2 приведен пример наиболее сложной для проектирования трехколесной турбохолодильной установки.

На втором этапе выполнена 3D-анимация и монтаж видеороликов по двум основным темам: устройство и принцип действия агрегатов, узлов и СКВ в целом. Главными задачами 3D-анимации являлись: обеспечение образного зрительного восприятия сложных конструкций агрегатов СКВ, а также визуализация тепловых и гидродинамических процессов в агрегатах, элемента и всей СКВ в целом. Монтаж видеороликов осуществлялся по двум главным темам: на первом месте стояло описание конструктивных элементов агрегатов, на втором месте – визуализация особенностей движения теплоносителей и изменения их параметров.

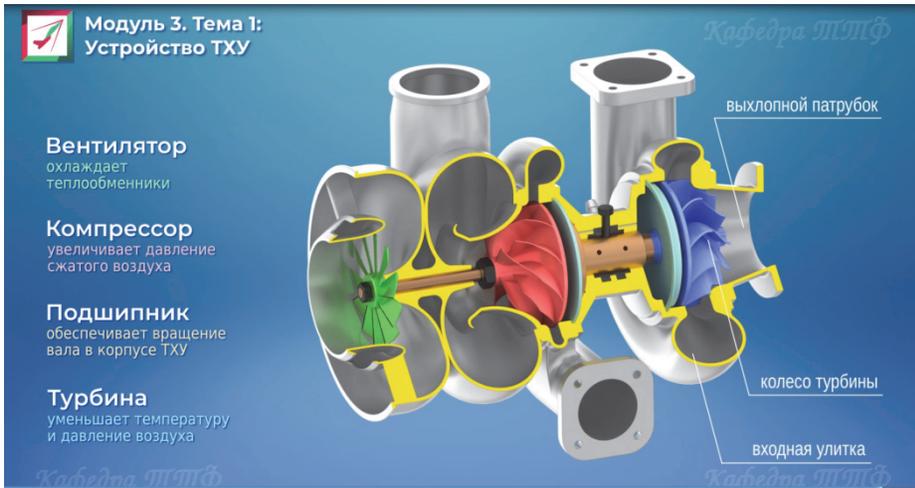


Рис. 2. 3D-модель турбоохладительной установки СКВ

Данный этап является наиболее сложным с позиции технологических приемов компьютерной анимации. С одной стороны – дефицит кадров по технологическому дизайну. С другой стороны – грамотное понимание и отношение дизайнера к техническим особенностям конструкции и принципов работы агрегатов и устройств СКВ.

На рис. 3 приведен скриншот видеоролика, посвященный описанию работы турбоохладительной установки. Статическая картина ролика – это описание шкалы температуры и давления в элементах турбоохладительной установки. Анимация ролика – это 3D-визуализация принципа работы ТХУ, как с точки зрения конструктивных 3D особенностей элементов ТХУ, так и с помощью 3D-вращения элементов ТХУ и динамическим показом движения теплоносителей (стрелками и цветом).

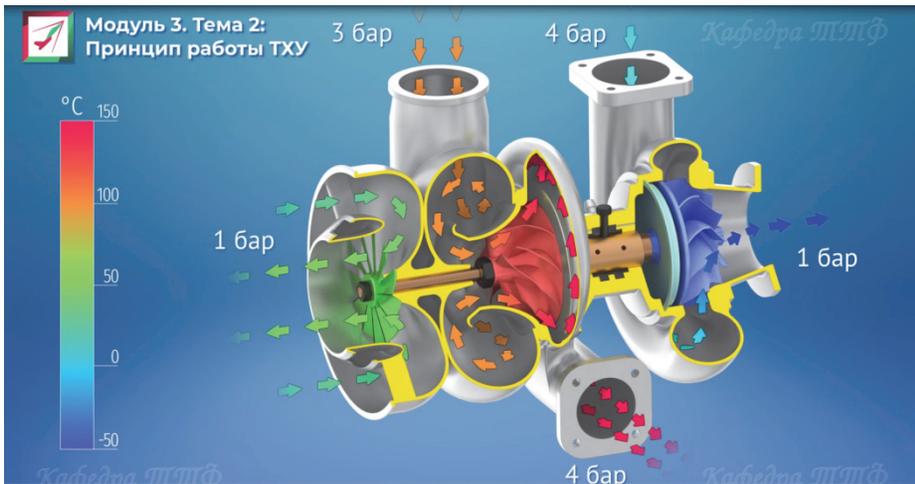


Рис. 3. 3D-анимация принципа работы элементов турбоохладительной установки

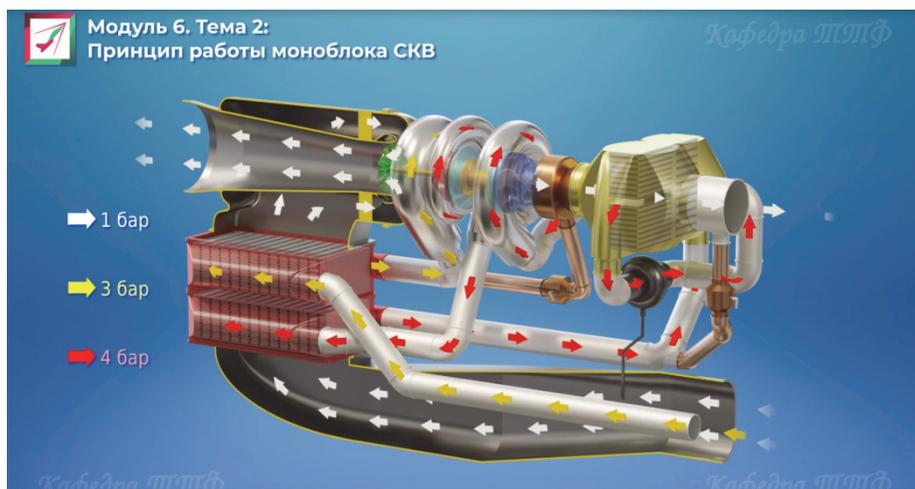


Рис. 4. Особенности шаблона видеоуроков курса MOOK

На третьем этапе разработан единый дизайн курса, посвященный разработке: шаблона видеороликов, шаблона описания роликов, шаблона теоретических материалов, шаблона тестовых задач. В основу разработки шаблонов MOOK были заложены главные идеи: отражение авторских материалов курса, а также применение гармоничных элементов дизайна.

### Заключение

Целью разработки данного курса является внедрение современных элементов педагогического дизайна с использованием технологий электронного обучения MOOK в образовательный процесс НГТУ [4, 5].

Курс MOOK прошел в 2023-2024 годах широкую апробацию в учебном процессе НГТУ [4]. Обучено более 350 студентов 3-5 курсов специальности 24.05.07. Кроме того были проведены курсы ФПК НГТУ [5] для 106 преподавателей МАИ и 10 преподавателей СевГТУ. Отдельно стоит вопрос апробации на примере иностранных обучающихся [4]. В частности, курсы ФПК-стажировку прошли 6 сотрудников Шэньсийской авиационной промышленной компании (КНР), а также 18 студентов Летней школы в НГТУ из Северо-западного технического университета (КНР). Опыт внедрения показал хорошее усвоение материала всеми участниками обучения, причем получены исключительно только положительные отзывы.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Дьяченко Ю.В., Чичиндаев А.В. Особенности работы авиационных систем кондиционирования на влажном воздухе : учеб. пособие / Ю.В. Дьяченко, А.В. Чичиндаев. – Изд. 2-е. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. – 87 с.
2. Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов : учебное пособие / Чичиндаев А.В., Дьяченко Ю.В., Хромова И.В., Спарин В.А. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2019. – 319 с.
3. Чичиндаев А.В. Современные системы кондиционирования воздуха : учебное пособие. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2022. 80 с.
4. Чичиндаев А.В., Хромова И.В. Массовый открытый онлайн-курс «Современные авиационные системы кондиционирования воздуха» [Электронный ресурс]. – Новосибирск, 2022. – URL: <https://stepik.org/112062>.
5. Чичиндаев А.В. Современные авиационные системы кондиционирования воздуха / А.В. Чичиндаев, И.В. Хромова. – Новосибирск, 2023. – URL: <https://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/13801>.
6. Aircraft Maintenance Manual Airbus A320 (a/c VLG) – Chapter 21 (AIR CONDITIONING).
7. BOEING 767 Aircraft Maintenance Manual – Chapter 21 (AIR CONDITIONING).
8. US Patent № 4246963. Alexander F. Anderson. Heat Exchanger. 1981.
9. US Patent № 4198830. Carl D. Campbell. Fluid Conditioning Apparatus and Sistem. 1980.
10. US Patent № 4352273. Robert Kinsell et. al. Fluid Conditioning Apparatus and Sistem. 1982.

## БЕСПИЛОТНЫЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

**В.И. Богданов<sup>1</sup>, д.т.н., профессор, В.В. Яковлев<sup>а,2</sup>, ведущий инженер**

<sup>1</sup>РГАТУ им. П.А. Соловьёва, ПАО «ОДК-Сатурн», г. Рыбинск

<sup>2</sup>Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина

630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова 21

<sup>а</sup>e-mail: YVV020452@mail.ru

**Аннотация.** БПЛА второго поколения, силовая установка реактивный пульсирующий двигатель с изохорическим циклом горения при V-const. Трансформируемая схема с крылом большого удлинения обеспечивает аэродинамическое качество не менее 20 и размещается в пусковой трубе, раскрытие консолей крыла и оперения после выхода из трубы.

**Ключевые слова:** пульсирующий режим, детонационное горение, аэродинамическое качество.

**Annotation.** Second generation unmanned aerial vehicle -power plant jet pulse engine with isochoric combustion cycle at V-const. Transformable design with a large extension wing a high aspect ratio wing provides an aerodynamic quality of no less 22 and is placed in the launch tube, opening of the wing consoles and empennage after exiting the tube

**Keywords :** pulsating mode, detonation combustion, aerodynamic.

### Введение

Существует настоятельная необходимость сокращения времени реакции на вызов; т. е. объединить функции БПЛА «Орлан» – целеуказатель и БПЛА «Ланцет» – дрон-камикадзе в принципиально новом классе БПЛА – дрон-носитель дронов (ДНД), при этом ДНД возвращаемый, дрон-камикадзе безмоторный планер, такое сочетание существенно снижает время доставки дрона-камикадзе, а также повышает показатель цена-качество по сравнению с комплексом «Орлан» – «Ланцет».

В представляемом концепт-проекте объединён опыт СибНИА в аэродинамике и конструкции планера и двигателя на базе НПЗ, созданного в ПАО «ОДК-Сатурн» в линейке принципиально новых пульсирующих реактивных двигателей с детонационным горением.

Прицельно-навигационное электронное оборудование, система целеуказания однотипные с серийным оснащением БПЛА типа «Орлан» и «Ланцет».

Отличия конструкции дронов второго поколения:

1) Совершенная аэродинамическая схема, что позволяет обеспечить аэродинамическое качество не менее 20.

2) Реактивный двигатель избыточной тяги, располагаемая тяга превышает требуемую примерно в 10 раз на высоте 0. Что позволяет обеспечить скороподъёмность со средней вертикальной скоростью 30 м/сек до высоты 3000 метров, т. е. время набора высоты 3000 метров порядка 1,5 минуты, высоты 7000 метров не более 6 минут, с горизонтальной дальностью до 35 км. Далее крейсерский полёт на скорости более 500 км/час в район барражирования.

3) Сочетание высокой тяговооруженности и высокого аэродинамического качества позволит реализовать два режима полёта по маршруту:

а) режим набора высоты с работающим двигателем с вертикальной скоростью до 30 м/сек;

б) режим планирующего полёта с высоты с выключенным двигателем и вертикальной скоростью снижения не более 1 м/сек, что позволяет обеспечить режим барражирования по заданной траектории снижения с высоты 7000 метров до 3000 метров в течении не менее одного часа.

После снижения до минимальной высоты 3000 метров на удалении не более 40 км от ЛБС, ДНД переходит в режим возвращения и выполняет посадку на своей территории.

При использовании восходящих потоков воздуха время барражирования может быть увеличено кратно.

В отличие от разведывательно-ударных дронов типа «Байрактар» или «Иноходец» ДНД имеет на порядок меньший взлётный вес, меньшую эффективную отражающую поверхность, отсутствует электромагнитный сигнал доплеровского смещения от лопастей винтов, отсутствует тепловой след и акустический шум, дроны-камикадзе имеют большую боковую дальность по сравнению со управляемым оснащением БПЛА «Иноходец» ПТУР «Корнет».

Расчетная крейсерская скорость ДНД со стреловидностью  $45^\circ$  не менее 500 км/час, скорость планирующего полёта до 90 км/час.

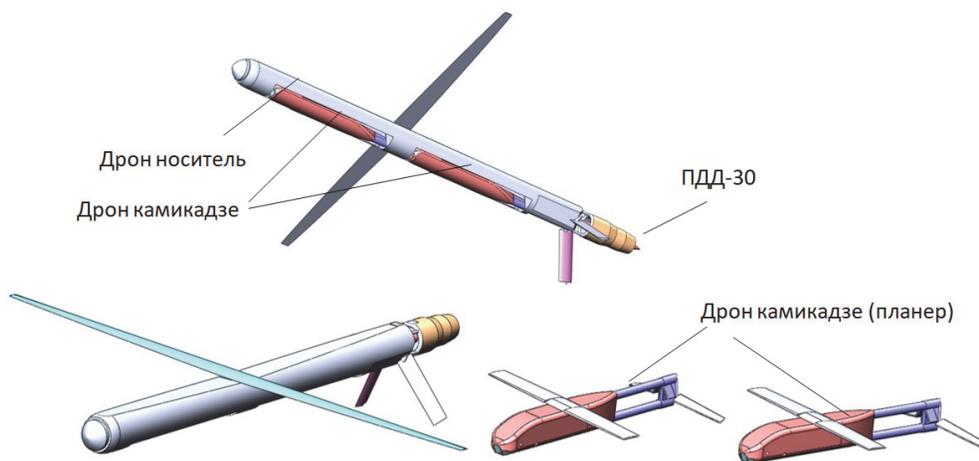


Рис. 1. Дрон-носитель дронов (ДНД), запуск дрона-камикадзе из фюзеляжа с помощью паралелограмного механизма

Дрон возвращаемый, посадка выполняется на выдвинувшую носовую опору и на консоли хвостового оперения.

Поворотные консоли крыла и оперения укладываются продольно фюзеляжу в трубу калибром 140 мм.

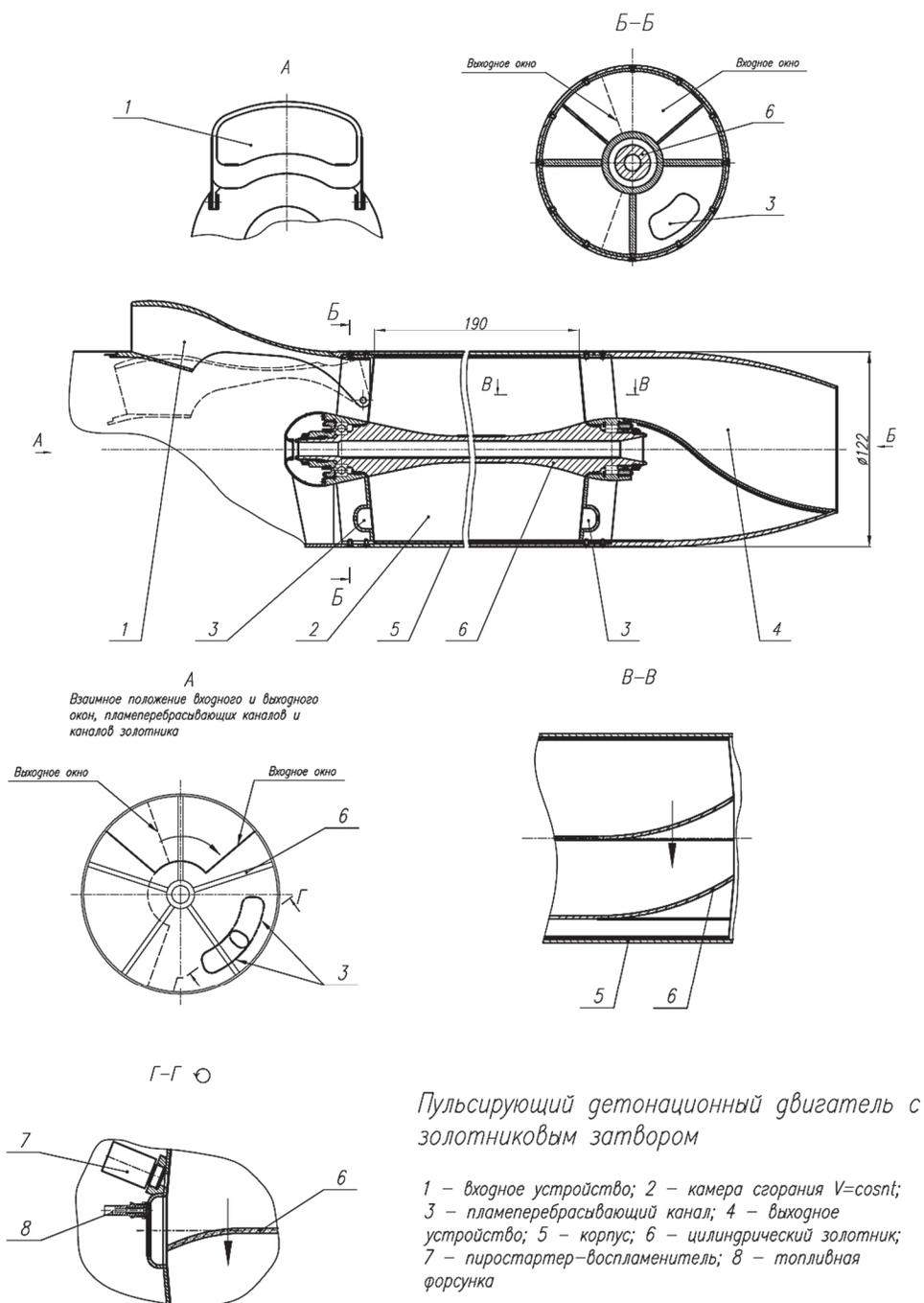


Рис. 2. Пулсирующий детонационный двигатель с золотниковым затвором

Стартовый вес ДНД ~70 кг, вес дрона-камикадзе ~15 кг, вес БЧ ~10 кг, аэродинамическое качество дрона-камикадзе не менее 5.

ПДД – 30 представляет собой пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, выполняемый на базе золотниковой камеры сгорания постоянного объема (КС  $V = \text{const}$ ) и предназначенный для БЛА.

Двигатель разрабатывается на базе созданного НТЗ по КС  $V = \text{const}$  и имеет лучшие удельные тяговые, массогабаритные характеристики и высотные характеристики запуска по сравнению с серийными малогабаритными ТРД.

В двигателе реализуется термодинамически высокоэффективный цикл с подводом тепла при постоянном объеме. Отсутствие лопаточных машин качественно снижает стоимость изготовления двигателя по сравнению с ТРД.

Основные данные двигателя:

– для $N=0$ ; $M=0,8$ ; $MCA$ ; $\sigma_{вх} = 0,95$ максимальная тяга, Н	300
– сухая масса двигателя, кг	7

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Повышение лобовой тяги пульсирующего ВРД с многополосной камерой сгорания в постоянном объёме / В.И. Богданов, А.К. Дормидонтов, К.С. Пьянков и др. // Вестник машиностроения. – 2012. – № 7. – С. 35–39.

2. Богданов В.И. Повышение эффективности пульсирующих реактивных двигателей: автореферат диссертации д.т.н. – МАИ, 2003.

## АКТИВНЫЕ И ПАССИВНЫЕ МЕТОДЫ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКОВ НА БПЛА МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА

Д.С. Сергеев<sup>1</sup>, Д.А. Чинахов<sup>2</sup>, М.В. Горбачев<sup>3</sup>

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

*<sup>1</sup>E-mail: d.sergeev@corp.nstu.ru, <sup>2</sup> E-mail: chinakhov@corp.nstu.ru, <sup>3</sup> E-mail: m.gorbachev@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В статье рассматриваются активные и пассивные системы управления воздушными потоками на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) мультироторного типа. Обсуждаются методы оптимизации распределения потоков, такие как усовершенствование конструкции роторов и использование систем управления с обратной связью, которые позволяют адаптировать параметры дронов к изменяющимся условиям окружающей среды. Также отмечена роль интеллектуальных систем управления в улучшении стабильности и точности полетов, основанных на машинном обучении.

**Ключевые слова:** БПЛА, управление, авиация, управление воздушными потоками.

**Abstract.** The article discusses active and passive air flow control systems on unmanned aerial vehicles (UAV) of the multicopter type. Methods for optimizing flow distribution are discussed, such as improving the design of rotors and using feedback control systems that allow the adaptation of drone parameters to changing environmental conditions. The role of intelligent control systems based on machine learning in improving flight stability and accuracy was also noted.

**Keywords:** UAV, management, aviation, air flow control.

### Введение

В последние годы развитие беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) мультироторного типа приобрело значительное значение в различных сферах, от сельского хозяйства до логистики и охраны окружающей среды. Одной из ключевых задач при эксплуатации таких аппаратов является эффективное распределение воздушных потоков, что позволяет повысить их устойчивость, маневренность и эффективность в выполнении задач. Управление воздушным потоком и обеспечение стабильного полета особенно актуально в связи с увеличением плотности воздушного трафика и ростом использования БПЛА. Оптимизация потоков помогает не только максимально использовать энергетические ресурсы, но и обеспечить безопасность полетов в сложных атмосферных условиях и расширить область их применения.

### Активные методы распределения воздушных потоков

Активные методы предполагают использование различных технологий и механизмов, которые направленно воздействуют на воздушные потоки. Одним из таких методов является использование систем управления вектором тяги (рис. 1), которое позволяет изменять направление потока воздуха (рис. 2), создаваемого винтами дрона. Исследования

в области векторного управления [1] показывают, что правильное применение этой технологии может значительно улучшить устойчивость аппарата при сильных боковых ветрах.

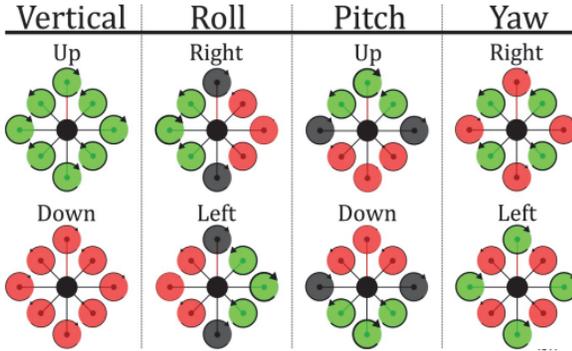


Рис. 1. Иллюстрация восьми основных маневров октокоптера. Цвет указывает на изменение угловой скорости двигателей относительно зависания. Зеленый цвет означает увеличение, красный – уменьшение, а серый – статическую угловую скорость [1]

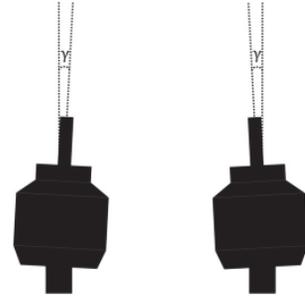


Рис. 2. Вид двигателей спереди, показывающий их наклонную конфигурацию [1]

Другим важным методом является использование системы управления потоками с обратной связью (рис. 3). Такие системы способны реагировать на изменения окружающих условий, адаптируя скорость и угол атаки лопастей в реальном времени. Это особенно актуально для дронов, работающих в условиях переменного ветра или в непосредственной близости от различных сооружений [2].

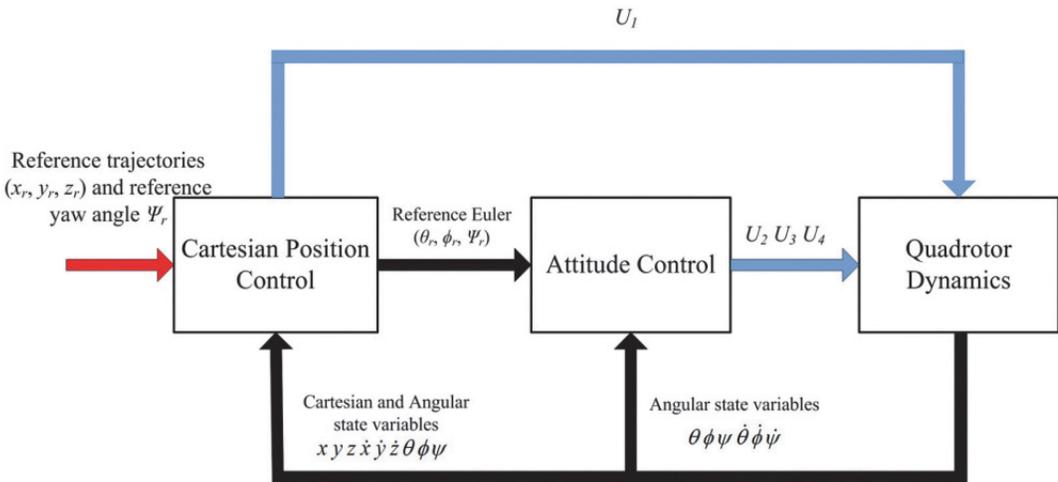


Рис. 3. Структура управления БПЛА [2]

### Пассивные методы распределения воздушных потоков

Пассивные методы, в отличие от активных, не требуют активного вмешательства в процессы управления воздушными потоками на основе извне поступающей информации. Эти методы включают в себя аэродинамическое оптимизирование конструкции дрона. Исследования [3] демонстрируют, что применение асимметричных лопастей с изменяемой геометрией (рис. 4) позволяет более эффективно управлять направлением и интенсивностью воздушных потоков. Это достигается за счет повышения производительности на низких скоростях и увеличения тяги без значительного увеличения энергопотребления.

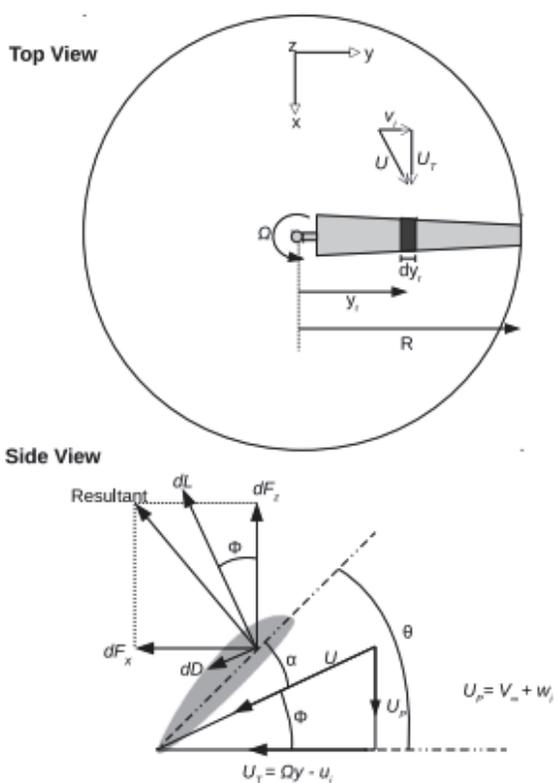


Рис. 4. Составляющие скорости, на которые воздействуют секции лопасти [3]

Кроме того, важной пассивной стратегией является использование материалов с определенными свойствами для корпуса дрона, которые минимизируют турбулентность. Недавние разработки [4] в области аэродинамических материалов, показывают, что выбор подходящего материала может снижать сопротивление воздуха без значительных изменений в конструкции дрона (рис. 5).

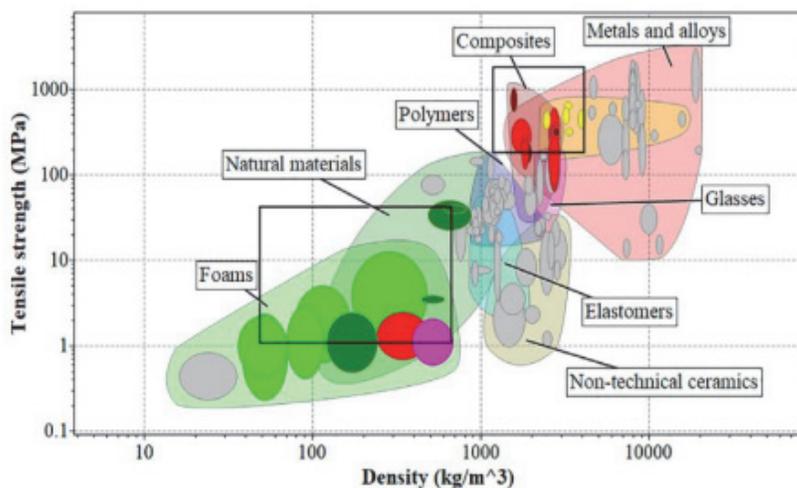


Рис. 5. Графики для различных материалов, сравнивающие предел прочности при растяжении и плотность [4]

### Выводы

Эффективное распределение воздушных потоков играет ключевую роль в повышении производительности и надежности БПЛА мультироторного типа. Современные исследования предлагают различные методы, как активные, так и пассивные, позволяющие управлять воздушными потоками и обеспечивать стабильность полета. Правильное применение этих методов открывает новые возможности для расширения сфер использования дронов от доставки грузов до работы в агросекторе. Важно продолжать исследования в этой области, чтобы разработать ещё более эффективные и энергосберегающие технологии, которые смогут поддерживать инновации и развитие индустрии БПЛА.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Mikkelsen, M. *Development, Modelling and Control of a Multirotor Vehicle.*: дис. Master's Thesis in Electronic Engineering (Specialization in Robotics and Control). – Umeå University, 2015. – 118 с.
2. Özbek, Necdet & Önkol, Mert & Efe, Mehmet. Feedback control strategies for quadrotor-type aerial robots: a survey // Transactions of the Institute of Measurement and Control. – SAGE, 2020.
3. Gadekar, Ram D & Abhishek, Abhishek & Kothari, Mangal. Design Optimization of a Rotor Blade for a Variable Pitch Quadrotor Unmanned Air Vehicle // Conference: American Helicopter Society Forum-74, Phoenix, AZ, USA, 2018. DOI:10.4050/F-0074-2018-12722
4. Anand, Shria & Mishra, Ankit. High-Performance Materials used for UAV Manufacturing: Classified Review, 2022.

## ВАРИОФОРМНОЕ СЕКЦИОННОЕ КРЫЛО КАК ОСНОВА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

А.В. Крюков, доц. к.т.н.<sup>1,2</sup>, И.Д. Зверков, проф. д.т.н.<sup>1,2</sup>, В.П. Чехов<sup>2</sup>,  
Д.А. Матвеев, асп.<sup>1</sup>, А.А. Мешков, асп.<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1, <sup>a</sup>kryukov@itam.nsc.ru

**Аннотация.** В рамках данной работы представлена концепция использования специальной системы в качестве несущей поверхности летательных аппаратов новых типов. В основе концепции лежит использование разработанного и запатентованного авторами устройства. Данная несущая поверхность состоит из жесткого несущего каркаса и с гибкими силовыми элементами и эластичной обшивкой. С одной стороны конструкция устройства позволяет организовать управление как течением на поверхности крыла благодаря чему значительно улучшаются аэродинамические характеристики в области критических углов атаки. С другой стороны система позволяет управлять отклонением траектории аппарата путем изменения распределения давления на несущей поверхности. При этом летательный аппарат не нуждается в классических шарнирно-секционных рулевых элементах и сопряженных с ними системах приводов и агрегатов. В данной публикации продемонстрированы теоретические и экспериментальные данные подтверждающие эффективность предложенных методов.

**Ключевые слова:** самолет, адаптивное крыло, несущая поверхность, волнистое крыло, вариоформно-секционное крыло, ламинарно-турбулентный переход, управление полетом, срыв потока, морфное крыло.

**Abstract.** Within the framework of this work the concept of using a special system as a bearing surface of new types of aircraft is presented. The concept is based on the use of the device developed and patented by the authors. This bearing surface consists of a rigid bearing frame and with flexible force elements and elastic cladding. On the one hand, the design of the device allows you to organize the control as a current on the surface of the wing due to what significantly improves aerodynamic performance in the area of critical angles of attack. On the other hand, the system allows to control the deflection of the vehicle trajectory by changing the pressure distribution on the carrier surface. In this case, the aircraft does not need classical articulated-section steering elements and associated drive systems and units. This publication demonstrates theoretical and experimental data confirming the effectiveness of the proposed methods.

**Keywords:** airplane, adaptive wing, bearing surface, undulating wing, varioform-sectional wing, laminar-turbulent transition, flight control, flow stall, morphing wing.

В настоящее время достаточно динамично развивается концепция создания адаптивных и морфных летательных аппаратов [1]. Наиболее это актуально для аппаратов долговременного нахождения в воздухе, предназначенных для мониторинга и ретрансляции сигналов так называемая концепция HAPS [2]. В данной работе предлагается своя концепция адаптивного летательного аппарата на основе разработанного ВФС крыла[3-5]. Кроме общего изменения формы на такой поверхности

используется также эффект волнистого крыла значительно улучшающий характеристики в области критических углов атаки и как следствие безопасность полета [6, 7]. В основе концепции ВФС крыла лежит использование специальной конструкции состоящей из жесткого несущего каркаса и герметичных секторов с эластичной обшивкой. При этом управление аэродинамическими характеристиками такого аппарата происходит за счет общего изменения внешней формы и как следствие распределения давления на поверхности. Данный тип несущей поверхности состоит из жесткого основания «1», формообразующих упругих нервюр «2» с ограничивающими гибкими проницаемыми вставками «3» и эластичной обшивки «4» способной растягиваться в межсекционных областях с образованием горбов и впадин (рис. 1). При создании внутри секции избыточного к атмосферному давлению  $P_1$ , поверхность принимает форму близкую геометрии образующих нервюр (случай «а» рис. 1). При дальнейшем увеличении давления до  $P_2$  на поверхности образуются продольные потоку горбы («b» рис. 1) изменяющие не только само распределение давления на поверхности но и развитие отрывных и переходных процессов. Создание недостаточного к атмосферному давлению  $P_3$  внутри секции вынуждает обшивку вместе с гибкими нервюрами примыкать к жесткому основанию «1» принимая его форму («с» рис. 1).

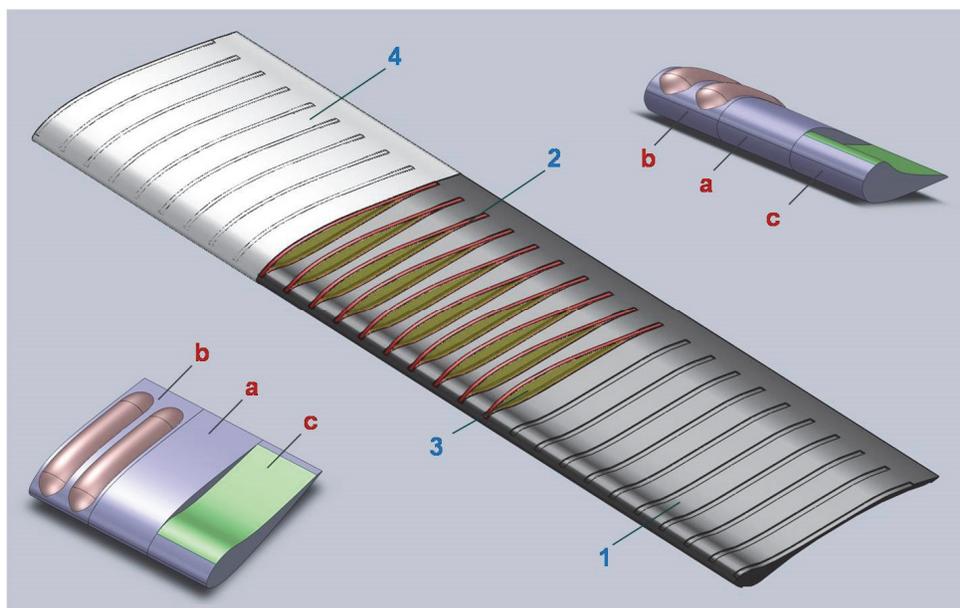


Рис. 1. ВФС крыло:

1 – жесткое основание; 2 – наружные части нервюр; 3 – гибкая формообразующая вставка; 4 – эластичная обшивка. Различные случаи формирования обшивки в зависимости от внутрисекционного давления: а – формирования обшивки в пределах ограничивающих нервюр с помощью избыточного давления  $P_1$ ; б – формирование обшивки с внешними горбами с помощью избыточного давления  $P_2$ ; в – формирование обшивки на жестком основании путем создания недостаточного давления  $P_3$ .  $P_1 = 100200\text{Па}$ ,  $P_2 = 101000\text{Па}$ ,  $P_3 = 95000\text{Па}$

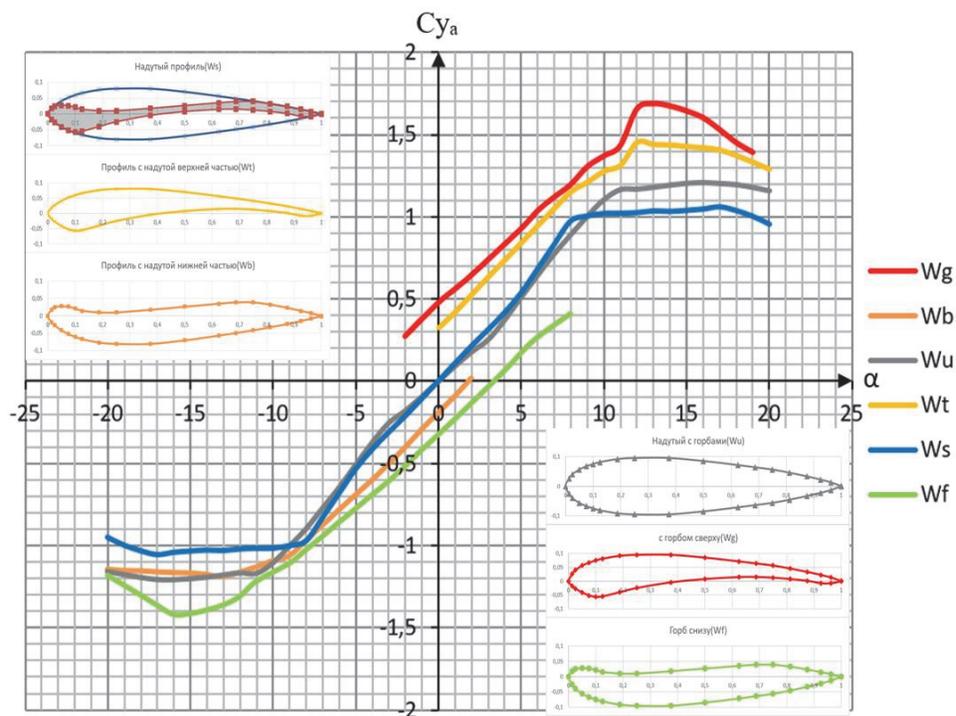


Рис. 2. Результат предварительной оценки эффективности ВФС крыла через аэродинамические характеристики осредненного профиля полученные с помощью X-foil. Расчетные случаи «а», «b» и «с» соответствуют рис 1. Ws – верх (а) низ (а); Wt – верх (а) низ (с); Wb – верх (с) низ (а) Wu – верх (b) низ (b); Wg – верх (с) низ (b); Wf – верх (b) низ (с)

Таким образом создавая необходимое изменение формы в определенном месте можно осуществлять управление летательным аппаратом в целом. Работа состояла из двух частей. Для начала была выполнена оценочная часть основным назначением которой была оптимизация геометрии элементов модели ВФС крыла для дальнейшего его изготовления с целью проведения аэродинамического эксперимента и определения реальных характеристик предлагаемого устройства. Для сокращения сроков был использован метод предварительной оценки характеристик осредненного по межнервюрной секции профиля с помощью программы X-foil[8] (рис. 2). Следующим этапом работ был выполнен аэродинамический эксперимент в трубе Т-324 ИТПМ СО РАН. Данные собирались с помощью АЦП с 6-компонентных тензометрических аэродинамических весов (рис. 3, 4) с вантовым креплением модели с накоплением и последующей обработкой на ПК.

Измерения проводилась при скорости набегающего потока 20 м/с, степени турбулентности  $Tu = 0.04\%$  при углах атаки  $\alpha$  от  $-8$  до  $+12^\circ$ . При этом избыточное к атмосферному давление  $P_1 = 100200\text{Па}$  и  $P_2 = 101000\text{Па}$  создавалось с помощью компрессора а недостаточное  $P_3 = 95000\text{Па}$  при помощи вакуумного насоса.

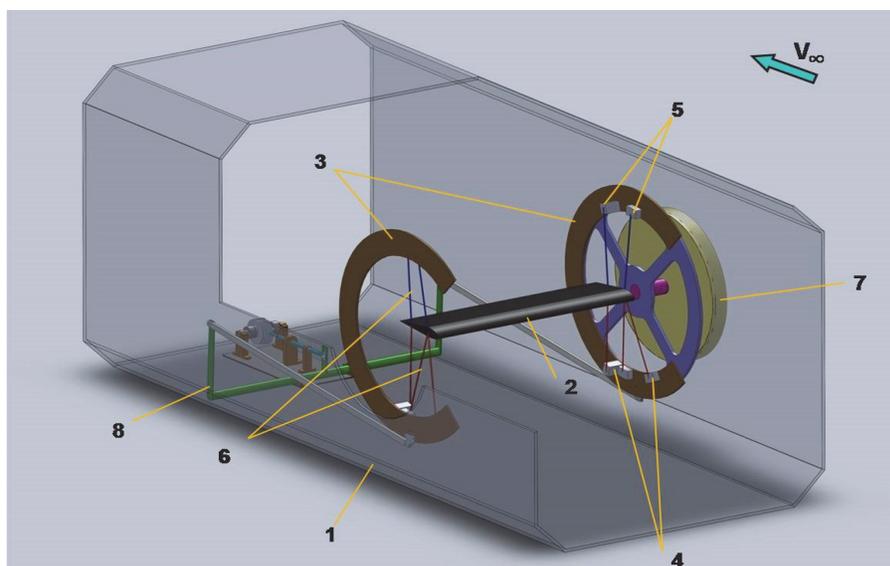


Рис. 3. Схема экспериментальной установки:

1 – рабочая часть трубы; 2 – модель крыла; 3 – подвижные подвесы; 4 – основные измерительные тензодатчики; 5 – компенсирующие измерительные тензодатчики; 6 – ванты крепления модели; 7 – заглушка смотрового окна с элементами крепления подвижного основания; 8 – механизм управления углом атаки



Рис. 4. Модель ВФС крыла в рабочей части трубы Т-324 ИТПМ СО РАН. Слева и справа подходят пневматические трассы для управления перепадом давления в нижнем и верхнем секторах

После установления необходимой комбинации секторов производились измерения с помощью автоматического сбора данных АЦП L-Card E14-440 с записью данных на ПК с помощью соответствующего программного обеспечения.

На рис. 5 конфигурация  $W_s$  – соответствует надуву давлением  $P_1$  верхнего и нижнего сектора при этом обшивка принимает форму ограничивающей нервюры.  $W_g$  – соответствующем надуву верхнего сектора давлением  $P_2$ , и нижнего сектора разряжению до  $P_3$  при этом на верхней поверхности образуются выпуклые горбы.  $W_t$  – соответствующем надуву нижнего сектора давлением  $P_2$ , и верхнего сектора разряжению до  $P_3$  при этом на нижней поверхности образуются выпуклые горбы (рис. 1).

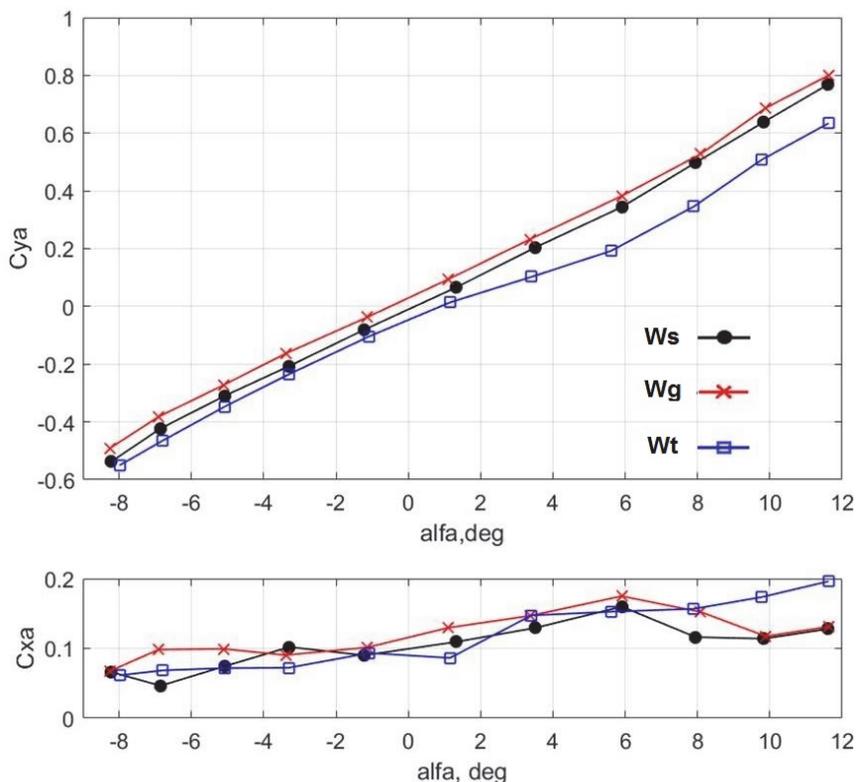


Рис. 5. График зависимости коэффициентов  $C_{y\alpha}$  и  $C_{x\alpha}$  от угла атаки  $\alpha$ ,  $V = 20$  м/с,  $Re = 250\,000$ , степень турбулентности потока  $Tu = 0.04\%$

Из рис. 5 можно наблюдать, что в предельных конфигурациях  $W_g$  и  $W_t$  изменение  $C_{y\alpha}$  при одном и том же угле атаки составляет 0.06 от нейтральной конфигурации  $W_s$  в сторону увеличения и уменьшения соответственно. При этом наблюдается линейная зависимость  $\Delta C_{y\alpha}$  от  $\alpha$ , в диапазоне докритических углов атаки. При достижении критического для конфигурации  $W_t$  угла атаки  $\alpha = 2^\circ$  можем наблюдать резкое рост  $\Delta C_{y\alpha}$  по отношению к нейтральной конфигурации до 0.18.

### Заключение

В результате сравнения экспериментальных данных продувки ВФС модели с оценочными данными полученными с помощью X-foil для осредненного профиля (рис. 2) выяснилось что реальное изменение  $C_{u_a}$  при управлении формой обшивки в несколько раз меньше чем предсказанный с помощью оценки эффект. В основном это связано с несовершенством использованной методики оценки через характеристики осредненного по секции профиля. Менее значимым фактором может быть влияние отклонение полученной на модели геометрии от запланированной ввиду сложности изготовления модели и прогнозирования реального поведения использованной эластичной обшивки и как следствие не достижения геометрии требуемых параметров на поверхности при избыточном давлении  $P_2$ .

Несмотря на указанные несоответствия запланированным изменениям характеристикам крыла общая методика доказала свою эффективность с точки зрения создания управляемого распределения давления на поверхности крыла. Эффективности даже данной опробованной конфигурации предположительно будет достаточно для управления полетом маломаневренного аппарата перемещающегося по заданным трассам. В особенности это актуально для аппаратов мониторинга, патрулирования и ретрансляторов связи.

Использование подобных устройств на стратосферных самолетах выглядит привлекательным ввиду предполагаемого повышения аэродинамического качества путем устранения потерь на щелевых элементах а также облегчения конструкции с помощью уменьшения количества элементов обеспечения управления. С научной точки зрения предполагается дальнейшая оптимизация геометрии элементов ВФС крыла и самой эластичной обшивки. С другой стороны необходима адекватная методика оценки эффективности управления путем трехмерного моделирования обтекания несущих поверхностей данного типа.

*Работа поддержана грантом РФФИ 24-29-00329.*

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Valasek, J., "Morphing Aerospace Vehicles and Structures", 2012. doi:10.1002 / 9781119964032.
2. Dantsker, O. D., Haviland, S. T., Allford, R., Daley, D., Danowsky, B. P., Haplin, D., Kendall, G., Lisoski, D. L., Liu, Z. T., Mukherjee, J., Peltz, A., Price, B., Sano, G., Warner, R. B., and Bershadsky, D., "Flight Testing of Tailless Subs-scale HAPS Aircraft," AIAA Paper 2023-3780, AIAA Aviation Forum, San Diego, Virtual Event, 12 – 16 Jun. 2023.
3. Патент № 2412864 Российская Федерация, МПК В64С 21/10 (2006.01), В64С 3/30 (2006.01). Способ управления аэродинамическими характеристиками несущей поверхности и несущая поверхность : № 2009127202/11 : заявл. 14.07.2009 : опуб. 27.02.2011, Бюл. № 6 / Зверков И.Д., Козлов В.В., Крюков А.В. ; заявитель ИТПМ СО РАН.

4. Zverkov I.D., Kryukov A.V., Evtushok G.Yu. Methods of determining the boundary layer characteristics of the varioform section wing // AIP Conference Proceedings 2027, 030097 (2018); doi: 10.1063/1.5065191.
5. Kryukov A.V., Zverkov I.D., Chubrikov A.E., Kulikov V.V. Morphine wing as the basis of the aircraft of the future // AIP Conference Proceedings 2288, 030059 (2020); <https://doi.org/10.1063/5.0028416>.
6. Zverkov I.D., Kozlov V.V., and Kryukov A.V. Prospects for research in the field of small-sized aircraft // NSU Bulletin, Series: Physics, 2014, Vol. 9, Iss. 2, P. 95–115.
7. Zverkov I.D., Kryukov A.V. Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicle with the use of a wavy surface. Problems and prospects (review) // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2021, Vol. 62, No. 3, P. 180-198.
8. Drela M. XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils // Conference on Low Reynolds Number Aerodynamics, pp. 1–12, 1989. DOI:10.1007/978-3-642-84010-4\_1, Corpus ID: 118364012.

## КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ АППАРАТА ВНЕШНЕГО ПИЛОТИРОВАНИЯ С ПРЯМЫМ КРЫЛОМ

**Я.С. Абзалов, магистр**

*Новосибирский государственный технический университет*

*630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20*

*Yaroslav.abzalov@yandex.ru*

*Руководитель Н.А. Рынгач к.т.н. доцент*

Развитие отечественных беспилотных авиационных систем является важным направлением национального развития. Сегодня эти системы играют ключевую роль в мониторинге больших территорий. Оснащённые высокоточными камерами и приборами с различными спектрами наблюдения, они позволяют эффективно контролировать большие площади, оперативно выявлять лесные пожары, утечки газа, искать людей и отслеживать удалённые участки, включая пограничные зоны. Помимо этого, установленные на борту датчики позволяют проводить радиометрический контроль и оценивать качество атмосферы на различных высотах. В результате такие системы способны выполнять широкий спектр задач с высокой эффективностью.

Первый этап в производственном процессе — разработка тактико-технических характеристик, которым должна соответствовать конечная продукция. В ходе анализа рынка были выявлены следующие требования к летательному аппарату:

1. Продолжительность полёта — не менее 10 часов.
2. Крейсерская скорость — 25–30 м/с.
3. Масса аппарата — до 30 кг.
4. Сменный оптический блок.
5. Радиус действия — около 1000 км.
6. Возможность автономного полёта без участия оператора.
7. Рабочий диапазон температур — от  $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$  до  $+40\text{ }^{\circ}\text{C}$ .
8. Ресурс двигателя — более 1000 часов.
9. Возможность взлёта без аэродромной инфраструктуры.

С учётом плюсов и минусов различных конструкций, оптимальным решением оказалось использование толкающего винта, размещённого за фюзеляжем. Крыло оснащено управляющими поверхностями с независимыми приводами для каждого элерона, что обеспечивается электрическими серво-машинами. Хвостовое оперение выполнено в виде перевернутого V-образного руля высоты и направления, закреплённого на двух балках со статичными стабилизаторами.

Для безопасности посадки предусмотрен парашют и надувная подушка под фюзеляжем, чтобы снизить вертикальную скорость при приземлении. Проектирование крыла начинается с выбора аэродинамического профиля. Учитывая, что при производстве композитного крыла методом вакуумной инфузии предпочтительнее использовать плоскую нижнюю поверхность и объёмный профиль для низких скоростей полёта, был выбран профиль ЦАГИ-831.

Определение подъёмной силы крыла производится по формуле (1).

$$Y = C_y \frac{\rho \vartheta^2}{2} S = mg, \quad (1)$$

где  $C_y$  – коэффициент подъёмной силы профиля;  $C_x$  – коэффициент силы лобового профиля;  $\alpha$  – угол атаки;  $C_y = 0,308$  – коэффициент подъёмной силы профиля при  $\alpha = 0^\circ$ ;  $\rho = 1,2 \text{ кг/м}^3$  – плотность воздуха на высоте 200 (м);  $\vartheta = 25\text{-}30 \text{ м/с}$  – скорость набегающего потока воздуха;  $S = \text{м}^2$  – потребная площадь поверхности крыла;  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – ускорение свободного падения;  $m = 30 \text{ кг}$  – предельная масса БАС.

Исходя из формулы (1) можно выразить и определить потребную площадь крыла беспилотного летательного аппарата:

$$S = \frac{2mg}{C_y \rho \vartheta^2} \quad (2); \quad S_{25\text{м/с}} = \frac{2 * 30 * 9,81}{0,308 * 1,2 * 25^2} \approx 2,54 \text{ м}^2; \quad S_{30\text{м/с}} = \frac{2 * 30 * 9,81}{0,308 * 1,2 * 30^2} \approx 1,76 \text{ м}^2.$$

Удлинение крыла представляет собой параметр, определяющий отношение размаха крыла к средней хорде. Оно значительно влияет на аэродинамическое сопротивление, которое возникает из-за перетекания воздушного потока с нижней поверхности, где давление выше, чем на верхней. Аэродинамические заканцовки, расположенные на концах крыла, также помогают уменьшить этот эффект; в моём случае они имеют скошенные и закруглённые углы. Увеличение удлинения крыла снижает аэродинамическое сопротивление, например, для планёров оно варьируется от 10 до 20. Однако большое удлинение может ослабить конструкцию крыла, ухудшить манёвренность по крену и привести к флаттеру на больших углах атаки. Нормальное значение удлинения для аппарата этого класса и заданной скорости составляет примерно  $\lambda \approx 7$ , при этом необходимая площадь крыла равна  $S \approx 2,3 \text{ м}^2$ . На основе этой информации можно определить размах крыла по формуле 3.

$$\lambda = \frac{L^2}{S} \quad (3); \quad 7 = \frac{L^2}{2,3}; \quad L \approx 4 \text{ м.}$$

Имея данные о размахе, крыла, удлинения и площади крыла определим длину концевой хорды по формуле (4).

$$b_{\text{конц.}}^2 = \frac{S}{\lambda} \quad (4); \quad b_{\text{конц.}}^2 = \frac{2,3}{7}; \quad b_{\text{конц.}} \approx 0,57 \text{ м.}$$

Примем  $b_{\text{конц.}} = 0,5 \text{ м}$ .

Произведём расчёт  $b_{\text{корн.}}$  по формуле (5).

$$S = \frac{b_{\text{корн.}} + b_{\text{конц.}}}{2} * L \quad (5); \quad 2,3 = \frac{b_{\text{корн.}} + 0,5}{2} * 4; \quad b_{\text{корн.}} = 0,65 \text{ м.}$$

Сужение крыла отношение длин центральной и корневой хорды. Произведём расчёт по формуле (6).

$$\eta = \frac{b_{\text{корн.}}}{b_{\text{конц.}}} \quad (6); \quad \eta = \frac{0,65}{0,5}; \quad \eta = 1,3.$$

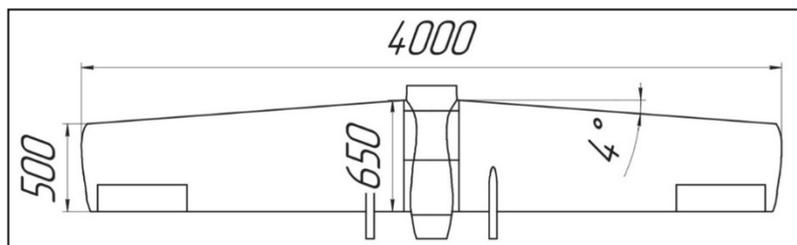


Рис. 1

Произведём расчёт подъёмной силы и сопротивления крыла по формулам (7), (8). Для расчёт примем среднюю скорость полёта 27,5 м/с.

$$Y_a = C_y \frac{\rho v^2}{2} * S \text{ (7); } Y_a = 0,308 * \frac{1,2 * 27,5^2}{2} * 2,3 \approx 321 \text{ Н;}$$

$$X_a = C_x \frac{\rho v^2}{2} * S \text{ (8); } X_a = 0,0184 * \frac{1,2 * 27,5^2}{2} * 2,3 \approx 19 \text{ Н.}$$

По результатам расчёта можно утверждать, что при скорости полёта 27,5 м/с крыло с заданными характеристиками обеспечит подъёмную силу в 31,4 кг. Более точный расчёт, учитывающий фюзеляж и хвостовое оперение, будет выполнен с помощью компьютерного моделирования.

Основой БПЛА является винтомоторная группа исходя из предъявленных требований был подобран поршневого ДВС со следующими характеристиками.

- Объем двигателя: 79,5 куб. см.
- Тяга 15 кг.
- Мощность: 3,4 кВт.
- Число оборотов: 1200–6500 об / мин.
- Масса: 3260 г.
- Расход топлива: 400–920 г / час.
- Максимальная высота полета: 5000 метров над уровнем моря.

Определение взлётной массы летательного аппарата обычно осуществляется по формуле Можайского, однако в рамках данной работы взлётная масса определяется замкнутым циклом, с ограничением в 30 кг. Это обусловлено тем, что, согласно законодательству, аппараты массой свыше 30 кг подлежат обязательной регистрации.

Взлётная масса рассчитывается путём суммирования масс всех компонентов аппарата. С помощью 3D-моделирования был определён вес каждого элемента:

- фюзеляж – 3,5 кг;
- топливо – 6,1 кг;
- крыло – 7 кг;
- хвостовое оперение – 3 кг;
- двигатель – 3,2 кг;
- электроника – 2,5 кг;

- блок камер – 1 кг;
  - парашют – 1,3 кг;
- В итоге общая масса составляет 27,6 кг.

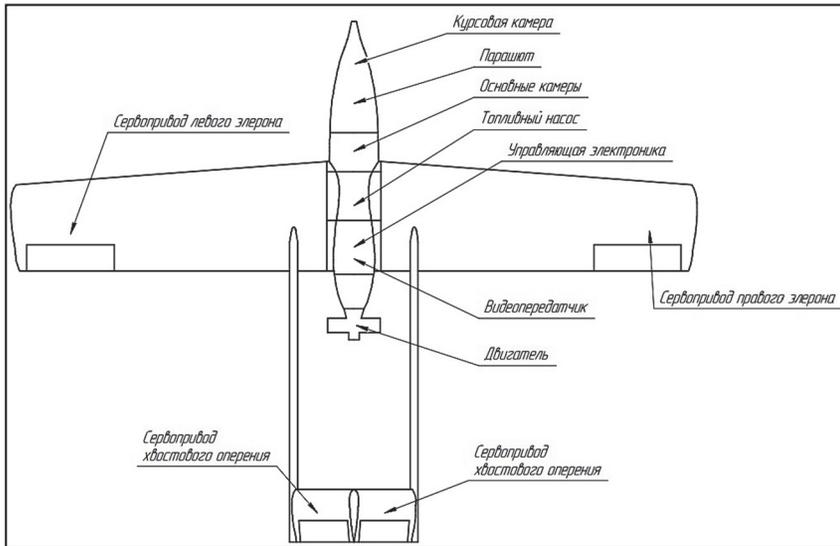


Рис. 2

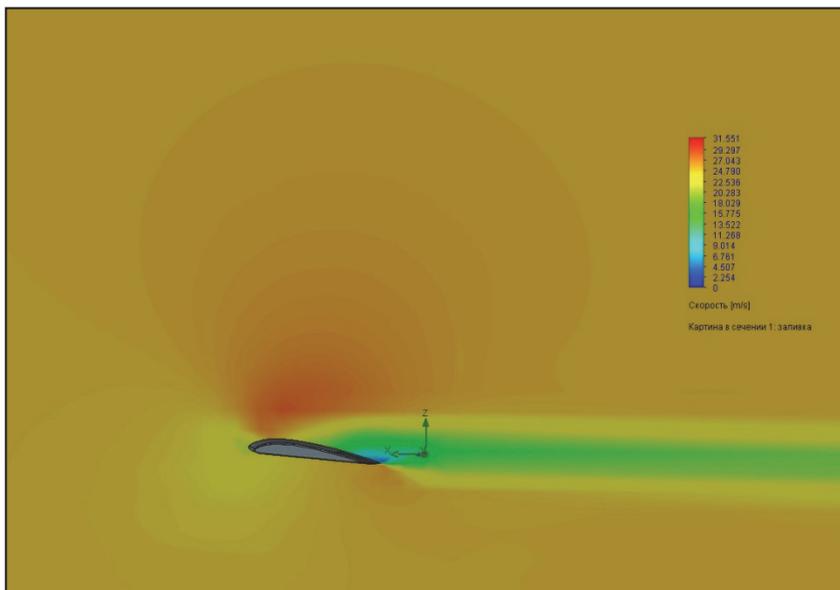


Рис. 3

Для более полного понимания подъёмной силы летательного аппарата и его лобового сопротивления были проведены виртуальные продувки. Аэродинамический расчёт, полученный в результате этих исследований, включает данные о общей подъёмной силе и лобовом сопротивлении. Для уточнения результатов сначала был смоделирован аэродинамический профиль и подобрана оптимальная сетка. После достижения значений сходимости с реальной продувкой в аэродинамической трубе был выполнен полный расчёт аэродинамики аппарата.

На рисунке представлена картина скорости потока, набегающего на крыло. Видно, что скорость потока над крылом выше, чем под ним, что приводит к образованию подъёмной силы за счёт разницы давлений.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Гребеньков, О. А.* Конструкция самолетов [Текст] / О. А. Гребеньков. – Москва : Машиностроение, 1984. – 240 с.
2. *Одинок Ю. Г.* Расчет самолета на прочность [Текст] / Ю. Г. Одинок. – Москва : Машиностроение, 1973. – 197 с.
3. *Авиация. Энциклопедия* / гл. ред. Г.П. Свищев. – Москва : Научное издательство «Большая Российская энциклопедия», Центральный аэродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, 1994. – 735 с.

## ИСПЫТАНИЯ НА КРУЧЕНИЕ ХВОСТОВОЙ БАЛКИ САМОЛЕТА «САРМА»

Д.А. Матвеев<sup>а</sup>, асп., И.Д. Зверков, д.т.н. проф., А.В. Крюков, к.т.н.

Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20  
<sup>а</sup> E-mail: ldanya.matveev.00@yandex.ru

**Аннотация.** В настоящий момент в СКБ ФЛА НГТУ на финальном этапе постройки находится самолет «САРМА». Для допуска к аэродромным испытаниям машина должна пройти испытания на статические нагрузки для подтверждения заложенных прочностных характеристик. Представлен анализ хвостовой балки самолета на кручение, проведены натурные испытания конструкции под нагрузкой, а так же расчет конструкции в программном пакете Solid Works Simulation на перемещения.

**Ключевые слова:** кручение, Перемещения, полумонокок, статические испытания.

**Annotation.** At present, the SARMA airplane is in the final stage of construction at the NSTU FLA SKB. In order to be admitted to airfield testing, the airplane must undergo static load tests to confirm its strength characteristics. The analysis of the aircraft tail beam for torsion is presented, full-scale tests of the structure under load are carried out, as well as the calculation of the structure in the Solid Works Simulation software package for displacements.

**Key words:** torsion, Displacements, semi-monocoque, static tests.

### Введение

В настоящее время в во многих отраслях промышленности России среди которых предприятия агропромышленного комплекса, нефтегазовые предприятия, сфера строительства, наблюдается высокий спрос на беспилотные авиационные системы (БАС). При широком применении нужно снижать стоимость. Последние тенденции в области изготовления сверхлегких летательных аппаратов это широкое применение угольных композиционных материалов имеющих высокую стоимость. Для примера можно рассмотреть сверхлегкий планер немецкого производства «Архиоптерикс» вес которого составляет 57 кг, при стоимости 78 300 евро или 7 718 563,21 рублей по текущему курсу.



Рис. 1. Планер «Архиоптерикс»

1 кг «Архиоптерикса» стоит 135 414 рублей, что является высоким ценовым показателем, вес 1 кг для сверхлегких самолетов находится в пределах 50 000 руб. Очевидно, что для потребителя подобный аппарат будет дорогим. Для удешевления производства необходимо применять более доступные и дешевые материалы. Так же нужны технологии, позволяющие быстро масштабировать производство, и технологические процессы позволяющие изготавливать узлы и агрегаты в короткие сроки с высоким уровнем качества. В настоящий момент в СКБ ФЛА НГТУ [1] на завершающем этапе постройки находится 1 образец Универсального Воздушного Судна (УВС) «САРМА» грузоподъемностью 100 кг, в основу которого заложены технологии изготовления наборных элементов конструкции с помощью клеено-клеёшных соединений [2], что позволяет получить оптимальное распределение толщины материала в конструкции, из листовых алюминиевых сплавов и ПЭТг (полиэтилентерефталат).



Рис. 2. Самолет «САРМА»

Перед летными испытаниями, машина должна пройти тесты на статическое нагружение и получить допуск к полетам. В данной работе пойдет речь о испытании на кручение хвостовой балки самолета.

### Назначение и конструкция хвостовой балки

Хвостовая балка служит для разнесения хвостового оперения с крылом, с целью обеспечения продольной и поперечной устойчивости и управляемости самолета на всех возможных режимах полета (взлет, посадка, вираж, горизонтальный полет) [3]. Хвостовая балка БПЛА «САРМА» представляет собой полу-монококовую конструкцию с работающей обшивкой, подкрепленной поперечным силовым набором – шпангоутами.

### Условия испытаний

В конструкцию самолета заложены пилотажные режимы полета с перегрузками +5, -3. Однако испытания проводились при неполном нагружении летательного аппарата со значениями нагрузок равными 50% от максимальных значений. Это обусловлено тем что в данный момент самолет существует в единственном экземпляре, а при летных испытаниях режимы полета будут ограничены в соответствии с нагрузками при статических испытаниях

### Проведение испытаний

Для проведения испытаний был собран специальный стенд для «подвешивания» самолета с целью имитации полетных нагрузок на крыло и оперение. В качестве имитаторов нагрузки использовались мешки с песком массой 25 кг. При полете хвостовая балка воспринимает нагрузки от оперения, испытания проводились с навешанным горизонтальным оперением (крутящий момент создает вертикальное оперение, однако ГО и ВО самолета имеют одинаковую геометрию и конструкцию что позволяет имитировать нагрузку на кручение с помощью ГО). На максимальных режимах полета крутящий момент от ВО составляет 445 Н\*м, что соответствует значению аэродинамической нагрузки в 50кг. Соответственно по условиям испытаний прикладываемая нагрузка составляет 25 кг.



Рис. 3. Процесс нагружения хвостовой балки самолета «САРМА», сверху вид на конструкцию до нагрузки, снизу после приложения нагрузки

Для анализа перемещений к кормовому шпангоуту приставлен металлический уголок а на самом шпангоуте проведена вертикальная чёрная линия с зазором от поверхности уголка. Анализ перемещений производится разнице между значениями расстояний между линией и уголков по 2м точкам. Значения замеряются по фотографии (по пикселям) в виду малости перемещений находящихся в пределах погрешности измерительных приборов. В рассматриваемом случае замеренная разница составила 0,416 мм.

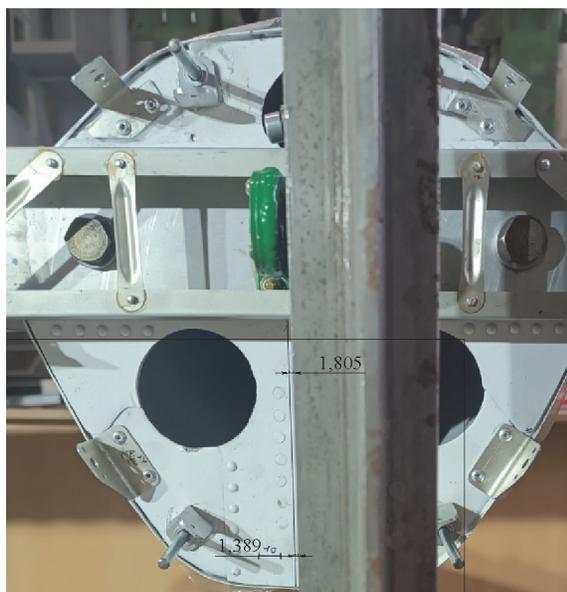


Рис. 4. Анализ перемещений

### Расчет хвостовой балки на кручение

Моделирование нагрузки производилось в программном пакете Solid Works Simulation, использовалась твердотельная модель хвостовой балки к которой прикладывалась нагрузка от оперения в местах крепления лонжерона стабилизатора со значениями 760 и 1010 Н. На рис 4 показан результат расчета на кручение, видно что кручение на кормовом шпангоуте находится в диапазоне до 0,9 мм.

В данном случае перемещения анализируются по разнице перемещений в горизонтальной плоскости (края сечения по оси крепежных отверстий). Это обусловлено тем что при приложении нагрузки балка работает на изгиб а в следствии несимметричного нагружения разные участки сечения испытывают разные перемещения в следствии чего и возникает кручение. Значения перемещений в указанных участках показаны на рис. 6.

Разница между перемещениями составляет около 0,2 мм. Значение при нагружении реального образца составили 0,416мм. Однако, нужно учитывать что при анализе

по пикселям существует погрешность, для рассматриваемого случая погрешность по пикселям составляет приблизительно 0,2мм. Таким образом результат программного расчета сходится с фактическими результатами с учетом погрешности измерений.

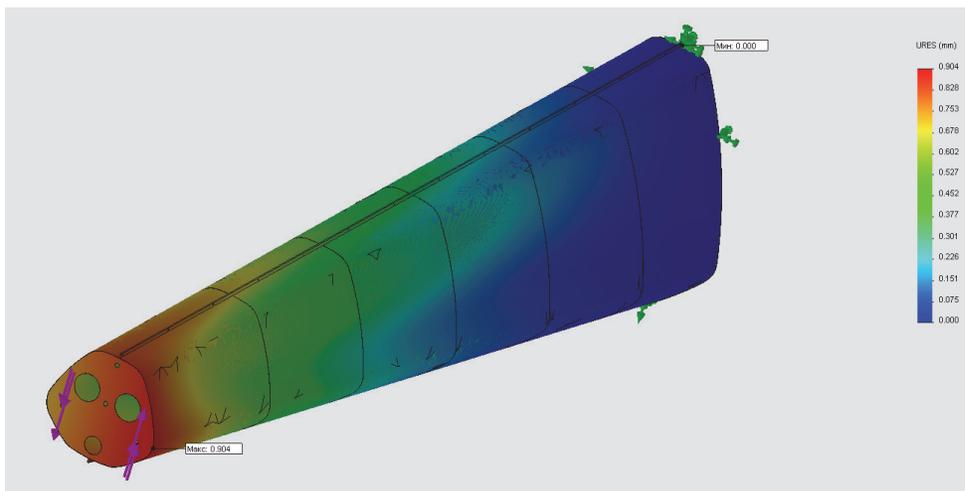


Рис. 5. Перемещения в хвостовой балке

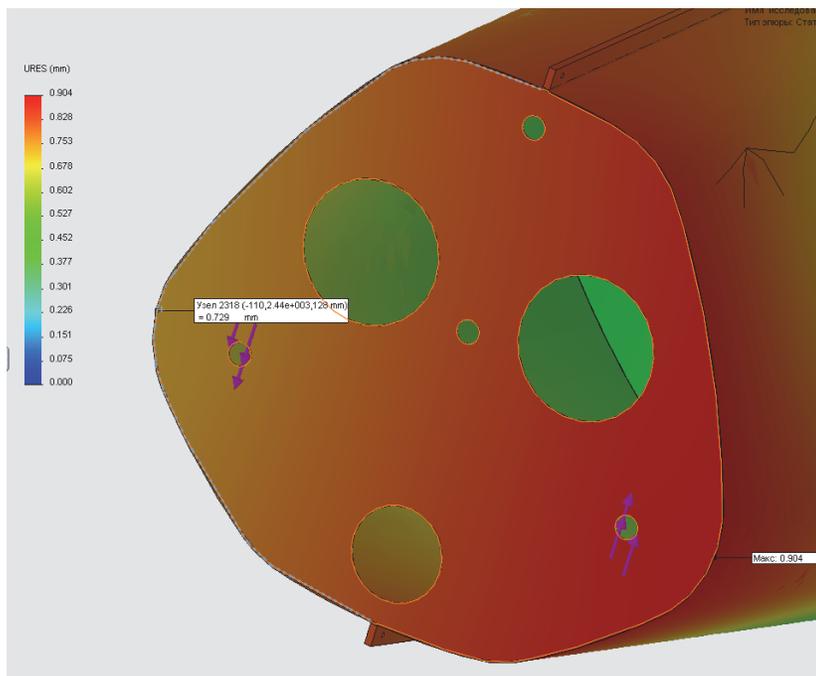


Рис. 6. Значения перемещений в крайевых точках сечения

### Заключение

Результаты численных и натуральных экспериментов согласуются друг с другом – результат программного расчета сходится с результатами фактических измерений с учетом погрешности. Однако в дальнейшем необходимо проработать программу испытаний, которая позволит получать результаты перемещений конструкции более точно.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Студенческое конструкторское бюро (СКБ) факультета летательных аппаратов // [Электронный ресурс]. – 2020. URL: <http://craft.nstu.ru/skb/>.
2. Капелюшник И.И. Технология склеивания деталей в самолетостроении / И.И.Капелюшник, И.И.Михалев. – 2-е изд, испр и доп. – Москва : Машиностроение, 1979. – 159 с.
3. Чумак П.И., Кривокрысенко В.Ф. Расчет, проектирование сверхлегких самолетов. – М.: Патриот, 1991. – 238 с., ил.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ КРЫЛА В СРЕДЕ ANSYS

**В.С. Косачева, студ.**

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20  
E-mail: nika12rom16@gmail.com*

**Аннотация.** Работа посвящена анализу напряженно-деформированного состояния крыльев самолета-биплана ТВС-2МС. Флаттер можно определить, как динамическую неустойчивость конструкции в потоке воздуха. Это опасное явление стало серьезным препятствием для развития авиации. Однако, явление флаттера биплана до сих пор не изучено должным образом. Что касается цели данного исследовательского проекта, то она заключается в том, чтобы попытаться рассчитать конструкцию биплана ТВС-2МС на наличие флаттера с использованием пакета конечно-элементного моделирования ANSYS Workbench.

**Ключевые слова:** легкий летательный аппарат, биплан, напряжения, флаттер.

**Annotation.** The work is devoted to the analysis of the stress-strain state of the wings of the TVS-2MS biplane aircraft. Flutter can be defined as the dynamic instability of a structure in an air flow. This dangerous phenomenon has become a serious obstacle to the development of aviation. However, the biplane flutter phenomenon has not yet been properly studied. As for the purpose of this research project, it is to try to calculate the design of the TVS-2MS biplane for the presence of flutter using the ANSYS Workbench finite element modeling package.

**Keywords:** light aircraft, biplane, tension, flutter.

В середине 30-х годов советская авиационная техника столкнулась с малоизученным явлением, привлечшим пристальное внимание: самолет, построенный по всем правилам инженерной науки того времени, иногда внезапно разрушался в полете при достижении определенной скорости. Разрушение началось с сильной тряски, нарастание которой происходило настолько быстро, что у пилота обычно не хватало времени на принятие каких-либо мер (например, снижение скорости полета). Это явление называется флаттером.

Прогнозирование флаттера крыла включает в себя аэродинамические силы, действующие на крыло, и динамические характеристики, такие как собственная частота и форма колебаний конструкции крыла. Скорость флаттера является важным показателем эффективности проектирования самолета. Если скорость флаттера может быть надежно и быстро предсказана на ранней стадии проектирования самолета, конструкторам полезно найти оптимальную конфигурацию самолета и конструктивную компоновку.

В современной авиационной диагностике существуют два взаимосвязанных динамических теста. Во-первых, это испытания на вибрацию земли, а во-вторых, испытание на эффект флаттера. Однако, несмотря на то, что многие авиакатастрофы происходили из-за возникновения флаттера, явление флаттера биплана до сих пор не изучено должным образом. Причиной этого является нецелесообразность подобных исследований:

летательный аппарат с конструкцией биплана летает на скоростях, значительно меньших критической скорости, при которой возникнет флаттер.

Однако в истории был такой случай, и известный советский авиаконструктор А. С. Яковлев частично столкнулся с ним. В 1936 году А.С. Яковлев отправился во Францию под предлогом покупки спортивного самолета Caudron C.270 («Кодрон»), но истинной целью его поездки был новый французский истребитель – биплан S.710, летно-технические характеристики которого сильно превосходили отечественные аналоги, в частности максимальная скорость полета составляла 470 км/ч. Однако в некоторые источники сомневаются в достоверности таких ЛТХ S.710, называя их таковыми «только на бумаге». Тем не менее 15 июня 1937 года во время армейских испытаний пилот заметил флаттер рулей оперения, находясь на высоте 200м и попытался совершить аварийную посадку. Выйдя из-под контроля, прототип врезался в землю, пилот погиб. Явление флаттера было тогда плохо известно, но эта авария положила конец разработке этого самолета.

TBC-2MC – это модификация Ан-2, в которой используется силовая установка Honeywell TPE331-12, взлётной мощностью 1100 л. с. и работающей на авиационном керосине, что позволяет увеличить полезную нагрузку, уменьшить стоимость и увеличить доступность эксплуатации самолёта [1].

Поскольку флаттер обычно разрушителен, его необходимо полностью устранить при проектировании или предотвратить его возникновение на протяжении всего полета. Требование по предотвращению флаттера оказывает большое влияние на жесткость и распределение веса крыла. Поэтому важно учитывать флаттер на ранней стадии проектирования самолета, особенно при проектировании гибкого крыла с большим удлинением. Прогнозирование флаттера крыла включает в себя аэродинамические силы, действующие на крыло, и динамические характеристики, такие как собственная частота и форма колебаний конструкции крыла [2].

Достаточно точная аналитическая модель динамических характеристик крыла имеет решающее значение для прогнозирования флаттера. В общем случае, существует три вида методов структурно-динамического анализа: эквивалентная модель балки, эквивалентная модель пластины и метод конечных элементов.

Метод конечных элементов можно рассматривать как универсальный метод, обладающий большой точностью прогнозирования для структурного анализа. Но его недостатком является то, что детальное математическое моделирование конструкций крыла очень сложное и отнимает много времени. Сложность в основном связана с детальным компьютерным моделированием панелей с усилением стрингерами в конструкциях крыла.

Однако, что касается данной работы, использовать детальное моделирование конструкции не совсем оптимально, ввиду того что в конструкции крыльев огромное количество метизов и деталей с отверстиями и скруглениями, что могут существенно замедлить расчёт в программе ANSYS Workbench. Поэтому упростим изначальную конструкцию крыльев (рис. 1) на более простую (рис. 2).

Также стоит обратить внимание, что у самолёта данного типа тканевая обшивка, поэтому в расчёт она не идет. Топливные баки находятся в верхнем крыле, для них будет рассчитана примерная масса вместе с топливом на время посадки и построена соответствующая модель.

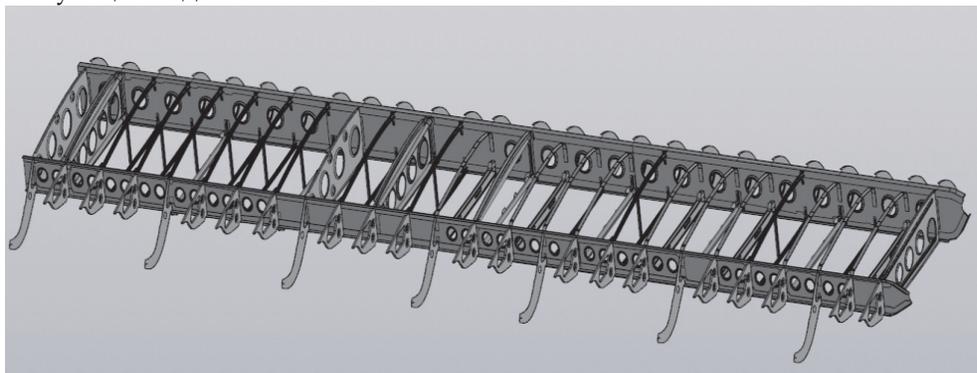


Рис. 1. 3D-модель верхнего крыла самолета ТВС-2МС

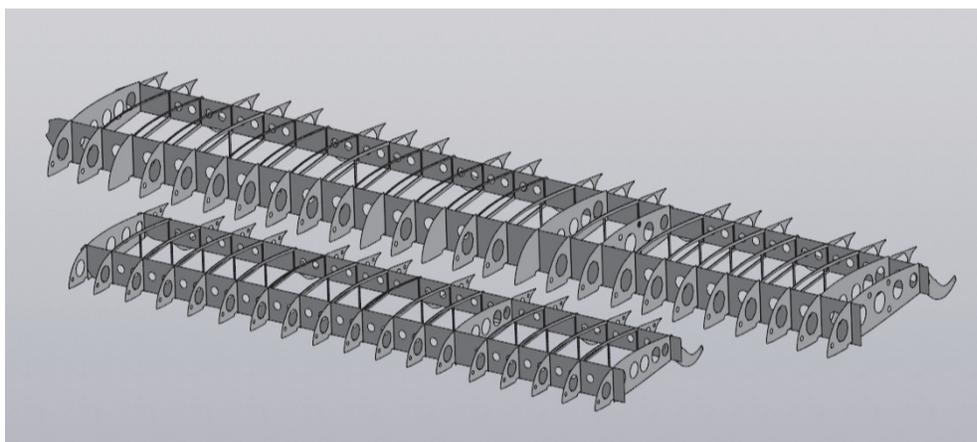


Рис. 2. Упрощенная 3D-модель крыла самолета ТВС-2МС

Что касается цели данного исследовательского проекта, то она заключается в том, чтобы попытаться рассчитать конструкцию биплана ТВС-2МС [1] на наличие флаттера с использованием пакета конечно-элементного моделирования ANSYS Workbench [3].

Поставленная задача состоит из нескольких этапов:

- -дополнить расчетную схему в соответствии с конструкцией;
- -произвести расчеты на прочность и определить действующие нагрузки на узлы и силовые элементы конструкции;
- рассчитать конструкцию на флаттер;
- проведения сопоставления полученных результатов с допустимыми значениями.

Нагрузка будет рассчитана аналитически, используя данные полета для самолета ТВС-2МС.

Максимальные напряжения не должны превышать предела прочности и предела текучести данного материала.

В конечном итоге можно будет говорить о напряжениях, возникающих в крыльях биплана. Также можно будет сделать вывод о том, возникает ли флаттер в конструкциях бипланов.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Руководство по летной эксплуатации самолета ТВС-2МС / Анохин Г.Г.; Москва 2015. – 86 с.
2. Борин А.А. Из истории решения проблемы флаттера // Труды ЦАГИ. – 1940. – № 283. – 76 с.
3. Жидков А.В. Применение системы ANSYS к решению задач геометрического и конечно-элементного моделирования: учебно-методический материал / А.В. Жидков ; Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского. - Нижний Новгород: НГУ им. Н.И. Лобачевского, 2006 - 115 с.

## КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЗАЩИТНОГО КАРКАСА БПЛА МУЛЬТИРОТОРНОГО ТИПА ДЛЯ СОХРАНЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

Е.С. Алпацкий<sup>а</sup>, Я.С. Абзалов<sup>б</sup>, Д.В. Иванов<sup>в</sup>, Д.А. Попов<sup>г</sup>, Д.С. Сергеев<sup>д</sup>

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

*<sup>а</sup> E-mail: alubka324jkl@yandex, <sup>б</sup> E-mail: Yaroslavabzalov@gmail.com,*

*<sup>в</sup> E-mail: denisivanov2512@yandex.ru, <sup>г</sup> E-mail: poudu0poem@gmail.com,*

*<sup>д</sup> E-mail: Dimon-s-s99@bk.ru*

**Аннотация.** В данной работе рассматривается концептуальное проектирование защитного каркаса для БПЛА мультироторного типа. Формируются технические требования к каркасу на основании анализа прототипов. Оцениваются функциональные параметры и характеристики. Приводится планируемый метод производства защитного каркаса. В качестве результатов представлена концептуальная модель защитного каркаса.

**Ключевые слова:** БПЛА, квадрокоптер, дрон, защитная сетка, защитный каркас.

**Abstract.** This paper deals with the conceptual design of a protective airframe for a multirotor UAV. Technical requirements for the airframe are formed based on the analysis of prototypes. Functional parameters and characteristics are evaluated. A planned method of manufacturing the protective airframe is given. A conceptual model of the protective frame is presented as results.

**Keywords:** UAV, quadcopter, drone, safety net, safety cage, airframe.

### Введение

Применение беспилотных летательных аппаратов, подобных квадрокоптерам, оснащенных лидарами для сканирования помещений и создания облака точек, является перспективным и полезным использованием дронов. Однако, внезапное физическое воздействие на дрон, приводящее к его нестабильности и, в конечном итоге, падению, может повредить сканирующую систему. Чтобы решить эту проблему и продлить срок службы оборудования, установленного на квадрокоптере, был разработан защитный каркас. Благодаря своей прочной конструкции, он эффективно защищает приборы от повреждений, возникающих в результате неожиданных ударов или падений, что расширяет возможности применения дронов в различных областях.

### Основная часть

В качестве анализируемого прототипа был выбран дрон Elios 3 компании Flyability [1] (рис. 1). Представленный дрон предназначен для сканирования замкнутых помещений, шахт, цистерн, выявления дефектов и создания 3D-модели объекта.

Учитывая тот факт, что места применения данного БПЛА являются опасными для него, формируются соответствующие параметры защитного каркаса:

- обеспечение защиты важных компонентов при падении;

- возможность переворота и взлета после падения;
- масса каркаса не должна быть более 20% массы дрона;
- длина, ширина и высота не препятствует проходу дрона в дверные проемы;
- возможность беспрепятственной замены батареи;
- возможность извлечения дрона из каркаса для технического обслуживания;
- обеспечение возможности полета в закрытых помещениях;
- широкий температурный диапазон использования;
- пыле-влагозащитой;
- цена изделия не должна превышать цену дрона.



Рис. 1. Elios 3

Анализируя Elios 3 и другие варианты защитного каркаса [2], которые есть на рынке формируются технические требования к проектируемому каркасу, представленные в табл. 1.

Защитный каркас (рис. 2) представляет собой уникальную сборную конструкцию в виде эллипсоида, состоящую из верхней и нижней частей. Дрон крепится к верхней половине посредством надежных кронштейнов (рис. 3, а). Верхняя и нижняя части каркаса прочно скрепляются друг с другом с помощью специальных клипс (рис. 3, б). Каркас состоит из прочных углепластиковых прутков, которые являются основным силовым элементом конструкции. Для соединения прутков между собой используются полиуретановые кронштейны, обеспечивающие высокую прочность и надежность всего каркаса. Такая конструкция гарантирует надежную защиту дрона от различных внешних воздействий и продлевает срок его службы.

Таблица 1

## Технические требования

Параметр	Значение
Защита компонентов от удара: пропеллеры, электронику, раму	Да
Масса	до 300 г
Габариты	500 x 500 x 300 мм
Максимальный горизонтальный размер дрона	450 мм
Возможно заменить батарею, не снимая каркас	Да
Возможно провести техническое обслуживание, достать дрон из каркаса	Да
Замена поврежденных компонентов, не заменяя конструкцию целиком	Да
Диапазон температур	-30 до +80
Возможность работы в темных, влажных, запыленных помещениях	Да

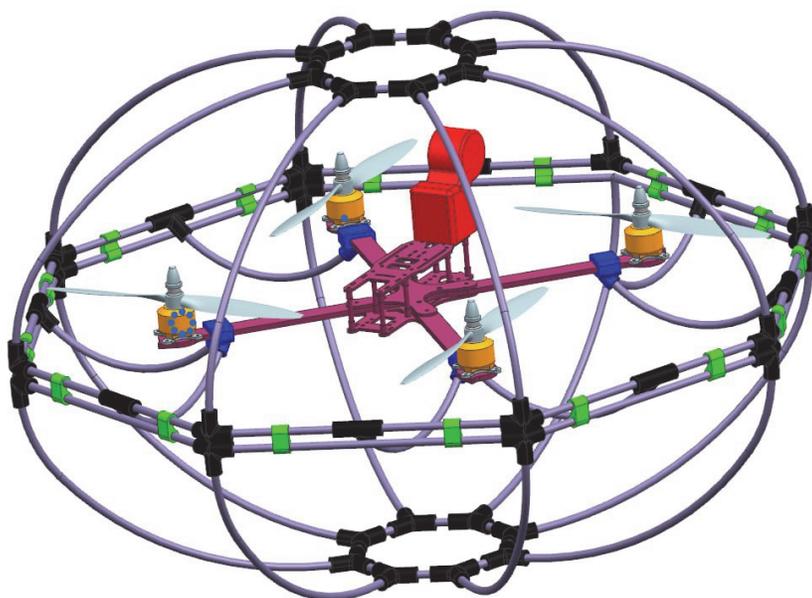


Рис. 2. Защитный каркас

Кронштейны и соединительные клипсы изготавливаются посредством современной технологии 3D-печати при помощи 3D-печати нейлоном, соединительный кронштейн – при помощи заливки полиуретана в матрицу (рис. 4), углепластиковые прутки – методом вакуумной инфузии (рис. 5).

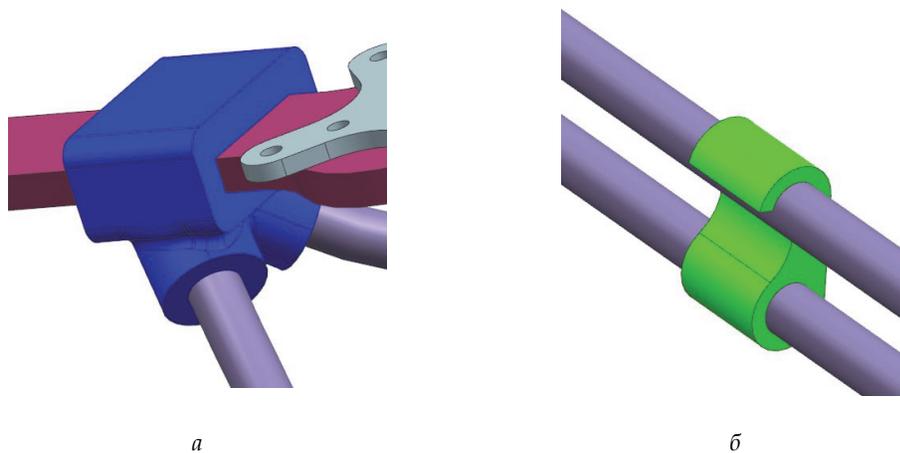


Рис. 3. Кронштейн и защелкивающая клипса

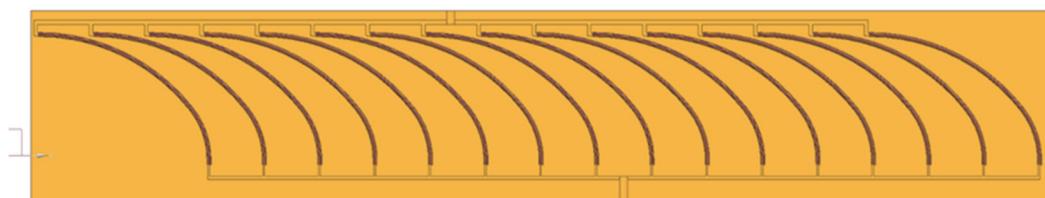


Рис. 4. Матрица для карбоновых прутков

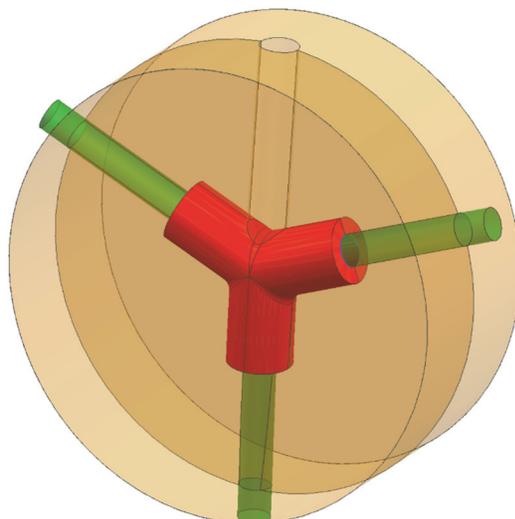


Рис. 5. Матрица соединительного кронштейна

### Выводы

В процессе работы над проектом была разработана концепция защитной сетки для мультироторного БПЛА. Были сформированы технические требования, предъявляемые к данной конструкции, создана концептуальная 3D-модель. После тщательного анализа были определены материалы, из которых будет изготавливаться изделие. Следующими этапами работы станут детальная проработка конструкции, постройка прототипа и проведение экспериментов для подтверждения работоспособности защитной сетки. Благодаря этой инновационной разработке, мультироторные БПЛА получают дополнительную защиту от различных внешних воздействий, что расширит их возможности и повысит надежность в различных условиях эксплуатации.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Elios 3: flyability: офиц. сайт. – URL: <https://www.flyability.com/elios-3> (дата обращения: 17.06.2024).
2. Multinnov. Пергам: сайт. – URL: <https://www.pergam.ru/brands/multinnov/?srsltid=afmboortvfkcrz-tk0w6p5q98kdc6nnfsbbxofst0nkrp9od4jvsnx-> (дата обращения: 17.06.2024).

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ БПЛА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ

Е.С. Алпацкий<sup>а</sup>, Д.В. Иванов<sup>б</sup>, Д.А. Попов<sup>в</sup>

Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>а</sup> E-mail: alubka324jkl@yandex, <sup>б</sup> E-mail: denisivanov2512@yandex.ru, <sup>в</sup> E-mail: poudu0poe@gmail.com

**Аннотация.** В данной работе рассматривается проектирование БПЛА вертикального взлета и посадки с неподвижным крылом. Приводятся результаты расчетов геометрии ЛА, тензора инерции, положения центра масс, потребной тяги для различных режимов полета, скорости сваливания, взлетной массы, разрушающей перегрузки. Также приводится аргументация выбора бортового оборудования.

**Ключевые слова:** БПЛА, СВВП, беспилотный летательный аппарат.

**Abstract.** This paper deals with the design of a vertical takeoff and landing UAV with a fixed wing. The results of calculations of UAV geometry, tensor of inertia, position of the center of mass, required thrust for different flight modes, stall speed, takeoff mass, destructive overload are given. Argumentation of the choice of onboard equipment is also given.

**Keywords:** UAV, VTOL, unmanned aerial vehicle.

### Введение

БПЛА вертикального взлета и посадки собрали в себе преимущества мультироторного БПЛА и БПЛА самолетного типа. На первом этапе данной работы [1] был создан концепт БПЛА вертикального взлета и посадки с неподвижным крылом. Данная работа посвящена дальнейшей разработке БПЛА, а именно расчетам первого приближения, расчетам нагрузок, действующих на БПЛА в полете и выбору бортового оборудования.

### Геометрия ЛА

Профиль крыла подбирается, исходя из начальных заданных условий. Хорда  $b = 250$  мм, размах  $l = 2000$  мм, сужения нет. Исходя из данных параметров рассчитываются удлинение, равное 8, и площадь крыла, равная  $0,5$  м<sup>2</sup>. Из формулы подъемной силы [2] получаем рассчитывается коэффициент подъемной силы, равный 0,24. Это минимальный необходимый коэффициент подъемной силы на скорости 20 м/с. Также следует учитывать, что необходима подъемная сила в переходном режиме от вертикального взлета к горизонтальному полету, чтобы самолет не терял высоту. Принимая во внимание два условия, рассматриваются ассиметричные профили крыла, которые ведут себя стабильно на малых скоростях.

Был выбран профиль FX 60-100 [3], представленный на рис. 1. Он имеет относительную толщину  $\bar{c} = 10\%$ , и кривизну  $f = 3,6\%$ . Этот профиль имеет схожие коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления на числах Рейнольдса в диапазонах  $10^5 \dots 5 \cdot 10^5$ .

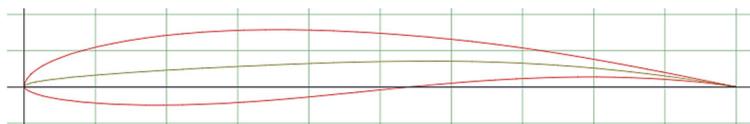


Рис. 1. Профиль FX 60-100

Расчитанная площадь элеронов [3, стр. 157] равна  $0,04 \text{ м}^2$ . Длина элеронов ограничена продольными балками, поэтому длина одного элерона не превысит  $0,67 \text{ м}$ . Было принято конструкторское решение уменьшить длину элерона до  $0,61 \text{ м}$ , чтобы обеспечить безопасное расстояние от балки. Исходя из этих параметров хорда элерона получается равной  $0,066 \text{ м}$ . Так же рассчитываются площадь горизонтального оперения ( $0,1 \text{ м}^2$ ), площадь руля высоты ( $0,04 \text{ м}^2$ ), площадь вертикального оперения ( $0,06 \text{ м}^2$ ), площадь руля направления ( $0,024 \text{ м}^2$ ). Так как расстояние между балками было принято  $0,66 \text{ м}$ , то длина горизонтального оперения  $l_{го} = 0,66 \text{ м}$ , хорда  $b_{го} = 0,15 \text{ м}$ . Высота вертикального оперения высчитывается из формулы трапеции и получается равной  $0,34 \text{ м}$ .

Профили для горизонтального и вертикального оперений – симметричные. Для горизонтального оперения применяют профили с относительной толщиной  $\bar{c} = 8 \dots 10 \%$ , для вертикального –  $\bar{c} = 6 \dots 8 \%$ . Для оперений был выбран симметричный профиль S9027, рис. 2, с относительной толщиной  $\bar{c} = 8 \%$ .



Рис. 2. Профиль S9027

Диапазон эксплуатационных чисел Рейнольдса в наибольшей степени зависит от скорости, для диапазона скоростей от  $7$  до  $30 \text{ м/с}$ :

$$Re_{\min} = 98543; Re_{\max} = 422327.$$

### Оценка тензора инерции ла и положения центра масс

Перед оценкой тензора инерции выясняется масса каждого отдельного элемента конструкции. В соответствии с коэффициентами, приведенными в [3], вычисляются искомые массы от массы сухого самолета. Предполагается что центр тяжести самолета находится в  $0,25$  средней аэродинамической хорды (САХ). На рис. 3 показаны предполагаемые главные оси ЛА, ось  $OX$  направлена по линии  $0,25 \text{ САХ}$  вдоль правого крыла, ось  $OZ$  вдоль плоскости симметрии самолета (ПСС), ось  $OY$  из пересечения  $OX$  и  $OZ$  вертикально вверх.

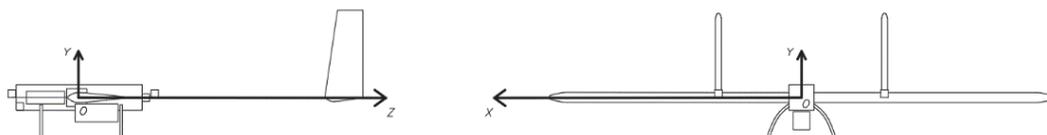


Рис. 3. Главные оси ЛА

Оценка тензора инерции первого приближения производится при условии, что каждый элемент конструкции представляет собой сосредоточенную массу этого элемента с уникальными координатами центра тяжести. Полезная нагрузка располагается в центре масс, чтобы во время ее сброса не сбить центровку.

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 159486216,7 & 0 & 0 \\ 0 & 354053743 & 0 \\ 0 & 0 & 203703966,5 \end{pmatrix}.$$

### Оценка потребной тяги для крейсерского режима и режима набора высоты

Оценка потребной тяги для горизонтального полета производится по формулам из «Конструкции самолетов» Шульженко [3]. Значение потребных тяг приведены в табл. 1.

Таблица 1

#### Потребные тяги

$F_{кр}$ , Н	$v_{НВ}$ , м/с	$\alpha$	$Y$ , Н	$F_{НВ}$ , Н
2,94	10,35	11,145	28,87	7,13

Принимается максимальное  $F_{кр} = 7,13$  Н. Двигатель должен обеспечить максимальное значение тяги. Потребная тяга на один двигатель для вертикального взлета равна 7,35 Н.

### Аргументация выбора способа размещения СУ

При выборе способа размещения СУ необходимо определиться сколько поставить двигателей и какой тип тяги применять. На самолет до 3 кг нецелесообразно применять большое количество двигателей. При выборе одного двигателя он располагается в центре, при двух двигателях на крыле, что требует упрочнения конструкции крыла, а, следовательно, и ее утяжелению, что недопустимо в условиях ограниченности массы. Принимается толкающий винт, так как при условии жесткой посадки на нос толкающий винт остается целый. Толкающий винт позволяет установить FPV камеру, не перекрывая ей обзор. Также для сравнения приведены тяги в зависимости от КПД винтов в табл. 2 [6].

Таблица 2

## Оценка тяги в зависимости от ее направления

	Толкающий	Тянущий
КПД	0,75	0,85
$F_{max}/КПД$	8,47	7,47

Несмотря на то, что при толкающем винте требуется большая тяга от двигателя, перечисленные выше аргументы позволяют принять решение о применении толкающего винта. Расчет винтов для двигателей происходит по формулам из [7]. Для винтов VTOL исходя из их расположения (3D модель) конструктивное ограничение диаметра принимается равным 7 дюймов. Изменяемыми параметрами будут только шаг и количество лопастей. В зависимости от этого вычисляется число оборотов для потребной тяги вертикального взлета для разных винтов. Результаты вычислений приведены в табл. 3. Для толкающего винта максимальный диаметр также конструктивно ограничен и равен 12 дюймов. На такой диаметр были выбраны два типа винтов 12x6 и 11x8. Потребные обороты и КПД рассчитаны и приведены в таблице 4.

Таблица 3

## Необходимое число оборотов VTOL

Шаг, дюйм	4	4,5	5	4	4,5	5
Кол-во лопастей	2	2	2	3	3	3
$n$ , об/мин	11600	12400	13500	9900	10700	11600
$\alpha$	0,16	0,14	0,12	0,22	0,19	0,16

Таблица 4

## Параметры толкающих винтов

Шаг, дюйм	6	8
Диаметр, дюйм	12	11
Кол-во лопастей	2	2
$n$ , об/мин	4450	5250
$\alpha$	0,12	0,11
$\beta$	0,05	0,07
$N$ , Вт	144,62	181,65
$\eta$ , %	88,5	69,2

Как видно по результатам расчетов для VTOL наиболее выгодным является винт 7 x 4 x 3, а для горизонтального полета 12 x 6.

### Оценка скорости сваливания при разной нагрузке

Оценка скорости сваливания производится по формуле из [8].  
Результаты расчета для перегрузки в диапазоне 1–8 приведены в табл. 5.

Таблица 5

Скорость сваливания

$n_y$	1	2	3	4	5	6	7	8
$V_{с}, \text{ м/с}$	8,09	11,43	14,01	16,17	18,08	19,81	21,39	22,87

### Оценка взлётной массы и разрушающей перегрузки

Для расчетов принимаем взлетную массу равной 3 кг. Она состоит из следующих компонентов:  $M_{взл} = M_{каркаса} + M_{электроники} + M_{пн} \leq 3\text{кг}$ , где  $M_{электроники} = 1155(\text{г})$  – предполагаемая масса электроники вместе с АКБ,  $M_{пн} = M_{груза} + M_{трекера} = 500 + 300 = 800(\text{г})$  – масса полезной нагрузки. Масса каркаса не должна превышать 1045 г. Для вычисления разрушающей перегрузки задается необходимо задаться эксплуатационной перегрузкой --  $n_z = 6$  [9] и коэффициентом безопасности –  $f = 1,5$ . Тогда разрушающая перегрузка  $n_p = 9$ .

## Определение нагрузок на БПЛА

### Маневренные нагрузки

Максимальная маневренная перегрузка будет действовать при выполнении петли Нестерова в нижней точке траектории. Вычисляется по формуле из [9]. При  $R = 10 \text{ м}$  и  $V = 20 \text{ м/с}$  перегрузка составит 5.

### Посадочные нагрузки

Так как посадка происходит в режим VTOL максимальные нагрузки будут возникать на режим перехода от горизонтального полета к режиму висения. Примем расстояние, на котором начинается торможение БПЛА  $S=50\text{м}$ , тогда перегрузка получается равной 4.

### Нагрузки в неспокойном воздухе

Перегрузка при действии порыва ветра находится по формуле из [10], для которой задается приращение угла атаки, рис. 4. По результатам расчетов получается два значения: +1,35 и – 0,65. Из них выбирается максимальное.

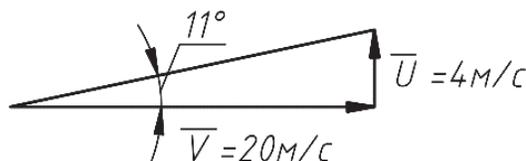


Рис. 4. Угол атаки

### Аргументация выбора БО

Список используемого оборудования указан в табл. 6.

Таблица 6

#### Список оборудования

Список оборудования:	Полетный контроллер F405 VTOL (1 шт.), GPS трекер Matek M10Q-5883 (1 шт.), Датчик скоростного напора ASPD-4525 (1 шт.), Камера Foxeer Razer Mini (1 шт.), FPV передатчик AKK Race Ranger (1 шт.), Двигатели ECO II 2306 2400KV (4 шт.), Регуляторы Blheli 40A (4 шт.), Двигатель Sunnysky 3120 760KV (1 шт.), Регулятор Blheli 60A (1 шт.), Servo MG90 металлические шестерни (6 шт.), Приемник радиосигнала ExpressLRS ELRS 2,4G RX SX1280 (1 шт.). Аккумуляторная батарея HRB 4S 16V 5000mAh (1 шт.)
----------------------	--

Все датчики, за исключением GPS модуля, имеют частоту регистрации данных гораздо выше 100 Гц, что соответствует рекомендациям. Для надежной навигации и стабильного полета БПЛА рекомендуется использовать датчики с точностью не менее 0,1 мбар (0,1 hPa) для измерения давления и не менее 0,1 м/с для измерения скорости. Расчетное время полета составит 30 минут.

### Выводы

В процессе работы над проектом были рассчитаны параметры первого приближения, нагрузки, действующие на БПЛА в полете и выбрано бортового оборудования. Дальнейшими этапами работы будут: детальная проработка конструкции, постройка и запуск БПЛА.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Иванов Д. В.* Концептуальный проект БПЛА вертикального взлета и посадки с неподвижным крылом / Д. В. Иванов, Е. С. Алпацкий, Д. А. Попов. – Текст : непосредственный // Наука. Промышленность. Оборона : тр. 25 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 17–19 апр. 2024 г. : в 4 т. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2024. – Т. 1. – С. 17–21. – 100 экз. – ISBN 978-5-7782-5208-0.
2. Диманика полета. Практикум: учебное пособие / С.Д. Саленко, А.Д. Обуховский, Ю.В. Телкова, В.И. Петошин. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2020. – 108 с.
3. X 60-100 AIRFOIL // Airfoil Tools URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=fx60100-il> (дата обращения: 06.04.2024).
4. *Шульженко М. Н.* Конструкция самолетов / Шульженко М. Н. – 3-изд. прераб. и доп. – Москва: Машиностроение, 1971. – 416 стр.
5. Тензор инерции тела // Гомельский государственный университет имени Франциска Скорины URL: <https://elib.gsu.by/bitstream> (дата обращения 06.04.2024).
6. *Hughes M.* Alignment of pulling and pushing propellers // AIAA Journal, volume 46, issue 8, 2008.
7. Расчет воздушного винта. Шаг - Диаметр // Кордовые модели F2B URL: <https://clstunt.ru/index.php/tekhnologii/37-slovar-terminov/194-raschet-vozdushnogo-vinta-shag-diametr> (дата обращения 13.04.2024).
8. *Гулевич С. П., Александровский Б. В., Веселов Ю. Г.* Обоснование основных требований к характеристикам движения беспилотных летательных аппаратов двойного назначения // Проблемы безопасности полетов. – 2008. – № 8. – С. 25-39.
9. *Зайцев В.Н.* Конструкция и прочность самолетов. Изд. 2-е. / В.Н. Зайцев, В.Л. Рудаков. – Киев : Издательское объединение «Вища школа», головное издательство, 1978 – 488 с.
10. Об утверждении Норм летной годности беспилотных авиационных систем с беспилотным воздушным судном самолетного типа с максимальной взлетной массой до 5400 кг НЛГ БАС-СТ [Текст]: Приказ Росавиации от 16.12.2022 № 922-П.

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ОБОРУДОВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В КЫРГЫЗСТАНЕ

**Р.Б. Салморбекова, д.соц.н., проф.**

*Кыргызский авиационный институт им. И. Абдраимова*  
720082, Кыргызская Республика, г. Бишкек, ул. академика М. Луцкихина, 60  
E-mail: ritasalmorbekova@gmail.com

**Аннотация.** В данной работе рассматриваются ключевые аспекты развития систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов (ЛА) в Кыргызской Республике. Проведен анализ современного состояния и перспективных направлений совершенствования данного направления авиационной отрасли. Отмечается, что одним из приоритетов государственной политики в сфере гражданской авиации является модернизация парка воздушных судов и повышение уровня их технического оснащения. В этой связи особое внимание уделяется развитию систем жизнеобеспечения экипажа и пассажиров, а также бортового оборудования ЛА.

Основные направления совершенствования систем жизнеобеспечения включают внедрение инновационных решений в области кондиционирования воздуха, герметизации кабин, кислородного и аварийно-спасательного оборудования. Особое значение придается вопросам повышения надежности и безопасности данных систем. Проведенный анализ показывает, что реализуемые в Кыргызстане меры по модернизации систем жизнеобеспечения и бортового оборудования ЛА соответствуют общемировым тенденциям развития авиационной техники. Данные усилия направлены на обеспечение высокого уровня комфорта, надежности и безопасности воздушных перевозок, что играет ключевую роль в повышении конкурентоспособности национальной авиакомпании.

**Ключевые слова:** гражданская авиация, летательные аппараты, системы жизнеобеспечения, бортовое оборудование, модернизация, инновации, Кыргызстан.

## PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF LIFE SUPPORT SYSTEMS AND EQUIPMENT OF AIRCRAFT IN KYRGYZSTAN

**R.B. Salmorbekova, D.Sc. (Social Sciences), Prof.**

*Kyrgyz Aviation Institute named after I. Abdraimov*  
720082, Kyrgyz Republic, Bishkek, Academician M. Lushchikhin Street, 60  
E-mail: ritasalmorbekova@gmail.com

**Abstract.** This paper examines the key aspects of the development of life support systems and equipment of aircraft in the Kyrgyz Republic. An analysis of the current state and promising areas for improving this area of the aviation industry is conducted. It is noted that one of the priorities of the state policy in the field of civil aviation is the modernization of the aircraft fleet and increasing the level of their technical equipment. In this regard, special attention is paid to the development of life support systems for the crew and passengers, as well as on-board equipment of aircraft.

The main areas of improvement of life support systems include the introduction of innovative solutions in the field of air conditioning, cabin sealing, oxygen and emergency rescue

equipment. Particular importance is attached to the issues of increasing the reliability and safety of these systems. The analysis shows that the measures implemented in Kyrgyzstan to modernize life support systems and on-board equipment of aircraft correspond to global trends in the development of aviation technology. These efforts are aimed at ensuring a high level of comfort, reliability and safety of air transportation, which plays a key role in increasing the competitiveness of the national airline.

**Key words:** civil aviation, aircraft, life support systems, on-board equipment, modernization, innovations, Kyrgyzstan.

В современных условиях пассажиры предъявляют все более высокие требования к уровню безопасности полетов, качеству бортового обслуживания и комфорту на борту воздушных судов. Это выдвигает необходимость непрерывного совершенствования систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов. Значительная часть воздушных судов, эксплуатируемых авиакомпаниями Кыргызстана, имеет высокий возраст и требует замены или глубокой модернизации. Обновление парка ЛА предполагает соответствующее совершенствование их систем жизнеобеспечения и оборудования. Стремление Кыргызстана к расширению международного авиасообщения и повышению конкурентоспособности национального авиаперевозчика на глобальном рынке требует обеспечения соответствия воздушных судов современным международным стандартам и требованиям. Появление инновационных решений в области авионики, систем жизнеобеспечения, конструкционных материалов и других технологий открывает новые возможности для повышения эффективности и безопасности воздушных перевозок. Возрастающее внимание к вопросам экологии и энергоэффективности предъявляет дополнительные требования к разработке и внедрению «зеленых» технологий в авиационной отрасли, в том числе применительно к системам жизнеобеспечения ЛА. Исследование перспектив развития систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов в Кыргызстане является актуальной научно-практической задачей, решение которой будет способствовать повышению безопасности, комфортабельности и экологичности воздушных перевозок в стране.

Основными учеными и специалистами, занимающимися исследованиями в области систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов

В Кыргызстане гражданское применение беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) постепенно набирает обороты и охватывает следующие ключевые отрасли и потребителей: в сельское хозяйство для мониторинга состояния сельскохозяйственных угодий и посевов, точное земледелие (внесение удобрений, обработка от вредителей), оценка урожайности и объемов производства, контроль за состоянием мелиоративных и ирригационных систем.

Геология и геодезия: аэрофотосъемка для картографирования местности и мониторинг месторождений полезных ископаемых. Инженерно-геодезические изыскания, создание высокоточных 3D-моделей местности.

Строительство и архитектура: мониторинг строительных объектов и оптимизация логистики и управления стройплощадками, контроль состояния инфраструктуры и коммуникаций. Создание 3D-моделей зданий и сооружений

Экология и природопользование: мониторинг состояния окружающей среды. Контроль за незаконной вырубкой лесов и наблюдение за особо охраняемыми природными территориями, также оценка ущерба от природных и техногенных катастроф.

Чрезвычайные ситуации и спасательные операции: Поиск и спасение людей в труднодоступных районах и воздушная разведка и наблюдение в зоне ЧС. Доставка гуманитарных грузов и медицинской помощи.

Инфраструктурный мониторинг: Контроль состояния автодорог, мостов, трубопроводов. Обследование линий электропередач и связи, также мониторинг работы промышленных объектов.

Прочие области: Воздушная фото и видеосъемка для медиаиндустрии. Доставка грузов малой и средней тяжести, также наблюдение за массовыми мероприятиями и охрана правопорядка [4]. Таким образом, потенциал применения БПЛА в Кыргызстане охватывает множество сфер гражданского назначения, обеспечивая повышение эффективности, производительности и безопасности ключевых отраслей экономики [1].

В Кыргызской Республике на протяжении значительного времени наблюдалась недостаточная оснащенность сил обороны и безопасности беспилотными летательными аппаратами (БПЛА), за исключением оставшихся с советских времен мишеней. Долгий период не решалась проблема перевооружения данных сил. Исключением стали случаи получения военно-технической помощи по запросам от государств-доноров. Действия соседнего Таджикистана в 2021 году, направленные на укрепление своих переговорных позиций по вопросам демаркации и делимитации границ, стали для пересмотра политик в области оснащения и обновления средств обороны и безопасности Кыргызской Республики.

В осенний период 2021 года были заключены контракты на поставку нового вооружения и военной техники, предназначенной для нужд пограничной службы. В частности, был приобретен ряд современных БПЛА, включая три турецких ударных аппарата «Bayraktar TB2» и шесть разведывательных БПЛА «Орлан-10Е».

В 2022 году процесс закупок БПЛА и соответствующих боеприпасов продолжился, что способствовало модернизации парка Кыргызских пограничных сил. В результате данных усилий в их арсенале появились ударный средневысотный БПЛА большой продолжительности полета (MALE) «Aksungur» от Турецкой аэрокосмической корпорации (TUSAŞ) и ударный высоколетящий БПЛА большого времени полета (HALE) «Bayraktar Akıncı» от компании «Baykar Makina» [5].

В работе были проанализированы текущие состояния системы жизнеобеспечения летательных аппаратов в Кыргызстане, а также предложены пути их решения. Рассмотрены возможности для внедрения современных технологий и инновационных решений в области разработки и производства систем жизнеобеспечения и оборудования для авиации (БПЛА), что может значительно повысить безопасность и эффективность эксплуатации летательных аппаратов. Подчеркнута важность сотрудничества между государственными структурами, исследовательскими институтами и частными компаниями для создания устойчивой экосистемы, способствующей развитию авиационной

отрасли. Обращено внимание на необходимость подготовки высококвалифицированных специалистов в области управления БПЛА.

Успешное развитие систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов в Кыргызстане зависит от комплексного подхода, включающего технические, экономические и социальные аспекты. Это создаст благоприятные условия для дальнейшего совершенствования авиации (БПЛА) в стране и её интеграции в международные системы воздушного транспорта. Важно продолжить исследования в этой области, так как развитие технологий требует постоянного мониторинга и адаптации к новым требованиям и вызовам. Таким образом, актуальность темы для будущего развития авиационной отрасли (БПЛА) Кыргызстана, а также открывает новые горизонты для дальнейших научных исследований и практических разработок.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Какчекеев Б.Т.* Обзор: развитие систем оборонных беспилотных летательных аппаратов в Центральной Азии. // Вестник КРСУ. – 2023. – Том 23. – № 3. – С. 149–155.
2. *Просвирина Н.В., Тихонов А.И.* Прогнозирование и перспективы развития отечественной авиационной промышленности // В сборнике: Стратегическое планирование и развитие предприятий: материалы Восемнадцатого всероссийского симпозиума / под ред. Г.Б. Клейнера. – 2017. – С. 975–979.
3. *Дьяченко Ю.В., Спарин В.А., Чичиндаев А.В.* Системы жизнеобеспечения и оборудования летат. Аппаратов. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2003. – 511 с.
4. Сферы применения беспилотных летательных аппаратов // Геоскан Пионер. Документация URL: <https://docs.geoscan.aero/ru/master/database/base-module/sphere/sphere.html> (дата обращения: 03.10.2021).
5. *Kyrgyzstan procures UAV strike capability 28th October 2021 – by Tayfun Özberk in Istanbul.* URL: <https://www.shephardmedia.com/news/uvnline/kyrgyzstan-procures-uav-strike-capability> (дата обращения: 04.11.2022).

## ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ ВЕРТОЛЕТА

**М.И. Серокуров, аспирант**

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
e-mail: serokurovmihail3@gmail.com*

**Аннотация.** Проблема двигателей заключается в нестабильной работе агрегатов на вертолетах Ми-8, что связано с утратой герметичности, низким качеством комплектующих, человеческим фактором и воздействием внешних обстоятельств.

**Ключевые слова:** вертолет, двигатель, эксплуатация

**Abstract.** The problem of the engines lies in the unstable operation of the units on MI-8 helicopters, which is associated with loss of tightness, poor quality of components, human factors and the influence of external circumstances.

**Keyword:** helicopter, engine, operation.

Вертолет Ми-8 является универсальным воздушным судном отечественного производства, разработанным ОКБ имени М.Л. Миля в начале 1960-х годов. В мировой авиационной индустрии Ми-8 занимает одно из ведущих мест среди самых распространенных вертолетов. На базе этой модели было создано множество вариаций. Модификации Ми-8Т, Ми-8АМТ, Ми-8МТВ оснащены газотурбинными двигателями ТВ2-117, ТВ3-117, ВК-2500-03. Хотя жизненный цикл этих двигателей характеризуется высокой надежностью, следует отметить, что в настоящее время наблюдается значительное количество отказов и дефектов, связанных с человеческим фактором, включая неопытность персонала в эксплуатации и техническом обслуживании. В процессе эксплуатации газотурбинных двигателей выделяются наиболее частые неисправности, такие как обломы и загибы лопаток турбин, повреждения компрессора посторонними предметами, пылевая эрозия, нагар в камерах сгорания и прогорания. Надежность газотурбинных двигателей зависит от условий их эксплуатации, а также других факторов окружающей среды. Неисправности в системе регулирования и управления могут вызывать нарушения в работе двигателей, что проявляется в отклонениях основных параметров, характеризующих функционирование силовой установки вертолета. Исследования по эксплуатации вертолета Ми-8 показывают, что основные неполадки в системе регулирования двигателей приводят к сбоям в работе силовой установки.

В процессе запуска двигателя может произойти непреднамеренный переход в повышенный режим работы, что представляет собой серьезную опасность. Это связано с резким увеличением температуры газа перед турбиной, что может привести к повреждению ее ключевых компонентов. Такая неисправность зачастую возникает из-за неверной установки управляющих рычагов (например, «шаг-газ», рукоятка коррекции или разделительное управление) в начальную позицию до старта двигателя, неправильной настройкой регулятора или заклиниванием элементов регулятора. Наиболее распространенной причиной является залипание клапана минимального давления в закрытом состоянии. Это может происходить, когда топливо имеет

низкую химическую стабильность или содержит значительное количество водной эмульсии. Особенно усугубляют ситуацию смолистые вещества, возникающие в топливе при длительном простое двигателя. При выявлении данной проблемы запуск двигателя следует немедленно остановить и оценить возможность дальнейшей работы топливного насоса-регулятора или его замены. В экстренных случаях попытку устранить неисправность можно предпринять, повторив запуск, что может помочь освободить залипший клапан и восстановить его нормальную работу.

Несинхронная работа двигателей при установившихся режимах. В рамках работы автоматической системы для поддержания заданного значения  $N_{тк}$ , разница в частотах вращения компрессоров («вилка») не должна превышать 2%. Данная задача решается с помощью синхронизатора оборотов СО-40. Основные причины разнорегимности работы двигателей включают в себя:

- Неправильная настройка системы управления «шаг-газ», что приводит к тому, что насосы-регуляторы устанавливаются на разные параметры подачи топлива. Для устранения неисправности необходимо провести проверку и регулировку системы «шаг-газ».

- Негерметичность соединительных шлангов в воздушной системе синхронизаторов мощности или замерзание конденсата в них. Последняя проблема особенно актуальна при эксплуатации вертолета в холодных условиях. Устранение неисправности осуществляется заменой поврежденных шлангов и трубок, подтяжкой соединений и удалением замерзшего конденсата через прогрев и продувку.

Для профилактики необходимо проверять отстойники шлангов и удалять влагу перед полетом. При выявлении несинхронности во время испытаний на земле необходимо отключить двигатели и осмотреть на наличие неисправностей, а в полете — изменением общего шага довести работу моторов до допустимых значений. Несинхронная работа может усиливаться из-за неисправностей в проточной части одного из двигателей или повреждения топливопроводов.

Поэтому, когда изменение режима работы двигателей не устраняет несинхронности, а наоборот, приводит к ее увеличению, необходимо выявить неисправный двигатель и выключить его.

Раскачка частоты вращения турбокомпрессоров может возникать по нескольким причинам:

- нестабильная работа системы автоматического поддержания постоянной скорости или регулятора турбокомпрессора из-за образовавшихся воздушных пробок или паров топлива в топливных полостях регуляторов; данная проблема чаще всего возникает после замены топлива или проверки топливных фильтров;

- неустойчивость в системе синхронизации мощности, вызванная разгерметизацией соединительных шлангов синхронизаторов, накоплением конденсата в них или заеданием золотников;

- снижение давления топлива перед насосами высокого давления из-за засорения фильтров механическими частицами или попадания воды (особенно в условиях низких температур), а также из-за неисправности подкачивающих насосов;

– нестабильная работа системы ограничения температуры газа перед турбиной на максимальном режиме.

Раскачка не допустима, так как она приводит к переменным механическим и тепловым нагрузкам на детали двигателя, что может вызвать их повреждение. При выявлении раскачки в полете необходимо изменить общий шаг двигателя для достижения стабильного режима. Если это не помогает, следует вручную установить устойчивый режим работы, а в крайнем случае отключить неисправный двигатель или произвести посадку.

Время отклика двигателей (более 15 секунд) является важным показателем. Обычно неисправность выявляется в процессе отдельного или совместного тестирования с использованием рычага «шаг-газ». Отклик считается удовлетворительным, если при заданной скорости перемещения рычага «шаг-газ» увеличение режима недобора  $N_{H.V}$  не превышает требуемых значений. Для примера, у вертолета Ми-8 с нормальным взлетным весом, когда рычаг «шаг-газ» перемещается в позицию, соответствующую взлетному режиму, в течение 10 секунд частота  $N_{H.V}$  не должна опускаться ниже 89 %. Время отклика может увеличиться из-за износа рабочего объема двигателя или отложенный смолы на компонентах топливной автоматики и дроссельных пакетах, если не проводилась замена этих частей. Проведение полетов на двигателях с увеличенным временем отклика связано с риском перегрузки винта, особенно во время вертикального взлета и посадки или в переходных режимах. Чтобы предотвратить перегрузку винта и кавитацию компрессора, нужно синхронизировать скорость перемещения рычага «шаг-газ» с временем отклика двигателей. Настройка производится на остановленных двигателях с использованием подбора пропускной способности дроссельных пакетов.

При увеличении температуры газов перед турбиной в процессе повышения мощности происходит превышение предельно допустимого значения ( $875^{\circ}\text{C}$  на уровне земли). Как уже говорилось ранее, этот рост температуры может вызвать тепловые удары, что, в свою очередь, может привести к повреждению турбины. Поэтому в случае выявления повышения температуры следует осуществить снижение темпа затягивания винта (что аналогично увеличению режима работы двигателя в системе «шаг-газ»). Уменьшение температуры газов при повышении мощности достигается за счет установки дроссельных пакетов с более низкой пропускной способностью.

Самопроизвольное увеличение оборотов винта может происходить в условиях работы автоматической системы, которая регулирует частоту вращения несущего винта. Вертолет оснащен регулятором оборотов РО-40М для решения этой задачи. К основным причинам неисправностей относятся: заклинивание клапана сброса топлива в регуляторе оборотов свободной турбины, замерзание конденсата в соединительных воздуховодах синхронизаторов, заедание золотника одного из синхронизаторов в положении, ограничивающем подачу топлива и другие. Поскольку в системах регулирования с синхронизаторами выход одного из двигателей на высокие обороты может привести к синхронному увеличению режима работы второго двигателя, выявление неисправного двигателя становится затруднительным. Поэтому необходимо выключить автоматическую систему поддержания оборотов несущего винта, повернув коррекцию влево, и вручную установить  $N_{H.V}$  на уровень, соответствующий режиму взлета.

Если  $N_{\text{нв}}$  самопроизвольно снизится ниже 92-93%, нужно уменьшить шаг винта до значения, соответствующего взлетному режиму, и прекратить выполнение задания. В случае трудностей с посадкой следует плавно повернуть коррекцию вправо и изменить режимы для безопасного приземления.

При снижении шага винта с режима взлета до малого газа возникает всплеск частоты вращения несущего винта, который не должен превышать 103 % (при темпе сброса шага не менее 10 секунд). Превышение этих параметров может вызвать повреждение трансмиссии двигателя, что является недопустимым. Чаще всего всплеск обусловлен неправильной настройкой синхронизаторов мощности, регуляторов оборотов винта или системы управления лопатками компрессора одного из двигателей. Пилоту необходимо поддерживать такой темп сброса шага, чтобы избежать колебаний частоты вращения винта.

При планировании с работающими двигателями руководство по эксплуатации вертолета разрешает кратковременное повышение частоты вращения винта до 105 % (не более 5 секунд) на режиме малого газа и до 103% (не более 30 секунд) при больших режимах. Превышение этих значений может быть вызвано неисправной работой регулятора оборотов или синхронизатора, которые могут неправильно регулировать подачу топлива в сервомеханизм. В случае выявления колебаний частоты вращения винта следует увеличить общий шаг для достижения рекомендованных значений.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Авиационный технический справочник / В.Г. Александров [и др.]; Под общ. ред. В.Г. Александрова. - М.: Транспорт, 1975. - 432 с.
2. Базовский И. Надежность: теория и практика /; перевод с английского Ю. Г. Епишина ; А. М. Лившиц ; под редакцией Б. Р. Левина. - Москва : Мир, 1965. - 373 с.
3. Половко А. М., Гуров С. В. Основы теории надежности. Практикум. - СПб.: БХВ-Петербург, 2006. - 560 с.
4. Смирнов Н.Н. Надежность и эксплуатационная технологичность летательных аппаратов// Н.Н. Смирнов, А.А. Ицкович, Ю.М. Чинючин, В.С. Космынин. - М.: Моск. ин-т инж. гражд. авиации. - 1989. - 168 с.

---

---

Секция № 2

ТЕХНОЛОГИИ ПОЛУЧЕНИЯ И ОБРАБОТКИ МАТЕРИАЛОВ  
ДЛЯ АВИАСТРОЕНИЯ

---

---

СТРУКТУРНЫЕ ИЗМЕНЕНИЯ В КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛАХ  
НА ОСНОВЕ ТИТАНА ПРИ ПОЛУЧЕНИИ МЕТОДОМ  
ФРИКЦИОННОЙ ПЕРЕМЕШИВАЮЩЕЙ ОБРАБОТКИ  
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНСТРУМЕНТА ИЗ НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА

А.В. Чумаевский, А.О. Панфилов, Е.А. Сидоров, Е.О. Княжев, Е.А. Колубаев

*Институт физики прочности и материаловедения СО РАН  
634055, Россия, г. Томск, пр. Академический 2/4  
E-mail: tch7av@gmail.com*

**Аннотация.** В статье рассмотрены особенности взаимодействия материала и инструмента из сплава ЖС6У при фрикционной перемешивающей обработке титанового сплава BT1-0 с введением порошковых частиц состава Cu-Ni-Al. Показано, что при обработке титанового сплава BT1-0 интенсивность взаимодействия титанового сплава и инструмента значительно возрастает при введении в зону перемешивания смесей порошков Cu-Ni-Al, что ускоряет процесс изнашивания и выхода из строя инструмента. Формирование при обработке на поверхности инструмента никелида титана и его последующее внедрение в зону перемешивания приводит к изменению химического состава композиционного материала и усложняет достижение однородности структуры и предсказуемости свойств.

**Ключевые слова:** композиционные материалы, титановые сплавы, фрикционная перемешивающая обработка, интерметаллиды, трение и износ.

**Abstract.** The work considers the features of interaction between the material and the tool during friction stir processing of titanium alloy Grade2 with the introduction of powder particles Cu-Ni-Al. It is shown that during treatment of titanium alloy Grade2, the intensity of interaction between the titanium alloy and the tool increases significantly when powder mixtures of Cu-Ni-Al are introduced into the mixing zone, which accelerates the process of wear and failure of the tool. The formation of titanium nickelide on the tool surface during treatment and its subsequent introduction into the mixing zone leads to a change in the chemical composition of the composite material and complicates the achievement of homogeneity of the structure and predictability of properties.

**Keywords:** composite materials, titanium alloys, friction stir processing, intermetallics, friction and wear.

### Введение

В настоящее время широко распространены технологии фрикционной перемешивающей сварки и обработки различных металлов и сплавов [1–5]. Благодаря их применению возможно получать упрочненные поверхностные слои изделий или неразъемные соединения из широкого спектра металлов и сплавов, в том числе не поддающихся сварке или обработке другими методами, связанными с плавлением металла [4]. Интенсивно развиваются технологии фрикционной перемешивающей сварки и обработки титановых сплавов с применением различного инструмента [1, 2, 6–10], в том числе применительно к деталям, полученным методами аддитивных технологий [3]. Технология фрикционной перемешивающей обработки имеет потенциал в упрочнении поверхностных слоёв изделий и образовании композитных материалов с высокой износостойкостью и прочностными характеристиками [4]. Особенно актуально данное направление для получения композитов на основе легких и прочных алюминиевых, магниевых или титановых сплавов применительно к авиационной или ракетно-космической сфере. Процесс обработки с получением композитной структуры усложняется преимущественно за счет повышения температуры в зоне перемешивания и усложнении структурно-фазовых превращений. Такое явление особенно ярко выражено при обработке титановых сплавов, для которых можно выделить интенсивное взаимодействие инструмента и материала [6]. При сварке или обработке титановых сплавов типично взаимодействие инструмента и материала диффузионного, химического или механического типа при применении инструментов из кобальтовых [7], никелевых [6, 10] и вольфрамовых [2] сплавов, поликристаллического кубического нитрида бора, твердых сплавов и т.д. В связи с этим при получении композиционных материалов различного состава важным является оценка степени влияния процесса взаимодействия инструмента и материала. Целью настоящей работы является исследование особенностей организации структуры при получении композитов на основе титанового сплава VT1-0 и порошковых частиц Cu-Ni-Al.

**Материал и методика эксперимента.** Образцы композитов получали на основе пластин сплава VT1-0 толщиной 2,5 мм. Обработку осуществляли инструментом из никелевого жаропрочного сплава ЖС6У по схеме, представленной на рис. 1. В качестве подложки использовали пластины из нержавеющей стали 12Х18Н10Т. При обработке на пути движения инструмента в специально подготовленных просверленных отверстиях диаметром 2,0 мм помещали уплотненную смесь порошков меди, никеля и алюминия в соотношении 1:1:1 таким образом, чтобы в зоне перемешивания достигалась объемная доля порошков в 10% относительно основного металла. Обработку производили с параметрами процесса, подобранными эмпирически. Скорость вращения инструмента составляла 700 об/мин, усилие прижима порядка 11–14 кН. Для достижения относительно однородной структуры в зоне перемешивания проводили не менее 4-х проходов инструментом вдоль линии обработки. Однородность распределения порошков оценивали рентгеновским методом (рис. 1, *b*). После обработки из зоны перемешивания вырезали металлографические шлифы для структурных исследований и образцы для механических и трибологических испытаний.

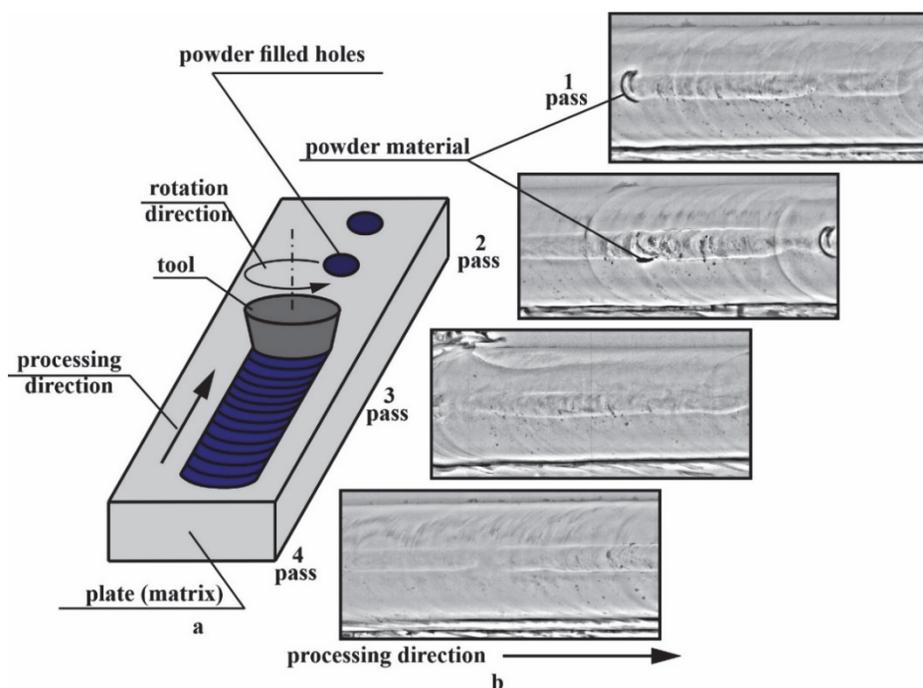


Рис. 1. Схема процесса проведения фрикционной перемешивающей обработки (а) и рентгеновские изображения полученного материала после 1-го – 4-х проходов инструментом вдоль линии обработки (b)

Структурные исследования проводили методом оптической (Olympus LEXT4100) и растровой электронной (Zeiss LEO EVO 50) микроскопии, совмещенной с энергодисперсионным химическим анализом. Механические испытания на растяжение проводили на машине УТС-110М. Испытания на трение проводили без смазки по схеме диск-палец в паре с контртелом из стали ШХ15.

### Результаты и обсуждение

После обработки в один проход структура материала характеризуется ярко выраженной неоднородностью распределения упрочняющих фаз (рис. 2, а, рис. 1, b). Выделяются в структуре зона перемешивания (SZ), зона перемешивания от плеч инструмента (SSZ), зона термомеханического влияния (TMAZ) и основной металл (BM). Наиболее обогащены материалом вводимого порошка периферия зоны перемешивания, особенно в её подплечевой части. Выделяется также внедрение частиц, образовавшихся, как будет показано далее, при реакции между инструментом и материалом, и при касании пином подложки из нержавеющей стали.

При проведении четырех последовательных проходов инструментом вдоль линии обработки происходит увеличение однородности распределения порошкового материала (рис. 2, b, c, рис. 1, b). В подплечевой зоне перемешивания (SSZ на рис. 2, c, d, e)

также отмечается повышенное содержание упрочняющих фаз. Увеличивается степень взаимодействия инструмента и материала и повышается объемная доля частиц инструмента и подложки в структуре зоны перемешивания (рисунок 2, *f, g*). В структуре зоны перемешивания выделяется наличие потоков металла, демонстрирующих как ламинарный, так и вихревой характер течения (рис. 2, *d, e*).

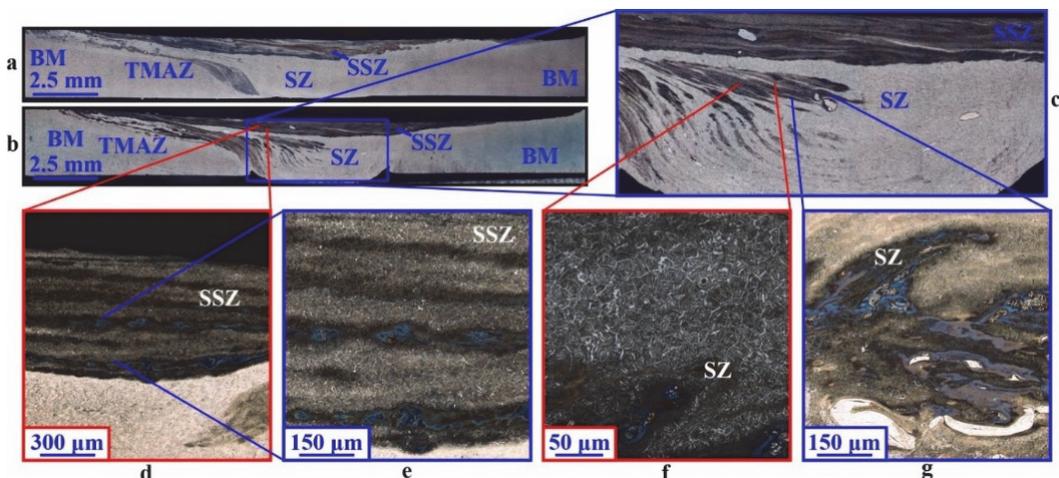


Рис. 2. Макроструктура зоны перемешивания после обработки титанового сплава ВТ1-0 с введением порошковых частиц Cu-Ni-Al (10%) в 1 (*a*) и 4 (*b-g*) прохода. Оптическая микроскопия

Как показывают результаты растровой электронной микроскопии и энергодисперсионного анализа наиболее крупными частицами в материале зоны перемешивания являются внедренные от подложки (S на рис. 3, *a*). Несколько меньше размером частицы, внедренные в зону перемешивания от взаимодействия инструмента и материала (Т на рис. 3, *a*). В подплечевой области отмечено ещё более существенное внедрение материала инструмента в титановый сплав (рис. 3, *b*). Также на периферии зоны перемешивания можно выделить внедрение как никеля, так и карбидов от инструмента (рис. 3, *c*).

Такое положение обусловлено интенсивным диффузионным процессом, происходящим на границе инструмента и материала, с образованием интерметаллидов, по данным энергодисперсионного анализа,  $Ni_4Ti_3$  и  $Ti_2Ni$ , отрывающихся от поверхности инструмента и замешивающихся в материал. В результате зона перемешивания имеет состав, резко отличающийся от требуемого при обработке. Механические свойства материала, хотя и существенно выше свойств основного металла, характеризуются значительным разбросом величины предела прочности от 450 до 700 МПа и пластичности от 0,1 до 5,2%. Аналогичные результаты получены и в испытаниях на трение. Средняя величина износа при испытании для композитов более чем в 2 раза ниже, чем у основного металла, что обусловлено меньшей ролью пластического отеснения металла из зоны трения.

## Заклучение

Проведенные исследования показывают, что фрикционная перемешивающая обработка титанового сплава BT1-0 с внедрением порошковой смеси Cu-Ni-Al приводит к формированию сложноорганизованной структуры со значительным влиянием взаимодействия инструмента и материала.

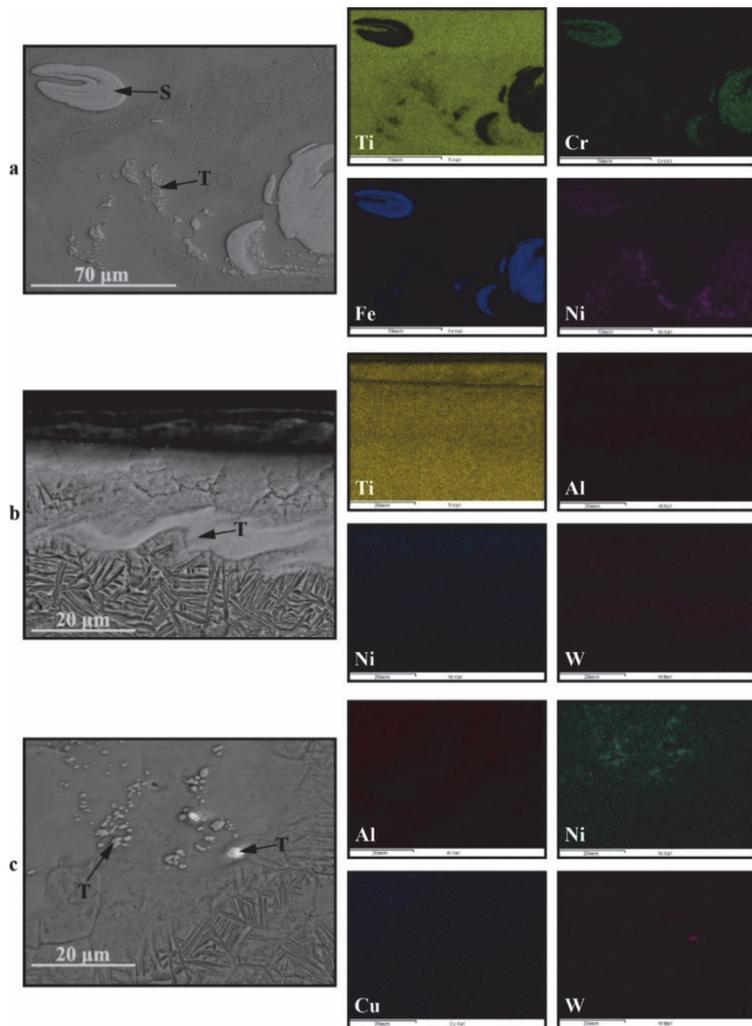


Рис. 3. Микроструктура зоны перемешивания после обработки титанового сплава BT1-0 с введением порошковых частиц Cu-Ni-Al (10%) в центральной (a), подплечевой (b) и граничной (c) части зоны перемешивания. Растровая электронная микроскопия и карты распределения химических элементов: S – частицы подложки; T – фрагменты инструмента

Кроме того, при касании инструментом подложки происходит внедрение её фрагментов в зону перемешивания, что нарушает состав и свойства полученного композита. В отдельных областях композита влияние внедрений инструмента и замешивания подложки на структуру металла превышает влияние внедрения порошков. Механические свойства полученных материалов характеризуются достаточно большим разбросом величин предела прочности от 450 до 700 МПа с пластичностью от 0,1% до 5,2%. Трибологические свойства композита за счет увеличения твердости значительно выше, чем у основного металла сплава ВТ1-0, но также достаточно нестабильны. Это вводит ограничение на получение композиционных материалов на основе титановых сплавов методом фрикционной перемешивающей обработки с использованием инструментов из никелевых жаропрочных сплавов.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда No 23-29-00929, <https://rscf.ru/project/23-29-00929/>

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Mironov S.Yu., Sato Y.S., Kokawa H. Grain structure evolution during friction stir welding // Physical mesomechanic. – 2020. – V. 23. – P. 21.
2. Mashinini P.M., Dinaharan I., Raja J.D., Hattingh D.G. Microstructure evolution and mechanical characterization of friction stir welded titanium alloy Ti-6Al-4V using lanthanated tungsten tool // Materials characterisation. – 2018. – V. 139. – P. 328-336.
3. Kolubaev E.A., Rubtsov V.E., Chumaevskiy A.V., Astafurova E.G. Micro-, meso- and macrostructural design of bulk metallic and polymetallic materials by wire-feed electron beam additive manufacturing // Physical mesomechanic. – 2022. – V. 25. – P. 479.
4. Zykhova A.P., Tarasov S.Y., Chumaevskiy A.V., Kolubaev E.A. A review of friction stir processing of structural metallic materials: Process, properties, and methods // Metals. – 2020. – V. 10(6). – P. 772.
5. Fall A., Fesharaki M.H., Khodabandeh A.R., Jahazi M. Tool wear characteristics and effect on microstructure in Ti-6Al-4V friction stir welded joints // Metals. – 2016. – V. 6. – P. 275.
6. Zykhova A., Vorontsov A., Chumaevskii A., Gurianov D., Savchenko N., Gusarova A., Kolubaev E., Tarasov S. In situ intermetallics reinforced composite prepared using multi-pass friction stir processing of copper powder on a Ti6Al4V alloy // Materials. – 2022. – V. 15. – P. 2428.
7. Du S., Liu H., Jiang M., Zhou L., Gao F. The performance of a Co-based alloy tool in the friction stir welding of TA5 alloy // Wear. – 2022. – V. 488-489. – P. 204180.
8. Wu L.H., Wang D., Xiao B.L., Ma Z.Y. Tool wear and its effect on micro-structure and properties of friction stir processed Ti-6Al-4V // Materials Chemistry and Physics. – 2014. – V. 146. – P. 512-522.
9. Farias A., Batalha G.F., Prados E.F., Magnabosco, R., Delijaicov S. Tool Wear Evaluations in Friction Stir Processing of Commercial Titanium Ti-6Al-4V // Wear. – 2013. – V. 302. – P. 1327-1333.
10. Costa A.M.S., Oliveira J.P., Pereira V.F., Nunes C.A., Ramirez A.J., Tschiptschin A.P. Ni-based Mar-M247 superalloy as a friction Stir processing tool // Journal of Materials Technologies. – 2018. – V. 262. – P. 605-614.

## ПОЛУЧЕНИЕ БИМЕТАЛЛИЧЕСКИХ ЭЛЕМЕНТОВ НА ОСНОВЕ СТАЛИ И МЕДИ МЕТОДОМ ПРОВОЛОЧНОЙ АДДИТИВНОЙ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ ТЕХНОЛОГИИ

А.В. Чумаевский, К.С. Осипович, В.Е. Рубцов, С.Ю. Тарасов, Е.А. Колубаев

*Институт физики прочности и материаловедения СО РАН  
634055, Россия, г. Томск, пр. Академический 2/4  
E-mail: tch7av@gmail.com*

**Аннотация.** В работе показаны особенности получения биметаллических цилиндров из меди марки М1 и аустенитной нержавеющей стали 06Х19Н9Т. Выявлено, что при нанесении поверх изначально сформированного медного цилиндра стальной части в граничной зоне формируется достаточно неоднородная структура. Термические напряжения, возникающие при нанесении стального фрагмента, в меди, приводят к образованию локальных микротрещин вблизи границы. Механическое перемешивание компонентов на границе минимально, что свидетельствует о незначительном изменении эксплуатационных характеристик компонентов. Механические свойства компонентов при наличии небольших дефектов не снижаются относительно литого состояния, свойства граничной зоны находятся на уровне между свойствами чистой меди и стали.

**Ключевые слова:** аддитивное производство, электронный луч, биметаллические детали, нержавеющая сталь, медь, градиентная зона.

**Abstract.** The paper presents the features of obtaining bimetallic cylinders from pure copper and SS321 austenitic stainless steel. It was found that when a steel part is applied over the initially formed copper cylinder, a rather inhomogeneous structure is formed in the boundary zone. Thermal stresses that arise when a steel fragment is applied in copper lead to the formation of local microcracks near the boundary. Mechanical mixing of the components at the boundary is minimal, which indicates an insignificant change in the performance characteristics of the components. The mechanical properties of the components in the presence of small defects do not decrease relative to the cast state, the properties of the boundary zone are at a level between the properties of pure copper and steel.

**Keywords:** additive manufacturing, electron beam, bimetallic parts, stainless steel, copper, gradient zone.

### Введение

В настоящее время технологии аддитивного производства представляют всё больше возможностей для получения изделий из различных металлов и сплавов [1–3]. К ним относятся стали [1, 2], никелевые [3, 4], титановые [5, 6] сплавы, медь [7], композиционные и функционально-градиентные биметаллические материалы и детали [8–10]. Технологии высокопроизводительной проволочной 3D-печати позволяют изготавливать детали различного промышленного назначения с высокими механическими свойствами, различной структурой и размером [8]. Электронно-лучевая проволочная технология хорошо подходит для печати изделий с комбинированной структурой и небольшими затратами на производство [8–10]. Это обусловлено высокой производительностью процесса, возможностью тонкого дозирования энергии и материала

в зоне печати [8]. При этом, возможно получение изделий с высокими эксплуатационными характеристиками и сочетанием свойств, не достижимым для монометаллических изделий. В частности, возможно совмещение в изделии высокой жаропрочности и интенсивности отвода тепла из рабочей зоны [10] или сочетание высокой коррозионной стойкости и теплопроводности [9]. При этом, на структуру и свойства биметаллических элементов влияют как параметры процесса печати и свойства исходных материалов, так и порядок их нанесения. При этом, до настоящего времени имеется достаточно небольшое количество работ, исследующих влияние порядка печати компонентов биметаллического изделия на структуру и свойства градиентной зоны. Для биметаллов на основе меди и нержавеющей стали известно, что печать изначально сталью с последующим нанесением меди приводит к образованию достаточно однородной и бездефектной структуры градиентной зоны [9]. В настоящей работе рассмотрено формирование структуры образцов цилиндрических деталей с изначально формированием медного фрагмента и нанесением поверх него аустенитной стали.

### Материал и методика эксперимента

Образцы биметаллических элементов получали методом проволочной аддитивной электронно-лучевой технологии по схеме, представленной на рис. 1, *a*. На подложке 1 вначале был напечатан медный цилиндр 2, после чего вокруг него формировался стальной цилиндр 3 с полным сплавлением с предыдущим. Печать осуществляли проволочным филаментом 4 из меди марки М1 и стали 06Х19Н9Т диаметром 1,2 мм. Плавление проволоки производилось электронным лучом 5, вводимым в зону печати от пушки 6 через систему магнитной фокусировки 7. Проволоку вводили через сопло 8 от податчика 9. Параметры печати подбирали эмпирически на основании данных работ [7–10]. Внешний вид процесса печати приведен на рис. 1, *b*. Внешний вид образца после получения приведен на рис. 1, *c*. После печати проводили токарную обработку образцов перед проведением исследований. Внешний вид обработанных образцов на рис. 1, *d, e*.

После печати из образцов производили вырезку металлографических шлифов и лопаток для механических испытаний на растяжение на электроэрозионном станке ДК7750. Структурные исследования проводили методами оптической микроскопии (Olympus LEXT4100) и растровой электронной микроскопии (Zeiss LEO EVO 50). Химический анализ проводили микрорентгеноспектральным методом на растровом электронном микроскопе.

### Результаты и обсуждение

Печать образцов биметаллических деталей сопровождается образованием достаточно неоднородной структуры (рис. 2). Нанесение стали поверх меди приводит к её быстрому разогреву, термическому расширению и дальнейшему охлаждению, что обуславливает в ряде областей формирование небольших межзеренных трещин (рис. 2, *a*).

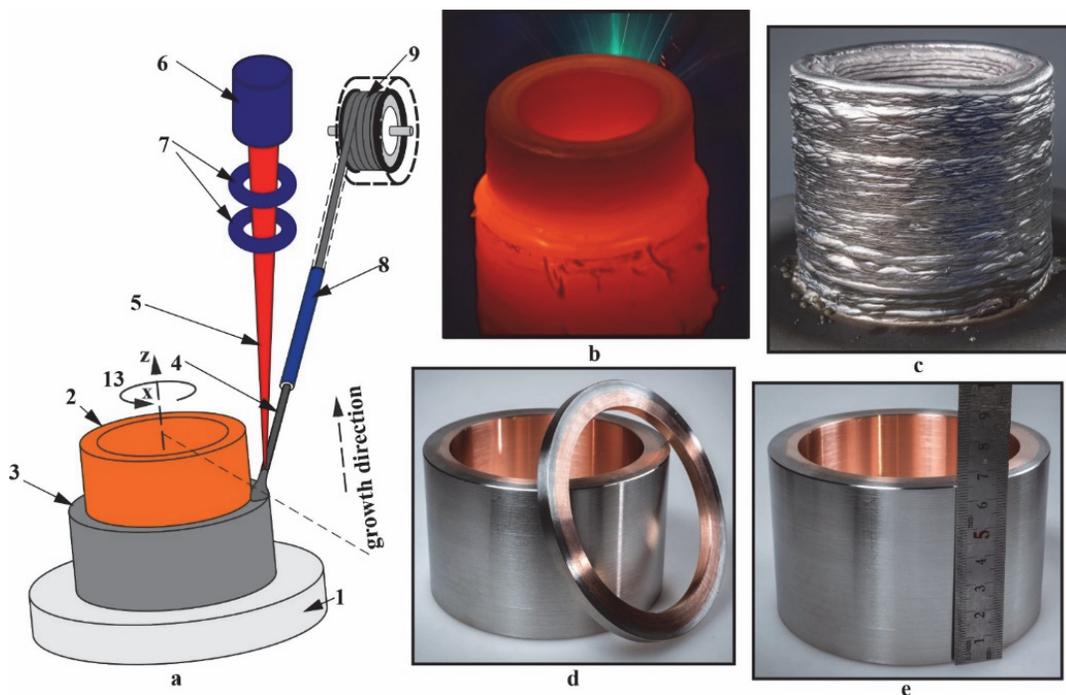


Рис. 1. Схема процесса печати экспериментальных образцов (а), снимок образца при печати (b), после получения (c) и после токарной обработки (d, e)

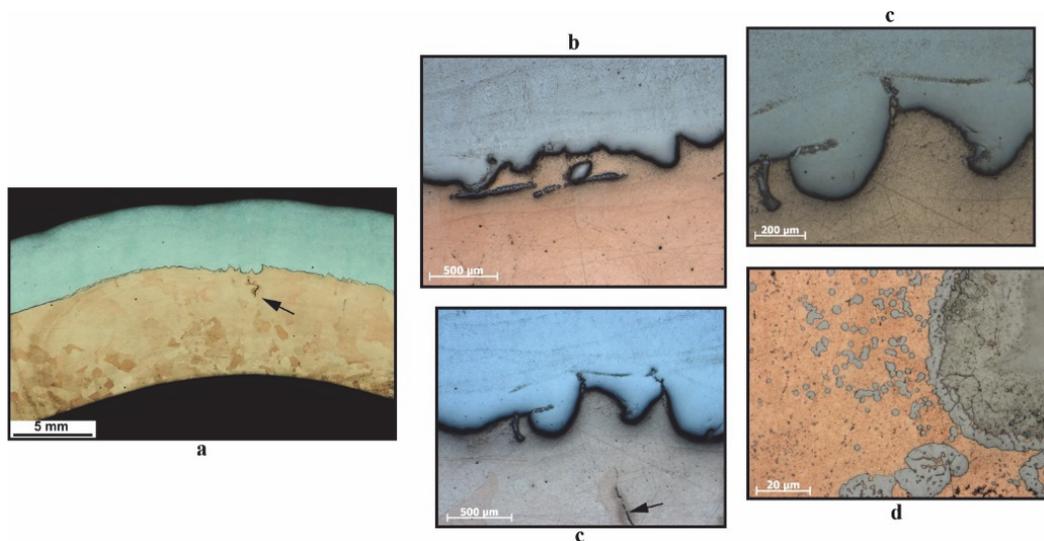


Рис. 2. Макроструктура образца биметаллической детали после печати (a) и строение зоны структурного градиента (b-e). Оптическая микроскопия

В граничной зоне образуется волнистая переходная зона с небольшой долей взаимного механического перемешивания компонентов за счет оплавления меди наносимой сталью (рис. 2, *b-e*). Причем граница между частицами стали и медью также имеет переходную зону (рис. 2, *e*), образование которой обусловлено (по данным химического анализа) снижением содержания никеля в стали за счет его диффузионного растворения в меди. В стальной части происходит образование небольших трещин и несплошностей при печати, которые заполняются медью за счет явления инфильтрации [9] (рис. 2, *c, d*).

Микроструктура стального фрагмента представлена типичной дендритной структурой (рис. 3, *a, b*). Крупных дефектов в большей части стального фрагмента не выявлено. В меди структура представлена типичным для электронно-лучевой печати зерненным строением (рис. 3, *c*). В граничной зоне выделяется образованием небольшой по толщине переходной зоны между компонентами, с образованием микроскопических включений стали в медь и микротрещин в стальной части, заполненных медью (рис. 3, *d, e*). Прочностные показатели образцов при испытаниях на растяжение находятся на достаточно высоком уровне. Средние значения предела прочности стали составляют 475 МПа, предела текучести 225 МПа, а пластичности 33 %. Для меди данные показатели составляют 250 МПа, 100 МПа и 22 %, соответственно. Несмотря на наличие небольших дефектов свойства в градиентной зоне не снижаются и находятся в промежутке между свойствами основных компонентов.

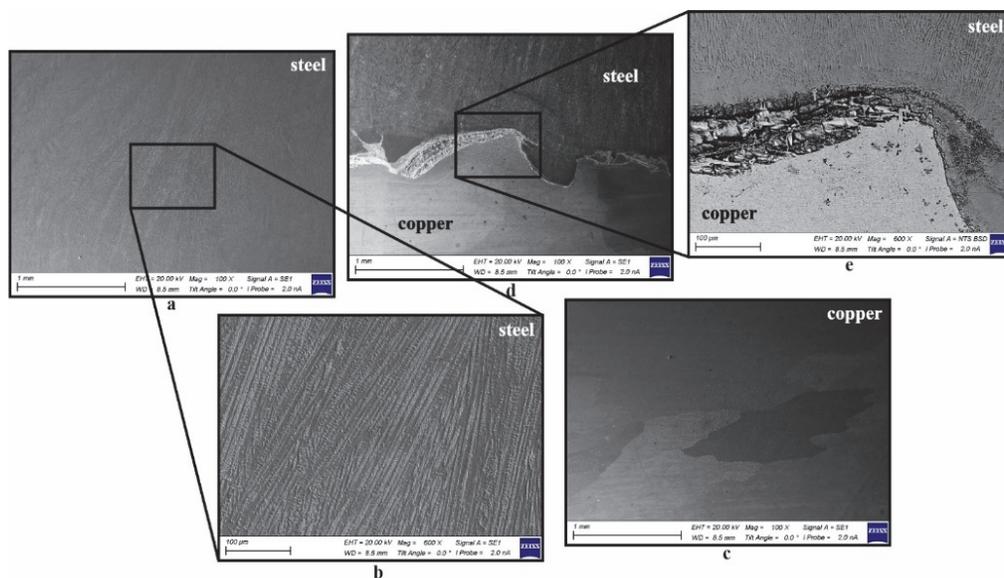


Рис. 3. Микроструктура стальной (*a, b*), медной (*c*) и градиентной (*d, e*) зон образца. Растровая электронная микроскопия

### Заключение

Проведенные исследования показывают, что, несмотря на более высокую температуру плавления стали 06X19H9T, наносимой поверх меди, формируемая структура градиентной зоны характеризуется достаточно резким переходом между компонентами за счет высокой теплопроводности меди и быстрой кристаллизации стали. В приграничных областях меди отмечено формирование небольших трещин, обусловленных нагревом и быстрым охлаждением материала при нанесении стали. В стальной части наблюдается образование микротрещин, заполненных медью. Несмотря на наличие небольших дефектов в образцах не выявлено падение прочностных характеристик как отдельных фрагментов, так и градиентной зоны. Таким образом, для получения биметаллических элементов системы медь-сталь подходит и использованный в настоящей работе порядок печати компонентов, имеющий преимущество в виде низкой величины градиентной зоны.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда No 21-19-00578, <https://rscf.ru/project/22-19-00578/>

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Mel'nikov E.V. et al.* Deformation-Induced  $\gamma \rightarrow \alpha'$ -Martensitic Transformation in Austenitic Stainless Steel Obtained by Electron Beam Additive Manufacturing // *Steel Transl.* – 2022. – 52. – P. 1127–1134.
2. *Astafurova E.G. et al.* Temperature-Dependent Deformation Behavior of “ $\gamma$ -austenite/ $\delta$ -ferrite” Composite Obtained through Electron Beam Additive Manufacturing with Austenitic Stainless-Steel Wire. // *J. Compos. Sci.* – 2023. – V. 7. – P. 45.
3. *Xu D. et al.* Investigation on Microstructure, Hardness and Wear Resistance of Electron Beam Wire-Feeding Deposited Inconel 718 Alloy Coatings // *Met. Mater. Int.* – 2021. – V. 27. – P. 1263–1272.
4. *Wahlmann B. et al.* Electron beam wire cladding of nickel alloys and stainless steel on a reactor pressure vessel steel // *Mater. Sci. Eng. A.* – 2021. – V. 811. – P. 141082.
5. *Pixner F. et al.* Wire-Based Additive Manufacturing of Ti-6Al-4V Using Electron Beam Technique // *Materials.* – 2020. – V. 13. – P. 3310.
6. *Zhang G. et al.* Microstructure Evolution and Mechanical Properties of Wire-Feed Electron Beam Additive Manufactured Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr Alloy with Different Subtransus Heat Treatments // *Mater. Des.* – 2020. – 195. – 109063.
7. *Osipovich K.S. et al.* Features of Microstructure and Texture Formation of Large-Sized Blocks of C11000 Copper Produced by Electron Beam Wire-Feed Additive Technology // *Materials.* – V. 15. – P. 814.
8. *Kolubaev E.A. et al.* Micro-, meso- and macrostructural design of bulk metallic and polymetallic materials by wire-feed electron beam additive manufacturing // *Physical mesomechanic.* – 2022. – V. 25. – P. 479.
9. *Osipovich K.S. et al.* Gradient transition zone structure in “steel-copper” sample produced by double wire-feed electron beam additive manufacturing // *J. Mater. Sci.* – 2020. – V. 55. – P. 9258–9272.
10. *Osipovich K.S. et al.* Phase Formation, Microstructure, and Mechanical Properties of Ni-Cu Bimetallic Materials Produced by Electron Beam Additive Manufacturing // *Metals.* – 2022. – V. 12. – P. 1931.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОГО ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ПАТРУБКА С ЖАЛЮЗИ

С.В. Шайдуров<sup>1</sup>, зам. директора НОЦ «Авиастроение»,  
Н.А. Рынгач, к.т.н., доц., Ф.М. Тагоев, Н.В. Курлаев<sup>2</sup>, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20<sup>а</sup>*

*<sup>1</sup>E-mail: shajdurov@corp.nstu.ru, <sup>2</sup>E-mail: kurlaev@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** Актуальной проблема всегда остается минимизация производственных затрат и при этом обеспечить заданную точность геометрических параметров, заданные прочностные свойства, требуемую шероховатость поверхностей и эксплуатационные характеристики деталей трубопроводов. В данной работе приведен анализ электродинамических процессов при магнитно - импульсного формообразовании-раздаче тонкостенных трубчатых деталей типа патрубка с жалюзи. Для исследования напряженно-деформированного состояния трубчатой заготовки в комбинированных технологических процессах с применением управляющих элементов был применен метод конечных элементов. Необходимым условием для реализации поставленной цели является отсутствие признаков технологического брака, сохранению формы, минимальных утонений стенок.

**Ключевые слова:** магнитно-импульсная обработка, численное моделирование, трубчатые детали летательных аппаратов.

**Abstract.** Minimizing production costs always remains an urgent problem and at the same time ensuring the specified accuracy of geometric parameters, specified strength properties, required surface roughness and operational characteristics of pipeline parts. This paper presents an analysis of electrodynamic processes during magnetic pulse shaping-distribution of thin-walled tubular parts such as a pipe with blinds. The finite element method was used to study the stress-strain state of a tubular billet in combined technological processes using control elements. A necessary condition for the realization of this goal is the absence of signs of technological defects, shape preservation, and minimal wall thinning.

**Keyword:** Magnetic pulse processing, numerical modeling, tubular parts of aircraft.

Трубопроводы подачи воздуха в системах кондиционирования воздуха изготавливают сваркой из листового материала, в большинстве случаев, из алюминиевых сплавов. В результате сварки возникает отклонение от круглой формы которая требует калибровки. При штамповке квазистатическими методами для обеспечения точности формы заданного профиля трубы (патрубки) с жалюзи (рис. 1) производят многопереходную штамповку с промежуточными отжигами, используют сложную оснастку или производят вырубку контура с последующей применением ручных доводочных работ [1].

Большое количество разрушений трубопроводов связано с уменьшением толщины стенок в местах изгиба, перехода от одного диаметра к другому и соединениях. Значительно снижают работоспособность такие факторы, как волнистость стенок и чрезмерная эллипсность, явления, сопровождающие процессы изготовления трубопроводов [2].

В связи, с этим одной из важных задач при производстве трубопроводов летательных аппаратов являются разработка новых и усовершенствование существующих технологий.

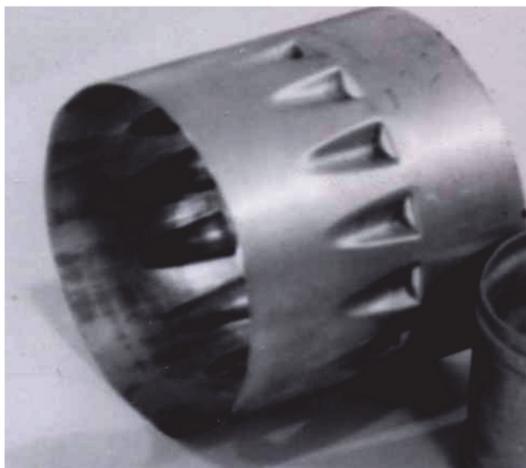


Рис. 1. Патрубок с жалюзи

В настоящее время одной из наиболее перспективных технологий является магнитно – импульсная технология обработки металлов (МИОМ), основанная на использовании больших электродинамических сил, возникающих в электропроводных материалах при взаимодействии внешнего импульсного магнитного поля (ИМП) с индуцированными им в материале вихревыми токами [3, 4].

Целью работы является изучение тензорных полей напряжений и деформаций физической модели, деформированной на экспериментальной оснастке, и оценка ошибки определения напряжений и деформаций; определение предельных параметров напряженно-деформированного состояния и параметров технологического процесса, соответствующих этому предельному состоянию, гарантирующих отсутствие браковочных признаков на готовом изделии.

Процесс МИОМ происходит в течение 50...70 мкс благодаря хорошо контролируемому рассеиванию большого количества электрической энергии. В ходе экспериментальных испытаний можно измерить только несколько параметров процесса, таких как первичный ток и вторичный ток. Таким образом, пакет программного обеспечения на основе конечных элементов ANSYS использовался в качестве средства для дальнейшей оценки процесса калибровки трубы. Модуль Explicit Dynamics в ANSYS способен решать быстропротекающих высоко нелинейных процессов в постановках Лагранжа и Эйлера [5].

Магнитное давление создает силы Лоренца, которые вызывают механические напряжения, вызывающие пластическую деформацию материалов. Величины амплитуды давления ИМП и длительности импульса определяются исходя из электрических параметров процесса МИОМ [3, 6].

Для магнитно-импульсной раздачи трубчатых деталей давление ИМП ( $P$ ) на неподвижную заготовку аппроксимируется затухающей квадратичной синусоидой и вводится коэффициент ослабления давления ИМП в зависимости от зазора между индуктором и заготовкой [4]:

$$P = P_0 \frac{\Delta}{\Delta + \mu} \exp(-\beta t) \sin^2(\omega t), \quad (1)$$

где  $P_0$  – условное давление;  $\Delta$  – зазор между индуктором и заготовкой;  $\omega$  – круговая частота колебаний разрядного тока;  $\beta$  – коэффициент затухания. Поскольку продолжительность разряда тока намного меньше продолжительности процесса деформации заготовки, то возможно пренебречь влиянием перемещения заготовки во время разряда на параметры разряда [7,9].

В настоящей работе проводится численное моделирование технологического процесса калибровки патрубков и технологического процесса разделительные операции методом магнитно-импульсной раздачи (рис. 2). Для исследования напряженно-деформированного состояния трубчатой заготовки в комбинированных технологических процессах с применением управляющих элементов был применен метод конечных элементов. Для проведения технологического процесса «разделительные операции + калибровка» был выбран патрубок, который служит для смешивания потоков горячего и холодного воздуха в системе кондиционирования воздуха самолета.

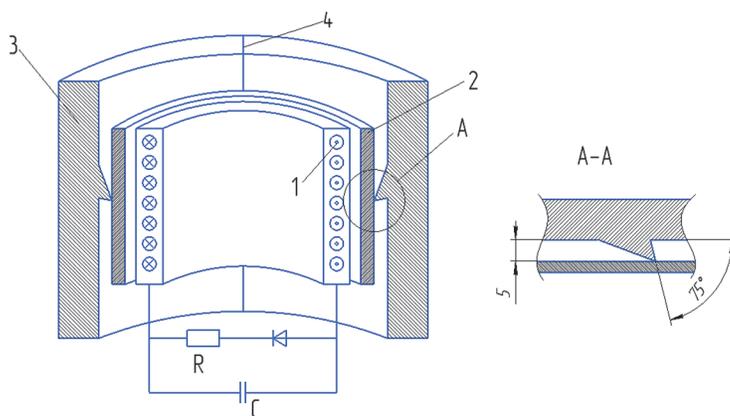


Рис. 2. Принципиальная схема выполнения операции «раздача» давлением ИМП:

1 – индуктор; 2 – труба; 3 – разъемная матрица, 4 – линия разреза матрицы

### Численное моделирование

Широко распространенным численным методом является МКЭ. В процедуре метода интегрирование по объему всей конструкции заменяют конечным суммированием интегралов по объемам элементов. Уравнения в частных производных для непрерывной

среды, также, заменяют системами алгебраических или обыкновенных дифференциальных уравнений.

Программа ANSYS позволяет моделировать процессы обжима и раздачи трубчатых заготовок в специализированных оснастках. Для проведения моделирования необходимо подготовить 3D-модель матрицы и трубчатых заготовок. Программа с успехом позволяет решать задачи моделирования и оптимизации процессов штамповки: определять силовые и энергетические параметры, производить расчеты кинематики течения металла и температурных полей, исследовать напряженно-деформированное состояние заготовки и инструмента. Полученные в результате расчетов данные создают основу для выявления и последующего учета технологической наследственности материала.

На рис. 2 представлена схема нагружения импульсным магнитным полем. На внутренней поверхности трубчатой детали равномерно распределено давление  $P$  и задается затухающей квадратичной синусоидой (рис. 3) по формуле (2), только с первым полупериодом нагрузки:

$$P = P_0 \sin^2(2\pi ft) \exp(-\beta t) \quad (2)$$

Амплитуда магнитного давления  $P_0$  варьировалась в расчетах от 10 до 40 МПа. Целью численного моделирования было определение оптимальных значений давления ИМП, при которых трубчатая деталь деформируется и при этом не возникает «пружинение» и изменение толщины стенок было незначительной. Процесс магнитно-импульсной раздачи происходит в течение 50 мкс, максимальный пик давления возникает во время 1,3 мкс и составляет 25 МПа.

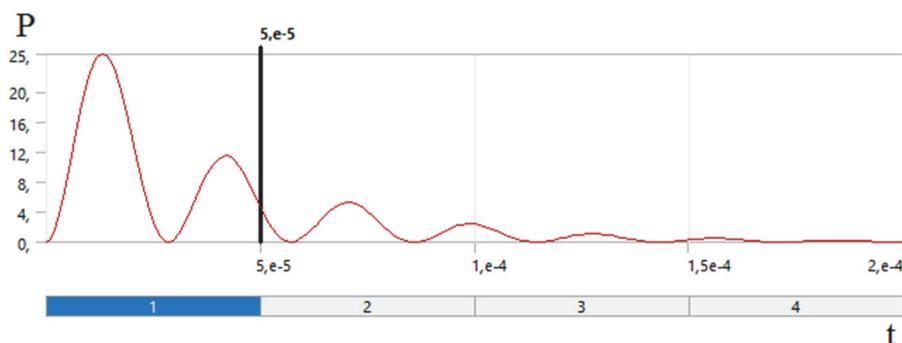


Рис. 3. График изменение давления от времени в ANSYS

На рис. 4 показана модель штамповки трубчатой детали алюминиевого сплава с толщиной 1 мм, диаметром 60 мм и длиной 50 мм. Механические свойства материала заготовки соответствовали алюминиевому сплаву АМг2. Для учета высокоскоростной деформации материала вместо статического предела текучести был использован динамический предел текучести  $Y_0$ . Для более быстрого и эффективного решения матрица 2

моделировалась с помощью абсолютно твердого тела (Rigid Body) которое требует минимум временных затрат на подготовку модели и минимум вычислительных ресурсов. Сеточная модель состояла из 185141 элементов патрубка. На рисунке 5 показана сеточная модель жалюзи в конечный момент времени.

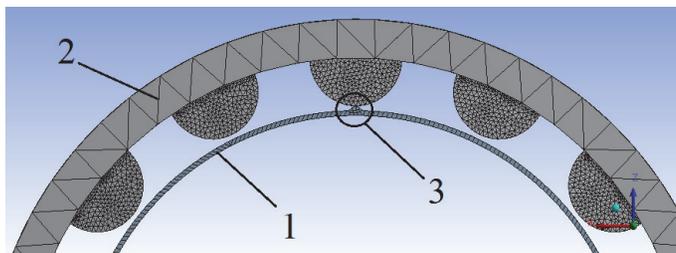


Рис. 4. Схема электромагнитной штамповки трубы:

1 – патрубок; 2 – матрица; 3 – зона сварки патрубка

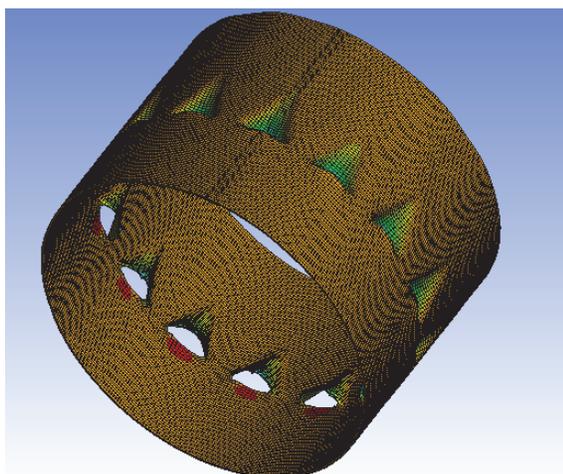


Рис. 5. Сформированный патрубок с жалюзи

Таким образом, численное моделирование необходимо для исследования ненаблюдаемых значений (например, поведения и скорости деформации во время процесса) для понимания физических явлений. Кроме того, метод моделирования может быть полезен при прогнозировании экспериментальных результатов, которые не могут быть выполнены из-за ограничений оборудования.

### Результаты

1) При численном моделировании импульсной обработки давлением, применяемой для комбинированной технологической операции трубчатых деталей изготовленной сваркой, определено, что наиболее эффективным методом является метод «раздачи» ИМП на заготовку, где зазор между заготовки и матрицы минимально.

2) Численные исследования с использованием метода конечных элементов позволяют определить оптимальную величину давления ИМП для трубчатых деталей с минимальным утонением.

3) Экспериментальные исследования необходимы для оценки точности и проверки достоверности численного исследования, выполненного с использованием модуля Explicit Dynamics программы ANSYS.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Теория и практика изготовления элементов трубопроводов летательных аппаратов / С.И. Феоктистов, Б.Н.Марьин, С.Б. Марьин и Д.Г. Копыхалов. - Комсомольск-на-Амуре : КнАГТУ, 2013. - 88 с.

2. Бобрук Е.В. Современные методы деформационно-термической обработки: от традиционных материалов до наноструктурных / Е.В. Бобрук, И.П. Семенова и Р.З. Валиев. - Уфа: УГАТУ, 2015. - 113 с.

3. Белый И.В. Справочник по магнитно-импульсной обработке металлов / И.В. Белый, С.М. Фертик, Л.Т. Хименко. - Харьков: Вища школа, 1977. - 168 с.

4. Паламарчук Ю.Е., Кирилин А.Н. и Вершигоров В.М. Влияние индукторных систем на эффективность магнитно-импульсной штамповки // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. - 2008. - № 1(14). - С. 147-151

5. Huei-Huang Lee 2019 Finite Element Simulations with ANSYS Workbench 2019, NCKU, Taiwan.

6. Глуценков В.А. Специальные виды штамповки, динамические методы деформирования: учеб. пособие / В.А. Глуценков - Ч. 2. - Самара : СГАУ, 2012. - 108 с.

7. Фомин Ф.М. Высокоскоростное взаимодействие тел / Ф.М. Фомин, А.И. Гулидов, Г.А. Сапожников. - Новосибирск : Издательство СО РАН, 1999. - 600 с.

8. K. Lippa , R. Schaeferb, D. Horwatitsch. Fatigue Behaviour of Aluminium Tube Crimp Connections Applying the Electromagnetic Pulse Technology // 7th International Conference on Fatigue Design, Fatigue Design 2017, Senlis, France, 29-30 November 2017. - P. 488-496.

9. Li Qiu, Yantao Li, Yijie Yu, Yao Xiao, Pan Su, Qi Xiong, Jinbo Jiang, Liang Li. Numerical and experimental investigation in electromagnetic tube expansion with axial compression // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology. - 2019. - 104. - P. 3045-3051.

10. Xiao Zhang, Changxing Li, Xiaoguang Wang, Yun Zhao and Liang Li. Improvement of deformation behavior of tube in electromagnetic forming with a triple-coil forming system International // Journal of Applied Electromagnetics and Mechanics. - 2019. - 1. - P. 1-10.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РЕЖИМОВ СВАРКИ НА ФОРМООБРАЗОВАНИЕ И ГЕОМЕТРИЮ ВАЛИКОВ ПРИ МНОГОСЛОЙНОЙ НАПЛАВКЕ

Е.И. Бурдина<sup>1</sup>, инж., Д.А. Чинахов<sup>2,а</sup>, д.т.н., доцент,  
Р.В. Чернухин<sup>2</sup>, к.т.н., доцент, Ц. Чжан<sup>3</sup>, студ.

<sup>1</sup> Институт ядерной физики имени Г.И. Будкера СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д. 11

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>3</sup> Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

<sup>а</sup>E-mail: chinakhov@corp.nstu.ru

**Аннотация.** Проведены исследования влияния режимов сварки на формообразование и геометрию валиков при многослойной наплавке на пластину из нержавеющей стали проволокой ER-321. Анализ полученных образцов показал, что глубина проплавления и ширина валика имеют прямую зависимость от мощности дуги и силы тока.

**Ключевые слова:** аддитивные технологии, многослойная наплавка, формообразование, наплавленный валик, параметры режимов наплавки.

**Abstract.** The influence of welding modes on the formation and geometry of beads during multilayer surfacing on a stainless steel plate using ER-321 wire was studied. Analysis of the obtained samples showed that the penetration depth and the width of the bead are directly dependent on the arc power and current strength.

**Keywords:** additive technologies, multilayer surfacing, formation, deposited bead, surfacing mode parameters.

### Введение

Изготовление сложных изделий с помощью традиционных технологий, таких, как литье, штамповка и т.д. требует значительных затрат и времени [1].

Аддитивное производство – это создание изделий, основанное на поэтапном добавлении материала на основу в виде плоской платформы или осевой заготовки. В самом термине «аддитивность» (от лат. *additivus* – прибавляемый) заложен основной принцип этого процесса. Такой способ изготовления также называют «выращиванием» из-за послойного создания изделия [2, 3].

Аддитивные технологии позволяют получать детали различной геометрической формы, с помощью послойного нанесения материала, как на само готовое изделие, так и на отдельный элемент этого изделия. При разработке технологии многослойного наложения валиков при наплавке необходимо учитывать множество факторов, влияющих на их формообразование и геометрию.

В процессе послойного выращивание изделий способом электродуговой сварки плавящимся электродом в среде защитных газов происходит воздействие термического цикла на морфологию, микроструктуру и механические свойства материала аддитивного производства. Значимое влияние оказывают: количество введенного тепла, скорость

охлаждения, количество повторных нагревов изделия [4–6], условия теплообмена изделия с окружающей средой [7].

Для характеристики наплавленных валиков используют геометрические параметры такие как, ширина наплавленного слоя, высота наплавленного слоя, площадь наплавленного металла и площадь проплавленного металла (рис. 1).

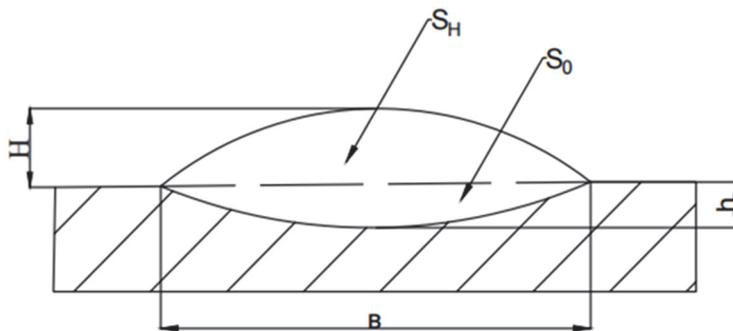


Рис. 1. Измеряемые геометрические параметры одиночного наплавленного валика:

$S_n$  - площадь наплавленного металла;  $S_0$  - площадь проплавленного металла;  $H$  - высота наплавленного слоя;  $h$  - глубина проплавления;  $B$  - ширина наплавленного слоя

Форма одиночного валика зависит от большого количества факторов: свойств материала, тепловой обстановки в зоне наплавки, технологических особенностей процесса и прочих. Важными условиями формирования высококачественных многослойных изделий являются: создание металлургической связи за счет сплавления с предыдущим слоем, обеспечение оптимальной скорости охлаждения, как подложки, так и наплавленного материала, осуществление надежной защиты жидкого металла. При построении многослойной структуры необходимо, чтобы тепловложение было достаточным для сплавления присадочного и основного металла. Избыток подводимого тепла способствует чрезмерному нагреву предыдущего слоя и растеканию сварочной ванны [8–10].

Доля участия основного металла в многослойной наплавке будет иметь достаточно маленькое значение, его можно не учитывать, при наплавке в пять слоёв. Эти данные позволяют снизить трудоемкость при выполнении наплавки, не снижая точность определения химического состава [11].

### Методология

Для проведения исследования и определения влияния режимов сварки плавящимся электродом на формообразование и геометрию шва при наплавке валиков в смеси газов 80 % Ar + 20 % CO<sub>2</sub> был проведен эксперимент. Во время проведения эксперимента выполняли последовательную многослойную наплавку валиков на пластину из нержавеющей стали толщиной 5 мм проволокой из нержавеющей стали ER-321 диаметром 1 мм.

Вылет электродной проволоки оставался постоянным  $L = 12$  мм. Для получения равномерной высоты наплавленного образца наплавку валиков выполняли вперед и назад поочередно. Используемое оборудование: сварочный робот KUKA с источником питания сварки ESAB Aristo Mig 4004i.

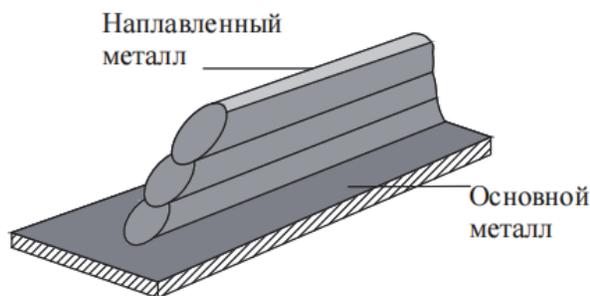


Рис. 2. Эскиз выращенного образца

Режимы, выбранные для проведения эксперимента, указаны в табл. 1.

Таблица 1

Режимы многослойной наплавки

№ Опыта	Сила тока, А	Напряжение, U	Скорость сварки, мм/с
1	$80 \pm 3$	$15 \pm 0,3$	1,5
2	$100 \pm 3$	$15 \pm 0,3$	1,5
3	$80 \pm 3$	$17 \pm 0,3$	1,5
4	$100 \pm 3$	$17 \pm 0,3$	1,5

### Результаты исследования

Исследование формы и размеров полученных валиков наплавленного материала проводили металлографическим методом. Для исследования образцы были разрезаны в поперечном сечении валиков, механически отполированы и химически протравлены.

Для измерения геометрических параметров наплавленных валиков использовался Микроскоп Dino-Lite AM7915MZTL EDGE.

Результаты измерения среднего значения геометрических параметров наплавленных валиков занесены в табл. 2.

Анализ данных таблицы 2 показал, что увеличение сварочного тока приводит к возрастанию мощности дуги, что обеспечивает повышение количества расплавленного металла как присадочного, так и основного. Следствием этого является увеличение глубины проплавления, высоты валика и ширины валика. Увеличение напряжения дуги увеличивает ширину шва.

На рис. 3 представлены изображения поперечных сечений образцов с разными режимами наплавки.

Т а б л и ц а 1

## Геометрические параметры наплавленных валиков

№ образца	Количество валиков, шт.	Ширина валика $B$ , мм (среднее значение)	Высота наплавленного слоя $H$ , мм (среднее значение)	Глубина проплавления $h$ , мм (среднее значение)
1	7	5,8	1,5	1,5
2	7	6,2	1,8	2
3	7	7,9	2,2	1
4	7	8,1	2,6	1,5



Образец № 1



Образец № 2



Образец № 3



Образец № 4

Рис. 3. Формообразование валиков с разными режимами наплавки

Из рис. 3 видно, что характер изменения формы валиков не одинаков для всех режимов сварки. Валик с максимальной высотой наплавленного слоя был получен при использовании режимов опыта № 4. Анализируя влияние режимов сварки, можно сделать вывод, что при увеличении силы тока и напряжения увеличивается ширина шва и уменьшается глубина проплавления. Наблюдается неровность наложения слоев при наплавке.

### Выводы

По результатам экспериментальных исследований можно сделать вывод о том, что в условиях проведенного эксперимента глубина проплавления, ширина валика и высота наплавленного слоя имеют прямую зависимость от параметров режима сварки. Планируются дополнительные исследования по определению рациональных режимов наплавки слоев и выраживания образца.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Зленко М.А. Аддитивные технологии в машиностроении [Текст] / М.А. Зленко, М.В. Нагайцев, В.М. Довбыш // Пособие для инженеров. - М. ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», 2015. - 220 с.
2. ГОСТ Р 57558-2017. Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы. Часть 1. Термины и определения. М.: Стандартиформ, 2018.
3. Литунюв С. Н., Слободенюк В. С., Мельников Д. В. Обзор и анализ аддитивных технологий. Часть 1 // Омский научный вестник. - 2016. - №. 1 (145). - С. 12-17.
4. Chen X., Li J., Cheng X., He B., Wang H., Huang Z. Microstructure and mechanical properties of the austenitic stainless steel 316L fabricated by gas metal arc additive manufacturing // Mater. Sci. Eng. A. - 2017. - V. 703. - P. 567-577.
5. Yadollahi A., Shamsaei N., Thompson S.M., Seely D.W. Effects of process time interval and heat treatment on the mechanical and micro-structural properties of direct laser deposited 316L stainless steel // Mater. Sci. Eng. A. - 2015. - V. 644. - P. 171-183.
6. Rodriguez N., Vázquez L., Huarte I., Ar-ruti, E., Tabernero I., Álvarez P. Wire and arc additive manufacturing: A comparison between CMT and TopTIG processes applied to stainless steel // Weld. World. - 2018. - V. 62. - P. 1083-1096.
7. Chinakhov, D.A.; Akimov, K.O. Formation of the Structure and Properties of Deposited Multilayer Specimens from Austenitic Steel under Various Heat Removal Conditions. Metals 2022, 12(9), 1527. <https://doi.org/10.3390/met12091527>.
8. Jhavar, S. Enhancement of Deposition Quality in Micro-plasma Transferred Arc Deposition Process [Текст] / S. Jhavar, N.K. Jain, C.P. Paul // Mater. Manuf. Process. - 2014. - Vol. 29. - 8. - Pp. 1017-1023.
9. Kovacevic, R. Process Control of 3D Welding as a Droplet-Based Rapid Prototyping Technique [Электронный ресурс] / R. Kovacevic, H. Beardsley. -Электрон. дан. (4.1 Мб). Int. Solid Free. Fabr. Symp. 1998. pp. 57-64. Режим доступа - <http://dx.doi.org/10.26153/tsw/581>.
10. Zhou, X. Three-dimensional numerical simulation of arc and metal transport in arc welding based additive manufacturing [Текст] / X. Zhou [et al.] // Int. J. Heat Mass Transf. 2016. - Vol. 103. - Pp. 521-537.
11. Сварка в машиностроении: Справочник: В 4 т. / Редкол.: Г.А. Николаев (пред.) и др. - М.: Машиностроение, 1978 - Т.1 / Под ред. Н.А. Ольшанского. 1978. 504 с., ил.

## ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ПРИКЛАДНЫЕ АСПЕКТЫ СОВРЕМЕННОГО МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЯ В АВИАЦИИ

Мелис Качкынович Аралбаев, преподаватель

*Кыргызский авиационный институт им. И. Абдраимова  
720009, Кыргызская Республика, г. Бишкек, ул. Луцкихина, 60  
E-mail: aralbaev.melis@mail.ru*

**Аннотация.** Данная статья исследует теоретические и прикладные аспекты применения сплавов и композитов в авиации. Обсуждает теоретические и прикладные аспекты современного материаловедения в авиации. В контексте постоянного стремления к улучшению производительности и безопасности воздушных судов, материаловедение играет ключевую роль в разработке и применении инновационных материалов для конструкции и компонентов самолетов. В современной авиационной промышленности, постоянно сталкивающейся с требованиями к повышению производительности и снижению веса воздушных судов, выбор и оптимизация материалов играют решающую роль.

**Ключевые слова:** материаловедение, авиация, теоретические аспекты, прикладные аспекты, современные материалы, композитные материалы, металлические сплавы, полимеры, наноматериалы, прочность материалов, лёгкие конструкции, теплостойкость, механические свойства, коррозионная стойкость, адаптивные материалы, экологическая устойчивость, инновации в авиационных материалах

**Аннотация.** Бул макалада авиацияда эритмелерди жана композиттерди колдонуунун теориялык жана колдонмо аспектилерин каралат. Авиациядагы заманбап материал таануунун теориялык жана колдонмо аспектилерин талкуулайт. Аба кемелеринин иштешин жана коопсуздугун жакшыртуу боюнча тынымсыз издөө контекстинде, материал таануу учактын түзүлүшү жана компоненттери учун инновациялык материалдарды иштеп чыгууда жана колдонууда негизги ролду ойнойт. Заманбап авиация тармагында ар дайым аба кемелеринин өндүрүмдүүлүгүн жогорулатуу жана салмагын жоготуу талаптарына туш болуп, материалдарды тандоо жана оптималдаштыруу чечүүчү ролду ойнойт.

**Annotation:** this article explores the theoretical and applied aspects of the use of alloys and composites in aviation. Discusses the theoretical and applied aspects of modern materials science in aviation. In the context of the continuous drive to improve aircraft performance and safety, materials science plays a key role in the development and application of innovative materials for aircraft structures and components. In today's aviation industry, which is constantly faced with demands to improve aircraft performance and reduce weight, materials selection and optimization play a crucial role.

Современная авиация невозможна без непрерывного совершенствования материалов, используемых в создании воздушных судов. Теоретические и прикладные аспекты материаловедения играют ключевую роль в этом процессе, определяя не только легкость и прочность конструкций, но и безопасность полетов, экономичность и экологическую устойчивость авиационной индустрии. С развитием авиации исследования в области материаловедения становятся все более важными. Поскольку безопасность полетов является ключевым критерием как для компаний, так и для частных лиц при

выборе перевозчика, применяемые материалы подвергаются более глубокому анализу и исследованиям. В настоящее время широко используются как сплавы различных металлов, так и композитные материалы, однако требуется их дальнейшее углубленное исследование. Для конкурентоспособности, ведущим концернам таким как Airbus, Boeing и т. п. приходится прибегать к внедрению современных сплавов и композитов, которые подвергаются как теоретическим, так и прикладным аспектам в исследованиях для повышения их износостойкости и прочности путем выявления слабых молекулярных связей между компонентами композитов либо между смешиваемых в современные сплавы металлов.

В данной статье мы рассмотрим основные классы материалов, применяемых в авиации, и их свойства, а также важные теоретические аспекты, лежащие в основе разработки и использования этих материалов. Мы также обратим внимание на прикладные аспекты материаловедения, включая разработку легких и прочных конструкций, защиту от коррозии и износа, а также рассмотрим перспективы развития в этой области.

Существует не мало классов материалов, применяемых в авиации. Каждый из этих классов имеет свои особенности и преимущества, что позволяет авиационной промышленности создавать самолеты с оптимальными характеристиками, обеспечивая безопасность и эффективность полетов. Один из самых распространенных и имеющему место в современной авиации это- металлы и их сплавы, не смотря на обширное применение композитных материалов в современной авиации некоторые металлы являются незаменимыми в конструкции ЛА. Титановые сплавы, применяемые в авиационном строительстве еще долгое время, останутся в конструкции ЛА так как не существует аналогов данных сплавов. Титановые сплавы обладают высокой прочностью при низкой плотности и используются авиационными инженерами в таких критических и высоконагруженных частях ЛА как шасси и двигатели. При взлете и посадке шасси испытывают огромные перегрузки так как воспринимают всю массу ЛА. Так же одним из распространенных сплавов является сплав стали различной степени твердости. Данные сплавы применяются преимущественно в двигателях ЛА потому как при работе двигателя температура внутри самого двигателя может превышать пятьсот градусов, где композитные материалы теряют свои свойства. Но современные тенденции развития авиационной отрасли вынуждают производителей прибегать к композитным материалам так как они обеспечивают прочность при более меньшей массе чем металлы. Одним из распространенных композитов применяющегося как в конструкции крыльев, так и при создании фюзеляжа является углепластик, который в десятки раз прочнее стали при этом на много более легче последнего. Одним из неоспоримых плюсов применения углепластика является создание более идеальной с точки зрения аэродинамики формы планера, в то время, когда металлы не обладают такими свойствами. В современном мире из углепластика делаются не только мелкие части крыла или хвостового оперения, но и цельные, монолитные конструкции такие как фюзеляж и крыло самолета за счет монолитной конструкции можно добиться высокой прочности в купе с ее легкостью. Так же по мимо углепластика применяется и стеклопластик, который не обладает такими же свойствами что и углепластик, но его применение в некритически важных местах планера самолета позволяет снизить цены на производство что является его большим плюсом.

При создании современных авиалайнеров используют проверенные материалы и технологии их создания каждое нововведение нуждается в детальном тестировании и анализе состава, а также его совершенствования.

В настоящее время с появлением современных сплавов и композитов в авиации, а также технологий создания композитных материалов, требуются новые системы тестирования данных материалов на механическую и химическую устойчивость. Каждая технология должна быть стандартизирована и регламентирована для обеспечения большей прочности и долговечности данных материалов. При тестировании современных сплавов и композитов они проходят множество тестирований и исследований таких как, механические испытания, которые включают в себя измерение прочности при которых определяются прочностные свойства материалов: разрыв, твердость и испытания на усталость материалов, а также измерение жесткости новых сплавов и композитов при данных испытаниях определяется способность материала, сопротивляться деформации под нагрузкой, которые используют методы испытания на изгиб и измерение упругих свойств данных материалов. Так же они проходят химический анализ, который включает в себя спектральный анализ при данном анализе определяется химический состав материала с помощью методов, атомно-абсорбционная спектроскопия (AAS), индуктивно-связанная плазма (ICP) и рентгеновская флуоресценция (XRF). По мимо этих методов стоит упомянуть масс-спектрометрию для определения молекулярных масс и состава химических соединений и стоит не забывать о хроматографии данный анализ позволяет разделить и анализировать компоненты смеси в зависимости от их химических свойств. Современные материалы проходят металлографические исследования, которые включают в себя: микроскопию которая включает в себя оптическую микроскопию, сканирующую электронную микроскопию (SEM) и трансмиссионную электронную микроскопию (TEM) для изучения структуры и морфологии материала, а также металлографические исследования не обходятся без анализа, зерна который определяет размер, форму и распределение зерен в материале. Но одними из самых важных испытаний и тестов проводимых даже при эксплуатации воздушных судов являются: неразрушимый контроль и испытания на износостойкость и коррозию. Нормативы для каждого материала разрабатываются в ходе тестирования в которых определяются их нормальные эксплуатационные условия, нарушение которых может стать фатальным для механизма или конструкции где данные материалы используются в плоть до разрушения.

При окончании вышеизложенных испытаний выявляются уязвимости в сплавах и композитах и при обнаружении критических несоответствий, заявленных требований по прочности или износостойкости материалов, инженеры прибегают к модернизации их химического состава или покрытия уже готовых деталей износостойкими материалами данный этап в материаловедении входит в прикладные аспекты. Примером этому может служить недавно выявленные проблемы с крылом Boeing 787 когда из-за гибкости крыла которое изготавливается из углепластика, на который УФ излучение действует пагубно, начала отслаиваться краска. При длительном нахождении углепластика в УФ излучении он теряет свои свойства и становится хрупким что

недопустимо при эксплуатации ВС и инженерами концерна Boeing было регламентировано обязательное покрытие крыла специальной краской созданной для защиты крыла от УФ излучения. Таким образом можно сделать вывод что покрытие защитным слоем грунта либо краски или и того, и другого может быть одним из способов защиты изделия из углепластика. Так же для металлов можно привести пример защиты от коррозии, например, для защиты может служить как краска, так и напыления на готовую деталь, например, ионирование, то есть покрытие сплава более устойчивым к коррозии и механическим воздействиям металла, слой данного напыления может составлять менее микрона что является неоспоримым положительным фактором к использованию данной технологии в авиационной отрасли. Так же существуют и специализированные материалы для грунтования металлов и их сплавов которые существенно продлевают долговечность металлов и сплавов, а также защищают их от коррозии, но данная технология имеет существенный недостаток такой как вес что является не мало важным критерием при проектировании ЛА.

Современное материаловедение в авиации является ключевым фактором в развитии авиационной техники, обеспечивая повышенные характеристики безопасности, эффективности и экономичности. Изучение и разработка новых материалов для авиации объединяет теоретические и прикладные аспекты, включая фундаментальные принципы химии, физики и инженерии, а также их применение в создании конкретных конструкций и компонентов. Одной из основных тенденций развития материалов в авиации является стремление к созданию материалов с улучшенными свойствами, такими как прочность, легкость, устойчивость к коррозии и высокие температуры. Это включает в себя разработку новых композитных материалов, металлических сплавов, керамических материалов и наноматериалов. Другой важной тенденцией является разработка экологически более устойчивых материалов и процессов производства, что связано с растущей осознанностью воздействия авиации на окружающую среду и стремлением к сокращению экологического следа. Также стоит отметить тенденцию к улучшению производственных технологий, включая методы аддитивного производства и компьютерного моделирования, что позволяет быстрее и эффективнее создавать и оптимизировать материалы и конструкции. В целом, развитие материалов в авиации направлено на обеспечение высокой надежности и безопасности авиационных конструкций, повышение экономической эффективности и снижение негативного воздействия на окружающую среду. Современные исследования в области материаловедения в авиации также акцентируют внимание на адаптации материалов к изменяющимся условиям эксплуатации. Это включает в себя изучение влияния различных факторов, таких как экстремальные температуры, воздействие агрессивных сред, усталостные нагрузки и динамические нагрузки, на свойства материалов и разработку материалов, способных эффективно справляться с такими условиями. Еще одним важным направлением исследований является создание "умных" материалов с возможностью самодиагностики и самоисправления. Такие материалы могут обеспечивать раннее обнаружение повреждений и автоматическое восстановление своих свойств, что существенно повышает безопасность и надежность авиационных конструкций. Кроме того, разработка материалов с учетом требований к энергоэффективности становится все

более актуальной в связи с растущим интересом к электрификации и гибридизации авиационных двигателей. Это включает в себя поиск материалов с низким коэффициентом трения, способных снизить энергопотребление, а также материалов с высокой теплопроводностью для более эффективного управления тепловыми процессами в двигателях.

Таким образом, современное материаловедение в авиации продолжает активно развиваться в направлении создания более прочных, легких, экологически чистых и энергоэффективных материалов, способных обеспечить безопасность, надежность и эффективность авиационных систем в условиях постоянно меняющихся требований и вызовов.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. «Современные материалы и технологии в авиации» – под редакцией Ю.П. Герчика и В.В. Коновалова.
2. «Композиционные материалы в авиации» – Г.Н. Хохлов, И.И. Шкурин, В.П. Троицкий.
3. «Материалы и технологии в авиационной промышленности» - под редакцией А.Н. Матвеева.
4. «Сплавы для авиационных конструкций» – Е.В. Симонов.
5. «Наноматериалы в авиационной технике» – под редакцией В.П. Троицкого и С.А. Решетова.

**ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ ФРЕЗЕРОВАНИЯ  
ПРИ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ 3D-ПЕЧАТИ МАРТЕНСИТНОЙ  
НЕРЖАВЕЮЩЕЙ СТАЛИ 40X13  
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МЕТОДА ТАГУЧИ НА ОСНОВЕ СИЛ**

**Ц. Чжан<sup>а1</sup>, студ., В.Н. Козлов<sup>1</sup>, к.т.н., доц., Д.А. Чинахов<sup>2</sup>, д.т.н., доцент,  
Р.В. Чернухин<sup>2</sup>, к.т.н., доцент, Е.И. Бурдина<sup>3</sup>, инж.**

<sup>1</sup>*Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
634050, Россия, г.Томск, пр. Ленина, 30*

<sup>2</sup>*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20*

<sup>3</sup>*Институт ядерной физики им. Г. И. Будкера СО РАН  
630090, Россия Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д. 11*

<sup>а</sup>*E-mail: cinzhun1@tpu.ru*

**Аннотация.** В исследовании был использован метод Тагучи для определения наилучших параметров фрезерования при электронно-лучевой 3D-печати мартенситной нержавеющей стали 40X13. С помощью ортогонального экспериментального проектирования, анализа отношения сигнал/шум и анализа дисперсии было изучено влияние параметров обработки на силы фрезерования. Были выбраны три ключевых параметра: скорость подачи, частота вращения и стратегия фрезерования (попутное и встречное фрезерование). Экспериментальные результаты показали, что стратегия фрезерования оказывает наибольшее влияние на силы, перпендикулярные направлению подачи. Оптимальная комбинация параметров фрезерования: минутная подача  $s_m = 56$  мм/мин,  $n = 2000$  об/мин, попутное фрезерование, которая соответствует минимальному диапазону силы фрезерования [4 Н, 94 Н].

**Ключевые слова:** параметры обработки; фрезерование; метод Тагучи; мартенситная нержавеющая сталь; электронно-лучевая 3D-печать.

**Abstract.** In this study, the Taguchi method was used to determine the optimal milling parameters for electron beam printing of martensitic stainless steel 40X13. Using orthogonal experimental design, signal-to-noise ratio analysis, and variance analysis, the influence of machining parameters on milling forces was investigated. Three key parameters were optimized: feed rate, rotational speed, and milling strategy (climb and conventional milling). Experimental results showed that the strategy has the greatest impact on forces perpendicular to the direction of feed. The optimal combination of milling parameters is: minute feed  $s_m = 56$  mm/min,  $n = 2000$  rpm, climb milling, corresponding to the minimal range of milling force [4 N, 94 N].

**Keyword:** processing parameters; milling; force; Taguchi method; martensitic stainless steel; electron beam 3D printing.

В современном производстве аддитивное производство (АМ) на основе проволоки привлекло значительное внимание благодаря высокой эффективности осаждения, более низким затратам и гибким стратегиям формования [1]. Аддитивное производство с использованием электронного луча, как технология высокоэнергетического луча, выполняемая в условиях вакуума, не только снижает риск окисления, но и минимизирует

пористость [2]. Однако детали, изготовленные с помощью АМ на основе проволоки, часто имеют плохое качество поверхности, при этом неровности поверхности достигают 1–2 мм, что требует последующей механической обработки для соответствия требованиям качества [3].

В процессе АМ сложные термические истории и условия неравновесной кристаллизации приводят к значительным различиям в свойствах заготовок по сравнению с заготовками, изготовленными с использованием традиционных методов литья или прокатки [4]. Поэтому необходимо изучить их обрабатываемость. Мартенситная нержавеющая сталь благодаря своим превосходным механическим свойствам и коррозионной стойкости находит широкое применение в аэрокосмической промышленности, автомобилестроении и производстве медицинских приборов [3]. Для многофакторного анализа метод Тагучи может обеспечить точные экспериментальные результаты с меньшим количеством комбинаций параметров [5, 6]. Соответственно, в данном исследовании для изучения обрабатываемости мартенситной нержавеющей стали используется метод Тагучи.

В этом эксперименте используется четырёхзубая твёрдосплавная фреза диаметром 8 мм на станке с ЧПУ (CONCEPT Mill 155 EMCO). Силы измеряются с помощью динамометра Kistler 9257 V. Экспериментальная скорость сканирования: 300 мм/мин.

Экспериментальные уровни факторов представлены в табл. 1. Глубина фрезерования  $t$  составляет 4 мм, ширина фрезерования  $B = 2$  мм.

Таблица 1

Экспериментальные уровни факторов

Фактор \ Уровень	Уровень 1	Уровень 2	Уровень 3
А: стратегия фрезерования	Попутное (П)	Встречное (В)	
В: минутная подача $s_m$ (мм/мин)	56	28	5, 6
С: частота вращения фрезы $n$ (об/мин)	2000	1000	500

Формула для расчета средней силы фрезерования:

$$Ph_{cp} = \frac{1}{n} \times \sum_{i=1}^n Ph_i, \quad (1)$$

Формула для расчета отношения сигнал/шум для минимальной характеристики:

$$S/N(n) = -10 \times \lg\left(\frac{1}{n} \times \sum_{i=1}^m P_i^2\right), \quad (2)$$

где  $n$  – количество повторений эксперимента при одинаковых параметрах фрезерования.

Результаты эксперимента и отношение сигнал/шум приведены в табл. 2. В данном эксперименте в качестве критерия оценки используется сила  $Ph$ , действующая вдоль направления минутной подачи  $s_m$  (сила подачи).

Таблица 2

## Результаты эксперимента и отношение сигнал/шум

Параметры фрезерования			Полученные экспериментальные значения				Отношение сигнал/шум S/N
A: стратегия	B: см (мм/мин)	C: n (об/мин)	Ph1	Ph2	Ph3	Phcp	
Попутное	56	2000	48	51	60	53	-35
Попутное	28	1000	59	72	78	70	-36
Попутное	5,6	500	69	74	81	75	-37
Встречное	56	2000	98	105	112	105	-40
Встречное	28	1000	109	121	111	114	-41
Встречное	5,6	500	76	82	74	77	-38

Формула для расчета среднего отношения сигнал/шум:

$$S/N_{cp} = \frac{1}{m} \times \sum_{j=1}^m S/N_j. \quad (3)$$

где  $m$  – количество повторений эксперимента при одинаковом уровне данного фактора.

Таблица 3

## Результаты анализа влияния факторов на отношение сигнал/шум (S/N)

Среднее отношение сигнал/шум S/Ncp				
Фактор \ Уровень	Уровень 1	Уровень 2	Уровень 3	
A: стратегия фрезерования	-36	-40		
B: подача см	-37	-39	-38	
C: частота вращения n	-37	-39	-38	

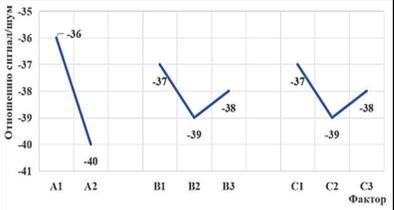


График фактор - отношение сигнал/шум

Когда среднее отношение сигнал/шум максимальное, соответствующие параметры являются оптимальными. По результатам анализа установлено, что наилучший результат достигается при минутной подаче  $sm = 56$  мм/мин, частоте вращения  $n = 2000$  об/мин и попутном фрезеровании, то есть при A1B1C1.

Общее среднее отношение сигнал/шум:

$$\begin{aligned} \frac{S}{N_{cp06}} &= \frac{1}{6} \left( \frac{S}{N_{A1B1C1}} + \frac{S}{N_{A1B2C2}} + \frac{S}{N_{A1B3C3}} + \frac{S}{N_{A2B1C1}} + \frac{S}{N_{A2B2C2}} + \frac{S}{N_{A2B3C3}} \right) = \\ &= \frac{1}{6} (-35 - 36 - 37 - 40 - 41 - 38) = -38. \end{aligned}$$

На основе оптимальной комбинации параметров можно рассчитать оптимальное отношение сигнал/шум:

$$\begin{aligned} \frac{S}{N_{\text{оп}}} &= \frac{S}{N_{\text{ср06}}} + \left( \frac{S}{N_{\text{срA1}}} - \frac{S}{N_{\text{ср06}}} \right) + \left( \frac{S}{N_{\text{срB1}}} - \frac{S}{N_{\text{ср06}}} \right) + \left( \frac{S}{N_{\text{срC1}}} - \frac{S}{N_{\text{ср06}}} \right) = \\ &= -38 + [-37 - (-38)] + [-37 - (-38)] + [-36 - (-38)] = -34. \end{aligned}$$

Затем можно рассчитать прогнозируемую минимальную силу:

$$Ph_{\text{оп}} = 10^{-\frac{S/N_{\text{оп}}}{20}} = 10^{-\frac{-34}{20}} \text{ Н} = 50 \text{ Н}.$$

На основе анализа дисперсии получены результаты, представленные в табл. 4.

Таблица 4

### Результаты анализа дисперсии

Фактор	Степени свободы	Сумма квадратов	Дисперсия	F	F0,2	Процентный вклад р
А: стратегия фрезерования	2	290	145	4,39	4,4	8,5%
В: подача см	2	290	145	4,39	4,4	8,5%
С: частота вращения n	1	1635	1635	49,55	14,9	61%
Ошибка	12	397	33			22%
Итого	17	2612				100%

Значение  $F$  представляет собой отношение дисперсии данного фактора к дисперсии ошибки. Сравнивая полученное значение  $F$  со стандартным значением  $F_{0,2}$  [7], если  $F > F_{0,2}$ , это означает, что с вероятностью 80% связь между фактором и силой является значимой, и чем больше  $F$ , тем сильнее эта связь. По результатам анализа дисперсии с вероятностью 80% подача, частота вращения и стратегия фрезерования коррелируют с силой  $Ph$ , причём стратегия фрезерования имеет более сильную корреляцию с силой по сравнению с подачей и частотой вращения.

Доверительный интервал  $[Ph_{\text{оп}} - Cl_{\text{ce}}, Ph_{\text{оп}} + Cl_{\text{ce}}]$  определяется формулой 4:

$$Cl_{\text{ce}} = \sqrt{F_{\alpha}(1, n) \times V_e \times \left[ \frac{1}{n_{\text{eff}}} + \frac{1}{R} \right]} \quad (4)$$

где  $F_{\alpha}(1, n)$  – критическое значение, при  $\alpha = 0,2$ , так как степень свободы ошибки  $n = 12$ , поэтому  $F_{0,2}(1, 12) = 1,8$  [7];  $V_e = 1635$  – сумма квадратов ошибки;  $n_{\text{eff}} = 3$  – количество экспериментов при одинаковом уровне данного фактора;  $R = 3$  – количество повторений эксперимента при одинаковых параметрах. Расчёт показывает, что  $Cl_{\text{ce}} = 44$  Н. Таким образом, при повторении экспериментов по режиму A1B1C1, если значение  $Ph$  попадает в интервал  $[50 - 44, 50 + 44]$ , то есть  $[4 \text{ Н}, 94 \text{ Н}]$ , это подтверждает, что при уровне доверия 80%  $Ph_{\text{оп}} = 50$  Н достоверно.

Эксперимент показал, что метод Тагучи в многомерном анализе, сокращая количество экспериментов, хорошо отражает взаимосвязь между параметрами фрезерования и силами и позволяет точно прогнозировать оптимальные параметры обработки и оптимальные силы фрезерования. Кроме того, стратегия фрезерования (попутное или встречное фрезерование) оказывает наибольшее влияние на силы, вдоль направления подачи, и силы минимальны при попутном фрезеровании; с увеличением скорости вращения и подачи сила сначала увеличивается, затем уменьшается. При подаче  $v_f = 56$  мм/мин, скорости вращения  $n = 2000$  об/мин и попутном фрезеровании сила подачи фрезерования минимальна, и прогнозируемая минимальная сила резания  $F = 50$  Н.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Klimenov, V.; Kolubaev, E.; Kuznetsov, A.; Chumaevskii, A.; Ustinov, A.; Strelkova, I.; Rubtsov, V.; Gurianov, D.; Han, Z.; Nikonov, S.; et al. "Influence of the Coarse Grain Structure of a Titanium Alloy Ti-4Al-3V Formed by Wire-Feed Electron Beam Additive Manufacturing on Strain Inhomogeneities and Fracture // *Materials*. – 2023. – Vol. 16. – Article №. 3901. DOI: 10.3390/ma16113901.
2. Moskvina, V.; Astafurova, E.; Astafurov, S.; Reunova, K.; Panchenko, M.; Melnikov, E.; Kolubaev, E. Effect of Ion-Plasma Nitriding on Phase Composition and Tensile Properties of AISI 321-Type Stainless Steel Produced by Wire-Feed Electron-Beam Additive Manufacturing // *Metals*. – 2022. – Vol. 12. – No. 2. – Article №. 176. DOI: 10.3390/met12020176.
3. Martyushev, N.V.; Kozlov, V.N.; Qi, M.; et al. Production of Workpieces from Martensitic Stainless Steel Using Electron-Beam Surfacing and Investigation of Cutting Forces When Milling Workpieces // *Materials*. – 2023. – Vol. 16. – Article №. 4529. DOI: 10.3390/ma16134529.
4. Astafurova, E.G.; Panchenko, M.Y.; Moskvina, V.A.; et al. Microstructure and grain growth in homogeneity in austenitic steel produced by wire-feed electron beam melting: the effect of post-building solid-solution treatment // *Journal of Materials Science*. – 2020. – Vol. 55. – Pp. 9211–9224. DOI: 10.1007/s10853-020-04424-w.
5. Nalbant, M.; Gökçaya, H.; Sur, G. Application of Taguchi method in the optimization of cutting parameters for surface roughness in turning // *Materials & Design*. – 2007. – Vol. 28. – Issue 4. – Pp. 1379–1385. ISSN 0261-3069. DOI: 10.1016/j.matdes.2006.01.008.
6. Günay, M.; Yücel, E. Application of Taguchi method for determining optimum surface roughness in turning of high-alloy white cast iron // *Measurement*. – 2013. – Vol. 46. – Issue 2. – Pp. 913–919. ISSN 0263-2241. DOI: 10.1016/j.measurement.2012.10.013.
7. DanielSoper.com. (n.d.). Calculator for One-Way ANOVA Critical Values. Retrieved September 22, 2024, from <https://www.danielsoper.com/statcalc/calculator.aspx?id=4>.

## ВЛИЯНИЕ ПОЛИСИЛОКСАНОВЫХ СТАБИЛИЗАТОРОВ ПЕНЫ НА СТРУКТУРУ ЯЧЕЙКИ ПЕНОПОЛИИМИДА

Н.А. Федорова<sup>а</sup>, И.Ю. Приходько, Н.В. Березников

ООО «ИК ЦТО»

630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Инженерная, д. 20

<sup>а</sup>E-mail: fedorov.na@ikcto.ru 89231778926

**Аннотация.** Полиимидные пены (ППИ), известные как одни из лучших материалов для применения в жестких условиях эксплуатации, были разработаны для удовлетворения растущих потребностей высокотехнологичных отраслей: авиации, атомной энергетики, судостроения [1]. Данная работа посвящена созданию импортозамещающей технологии получения ППИ, с целью получения пен низкой плотности.

**Ключевые слова:** полиимидные пены, химическое вспенивание, изоцианаты.

**Abstract.** Polyimide foams (PIFs), renowned as some of the best materials for excellent performance in harsh temperature environments, have been developed to meet the increasing demands of high-tech industries. This work is devoted to the creation of an import-substituting technology for obtaining PIF, with an emphasis on obtaining low-density foams.

**Keyword:** polyimide foams, foaming method, isocyanate-based polyimide.

### Введение

Полиимидная пена (ППИ) является одной из пен с уникальным комплексом свойств: материал обладает отличной термостойкостью, химической и радиационной устойчивостью, огнестойкостью и электроизоляцией [2]. В связи с этим, такая пена широко востребована в аэрокосмической промышленности, судостроении и атомной энергетике в качестве шумо- и теплоизоляции.

Полиимид – тип полимера, основной структуры которого являются жесткие имидные кольца. Первая публикация о синтезе ароматического полиимида была опубликована в 1908 году, а вспененные полиимиды были впервые произведены и коммерциализированы компанией DuPont и Monsanto в 1960-х годах [1]. Впоследствии запуск производства коммерческих ППИ марок Solimide®, ТЕЕК® и Rexfoam® резко расширил мировой рынок теплоизоляционных материалов. Однако методы получения пенополиимидов активно исследуются и в настоящее время, так как условия процесса (химические добавки, растворитель, вспенивающий агент, температура, время реакции, влажность, примеси и т. д.) оказывают значительное влияние на реакцию полимеризации ароматических диангидридов с диаминами и на свойства получаемых пен.

Существуют несколько вариантов приготовления ППИ, основными из которых являются двухстадийный метод вспенивания порошков-предшественников и *one-pot* метод, где вспенивание происходит в результате реакции диангидрида или его производных с различными изоцианатами. Синтез и вспенивание порошков происходит следующим образом: сначала ароматический диангидрид вступает в реакцию конденсации с ароматическим диамином в апротонном растворителе с получением однородного раствора прекурсора. После того, как растворитель удаляют из раствора прекурсора,

полученная на первой стадии полиэфирная четвертичная аммониевая соль измельчается в порошок с контролируемым размером гранул. На второй стадии порошок в огнестойких формах помещают в печь, и при температуре 200-300°C происходит его вспенивание и имидизация.

По сравнению с двухстадийным методом, *one-pot* метод (или метод химического вспенивания) имеет ряд преимуществ, в числе которых простая технология и низкая стоимость [3-5]. Кроме того, он подходит для приготовления ППИ низкой плотности (менее 10 кг/м<sup>3</sup>), что особенно важно для использования материала в авиационной промышленности. Данный метод аналогичен синтезу полиуретановых пен, которые получают путем смешивания полиола и изоцианата. В процессе синтеза полиимидов группы -NCO изоцианата реагируют с ароматическим диангидридом с получением полиамидной цепи, далее в результате превращения полиамидной кислоты в полиимид, а также реакции изоцианата с водой происходит выделение CO<sub>2</sub>, выполняющего функцию пенообразователя. Химические реакции, протекающие при синтезе пенополиимидов, *one-pot*, приведены на схеме 1. Кроме углекислого газа, вырабатываемого в реакциях, могут быть задействованы дополнительные физические пенообразователи.

В качестве пеностабилизаторов в различных рецептурах получения пенополиимидов используют модифицированные силоксаны, такие как DC193, AK8805, AK8803 и т. д. С учетом необходимости разработки импортозамещающих марок ППИ, нами было исследовано влияние пеностабилизаторов, коммерчески доступных на внутреннем российском рынке, на параметры получаемых пен: плотность материала, размер и толщину стенки ячейки.

### Экспериментальная часть

Материалы: 3,3',4,4'-бензофенонтетракарбонный диангидрид (BTDA, ≥ 98%, Lean Chem CO, LTD), диметилформамид (ДМФА, хч, ООО «Экос-1»), метанол (хч, ООО «Химпром-М»), ПЭГ-600, триэтанолламин (хч, ООО «Компонент-реактив»), катализатор T9 (Zhe Jiang Honghao Technology, LTD), A33, PM-200 (Asambly Chemicals Company Limited), пеностабилизаторы SD918H, SPE2050 (SuZhou SD New Material Com, LTD), SD951, SPE2095 (Jiangsu SD Technology Co.,Ltd).

Микрофотографии срезов пеноматериалов получали с помощью универсального стереомикроскопа ADF S645 (ADF OPTICS CO., LTF).

Навеску BTDA растворяли в диметилформамиде при 115 °С, далее температуру понижали до 80 °С, добавляли расчетное количество метанола и перемешивали еще несколько часов для полноты протекания реакции этерификации. Этот раствор был промаркирован «раствор 1». «Раствор 2», состоящий из 6 г. H<sub>2</sub>O, 6,3г. ПЭГ-600, 2,5 г триэтанолламина, 0,5г. катализатора T9, 1 г. катализатора A33, и 0,88 г. пеностабилизатора, готовили смешиванием реактивов при комнатной температуре с использованием магнитной мешалки. Далее раствор 1 и раствор 2 объединяли с получением суммарного раствора предшественника полиимидов, который может храниться при комнатной температуре и атмосферном давлении.

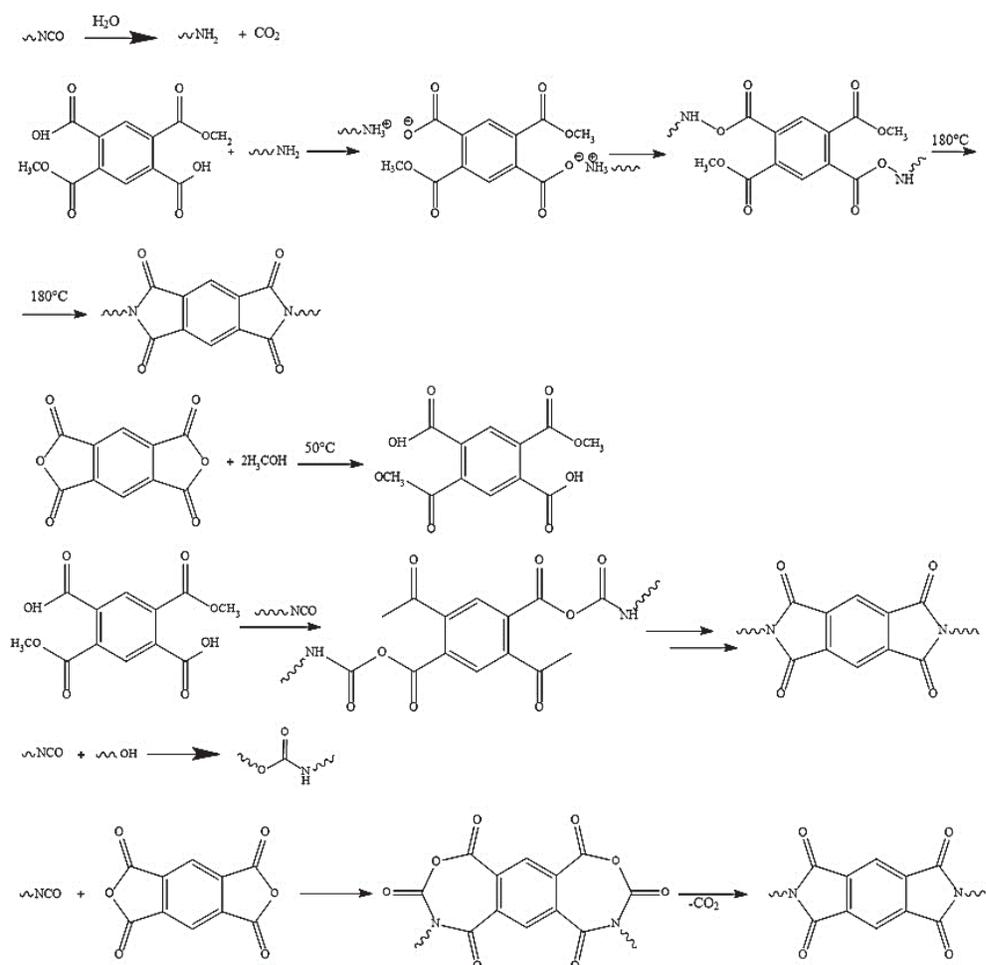


Схема 1. Основные реакции, протекающие в процессах химического вспенивания

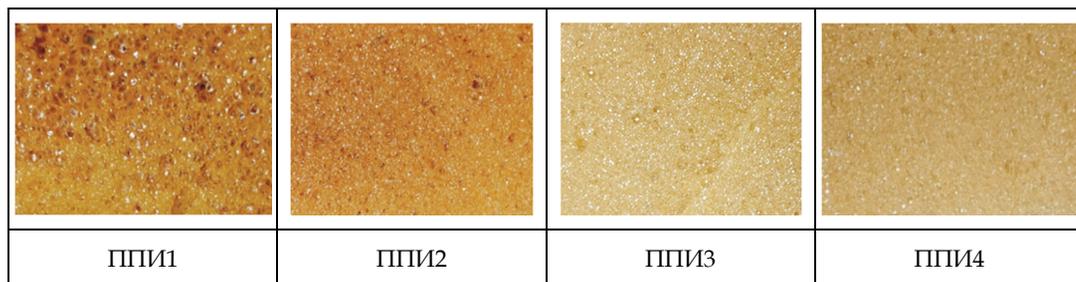
К раствору предшественника полиимида добавляли точно отмеренное количество изоцианата РМ-200 и интенсивно перемешивали механической мешалкой со скоростью около 2000 об/мин в течение 5-20 секунд. После начала интенсивного вспенивания раствор переносили в термостойкую форму и оставляли на воздухе до тех пор, пока пена не переставала быть липкой. Затем емкость с пеной помещали в муфельную печь, предварительно разогретую до  $200^\circ\text{C}$ , на 2 часа для окончания процесса имидизации.

### Результаты и обсуждение

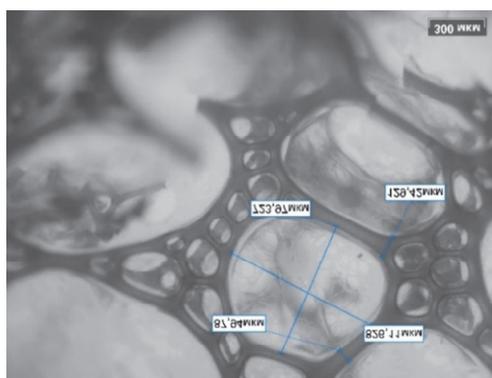
Полученные образцы ППИ1-4 представлены в табл. 1. На рис. 1 приведены микрофотографии срезов пеноматериалов, полученные при 45-кратном увеличении с помощью универсального стереомикроскопа ADF S645.

Таблица 1

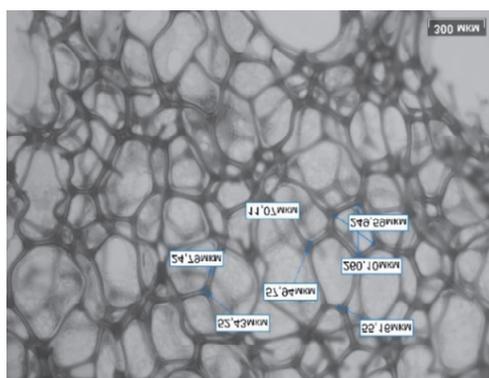
## Внешний вид образцов ППИ



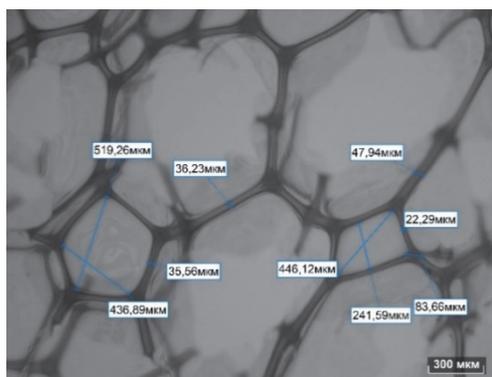
Образцы приготовлены с использованием пеностабилизаторов, соответственно: ППИ1 – SD918H, ППИ2 – SD951, ППИ3 – SPE-2050, ППИ4 – SPE 2095.



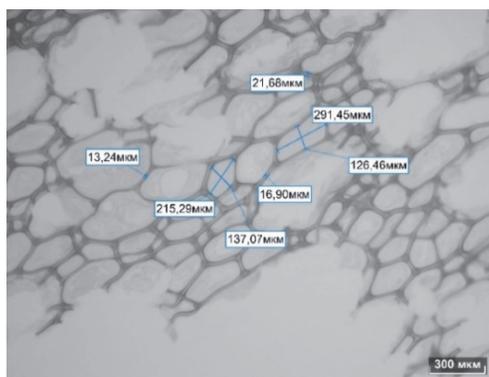
ППИ1



ППИ2



ППИ3



ППИ4

Рис. 1. Микрофотографии образцов ППИ1-4

Для каждого полученного материала была измерена плотность, а также – с помощью микроскопии – характеристики ячеек пены (см. табл. 2). При использовании SD918H в качестве пеностабилизатора в полученном образце наблюдается значительная неравномерность характера пор: присутствуют мелкие поры, с более тонкими стенками, и крупные, с толстыми стенками. Кроме этого, полученная пена – очень жесткая. Следовательно, SD918H не подходит для получения материала с требуемыми характеристиками. В случае остальных пеностабилизаторов, ППИ обладают более равномерной структурой.

Таблица 2

### Характеристики полученных образцов ППИ

Шифр образца	Пеностабилизатор	Вязкость пеностабилизатора	Плотность ППИ, кг/м <sup>3</sup>	Размер ячейки, мкм	Размер пор, мкм
ППИ1	SD918H	1600 ± 400 мПа/сек	24,7	29–30	308
				87	826
ППИ2	SD951	2000 ± 300 мПа/сек	27,2	24	249–260
ППИ3	SPE2050	600 ± 200 сСт	25,0	~35	450–500
ППИ4	SPE2095	1100 ± 300 сСт	22,8	13–21	~220

Наиболее перспективным пеностабилизатором является SPE2050. Для него дополнительно была исследована зависимость плотности получаемого ППИ от количества добавленного стабилизатора. Показано, что с увеличением содержания SPE2050 в растворе предшественника полиимида с 4,1% до 15,3% плотность возрастает, соответственно, с 22,8 до 40 кг/м<sup>3</sup>

Таблица 3

### Зависимость плотности материала от количества пеностабилизатора в растворе предшественника полиимида

Количество SPE2050, %	4,1	7,9	11,4	15,3
Плотность ППИ, кг/м <sup>3</sup>	22,8	25,8	26,8	40

### Выводы

В данном исследовании проведен скрининг ряда пеностабилизаторов пенополиимидов. Выбранные для испытания стабилизаторы являются коммерчески доступными на российском рынке. Пеностабилизатор, как и предполагалось, оказывал значительное влияние на свойства получаемого материала: от него зависят размер и однородность пор, а также жесткость полимерной пены.

Плотность полученных пенополиимидов на данном этапе исследований остается достаточно высокой. Было установлено, что можно снизить плотность ППИ, уменьшая

содержание пеностабилизатора в растворе предшественника полиимида. Для достижения целевых показателей плотности, менее 10 кг/м<sup>3</sup>, необходимы дальнейшие исследования, направленные на подбор условий вспенивания и рецептуры раствора 2, а также температуры и длительности процесса имидизации.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ИСТОЧНИКОВ

1. Liu H., Wang X., Antwi-Afari M.F., Mi H.-Y., Liu Ch. A state-of-the-art review of polyimide foams research // Construction and Building Materials. – 2024. – № 437. – P. 1–24
2. Yao Y., Zhang G., Li J., Wang A., Shi X. Effects of 4,40-diaminodiphenyl ether on the structures and properties of isocyanate-based polyimide foams // J. Appl. Polym. Sci. – 2017. – P. 46029.
3. Tian H., Yao Y., Liu W., Wang K., Fu L., Xiang A. Polyethylene glycol: An effective agent for isocyanate-based polyimide foams with enhanced foaming behavior and flexibility // High Performance Polymers. – 2018. – P. 1–10.
4. Sun G., Liu L., Wang J., Wang H., Xie Zh., Han Sh. Enhanced polyimide proportion effects on fire behavior of isocyanate-based polyimide foams by refilled aromatic dianhydride method // Polymer Degradation and Stability. – 2014. – №110 – P. 1–12
5. POLYIMIDE FOAMS: пат. US 7541388B2/ Vazquez J. M., Cano R.J., Jensen B.J., Weiser E.S; заявл. 05.05.2005; опубл. 02.06.2009, 10 p.

## ИМПУЛЬСНАЯ ЛАЗЕРНАЯ ОБРАБОТКА МЕТАЛЛОВ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ИХ МЕХАНОСТОЙКОСТИ И СНИЖЕНИЯ ТРЕНИЯ

<sup>1,2</sup>Н.И. Смирнов<sup>а</sup>, студ., <sup>1</sup>Е.А. Баранов, к.ф.-м.-н., <sup>3</sup>А.И. Попелюх, д.т.н.,  
<sup>1</sup>С.В. Старинский, д.ф.-м.н.

<sup>1</sup>Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе  
630090, Россия, Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 1

<sup>2</sup>Новосибирский государственный университет  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Пирогова, 1

<sup>3</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630078, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>а</sup>E-mail: n.smirnov3@ya.ru

**Аннотация.** Высокое трение между поверхностями негативно сказывается на техническом состоянии механизмов двигателей, а также на их КПД. В данной работе предлагается использовать лазерное микроструктурирование поверхностей трущихся деталей при помощи ультракоротких (фемто- и пикосекундных) лазерных импульсов для повышения триботехнических свойств стальных деталей. На поверхности трения был сформирован различный рельеф в виде паттернов, состоящих из точек, линий, ромбов с разной плотностью структур. Проведены трибологические испытания в условиях смазывания авиационным керосином. Наилучший результат показал паттерн «продольные линии». В этом случае снижение коэффициента трения было стабильным и составило около 30%, износ поверхности также был минимальным.

**Ключевые слова:** лазерная обработка, фемтосекундный лазер, коэффициент трения.

**Abstract.** High friction between the surfaces negatively affects the technical condition of the engine mechanisms, as well as their efficiency. In this paper, laser microstructuring of the surfaces of rubbing parts using ultrashort laser pulses (femto-, picosecond) is proposed. Various patterns (dots, lines, rhombuses) with different densities of structures were created. Tribological tests were carried out in the conditions of aviation kerosene. The best result was shown by the "longitudinal lines" pattern, the reduction in the coefficient of friction was stable and amounted to 30%, and wear was minimal.

**Key words:** laser processing, femtosecond laser, coefficient of friction.

### Введение

Трение является физическим явлением, которое проявляется во множестве сфер человеческой деятельности и выполняет разнообразные функции. В некоторых случаях высокий коэффициент трения может быть предпочтительным, например, для обеспечения надежного сцепления с поверхностью. Однако в большинстве случаев стремление к снижению трения обусловлено его отрицательным воздействием на коэффициент полезного действия (КПД) механизмов, что приводит к их перегреву и увеличению износа. В современном мире разработано множество технологий, направленных на уменьшение трения между поверхностями. К ним относятся подбор рациональных материалов трущихся пар с минимальным коэффициентом (1), использование смазочных материалов природного или искусственного происхождения (2), нанесение

покрытий из веществ, обладающих антифрикционными свойствами (3), а так же разработка и применение более совершенных конструкций узлов трения, например замена обычных втулок скольжения на подшипники качения. Все эти мероприятия способствуют снижению трения и улучшению эксплуатационных характеристик механизмов.

Проблема значительного трения поверхностей является особенно актуальна в области автомобильного и авиационного двигателестроения. Снижение коэффициента трения способствует увеличению срока службы агрегатов, предотвращает их перегрев и позволяет добиться существенной экономии топлива. В условиях современного мира, где автомобильные и авиаперевозки играют ключевую роль, даже небольшая экономия топлива (в несколько процентов) может оказать значительное влияние на экономические показатели и экологию.

В данной работе рассматривается метод лазерной обработки поверхностей с использованием фемто- и пикосекундных лазерных импульсов (4, 5). Основная цель данного подхода заключается в контролируемом изменении морфологии поверхности подвижных элементов (6, 7), а также в обеспечении необходимых условий смачивания, что позволяет снизить или полностью устранить образование зон сухого трения, способствующих локальному износу деталей. В литературных источниках представлено множество исследований, посвященных изменению морфологии поверхности чистых металлов и сплавов с целью улучшения их трибологических характеристик. Однако в литературе практически не встречаются данные о триботехнических свойствах металлических элементов, с поверхностью, текстурированной лазерным излучением, в условиях смазывания чистым авиационным топливом.

### Материалы и экспериментальные методы

В настоящем исследовании использовались колодки из стали марки 95X18, упрочненные закалкой с отпуском до твердости 56 HRC. Коррозионная сталь такого химического состава и твердости часто применяется для изготовления деталей двигателей. Поверхность колодок была обработана с помощью лазера AVESTA TETA20H, с длиной волны 1032 нм и максимальной мощностью 3 Вт. Длительность лазерного импульса варьировалась от 220 фс до 10 пс. В результате обработки на поверхности колодок были созданы различные паттерны, состоящие из точек (образцы № 2-1, 2-2, 3-2), продольных линий (№ 4-1, 4-2, 5-1), поперечных линий (№ 6-1, 6-2) и ромбов (№ 9-1, 9-2), а также паттерны с различными расстояниями между элементами структуры (см. рис. 1).

Для определения коэффициента трения использовался трибологический стенд ИИ 5018, реализующий схему нагружения «диск-индентор». В данном эксперименте плоская колодка находилась в контакте с диском (см. рис. 2). Нижняя часть диска была погружена в авиационный керосин. Испытания проводились при нагрузке на колодку в 200 Н и частоте вращения 200 об/мин, продолжительность каждого испытания составляла 1 минуту. Данные, полученные в ходе измерений на стенде, фиксировали с помощью видеокамеры, затем оценивали геометрические размеры лунки изнашивания. Величина коэффициента трения определялась на стенде в автоматическом режиме.

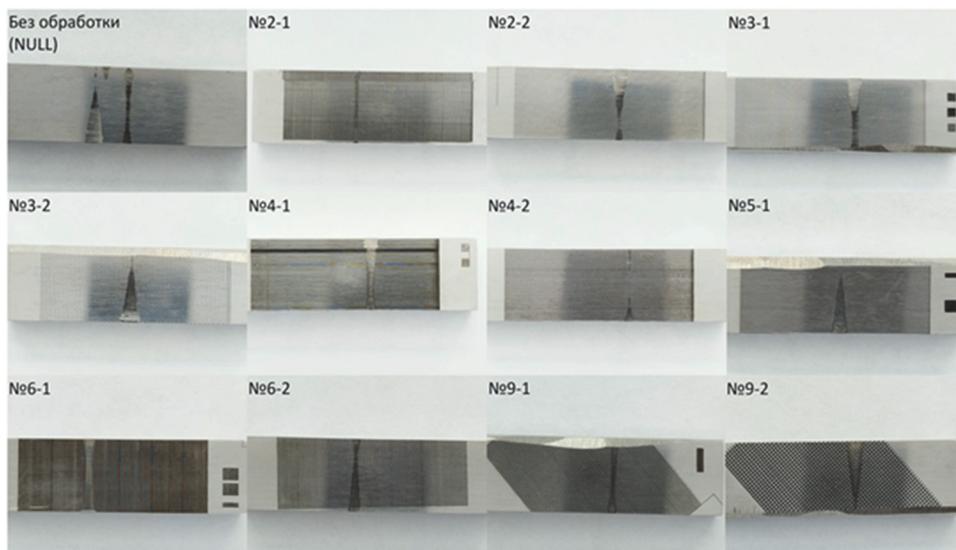


Рис. 1. Фото образцов с различным рельефом после трибологических испытаний

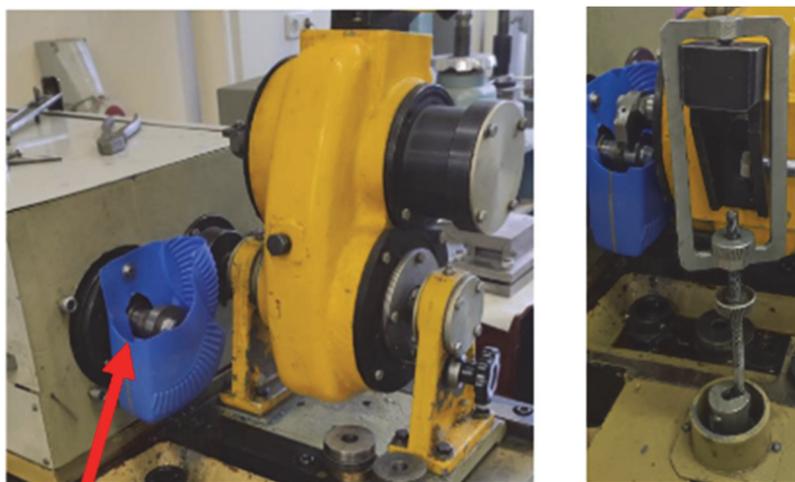


Рис. 2. Фото трибологического стенда ИИ 5018

### Результаты и обсуждения

В результате испытаний поверхностей с различной текстурой на поверхности основным измеряемым параметром, являлся коэффициент трения. Динамика изменения данного коэффициента и при различном времени испытаний представлена на рис. 3.

В качестве контрольной поверхности для сравнения использовалась модифицированная шлифованная поверхность колодки (NULL\*). Наихудшие результаты продемонстрировали поверхности с паттерном «точки», где коэффициент трения изменялся

незначительно; такие структуры оказались неэффективными для низковязкостных смазочных жидкостей, каким является авиационный керосин. Однако данная текстура может обеспечить более высокие результаты в смазочных материалах, обладающих высокой кинематической вязкостью, например в минеральном масле. Создание на поверхности трения паттернов в виде линий обеспечивало более высокие триботехнические свойства и создавало условия как для снижения коэффициента трения на 30 %, так и стабилизации работы пары трения. Канавки благоприятно влияли на равномерность распределения смазочной жидкости по поверхности, что положительно сказалось на процессе смачивания и предотвратило образование сухих пятен, способных привести к схватыванию материала колодки с поверхностью диска. При этом поверхность с продольными канавками обладала наименьшим уровнем износа. Паттерн «ромбы» оказался наиболее нестабильным и не представляет перспектив для дальнейших исследований в данной области.

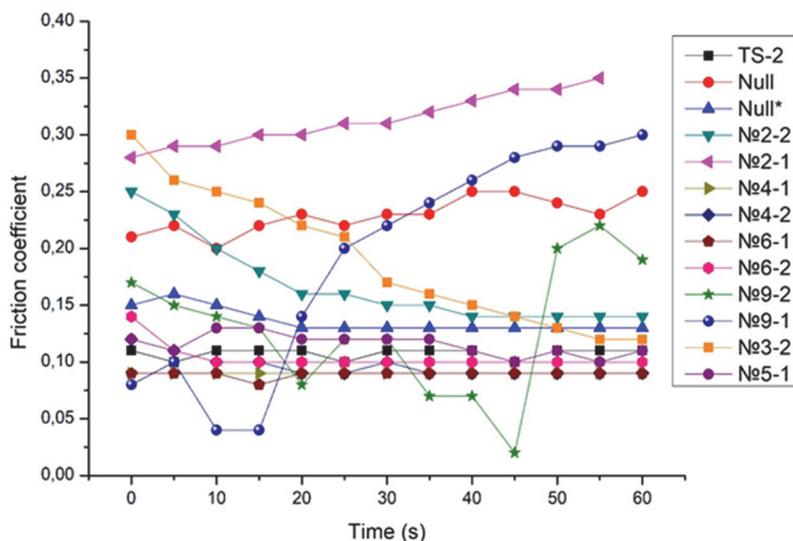


Рис. 3. Динамика коэффициента трения для поверхностей с различной микроструктурной обработкой

### Выводы

Микроструктурная модификация поверхности стальных деталей является эффективным способом снижения коэффициента трения в условиях использования авиационного керосина. Наилучшие результаты были обеспечены при формировании паттерна «продольные линии», который способствовал равномерному распределению смазочного материала по поверхности колодки, снижал вероятность образования сухих пятен. В результате зафиксирован минимальный износ данных поверхностей и снижение коэффициента трения на 30% по сравнению с образцами, не подвергавшимися обработке. Следует отметить, то паттерны другого типа могут так же оказаться

эффективными при применении более вязких смазочных жидкостей либо при изменении параметров рельефа. Таким образом, лазерная обработка поверхностей представляет собой перспективный подход к снижению трения и может служить основой для разработки более сложных комбинированных методов модификации, направленных на повышение триботехнических свойств материалов.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Nosko A.L., Safronov E. V., Soloviev V. A.* Study of friction and wear characteristics of the friction pair of centrifugal brake rollers // *Journal of Friction and Wear.* – 2018. – Т. 39. – С. 145-151.
2. *Lee C. G. et al.* A study on the tribological characteristics of graphite nano lubricants // *International journal of precision engineering and manufacturing.* – 2009. – Т. 10. – С. 85-90.
3. *Ramalingam S.* Tribological characteristics of thin films and applications of thin film technology for friction and wear reduction // *Thin Solid Films.* – 1984. – Т. 118. – №. 3. – С. 335-349.
4. *Bonse J. et al.* Femtosecond laser texturing of surfaces for tribological applications // *Materials.* – 2018. – Т. 11. – №. 5. – С. 801.
5. *Amanov A. et al.* The influence of bulges produced by laser surface texturing on the sliding friction and wear behavior // *Tribology International.* – 2013. – Т. 60. – С. 216-223.
6. *Zhang J. et al.* Laser surface texturing of stainless steel– effect of pulse duration on texture's morphology and frictional response // *Advanced Engineering Materials.* – 2019. – Т. 21. – №. 3. – С. 1801016.
7. *Huang J., Yang S.* Investigation on anisotropic tribological properties of superhydrophobic/superlipophilic lead bronze surface textured by femtosecond laser // *Applied Surface Science.* – 2022. – Т. 579. – С. 152223.

## РАЗРАБОТКА ЛЕГКИХ ШАРНИРНЫХ НАКОНЕЧНИКОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА ДЛЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

А.А. Мешков<sup>а</sup>, асп., Т.О. Черкашин, студ., И.Д. Зверков, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет*

*630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

*<sup>а</sup> E-mail alexsandermeshkov@mail.ru*

**Аннотация.** В настоящее время существует проблема отсутствия в свободной продаже шарнирных наконечников и шаровых опор в должном количестве и с необходимым качеством. Все доступные изделия выполняются из стали и имеют завышенную прочность и/или избыточную массу. Разработка наконечников собственной конструкции из алюминиевого сплава с применением износостойкого МДО покрытия должна частично решить эту проблему и создать альтернативу для инженеров, при проектировании пространственных рычажных систем. Кроме этого, разработка имеет потенциал коммерциализации.

**Ключевые слова:** шаровый наконечник, МДО-покрытие, подшипник скольжения, проводка управления.

**Abstract.** Nowadays, all existing rod end bearings are made of steel. They are overweight and costly, and they are not always commercially available. This type of bearing is widely used in three-dimensional mechanisms, to prevent jamming and compensate for inaccuracies. We offer an aluminum alloy rod end bearing with a protective MDO coating, this solution allows for decreased cost and manufacturing time.

**Keywords:** rod end bearing, spherical plain bearing, micro-arc oxidation (MAO), control linkage.

Шарнирные наконечники – изделия, в конструкцию которых входят сферический подшипник скольжения и сам наконечник, состоящий из проушины под подшипник и ножки для закрепления на тяге. Дополнительно некоторые типы наконечников снабжены ниппелем для подачи смазки, а некоторые резиновым уплотнением.

Шарнирные наконечники обладают возможностью восприятия радиальных и осевых нагрузок, возможностью самоцентрирования, способны нивелировать неточности при сборке агрегата, компенсировать отклонения при его работе и позволяют избежать изгибающих напряжений в элементах конструкции. Они используются в конструкции пневмо- и гидроцилиндров, в механизмах швейного, пищевого, упаковочного оборудования, а также в механических системах управления в сферах авиа-, судо-, автомобилестроения, робототехнике. Потребность в данных изделиях растет, особенно в реалиях активного проектирования беспилотных систем.

На данный момент наиболее распространенной конструкцией является наконечник (рис. 2), состоящий из: проушины с ножкой, шарика, бронзовой втулки, охватывающей шарик, и полимерного вкладыша (например, из фторопласта или тефлона) между шариком и втулкой. В качестве материала проушины используется сталь, применение которой ведет к избыточной прочности и массе. Кроме этого, форма шарика,

а именно его малая ширина, требует установки дополнительных шайб между шариком и ответной вилкой, для увеличения его угла перекоса [5].



Рис. 1. Примеры массового использования шарнирных наконечников – рука-манипулятор (слева) и рычажный многофункциональный модуль (справа) [<https://cognibotics.com>]



Рис. 2. Шарнирный наконечник тяги  
(с внутренней и внешней резьбой)

Альтернативой закаленной стали в качестве подшипника скольжения может послужить твердая корундовая корка, полученная на поверхности детали из алюминиевого сплава методом МДО. [4] Такой метод поверхностного упрочнения деталей механизмов уже начинает применяться в промышленности для защиты от износа пар трения и защиты от коррозии запорной арматуры и рабочих колес насосов. [3] Получаемая непосредственно после покрытия поверхность обладает высокой шероховатостью, а в совокупности с высокой твердостью, такая поверхность способна как «наждачка» абразивно уничтожить вторую деталь пары трения. Поэтому важным этапом является качественная шлифовка поверхности и сохранение ее правильной формы, в противном случае, на этапе приработки пары трения будет наблюдаться износ второй детали с последующим образованием избыточных зазоров и люфтов.

Для коллектива СКБ ФЛА НГТУ эта проблема оказалась актуальна при проектировании проводки управления для самолета «Сарма-2», когда появилась потребность в легких наконечниках, обеспечивающих функционирование рычажной системы, обладающих коррозионной стойкостью и низкими требованиями к обслуживанию.

Изделие было решено выполнить из алюминиевого сплава с применением МДО покрытия, основываясь на том, что по подобной технологии ранее получали цилиндрические подшипники скольжения для двигателя ЗК-4000. [1] Форма шарика была доработана, по сравнению с типовой, к сферическому телу по бокам добавились два цилиндрических пояска, увеличивших угол перекоса без внесения в конструкцию дополнительных мелких деталей.

В ходе работ над наконечником был создан двумерный макет, моделирующий процесс обжатия шарика в обойме, на этом макете была определена форма индентора, необходимого для внедрения в обойму. Также была предварительно оценена сила обжатия, которая в реальных условиях оказалась больше расчетной [2].

Первоначальная оценка показала, что потребуется усилие в 2 тонны статической нагрузки. Реализовав данное усилие на ручном прессе, не удалось деформировать материал на необходимую величину, ударная нагрузка хоть и позволила обжать шарик внутри обоймы, но результаты были неконтролируемые. Именно поэтому процесс обжатия был возложен на гидравлический пресс, изготовленный на основе гидравлического домкрата (рис. 3).

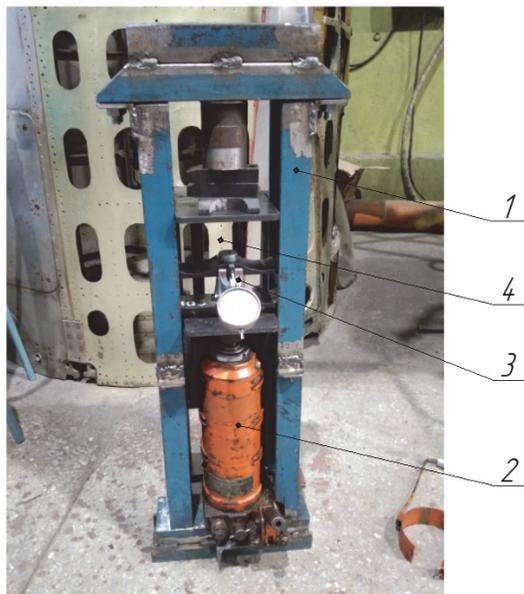


Рис. 3. Гидравлический пресс, изготовленный для обжатия шарика в наконечнике:

- 1 – рама; 2 – гидравлический домкрат;  
3 – датчик силы; 4 – направляющие

Процесс изготовления наконечника состоит из следующих операций:

- 1) Механическая обработка проушины и шарика (точение, фрезерование);
- 2) Создание на поверхности шарика защитного слоя методом МДО;
- 3) Черновая обработка покрытой поверхности шарика, для снятия технологического слоя покрытия;
- 4) Чистовая шлифовка рабочей поверхности шарика в сферической оправке с добавлением пасты, содержащей алмазный порошок;
- 5) Нанесение на поверхность шарика твердого смазочного покрытия;
- 6) Обжатие шарика внутри проушины на специальной оснастке в гидропрессе;
- 7) Приработка шарика к обойме для обеспечения его нормальной подвижности.

Имеющаяся оснастка и усилие гидропресса позволяют изготавливать наконечники с диаметром под болт 6 и 8 мм. Фото одного из типов наконечников представлено на рис. 4.



Рис. 4. Алюминиевый шарнирный наконечник

В ходе изготовления партии наконечников подтвердилась необходимость в снижении шероховатости поверхности путем шлифования. Невыполнение данной операции приводит к быстрой приработке и последующим изнашиванием мягкой обоймы. Для дополнительного заполнения микропор на поверхности шарика, он покрывался твердым смазочным составом. При обжатии шарика, металл обоймы оказывал давление на твердую смазку, тем самым вдавливал ее в неровности поверхности, основную массу состава выдавливало к боковым сторонам проушины. При выполнении вышперечисленных действий повышалось качество сформированной поверхности внутри уха, поэтому приработка велась медленно. Для ускорения процесса было сделано специальное устройство, приводимое в движение электромотором.

Дальнейшее совершенствование наконечника возможно за счет автоматизации и совершенствования процесса шлифования поверхности, оптимизации конструкции

и поиска «удачных» пар трения, подверженных минимальному износу и способных к самосмазыванию.

Метод МДО является уникальным способом упрочнения и повышения износостойкости деталей из алюминиевых сплавов. Применение этой технологии в данном узле позволяет создать надежную пару трения, защищенную от коррозии, а использование алюминиевых сплавов снизить его массу и удешевить обработку.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Зверков И.Д., Коваль Н.А., Рогов А.Б. Внедрение технологии плазменно-электролитического оксидирования в разрабатываемый авиационный поршневой двигатель // Сборник докладов XI конференции по амфибийной и безаэродромной авиации «Гидроавиасалон – 2016» (Геленджик, 23-24 сентября, 2016.). Москва 2016. – С. 186 –191.

2. Попов В.Л. Механика контактного взаимодействия и физика трения. От нанотрибологии до динамики землетрясений. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 352 с.

3. Применение технологии микродугового оксидирования для формирования защитных покрытий URL: <http://mdoceramica.ru/chto-takoe-mdo> (дата обращения: 15.09.2024).

4. Dong Yuting, Liu Zhiyang, Ma Guofeng The research progress of micro-arc oxidation of aluminum alloy / 2019 International Conference on Applied Chemistry and Industrial Catalysis 15-17 November 2019, Shenzhen, China. – IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, V. 729.

5. Aurora bearing company: rod ends bearing and racecars // Bearing catalog URL: [www.auro-rabearing.com](http://www.auro-rabearing.com) (дата обращения: 15.09.2024).

## ВЛИЯНИЕ НЕКОТОРЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ПРОЦЕСС ЭКСТРУЗИИ С КОНСТРУКЦИЯМ ШНЕКОВ

А.Г. Гусейнов, д.т.н. проф., В.А. Абасов, д.т.н. проф, Ш.Н. Асадов, к.т.н. доц.,  
а.Ч.М. Мамедов, к.т.н. доц., А.Ф. Керимов, ассист.

*Азербайджанский Технический Университет  
411073, Азербайджан, г. Баку, проспект Г. Джавид, 25  
a.cingiz.memmedov@aztu.edu.az*

**Аннотация.** В статье рассмотрены некоторые параметры получения высококачественной продукции при производстве деталей машин из прецизионных композиционных материалов в зависимости от выбора как главного органа движения существующих конструкций червячного шнеков, конструктивные элементы термопластавтомата и ее главного органа движения, головки шнеков, влияние скорости вращения на технологических параметрах, на давление впрыска, на температуры плавления и на текучести производимых изделий из композитного материала прецизионных деталей машин.

**Ключевые слова:** червячный шнек, термопластавтоматы, экструзия, головки шнеков, сопло шнека

**Abstract.** The article considers the main and most important reasons for obtaining high quality products in the production of machine parts from precision composite materials depending on the choice of the main movement organ of the worm screw, the influence of some parameters on the extrusion process with the designs of conventional screws, the design elements of the injection molding machine and its main movement organ, the screw head, the influence of the rotation speed on the technological parameters, on the injection pressure, on the melting temperature and on the flow properties of manufactured products from composite material of precision machine parts

**Key words:** worm screw, injection molding machines, extrusion, screw heads, screw nozzle.

### Введение и актуальность

Одной из основных и важнейших причин получения высококачественной продукции при производстве деталей машин из прецизионных композиционных материалов является правильный подбор технологического оборудования в соответствии с назначением производства в этой области и поддержание параметров обработки на должном уровне. Высокий уровень. В качестве оборудования, выбранного по назначению и технологическим особенностям производства и составляющего производственное преимущество, в основном используются экструдеры, экструзионные машины и оборудование, широко применяемое в массовом и серийном производстве прецизионных композитных деталей машин. Термопластавтоматы для процесса экструзии (рис. 1) сильно отличаются от экструдеров по своим технологическим и параметрическим характеристикам, которые напрямую влияют на изготовление точных деталей машин и параметры качества получаемого продукта на пример на рисунке 2 [1, с. 124–127], [3, с. 312–317].



Рис. 1. Термопластавтомат TP-125

Технологический процесс экструзии является непрерывным процессом, поэтому основными параметрами, необходимыми для производства универсальных и специальных конструкций прецизионных деталей машин из композиционных материалов на литьевых машинах, считались следующие:

- конструктивные переменные экструдера и головки;
- переменные технологического процесса, условия, при которых протекает процесс: скорость вращения шнека, температура в рабочих зонах цилиндра, головки и т. д.;
- свойства обрабатываемого композиционного материала: вязкость, плотность, теплофизические свойства и т.д.;

На рис. 2 приведены общий вид некоторых изготовленных детали ПВХ на термопластавтомате TP-125.



Рис. 2. Полученные прецизионные композитные материалы шнеками экструдера и головки

Установлено что в процессе экструзии, может быть получен с дефектами при их производстве (рис. 2). На дефекты оказывает влияние температура нагревательного цилиндра по зонам; производительность; давление, создаваемое винтами; температура

экструдата; энергопотребление и т. д. [4, с. 330–331] При работе экструзионной установки все эти параметры взаимосвязаны, и изменение одного из них вызывает соответствующее изменение других элементов:

- а) изменение температурного режима по зонам;
- б) изменение скорости с помощью ходового винта (рис. 3).



Рис. 3. Схема червячного шнека

Производственный процесс и исследования показывают, что основной рабочей частью термопластавтомата является червячный винт, который выполняет следующие функции:

- устройство захватывает гранулы композиционного материала, поступающие в нагревательный цилиндр из загрузочного бункера, и передает их из зоны загрузки в головку нагревательного цилиндра;
- осуществляет плавление гранул, интенсивное перемешивание сплава, его гомогенизацию и сжатие, в результате чего из сплава удаляется воздух;
- создает необходимое давление в сплаве для впрыска его в литевную форму.

В процессе работы пластифицирующего и литевого оборудования червячный винт подвергается большим нагрузкам. Он передает высокий крутящий момент, подвергается деформациям сжатия и износу из-за трения о стенку цилиндра и обрабатываемый материал. При обработке некоторых композитов в этих случаях шнек подвергается воздействию агрессивных сред, что требует от шнека высокой коррозионной стойкости; Поскольку технология производства червячных винтов достаточно сложна, материал для их изготовления должен обладать хорошей обрабатываемостью. Производительность одного шнека зависит от конструкции зоны дозирования. Следует отметить, что короткая зона дозирования при большой глубине резания приводит к низкой производительности из-за неравномерного нагрева всей толщины сплава и повышенного сопротивления плавлению на выходе. Шнек с длинной зоной дозирования и малой глубиной резания, независимо от выходного сопротивления, имеет высокую производительность. Поэтому длину зоны дозирования принимают равной глубине резания шнека, когда она постоянна.

Степень сжатия  $K_c$ , отношение объема шнекового канала в зоне загрузки (питания), к объему шнекового канала в зоне дозирования длиной одного шага принимают:

$$K_c = V_n / V_D,$$

где  $V_n$  и  $V_D$  – объемы шнекового канала в зонах подачи и дозирования соответственно. Рабочая зона шнеков машин для экструзии термопластов выполнена на постоянной или даже монотонно увеличивающейся глубине к концу шнека. Их длина равна  $(12+16)D$ , а степень сжатия  $K_c$  варьируется от 0,8 до 1,0. Конец шнека выполнен в виде конуса с плавным углом не менее  $40-60^\circ$  или снабжен угловыми лопастями, как показано на рис. 4. Эти лопасти практически касаются внутренней конической поверхности сопла 2, предотвращая скопление наступающего расплава термопласта в этой области. Профиль этих наконечников должен соответствовать конфигурации внутренней части сопла или передней части цилиндра с материалом.

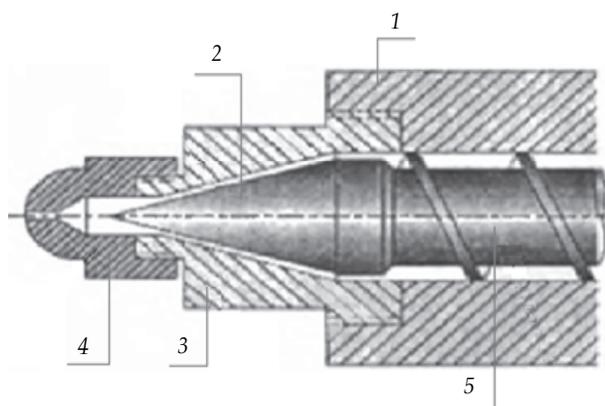


Рис. 4. Пример открытого сопла шнека:

1 – корпус; 2 – сопло; 3 – втулка; 4 – головка; 5 – шнек

*Плавка, гомогенизация и дозирование сплава* Эту операцию проводят через равные промежутки времени и с фиксированной скоростью вращения шнека для каждого конкретного изделия. Плавление полимера происходит за счет передачи тепла от нагретых стенок цилиндра, а также диссипации энергии мягкого течения сплава и трения гранул. Во время литья сплавов червячный винт не вращается, поэтому нагрев окатышей происходит только за счет теплопередачи.

*Закрытие формы и заполнение узла впрыска.* После завершения операции снятия отливки, сделанной в предыдущий период, закрывающий механизм срабатывает после окончания намеченной паузы. Закрытие формы происходит в результате перемещения подвижной плиты термопластавтомата вместе с прикрепленной к ней частью формы и создания определенной силы.

*Инъекция сплава.* Во время впрыска (2–5 секунд), когда шнек экспоненциально движется по цилиндру в сторону носика, винтовой клапан перекрывает каналы, исключая обратное течение сплава через винтовые каналы шнека, полимера плавится под действием температуры, под действием давления попадает в формовочную полость формы через литниковую систему, начинает течь, заполняет ее и затем удерживает под давлением.

*Открытие формы и извлечение изделия.* После завершения операции охлаждения (3-5 секунд) форму открывают. Подвижная часть формы 3, прикрепленная к пластине прижимного блока, втягивается, вместе с ней выходит изделие 4 (рис. 5), выступающая часть толкателей 2 упирается в ограничитель 1 и останавливается вместе с изделием 4, а подвижная часть формы 3 дополнительно втягивается, и изделие извлекается. Одновременно со сбором урожая стержень вынимают из 5-стержневой втулки. По мере прохождения расплава через центральный стержень он попадает в отверстие в пластине противоконуса и затвердевает там. В результате образуется стержень, с помощью которого при раскрытии формы стержень извлекается из канала стержня.

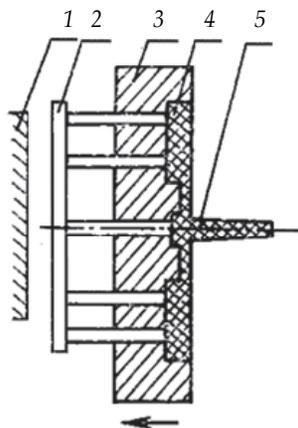


Рис. 5. Извлечение изделия толкателем:

- 1 - ограничитель; 2 - толкатели; 3 - подвижная часть формы; 4 - изделие; 5 - литник

### Основные выводы

Шнеки для переработки термопластов и реактопластов изготавливают либо на специальном оборудовании, предназначенном для механической обработки шнеков, либо на токарно-винторезных станках, у которых на суппорте вместо резца установлена фреза с приводом, обеспечивающим ее вращение. Винтовой канал фрезеруется за два или три прохода с термической стабилизацией между проходами для снятия напряжений, возникших в процессе обработки. Исследование показывает что, соответствующая конструкция полноценно не дают возможности получение соответствующий требованиям производства из композитных материалов прецизионные детали машин.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Əliyev İ.Z., Musayev S.A., Əliyev N.İ., Ağacanov R.Q. Plastik kütlələrin sintezi və analizi. Dərs vəsaiti. Bakı, 2016. – 316 s.
2. Ə.G. Hüseynov, İ.Ə. Nəzərov, Ş.N. Əsədov, E. Bağıyev. "Detalların konstruksiyası və onların hazırlanmasına texniki tələblərin araşdırılması" "Mütərəqqi texnologiyalar və innovasiyalar" mövzusunda IX Respublika ETK, 1-2 may 2024, səh. 1034-1040.

3. *Məmmədov Ç.M., Əsədov Ş.N.* Kompozitdən olan dəqiq hissələr istehsalı ekstruder maşınlarının texnoloji xüsusiyyətləri. "İnşaatin müasir problemləri" mövzusunda Beynəlxalq elmi – praktik konfransın elmi əsərlərinin toplusu. Bakı, 24 noyabr 2023-cü il, səh 328–331.

4. *Гусейнов А. Г., Аббасов В.А., Асадов Ш.Н., Мамедов Ч. М.* Основная роль и значение выбора технологического оборудование при производстве прецизионные детали из композиционного материала. Conference: d Resource Saving Technologies: Experiences and Prospects». April 18, 2024. - Kuzylorda: Korkyt Ata KU, 2024. - Pp. 329–337.

5. *Мамедов Ч. М.* Некоторые характеристики экструзионных машин для изготовления деталей из полимерных материалов // 2-я Международная научно-практическая конференция молодых ученых, аспирантов, магистров и бакалавров «Технологии, машины и оборудование для проектирования, строительства объектов АПК», Россия, г. Курск, 14 марта 2024. – ст. 97–102.

6. *Гусейнов А. Г., Аббасов В.А., Мамедов Ч. М., Асадов Ш.Н.* Основные преимущества выбора шнеков при производстве прецизионные детали из композиционного материала термопластматтам. "Mütərəqqi texnologiyalar və innovasiyalar" mövzusunda IX Respublika ETK, 1-2 may 2024, səh. 974-979.

7. *Гусейнов А. Г., Аббасов В.А., Мамедов Ч. М., Асадов Ш.Н.* Технологические особенности производства прецизионных деталей машин из композиционного материала методом экструзии // ВЕСТНИК Азербайджанской Инженерной Академии Международный научно-технический журнал. – 2024. – Том 16. №1. – ст. 31–36.

8. *Сырокоренский, И. С.* Анализ конструкций современных экструдеров / И. С. Сырокоренский. // Молодой ученый. – 2018. – № 31 (217). – ст. 36–40.

9. *Аверко-Антонович Ю.И., Бикмуллин Р.Т.* Методы исследования структуры и свойств полимеров: учебное пособие / И. Ю. Аверко-Антонович, Р. Т. Бикмуллин ; М-во образования Рос. Федерации. Казан. гос. технол. ун-т. - Казань : Изд-во КГТУ, 2002. – 604 с.

10. *Айзинсон И.Л., Восторгов Б.Е., Кацевман М.Л.* Основные направления развития композиционных термопластичных материалов / Айзинсон И. Л., Восторгов Б. Е., Кацевман М. Л. и др. – М.: Химия, 2018. – 48 с.

## ОБРАБОТКА БЫСТРОРЕЖУЩИХ СТАЛЕЙ ИМПУЛЬСНЫМ ЛАЗЕРНЫМ ИЗЛУЧЕНИЕМ

И.А. Савина<sup>а</sup>, к.т.н, доц.

*Казанский национальный исследовательский технический университет  
им. А.Н. Туполева – КАИ*

*423806 Россия, Республика Татарстан г. Набережные Челны, ул. Ак. Королева д. 1*

*<sup>а</sup>E-mail: kzn1705@mail.ru*

**Аннотация.** В работе рассмотрены вопросы улучшения эксплуатационных характеристик режущих инструментов из быстрорежущих сталей. Проведен анализ современных способов изменения свойств поверхностных слоев инструментов по заданным параметрам. Показано, что достижение заданного комплекса свойств поверхностных слоев возможно не только привычными методами, но и лазерной обработкой. На основании результатов исследования были установлены оптимальные режимы импульсной лазерной обработки быстрорежущих сталей, проводимые без оплавления поверхности.

**Ключевые слова:** быстрорежущая сталь, свойства поверхностного слоя, лазерное упрочнение.

**Annotation.** The paper considers the issues of improving the performance of cutting tools made of high-speed steels. The analysis of modern methods of changing the properties of the surface layers of tools according to the specified parameters is carried out. It is shown that the achievement of a given set of properties of surface layers is possible not only by conventional methods, but also by laser treatment. Based on the results of the study, optimal modes of pulsed laser processing of high-speed steels were established, carried out without melting the surface.

**Keywords:** high-speed steel, surface layer properties, laser hardening.

### Введение

Увеличение срока службы режущих инструментов остается важной задачей современных технологий обработки поверхностей.

Поверхности пар трения функционируют в условиях значительных температур и агрессивных сред, сталкиваясь с циклическими, знакопеременными и ударными нагрузками. Эти условия приводят к деформациям, перегрузкам, окислению и разрушению поверхностных слоев материалов. Прочностные и геометрические характеристики поверхности являются критически важными для ее износостойкости. Быстрорежущие стали находят широкое применение в металлорежущих инструментах [1] благодаря высокой вязкости и прочности по сравнению с другими материалами. Поверхностная обработка занимает ключевое место в процессе упрочнения деталей машин, оборудования и инструментов, что позволяет увеличить их долговечность и сопротивляемость к износу в 2–5 раз. Для повышения ресурса режущих инструментов используются хорошо изученные технологии, нацеленные на улучшение эксплуатационных характеристик традиционных инструментальных материалов. Это достигается через модификацию поверхностного слоя с помощью высокоэнергетических обработок и нанесения износостойких покрытий, что позволяет существенно изменить механические, электрические, тепловые и химические свойства исходного материала и его реальной поверхности.

### Основная часть

Одним из наиболее перспективных подходов к повышению эффективности режущего инструмента является упрочнение его рабочих поверхностей, что обеспечивает синергию высоких прочностных характеристик основного материала с повышенной твердостью и термостойкостью поверхностного слоя [1]. В настоящее время существует около ста различных технологий для упрочнения режущих инструментов. Почти все аспекты работоспособности определяются свойствами поверхностных слоев.

Для увеличения износостойкости активно применяются традиционные методы упрочнения, включая плазменно-дуговые технологии нанесения композиционных покрытий, механическую обработку, а также термическую и химико-термическую обработку (ХТО). Поскольку стойкость инструментального материала является комплексной характеристикой, зависящей от вязкости, прочности, твердости и теплопроводности, проводились эксперименты по упрочнению поверхностного слоя быстрорежущих сталей через такие методы, как химическое (CVD) и физическое (PVD) осаждение из паровой или плазменной фазы, а также химико-термическая и лазерная обработки [2].

Наибольшую актуальность сегодня приобретает лазерная обработка, которая используется не только для упрочнения, но и для локального восстановления изношенных зон инструментов. Существуют различные методы лазерной обработки: термическая, которая способствует высокой скорости фазовых превращений в твердом состоянии и образованию сильно пересыщенных твердых растворов; оплавление поверхности с последующей быстрой кристаллизацией расплава, что приводит к формированию мелкокристаллических неравновесных фаз; а также поверхностное легирование, например, лазерное плакирование или переплав [3]. В наше время лазерная обработка широко применяется для упрочнения инструментальных сталей и сплавов.

Для улучшения эксплуатационных характеристик режущих инструментов из быстрорежущих сталей перспективным направлением становится использование лазерных технологий, особенно лазерной закалки. Данный метод выделяется своей способностью сосредотачивать высокую энергию в обрабатываемой зоне, обеспечивать локализованное воздействие на упрочняемую поверхность, быть экологически чистым и поддерживать высокую степень автоматизации и контроля процесса. Лазерная закалка выполняется на открытом воздухе без применения вакуума или закалочных средств [4].

Высокоскоростной локальный лазерный нагрев с последующим быстрым охлаждением позволяет формировать мелкодисперсную неравновесную структуру, обладающую широким спектром свойств. При этом отсутствует механическое воздействие на обрабатываемый материал, что, совместно с легкой автоматизацией и быстрой окупаемостью оборудования, делает лазерное поверхностное упрочнение серьезным конкурентом традиционным методам обработки.

Научные исследования в этой области сосредоточены на повышении адгезии наносимых слоев, увеличении твердости покрытия и модифицированного слоя, а также снижении остаточных напряжений в обработанном слое. Однако, несмотря на успехи в разработке твердых керамических покрытий, устойчивых к различным видам износа и обладающих высокой твердостью и низкими коэффициентами трения, противостоять

разрушению основы инструмента при пластической деформации все же не удается. Обычно разрушение системы «покрытие-подложка» начинается с деформации подложки у границы раздела при значительных нагрузках. Это говорит о том, что выносливость системы зависит от свойств подложки. Для повышения работоспособности изделий с износостойкими покрытиями необходимо достигнуть баланса между внутренними напряжениями в пограничных слоях подложки и покрытия, не снижая при этом твердость и износостойкость. В связи с этим все чаще применяется комбинированная обработка инструментов [5].

Создание структурно-неравновесных состояний в поверхностных слоях инструмента методом импульсного электронно-пучкового легирования представляет собой многообещающую технологию для подготовки режущих инструментов перед нанесением износостойких покрытий [3]. В последние десять лет наблюдается активное развитие применения концентрированных потоков энергии, позволяющих достигать значительных значений поглощенной энергии на коротком временном интервале (менее 100 микросекунд). Особенно успешными оказались исследования модификации поверхностей металлокерамики с использованием импульсного электронного пучка, что позволяет существенно повысить эксплуатационные характеристики благодаря комплексным модификационным эффектам, связанным с термическими, термомеханическими и диффузионными процессами.

Данный метод обработки приводит к изменению фазового состава и дефектной субструктуры поверхностного слоя, формируя субмикронные и наноразмерные зерна (в пределах 100...200 нм). Высокие градиенты температур и термомеханические напряжения способствуют возникновению волн смещения атомов и высокой концентрации структурных дефектов, что, вероятно, является причиной появления сегрегационных явлений и интенсивного диффузионного движения атомов. Как следствие, в слое до 10 мкм выявляется разнообразие механизмов упрочнения [5].

Ключевыми факторами, влияющими на температурные профили в зоне прогрева, а также на кинетику структурно-фазовых превращений при электронно-пучковом облучении, являются плотность энергии пучка, длительность и частота импульсов. Увеличение времени импульса приводит к снижению температуры нагрева, однако глубина прогрева возрастает, что уменьшает степень расплава композиционной структуры. Напротив, повышение плотности энергии усиливает температуру и глубину нагрева. Количество импульсов облучения также влияет на глубину прогрева, при этом для каждого значения плотности энергии существует лимит региона прогрева [4].

Использование импульсного излучения дает более значительные результаты по сравнению с непрерывным, поскольку при импульсной лазерной закалке скорость нагрева в два раза превышает таковую при непрерывной обработке. Проведенные эксперименты по изучению влияния мощности и длительности импульса лазерного излучения на микротвердость стали Р6М5, как с покрытием нитрида титана, так и без него, помогли выявить преимущества лазерной обработки.

Лазерная установка, разработанная в России на базе импульсного твердотельного лазера РС, оснащена оптико-механическим блоком, механизмом подачи

и синхронизирующим устройством [6]. Она эффективно применяется для упрочнения инструментальных сталей и других термически неупрочненных материалов без изменения их геометрии. Для защиты обрабатываемой зоны от окисления предусмотрена система подачи защитного газа.

Принцип работы установки заключается в импульсной генерации мощного светового излучения, которое формируется и направляется на деталь с помощью оптической системы. Длительность импульсов варьируется от 1,5 до 4 мс, а напряжение накачки составляет от 380 до 800 В. Для оценки структуры поверхностного слоя и определения глубины термического влияния проводятся металлографические исследования.

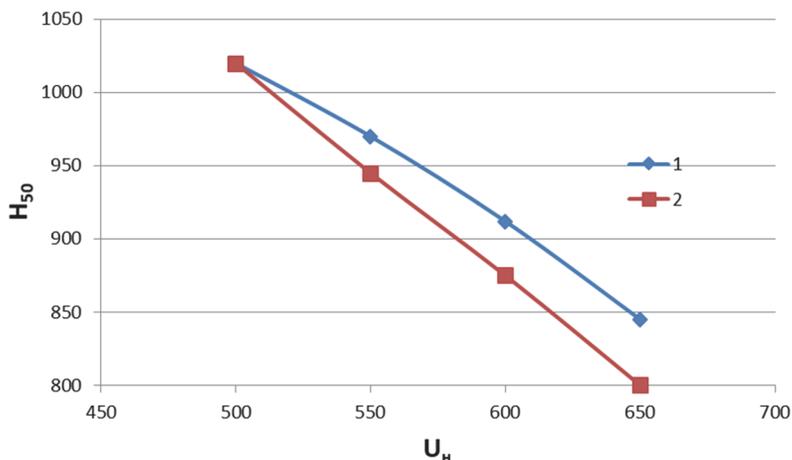


Рис. 1. Зависимость микротвердости стали Р6М5 от напряжения накачки ( $\tau = 4$  мс,  $\Delta F = 18 \times 4$ ,  $f = 20$  Гц,  $v = 3$  мм/с), 1 - на глубине 0,05 мм; 2 - на глубине 0,1 мм.

Анализ полученных данных показал, что микротвердость материала существенно зависит от длительности импульса излучения и уровня напряжения накачки. Например, при длительности импульса  $\tau = 1,5$  мс микротвердость образца на глубине 0,05 мм возрастает на 10% по сравнению с исходным значением, достигая 9,2 ГПа. В то время как при удлинении импульса до  $\tau = 4$  мс наблюдается ещё больший прирост - на 18 %, и микротвердость достигает 11 ГПа.

Тем не менее, при изучении зависимости микротвердости стали Р6М5 от напряжения накачки выявлено, что с увеличением  $U_n$  микротвердость начинает снижаться. По достижении порогового значения  $U_n > 520$  В она оказывается ниже исходного уровня. Это связано с процессом оплавления поверхностного слоя, так как с возрастанием напряжения увеличивается плотность энергии излучения.

### Заключение

Поверхностная обработка режущих инструментов сложной геометрии из быстрорежущей стали является ключевым этапом для увеличения их эксплуатационной эффективности. Такой процесс отлично реализуется с использованием роботизированных систем, основанных на лазерных технологиях. Лазерная закалка обеспечивает повышение стойкости инструмента в 2–6 раз благодаря созданию оптимальных характеристик поверхностного слоя на заданной глубине, без изменения свойств основного материала.

Перспективной стратегией для улучшения поверхностных слоев является импульсное электронно-пучковое легирование, которое создает структурно-неравновесные состояния. Это открывает новые возможности для повышения износостойкости режущих инструментов перед нанесением защитных покрытий. В результате проведенных исследований были определены оптимальные режимы импульсной лазерной обработки быстрорежущих сталей, которые осуществляются без оплавления поверхности.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Геллер Ю.А. Инструментальные стали. – М. : Металлургия, 1975. – 584 с
2. Савин И. А. Исследование характеристик износостойких покрытий, наносимых на режущие инструменты сложной формы методом катодно-ионной бомбардировки / И. А. Савин // Заготовительные производства в машиностроении. – 2012. – № 9. – С. 41–44. – EDN PBIESN.
3. Вережца А.С. Работоспособность режущего инструмента с износостойкими покрытиями. – М. : Машиностроение, 1993. – 336 с.
4. Могилевец, В. Д. Применение лазерных технологий очистки, наплавки, термообработки ковочных штампов / В. Д. Могилевец, И. А. Савин // Компетентность. – 2016. – № 5(136). – С. 43–51. – EDN WDDYUH.
5. Шапарев, А. В. Лазеры в машиностроении. Технологии / А. В. Шапарев, И. А. Савин. – Курск : Закрытое акционерное общество "Университетская книга", 2023. – 284 с. – ISBN 978-5-907776-45-6. – EDN FVZLWQ.
6. Шапарев, А. В. Лазеры в машиностроении. Оборудование / А. В. Шапарев, И. А. Савин. – Курск : Закрытое акционерное общество "Университетская книга", 2023. – 234 с. – ISBN 978-5-907776-44-9. – EDN NUFQKZ.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗНОСА И ДЕФОРМАЦИИ ЗУБЬЕВ ДИСКОВЫХ ФРЕЗ ПРИ ОБРАБОТКЕ ПРЯМОУГОЛЬНЫХ КАНАВОК ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ МЕБЕЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ ДЛЯ АВИАЦИИ

В.А. Аббасов<sup>а,1</sup>, д.т.н., проф., М.С. Насиров<sup>б,1</sup>, докторант

<sup>1</sup>Азербайджанский Технический Университет  
AZ1073, Азербайджан, Баку, Проспект Х. Кавида, 25

<sup>а</sup>E-mail: abbasov49@aztu.edu.az, <sup>б</sup>E-mail: mursal.nasirov.s@student.aztu.edu.az

**Аннотация.** В статье рассмотрены проблемы износа и деформации зубьев дисковых фрез для резания прямоугольных канавок при изготовлении мебельных деталей для авиации, особенно исследованы дисбаланс противоположных зубьев и факторы, влияющие на рост деформаций создающие дисбаланс и методы его предотвращения.

**Ключевые слова:** фрезерование, прямоугольные канавки, мебель для авиации, древесностружечные плиты, точность, дисковый фрез.

**Abstract.** The article discusses the problems of wear and deformation of the teeth of disk cutters for cutting rectangular grooves in the manufacture of furniture parts for aviation, especially the imbalance of opposing teeth and the factors influencing the growth of deformations that create the imbalance and methods for its prevention are studied.

**Key words:** milling, rectangular grooves, aviation furniture, chipboard, precision, disc cutter.

### Введение

На авиастроительстве широко применяется древесностружечные плиты различных форм, свойств и происхождения, с различными назначениями, включая как обесшумливающие, так и мебельные детали для салона самолётов. При этом качество изготавливаемых мебельных деталей для авиации, наряду с другими факторами во многом зависит от качества механической обработки, то есть фрезерование продольных и поперечных прямоугольных канавок различных размеров по ширине и глубине на древесностружечных плитах и требует высокой точности. Прямоугольные канавки, нарезанные на поверхности древесностружечных плит, предназначены для сборки отдельных элементов мебели для авиации. В этом случае качество изготовления и сборки элементов мебели для авиации во многом зависит от качества и точности фрезерования прямоугольных канавок на отдельных деталях мебели [1]. Точность и качество фрезерованных прямоугольных канавок, которые существенно воздействуют на устойчивость сборки мебельных изделий для авиации, влияет динамический и остаточный дисбаланс дисковых фрез [2]. В качестве режущего инструмента для обработки продольных и поперечных прямоугольных канавок на древесностружечных плитах при производстве мебельных деталей для авиации применяются дисковые фрезы число зубьев, которые равны на 24. Кроме того, при обработке прямоугольных канавок на древесностружечных плитах скорость фрезерования достигает до 4000 мин<sup>-1</sup>. При таком фрезеровании дисковый фрез должен быть подвергнут

на динамическую балансировку с целью уменьшения биения отдельных режущих зубьев, которые при обработке прямоугольных канавок увеличивает их ширину и глубину, что приводит к изменению геометрической формы обрабатываемой поверхности. Следует отметить, что при скоростном фрезеровании прямоугольных канавок на древесных материалах возникающие силовые и вибрационные нагрузки на шпинделе линии марки WEEKE OPTIMAT- ВНТ 500, в котором устанавливается дисковая фреза, должен обеспечивать высокую жесткость системы, способность гасить вибрации, а также обеспечить оптимальные условия отвода больших объемов древесных стружек из зоны резания.

При фрезеровании прямоугольных канавок на древесностружечных плитах при производстве мебельных деталей для авиации, на возникновение вибрации, дисбаланса и деформации режущих зубьев дисковых фрез также влияет техническое состояние системы станок-приспособление-инструмент-деталь, термомеханические вибрации возникающие в зоне резания и связанные в основном температурных деформаций дисковых фрез, регенеративные вибрации, а также технологические методы заточки зубьев дисковых фрез, то есть установлено что из-за неравномерного износа каждый зуб дисковых фрез имеют различные размеры по длине режущей кромки, что оставляют за собой волнистую поверхность по канавке – заготовке, в результате чего каждый зуб срезает слой материала переменной толщиной, а также осколы на продольных гранях прямоугольных канавок [3, 4, 5].

**Целью работы** является исследование износа и деформации зубьев дисковых фрез при обработке прямоугольных канавок для деталей мебели для авиации и определить факторы воздействия на изменения износа и деформации позволит установить взаимосвязь между линейными размерами и изнашиванием.

**Методика исследования.** Для изучения влияния износа и деформации по передней и задней поверхности зубьев дисковых фрез марки KÖNIG типа WZ TUNGSTEN HARTMETALL с геометрическими размерами: наружный диаметр 100 мм, толщина корпуса фрезы 3,0мм, количеством зубьев 24 штук, его дисбаланс осуществлялся измерением износа на каждом режущем зубе как по передней так и по задней поверхности, также проведен теоретический расчет дисбаланса по противоположным зубам. Расчет дисбаланса проведен по международному стандарту ИСО 1940-1 который имеет аналогичный стандарт РФ ГОСТ 22061-76, который использован при составлении диаграммы дисбаланса.

Для устранения дисбаланса дискового фреза использовались наиболее простой метод балансировки, то есть осуществляется статическая балансировка на двух призмах установленные строго горизонтально. На двух призмах устанавливали дисковой фрез насаженные на калиброванной оправке. Методика балансировки предусматривает после нескольких качений инструмент останавливается на призмах в положении, когда его центр тяжести займёт нижнее положение. В противоположном направлении на корпусе инструмента закрепляют груз, добиваясь уравнивания, затем находим массу груза, расстояние точки приложения груза до оси вращения. Для уравнивания с утяжеленной стороны инструмента снимается слой металла путем шлифовки.

На рис. 1 показаны прямоугольные канавки полученные с резанием дисковым фрезом имеющий неравномерный износ.

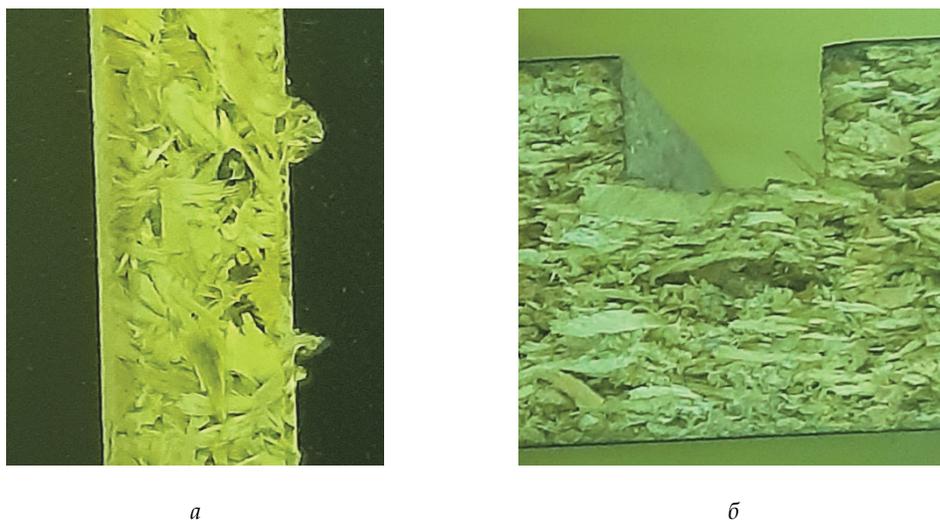


Рис. 1. Прямоугольные канавки полученные с резанием дисковым фрезом имеющий неравномерный износ

Из рисунка видно что, в продольном направлении по граням прямоугольной канавки появляются осколки, в результате затупления режущих зубьев дисковых фрез, который связан с износом и деформацией. Кроме того, в поперечном сечении прямоугольной канавки, тоже наблюдается искажение формы сечения, что тоже затрудняет операции сборке при креплении различных соединений мебельных конструкций, особенно имеющих требования высокой точности.

**Результаты исследований и их обсуждение.** Проведенными экспериментами выявлено что, из-за неравномерного износа в отдельных зубах режущего инструмента, каждый зуб теряет разные массы металла, что приводит к изменению шагов зубьев. Это происходит из-за того, что, объект исследования дисковые фрезы имеют прикосновение с неоднородным материалом – древесностружечными плитами, которые имеют неравномерную структуру, впоследствии чего зубья режущего инструмента подвергаются различным силам резания в каждом зубе.

Поэтому в каждом зубе режущего инструмента появляется разный износ, также при таком износе расстояние между зубами, то есть шаг тоже различается. Эти различия можно наблюдать на photographиях, приведенных на таблице, до и после заточки по передним и задним поверхностям. Неравномерность изнашивания при обработке деталей мебели, особенно при резании прямоугольных канавок, приводит дефектам обработки вроде осколки на гранях и также неравномерной формы поперечного сечения, впоследствии чего затрудняется процесс сборки мебели, что проявляет себя при креплении соединений различных конструктивных единиц. Наряду с этим, установлено,

что температура и влажность склада хранения ДСтП воздействуют на его поверхностную влажность, что отражается, как и при резании прямоугольных канавок для мебельных деталей, так и на изнашивании режущих зубьев дисковых пил.

Таблица 1

## Фотографии износа

Номер зуба	По передней поверхности до заточки	По задней поверхности до заточки	По передней поверхности после заточки	По задней поверхности после заточки
1	2	3	4	5
1.				
5.				
10.				
15.				
24.				

### Выводы

1. Исследования показали, что режущие зубья дисковых фрез, при обработке продольных и поперечных канавок прямоугольного сечения, подвергаются неравномерному износу, что приводит к изменению формы и размеров канавок в результате чего на гранях появляются осколки, а на сечении криво линейность, что требует разработки нового технологического процесса их заточки, позволяющий оптимизировать эксплуатационной стойкости режущих инструментов.

2. Установлено, что для обеспечения максимальной стойкости дисковых фрез, применяемых при резании прямоугольных канавок на ДСтП, необходимо учитывать дисбаланс, биение и деформации режущих зубьев, которые приводят браку на гранях и сечении.

3. Для дальнейшего изучения износа и деформации режущих зубьев дисковых фрез при резании прямоугольных канавок, чтобы определить и устранить биение и дисбаланс необходимо исследовать не только режущий инструмент, а также условия хранения обрабатываемых плит и их механические и физические свойства.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Krilek, Jozef & Ľavodová, M. & Kováč, Ján & Tichý, Branislav. Impact of Irregular Tooth Pitch of Circular Saw Blades on Power for Wood Cross-Cutting Utjecaj promjenjivog koraka zubi kružnih pila na snagu za poprečno rezanje drva. Drvna industrija, 2020 DOI: 10.5552/drvind.2020.1824.

2. Лукаш В. Т., Гриневич С. А., Гришкевич А.А., Угляница А.Н. Удельная работа резания при раскрое ламинированных древесностружечных плит (ЛДСтП) дисковыми пилами // Труды БГТУ. Лесная и деревообрабатывающая промышленность, 2013. – № 2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/udelnaya-rabota-rezaniya-pri-raskroe-laminirovannyh-drevesnostruzhechnyh-plit-ldstp-diskovymi-pilami-1> (дата обращения: 25.09.2024).

3. Мелехов В. И., Соловьев И. И., Тюрикова Т. В., Пономарева Н. Г. Повышение устойчивости дереворежущих пил термопластическим воздействием на распределение остаточных напряжений в полотне // Изв. вузов. Лесн. Журн, 2020. – № 6. – С. 172–181. DOI: 10.37482/0536-1036-2020-6-172-181.

4. Abbasov V.A., Bashirov R.J. Features of ultrasound application in plasma-mechanical processing of parts made of hard-to-process materials. Obrabotka metallov (tehnologiya, oborudovanie, instrumenty) : Metal Working and Material Science, 2022, vol. 24, no. 3, pp. 53–65. DOI: 10.17212/1994-6309-2022-24.3-53-65.

5. Сирицын А. И. Обеспечение виброустойчивости горизонтальной шлифовальной головки карусельно-шлифовальных станков с ЧПУ / А. И. Сирицын, В. Н. Башкиров, Э. В. Широких // Вестник машиностроения. – 2019. – № 1. – С. 80–84.

## ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРИ ШЛИФОВАНИИ НА НЕРОВНОСТИ ПОВЕРХНОСТИ, ВОССТАНОВЛЕННОЙ ПОКРЫТИЯМИ НА ОСНОВЕ НИКЕЛЯ

Р.Д. Баширов<sup>1</sup>, д.т.н., проф., В.А. Аббасов<sup>2</sup>, д.т.н., проф., Э.Р. Астанова<sup>3</sup>, дисс.,  
Э.Д. Рзаев<sup>4</sup>, к.т.н., доц., И.Г. Гамдуллаева<sup>5</sup>, к.т.н., доц.

*Азербайджанский Технический Университет*

*AZ 1073, Азербайджан, г. Баку, пр. Гусейн Джавида, 25*

<sup>1</sup>E-mail: rasim\_agma@aztu.edu.az, <sup>2</sup>E-mail: vaqif.abbasov@aztu.edu.az

<sup>3</sup>E-mail: e.astanova@aztu.edu.az <sup>4</sup>E-mail: elchin\_rzayev@aztu.edu.az

<sup>5</sup>E-mail: ilhame.hemdullayeva@aztu.edu.az

**Аннотация.** В статье рассматривается влияние скорости вращения шлифовального круга, вращения детали и продольной подачи на шероховатость поверхности при применении импрегнированных абразивных кругов для шлифования внутренней полости гильзы двигателей внутреннего сгорания восстановленные покрытиями на основе никеля. Полученные результаты шлифовки восстановленных внутренних поверхностей гильзы покрытиями на основе никеля с применением импрегнированных абразивных кругов позволяет получить износостойкие поверхности деталей с заданными построеными значениями.

**Ключевые слова:** скорости вращения шлифовального круга, скорости вращения детали, шлифование, импрегнирование, абразивные круги, пористость, импрегнираторы, пропитка.

**Abstract.** The article examines the effect of the rotation speed of the grinding wheel, the rotation of the part and the longitudinal feed on the surface roughness when using impregnated abrasive wheels for grinding the inner cavity of the sleeve of internal combustion engines restored with nickel-based coatings. The obtained results of grinding the restored inner surfaces of the sleeve with nickel-based coatings using impregnated abrasive wheels make it possible to obtain wear-resistant surfaces of parts with specified building values.

**Keywords:** grinding circle rotation speed, part rotation speed, grinding, impregnation, abrasive circles, porosity, impregnators, impregnation.

С применением усовершенствующих методов шлифования можно повысить эксплуатационные свойства детали или ухудшить их наличием поверхностных дефектов, в частности прожогов. Поэтому очень важна провести обработку без дефектов, повышающие эксплуатационные свойства детали и рабочего агрегата.

Как известно, износостойкие порошковые материалы, например, такие как ПГ-СР2, ПГ-10Н-0,2 в составе которых содержатся хром, железо, никель и др. труднообрабатываемые металлы, в процессе восстановления внутренней поверхности гильзы создают особый защитный металлический слой, трудно поддающийся обработке. Это происходит из-за того, что физико-механические характеристики восстановленных поверхностей отличаются от структуры подложки детали, то есть от материала, из которого изготовлена данная деталь – гильза [3, 4].

Поэтому обработка шлифованием внутренней поверхности восстановленных гильзы двигателей, представляет собой сложный технологический процесс.

В машиностроительном производстве существуют различные способы повышения эксплуатационных свойств абразивных инструментов при шлифовании. Существующие методы повышения режущей способности абразивных кругов имеют ряд недостатков, которые требуют усовершенствования [2, 8, 9].

Целью повышения физико-механических свойств напеченных слоев, разработана специальная технология, цель которой состоит в накатывании восстановленных поверхностей после индукционного центробежного напекания. Пластическая деформация нанесенного слоя сопровождается не только упрочнением, она улучшает качество соединения слоя с подложкой основного металла втулки [5, 6, 7, 10].

Анализ технологического процесса внутреннего шлифования гильзы двигателей, восстановленные порошковыми материалами марки ПГ-СР2 показал, что при предварительной обработке отверстия абразивными кругами марки 25А20ПСМ18К8БЗ в порах между абразивными зёрнами происходит налипание стружки и это приводит к засаливанию абразивного круга.

Установлено, что при шлифовании восстановленных поверхностей из порошковых материалов марки ПГ-СР2, при наличии состава до 12...18 % хрома, 5% железа, около 70 % никеля, приводит к налипанию стружки, образовавшиеся при резании отдельными абразивными зёрнами круга. Также определено, что абразивные круги из электрокорунда в процессе внутреннего шлифования напеченных поверхностей интенсивно изнашиваются, что оказывает значительное влияние на формирование точности размеров гильзы двигателей.

Импрегнированных абразивных кругах, абразивные зёрна контактируются с обрабатываемым металлом в присутствии твердой смазки импрегнаторами. Такое условие резания металлов и образование отдельными абразивными зёрнами стружки происходит с более облегчённым условием обработки. Благодаря чему значительно уменьшается контактное давление в зоне резания, что приводит к уменьшению сил резания, вследствие чего снижается износ абразивного круга и температура процесса резания.

Эксперименты показали, что при внутреннем шлифовании восстановленных гильзы двигателей, применение СОЖ приводит к резкому охлаждению контактной зоны стружкообразования и вследствие чего элементы стружки – никеля, хрома прилипают на острые грани абразивных зёрен сильно удерживаются на поверхности абразивных зёрен -прикипают. Проведенными исследованиями установлено, что применение пропитанных абразивных кругов при внутреннем шлифовании, значительно снижает прилипаемость элементов стружки на поверхность абразивных зёрен, благодаря контактным покрытием поверхностей импрегнаторами.

При этом импрегнатор активно участвует при стружкообразовании в зоне контакта, благодаря этому условия контакта и трения между абразивными зёрнами и стружкой улучшается, в следствие чего пластическая деформация в зоне резания происходит в умеренных стабильных условиях. Это позволяет уменьшить силы резания при внутреннем шлифовании восстановленных гильзы порошковыми материалами.

При импрегнировании абразивных кругов работоспособность абразивных зёрен во многом зависит от равномерности распределения импрегнатора на их поверхности

и в порах между абразивами в круге. Проведенными исследованиями установлено, что равномерность распределения импрегнатора в абразивном круге определяется степенью пористости абразивных кругов, величиной пор между зернами и технологической особенностью процесса импрегнирования [1, 8, 9, 10].

В результате импрегнирования снижается влагопроницаемость шлифовальных кругов, приобретаются гидрофобные свойства, что предохраняет инструмент от разрушающего действия водных смазочно-охлаждающих жидкостей. Использование импрегнатора, обладающего гидрофобными свойствами, при пропитке абразивного инструмента позволяет защитить поверхность зерна и пространства в порах от воздействия окружающей среды, особенно от влаги, и сохранить приобретенные инструментом новые качества длительное время, например, при хранении на складах [1, 2, 8, 9].

Эксперименты проводились для трех различных способов обработки внутренних поверхностей восстановленных гильзы двигателей. Применены следующие технологические процессы:

1. Обработка велась методом шлифования внутренней поверхности с применением СОЖ (3 % эмульсия).

2. Абразивными кругами импрегнированные существующими методами [1,2], то есть со свободным капиллярным заполнением пор абразивных кругов окунаем их в растворенный состав импрегнатора, высушенного до комнатной температуры.

3. Импрегнированными абразивными кругами предложенными нами способом, то есть абразивный круг установленный на шпинделе пропиточного станка окунается в ванну с пропиточным раствором из специального состава- импрегнатора, где происходит свободное заполнение пор между абразивными зернами, после чего импрегнированный круг поднимается из ванны и вращается со скоростью 1000 об/мин, в следствие этого из пор абразивных зерен освобождается излишки химикатов [2, 8, 10].

Проведены эксперименты по определению шероховатости обработанной поверхности при обработке внутренним шлифованием гильзы двигателей абразивными кругами, импрегнированными предложенным нами способом и составом пропиточного материала [8, 9].

Шероховатость обработанной внутренней поверхности были исследованы в зависимости от режимов обработки. Установлено, что, на шероховатость обработанной поверхности при внутреннем шлифовании гильзы двигателей значительное влияние оказывает скорость вращения цилиндра. Влияние скорости вращения детали  $V_d$  на шероховатость поверхности при внутреннем шлифовании приведена на рис. 1. Где кривая 1 показывает формирование шероховатости внутренней поверхности гильзы обычными абразивным кругом с охлаждением. Кривая 2 получена при обработке внутренней поверхности абразивным кругом импрегнированный в составе обычным способом, т.е. круг окунается в раствор и поры его насыщаются импрегнатором [2, 9], всасывая нагретый до 80–90° раствор.

При этом поры между зернами трещины в круге полностью заполняются импрегнаторами и после сушки круга импрегнаторы участвуют при шлифовании поверхности и играют роль смазочного действия между абразивными зернами и обрабатываемым материалом. Поэтому при шлифовании импрегнированными кругами силы

резания и пластическая деформация в контактной зоне значительно уменьшаются, что в свою очередь позволяет уменьшению шероховатости обработанной поверхности.

Проведенные исследования показали, что при внутреннем шлифовании гильзы импрегнированными кругами (здесь гильзы втулки восстановлены методом порошковых материалов) предложенные авторами способ позволяет значительно снизить шероховатость поверхности (рис. 1, кривая 3).

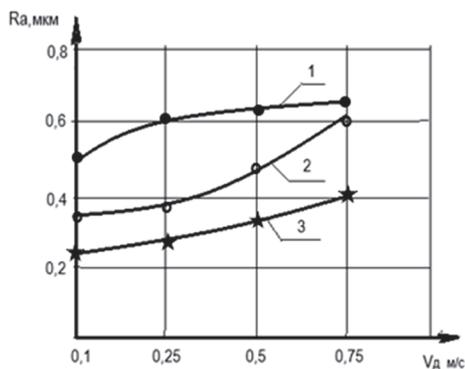


Рис. 1. Влияние скорости вращения детали  $V_d$  на шероховатость поверхности при внутреннем шлифовании:

1 - обычный абразивный круг с СОЖ; 2 - абразивный круг импрегнированный обычном способом; 3 - абразивный круг импрегнированный предложенными нами способом.  $V_{кр} = 35$  м/с,  $t = 0,003$  мм,  $S_{пр} = 0,2$  м/с.

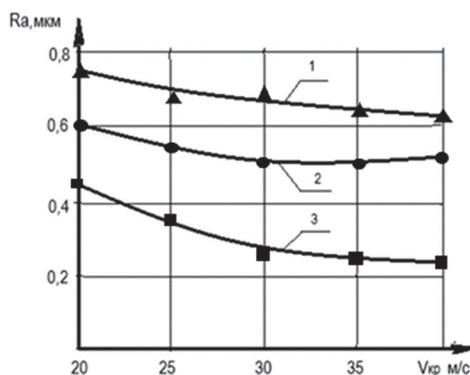


Рис. 2. Влияние скорости вращения шлифовального круга  $V_{кр}$  на шероховатость поверхности при внутреннем шлифовании:

1 - обычный абразивный круг с СОЖ; 2 - абразивный круг импрегнированный обычном способом; 3 - абразивный круг импрегнированный предложенным нами способом  $V_d = 0,5$  м/с,  $t = 0,003$  мм,  $S_{пр} = 0,2$  м/с

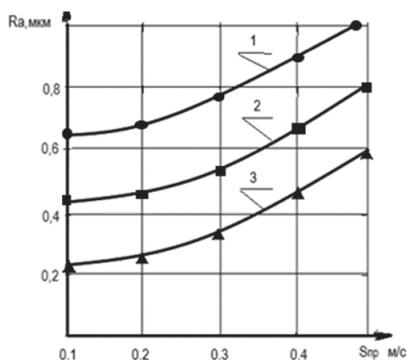


Рис. 3. Влияние продольной подачи  $S_{пр}$  на шероховатость поверхности при внутреннем шлифовании:

1 - обычный абразивный круг с СОЖ; 2 - абразивный круг импрегнированный обычном способом; 3 - абразивный круг импрегнированный предложенный нами способом  $V_{кр} = 35$  м/с,  $V_d = 0,5$  м/с,  $t = 0,003$  мм

При данном технологическом процессе, когда происходит шлифование поверхности стружка свободна размещается в этих пространствах и удаляется из контактной зоны. Эксперименты показали, что импрегнированный предложенный нами способом абразивный круг менее всего подвергается засаливанию со стороны стружки [3, 7, 9, 10].

Проведены эксперименты по определению влияния режимов обработки, в частности скорости вращения обрабатываемой детали  $V_d$ , скорость вращения абразивного круга  $V_{кр}$  и продольной подачи  $S_{пр}$  на формирование шероховатости обработки гильзы двигателей восстановленные порошковым материалом марки ПГ-СР2. Эксперименты проводились как при обычном абразивном шлифовании с применением СОЖ (кривая 1 на всех рисунках), так и при шлифовании кругами импрегнированные существующими методами (кривая 2 на всех рисунках) и кругами импрегнированными предложенный нами способом (кривая 3 на всех рисунках). Полученные результаты показаны на рис. 1, 2, 3.

Установлено, что с увеличением скорости вращения обрабатываемой детали (рис. 1) и продольной подачи (рис.3) приводят к повышению шероховатости обработанной поверхности во всех способах шлифования. Это показывает связь с кинематическим процессом шлифования.

С увеличением скорости вращения детали увеличивается длина контакта отдельных абразивных зерен, что увеличивает величины остаточных высот шероховатости на поверхности заготовки и т. д.

С увеличением скорости вращения абразивного круга, увеличивается число его оборотов, что приводит к увеличению числа при каждом контакте в течение обработки. Поэтому абразивные зерна часто встречаются на обрабатываемой поверхности. Это позволяет снизить величины шероховатости обработанной поверхности.

Проведены эксперименты по определению влияния технологических параметров, в частности скорость вращения обрабатываемой детали  $V_d$ , скорость вращения абразивного круга  $V_{кр}$  и продольной подачи  $S_{пр}$  на формирование шероховатости обработки гильзы двигателей восстановленные порошковыми материалом марки ПГ-СР2.

Эксперименты проводились как при обычном абразивном шлифовании с применением СОЖ, так и при шлифовании кругами импрегнированные существующими методами и кругами импрегнированными предложенный нами способом.

Установлено, что увеличение скорости вращения обрабатываемой детали и продольной подачи приводит к повышению шероховатости обработанной поверхности во всех способах шлифования.

Выявлена связь с кинематическими процессами шлифования, где с увеличением скорости вращения детали, увеличивается длина контакта отдельных абразивных зерен, а это увеличивает величину остаточных высот шероховатости на поверхности заготовки и т. д. Установлено, что с увеличением скорости вращения абразивного круга во всех способах обработки уменьшается высота шероховатости внутренней поверхности гильзы.

Проведенные исследования показали, что при внутреннем шлифовании гильзы восстановленные порошковыми материалами и импрегнированными кругами позволяет снизить шероховатость примерно на 1,5-1,8 раза.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Аббасов В.А., Гамбарова Г.М. Состав для пропитки абразивных кругов. Патент Азербайджана № I20010031 от 22.01.2001 г.
2. Аббасов В.А., Гашимов Г.А., Гамбарова Г.М. Способ пропитки абразивных кругов. Патент Азербайджана № I20010032 от 22.01.2001 г.
3. *Bashirov, R.J.* Metallographic study of the layer of sintered centrifugal induction nozzle sleeve diesel. *Sci. Works AGMA* 2, 45–49 (2004)
4. *Bashirov, R.J.* Metallographic study of the layer, sintered by centrifugal induction method and hardened by rolling rollers. *Sci. Works AGMA* 3, 92–94 (2005)
5. *Bashirov, R.J.* Some technological parameters of recovery of the sleeve cylinders of jet engines with centrifugal induction injection. *Mech. Mech. Eng.* 1, 37–39 (2002)
6. *Bashirov, R.J.* Separation of voltages in the wall of the cylinder sleeves during induction blowing. *Shipbuilding* 4(743), 61–63 (2002)
7. *R. J. Bashirov, F. R. Rasulov & V. F. Gakhramanov.* Investigation of the Adhesive Coating with the Base of the Sleeve During Centrifugal Induction Sintering. *The International Symposium for Production Research ISPR 2022: Towards Industry 5.0* - pp. 143–150
8. *Гусакова Л.В.* Импрегнирование шлифовальных кругов // Вестник Брянского государственного технического университета. – 2019. – № 12. – С. 13–20. DOI: 10.30987/1999-8775-2019-2019-12-13-20.
9. *Бутенко В.И., Дуров Д.С., Гусакова Л.В., Сафоклов Б.Б., Долгов О.С.* Перспективы применения импрегнированных абразивных материалов на металлообрабатывающем предприятии // Экономика: вчера, сегодня, завтра. – 2020. – Том 10. – № 9А. – С. 239–246. DOI: 0.34670/AR.2020.19.86.025.
10. *В.И. Бутенко, Л.В. Гусакова, А.Д. Кулинский.* Перспективные направления повышения эффективности шлифования поверхностей деталей машин // Вестник Брянского государственного технического университета. – 2016. – № 2 (50). – С. 112–121. DOI: 10.12737/20254.

## ОСОБЕННОСТИ ВЫБОРА ИНСТРУМЕНТА ДЛЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Р. Д. Баширов<sup>1</sup>, д.т.н., проф., Э.Д. Рзаев<sup>2</sup>, к.т.н., доц., Э.Р. Астанова<sup>3</sup>, дисс.,  
В.Ф. Дживишов<sup>4</sup>, к.т.н., доц., Ф.Р. Расулов<sup>5</sup>, к.т.н., доц.

*Азербайджанский Технический Университет*

*AZ 1073, Азербайджан, г. Баку, пр. Гусейн Джавида, 25*

<sup>1</sup>E-mail: rasim\_agma@aztu.edu.az, <sup>2</sup>E-mail: elchin\_rzayev@aztu.edu.az

<sup>3</sup>E-mail: e.astanova@aztu.edu.az, <sup>4</sup>E-mail: vusal.civishov@aztu.edu.az

<sup>5</sup>E-mail: fuzuli.resulov@aztu.edu.az

**Аннотация.** В настоящее время перспективы развития новых технологий производства военной техники связаны с широким использованием композиционных материалов, уникальность которых во многих случаях позволяет значительно повысить конструкционные свойства изделий.

В статье проведен литературный обзор особенностей выбора лезвийных инструментов для обработки композиционных материалов, анализ их обработки, в том числе характеристики износа и варианты обработки нанесения различных покрытий на рабочую поверхность режущего инструмента. Проанализированы особенности обработки, выбор конструктивных и геометрических параметров инструмента, режимы и способы обработки, а также некоторые особенности сверления и фрезерования полимерных композиционных материалов.

**Ключевые слова:** полимерный композиционный материал, механическая обработка, режимы резания, износ инструмента, режущий инструмент, геометрические и конструктивные параметры инструмента, сверление, фрезерование, инструментальный материал.

**Abstract.** Currently, the prospects for the development of new technologies for the production of military equipment are connected with the widespread use of composite materials, the uniqueness of which in many cases allows the designs to be significantly increased.

The article discusses the features of tool selection for machining composite materials with a pointed tool, analysis of their machining, including wear characteristics and machining options of applying different coatings to the workpiece surface. Machining features, selection of structural and geometrical parameters of the tool, machining modes and methods, and some drilling and milling features of polymer composite materials are analyzed.

**Keywords:** polymer composite material, machining, cutting modes, tool wear, cutting tool, geometric and design parameters of the tool, drilling, milling, and tool material.

Производство деталей военной техники из композиционных материалов на основе полимерной матрицы, полученных с использованием ариимидного стекла или углеродных волокон в эпоксидных, фенольных или полиамидных смол, преимущественно осуществляется методами механической обработки, сверления отверстий, фрезерования поверхностей и элементов конструкций, токарной обработки, полировки и т. д.

При обработке заготовок из полимерных композиционных материалов чтобы обеспечить срезание волокон и улучшить удаление стружки, а также уменьшая силы трения между поверхностями инструмента следует применять лезвийные инструменты

с очень острой режущей кромкой, большим значением заднего угла и малым значением радиуса скругления вершины резца. Кроме того, армирующие волокна и матричные компоненты полимерных композиционных материалов подвергают режущую пластину интенсивному износу, что приводит к увеличению силы резания и тепловыделению, а также снижению качества обрабатываемой поверхности [1–4].

При выборе инструмента необходимо учитывать структурные особенности полимерных композиционных материалов. Чем мягче матрица, тем больше тепла выделяется при резке и ухудшается качество поверхности из-за прилипания связующего инструмента к рабочей детали. В настоящее время для механической обработки полимерных композиционных материалов наибольшее распространение получили инструменты с алмазным покрытием или из твердых сплавов. Нужно отметить что, чем больше размер зерна у инструмента с алмазным покрытием, тем больше материала снимается за один проход, но снижается чистота обрабатываемой поверхности. Чтобы получить поверхность необходимого качества, необходимо выбрать инструмент, обеспечивающий оптимальную скорость резания и производительность.

Основными дефектами, возникающими при обработке, являются: растрескивание матрицы, расслоение, растяжение и неразрезание волокон, потеря качества связующего из-за нагрева. При воздействии режущей кромки обычно происходит хрупкое разрушение матрицы (связующего) и разрезание армирующих волокон. Для устранения этих дефектов применяют инструменты со специальной конструкцией, также оптимизируют геометрическую форму инструмента и элементы режимов резания. В качестве инструментальных материалов используются твердые сплавы, кубический нитрид бора особой твердости, твердые сплавы с поликристаллическим алмазным покрытием, обеспечивающие работу инструмента до допустимого предела износа. Среди инструментальных материалов более перспективными считаются алмазный инструмент и инструмент с алмазным покрытием.

Выбор инструментального материала не должен ограничиваться твердым сплавом, так как это не позволяет объективно оценить тип и материал сверла при сверлении. С учетом требований к качеству отверстий и режимам сверления удалось добиться удовлетворительной устойчивости инструмента при обработке на скоростях резания 110 и 180 м/мин (подача 0,02–0,15 мм/цикл) (можно было просверлить около 800 отверстий, не меняя инструмент).

Организация современного производства деталей машин из композиционных материалов – фактор правильного решения и технического успеха. Важную роль в обработке композитов играет совершенствование конструкций инструментов и разработка решений для специальных областей применения. Сверление – одна из наиболее часто применяемых операций механической обработки при производстве деталей машин из полимерных композиционных материалов. При выполнении этой операции на входе и выходе просверленного отверстия происходит раскалывание, расслоение и отслаивание материала. В такой ситуации основная задача перед технологами – провести механическую обработку, отвечающую требованиям точности и неравномерности, и не повредить поверхности по краям отверстия [2–5].

Повысить эффективность сверления отверстий в различных полимерных композиционных материалах можно путем применения специальных сверл, разработанных индивидуально для каждой группы материалов. Чтобы учесть конкретные требования и особенности механической обработки каждого материала, оптимальную геометрическую форму сверла подбирают, используя разные значения переднего угла инструмента и других углов.

При сверлении полимерных композиционных материалов часто возникают дефекты на входе и выходе отверстия из-за особенностей воздействия сверла на пластину (рис. 1) [1–6]. На входе наблюдается раскалывание и разрыв материала, а на выходе – расслаивание и неразрезание волокон. Поскольку отверстия являются концентраторами напряжений, такие дефекты способствуют снижению усталостной и статической прочности конструкций. Чтобы минимизировать дефекты, компании-производители инструментов разрабатывают сверла специальной конструкции.

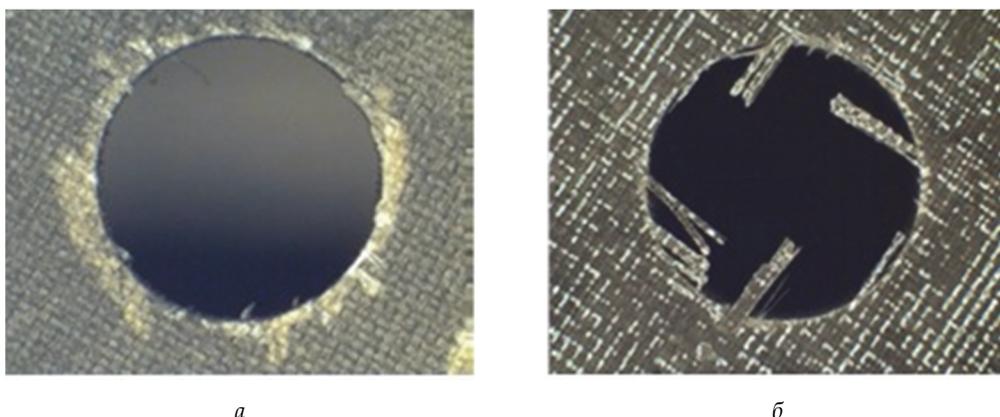


Рис. 1. Локальное отслаивание слоев материала (а) и срезание волокон на внутренней поверхности отверстия из-за нарушения режимов резания при сверлении (б) в результате неправильной осевой подачи инструмента при сверлении

Для уменьшения расслоения на входе в отверстие применяют сверла двойной заточки с острой боковой кромкой, исключая расслоение волокон (рис. 2) [10]. Чтобы предотвратить расслоение при обработке используются кондукторы, которые позволяют вдавливаются в поверхность с достаточным давлением. Операцию сверления проводят при скорости резания 110–180 м/мин и подаче 0,02–0,15 мм/об. При сверлении для устранения расслоения на входе и выходе уменьшается осевая сила и подача.

В целях эксперимента были изучены режимы сверления в тонких толстых слоях эпоксидного углепластика ( $h=0,6$  мм). Для обработки отверстий малого диаметра (2 мм) в многослойных панельных конструкциях были взяты четыре типа сверл из разных материалов:

- твердый сплав марки ВК6М;
- быстрорежущая инструментальная сталь марки Р6М5;

- спираль сплошная из сплава марок СЦЦ528 и СЦЦ513;
- цельный сплав специальной марки НАМ Prima 380.

Была проведена сравнительная оценка долговечности четырех типов сверл при условии качественной обработки отверстий с использованием ручной дрели в устойчивом положении, обеспечивающем вертикальное перемещение. Для сравнительной оценки использовались три режима сверления: 50; 110 и 180 м/мин (скорость вдоль вертикальной оси сохранялась постоянной).

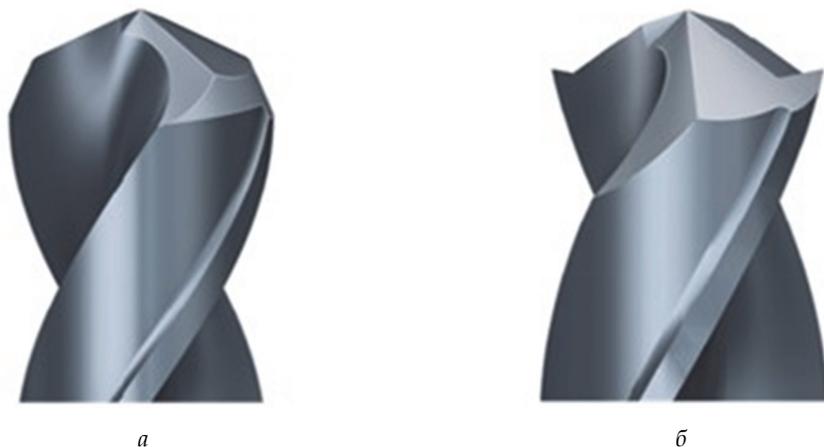


Рис. 2. Сверла двойной заточки (а) и (б) с острыми кромками на боковой поверхности для обработки полимерных композиционных материалов

При использовании вышеупомянутых сверл при скорости резания 50 м/мин отверстия получаются низкого качества, а на нижней стороне материала наблюдается расслоение волокон на выходе сверла. Кроме того, при обработке сверлами из материалов СЦЦ528 и СЦЦ513 не удалось выполнить качественное отверстие из-за крошения обрабатываемого материала и недостаточной его конструктивной прочности.

При сверлении лучший результат показало сверло из материала НАМ Prima 380. Для оценки устойчивости этих сверл к износу за критерий принимали работу сверла до образования расслоения волокон на выходе обрабатываемого материала. При скорости резания 110 м/мин и 180 м/мин во время обработки этими сверлами на выходе инструмента не наблюдалось образования расслоения. За время эксплуатации сверл из материала НАМ Prima 380 можно было обработать до 800 отверстий. НАМ Prima 380 может быть рекомендован для обработки сверлами со скоростью резания от 110 до 180 м/мин., диаметром  $\varnothing 2$  мм в тонкостенных листах углепластика.

Использование новых сверл и фрез позволяет повысить качество обработки труднообрабатываемых материалов. Сверла, оснащенные твердосплавными пластинами с алмазным покрытием и поликристаллическими алмазными пластинами, лучше всего подходят для обработки высококачественных отверстий в композитах. Все геометрии этих новых сверл разработаны с учетом конкретных требований и характеристик

обработки каждого конкретного материала. Использование фрез, оснащенных пластинами с поликристаллическим алмазным покрытием можно существенно повысить качество фрезерования деталей из полимерных композиционных материалов, а также эффективность обработки. Использование стандартного и специального инструмента при сверлении и фрезеровании композитов создает благоприятные технические возможности, а также экономически выгодно.

Разработка специальных решений для выполнения различных операций при обработке конкретных композиционных материалов является одним из основных факторов повышения конкурентоспособности производства. Sandvik Coromant предлагает пакеты «композит/металл» для эффективной обработки композитов, предлагая эффективные инструментальные решения для использования в ручных дрелях, станках и станках CNC [7–9].

Sandvik Coromant и Precorп предлагают широкий выбор специальных и стандартных инструментов, а также техническую поддержку для производства. В ассортимент продукции входят твердосплавные, поликристаллические инструменты с алмазным покрытием или инструменты с напаянными режущими пластинами с алмазным покрытием для сверления и фрезерования поверхностей. Используя инструменты и исследования Sandvik Coromant, а также технологии разработанные Precorп, можно обеспечить необходимую поддержку для производства композитных деталей в аэрокосмической промышленности.

В Sandvik Coromant и Precorп инструменты с поликристаллическим алмазным покрытием и инструменты с напаянными режущими пластинами с алмазным покрытием специально разработаны для обработки различных композитных материалов. Для оптимизации различных видов обработки разработаны сверла и развертки уникальной геометрической формы с поликристаллическим алмазным покрытием и алмазным покрытием режущей пластины. Примеры включают сверло CoroDrill 859V уникальной геометрической формы и фрезу CoroMill 590 со сменной пластиной с алмазным напылением для поверхностного фрезерования. CoroMill Plura – фреза специальной геометрической формы, предназначенная для обработки углов, с режущими пластинами из твердых сплавов с алмазным покрытием [7].

На основании вышеизложенного можно сделать вывод о необходимости повышения эффективности обработки деталей из композиционных материалов лезвийным инструментом. Анализ литературных источников, а также патентов в этой области показывает, что четких рекомендаций по режимам и условиям обработки композитов не сформулировано. Необходимы дальнейшие исследования по определению оптимальных режимов обработки композитов специальными инструментами с наконечниками специальной геометрической формы, оснащенными высокопрочными инструментальными материалами. Это позволяет оптимизировать процессы производства деталей машин из композиционных материалов, обеспечить требуемую точность и качество обрабатываемых поверхностей при максимальной производительности, тем самым повышая эффективность обработки изделий из композиционных материалов остроконечными инструментами [9].

На основании анализа литературных источников можно сделать вывод, что процесс обработки цилиндрических отверстий требует решения ряда технологических вопросов. Во-первых, для обеспечения геометрической формы отверстия и его качественной обработки необходимо уменьшить осевую силу и передачу на входе и выходе цилиндрического отверстия. Во-вторых, желателен использовать сверла с двойной заточкой, чтобы уменьшить расслоение или окантовку на входе в отверстие.

На основании вышеизложенной информации можно сделать следующие выводы:

– При первичной обработке полимерных композиционных материалов можно использовать твердосплавный инструмент с покрытиями типа TiN, хотя эффективность обработки не оптимальна.

– Применение твердосплавного инструмента с алмазным покрытием менее эффективно из-за высокой стоимости покрытия и недостаточной износостойкости покрытия с поверхности.

– При черновых и чистовых операциях эффективнее использовать режущий инструмент с алмазом (АСПК) или кубическим нитридом бора (КНБ).

Для обработки углепластиков и стеклопластиков рекомендуется использовать следующие виды инструментов:

– цельные твердосплавные фрезы;

– цельные твердосплавные сверла

– инструменты с поликристаллическим алмазным покрытием для фрезерования и сверления.

Производительность обработки зависит не только от выбора конструкции инструмента, но и от конфигурации заточки режущей кромки.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Вавилин В.А., Пасечник К.А., Пушкарев А.Ю., Амельченко Н. А. Особенности механической обработки полимерных композиционных материалов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики / – 2018. – Том 1. – С. 12-15.

2. Приписнов Я.А., Гришина О.И. Современные методы механической обработки композиционных материалов (обзор) // Труды ВИАМ. – 2018. – №10 (70). – С. 53–61. DOI: 10.18577/2307-6046-2018-0-10-53-61

3. Федотова Ю. И., Евсеев А. Н. Повышение качества и эффективности обработки композиционных материалов за счет использования инструмента из керамики // Ученые записки УлГУ. Сер. Математика и информационные технологии. УлГУ. Электрон. журн. – 2021. – № 1. – С. 118-128. – URL : <http://www.mathnet.ru/rus/agreement>.

4. Зубарев Ю.М., Приемышев А.В. Обработка полимерных композиционных материалов лезвийным инструментом // Научно-технические технологии в машиностроении. – 2019. – №3. – С. 27-31. DOI: 10.30987/article\_5c7434f17ef7f9.84873144.

5. Лобанов Д.В., Янюшкин А.С. Подготовка режущего инструмента для обработки композиционных материалов: монография / Д. В. Лобанов, А. С. Янюшкин ; М-во образования и науки РФ, Гос. образовательное учреждение высш. проф. образования "Братский гос. ун-т". – Братск: ГОУ ВПО «БрГУ», 2011. – 192 с.

6. Ющенко Д.А., Лобанов Д.В. Методы лезвийной обработки изделий из композиционных материалов их специфика и перспективы // Технологии и материалы. – 2015. – № 3. – С. 30–35.
7. Ravi Sekhar T.P. Singh Mechanisms in turning of metal matrix composites: a review // Journal of Materials Research and Technology. – 2015. – No. 4 (2). – P. 197–207. – URL: <http://www.jmrt.com.br> (дата обращения: 10.09.2018). DOI: 10.1016/j.jmrt.2014.10.013.
8. El-Gallab M., Sklad M. Machining of Al/SiC particulate metal-matrix composites: Part I: Tool performance // Journal of Materials Processing Technology. – 1998. – No. 83. – P. 151–158. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0924013698000545> (дата обращения: 21.09.2018). DOI: 10.1016/S0924-0136(98)00054-5.
9. Hooper R.M., Henshall J.L., Klopfer A. The wear of polycrystalline diamond tools used in the cutting of metal matrix composites // International Journal of Refractory Metals and Hard Materials. – URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263436898000407> (дата обращения: 24.09.2018). DOI: 10.1016/S0263-4368(98)00040-7.
10. Ярославцев В.М. Высокоэффективные технологии обработки изделий из композиционных материалов / Наука и образование. Электронное научно-техническое издание. МГТУ им. Н.Э. Баумана. – URL: <http://technomag.edu.ru/doc/361759.html> (дата обращения 28.09.15).

## ПАРАМЕТРЫ ПЕРЕНОСИМЫХ КАПЕЛЬ ЭЛЕКТРОДНОГО МЕТАЛЛА ПРИ РДС

Д.П. Ильященко<sup>а</sup>, к.т.н, доц., Е.В. Лаврова, д.т.н., проф., Титова И.И., магистр

*Приазовский государственный технический университет  
287555, Россия, г. Мариуполь, ул. Университетская 7  
<sup>а</sup>E-mail: mita8@rambler.ru*

**Аннотация.** В данной статье экспериментально установлена зависимость между маркой покрытого электрода и динамическими свойствами (инверторных и диодных) источников питания сварочной дуги и параметрами переносимых капель электродного металла в сварочную ванну. Установлено, что увеличение скорости изменения основных энергетических параметров (скорости нарастания тока короткого замыкания и скорости его спада, соотношение значений тока горения дуги и тока короткого замыкания и т. д.) в пределах одного микроцикла режима сварки источника питания изменяет характеристики теплопереноса, а именно увеличивает частоту переноса капель электродного металла, уменьшает размер переносимых капель в сварочную ванну, сокращает длительность их пребывания на торце электрода под действием высокой температуры сварочной дуги и длительность коротких замыканий.

**Ключевые слова:** дуговая сварка, покрытый электрод, источник питания.

**Abstract.** In this article, the relationship between the coated electrode brand and the dynamic properties (inverter and diode) of welding arc power sources and the parameters of the transferred electrode metal droplets into the weld pool has been experimentally established. It has been established that an increase in the rate of change of the main energy parameters (the rate of increase in the short-circuit current and the rate of its decline, the ratio of the arc burning current and short-circuit current values, etc.) within one microcycle of the welding mode of the power source changes the heat and mass transfer characteristics, namely, it increases the frequency of transfer of electrode metal droplets, reduces the size of the transferred droplets into the weld pool, reduces the duration of their stay on the end of the electrode under the influence of the high temperature of the welding arc and the duration of short circuits.

**Keywords:** arc welding, coated electrode, power source.

Авторы статьи [1] предлагают технические решения, направленные на совершенствование процесса сварки с коротким замыканием дугового промежутка, реализованные на основе разработки специальных алгоритмов управления работой инверторных источников сварочного тока. В статье [2] рассмотрены основные тенденции в оборудовании для дуговой сварке плавлением и их влияние на стабильность процесса сварки. В статье [3] установлена минимизация неблагоприятного фактора сварочного производства (качественной и количественной составляющей сварочного аэрозоля), при использовании инверторов. В статьях [4-9] приводятся результаты исследований стабильности процесса сварки в системе «источник питания – сварочная дуга», В статье [9] приведены результаты анализа влияния современной элементарной базы сварочного оборудования на эффективность процесса сварки плавящимся электродом.

**Цель работы** – установить взаимосвязь количественных и качественных параметров переносимых капель электродного металла процесса дуговой сварки и характеристик покрытого электрода и источника питания.

Методика проведения эксперимента подробно описана в работе [9].

При исследовании процесса сварки, а именно характеристик параметров переносимых электродных капель в зависимости от марки покрытого электрода и выходных (энергетических) характеристик источников питания представлено соответственно на рис. 1 и 2.

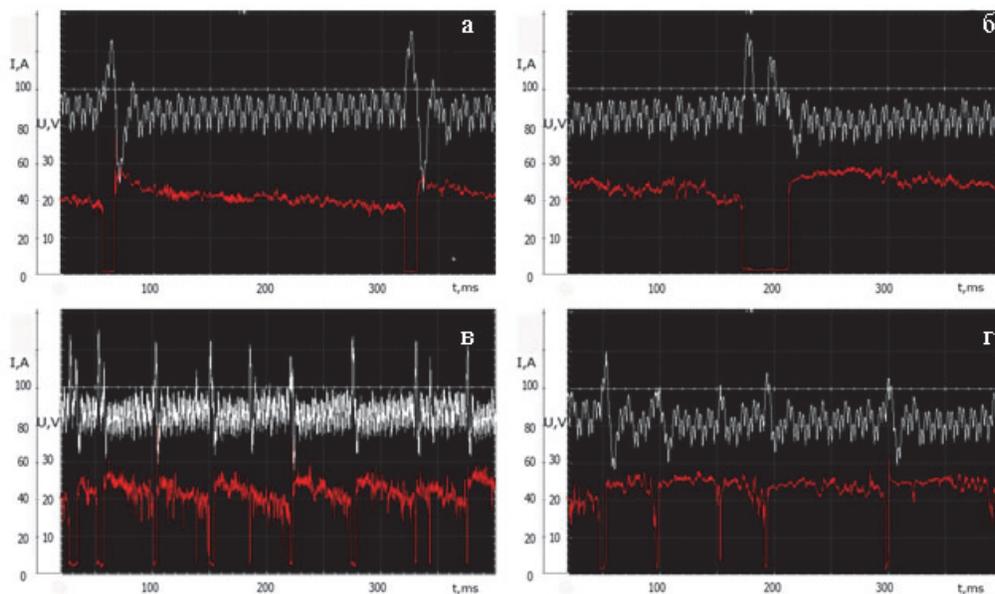


Рис. 1. Осциллограммы процесса РДС:

*а* - Castolin EC 4001; *б* - ОЗЧ-4; *в* - Sabaros me20 | 10; *г* - LB-52U

Анализ осциллограмма представленных на рисунке 1, показывает увеличение времени короткого замыкания и периода между переносимыми каплями электродного металл, а также уменьшение количества переносимых капель на 25-50 процентов, при сварке электродами (рис. 1 *а*, *б*), стержень которых выполнен из цветных металлов (алюминий и медь), что можно объяснить меньшей величиной поверхностного натяжения и меньшей удельной плотностью материала, которые удерживают больший объём капель на торце электрода.

Сварка каплями большого объёма, затрудняет стабильность процесса и вероятность прогнозирования получения неразъемного соединения с заданными эксплуатационными свойствами.

Способы снижения размеров переносимых капель электродного металла:

- использование инверторных источников питания [9];
- введение в обмазку электрода нанопорошков различного функционального назначения [10].

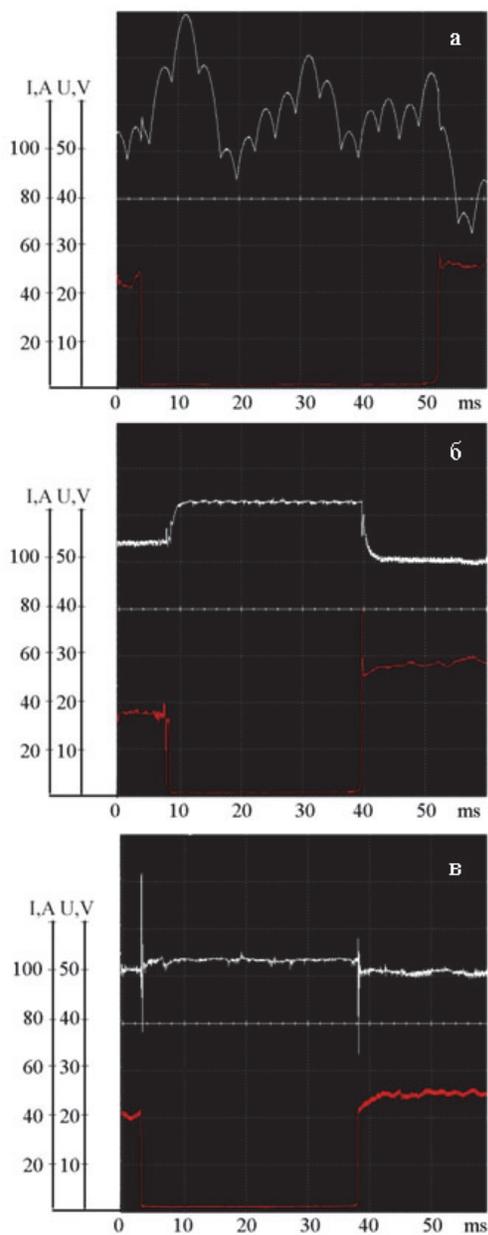


Рис. 2. Осциллограммы процесса РДС  
(электроды марки ОЗЧ-4, диаметром 3 мм):

а - диодный выпрямитель; б - инвертор 1; в - инвертор 2

Различные картины изменения тока в сварочной цепи и напряжения дуги между электродом и изделием, представленные на рисунке 2 и в таблице 1, можно объяснить с позиций более высоких качественных показателей выпрямленного напряжения. Частота преобразования у источника инверторного питания может достигать до 200 кГц, в то время как у диодного выпрямителя до 300 Гц, что оказывает влияние на коэффициент пульсации напряжения у инверторного выпрямителя достигает 25 %, а у диодного выпрямителя – 65 %.

Таблица 1

#### Параметры переноса капель электродного металла

Параметры	Тип источника питания – выпрямитель	Покрытый электрод – ОЗЧ-4
Длительность КЗ дугового промежутка $T_{к.з.}$ , мс	Диодный	48
	Инверторный 1	31
	Инверторный 2	35
Длительность цикла, $T_{к.з.}$ , мс	Диодный	179
	Инверторный 1	147
	Инверторный 2	156

Анализ полученных результатов (рисунок 2, таблица 1) показывает уменьшение длительности протекания короткого замыкания дугового промежутка на 27 % и снижение величины максимального значения силы сварочного тока на 20 %, что может говорить об изменении характеристик переносимых капель электродного металла, а соответственно и об изменении эксплуатационных свойств наплавленного металла.

#### Выводы

1. Сварка покрытыми электродами различными марками характеризуется переносом каплями различного размера, данное явление зависит от сил поверхностного натяжения металла и удельной плотности металла стержня покрытого электрода;

2. Применение инверторных источников питания для ручной дуговой сварки покрытыми электродами с большей скоростью изменения основных энергетических параметров одного микроцикла режима (в среднем в 2 раза) обеспечивает повышение стабильности процесса сварки и эффективности тепло-массопереноса по сравнению с диодными выпрямителями - уменьшение средней длительности горения дуги на интервалах плавления электрода и формирования капель электродного металла в среднем на 36 %, что способствует уменьшению перегрева свариваемого изделия.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Vlasov, Anatolii & Makarenko, Nataliia & Holub, Denys & Kushchii, Hanna & Titarenko, Vitalii.* Increasing of efficiency of manual arc welding and surfacing of engineering products // Scientific journal of the Ternopil national technical university. - 2018. - №91. - P. 46-55. DOI: 10.33108/visnyk\_tntu2018.03.046.

2. *Milyutin, V.S.* (2019) Testing the welding properties of arc welding equipment. Ekaterinburg, 466 p.

3. *Ilyashchenko, Dmitry Pavlovich.* (MAW Productivity Development and Reduction of its Harmful Effect on Human Organisms / D. P. Ilyashchenko, D. A. Chinakhov, Y. M. Gotovshchik // Applied Mechanics and Materials Scientific Journal. Vol. 682: Innovation Technology and Economics in Engineering, 2014. - P. 122-126.

4. *Lebedev V.A., Sorokin M.S. & Belov A.A.* (2014) Algorithms for controlling inverter sources of welding current to optimize the electrode metal transfer parameters // Welding International. - 2014. - 28:12. - P. 957-961. DOI: 10.1080/09507116.2014.884324.

5. *Krzysztof Skrzyniecki, Andrzej Kolasa & Paweł Cegielski* Study of static and dynamic characteristics of welding power source-arc systems // Welding International. - 2015. - 29:11. - P. 865-867. DOI: 10.1080/09507116.2014.937605.

6. *Lebedev V.A., Krot A.F. & Yurashevich V.G.* A method for controlling molten droplet transfer in mechanized welding // Welding International. - 2013. - 27:9. - P. 702-704. DOI: 10.1080/09507116.2012.753277.

7. *Dyurgerov N.G., Morozkin I.S. & Lenivkin V.A.* Integral self-regulation in arc welding processes // Welding International. - 2017. - 31:9. - P. 713-716. DOI: 10.1080/09507116.2017.1315072.

8. *Masahiro Ohara, Takashi Mizuguchi, Kanto Miyata, Tadahisa Tsuyama & Kohei Fujiwara.* A new approach to controlling metal transfer by dynamic modification in gas composition of arc atmosphere: studies on pulsed gas MAG welding\* // Welding International - 2020. - 34:10-12. - 430-454. DOI: 10.1080/09507116.2021.1936927.

9. *Ilyashchenko, D.P.; Chinakhov, D.A.; Lavrova, E.V.* The Effect of Energy Parameters of Power Sources on the Structure and Properties of Permanent Joints at Manual Arc Welding. Metals, 2024. - 14. - P. 759. - URL: <https://doi.org/10.3390/met14070759>.

10. *Ilyashchenko, D. P.* (<https://koha.lib.tpu.ru/cgi-bin/koha/opac-authoritiesdetail.pl?authid=17900>). Production of Electrodes for Manual Arc Welding with Using the Complex Modifiers : Pt. IV : Producing of Nanostructured Material and Investigations of Their Properties / D. P. Ilyashchenko, S. V. Makarov // Режим доступа: по договору с организацией-держателем ресурса. - URL: <http://www.appleacademicpress.com/applied-nanotechnology-materials-and-applications/9781771883504>.

## ОСОБЕННОСТИ ТЕХНОЛОГИИ УКЛАДКИ МЕДНОЙ ШИНЫ НА ПОВЕРХНОСТЬ КОРПУСА КРУПНОГАБАРИТНОГО ИНДУКТОРА ИМПУЛЬСНОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ

М.Н. Полтавец, асс., Н.А. Рынгач, к.т.н., доц., К.Н. Бобин, к.т.н., доц.,  
Н.В. Курлаев, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20а  
E-mail: poltavec.2011@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** Неплотная укладка медных шин на болванку индуктора, является причиной неравномерного давления магнитного поля, что напрямую влияет на формообразование заготовки. В данный момент, конкретной технологии укладки медных шин не существует, а лишь только рекомендации, поэтому укладка происходит ручным способом, при помощи струбцин и эпоксидной смолы. В данной статье предлагается изменить способ укладки медной шины.

**Ключевые слова:** магнитно-импульсная обработка, балинит, медная шина, эпоксидная смола.

**Abstract.** Loose laying of copper bars on the inductor blank causes uneven magnetic field pressure, which directly affects the shape of the workpiece. At the moment, there is no specific technology for laying copper busbars, but only recommendations, so installation is done manually, using clamps and epoxy resin. This article proposes to change the method of laying the copper busbar.

**Keyword:** magnetic-pulse treatment, moulded impregnated wood, copper bus, epoxy.

В конструкциях современных летательных аппаратов в зависимости от их целевого назначения применяются крупногабаритные детали замкнутого контура (оболочки) различных форм. Форма и размеры оболочек выбираются с учетом их конструктивного назначения и требований аэродинамики. Однако технологические возможности процессов деформирования (штамповки) крупногабаритных оболочек ограничиваются габаритными размерами стандартного прессового оборудования, а проектирование и изготовление специального оснащения, например, для штамповки взрывом или эластичными средами, экономически неэффективно [1].

Наиболее рациональным, является выполнение процессов штамповки крупногабаритных деталей цилиндрической, конической и оживальной форм на магнитно-импульсных установках, представляющих собой электротехнические устройства. Методы магнитно-импульсной обработки разнообразны, а поэтому каждый из них имеет вполне определенные технологические ограничения и преимущества [2].

Балинит, дельта-древесина, или ДСП-10, или лигнофоль, — конструкционный композитный материал, древеснослоистый пластик на основе формальдегидной смолы, армированной древесными волокнами.

Получался пластификацией древесного шпона (обычно берёзового) путём пропитки его фенол- или крезолоформальдегидной смолой с последующим горячим прессованием под высоким давлением [3].

Дельта-древесина имеет всего в два раза большую, чем обычная древесина, плотность, при этом значительно превосходя её по прочности (она выше, чем у многих алюминиевых сплавов, хотя и ниже, чем у авиационного дюралюминия после термической обработки и искусственного старения).

Балинит марки ДСП-м предварительно пропитывался минеральным маслом и применялся для изготовления деталей, в ходе эксплуатации подвергающихся трению при затруднённой смазке – например, самосмазывающихся подшипников [4, 5].

В России дельта-древесина выпускается под названием «Пластик древесный слоистый» по ГОСТ 13913-78.

В данном случае используется балинитовая болванка, для укладки медных шин.

После первой укладки медных шин на балинитовую оболочку, выяснилось, что из-за неплотной укладки, рабочая заготовка не полностью усаживается на магнитный индуктор, в следствии чего, матрица не закроет индуктор с заготовкой и нарушит процессы формообразования баков обечаек.

Было принято решение разобрать индуктор (рис. 1) и заново собрать (рис. 2), и уложить медные шины (рис. 3).



Рис. 1. Индуктор



Рис. 2. Обточенный индуктор,  
после снятия медных шин

После укладки первого слоя шины, второй слой приклеивает эпоксидной смолой, прижимается струбциной и винтовым домкратом.

Изоляцию шины выполнить из 3 слоев пленки ПЭТФ-4 0,05 x 30 намотанных с 50 % перекрытием и 2 слоев стеклоленты ЛСБЭ 0,05x30 пропитанной компаундом с 50 % перекрытием слоев.

В ходе экспериментальных и практических работ был предложен вариант укладки шины, который позволяет улучшить давления магнитно-импульсного поля.



Рис. 3. Размотка шин

Опираясь на результаты работы можно сделать выводы о эффективности рассматриваемого метода укладки шины на оболочку. Необходимы испытания индукторов на формообразование заготовок помогут собрать больше информации о воздействии обработки на микроструктуру алюминиевых сплавов.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Белый И.В. и др. Справочник по магнитно-импульсной обработке металлов. – Харьков: Вища школа, 1977. – 168 с.
2. Горбунов Н.М. Технология заготовительно-штамповочных работ. – М.: Машиностроение, 1981. – 224 с.
3. Гуревич С.М. Справочник по сварке цветных металлов. – Киев : Наукова думка, 1981. – 608 с.
4. Белоусов В.С., Карпец А.К. и др. Механизация процессов магнитноимпульсной обработки // Кузнечно-штамповочное производство. – 1989. – № 7. – С. 15-16.
5. Разработка и внедрение технологических процессов магнитно-импульсного формования на установке МИУ 80-10. Технический отчет / НЭТИ; Руководитель Карпец А.К. и др. № ГР 75011397. – Новосибирск : НЭТИ, 1976. – 61 с.

## РАСЧЕТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЦЕССА ОСАДКИ ТРУБНОЙ ЗАГОТОВКИ С ВНУТРЕННИМ ДАВЛЕНИЕМ

К.А. Николенко<sup>1</sup>, к.т.н., доц., Д.С. Фомичев<sup>2</sup> студ., И.П. Попов<sup>3</sup>, д.т.н., проф.

*Самарский национальный исследовательский университет  
им. академика С.П. Королёва 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, д. 34  
<sup>1</sup>E-mail: nik201206@yandex.ru, <sup>2</sup>E-mail: compromis9@gmail.com  
<sup>3</sup>E-mail: igr\_popov@mail.ru*

**Аннотация.** Исследование относится к области холодной листовой штамповки, в частности, к устройствам для формообразования осесимметричных трубных оболочек. Целью представленного исследования является получение заданного распределения толщины, которая монотонно изменяется вдоль образующей от одного торца к другому. Полученное распределение позволяет повысить качество штампованной детали. Для получения требуемого распределения толщины в полуфабрикатах разработано устройство и составлена методика расчета технологических параметров.

**Ключевые слова:** распределение толщины, осадка, трубная заготовка, эластичный наполнитель, постоянное давление, холодная листовая штамповка, размеры заготовки, усилие процесса.

**Abstract.** The research relates to the field of cold sheet stamping, in particular, to devices for forming axisymmetric pipe shells. The purpose of the presented study is to obtain a predetermined thickness distribution that varies monotonously along the generatrix from one end to the other. The resulting distribution makes it possible to improve the quality of the stamped part. To obtain the necessary thickness distribution in semi-finished products, a device has been developed and a method for calculating technological parameters has been compiled.

**Keyword:** thickness distribution, sediment, pipe billet, elastic filler, constant pressure, cold sheet stamping, billet dimensions, technological effort.

Необходимо получить изделие или полуфабрикат с заданным распределением толщины вдоль образующей. Задача решается за счет разработанного способа формообразования трубных заготовок. Способ создает необходимое давление по внутренней поверхности заготовки, которое приводит к росту сил трения. Распределение сил трения обеспечивает набор толщины при осадке с уменьшением высоты заготовки. Результаты данного исследования могут быть использованы при изготовлении деталей трубопроводов [1, 2, 3, 4]. Схема устройства, для реализации разработанного способа представлена на рис. 1.

С началом рабочего хода верхняя плита (1) с пуансоном (2) медленно и равномерно перемещается вниз на заданную величину  $\Delta h$ . Данное перемещение осуществляется совместно с ходом центральной шпильки (10), прессшайбы (8) и съёмника (7). В результате перемещение создается необходимое давление по внутренней поверхности заготовки (3), которое приводит к росту сил трения, обеспечивающих набор толщины при осадке. Изменение толщины возникает от контактной плоскости между пуансоном и заготовкой  $S_{\max}$  по всей длине образующей и до её конца  $S_{\min}$ . Обеспечивает необходимое распределение толщины усилие эластичного буфера (4). Процесс осадки завершается после того как все вышеперечисленные части устройства пройдут заданное

перемещение, равное  $\Delta h$ . После выполнения осадки верхний блок устройства поднимается. Затем производится подъем вверх пресшайбы (8) и выталкивателя (9). Процесс распределения толщины осадкой с внутренним давлением завершается.

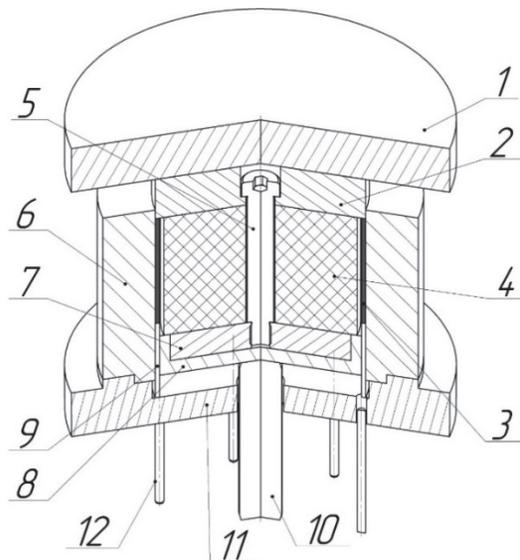


Рис. 1. Устройство для осадки трубной заготовки в замкнутом контейнере с внутренним давлением:

1 - плита верхняя; 2 - пуансон; 3 - заготовка; 4 - эластичный буфер; 5 - центральный винт; 6 - контейнер; 7 - съемник; 8 - пресшайба; 9 - выталкиватель; 10 - центральная шпилька; 11 - нижняя плита; 12 - шпилька выталкиватель

Для реализации представленной схемы формообразование составлена методика расчета технологических параметров, включающая: 1) зависимости для определения геометрических характеристик процесса:  $\Delta h$  - величины осадки,  $h_{дет}$  - высоту детали; 2) формулу для определения усилия внутреннего давление -  $q$ , и усилие процесса осадки -  $P_{осадки}$ ; 3) зависимость для определения технологически возможного распределения толщины -  $\bar{sT}$ .

Усилие процесса определяется по формуле:

$$P_{осадки} = q \cdot F \quad (01)$$

где  $q$  - давление, необходимое для получения заданной толщины трубной заготовки;  $F$  - площадь сечения эластичного буфера.

Величину осадки определяем по формуле (02)

$$\Delta h = h_{заг} - h_{дет} \quad (02)$$

где  $h_{заг}$ ,  $h_{дет}$  - высота заготовки и детали.

Высоту детали находим из условия равенства объемов заготовки –  $V_{\text{заг}}$  и детали –  $V_{\text{дет}}$  по формуле (03).

$$V_{\text{заг}} = V_{\text{дет}}. \quad (03)$$

Объем заготовки определяется по формуле (04)

$$V_{\text{заг}} = 2 \cdot \pi \cdot r_{\text{заг}} \cdot h_{\text{заг}} \cdot s_{\text{заг}}, \quad (04)$$

где  $r_{\text{заг}}$  – радиус заготовки по средней поверхности,  $s_{\text{заг}}$  – толщина заготовки.

Объем детали определяется по формуле (05)

$$V_{\text{дет}} = 2 \cdot \pi \cdot r_{\text{дет}} \cdot h_{\text{дет}} \cdot s_{\text{дет}}, \quad (05)$$

где толщина детали представлена в виде линейной функции. Среднеарифметическое значение толщины определяется по формуле (06).

$$s_{\text{дет}} = a + 0,5 \cdot b \cdot h_{\text{дет}}, \quad (06)$$

где  $a$  и  $b$  коэффициенты заданной функции.

С учетом (06) выражение (05) примет следующий вид

$$V_{\text{дет}} = 2 \cdot \pi \cdot r_{\text{дет}} \cdot h_{\text{дет}} (a + 0,5 \cdot b \cdot h_{\text{дет}}).$$

Из условий (03), (04), и (06) получим выражение (07), позволяющее определить высоту детали с заданным распределением толщины вдоль образующей.

$$h_{\text{дет}} = -\frac{a}{4b} + \sqrt{\frac{a^2}{16 \cdot b^2} + \frac{h_{\text{заг}} \cdot s_{\text{дет}}}{0,5 \cdot b}}. \quad (07)$$

Чтобы найти внутреннее давление  $q$  необходимо установить связь давления с толщиной заготовки. Для этого составим уравнение равновесие бесконечно малых сил с учетом внутреннего давления. Примем в качестве допущение плоскодеформированного состояния (рисунок 2), включающее следующие зависимости  $\varepsilon_{\theta} = 0$ ,  $\sigma_{\theta} = \frac{1}{2} \sigma_h$ .

Тогда получим выражение (08)

$$d\sigma_h - \left( 0,5 \cdot \sigma_h \cdot \frac{f}{R_{\theta}} + q \cdot \frac{f_0}{s_{\text{заг}}} \right) \cdot dh = 0. \quad (08)$$

Осевое напряжение после интегрирования примет вид, представленный в уравнении (09), с учетом граничных условий при  $h = 0$ ,  $\sigma_h = \sigma_h^*$ .

$$\sigma_h = \sigma_h^* \cdot \exp\left(1 + \frac{f_0 \cdot h}{R_{\theta}}\right) + q \cdot f_0 \cdot \frac{h}{s_{\text{заг}}}, \quad (09)$$

где  $f_0$  – коэффициент трения на контактной поверхности детали и контейнера,  $\sigma_h$  и  $\sigma_\theta$  – осевое и тангенциальное напряжение по средней поверхности,  $R_0$  – радиус трубы по средней поверхности.

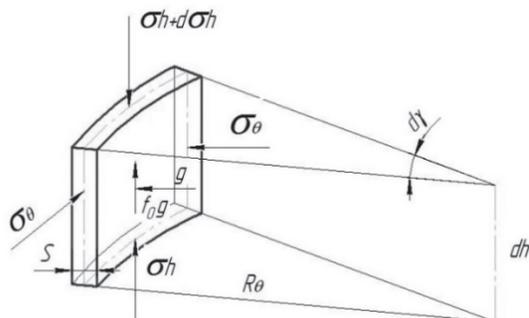


Рис. 2. Схема напряженного состояния бесконечно малого элемента трубной заготовки

Примем упрочнение в виде линейной функции для плоско-деформированного состояния:

$$\sigma_h = \sigma_{TO} + \Pi \frac{S_{дет} - S_{заг}}{S_{дет}} = \sigma_{TO} + \Pi \left( \frac{S_T}{S_{дет}} - 1 \right), \quad (10)$$

где  $\Pi$  – модуль упрочнения,  $\sigma_{TO}$  – начальное напряжение,  $S_{заг}$ ,  $S_{дет}$  – толщина заготовки и детали. Модель упрочнения и начальное напряжение выражено следующими зависимостями:

$$\Pi = \sigma_B \cdot e^{\delta_{ш}}; \quad \sigma_{TO} = \sigma_B \cdot e^{\delta_{ш}} (1 - \delta_{ш}).$$

где  $\sigma_B$  – предел прочности материала;  $\delta_{ш}$  – относительное удлинение материала при испытаниях на одноосное растяжение.

Подставим (10) в (09) получим выражение для определения технологически возможной толщины –  $\bar{s}_T$

$$\bar{s}_T = 1 + \bar{q} \cdot f_0 \cdot \frac{\bar{h}}{s_R} + \bar{\sigma}_h^* \left( 1 + \frac{f_0 \cdot \bar{h}}{2} \right) - \bar{\sigma}_{TO}, \quad (11)$$

где  $\bar{s}_R = \frac{S_d}{s_3}$ ,  $\bar{q} = \frac{q}{\Pi}$ ,  $\bar{h} = \frac{h}{R}$ ,  $\bar{\sigma}_h^* = \frac{\sigma_p^*}{\Pi}$ ,  $\bar{\sigma}_{TO} = \frac{\sigma_{TO}}{\Pi}$ .

Если известна заданная толщина детали, то необходимое давление эластичной среды можно найти из вариационного уравнения:

$$\int_0^{\bar{h}} (\bar{s}_{зад} - \bar{s}_T)^2 dh \rightarrow \min, \quad (12)$$

где

$$\bar{s}_{\text{зад}} = \bar{s}_{\text{дет}} = a + b\bar{h}. \quad (13)$$

Ставим (13), (11) в (12) получим:

$$\int_0^{\bar{h}} \left[ \bar{a} + b \cdot \bar{h} - 1 + \bar{\sigma}_{TO} - \bar{\sigma}_p \left( 1 + \frac{f_0 \cdot \bar{h}}{2} \right) - \bar{q} f_0 \frac{\bar{h}}{s_R} \right]^2 dh \rightarrow \min. \quad (14)$$

Взяв частную производную по  $q$ , после преобразования получим выражение для определения внутреннего давления:

$$q = \Pi \frac{0,5(a - 1 + \bar{\sigma}_{TO} - \sigma_h^*) \bar{h}_k^{-2} + 0,33(b - 0,5 \cdot \sigma_h^* \cdot f_0) \bar{h}_k^{-3}}{f_0 \cdot \bar{h}_k^3} 3 \cdot \bar{s}_R \quad (15)$$

где  $\sigma_h^*$  – распределение напряжений по высоте;  $\bar{h}_k$  – высота заготовки.

Рассмотрим пример расчета технологических параметров по разработанной методике.

Определение давления эластичной среды для получения трубной заготовки при осадке с наружным радиусом  $R_p = 100$  мм, толщиной  $s_{\text{зар}} = 4$  мм, из материала Д16АМ, имеющего показатели механических свойств  $\sigma_b = 20$  кг/мм<sup>2</sup>,  $\delta_p = 0,13$ . Деталь имеет высоту  $h_k = 200$  мм с переменной относительной толщиной  $\frac{s_d}{s_3} = (1,05 + 0,15 \cdot \bar{h})$ . Коэффициент трени равен  $f_0 = 0,15$ .

Известно:

$$\Pi = \sigma_b \cdot e^{\delta_{\text{ш}}} = 20 \cdot e^{0,13} = 22,79 \text{ кг/мм}^2; \quad \bar{\sigma}_{TO} = \sigma_b \cdot e^{\delta_{\text{ш}}} (1 - \delta_{\text{ш}}) = 19,8 \text{ кг/мм}^2;$$

$$a = 1,05, \quad b = 0,15, \quad \bar{h}_k = \frac{200}{100} = 2; \quad \sigma_h^* = 19,8 + 22,99(1,05 - 1) = 20,95 \text{ кг/мм}^2;$$

$$\bar{\sigma}_h^* = \frac{20,95}{29,79} = 0,919 \text{ кг/мм}^2.$$

По формуле (15) находим:

$$q = 22,79 \frac{0,5(1,05 - 1 + \frac{19,8}{22,79} - 0,919)2^2 + 0,33(0,15 - 0,5 \cdot 0,15 \cdot 0,92)2^3}{0,15 \cdot 2^3} = \frac{0,21}{1,2} 0,12 = 0,478 \text{ кг/мм}^2.$$

По найденному давлению находим усилие процесса:

$$P = 0,478 \cdot \pi(100 - 4)^2 = 13832 \text{ кг}.$$

На графике (рис. 3) представлено сравнительное распределение толщины полуфабриката.

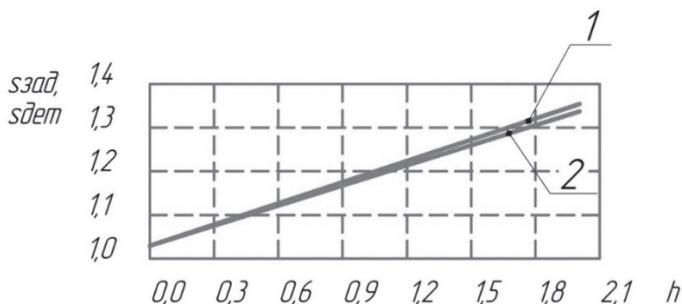


Рис. 3. Сравнение относительной заданной толщины с технологически возможной относительно толщиной:

1 –  $s_{дет}$  – толщина детали; 2 –  $s_{зад}$  – заданная толщина

Практическим результатом внедрения данного исследования является производство партии деталей по разработанной технологии из алюминиевого сплава АМг2М в 2023 г. на предприятии АО «Салют» при посредничестве «Самарского Университета имени С.П. Королёва». При этом к концу 2024 года планируется завершить разработку технологии производства типовой номенклатуры деталей и проектирование штамповой оснастки для их изготовления.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Попов И.П. Устройство для формообразования крутоизогнутых отводов № 134459 [Электронный ресурс] / И.П. Попов [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2013. – Бюл. № 32. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=47eed982993b881d2d3d6156ca23fe62> (дата обращения: 28.09.2024).

2. Маслов В.Д. Устройство для формообразования крутоизогнутых отводов № 130241 [Электронный ресурс] / В.Д. Маслов [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2013. – Бюл. № 20. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=703b5a0db689db35f521fdcf07d4ba6> (дата обращения: 28.09.2024).

3. Маслов В.Д. Устройство для формообразования крутоизогнутых отводов № 72649 [Электронный ресурс] / В.Д. Маслов [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2008. – Бюл. № 12. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=5158887c9548cda9d45007514cbec6c4> (дата обращения: 28.09.2024).

4. Фомин М.З. Способ изготовления биметаллических переходников малого диаметра многопереходной штамповки № 2574900 [Электронный ресурс] / М.З. Фомин [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2016. – Бюл. № 4. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=b978da62440af491ae98a68d1f9abb95> (дата обращения: 28.09.2024).

## СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ЛИСТОВОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ШТАМПОВКИ ИЗДЕЛИЯ «ТРОЙНИК» ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА VT20

К.А. Николенко, к.т.н., доц., А.Г. Шляпугин, к.т.н. доц.,  
А.В. Казаков, аспирант, Е.П. Ласкин, аспирант

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева  
443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34  
E-mail: nik201206@yandex.ru*

**Аннотация.** Представлены результаты исследований технологических операций и совершенствования технологического процесса изготовления детали «Тройник» из титанового сплава VT20 с использованием программного комплекса QFORM V10 и последующей верификацией результатов. Рассмотрен инструментарий отечественного программного обеспечения с точки зрения его использования для моделирования процессов листовой штамповки.

**Ключевые слова:** моделирование, высокотемпературная листовая штамповка, QFORM, VT20, тройник.

**Abstract.** The results of research on technological operations and improvement of the technological process of manufacturing the "Tee" part made of titanium alloy VT20 using the QFORM V10 software package and subsequent verification of the results are presented. The toolkit of domestic software is considered from the point of view of its use for modeling sheet stamping processes.

**Keyword:** modeling, high temperature sheet stamping, QFORM, tee.

Развитие отрасли обработки металлов давлением (ОМД) в настоящее время имеет огромное значение для промышленности. А в современных экономических условиях, встаёт вопрос о производстве высокотехнологичной, конкурентноспособной продукции. Особенным интересом, в этой связи, отличается листовая штамповка (ЛШ), которая является широко распространённой разновидностью технологии ОМД. Изделия, получаемые операциями ЛШ, часто подвергаются деформированию, предельному для листовой заготовки, из-за чего необходимо особенно тщательно подходить к написанию технологического процесса изготовления детали [1–4].

Исследования посвящены совершенствованию технологии горячей листовой штамповки детали «Тройник» (ГОСТ 17376-2001) из титанового сплава VT20 на основании результатов моделирования в программном комплексе QFORM V10 и эксперимента с применением гидравлического оборудования (гидравлический пресс РУЕ-1605).

Исследование проводилось в пять этапов: проектирование геометрии штамповой оснастки; определение технологических параметров высокотемпературной штамповки листа из титанового сплава; моделирование процесса штамповки в программном комплексе QFORM V10; экспериментальная проверка результатов; корректировка параметров процесса с использованием повторного компьютерного моделирования.

### Параметры процесса

Процесс штамповки производится последовательно в три перехода из заготовки с размерами 216 x 178 x 1,5. После чего две таких детали соединяют операцией сварки. Параметры процесса представлены в табл. 1.

Таблица 1

#### Параметры процесса

Параметр	Значение
Материал заготовки	BT20 – параметры из библиотеки QFORM
Температура заготовки	800°C
Материал оснастки	5XHM
Температура оснастки	700°C
Температура окружающей среды	450°C
Привод прижима	Универсальный в направлении -OZ с усилием 5 тонн
Привод пуансона	Универсальный в направлении -OZ со скоростью 1 мм/с
Привод матрицы	Неподвижный в направлении +OZ
Трение	Леванов, фактор трения 0,5
Критерий разрушения	Критерий Колмагорова – параметры из библиотеки QFORM
Условие остановки	Расстояние между инструментами 1,5 мм

Исходя из Т-образной формы детали, было сделано предположение о форме заготовки с двумя вырезами радиусом 40 мм.

Финальной операцией при моделировании процесса, является подрезка фланца.

### Результаты моделирования

Распределение полей мест вероятного разрушения представлено на рис. 1. Можно сделать вывод о разрушении заготовки в области радиусного округления пуансона. Экспериментальные исследования подтвердили результаты моделирования.

Таким образом, необходимо скорректировать технологические параметры, а именно:

- геометрию заготовки – сферический вырезы, радиус – 40мм;
- предельная температура штамповки – проконтролировать межоперационный подогрев заготовки, во избежание охлаждения в опасном сечении;
- параметры прижима – обеспечить гарантированный зазор между прижимом и матрицей не менее 2 мм.

Разрушение по критерию Колмогорова

Разрушение заготовки при штамповке  
в следствии несоблюдения  
температурного режима

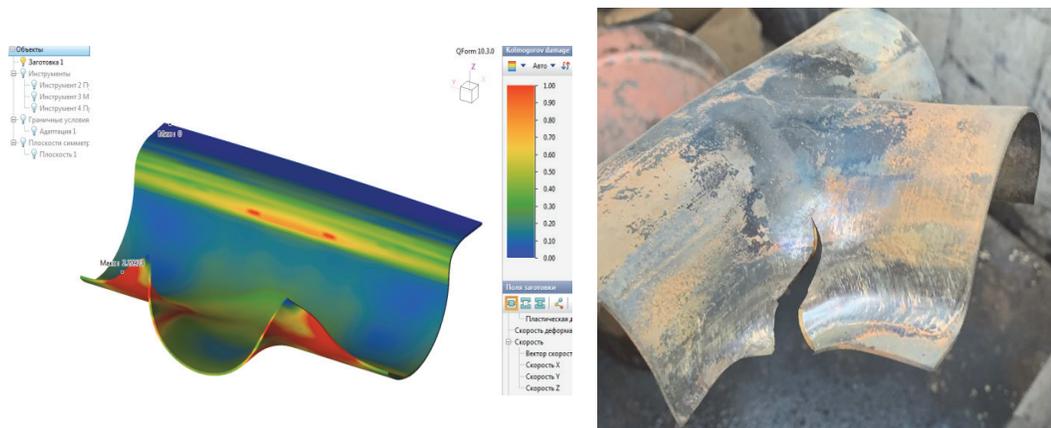


Рис. 1. Экспериментальная проверка результатов моделирования

### Результаты моделирования с скорректированными параметрами

Результаты моделирования для заключительного перехода штамповки в виде эпюр распределения температур и толщины с учетом рекомендованных параметров представлены на рис. 2.

Совершенствование технологии с учетом результатов моделирования позволило получить изделие требуемого качества без разрушения и интенсивного утонения. На рис. 3 представлен результат штамповки тройника с корректировками, полученными на моделировании.

### Вывод

Для изготовления детали «Тройник» необходимо соблюдать требования технологического процесса – размеры заготовки, расстояние между матрицей и прижимом, выполнять штамповку при температуре заготовки не ниже 800 °С. В противном случае возможно разрушение изделия на третьем переходе в области переднего торца тройника в месте радиусного закругления матрицы.

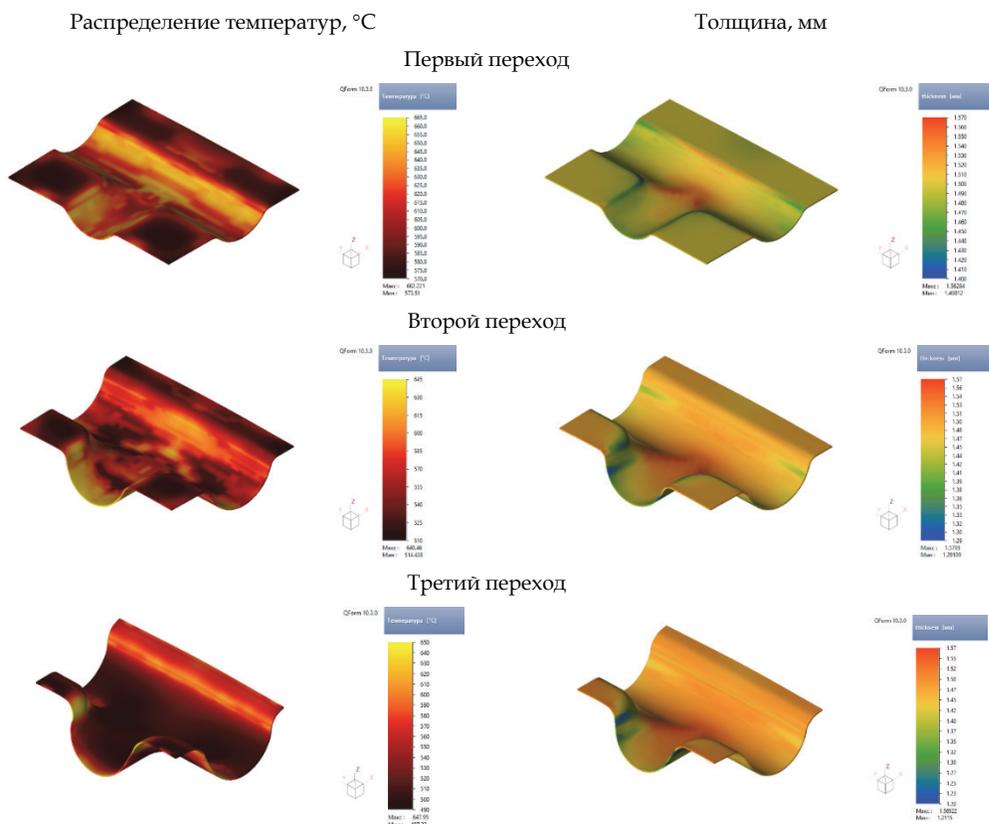


Рис. 2. Эшоры распределения температур и толщины для трех переходов штамповки



Рис. 3 Штамповка детали без разрушения

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Харсеев В.Е. Совершенствование процессов холодной листовой штамповки на основе оценки степени использования ресурса пластичности материала заготовки: автореферат – Москва: Издательство Московского Политеха, 2016.

2. Лавриненко В. Ю. Компьютерное моделирование процессов листовой штамповки / В. Ю. Лавриненко // Инновационные технологии в металлургии и машиностроении : материалы 6-й международной молодежной научно-практической конференции «Инновационные технологии в металлургии и машиностроении. Уральская научно-педагогическая школа имени профессора А. Ф. Головина», [г. Екатеринбург, 29 октября – 1 ноября 2012 г.]. – Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2013. – С. 279–289.

3. Лавриненко В. Ю. Компьютерное моделирование процессов холодной объемной штамповки / В. Ю. Лавриненко // Инновационные технологии в металлургии и машиностроении : материалы 6-й международной молодежной научно-практической конференции «Инновационные технологии в металлургии и машиностроении. Уральская научно-педагогическая школа имени профессора А. Ф. Головина», [г. Екатеринбург, 29 октября – 1 ноября 2012 г.]. – Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2013. – С. 267–278.

4. ГОСТ Р 57700.10-2018 Численное моделирование физических процессов. Определение напряженно-деформированного состояния. Верификация и валидация численных моделей сложных элементов конструкций в упругой области.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЛИСТОВОЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ ШТАМПОВКИ ИЗДЕЛИЯ «ТРОЙНИК» ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ20 В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ QFORM V10

К.А. Николенко, к.т.н., доц., И.П. Попов, д.т.н., проф.,  
А.В. Казаков, аспирант, Е.П. Ласкин, аспирант

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева  
443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34  
nik201206@yandex.ru*

**Аннотация.** Представлены результаты моделирования процесса листовой штамповки детали «Тройник» в программном комплексе QFORM V10. Определены проблемы изготовления данного изделия выбранной технологией и оценена возможность использования отечественного САЕ продукта для проверки технологического процесса листовой штамповки.

**Ключевые слова:** моделирование, высокотемпературная листовая штамповка, QFORM, ВТ20, тройник.

**Abstract.** The results of modeling the process of sheet stamping of the "Tee" part in the QFORM V10 software package are presented. The problems of manufacturing this product with the chosen technology are identified and the possibility of using a domestic CAE product to test the technological process of sheet stamping is evaluated.

**Keyword:** modeling, high temperature sheet stamping, QFORM, tee.

В условиях текущей политической ситуации, остро встаёт вопрос о импортозамещении зарубежного программного обеспечения, в связи с чем приходится искать достойные альтернативы для привычных инструментов, способных моделировать процессы обработки металлов давлением [1]. Процессы листовой обработки особенно нуждаются в таких САЕ-системах, так как до сих пор осталось множество нерешённых вопросов, связанных с высокими степенями деформации и их влиянии на листовую заготовку [2–3].

В статье показан пример использования отечественного программного комплекса QFORM V10, в частности модуля листовой штамповки, для проверки технологии получения детали «Тройник».

### Параметры процесса

Исследуемая деталь «тройник» (размер в соответствии с ГОСТ 17376-2001 «Конструкция тройника равнопроходного», для номинального диаметра 65мм) соединяется операцией сварки из двух половин. Каждая половина штампуется в три перехода из заготовки с размерами 216 x 178 x 1,5 с вырезами радиусом 40 мм. Материал заготовки: титановый сплав ВТ20, свойства представлены на рис. 1. Температура заготовки: 800 °С, температура оснастки: 700 °С, температура окружающей среды варьируется в расчетах от 450–750 °С. Расстояние между жестким прижимом и матрицей варьируется в вариантах расчета от 1,5мм, что соответствует толщине заготовки, до 2 мм. Материал инструмента: 5ХНМ.

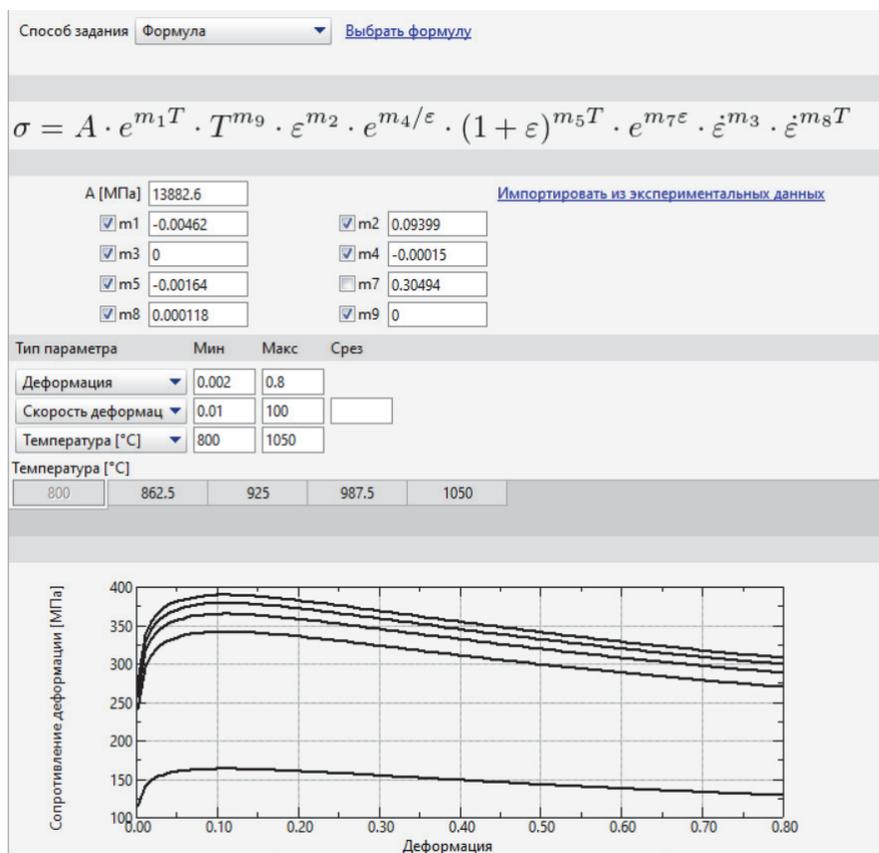


Рис. 1. Свойства материала VT20

Исходя из T-образной формы детали, было сделано предположение о форме заготовки с двумя вырезами радиусом 40 мм. Оснастка состоит из матрицы, пуансона и прижима. Заготовка и оснастка в сборе представлены на рис. 2.

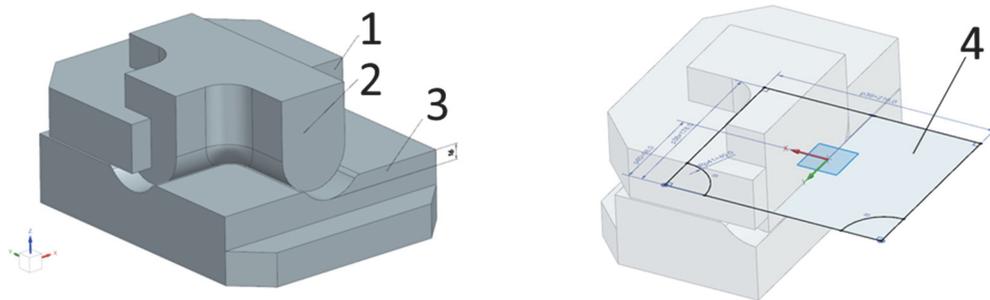


Рис. 2. Оснастка (1 – прижим, 2 – пуансон, 3 – матрица, 4 – заготовка (1-й переход))

Геометрия матрицы изменяется для каждого перехода, геометрия прижима и пуансона одинакова для всех переходов. Трехмерная модель  $\frac{1}{2}$  симметричной части матрицы для каждого перехода, прижима и пуансона представлены на рис. 3.

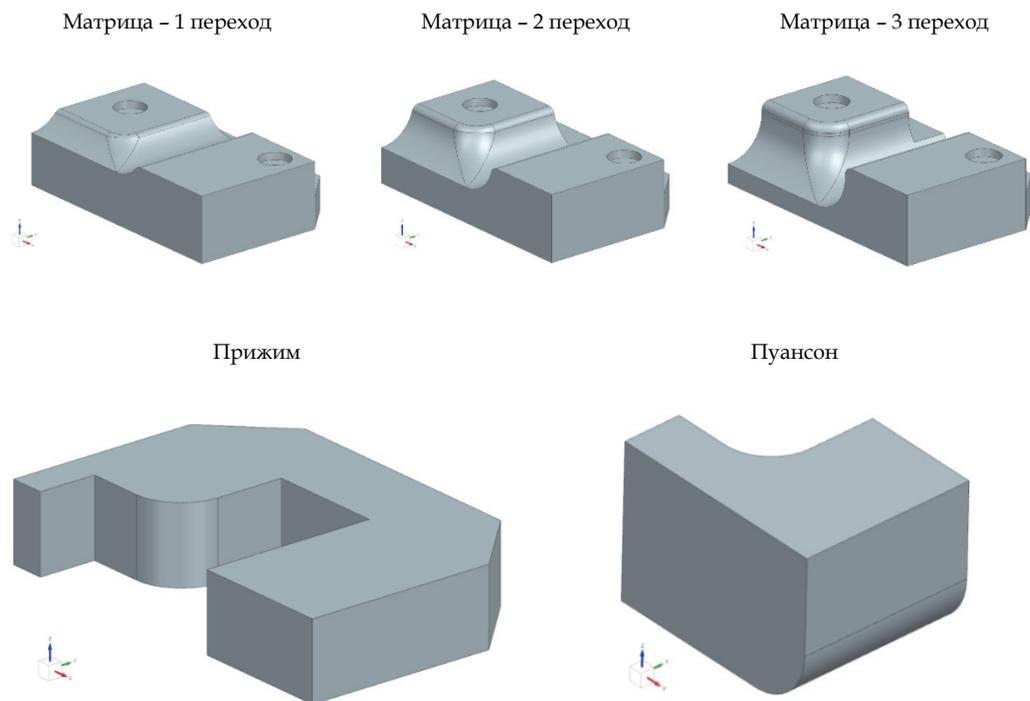


Рис. 3. 3D-модели  $\frac{1}{2}$  части геометрии для моделирования процесса штамповки

### Параметры моделирования

Условием остановки пуансона было выбрано расстояние между инструментами 1,5 мм.

Для отслеживания вероятности разрушения заготовки был задан критерий Колмогорова из библиотеки QFORM V10 и график предельных деформаций материала BT20 (рис. 4).

Параметры трения также были заданы из библиотеки QFORM V10 с рекомендованными значениями: фактор трения 0,5; коэффициент Леванова 1,25; коэффициент теплопередачи постоянная величина 45000 Вт/м<sup>2</sup>К; коэффициент паузы 0,05.

Выполнено моделирование трех переходов штамповки.

### Результаты моделирования

В результате моделирования, при помощи инструментов программы QFORM были получены поля температур, напряжений, деформаций и разрушения по критерию Колмагорова. Распределение полей температур и возможность разрушения по критерию Колмогорова для заключительного перехода штамповки представлено на рис. 5. Поля интенсивностей напряжений и деформаций представлены на рис. 6.

Критерий Колмогорова

Предельная деформация

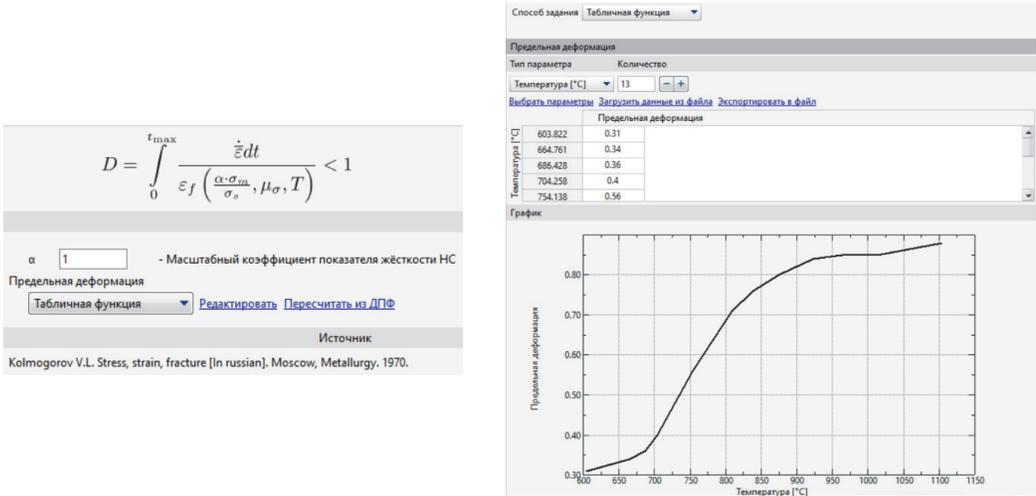


Рис. 4. Задание предельных возможностей процесса для моделируемой задачи

Поле температур, °C

Разрушение по критерию Колмагорова

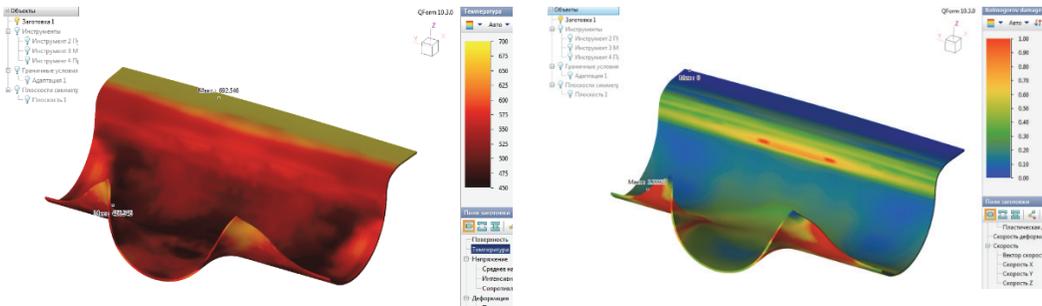


Рис. 5. Эшоры распределения температуры и возможность разрушения по критерию Колмогорова для заключительной стадии штамповки

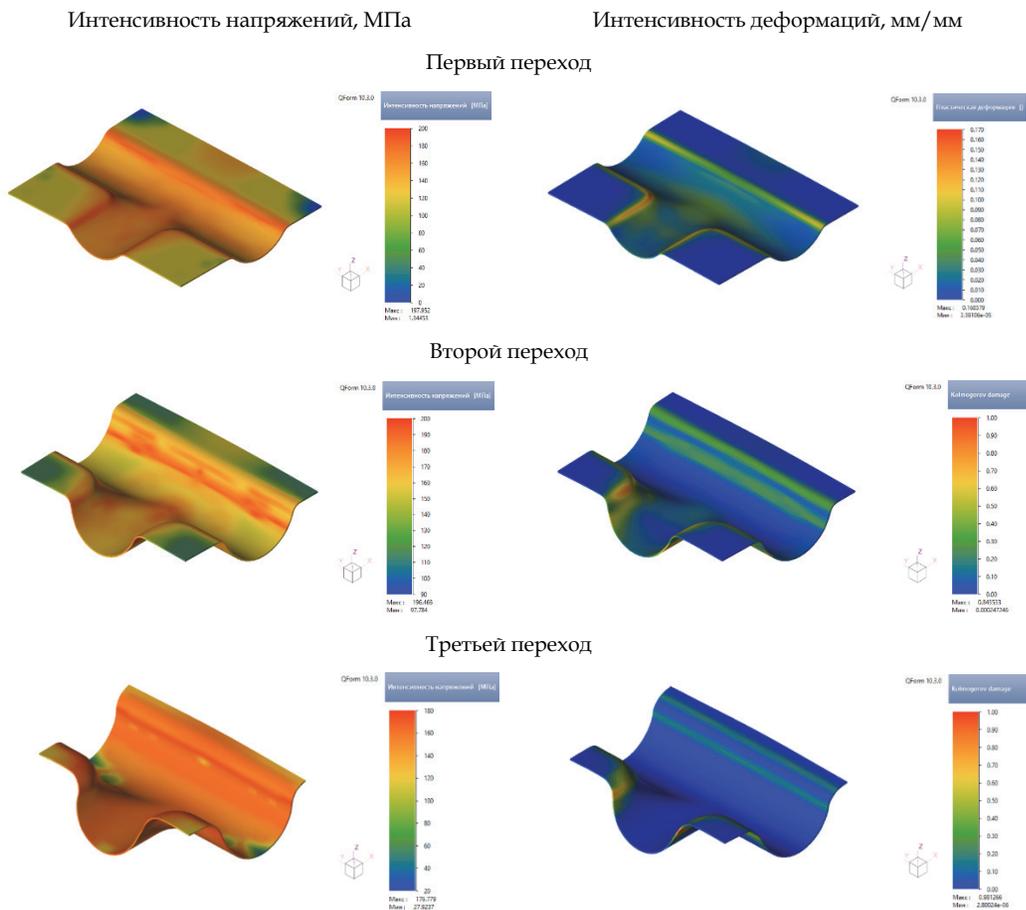


Рис. 6. Эпюры интенсивности напряжений и деформаций для трех переходов штамповки

Из результатов моделирования можно сделать вывод о необходимости стабилизации температурного режима и, при несоблюдении требований к распределению температуры штамповки, вероятном разрушении заготовки в области радиусного скругления пуансона.

### Вывод

Исследуемый технологический процесс требует корректировки температурного режима и ряда технологических параметров - формы и размеров заготовки, параметров прижима. В противном случае возможно разрушение изделия на третьем переходе штамповки в области переднего торца тройника в месте радиусного закругления матрицы.

Данное моделирование показывает возможность использования программы QFORM V10 при проектировании технологических процессов изготовления листовых деталей. Присутствует широкий спектр аналитических инструментов, таких как поле интенсивности деформаций, поле интенсивности напряжений, поле температур и даже поле областей возможного разрушения, что позволяет производить качественную оценку возможности получения изделия.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Харсеев В.Е. Совершенствование процессов холодной листовой штамповки на основе оценки степени использования ресурса пластичности материала заготовки: автореферат. – Москва : Издательство Московского Политеха, 2016.

2. ГОСТ Р 57700.2–2017. Численное моделирование для разработки и сдачи в эксплуатацию высокотехнологичных промышленных изделий. Сертификация программного обеспечения: дата введ. 2017-05-01. – Москва : Стандартформ, 2018. – 7 с.

3. Вестник Донского государственного технического университета. – 2018. – Т. 18. – № 1, – С. 38–49.

## СХЕМЫ ДЕФОРМИРОВАНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОГО ДНИЩА

Ю.С. Охупкин, научный руководитель – И.П. Попов, Е. Г. Демьяненко

Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королёва  
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, д. 34  
E-mail: yura\_ohupkin.63@mail.ru

**Аннотация.** Целью исследования является выбор схемы формообразования крупногабаритного тонкостенного днища с применением существующих процессов деформирования в обработке металлов давлением. Проанализированы четыре варианта штамповки в инструментальных штампах на гидравлическом прессе двойного.

**Ключевые слова:** днище; деформирование; заготовка; гофрообразование; вытяжка; переход; утонение.

В настоящее время выбор способа изготовления днищ топливных баков ракетносителей определяется в том числе их геометрической формой, которая может быть: сферической, полусферической, тороидальной или цилиндрической. Они должны обладать высокой прочностью при больших размерах и малом весе. Кроме того, к ним предъявляются эксплуатационно-технические требования: минимальный расход материала и количество операций, равномерность толщины детали, использование специального и уникального оборудования; высокие требования к точности, определяемые величиной утонения, упругой отдачей и образованием гофра [1]. Объектом исследования является сферическое днище  $R = 1500$  мм, толщиной  $S_0 = 13$  мм из сплава АМг6М, представленное на рис. 1.

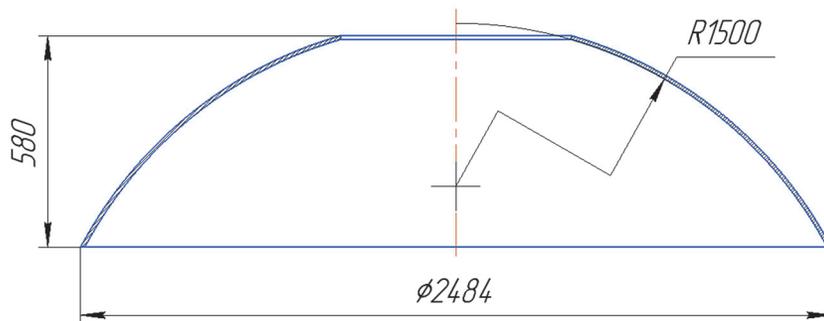


Рис. 1. Сферическое днище

Холодная штамповка днищ обладает существенным преимуществом – заготовка не требует наличия специального оборудования; предварительного нагрева для обеспечения формообразования, что удешевляет производство и уменьшает его цикл изготовления. Полученные детали не требуют дополнительной обработки, у них высокая точность при использовании заготовок толщиной более 10 мм в сравнении с другими способами изготовления крупногабаритных днищ: ротационная вытяжка; фланжирование; горячая штамповка; сварка из секторов.

Так как крупногабаритная оснастка является дорогостоящей, необходимо обеспечить точность изготовления днища с минимальным количеством переходов [3], поэтому для разработки технологии будем рассматривать холодную штамповку (вытяжка в инструментальных штампах).

Для этого были разработаны схемы деформирования крупногабаритного днища из заготовки толщиной 14мм.

На рис. 2 представлен возможный вариант деформирования в инструментальном штампе за два перехода вытяжки двумя различными пуансонами в матрицу одной геометрии. Заготовка укладывается на верхнюю поверхность матрицы, после чего прижимается к ней кольцевым прижимом. Далее пуансон движением вниз осуществляет первый переход вытяжки заготовки в полость матрицы. На втором переходе вытяжки заменяется пуансон с плоским дном на сферический пуансон и процесс повторяется с переформовкой плоского участка заготовки и вытяжкой конечного сферического днища с использованием той же матрицы.

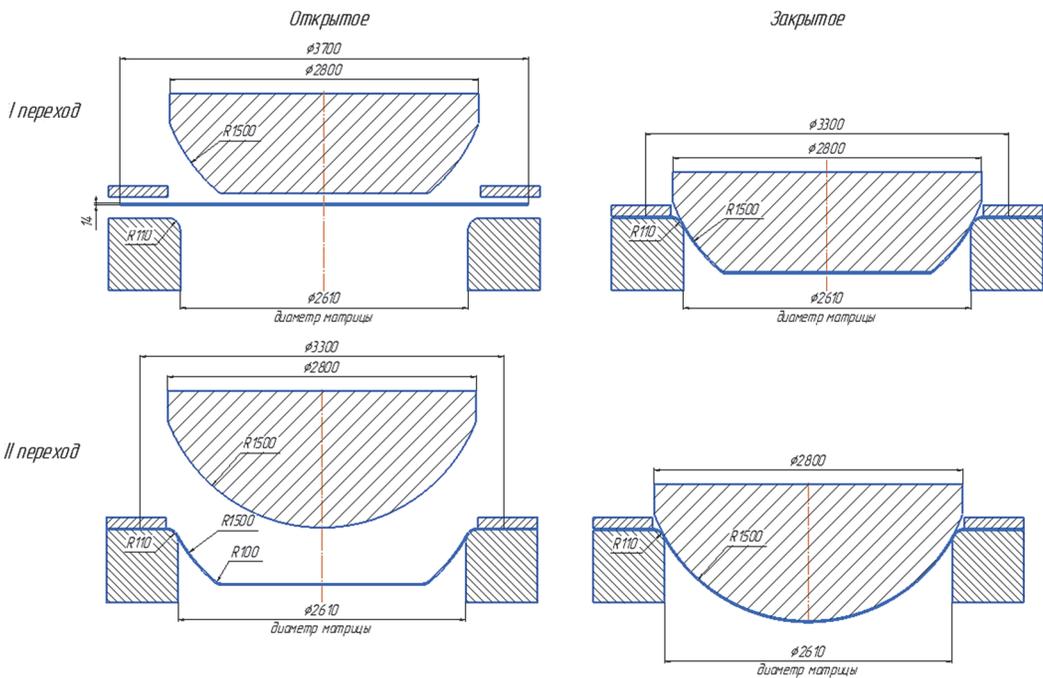


Рис. 2. Вариант деформирования первый

На рис. 3 представлен наиболее распространённый вариант изготовления днищ на производстве: реализуется в инструментальном штампе за два перехода вытяжки, с использованием одного пуансона и двух матрицы разного внутреннего диаметра. Заготовка укладывается на верхнюю поверхность матрицы первого перехода, после чего прижимается к ней кольцевым прижимом. Далее пуансон движением вниз осуществляет первый переход вытяжки заготовки в полость матрицы. На втором переходе

вытяжки устанавливается матрица второго перехода и кольцевой прижим второго перехода. Процесс осуществляется аналогично с первым переходом, с вытяжкой конечного сферического днища.

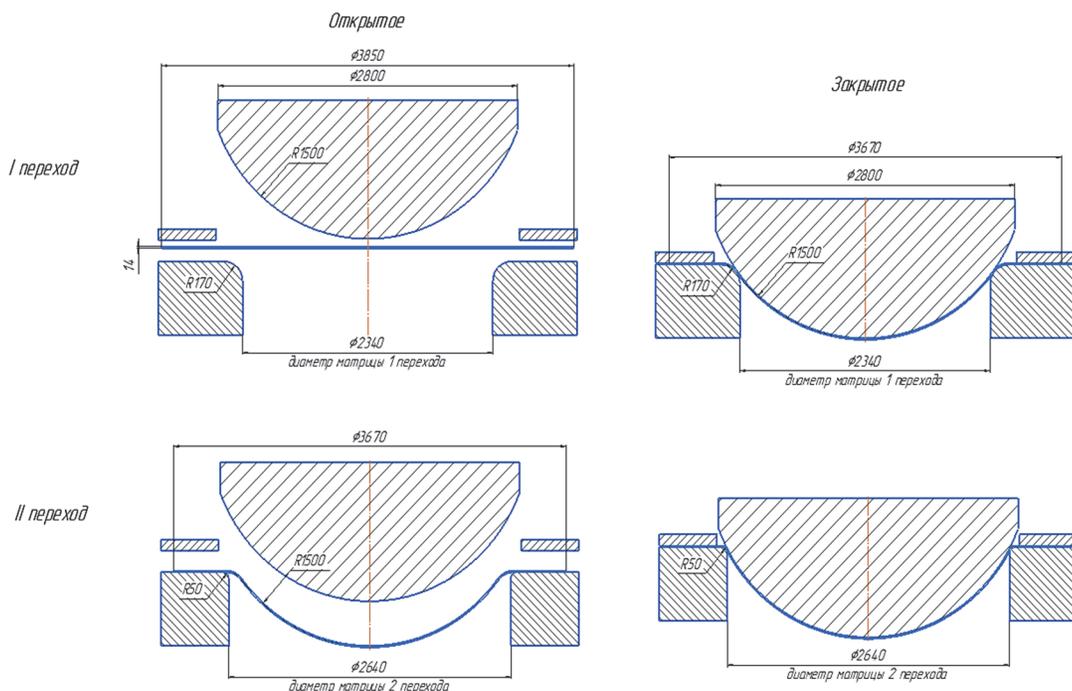


Рис. 3. Вариант деформирования второй

На рис. 4 и 5 представлены модифицированные варианты деформирования двух предыдущих схем, путём добавления первого перехода вытяжки.

Их отличием является реализация на первом переходе процесса отбортовки для исключения движения фланца в полость матрицы и на последующих переходах - процесса вытяжки. Здесь проверяется возможности сдерживания складкообразования на свободной части заготовки второго и третьего перехода. На первом переходе третьей и четвертой схемы заготовка укладывается на верхнюю часть пуансона и реализуется процесс отбортовки фланца заготовки. Следующие переходы вытяжки осуществляются по этапам первого и второго варианта деформирования.

Для анализа и проверки работоспособности представленных вариантов использовали моделирование в программном продукте Ansys Ls-Dyna.

Анализ моделирования четырех вариантов штамповки исследуемого крупногабаритного днища показывает, что наиболее предпочтительным является второй вариант деформирования. Тенденция к гофрообразованию при этом варианте минимальна, также наблюдается незначительное утонение заготовки до 12,91 мм при допустимом – 13 мм.

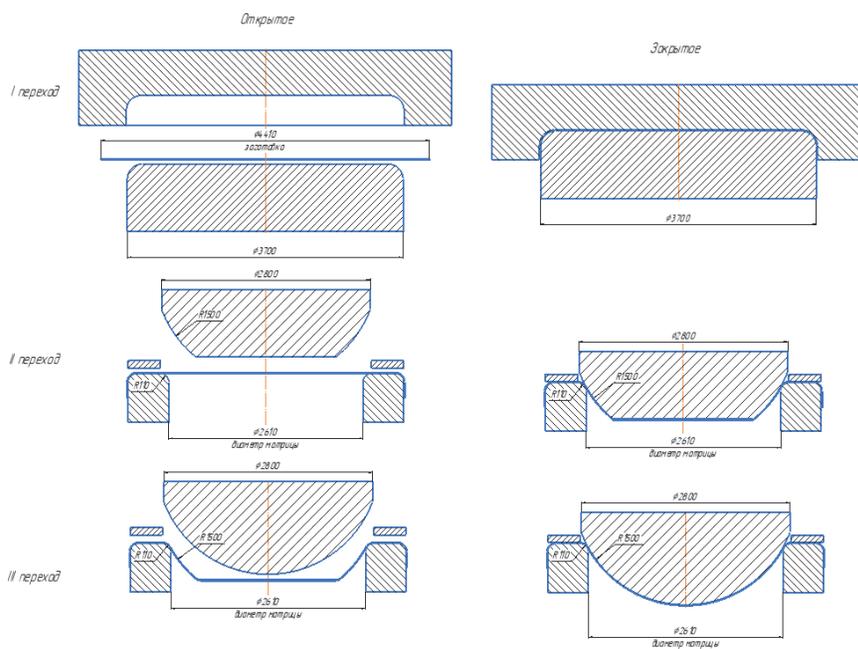


Рис. 4. Вариант деформирования третей

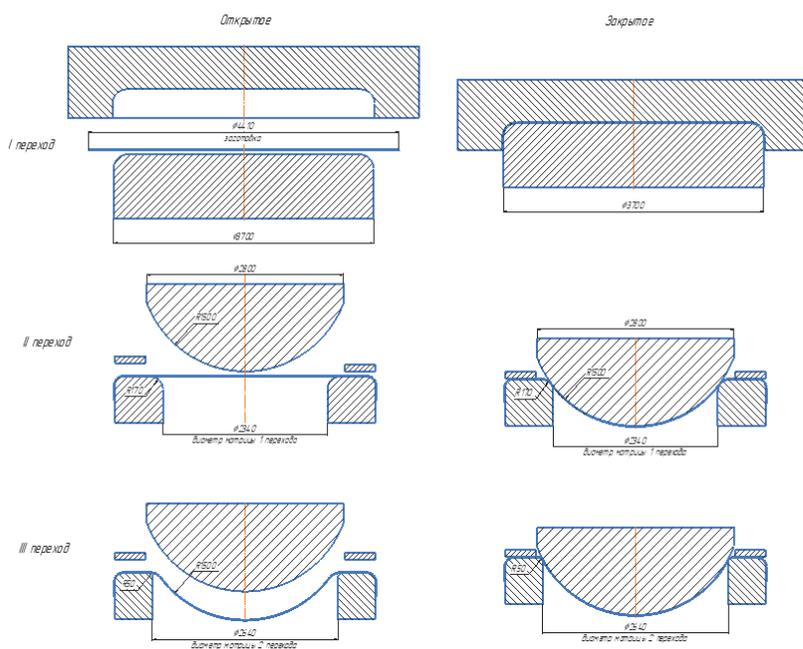


Рис. 5. Вариант деформирования четвертый

Следовательно, возможно использование второго варианта для последующей работы, поиска оптимального количества переходов вытяжки, равномерного распределения толщины по сферической части детали, уменьшение изначальной толщины заготовки. Результаты моделирования значительно сокращают поставленные сроки разработки технологических процессов, время проектирования оснастки и проведения опытных работ, а также снижаются расходы на дорогостоящую оснастку.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Мельников Э.Л. Холодная штамповка днищ [Текст] / Э. Л. Мельников. – Москва: Машиностроение, 1976. – 183 с.: ил.; 21 см.
2. Мошин Е. Н. Технология штамповки крупногабаритных деталей [Текст]. – Москва: Машиностроение, 1973. – 240 с.: ил.; 22 см.
3. Аникин В. М. Справочник конструктора штампов для холодной штамповки: В. М. Аникин, Ю. С. Лукашин [Текст]. – Москва: Машгиз, 1960. – 295с.: ил.; 21 см.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГИБКИ В ШТАМПЕ С УПРУГИМ ЭЛЕМЕНТОМ ИЗ АЛЮМИЕВЫХ СПЛАВОВ В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ QFORM

Е.С. Нестеренко, А.И. Трифонов

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева  
443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, д. 34*

**Аннотация.** В статье представлено исследование технологических параметров при гибке в штамповой оснастке при использовании упругого элемента при изготовлении детали, а также моделирование данного процесса.

**Ключевые слова:** заготовка, одноуголовая гибка, штамп, угол пружинения, нейтральный слой, радиус гибки, алюминированный сплав.

**Abstract:** In current article we describe an investigation of Banding in a tool with elastic element process to produce part and simulation of that process.

**Keywords:** semi-product, one-angle banding, tool, elasticity angle, neutral layer, banding radius, aluminum alloy.

Алюминий и его сплавы используют практически повсеместно – в быту, производстве, сельском хозяйстве, машиностроении, авиастроении, строительстве. Используются в различных отраслях благодаря своим уникальным свойствам, таким как малый вес, прочность, устойчивость к коррозии и агрессивным средам, высокая электропроводность и простота обработки.

В большинстве случаев в холодной штамповке во время технологической операции «гибка» применяют радиус с малым закруглением, при этом толщина заготовки становится меньше, а сам нейтральный слой смещается в сторону сжатых волокон.

Большое распространение получила гибка V-образных деталей. Для их получения применяются методы обработки металлов давлением, зачастую холодная листовая штамповка. Изготовление данных деталей возможно в инструментальном штампе, однако при гибке в инструментальном штампе, полученная деталь раскрывается на угол больше заданного, что является следствием упругого пружинения, которое компенсируют процессом калибровки с помощью полного зажатия детали между пуансоном и матрицей, имеющими заданные параметры геометрии. В данном случае необходимо большее усилие чем при свободной гибке и смена инструмента, в зависимости от каждой детали [1].

Регулировать угол пружинения, для исключения операции калибровки, можно используя способ штамповки в инструментальном штампе с упругим элементом. Общий вид инструментального штампа представлен на рис. 1.

Гибка заготовки в данном случае осуществляется с помощью приложения усилия со стороны пуансона. Регулируя ход пуансона и усилие гибки можно управлять углом раскрытия после снятия нагрузки, тем самым получить деталь заданных размеров.

На рис. 2 представлена модель штампа с упругим элементом в программном комплексе QForm в начальный момент времени.

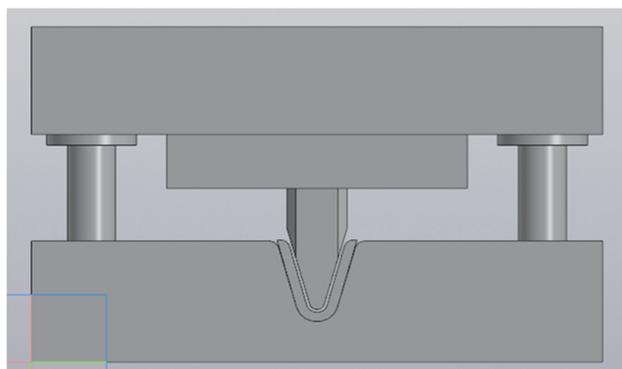


Рис. 1. Общий вид инструментального штампа



Рис. 2. Размещение упругого элемента в матрице

Для моделирования процесса гибки с использованием упругого элемента в данной работе будет использоваться программный комплекс QForm. Основным методом моделирования использующийся в данном программном комплексе является метод конечных элементов. Таким образом, рассчитываемая область, которой является инструмент и заготовка, разбивается на определённое количество элементов, имеющих форму гексаэдров или треугольников [4].

Метод конечных элементов имеет широкое распространение в инженерных расчетах. Однако следует иметь в виду, что некоторые допущения как при постановке задачи, так в процессе численного решения, дают идеализированные расчёты, которые могут отличаться от реальных данных, полученных за счёт экспериментов [4].

Следует отметить, что пластической деформации в данной операции подвергается только заготовка, упругий элемент деформируется упруго, то есть после разгрузки возвращается в исходное положение.

На рис. 3 представлены расчёты напряжений, возникающие в заготовке.

На рис. 3 указано максимальное напряжение в заготовке (материал АМцН2, толщина 1 мм) – 160,24 МПа в зоне радиусной части. Перед радиусной частью напряжения изменяются в диапазоне от 42 МПа до 137,2 МПа, как показано на рис. 3.

На рис. 4 представлен расчёт напряжений, возникающих в упругом элементе.

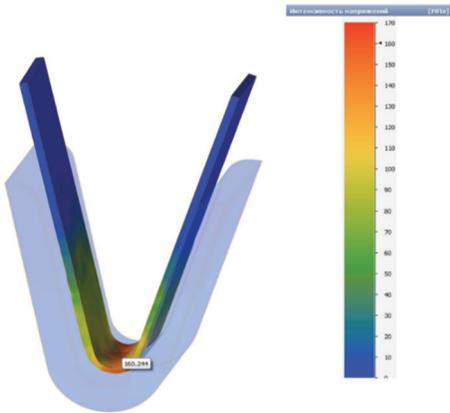


Рис. 3. Напряжения на заготовке при нагружении с упругим элементом

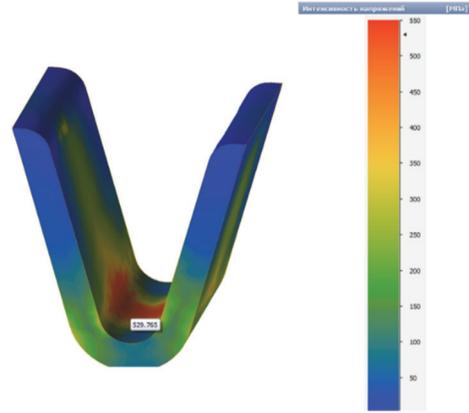


Рис. 4. Напряжения на упругом элементе при нагружении

Максимальное напряжение – 529,8 МПа зафиксировано в зоне касания детали, а именно в радиусной части. По ходу удаления от радиусной части напряжения плавно уменьшаются, но остаются достаточно большими вследствие небольшого радиуса относительно толщины детали. Предел упругости материала упругого элемента (Сталь 70) – 835 МПа, следовательно, пластически он не деформируется.

На рис. 5 и 6 представлены расчёты упругих деформаций заготовки и упругого элемента соответственно.

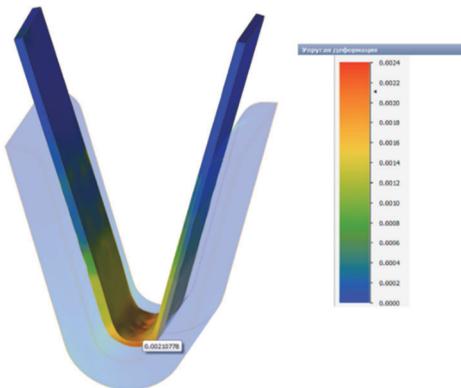


Рис. 5. Расчёт упругой деформации заготовки с упругим элементом

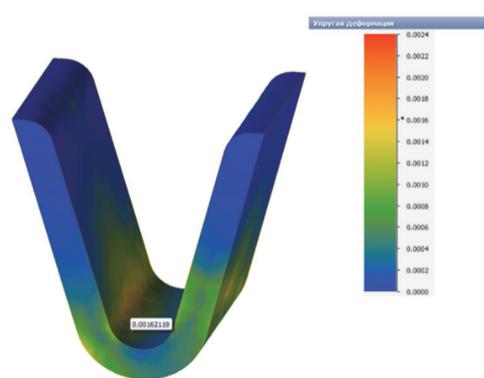


Рис. 6. Расчёт упругой деформации упругого элемента

Наибольшая упругая деформация – 0,0021 наблюдается в зоне радиусной части заготовки, с отдалением в зону края детали плавно уменьшается. На упругом элементе максимальное значение упругой деформации равно 0,0016.

На рис. 7 и в табл. 1 представлены экспериментальные данные.

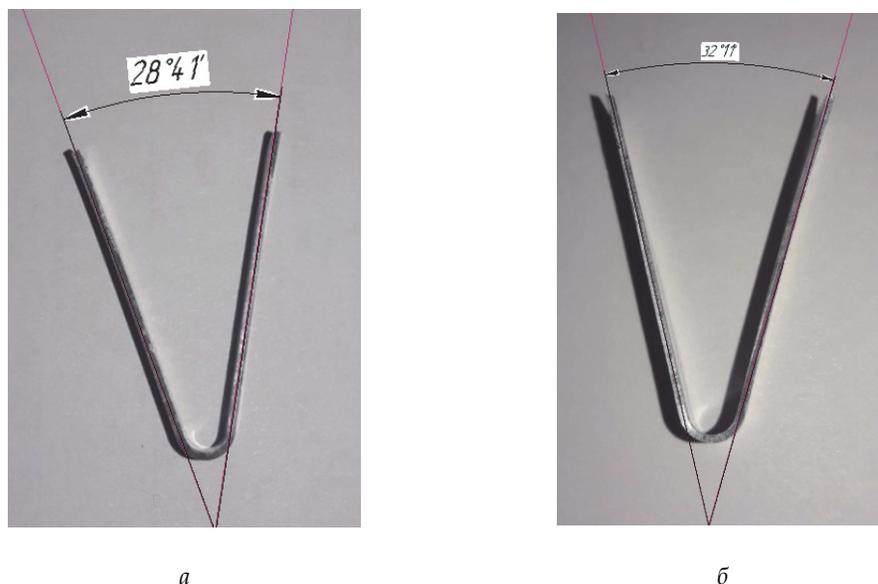


Рис. 7. Экспериментальные данные:

*a* – деталь из АМцН2, в штампе с упругим элементом; *б* – деталь из АМцН2, полученная в штампе с жестким элементом

Т а б л и ц а 1

**Сравнение результатов эксперимента с упругим и жестким элементами**

Марка материала	Необходимый угол	Теоретический расчёт	Эксперимент с упругим элементом	Эксперимент с жестким элементом	Разница от искомого угла в % для упругого случая	Разница от искомого угла в % для жесткого случая
АМцН2	30°	27°10'	28°46'	32°11'	-4,1	+6,8
АД1Н		27°21'	28°58'	31°48'	-3,4	+5,7

Исходя из результатов можно сделать вывод, что упругий элемент действительно уменьшает угол пружинения. Эту конструкцию можно отнести к полезной модели для единичного или мелкосерийного производства, где допускается использование специализированных штампов для получения деталей, с её помощью можно регулировать угол детали, тем самым обеспечивая высокую точность.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Схема штампа для операции гибки V-образных деталей / Волгушев А.А., Нестеренко Е.С. // Сборник тезисов докладов международной конференции «Гагаринские чтения». Т. 3. – М. : МАИ. 2018. – 260 с.
2. Рудман, И.Л. Справочник конструктора штампов: Листовая штамповка [Текст]: для инженеров-конструкторов штампов листовой штамповки и технологов листоштамповочного производства / В.Л. Марченко, Л.И. Рудман, А.И. Зайчук и др – М. : Машиностроение, 1988.
3. Мельников Э.Л. Холодная штамповка днищ [Текст]: Научная и учебная литература / Э.Л. Мельников - 2-е изд., перераб., доп. – Москва : Машиностроение, 1986.
4. Моделирование процессов обработки металлов давлением в программе QFORM V8: методические указания / составители: В.Р. Каргин, А.В. Казаков. – Самара : Издательство Самарского университета, 2021. – 56 с.
5. Глушников В.А. Основные элементы инструментальных штампов листовой штамповки: учебное пособие / В.А. Глушников. – Самара : Издательский дом «Федоров», 2017. – 28 с.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНЖЕНЕРНОГО МЕТОДА РЕШЕНИЯ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ НОВОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА

А.В. Багина, студент, М.М. Стройков, Е.Г. Демьяненко, д.т.н., профессор

*Самарский университет  
443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, д. 34*

При постановке задачи по проектированию нового технологического процесса используется инженерный метод решения [2,3] для выбранного способа формообразования, т.е. выявляется механизм и проводится анализ напряженно-деформированного состояния заготовки в процессе формоизменения. Аналитическое решение базируется на основных положениях, но при этом вводятся допущения в теории пластического деформирования листовых материалов. Кроме традиционных допущений: материал считаем трансверсально-изотропным телом [4], трение учитывается по закону Кулона.

Но возможны дополнительные допущения для упрощения расчетов такие, как:

- упрочнение металла представляется в виде линейной функции [1]. Эта зависимость достаточно точна, если исходить из того, чтобы величина накопленной деформации была близка к реальной на заданном интервале деформирования [1];

- предположение, что давление, создаваемое эластичным элементом должно увеличиться для случая больших напряжений и уменьшиться для случая применения более тонких заготовок. Другими словами давление, как и в уравнении Лапласа [5] выражено через параметры  $\sigma_p$  и  $S_T$ .

Исследуются способы деформирования, основанные на процессах отбортовки, формовки для получения тонкостенных осесимметричных деталей усеченной сужающейся формы (обшивки отсеков, обтекатели, топливные баки различных форм и размеров, баллоны, сопловые оболочки, оболочки камер сгорания двигателей и др.) применяемых при изготовлении аэрокосмической техники. Для проведения анализа напряженно-деформированного состояния процесса формовки проверим условие плоско-деформированного состояния в случае получения постоянной толщины тонкостенных деталей конической формы. Определим максимально возможную погрешность допущения для предельного случая формовки:

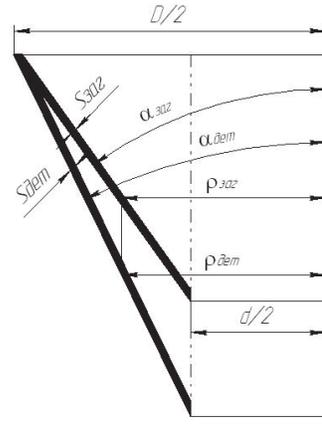
Основой расчета является постоянство объема металла заготовки и детали:

$$V_{\text{заг}} = V_{\text{дет}} \cdot \frac{F_{\text{заг}} S_{\text{заг}}}{F_{\text{дет}} S_{\text{дет}} S_{\text{дет}}}, \quad (1)$$

где  $V_{\text{заг}}$ ,  $V_{\text{дет}}$  – объем заготовки, детали;  $F_{\text{заг}}$ ,  $F_{\text{дет}}$  – площадь заготовки, площадь детали;  $S_{\text{заг}}$ ,  $S_{\text{дет}}$  – толщина заготовки, толщина детали.

Рис. 1. Деталь конической формы:

$D$  – диаметр большего основания детали;  $d$  – диаметр меньшего основания детали;  $\alpha_{\text{заг}}$  – угол конусности заготовки;  $\alpha_{\text{дет}}$  – угол конусности полученной детали;  $\rho_{\text{заг}}$  – координата элемента по радиусу до формообразования;  $\rho_{\text{дет}}$  – координата того же элемента по радиусу после формообразования



Считаем, что диаметры  $D$  и  $d$  соответственно равны большему и меньшему диаметрам основания заготовки без учета припуска под зажимы и не меняются в процессе формообразования.

$$F_{\text{заг}} = \frac{\pi(D+d)}{2} \frac{D-d}{2 \sin \alpha_{\text{заг}}} = \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4 \sin \alpha_{\text{заг}}}. \quad (2)$$

Запишем (1) с учетом (2):

$$\frac{\pi(D^2 - d^2)}{4 \sin \alpha_{\text{заг}}} S_{\text{заг}} = \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4 \sin \alpha_{\text{дет}}} S_{\text{дет}}. \quad (3)$$

Из соотношения (3) определим:

$$S_{\text{дет}} = S_{\text{заг}} \frac{\sin \alpha_{\text{дет}}}{\sin \alpha_{\text{заг}}}. \quad (4)$$

Условие постоянства объема запишем с учетом (4):

$$\frac{\pi(D^2 - 4\rho_{\text{заг}}^2)}{4 \sin \alpha_{\text{заг}}} S_{\text{заг}} = \frac{\pi(D^2 - 4\rho_{\text{дет}}^2)}{4 \sin \alpha_{\text{дет}}} S_{\text{дет}} = \frac{\pi(D^2 - 4\rho_{\text{дет}}^2)}{4 \sin \alpha_{\text{дет}}} S_{\text{заг}} \frac{\sin \alpha_{\text{дет}}}{\sin \alpha_{\text{заг}}}.$$

Из полученного соотношения, в котором левая и правая части одинаковы, можно сделать вывод:

$$\rho_{\text{заг}} = \rho_{\text{дет}}.$$

Таким образом, координаты элемента до и после формообразования равны и используемое допущение приемлемо.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Дмитриев А.М.* Технологияковки объемной штамповки. Часть1. Объемная штамповка вы-  
давливанием / А.М. Дмитриев, А.Л. Воронцов. – М. : Высшая школа, 2002. – 400 с.
2. *Колмогоров В.Л.* Механика обработки металлов давлением / В.Л. Колмогоров. – Екате-  
ринбург: Уральский государственный технический университет (УПИ), 2001. - 836 с.
3. *Сторожев М.В.* Теория обработки металлов давлением / М.В. Сторожев, Е.А. Попов. – М. :  
Машиностроение, 1971. – 424 с.
4. *Томленов А.Д.* Пластическое течение металлов / А.Д. Томленов. – М. : Наука, 1968. – 148 с.
5. *Унксов, Е.П.* Теорияковки и штамповки: учебное пособие для студентов машиностроитель-  
ных и металлургических специальностей вузов / Е.П. Унксов, У. Джонсон, В.Л. Колмогоров и др.;  
под общ. ред. Е. П. Унксова, А.Г. Овчинникова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М. : Машиностроение,  
1992. – 720 с.

## ПРОЦЕСС ВЫТЯЖКИ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СПЛАВА D16

### THE PROCESS OF DRAWING AXISYMMETRIC PARTS MADE OF ALLOY D16

А.С. Синичкин, студ., Е.С. Нестеренко, к.т.н., доц.

*Самарский национальный исследовательский университет  
им. академика С.П. Королева (Самарский университет)*

*443086, Приволжский федеральный округ, Самарская область, г. Самара, Московское шоссе, д. 34*

*E-mail: sinart001@mail.ru, nesterenko77@mail.ru*

**Аннотация.** В статье представлены результаты экспериментов, проведенных в штамповой оснастке на оборудовании ZWICK Roell BUP 200. Результаты экспериментов подтверждают ликвидацию гофробразования на фланце заготовки при использовании упругих элементов в штампе.

**Ключевые слова:** листовая заготовка, фланец, гофробразование, разнотолщинность, деформация.

**Abstract.** The article presents the results of experiments conducted in die tooling on ZWICK Roell BUP 200 equipment. The experimental results confirm the elimination of corrugation on the flange of the workpiece when using elastic elements in the die.

**Keywords:** sheet billet, flange, wrinklings, deformation, thickness difference.

Листовая штамповка широко применяется в авиастроении для изготовления прочных и легких деталей. В процессе их изготовления необходимо соблюдать требования к минимальной разнотолщинности и качеству поверхности [1].

На кафедре обработки металлов давлением Самарского университета был разработан Поповым Игорем Петровичем, Еленой Сергеевной Нестеренко, Кузиной Антониной Александровной способ вытяжки с упругими элементами [2]. Данный способ используется для вытяжки осесимметричных деталей. Суть способа заключается в том, что на протяжении всего процесса прижим и матрица соприкасаются с поверхностью фланца заготовки.

При обычной штамповке в инструментальном штампе заготовка под действием усилий и образования свободной поверхности между фланцем и прижимом может потерять устойчивость [3].

Устранить образование гофр возможно применив специальную конструкцию штампа с упругими элементами (рис. 1).

Эксперименты проводились на универсальной машине ZWICK Roell BUP 200 (рис. 2).

Результаты экспериментов представлены на рис. 3, 4 и в табл. 1.

Из полученных результатов можно сделать вывод, что у детали, получаемой вытяжкой в штампе с упругими элементами, толщина более размеренно распределяется по всей образующей. Наиболее ярко это различие видно на фланце готовой детали.

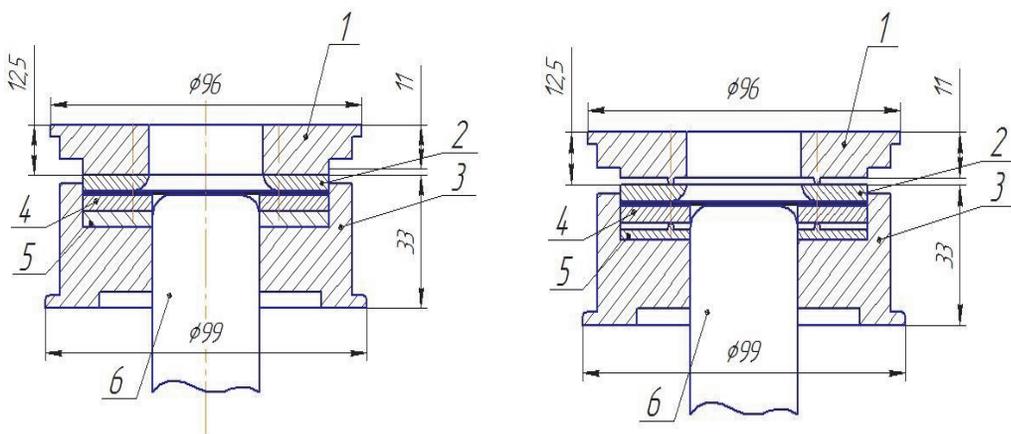


Схема штампа с жесткими элементами

Схема штампа с упругими матрицей и прижимом

Рис. 1. Схема штампа для вытяжки:

1 – прижимное кольцо; 2 – матрица; 3 – обойма; 4 – прижим; 5 – опорное кольцо; 6 – пуансон

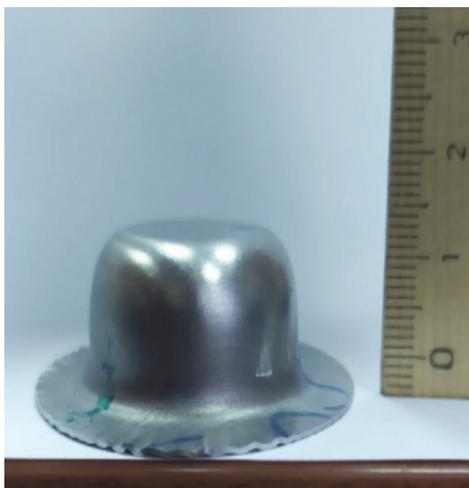


Рис. 2. ZWICK Roell BUP 200:

1 – насадка (откидная) с держателем приспособления; 2 – столешница; 3 – центральный переключатель; 4 – потенциометр для усилия прижима и скорости вытяжки; 5 – модуль управления и индикации; 6 – клавиши управления



С жесткими элементами  
 $D_{\text{ф}} = 56 \text{ мм}, H = 12 \text{ мм}, D_{\text{д}} = 33 \text{ мм}$



С упругими элементами  
 $D_{\text{ф}} = 52 \text{ мм}, H = 16 \text{ мм}, D_{\text{д}} = 33 \text{ мм}$

Рис. 3. Результаты испытаний на вытяжку для материала Д16, диаметр заготовки 66 мм, толщина 0,5 мм

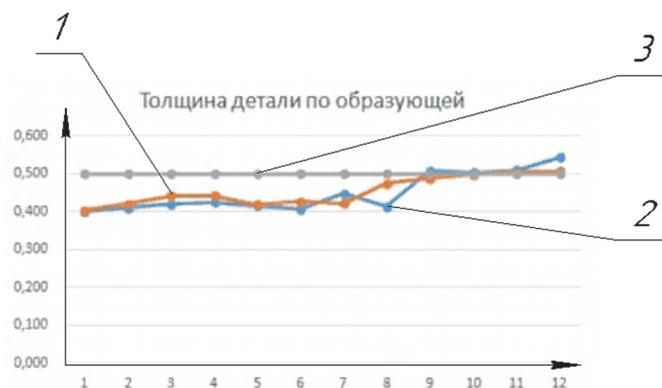


Рис. 4. Замер толщины заготовки из сплава Д16 диаметром 66 мм и толщиной 0,5 мм:

1 - с упругими элементами, 2 - с жесткой оснасткой, 3 - номинальная толщина

Таблица 1

**Значения разнотолщинности заготовки из сплава Д16  
в зависимости от типа элементов**

Материал и значения	Разнотолщинность, %	
	С упругими элементами	С жесткими элементами
Д16 (при $D = 66, S = 1$ )	14,3	24,5
Д16 (при $D = 66, S = 0,5$ )	8	10

Интенсивное гофрообразование происходит при использовании жесткой оснастки.

Исследование показывает, что штамп для глубокой вытяжки осесимметричных деталей, имеющий упругие прижим и матрицу, позволяет улучшить качество поверхности детали и снизить гофрообразование фланца.

**СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ**

1. *Сторожев М.В., Попов Е.А.* Теория обработки металлов давлением [Текст] / Учебник для вузов. Изд. 4-е, перераб. и доп. М., «Машиностроение», 1977. – 423с.
2. Патент РФ № 2494830. Штамп для глубокой вытяжки осесимметричных деталей / Попов И.П., Нестеренко Е.С., Кузина А.А. Заявка от 0.12.2013.
3. *Шофман, Л.А.* Теория и расчеты процессов холодной штамповки [Текст] / Л.А. Шофман. – М.: Машиностроение, 1964. – 374 с.

## ТЕРМОГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ ПОВРЕЖДЕНИЙ В ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

**А.В. Шевченко, магистрант, Н.А. Рынгач, к.т.н., доцент**

*Новосибирский государственный технический университет*

*630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

*Шевченко А.В., email: natsh40@mail.ru*

*Рынгач Н.А., email: ryngach@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В процессе технического обслуживания газотурбинных двигателей в камере сгорания возникают тепловые и механические повреждения. Чтобы обеспечить безопасность полётов, важно своевременно обнаруживать эти повреждения во время плановых проверок. В настоящее время для проведения инспекций применяется бароскопический метод, который заключается в получении фотографий и видеоматериалов для последующего анализа.

Однако основное внимание следует уделить тепловому неразрушающему контролю, позволяющему выявлять скрытые дефекты и повреждения на ранних стадиях, что способствует своевременному ремонту и повышению уровня безопасности полётов. Статья предлагает к рассмотрению предварительный вариант оборудования для более эффективного проведения инспекций.

**Ключевые слова:** неразрушающий контроль, жаровая труба, термографический метод, повреждения камеры сгорания, тепловизор.

**Annotation.** During the technical operation of the family of aircraft engines in the combustion chamber, characteristic damage may occur, which must be detected in time to ensure flight safety. This is achieved through routine technical inspection and the use of modern inspection methods such as baroscopic. The baroscopic method involves obtaining photo and video images of the inner surface of the combustion chamber using baroscopic, which allows specialists to detect damage. However, it is proposed to pay special attention to the thermographic method, which is more effective and allows you to identify hidden damage and defects at an early stage of their occurrence. This method is based on the use of a thermal imager, which records temperature anomalies and allows you to detect the slightest deviations from the norm. The article describes in detail the principles of operation of thermal imagers and analyzes the results of research conducted using this equipment. As a result, it can be concluded that the thermographic method is the most accurate and effective for detecting damage in the combustion chambers of aircraft engines. It has also been experimentally established that it is best to use halogen lamps to heat the inspected area.

**Keywords:** non-destructive testing, flame tube, engines family, thermal method, combustion chamber damage, thermal imager

### Введение

Тепловой неразрушающий контроль (ТНК) — это передовой метод, который находит широкое применение в различных отраслях промышленности, таких как строительство, энергетика, нефтегазовая и атомная промышленность, а также в области авиационной и космической техники. Благодаря своим уникальным возможностям

ТНК становится всё более актуальным для оперативного контроля авиационных материалов, компонентов и конструкций. [1]

Обладая рядом преимуществ перед другими методиками контроля, в частности перед бароскопическим методом, ТНК идеально подходит для контроля труднодоступных элементов конструкции авиационных двигателей. Однако не все дефекты могут быть обнаружены в связи с пределом чувствительности предложенного метода и имеющегося оборудования.

### Теория

Основной параметр ТНК – температура, которая служит количественным показателем внутренней энергии объектов, где непрерывно происходят процессы генерации, преобразования, передачи и излучения тепла. Анализ тепловых процессов позволяет получить информацию о протекании физических явлений, состоянии объектов и их качестве.

Тепловой диапазон находится в инфракрасной области электромагнитного спектра, и ИК-диагностика давно зарекомендовала себя как эффективный практический метод при анализе технологических процессов и обслуживании систем и установок [2].

Основные инструменты для регистрации и измерения температуры включают контактные термопары и термометры, а также бесконтактные пирометры и тепловизоры. В пирометрах и неохлаждаемых тепловизорах используются пироэлектрические и микроболометрические приёмники, обладающие минимальной разрешаемой разностью температур около  $0,1\text{ }^{\circ}\text{C}$  и точностью измерения температуры до  $\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Существует два основных направления применения ТНК: пассивное и активное. В пассивном режиме регистрируется собственное тепловое излучение поверхности объекта, обеспечивая необходимый тепловой контраст для визуализации. В активном режиме, особенно при слабом и равномерном излучении объектов, используются дополнительные источники подогрева для повышения теплового контраста. Активный метод более эффективен при контроле авиационных деталей и конструкций [3].

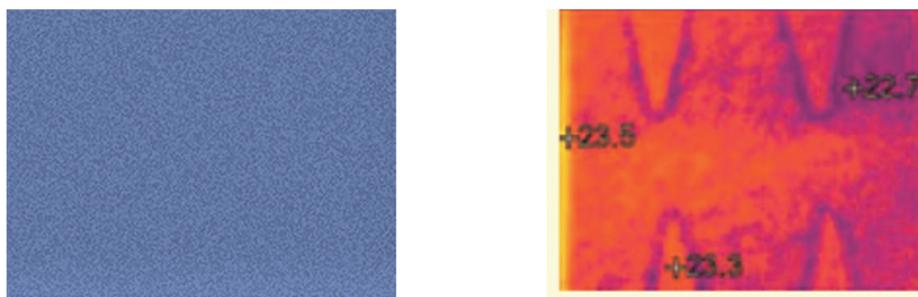


Рис. 1. Тепловизионное изображение (а – пассивное, б – активное)

Тепловую стимуляцию объекта контроля можно осуществлять нагревом или охлаждением, что с теплофизической точки зрения равнозначно при одинаковой мощности теплового потока. Однако, более перспективным является нагрев с помощью

тепловых полей, используя различные источники нагрева, такие как оптические устройства, индукционные и резистивные нагреватели, воздушные пушки, СВЧ-источники и другие [4].

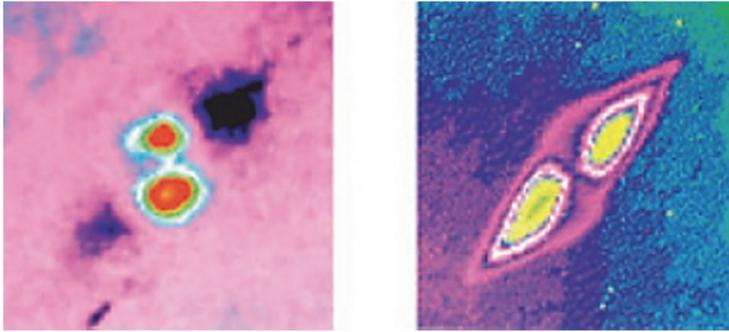


Рис. 2. Примеры дефектов жаровой трубы, обнаруженных ТНК

### Исследования и результаты

Электромагнитное (тепловое или ИК) излучение возникает вследствие колебаний атомов в кристаллической решётке или вращательно-колебательного движения молекул. Принято считать, что ИК излучение лежит в диапазоне 0,75 мкм до 1000 мкм, и находится между видимым спектром и радиоволнами (рис. 3). [5]

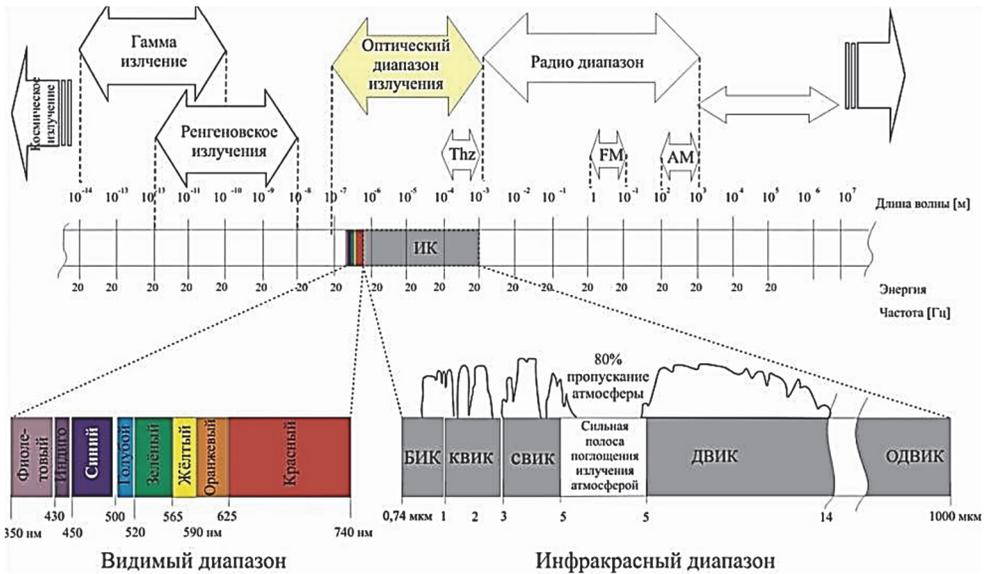


Рис. 3. Электромагнитный спектр

Большие дефекты определяются с помощью простых систем (конвекционным нагревом и тепловизионной камерой) без сложных компьютерных программ. Однако более качественная и количественная оценка неоднородных дефектов сложной формы с разными глубинами их залегания осуществляется с применением импульсной термографии и дополнительным использованием специальных программно – вычислительных средств. [7]

Используемая аппаратура включала неохлаждаемый тепловизор, источники нагрева зоны наблюдения, измеритель температуры поверхности объекта, вычислительное средство для регистрации и архивирования тепловизионных изображений, а также держатель для исследуемых образцов материалов и конструкций.

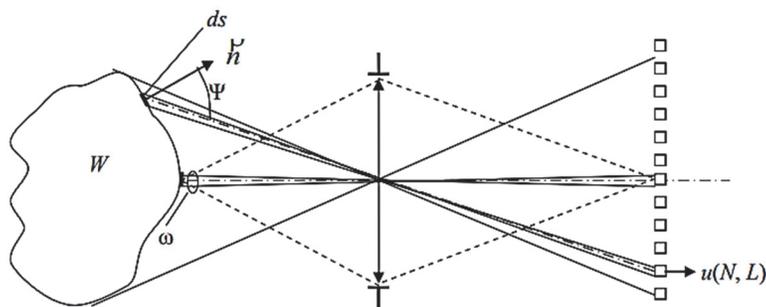


Рис. 4. Схема работы тепловизора

$W$  – светимость теплового излучения наблюдаемого объекта;  $\omega$  – передний апертурный угол оптической системы тепловизора;  $ds$  – элемент поверхности наблюдаемого объекта, нормаль  $n$  к которому составляет угол  $\Psi$  с направлением наблюдения;  $u(N, L)$  – величина видеосигнала приемника излучения;  $N$  – номер строки элемента изображения;  $L$  – номер элемента в строке тепловизионного кадра.

Величина видеосигнала  $u(N, L)$  определяется по следующей формуле:

$$u(N, L) = \frac{1}{\pi} \omega ds \cos \Psi \int_{\lambda_1}^{\lambda_2} S_{\lambda} \tau_a(\lambda) \tau_o(\lambda) W(\lambda, T, x', y') d\lambda, \quad (1)$$

где

$$W(\lambda, T, x', y') = \frac{1}{S(x, y)} \iint W(\lambda, T, x, y) \cdot H(x' - x, y' - y) dx dy; \quad (2)$$

$$W(\lambda, T, x, y) = \varepsilon(\lambda, T, x, y) \cdot W^0(\lambda, T) \varepsilon(\Psi); \quad (3)$$

$$W^0(\lambda, T) = C_1 \lambda^{-5} \frac{1}{e^{c_2/\lambda T} - 1}. \quad (4)$$

В формулах (2–4) приняты следующие обозначения:  $H(x' - x, y' - y)$  – функция рассеяния точки (ФРТ) оптической системы тепловизора;  $s$  – наблюдаемая поверхность объекта;  $\varepsilon$  – коэффициент излучения объекта;  $W_0$  – светимость абсолютно черного тела (АЧТ).

На основании соотношений (1)–(4) можно выразить зависимость величины видео-сигнала  $u$  в тепловизорах от абсолютной температуры  $T$  и коэффициента излучения:

$$u_\lambda = K_\lambda \varepsilon_\lambda C_1 \lambda^{-5} \frac{1}{e^{C_2/\lambda T} - 1}, \quad (5)$$

где  $K_\lambda$  – коэффициент пропорциональности, который характеризует влияние параметров оптической системы тепловизора, приемника излучения, объектно-атмосферной обстановки на изображение в системах тепловидения.[6]

Методика экспериментов предусматривала два варианта расположения нагревателя – с одной стороны и противоположной относительно тепловизора.

Измеритель температуры был представлен оптическим пирометром ТД-400 («Кельвин»), работающим в диапазоне температур от  $-30$  до  $+400$  °С с точностью  $\pm 1$  °С.

Регистрацию и архивирование тепловизионных изображений осуществлял серийный персональный компьютер. Держатель образцов материалов и конструкций обеспечивал их фиксацию, поворот на столе и подъём.

Результаты экспериментов представлены в виде термограмм – тепловизионных изображений с экрана монитора персонального компьютера. Расстояние между тепловизором и образцами составляло 360 мм.

Время нагрева (остывания) фиксировалось с помощью таймера компьютера.

Отношение расстояния к размеру изображения  $D:S=30:1$   
(Ед. изм.: мм)

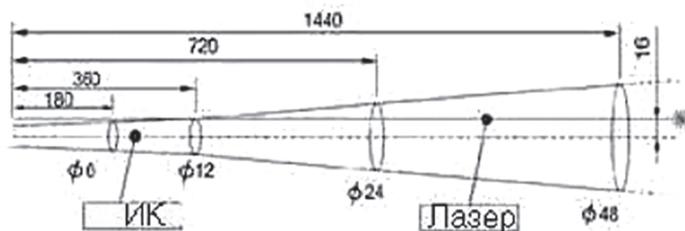


Рис. 5. Зависимость измеряемого температурного пятна от расстояния

Проведены предварительные испытания на образце из жаропрочного сплава ЭИ143А, относящегося к третьей группе – жаропрочные стали и сплавы. Этот сплав способен выдерживать высокие температуры и нагрузки, а также обладает стойкостью к воздействию жара. Основные компоненты сплава включают никель (70–77 %),

хром (19–22 %), титан (4–2,8 %), алюминий (0,6–1 %) и максимальное содержание углерода составляет 0,07 %.

Начальная температура ТН = 27°C, рабочая температура (после нагрева) ТР = 32 °С, время проявления теплового изображения дефектов  $t = 45\text{--}90$  с. Нагрев производился со стороны тепловизора.

При моделировании дефектов был проведен анализ влияния конфигурации дефектов на распределение температуры (рис. 6) для двух моментов времени. Подтверждено, что эффект поперечной диффузии тепла особенно заметен для дефектов малого размера (верхний ряд дефектов).

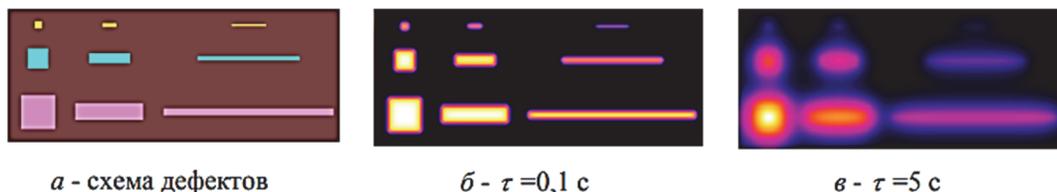


Рис. 6. Моделирование дефектов малой величины (программа ThermoCalc-6L)

Улучшение результатов тепловизионного контроля может быть достигнуто путем применения более мощного программного обеспечения, например программы THERMOGRAM, обеспечивающей более наглядное и информативное псевдоцветное изображение.

В зависимости от источника нагрева пластины картина дефектов имеет различный вид, приведенный на рис. 7.

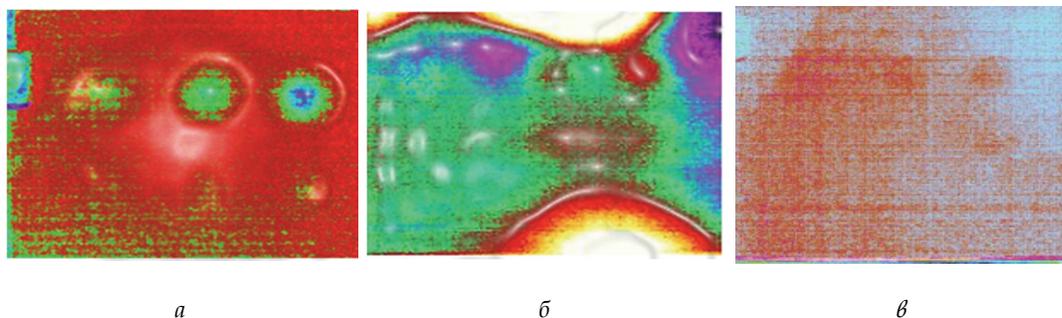


Рис. 7. Проявление дефектов на исследуемой поверхности, нагретой при помощи:

*a* – галогенной лампой мощностью 1кВт; *б* – площадочным резистивным нагревателем мощностью 1,5 кВт; *в* – двумя ксеноновыми импульсными лампами с энергией 3,2 кДж

Как можно наблюдать из проведенного эксперимента, наибольшее количество дефектов выявлено при помощи нагрева поверхности галогенной лампой.

### Выводы

Таким образом, был выявлен ряд преимуществ предложенной методики над применяющимся в настоящее время бароскопическим методом исследования. Был рассмотрен принцип устройства тепловизора с выводением величины видеосигнала в тепловизоре от абсолютной температуры и коэффициента излучения. В ходе экспериментов было наглядно установлено, что для нагрева лучше всего подходят галогенные лампы. Данный факт позволяет получить наиболее четкую картину имеющихся дефектов, а также, позволяет их наиболее эффективно обнаруживать. Метод позволяет быстро и бесконтактно получать информацию о температуре поверхности, распределении тепловых полей, выявлять дефекты и неоднородности.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Тепловой неразрушающий контроль изделий. Научно-методическое пособие. Раздел 4.3 «Экспериментальные исследования и внедрение методов и средств автоматизированного ТНК многослойных изделий из ПКМ» / О. Н. Будадин, А. И. Потапов и др. - М., Наука, 2002. - 316 с.
2. Неразрушающий контроль. Справочник в 8 т. / под общей ред. В. В. Клюева. - Т. 5, кн. 1: Тепловой контроль, В. П. Вавилов. - М. Машиностроение, 2004. - 394 с.
3. Методы неразрушающего контроля : учеб. пособие / С.С. Ивасев, А.В. Гирн, Д.В. Раводина. - Красноярск: Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2015. - 112 с.
4. Thermography in Aerospace Industry // InfraTec. [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://www.infratec.eu/thermography/industries-applications/aerospace-industry/> (дата обращения: 03.10.2024).
5. Dapeng Chen; Xiaolong Zhang; Guang Zhang; Yazhou Zhang; Xiaoli Li. Infrared Thermography and Its Applications in Aircraft Non-destructive Testing // IEEE Xplore. - 2016. - № 4. - P. 35.
6. Kulowitch Paul J., Perez Ignacio M., Granata Dianne M. Flash infrared thermography for nondestructive testing (NDT) // Hermal Sensing and Imaging Diagnostic Applications. - 2020. - P. 3.
7. Brown Jeff R., Hamilton H. R. Heating Methods and Detection Limits for Infrared Thermography Inspection of Fiber-Reinforced Polymer Composites // ACI Materials Journal. - 2021. - 104(5). - P. 481.

## К ВОПРОСУ О ПРИМЕНЕНИИ ПОЛИМЕРНЫХ И КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В АВИАСТРОЕНИИ

Бабаев Азад Мамед Оглы

*Азербайджанский Технический Университет  
AZ1073, Азербайджан, Баку, Проспект Х.Кавида, 25  
E-mail: azad.babayev@aztu.edu.az*

**Аннотация.** Совершенствование с каждым годом летательных аппаратов приводит к увеличению использования деталей и узлов, производимых из полимерных и композитных материалов. В настоящее время пластмассы по своей значимости в производстве форм машин занимают особое место после металлов. Наряду с этим, острой и важной оставалась проблема сырьевого обеспечения авиационной промышленности полимерными материалами, которая всегда находилась в центре внимания и изучения учеными всех стран мира.

**Ключевые слова:** жидкокристаллические системы, волокна, сополимеры акрилонитрила и бутадиена, текстура, полимер, полиамиды, полиэфиры, поликарбонат, полиформальдегид, полифениленсульфид, полиэфиркетоны.

**Abstract.** The improvement of aircraft every year leads to an increase in the use of parts and assemblies made of polymer and composite materials. Currently, plastics in their importance in the production of machine forms occupy a special place after metals. Along with this, the problem of raw materials supply to the aviation industry with polymer materials remained acute and important, which has always been the focus of attention and study by scientists from all over the world

**Keywords:** liquid crystal systems, fibers, copolymers of acrylonitrile and butadiene, texture, polymer, polyamides, polyesters, polycarbonate, polyformaldehyde, polyphenylene sulfide, polyether ketones.

Важное место в авиастроении, занимают композиционные и полимерные материалы. Данные материалы позволяют получать различные (в том числе и крупногабаритные изделия) с высокими требованиями к теплофизическим и механическим характеристикам.

Известно что, разработанные в 50-ые годы смесевые композиционные материалы (Sheet Molding Compound (SMC) и Bulk Molding Compound (BMC)) на основе ненасыщенных полиэфирных смол, стекловолокна и минеральных наполнителей позволили решить методами композиционной техники проблему производства мало- и среднегабаритных летательных форм в крупных сериях [1]. Технология получения изделий из SMC- и BMC-материалов и физико-механические характеристики данных материалов, подробно изложены в работе. Основным отличием BMC от SMC является технология производства. Как отмечается в работе, SMC используется в первую очередь при производстве низкопрофильных изделий с высокими требованиями к механической прочности путем прямого прессования, а BMC используется в основном при производстве

мало- и среднегабаритных форм сложной конфигурации. Существенными преимуществами изделий из SMC по сравнению со сталью является высокая коррозионная стойкость и низкий удельный вес. Одним из важнейших преимуществ ВМС как конструкционного материала является гибкость в выборе технологического процесса переработки в готовые изделия, что делает ВМС в полной мере конкурентоспособным с другими инженерными термопластами.

В авиационной промышленности из SMC материалов изготавливают элементы форм (использование SMC позволило существенно облегчить шасси летательного аппарата, объединить различные конструктивные элементы в единые узлы и тем самым добиться значительного экономического эффекта), а также такие детали как хвостовые части, фюзеляж и крылья, боковые панели, ступени, крышка багажника, вертикальные панели, внутренние элементы и т. д.

Также из SMC материалов изготавливают масляные ванны для некоторых форм летательных аппаратов. В данном случае SMC зарекомендовал себя как материал, отвечающий всем требованиям (механическая прочность, ударная вязкость, отсутствие утечек, возможность интеграции различных конструктивных элементов), предъявляемым к этим изделиям и позволяющий в крупносерийных масштабах выпускать подобную продукцию. Одним из важнейших преимуществ ванн из композитов по сравнению с металлическими является существенно более низкий уровень шума. Серийное производство масляных ванн включает в себя помимо стандартных операций прессования и механической обработки также 100% контроль отсутствия разброса толщин и микротрещин.

Области применения далеко не исчерпывают всего многообразия изделий из ВМС. ВМС используются для элементов авиационных моторов (элементы систем охлаждения и питания, распределительные детали, контрольные элементы, крышки головки блока цилиндров), и отличаются высокой тепло- и термостойкостью (рабочие температуры до 220 °С, температура стеклования выше 195 °С), стойкостью к рабочим средам (моторные масла, топливо, охлаждающие и тормозные жидкости и пр.), хорошей механической прочностью и ударной вязкостью. Также данные материалы применяются для рефлекторов фар, обеспечивая максимально точное воспроизведение оптической поверхности оснастки без коробления, и обладают высокой термостойкостью и минимальным выделением летучих продуктов.

На сегодняшний день широко применяются новые разработки в области полиамидов (найлонов), полиолефинов и стиролов для создания конструкционных материалов в авиационной промышленности.

Характерными примерами, таких материалов, являются полимерные сплавы, окрашиваемые в процессе производства. Например, для производства панелей форм фюзеляжа, новая марка нейлона с АБС (тройной сополимер: акрилонитрил - бутадиен - стирол) «Triax», дает лучшую устойчивость к осадке при высоких температурах, чем нейлон - полифениленоксид (ПФО (РРО)) при проведении испытаний его способности подвергаться онлайнному окрашиванию [2].

Необходимо отметить, следующий интересный параметр, предъявляемый к пластмассам – это, так называемые «марки со сниженным запахом». Например, фирма Volkswagen, предъявляет очень строгие ограничения по выбросам летучих веществ, содержание которых не должно превышать 50 ppm. Таким требованиям отвечает новый автомобильный материал на основе АБС - пластиков (Cycloc DL100 ABS). Для производства форм деталей представляют интерес смеси поликарбоната (ПК-РС) с такими полимерами как, АБС-пластики и полиэферы (полиэтилентерефталат (ПЭТФ-РЕТ) и полибутилентерефталат (ПБТ-РВТ) [5].

Согласно проведенным исследованиям, новые материалы на основе ПК-АБС, в которых в качестве матрицы выступает полимеризованный сплошной массой АБС, образуют значительно меньше отложений в пресс-форме и обладают более однородной окраской, чем стандартная смесь ПК-АБС. Примерами, таких материалов являются марки «Terblend N», и «Bayblend KU2-1446». Морфология и свойства текучести «Terblend N» специально адаптируются для лучшего воспроизведения микроструктуры поверхности стенок формы, что влияет на матовость поверхностного покрытия.

Новый материал «Pocan DP2-7655», представляющий собой смесь ПК-ПЭТФ, характеризуется более низким коэффициентом линейного теплового расширения (по сравнению с используемыми в настоящее время смесями ПК-ПБТ), что благоприятно сказывается на достижении близкого к нулю расстояния между компоновочными узлами и позволяет производить более тонкие стенки, и обеспечивает более высокую размерную стабильность.

Из сказанного выше, следует признать, что современное авиастроение немислимо без широкого применения полимерных и композиционных материалов, которые позволяют снизить массу летательного аппарата, уменьшить трудоемкость их изготовления, материалоемкость, повысить надежность и безопасность, улучшить комфортабельность, повысить их конкурентоспособность. Применение полимерных материалов постоянно возрастает, особенно в развитых промышленных странах у наиболее успешных фирм, выпускающих обычные и специальные летательные аппараты.

Полиуретаны, поливинилхлориды, полипропилены, полиэтилены и другие полимеры в чистом виде, а также в виде композиций и такие полимерные композиционные материалы (ПКМ), как стеклопластики, углепластики, органопластики и базальтопластики, находят применение в шасси, несущих системах, элементах трансмиссий, ходовых частей и в силовой установке. Ведутся исследования о возможности применения неармированных и армированных полимерных материалов в конструкции современного летательного аппарата.

В нагруженных элементах автомобилей (панелях кузовов, кабин и корпусов, упругих элементах систем поддрессирования, шасси и других) широко применяются ПКМ.

Применение композиционных и полимерных материалов имеет ряд требований и условий. К таким требованиям можно отнести технологичность переработки, экологическую чистоту, доступность сырьевой базы и приемлемую стоимость.

Эти материалы имеют как положительные характеристики, так и недостатки.

Наряду с достаточно низким коэффициентом трения (коэффициент трения по стали без смазки 0,1–0,2, со смазкой маслом – в пределах 0,05–0,10), они достаточно износостойкие, способны работать в интервале температур от  $-40$  до  $+80$  °С (ПА) и до  $+60$  °С (ПЭ и ПП) [4].

К недостаткам полиамидов можно отнести невысокую теплопроводность, низкую несущую способность. Полиамиды не обладают стойкостью по отношению к маслу и влаге.

Для улучшения физико-механических характеристик полиамиды армируют волокнистыми материалами (например, стекловолокном, углеродным волокном и т. д.), для улучшения антифрикционных свойств в полимер вводят твердые смазки (графит, дисульфид молибдена, и т. д.). Они могут применяться как в чистом виде, так и модифицированные добавками и наполнителями.

Полиолефины свыше температуры  $+60$  °С из-за невысокой теплопроводности в нагруженном режиме работать не могут. Это ограничивает область их применения в качестве антифрикционных материалов. Для повышения работоспособности будущих изделий в полимер также вводят армирующие наполнители, повышающие его прочность, а также добавки, снижающие коэффициент трения, износ и температуру в зоне трения. При этом коэффициент трения у модифицированных полиолефинов может быть ниже 0,1. Компоненты, добавляемые к такой композиции, стандартны, однако существенно повысить температурную работоспособность материала можно только на 15–20 %) и такие материалы применяют в слабонагруженных узлах, работающих в относительно мягких условиях эксплуатации.

Отсюда следует, что поведение конструкционного материала в каждом конкретном изделии определяется всей совокупностью факторов образующейся системы, и необходимо при выборе материала исходить как из условий взаимодействия и состояния трущихся поверхностей, так и основных режимов работы материала.

К неметаллическим материалам на основе природных или синтетических полимеров, пригодных для изготовления деталей, приборов, машин, различных изделий и сооружений относят и термопластичные конструкционные полимеры. В последние годы широкое использование в мире современных конструкционных полимерных материалов находит в таких отраслях промышленности, как и автомобилестроение, космическая и судостроительная отрасли.

### Выводы

Сегодня в мире особое внимание уделяется особенностям формообразования движущихся тел в любом виде транспорта, что несомненно ставит задачи перед учеными этой отрасли об использовании и применении современных конструкционных полимеров. Отсюда можно сделать вывод о нарастающем интересе в мире полимерными материалами, что неминуемо может привести нашу страну к большим экономическим выгодам. Имея потенциал нефти, как основной вид стратегического продукта Азербайджан может начать производство нефтяных продуктов - полимерных материалов и комплектующих частей и элементов автомобиля. Это даст экономике страны большие доходы и приведет к открытию рабочих мест.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Навроцкий Г.А., Головин В.А., Филиппов Ю.К.* Исследование пластического формоизменения в процессах обработки металлов давлением методом муаровых полос. – М.: МАМИ, 1985. – 65 с.
2. Применение полимерных материалов в автомобилестроении. Справочное пособие / под ред. *Гедлера А.Х.* – Запорожье, 1970. – 292 с.
3. *Гуль В.Е., Кулезнев В.Н.* Структура и механические свойства полимеров. – М.: Высшая школа, 1972. – 320 с.
4. *Рябинин Д.Д., Лукач Ю.Е.* Смесительные машины для пластмасс и резиновых смесей. – М.: Машиностроение, 1972. – 272 с.
5. *Сосенушкин Е.Н.* Технологические процессы переработки пластмасс и резиновых смесей: учебное пособие. – М.: МГТУ «СТАНКИН», 1995.

### Резюме

С увеличением технического парка возрастает потребность применения деталей и узлов, изготовленных из полимерных и композитных материалов. Сегодня пластмассы по своей значимости в производстве машин занимают второе место после металлов. Имея потенциал нефти, как основной вид стратегического продукта Азербайджан может начать производство нефтяных продуктов – полимерных материалов и комплектующих частей и элементов автомобиля, что может привести к открытию рабочих мест и принести экономике страны большие доходы. Имея потенциал нефти как основной вид стратегического продукта, Азербайджан может начать производство нефтяных продуктов – полимерных материалов и комплектующих частей и элементов технических объектов, что может привести к открытию рабочих мест и принести экономике страны большие доходы.

### Summary

With the increase in the technical fleet, the need for the use of parts and assemblies made of polymer and composite materials increases. Today, plastics are second in importance in machine production after metals. Having the potential of oil as the main type of strategic product, Azerbaijan can start producing oil products – polymer materials and components and elements of a car, which can lead to the opening of jobs and bring large incomes to the country's economy. Having the potential of oil as the main type of strategic product, Azerbaijan can start producing oil products – polymer materials and components and elements of technical facilities, which can lead to the opening of jobs and bring large incomes to the country's economy.

---

---

**ЧИСЛЕННЫЕ МЕТОДЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ**

---

---

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ УДАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ  
НА ГЕТЕРОГЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ**

**А.Е. Краус, м.н.с., Е.И. Краус<sup>а</sup>, зав.лаб., д.ф.-м.н., И.И. Шабалин, с.н.с, к.ф.-м.н.**

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
Новосибирск 630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1*

*<sup>а</sup>E-mail: kraus@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** В работе представлен авторский метод прямого численного моделирования гетерогенных сред с помощью которого установлены закономерности динамического отклика, деформирования и разрушения гетерогенной среды при ударном высокоскоростном взаимодействии в сложных условиях нагружения. В работе рассматриваются твердые сплошные гетерогенные материалы, такие как сплавы, состоящие из твердых зёрен карбидов, нитридов и боридов переходных металлов, образующие прочный непрерывный каркас, и металлическую связку, содержание которой непрерывно изменяется в объёме материала.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00777, <https://rscf.ru/project/23-29-00777/>.

**Ключевые слова:** гетерогенный материал, численное моделирование, динамическое нагружение, высокоскоростное нагружение, уравнение состояния.

**Abstract.** This paper presents an original method of direct numerical modeling of heterogeneous media, which has been used to establish the regularities of dynamic response, deformation, and failure of heterogeneous media under high-velocity impact in complex loading conditions. The study focuses on solid continuous heterogeneous materials, such as alloys composed of hard grains of carbides, nitrides, and borides of transition metals that form a strong continuous framework, along with a metallic binder, whose content varies continuously throughout the volume of the material.

The research was funded by a grant from the Russian Science Foundation № 23-29-00777, <https://rscf.ru/project/23-29-00777/>.

**Keywords:** heterogeneous material, numerical modeling, dynamic loading, high-velocity loading, equation of state

## Введение

Успешное развитие многих современных отраслей техники связано прежде всего с использованием новейших материалов в конструкциях, отдельные части которых в силу различных причин подвергаются экстремальным нагрузкам. Оправданный выбор материала, способного в определенный промежуток времени выдерживать действующую нагрузку, достаточно трудоемок без проведения теоретического прогноза. Данные расчета напряженно-деформированного и термодинамического состояния нагруженного материала в руках опытного исследователя являются ключом к повышению надежности и увеличению срока эксплуатации всей конструкции.

Требования, предъявляемые к материалам новыми отраслями науки и техники, постоянно повышаются. Нередко возникает потребность в материалах, обладающих, на первый взгляд, несовместимыми свойствами: высокой прочностью и низкой плотностью, износостойкостью и электропроводностью, жаропрочностью, коррозионной стойкостью и теплопроводностью и т. д. Ни один металл или сплав, полимер или керамика, не могут обеспечить требуемый комплекс свойств. Только объединение нескольких материалов в единое структурное целое, т.е. создание композиции, позволяет получить новый материал, свойства которого отличаются от свойств его составляющих. Такие гетерогенные материалы могут иметь уникальные прочностные, механические, баллистические и другие свойства, при этом состав, форма и распределение компонент задаются заранее.

Развитие и совершенствование технологий создания материалов с заданными свойствами, таких как аддитивные технологии, электронно-лучевая наплавка и т.д., обеспечивающими их оптимальное использование в различных конструкциях, расширило применение гетерогенных материалов. Экспериментальные работы по практическому созданию технологий изготовления подобных гетерогенных сред с заданными свойствами значительно опережают методы прогнозирования самих свойств, поэтому к настоящему времени образовался серьезный разрыв между практическим применением сложных гетерогенных материалов и уровнем знаний о свойствах таких материалов при интенсивных динамических нагрузках.

## Конструирование гетерогенной среды

В [1] предложена дискретная модель гетерогенного материала как металлокерамического композита, состоящего из металлической матрицы и керамических включений. Область композита разбита треугольной разностной сеткой, ячейки которой заполняют пространство без пропусков и перехлестов.

Необходимый заданный объем керамических включений случайным образом распределяется по объему матрицы. Для обеспечения высокого качества имитационной модели структуры гетерогенного материала используются методы генерации псевдослучайных чисел, удовлетворяющие известным статистическим критериям.

В каждой расчетной ячейке заданы физико-механические свойства компонент гетерогенного материала. При переходе из одной ячейки в другую свойства могут

изменяться скачком. На границах ячеек выполняются условия совместности перемещения узлов компонент гетерогенного материала. Внутри ячеек вычисления проводятся в соответствии с явной разностной схемой.

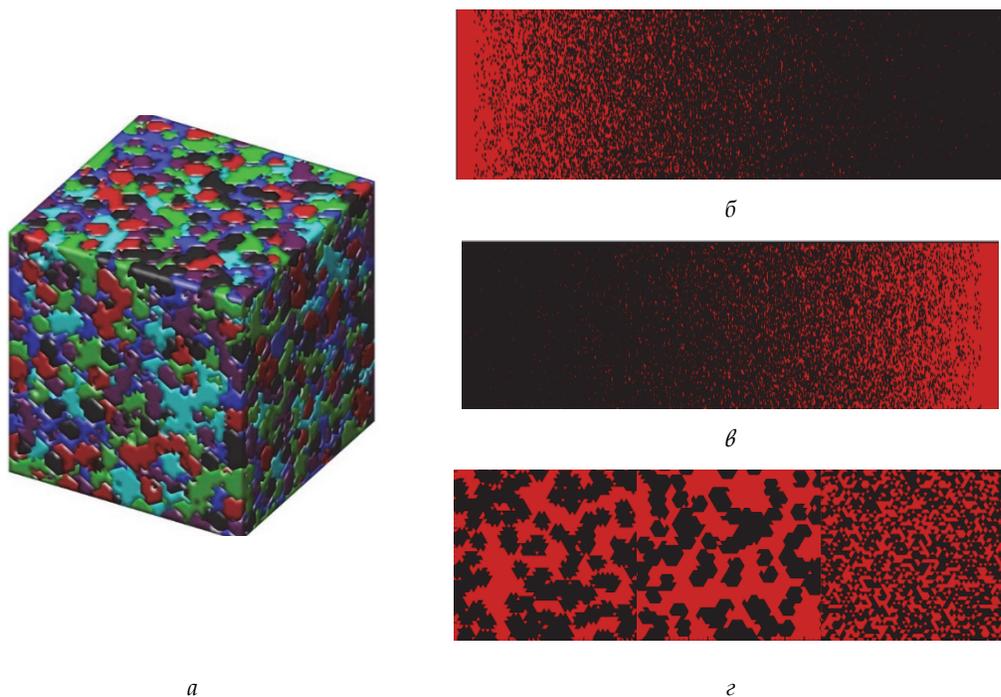


Рис. 1. Дискретное геометрическое представление гетерогенного материала в трехмерных многокомпонентных средах (а) и в двумерных двухкомпонентных средах (б–в)

На рис. 1, а в качестве примера, приведено дискретное 3D геометрическое представление многокомпонентного гетерогенного материала в форме куба. Как видно из рисунка, в нашем случае, в матрицу (черного цвета) добавлены керамические включения (красного, зеленого, голубого и фиолетового цветов) уникальной формы со своими физико-механическими свойствами. На рис. 1, б–в представлены различные типы 2D двухкомпонентных гетерогенных образцов при одной и той же концентрации включений.

Представлена замкнутая упругопластическая дискретная модель гетерогенной среды, при условии совместности деформаций, основанная на случайном распределении заданной концентрации и формы включений в матрицу основного материала для прямого численного моделирования процессов деформирования и разрушения неоднородных металлокерамических сред.

С помощью программного пакета REACTOR 3D [2] проведено сравнение баллистической стойкости слоеных и гетерогенных преград конечной толщины к удару с одинаковыми массогабаритными характеристиками. Рассматриваются градиентная модель металлокерамической преграды с прямым распределением концентрации

керамики по объему, т. е. преграда, у которой концентрация керамики линейно уменьшается от 100 % в лицевых слоях до 0 % в тыльных слоях преграды, как показано на рис. 1, б, градиентная преграда с обратным распределением концентрации керамики по объему, т. е. преграда, у которой концентрация стали на лицевых слоях 100 % линейным образом уменьшается на 0 %, замещаясь в объеме на керамику, как показано на рисунке 1, в, гетерогенная преграда, построенная равномерным распределением кластеров керамики по объему стальной матрицы, показанная на рис. 1, г и классическая слоистая преграда, состоящая из двух пластин равного объема – керамики и стали.

### Заключение

Построена замкнутая упругопластическая дискретная модель гетерогенной среды для прямого численного моделирования высокоскоростного деформирования и разрушения гетерогенных материалов с помощью, которой:

1) показано в [3], что гетерогенная металлочероамическая преграда имеет преимущество перед классической слоеной преградой при скоростях встречи более 650 м/с;

2) показано в [4], что учет начальной неоднородности физико-механических свойств материала позволяет воспроизводить экспериментальные результаты с большей точностью, чем при однородности свойств;

3) объяснена в [5] аномальная зависимость глубины проникновения ударника в ледяную преграду от скорости взаимодействия, явным образом определяя зависимость гетерогенных свойств льда от его фазового состава;

4) показано в [6], что модель прямого численного моделирования гетерогенного материала предсказывает отклик гетерогенной среды от ударного воздействия и с высокой точностью воспроизводит процессы деформирования, разрушения и образования кратера в металлочероамических преградах, созданных с помощью аддитивных технологий;

5) проведено прямое численное моделирование высокоскоростного нагружения объемно армированного металлочероамического композита [7] из комбинации 316L+A356 с учетом разрушения и показано, что модель прямого численного моделирования гетерогенного материала позволяет предсказывать отклик металлочероамического композита. Результаты моделирования отклоняются от экспериментальных данных не более чем на 10 %;

6) в [8] получено соотношение для величины предельного откольного разрушения гетерогенной среды на основе предельных напряжений откола и концентрации ее компонент, позволяющее предсказать величину предельного откольного разрушения гетерогенной среды с погрешностью не более 20 %;

7) в [9] показано, что предел текучести гетерогенного материала можно определить на основе соотношения, связывающего пределы текучести компонент гетерогенного материала с их массовой долей в гетерогенном материале.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Kraus E.I., Shabalin I.I., Shabalin T.I. Numerical analysis of wave propagation in a cermet composite // AIP Conference Proceedings . – 2017. – Vol. 1893. – P. 030130.
2. Kraus A.E., Kraus E.I., Shabalin I.I. Reactor 3D Software Performance on Penetration and Perforation Problems // Behavior of Materials under Impact, Explosion, High Pressures and Dynamic Strain Rates, vol. 176 // eds. M.Y. Orlov, P.M. Visakh. – Springer, 2023. – P. 83-101.
3. Kraus E.I., Shabalin I.I. Modeling of penetration of gradient metal-ceramic barriers with finite thickness // AIP Conference Proceedings. – 2018. – Vol. 2027. – No. November. – P. 030164.
4. Fomin V.M., Kraus A.E., Kraus E.I., Shabalin I.I., Buzyurkin A.E. Accounting for Functions of Distribution of Mechanical Properties of Metals in Dynamic Processes of Deformation and Destruction of Barriers // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. – 2022. – Vol. 95. – No. 7. – P. 1–9.
5. Краус Е.И., Мельников А.Ю., Фомин В.М., Шабалин И.И. Пробитие ледяных преград конечной толщины стальными ударниками // ПМТФ. – 2019. – Vol. 60. – No. 3. – P. 146–153.
6. Kraus A.E., Kraus E.I., Shabalin I.I. A Heterogeneous Medium Model and Its Application in a Target Perforation Problems // Multiscale Solid Mechanics. Advanced Structured Materials, vol. 141 // eds. H. Altenbach, V.A. Eremeyev, L.A. Igumnov. – Springer, 2021. – P. 289–304.
7. Kraus A., Buzyurkin A., Shabalin I., Kraus E. Numerical Modelling of High-Speed Loading of Periodic Interpenetrating Heterogeneous Media with Adapted Mesostructure // Applied Sciences. – 2023. – Vol. 13. – No. 12. – P. 7187.
8. Краус А.Е., Бузюркин А.Е., Шабалин И.И., Краус Е.И. Идентификация свойств и величины предельного откольного разрушения гетерогенных материалов в динамических процессах // Физическая мезомеханика. – 2024. – Vol. 27. – No. 1. – P. 64-80.
9. Бузюркин А.Е., Краус А.Е., Краус Е.И., Шабалин И.И. Определение эффективного динамического предела текучести гетерогенных материалов // Прикладная механика и техническая физика. – 2024. – Vol. 65. – No. 3. – P. 142–151.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ НАНОКЛАСТЕРОВ С ПРЕГРАДОЙ МЕТОДОМ МОЛЕКУЛЯРНОЙ ДИНАМИКИ

<sup>2,3</sup>А.В. Уткин, <sup>1,2</sup>В.М. Фомин

<sup>1</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>3</sup>E-mail: utkin@itam.nsc.ru

**Аннотация.** В представленной работе в рамках метода молекулярной динамики был исследован процесс ударного взаимодействия сферических титановых нанокластеров различного размера с титановой преградой в широком диапазоне скоростей. Используя энергетическое определение динамической твердости, предложенное Д.Тейбором, и основываясь на точных измерениях объема кратера в численных экспериментах, были найдены зависимости динамической твердости от скорости удара для различных размеров нанокластеров.

**Ключевые слова:** метод молекулярной динамики, ударное взаимодействие, наноструктура, нанокластер.

**Annotation.** In the presented work, the process of impact interaction of spherical titanium nanoclusters of different sizes with a titanium target in a wide range of velocities was investigated within the framework of the molecular dynamics method. Using the energy definition of dynamic hardness proposed by D.Tabor and based on accurate measurements of the crater volume in numerical experiments, the dependences of dynamic hardness on the impact velocity were found for different sizes of nanoclusters.

### Введение

Численное и экспериментальное исследование структурных изменений в материале вследствие высокоскоростного удара деформируемым объектом является важнейшей фундаментальной задачей, решение которой внесет вклад в создание реальных материалов с заданными свойствами [1]. Для корректного описания явлений необходим всесторонний анализ процесса упругопластической деформации, который сопровождается разрушением, экстремальной температурой и плавлением в зоне контакта. В силу сложности исследуемых явлений, разработка аналитических моделей процесса соударения деформируемых тел, учитывающих все характеристики разрушения, превращается в практически неразрешимую задачу [2].

Одним из возможных подходов является анализ явления методами теории подобия и размерности с последующими уточнениями на основе новых экспериментальных данных или данных численного моделирования [3]. В результате такого подхода и анализа экспериментальных данных по высокоскоростному ударному взаимодействию компактного металлического ударника с металлической преградой был сформулирован так называемый энергетический критерий: объем кратера остается

пропорциональным кинетической энергии ударника и обратно пропорциональным прочности материала преграды [4, 5].

Наибольшие вопросы вызывает выбор параметра прочности или динамической твердости преграды. Обычно динамическую твердость определяют на основе статической твердости или статического предела текучести материала преграды вводя специальные поправочные коэффициенты динамичности. Но оценка динамической твердости материала на основе данных статических экспериментов вносит серьезную погрешность даже для случая одинакового материала ударника и преграды. В связи с этим в математических моделях, описывающих поведение материала необходимо учитывать зависимость динамической твердости от скорости нагружения. Эта задача может быть решена в рамках метода молекулярной динамики (ММД) на основе модельной задачи о соударении нанокластера с преградой.

### Физическая система и методика численного эксперимента

В численном эксперименте сферические нанокластеры титана под углом 90 градусов ударялись о титановую преграду со скоростями от 0.8 км/с до 15 км/с. Металлические нанокластеры вырезались из идеального образца материала кубической формы и их размер менялся в широком диапазоне значений: диаметр нанокластера изменялся от 5.8 до 11.8 нм.

Размер преграды выбирался достаточно большим, чтобы минимизировать влияние границ на характер исследуемых явлений. Также на все атомы, находящиеся в десяти крайних атомных плоскостях по бокам и снизу преграды действовала искусственная вязкость, что позволило полностью поглотить ударные волны, инициируемые ударом кластера о преграду. Размеры титановой преграды составляли  $70 \times 70 \times 25$  нм, а кристаллографическая ориентация была (1-2 0).



Рис. 1. Внешний вид кратера, образовавшегося в преграде при ударе кластером 5.8 нм

В результате удара кластера в преграде образовывался кратер с приподнятыми краями. При оценке объема и глубины кратера приподнятые края кратера отсекались по уровню невозмущенной верхней плоскости преграды (рисунок 1). Для каждого значения скорости анализ данных позволил определить максимальный размер кратера.

Для моделирования межатомного взаимодействия в рассматриваемых металлах был использован метод внедренного атома (Embedded Atom Method – EAM). Выражение для потенциальной энергии имеет вид:

$$U = \sum_i \sum_{j \neq i} \varphi_{ij}(r_{ij}) + \sum_i F_i(\bar{\rho}_i), \quad (1)$$

где  $U$  – полная потенциальная энергия системы;  $\varphi_{ij}$  – парный потенциал взаимодействия, а  $r_{ij}$  – расстояние между атомами  $i$  и  $j$  [6];  $F_i(\bar{\rho}_i)$  – это энергия внедрения атома  $i$ , а  $\bar{\rho}_i$  – это электронная плотность в месте нахождения атома  $i$ , вызванная присутствием остальных атомов в системе.  $\bar{\rho}_i$  является монотонно убывающей функцией от межатомного расстояния  $r_{ij}$  определяется как:

$$\bar{\rho}_i = \sum_{j \neq i} \rho_j(r_{ij}), \quad (2)$$

В настоящей работе были использованы таблично заданные функции  $\rho_j$ ,  $\varphi_{ij}$  и  $F_i$ . Для аппроксимации этих функций при численном решении уравнений движения были использованы локальные В-сплайны.

Интегрирование уравнения движения проводилось с использованием скоростной модификации схемы Верле второго порядка точности по временному шагу, шаг по времени в численном расчете составлял 0.1фс. Для численного моделирования был использован разработанный авторами параллельный алгоритм, который позволяет осуществлять расчеты с использованием графических процессоров (ГПУ) общего назначения компании NVIDIA, поддерживающих технологию CUDA (Compute Unified Device Architecture) [7].

## Результаты

На основе обобщения многочисленных экспериментальных данных по высокоскоростному ударному взаимодействию сферического ударника с преградой, был сформулирован следующий энергетический критерий: объем кратера остается пропорциональным энергии ударника (в нашем случае энергии нанокластера) и обратно пропорциональным динамической прочности материала [8,9].

На основе проведенных численных экспериментов были построены зависимости безразмерного объема кратера от безразмерного энергетического параметра. Результаты моделирования для всех размеров нанокластеров титана находятся на единой прямой  $V_C/V_P = K_V (\rho_P \cdot v^2 / H)$ , где константа  $K_V = 0.56$ ,  $V_C$  – объем кратера,  $V_P$ ,  $\rho_P$ ,  $v$  – объем, плотность и скорость сферического ударника,  $H$  – динамическая твердость материала преграды. (рис. 2, А).

На основе данных, представленных в [1], была построена аппроксимационная зависимость Н.А. Златина для безразмерного объема (рис. 2, В), которая также является прямой, но с угловым коэффициентом  $K_V = 0.5$ . Расхождения в угловых коэффициентах прямых А и В связаны с определенными неточностями аппроксимации и с использованным для перехода от безразмерной глубины кратера к безразмерному объему предположением о равенстве глубины кратера половине его диаметра.

Динамическая твердость материала  $H$  определялась в соответствии с энергетическим определением предложенным Д. Тейбором и другими авторами [8,9].

$$H = E_K / V_C, \quad (2)$$

где  $E_K$  - кинетическая энергий ударника.

На рис. 3 представлены зависимости безразмерной динамической твердости от скорости, приведенной к скорости звука в моделируемом металле. Динамическая твердость нормировалась на величину твердости, полученную в численных расчетах процесса наноиндентирования титана [10]. Из представленных зависимостей видно, что динамическая твердость зависит от начального объема и скорости нанокластера. Увеличение размера нанокластера приводит к уменьшению значения  $H$ . При этом, как по мере увеличения размера нанокластера, так и при увеличении скорости удара (в интервале значений безразмерной скорости от 1.5 до 2.5) зависимости начинают стремиться к общей асимптотической кривой.

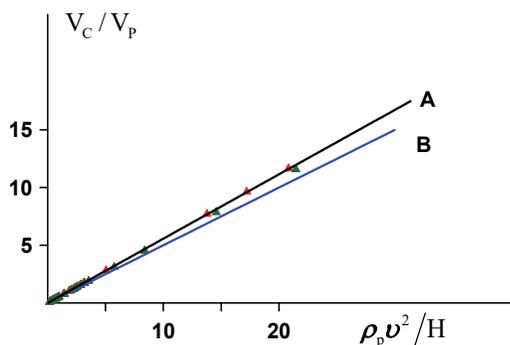


Рис. 2. Зависимость отношения объема кратера к объему нанокластера от безразмерного энергетического параметра:

A – результаты численного моделирования; B – кривая моделирования Н.А. Златина

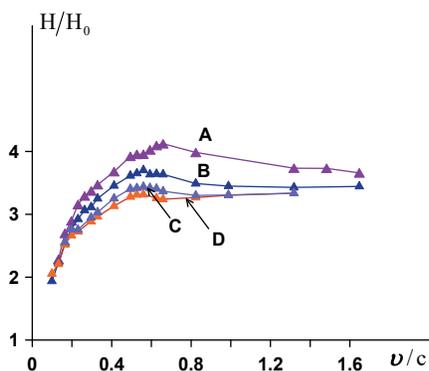


Рис. 3. Зависимость безразмерной динамической твердости от безразмерной скорости нанокластера. Титановые нанокластеры, начальный диаметр:

A – 5.8 нм, B – 7.9 нм, C – 9.8 нм, D – 11.8 нм

### Заключение

В представленной работе в рамках метода молекулярной динамики были проведены численные эксперименты по исследованию ударного взаимодействия титановых нанокластеров различного размера с титановой преградой в широком диапазоне скоростей.

Используя энергетическое определение динамической твердости  $H$ , предложенное Тейбором, и основываясь на точных измерениях объема кратера в численных экспериментах, были найдены зависимости  $H$  от скорости удара для различных размеров нанокластера.

Было показано, что при увеличении размера нанокластера динамическая твердость уменьшается и стремится к постоянному значению для выбранной величины скорости удара.

При увеличении скорости удара, зависимости динамической твердости для разных нанокластеров начинают стремиться к единой асимптотической кривой, независимой от размера нанокластера. Этот переход происходит при превышении скорости звука в материале.

Результаты численного моделирования для всех размеров нанокластеров находятся на единой общей прямой обобщающей экспериментальные данные

$$V_C/V_P = K_V (\rho_P \cdot v^2/H),$$

где  $K_V$  – константа,  $V_C$  – объем кратера,  $V_P$ ,  $\rho_P$ ,  $v$  – объем, плотность и скорость сферического ударника;  $H$  – динамическая твердость материала преграды.

Для выполнения части расчетов были использованы вычислительные ресурсы ЦКП «Центр данных ДВО РАН». Для расчетов также было использовано оборудование ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях. / Н.А. Златин, А.П. Красильщиков, Г.И. Мишин, Н.Н. Попов; под ред.: Н.А. Златина, Г.И. Мишина. – М.: Издательство «Наука», 1974. – 345 с.
2. Краус Е.И., Фомин В.М., Шабалин И.И. Построение единой кривой моделирования процесса кратерообразования компактными ударниками различной формы // Прикладная механика и техническая физика. – 2020. – Т.61. – No.5. – С. 199–210. – DOI: 10.15372/PMTF20200521.
3. Keith A. Holsapple. The scaling of impact phenomena // International Journal of Impact Engineering. – 1987. – Volume 5. – Issues 1–4, Pp. 343–355.
4. Walter Herrmann, James S. Wilbeck. Review of hypervelocity penetration theories, // International Journal of Impact Engineering. – 1987/ – Volume 5. – Issues 1–4. – Pp. 307–322.
5. Yu Shanbing, Sun Gengchen, Tan Qingming Experimental laws of cratering for hypervelocity impacts of spherical projectiles into thick target // International Journal of Impact Engineering. – 1994. – Volume 15. – Issue 1. – Pp. 67–77.
6. Daw M.S., Baskes M.I. Embedded-atom method: Derivation and application to impurities, surfaces, and other defects in metals. // Phys. Rev. B 29. 6443. – 1984. – DOI: 10.1103/PhysRevB.29.6443.
7. Utkin A.V., Fomin V.M., Golovneva E.I. Parallel molecular dynamics for silicon and silicon carbide: MPI, CUDA and CUDA-MPI implementation. AIP Conference Proceedings: High-Energy Processes in Condensed Matter. AIP Publishing. – 2020. – Vol. 2288. – P. 030083(12). – DOI: 10.1063/5.0028297
8. D. Tabor. The Hardness of Metals. – Oxford, 1951. – 175 p.
9. Y. Tirupataiah, G. Sundararajan/ A dynamic indentation technique for the characterization of the high strain rate plastic flow behaviour of ductile metals and alloys // Journal of the Mechanics and Physics of Solids. – 1991. – Volume 39. – Issue 2. – Pp. 243–271.
10. Alexey V. Verkhovtsev, Alexander V. Yakubovich, Gennady B. Sushko, Matthias Hanauke, Andrey V. Solov'ov. Molecular dynamics simulations of the nanoindentation process of titanium crystal // Computational Materials Science, 2013/ – Volume 76. – Pp 20–26.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

**М.В. Горбачев, к.т.н, доц.**

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail: m.gorbachev@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В работе приведены результаты численного моделирования процесса образования льда на аэродинамической поверхности крыла самолета. Достоверность полученных в работе данных подтверждается результатами экспериментальных и численных исследований, известных в литературе. Определена динамика изменения толщины слоя льда на поверхности профиля. Приведена количественная оценка изменения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления аэродинамического профиля при наличии слоя льда на аэродинамической поверхности.

**Ключевые слова:** численные методы, обледенение, подъемная сила, аэродинамический профиль, толщина льда, переохлажденные капли, коэффициент лобового сопротивления, противобледенительная система, внешняя задача.

**Abstract.** This paper presents the results of numerical modeling of the ice formation process on the aerodynamic surface of an airplane wing. The reliability of the data obtained in the work is confirmed by the results of experimental and numerical studies known in the literature. The dynamics of ice layer thickness change on the profile surface is determined. The quantitative estimation of the change in the coefficients of lift force and drag of the aerodynamic profile in the presence of ice layer on the surface is given.

**Keyword:** numerical methods, icing, lift, aerodynamic profile, ice thickness, super-cooled droplets, drag coefficient, de-icing system, external problem.

Обледенение летательных аппаратов в полете – это серьезная проблема безопасности. В определенных летных условиях переохлажденные капли воды, содержащиеся в облаках, могут кристаллизовываться, попадая на поверхности летательного аппарата. При этом образующийся ледяной слой изменяет структуру обтекания аэродинамических поверхностей, уменьшает подъемную силу крыла, негативным образом сказывается на эффективности системы управления, вызывает потерю тяги, рост турбулентного следа, а так же приводит к увеличению массы. Причем увеличение веса летательного аппарата играет вторичную роль по сравнению с негативными эффектами, вызванными изменениями режима обтекания [1, 5].

Разработка противобледенительных систем является достаточно сложной задачей. Летные испытания, в данном случае не являются надежным инструментом, поскольку трудно определить заранее местоположение вызывающих обледенение облаков. Кроме того, с учетом опасности ситуации значительно сокращается количество приемлемых условий эксперимента для пилота. Поэтому для понимания различных механизмов образования льда и борьбы с обледенением эффективнее использовать методы моделирования. Экспериментальные методы требуют использования дорогостоящего и сложного оборудования, таких как охлаждаемые высокоскоростные аэродинамические

трубы, оснащенные системой воспроизводства осадков, вызывающих обледенение. Кроме того, эксперименты, проводимые в наземных условиях, не могут точно воспроизвести условия обледенения в полете [1].

В области моделирования обледенения основная цель состоит в том, чтобы понять физику образования льда, попытаться предсказать форму ледяных наростов на основе условий полета и условий окружающей среды. Для этого необходимо рассчитать траектории движения капель и определить коэффициент осаждения на рассматриваемых аэродинамических поверхностях.

Численное моделирование динамики нарастания слоя льда на поверхности профиля проводилось итерационно и состояло из следующих этапов (см. рис. 1):

1) рассчитывалось поле скоростей, давлений и плотности воздуха около рассматриваемого аэродинамического профиля. Для этого решалась система дифференциальных уравнений Навье-Стокса (замыкаемая моделью турбулентности Спаларта-Аллараса), совместно с уравнением энергии и неразрывности;

2) по известному полю скоростей, рассчитывались траектории движения и осаждения капель воды конечного размера на поверхности (расчет осуществляется в Эйлеровой постановке);

3) расчет формы льда осуществлялся на основе термодинамической модели обледенения Мессингера.



Рис. 1. Структурная схема решения задачи

Численное моделирование осуществлялось на примере симметричного аэродинамического профиля NASA 0012 в двумерной постановке, величина хорды была взята  $b = 0,5334$  м (21"). Для решения дифференциальных уравнений была построена расчетная сетка вокруг профиля. Размеры присоединенных областей приведены на рис. 2.

Процесс обтекания профиля рассматривался при различных углах атаки  $\alpha$  в диапазоне от  $-4$  до  $20$  град. В качестве граничных условий задавались следующие параметры:

- скорость набегающего потока воздуха  $u_0 = 67,056$  м/с (150 mph);
- атмосферное давление  $P_0 = 101300$  Па;
- температура воздуха  $T_0 = 270,928$  К (28 F);
- средний диаметр капель 20 мкм;
- водность атмосферного воздуха  $1\text{г}/\text{м}^3$ .

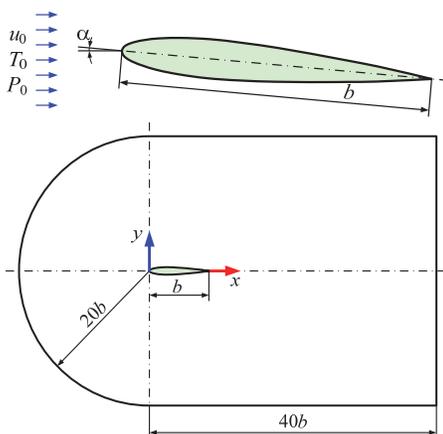


Рис. 2. Расчетная схема обтекания профиля

Аэродинамические характеристики при обтекании профиля NASA 0012 профиля оценивались с помощью выражений:

- коэффициент подъемной силы:

$$c_L = \frac{F_L}{S} \frac{2}{\rho u_0^2};$$

- коэффициент лобового сопротивления:

$$c_D = \frac{F_D}{S} \frac{2}{\rho u_0^2};$$

- коэффициент давления:

$$c_P = \Delta P \frac{2}{\rho u_0^2},$$

где  $F_L$  – подъемная сила,  $F_D$  – сила лобового сопротивления,  $\Delta P = P - P_0$  – перепад давления.

На рис. 3 приведены данные изменения коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления от угла атаки, а так же коэффициента давления по верхней и нижней поверхности профиля. Приведенные данные сравниваются с результатами экспериментальных исследований [2, 4, 6-7].

Сравнение результатов моделирования и экспериментальных исследований показывают достаточно хорошую сходимость. Отклонения значений коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления при небольших углах атаки (до 10–12 град) составляют не более 7%. Разница значений рассчитанных коэффициентов давления и экспериментальных данных составляет менее 4%. Данный факт подтверждает достоверность результатов, полученных с помощью математического моделирования.

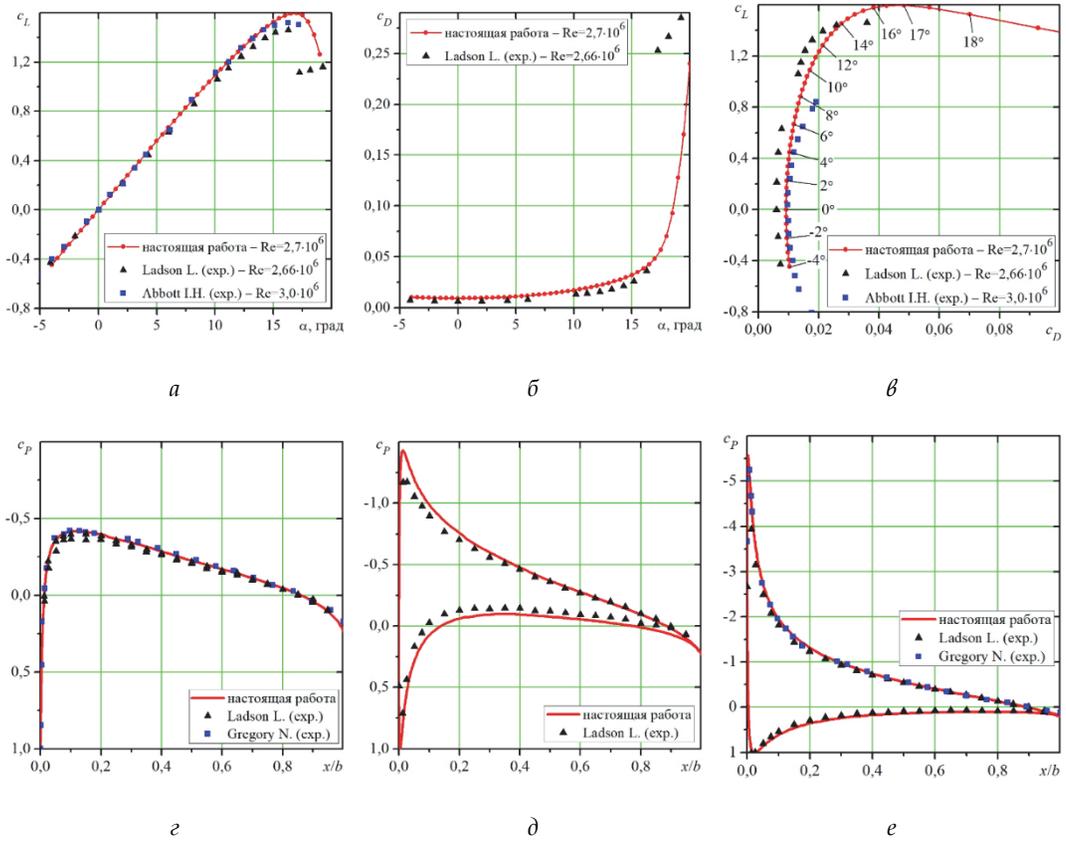


Рис. 3. Аэродинамические характеристики профиля NASA 0012:

*a* – коэффициент подъемной силы; *б* – коэффициент лобового сопротивления; *в* – поляры;  
*г-е* – распределение коэффициента давления (*г* –  $\alpha = 0$  град; *д* –  $\alpha = 4$  град; *е* –  $\alpha = 10$  град)

Как было отмечено ранее, на следующем гидродинамическом этапе моделирования обледенения происходит расчет траекторий движения капель, оценка динамики их осаждения на аэродинамическом профиле, а так же определяется их концентрация. При моделировании динамики обледенения профиля применялось допущение: капли, соприкасающиеся с поверхностью твердого тела, мгновенно кристаллизуются.

На рис. 4, *a* приведено сравнение поперечного сечения образовавшейся корки льда на поверхности профиля с результатами численного [3, 9] и натурального моделирования [8]. Откуда следует, что данные, полученные в настоящей работе, хорошо согласуются с результатами, известными в литературе.

Динамика изменения профиля и толщины слоя льда (см. рис. 4, *б-в*) свидетельствует о том, что образующийся на поверхности лед сильно изменяет первоначальное сечение аэродинамического профиля. При этом форма льда не является подобной

исходному профилю. Формы ледяных наростов качественно схожи, для каждого из расчетных вариантов наблюдается выраженный «рогообразный» нарост, увеличивающийся по толщине при увеличении времени процесса обледенения.

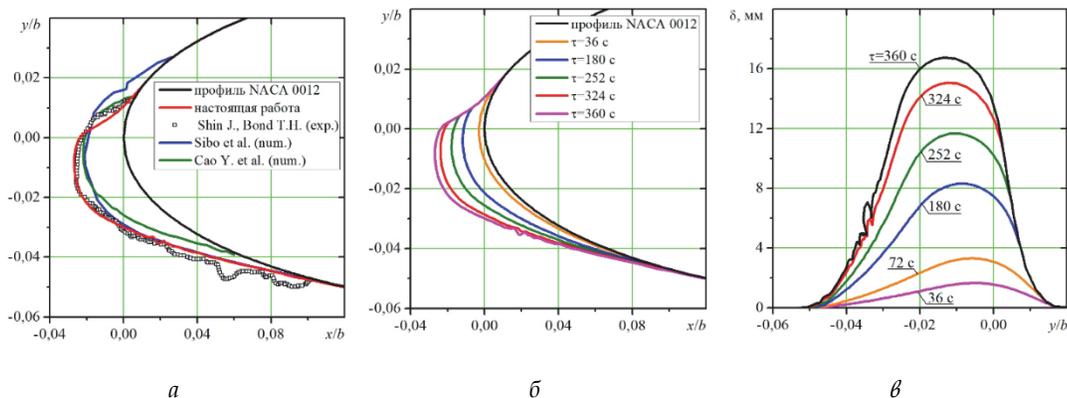


Рис. 4. Профиль льда ( $\alpha = 4$  град):

*a* – сравнение с литературными данными при  $\tau = 360$  С; *б* – динамика изменения формы льда; *в* – толщина льда

Количественное изменение коэффициента подъемной силы и лобового сопротивления приведено в табл. 1, также приведены отклонения значений в сравнении с чистым аэродинамическим профилем. Данные получены при времени обледенения  $\tau = 360$  с.

Т а б л и ц а 1

**Аэродинамические характеристики при наличии льда**

Характеристики профиля	Угол атаки, град					
	0		4		8	
	$c_D$	$c_L$	$c_D$	$c_L$	$c_D$	$c_L$
без льда	0,00915605	0	0,01031163	0,4478067	0,01395657	0,8834228
при наличии льда	0,01167659	0	0,01294827	0,3992460	0,01720010	0,8535731
разница, %	21,586	-	20,363	-12,163	18,858	-33,789

Таким образом, наличие на поверхности аэродинамического профиля ледяной структуры уменьшает подъемную силу более чем на 30 %, и увеличивает лобовое сопротивление более чем на 22 % (в зависимости от угла атаки).

В результате выполненных исследований, можно отметить:

- представлены результаты моделирования обтекания поверхности аэродинамического профиля NASA 0012;
- получено хорошее согласование между данными физического и вычислительного экспериментов;

– получены результаты динамики обледенения профиля. Наблюдаются некоторые отклонения результатов от экспериментальных данных по интегральным значениям наростшего льда и формам ледяной корки. Это свидетельствует о необходимости дальнейшей доработки математической модели;

– приведенные результаты и методика численного моделирования процесса обледенения могут быть полезны при проектировании противообледенительных систем, оценки аэродинамических характеристик различных летательных аппаратов (в том числе и БПЛА), ветрогенераторов и др.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Алексеев С.В., Приходько А.А. Численное моделирование обледенения цилиндра и профиля. Обзор моделей и результаты расчетов // Ученые записки ЦАГИ. – 2013. – Т. XLIV. – № 6. – С. 25–57.
2. Abbott I.H., Doenhoff A.E. Theory of Wing Sections. Dover Publications, New York, 1959.
3. Cao Y., Ma C., Zhang Q., Sheridan J. Numerical simulation of ice accretions on an aircraft wing // Aerospace Science and Technology. – 2012. – Vol. 23. – P. 296–304.
4. Gregory N., O'Reilly C.L. Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Sections, including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulation Hoar Frost. R&M 3726, 1970.
5. Lu H., Xu Y., Li H., Zhao W. Numerical Study on Glaze Ice Accretion Characteristics over Time for a NACA 0012 Airfoil // Coatings. – 2024. – Vol. 14, 55. – P. 2–18. DOI 10.3390/coatings14010055.
6. Ladson L. Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section. NASA TM 4074, 1988.
7. Ladson L., Hill A.S., Johnson W.G. Pressure Distributions from High Reynolds Number Transonic Tests of an NACA 0012 Airfoil in the Langley 0.3-Meter Transonic Cryogenic Tunnel. NASA TM 100526, 1987.
8. Shin J., Bond T.H. Experimental and computational ice shapes and resulting drag increase for a NACA 0012 airfoil. National Aeronautics and Space Administration, 1992.
9. Sibo Li, Jingkun Qin, Miao He, Roberto Paoli. Fast Evaluation of Aircraft Icing Severity Using Machine Learning Based on XGBoost // Aerospace. – 2020. – Vol. 7(4), Num. 36. – P. 2–18. <https://doi.org/10.3390/aerospace7040036>.

ТРЕНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА В ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ КАНАЛАХ<sup>1</sup>

А.Ю. Мельников, к.ф.-м.н., м.н.с.

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук  
630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
E-mail: melnikov@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** В работе рассматриваются особенности определения трения в сверхзвуковых потоках в цилиндрических каналах. Представлен новый подход в оценке трения сверхзвукового потока, позволяющий провести соответствие между дозвуковыми и сверхзвуковыми потоками и определить возможные границы течений. Рассматриваются как теоретические аспекты, так и результаты экспериментальных исследований.

**Ключевые слова:** трение, сверхзвуковой поток, цилиндрический канал.

**Abstract.** The paper considers the features of determining friction in supersonic flows in cylindrical channels. A new approach to assessing supersonic flow friction is presented, which allows for a correspondence between subsonic and supersonic flows and determining possible flow boundaries. Both theoretical aspects and experimental results are considered.

**Keywords:** friction, supersonic flow, cylindrical channel.

Отдельной областью газовой динамики являются исследования процессов течения потоков в каналах. Основное направление исследований в данной области заключается в определении продольных параметров потока, распределении в сечениях и определении выходных характеристик потока. Исходными данными для расчета внутренних течений служат параметры газа на входе в канал, его геометрия и распределение энерго-массопотока вдоль канала. Для вычисления этих параметров применяются различные модели течений. Определение коэффициента трения внутреннего течения является одним из важнейших параметров для расчета. В случае дозвукового потока на входе в канал, коэффициент трения определяет потери полного давления по каналу. Подобного рода задачи исследовались, начиная еще с пионерской работы И. Никурадзе [1]. В работе Идельчика [2] отражен обширный объем справочных данных по расчету дозвуковых течений с трением. В классической постановке потери полного давления по длине канала определяются по формуле Дарси как произведение коэффициента трения на начальной скоростной поток. Однако в работе [3] показано, что при значительном увеличении скорости по длине канала, более правильным является разделение канала на отдельные участки и определение потерь полного давления на каждом из участков по величине скоростного напора на входе этого участка.

В случае сверхзвуковых скоростей потока в канале картина течения становится значительно сложнее. Взаимодействие потока с поверхностью канала вызывает сложные физические явления, включая образование областей перехода сверхзвукового течения в дозвуковое (псевдоскачка). В таком случае поток уже содержит как дозвуковую

---

<sup>1</sup> Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН.

область, так и сверхзвуковую. В такой ситуации необходимо иметь согласование по определению коэффициентов трения, либо по потерям полного давления. В настоящее время определение трения сверхзвукового потока в канале заключается в экспериментальном определении силы действующей на поверхность при нормировке на скоростной напор [4]. В данной работе предлагается использовать метод, применяемый при дозвуковых скоростях течения, для определения трения сверхзвукового потока по потерям полного давления.

Как и для дозвукового потока потери полного давления на трение для сверхзвукового потока в канале можно выразить через коэффициент потерь полного давления  $\lambda$ :

$$P_{01} - P_{02} = \Delta P_0 = \lambda \cdot \frac{\rho_1 \cdot V_1^2}{2}.$$

здесь  $\lambda$  – коэффициент потерь полного давления за счет трения для сверхзвукового (supersonic) течения. Связь между коэффициентом потерь и удельным коэффициентом трения можно выразить через отношение:

$$\lambda = \frac{\xi \cdot L}{D}.$$

В работе [5] были проведены экспериментальные исследования торможения сверхзвукового потока в каналах различной длины при различной начальной скорости потока. В ходе проведения экспериментов были определены потери полного давления, на основании которых были вычислены коэффициенты потерь полного давления для сверхзвукового потока с наличием псевдоскачка.

На рис. 1 приведены значения коэффициента потерь полного давления в зависимости от давления в вакуумной емкости, в которую происходит истечение. В ходе проведения экспериментального исследования происходило образование псевдоскачка в канале, т. е. в определенном сечении канала происходил переход от сверхзвуковой скорости потока к дозвуковой.

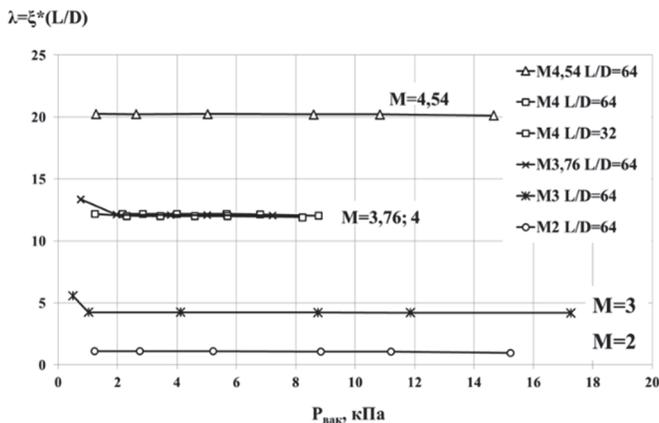


Рис. 1. Коэффициенты потерь полного давления для каналов  $L/D = 32$  и  $L/D = 64$  при различных начальных числах Маха потока

Положение псевдоскачка изменялось по мере увеличения противодействия в вакуумной емкости. Видно, что общий коэффициент потерь полного давления для рассмотренных каналов и начальных чисел Маха потока не зависит от положения псевдоскачка и создаваемого противодействия, при условии сохранения режима сверхзвукового втекания. Надо отметить, что в проведенных экспериментах были получены и дозвуковые режимы втекания, коэффициенты трения которых полностью согласуются с литературными данными.

Для сверхзвуковых режимов течения с образованием псевдоскачка коэффициенты потерь полного давления ( $\lambda$ ) лежат в диапазоне от 12 до 20. Видно, что для чисел Маха на входе в канал  $M = 3,76 \div 4$  значение коэффициента потерь полного давления не зависит от длины канала. Это объясняется тем, что потери полного давления в дозвуковой части потока очень малы по сравнению с потерями в сверхзвуковой части и на псевдоскачке. Также отметим, что при увеличении начального числа Маха потока значения общего коэффициента потерь полного давления увеличивается.

В отличие от дозвуковых потоков в каналах, где длина канала может стремиться к бесконечности при стремлении расхода на входе в канал к нулю [3], длина канала при сверхзвуковой скорости потока на входе очевидно должны быть конечна, а коэффициент потерь полного давления конечной величиной. Ограничением является нарушение режима сверхзвукового втекания в канал.

Представим в канале сверхзвуковой поток за счет трения плавно тормозится от  $M_1$  до  $M_2 = 1$  (при этом  $q(M_2) = 1$ ). Соотношение давлений на выходе и входе канала:

$$\frac{P_{02}}{P_{01}} = q(M_1); \quad \frac{P_{02}}{P_{01}} = 1 - \lambda_{sp}^{max} \cdot \frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2.$$

Отсюда получаем максимальное значение коэффициента потерь полного давления на режиме:

$$\lambda_{sp}^{max} = \frac{1 - q(M_1)}{\frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2}.$$

Видно, что максимальное значение коэффициента потерь полного давления является вполне конечной величиной, т.е. увеличение длины канала не может быть бесконечным при сохранении сверхзвукового течения в канале. Также на рис. 2 приведены данные из рис. 1 и численного расчета [6]. Как в расчете, так и в эксперименте были получены практически предельные значения коэффициентов потерь полного давления, показывающие согласование с аналитическими результатами.

### Заключение

Было предложено оценивать трение в канале со сверхзвуковым потоком по потерям полного давления, что позволяет согласовывать оценку потерь на трение для дозвукового и сверхзвукового течения в канале. Получены аналитические оценки максимальной возможной длины каналов со сверхзвуковой скоростью газа на всей длине канала.

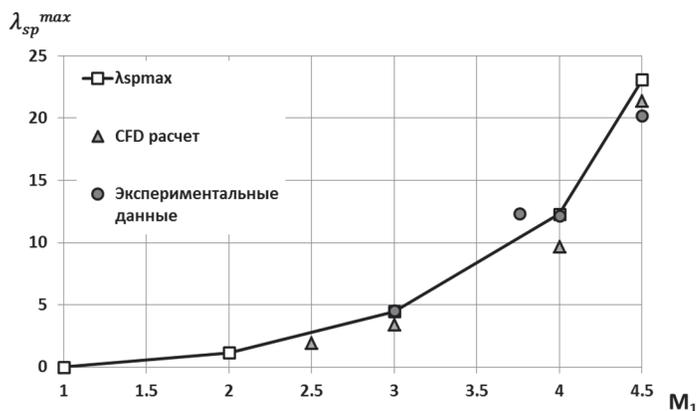


Рис. 2. Максимальные значения коэффициента потерь полного давления при сверхзвуковом течении вязкого газа в канале постоянного сечения

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Nikuradse J. Laws of Flow in Rough Pipe. Research booklet 361, part B, VDI, Verlag, Berlin. 1933. (NASA TM 1292, 1960).
2. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Е.И. Идельчик ; под ред. : М.О.Штейнберга. - 3-е изд., перераб. и доп. - М. : Машиностроение, 1992. - 672 с.
3. Zvegintsev V.I., Melnikov A.Yu. One-dimensional model for calculating compressible gas flow with friction through pipeline. Pipelines: Design, Applications and Safety / Ed. M.G. Rivero et al. - S.I. Nova Science Publishers, 2012. - P. 207-224.
4. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах / О.В. Гуськов, В.И. Копченов, И.И. Липатов, В.Н. Острась, В.П. Старухин. - М. : Физматлит, 2008. - 168 с.
5. Мельников А.Ю. Экспериментальное исследование торможения сверхзвукового потока в осесимметричных каналах // Горение и взрыв. - 2022. -Т.15. - №4. - С. 58-66.
6. Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I. Supersonic flow deceleration in a long cylindrical channel with pseudoshock formation // AIP Conference Proceedings. - 2016 - Vol.1770. - S.I. - 030007 p.

## КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ В АВИАСТРОЕНИИ

А.А. Подшивалов, В.Р. Баланчук, А.Д. Абдуллин

ООО «Нова-Инжиниринг»

620010, Россия, г. Екатеринбург, ул. Конструкторов, д. 5.

E-mail: aad@nova-e.org

**Аннотация.** В статье рассматривается применение современных CAE систем моделирования технологических процессов для устранения различных дефектов, повышение качества деталей, сокращения издержек производства и времени освоения новых изделий. Приводится обзор зарубежных и отечественных систем моделирования литья, штамповки, производства изделий из композитных материалов, аддитивного производства, а также примеров выполненных проектов для авиационной области.

**Ключевые слова:** численное моделирование, CAE, технологические процессы, литье металлов, обработка металлов давлением, композитные материалы, аддитивное производство, оптимизация процессов, устранение дефектов.

**Abstract.** The article describes the application of modern CAE systems of simulation technological processes to eliminate various defects, improve the quality of parts, reduce production costs and the time of development of new products. The paper gives an overview of foreign and national simulation systems for casting, stamping, composite materials production, additive manufacturing, as well as examples of completed projects for the aviation industry.

**Keywords:** numerical simulation, CAE, technological processes, metal casting, metal forming, composite materials, additive manufacturing, process optimization, defect elimination.

На сегодняшний день, когда промышленность вошла в новую эпоху Индустрии 4.0 (четвертой промышленной революции), применение численного моделирования при конструкторско-технологической подготовке производства достигла поистине всестороннего масштаба. И действительно, такие инженерные расчеты, как моделирование прочности, гидрогазодинамики, тепловых процессов, электромагнетизма на начальном этапе проектирования сложных изделий позволяет наглядно оценить их эксплуатационные характеристики до создания опытных образцов и значительно сократить количество натуральных испытаний на последующих этапах. Не менее важными и ответственными являются и технологические расчеты, применяемые при проектировании оснастки и режимов производства для таких процессов, как литье металлов и пластика, обработка металлов давлением, сварка, термообработка, производство композитных материалов, аддитивного производства. Моделирование производственных процессов нацелено в первую очередь на устранение дефектов в деталях, повышение качества продукции, сокращение издержек производства и времени проектирования/запуска новой продукции, что актуально при постоянно повышающейся конкуренции на рынке.

К изделиям авиационной промышленности предъявляются особо жесткие требования к качеству продукции, наличию дефектов в деталях, весу, в связи с чем применение численного моделирования производственных процессов имеет наиболее важное

значение при технологической подготовке. Далее в этой статье мы рассмотрим несколько примеров применения компьютерного моделирования различных технологических процессов для авиационной отрасли, а также рассмотрим современное отечественное программное обеспечение для решения подобных задач в условиях импортозамещения на российских промышленных предприятиях.

Литье металлов является одним из базовых процессов производства для различных отраслей промышленности и обеспечивает наиболее экономичный способ производства деталей с сложной конфигурацией. В авиации наиболее часто применяются такие способы литья как литье по выплавляемым моделям, в вакууме (в том числе, с направленной кристаллизацией и монокристаллическое литье), в песчаные формы, в кокиль, под давлением, центробежное литье. Изготовление деталей преимущественно выполняется из цветных сплавов на основе Al, Ni, Ti, Mg. К сожалению, данный процесс сопровождается формированием потенциально большим количеством различных дефектов, связанных с характером заполнения литейной формы расплавленным металлом, насыщением расплава газами, кристаллизации металла с последующей усадкой (усадочные раковины и пористость, газовая пористость, недоливы, неслитины, засоры, оксидные включения и др.). В связи с этим, особенно важно использовать программное обеспечение, которое может учесть напрямую при помощи численного моделирования или с использованием специализированных критериев необходимые процессы и явления, происходящие с сплавом при заполнении формы, кристаллизации и формировании остаточных напряжений.

Примером моделирования сложного изделия является производство авиационной лопатки методом литья по выплавляемым моделям с монокристаллической структурой (рис. 1). В данном проекте в САЕ-системе ProCAST от ESI Group рассчитывалось формирование микропористости в перье и полке лопатки после затвердевания, а также зеренная структура для оптимизации режима направленной кристаллизации отливки [1].



Рис. 1. Монокристаллическая лопатка авиационного двигателя (слева) и моделирование зеренной структуры детали после направленной кристаллизации сплава (справа)

Подобные задачи сейчас можно решать в российском программном пакете PoligonSoft, который содержит необходимые расчетные модули для решения задач литья лопаток,

в том числе с направленной кристаллизацией: заполнение и затвердевания формы у учетом лучистого теплообмена формы в ограниченном пространстве литейной установки, напряжено-деформированное состояние отливки и формы, а также формирование структуры зерна в новом модуле Макроструктуры [2]. Для других специальных видов литья можно также использовать решение LVMFlow, которое характеризуется простотой построения сеточной модели и нетребовательностью к качеству построения геометрических моделей, высокой скоростью расчета и точностью получаемых результатов за счет использования метода контрольных объемов [3].

В авиастроении также распространен процесс листовой штамповки, обтяжки, формовки эластичной средой, сверхпластичной формовки для изготовления различных деталей самолетов. При моделировании данных процессов в специализированном программном обеспечении, таких как Pam-Stamp (ESI Group) можно учитывать формирование различных дефектов – образования гофр, складок, утонения, разрывов на основе диаграмм предельного формоизменения [4], а также учитывать пружинение листовой заготовки после штамповки и открытия штампа, проводить оптимизацию геометрии оснастки для компенсации упругих деформаций и получения изделия необходимой конфигурации (рис. 2).

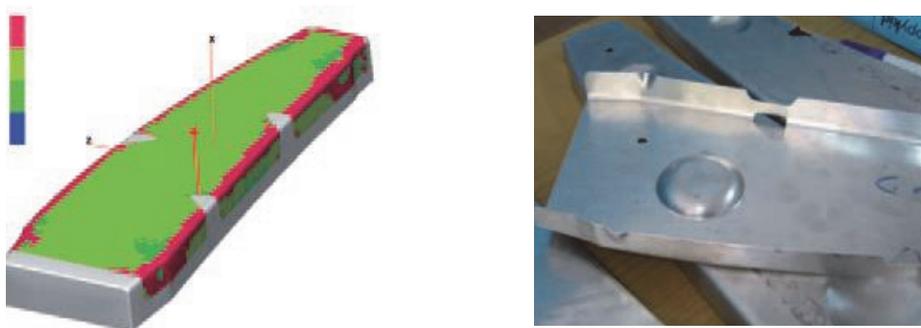


Рис. 2. Анализ утонения листовой заготовки после штамповки и конечное изделие

Задачи моделирования процессов обработки металлов давлением успешно выполняется в российском программном продукте QForm, в котором помимо возможности моделирования объемной штамповки,ковки, прессования профилей, раскатки колец, продольной, реверсивной, винтовой прокатки добавлен специализированный модуль для операций листовой штамповки, а также термообработки и расчета эволюции микроструктуры для различных сплавов. При моделировании листоштамповочных операций QForm позволяет технологу контролировать геометрию конечной заготовки, анализировать толщину листа, выявлять возможные дефекты, а также моделировать пробивку и обрезку, использовать составной и подпружиненный инструмент.

Одной из наиболее актуальных технологий для авиационного производства сегодня является создание изделий из полимерных композитных материалов (ПКМ), так как позволяет снизить массу изделий с одновременным сохранением, либо увеличением прочности, а также получить лучшую устойчивость к коррозии и высокие

усталостные характеристики [6]. Перед инженерами-конструкторами стоит непростая задача оценки эффективных свойств ПКМ для последующего проектирования и моделирования нагружения изделий из композитных материалов. В таком случае инженеру может быть полезна российская CAE-система Fidesys [7], используемая для решения линейных статических и динамических задач прочности, расчета собственных частот и форм колебаний, а также имеющая специализированные модули для расчета эффективных свойств композита, пористых материалов (включая слоисто-волоконистые и тканые), определения упругих свойств монослоя. Расчет свойств композита выполняется при помощи гомогенизации гетерогенных структур на основе анализа представительного элемента объема.

Производство изделий из композитных материалов также требует больших усилий инженеров-технологов по оптимизации геометрии оснастки и процесса для получения качественных изделий, в этом случае моделирование помогает значительно повысить эффективность производства. Для решения подобных задач во всем мире и России успешно используется программный пакет PAM-COMPOSITES от ESI Group, включающий модули для моделирования таких технологий, как прессовой формовки, формовки эластичной мембраной, вакуумной инфузии, печного отверждения композитных изделий, RTM процесс, автоклавное формование. PAM-Composites позволяет добиваться оптимальной геометрии деталей, устранять различных дефектов (складок, сухих зон при пропитке, коробление детали). На рис. 3 показан пример моделирования коробление композитной панели после полимеризации связующего, выполненного в модуле PAM-Distortion. На данный момент, к сожалению, нет российского аналога для моделирования технологических задач производства композитов.

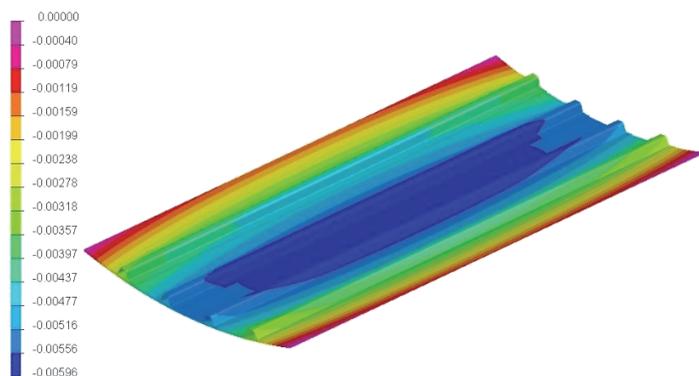


Рис. 3. Моделирование коробление панели из композитного материала после полимеризации

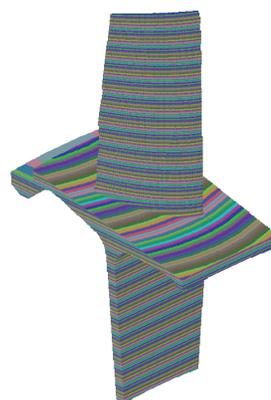


Рис. 4. Визуализация послойного разделение модели для последующего моделирования вырачивания детали

Одновременно с развитием вышеперечисленных технологий свою нишу в производстве деталей из стальных, никелевых, титановых и других сплавов занимает аддитивное

производство; если ранее это технология использовалось при создании прототипов, то на сегодняшний день все чаще и чаще применяется в серийном производстве за счет развития оборудования и освоения производства металлических порошков. Аддитивные технологии позволяют получать изделия сложной конфигурации, с решетчатыми структурами, изготовление которых традиционными методами является слишком сложной задачей, либо полностью невыполнимой. В случае аддитивного производства моделирование позволяет выявить остаточные напряжения в изготавливаемой детали и полученные коробления, а также оптимизировать геометрию для компенсации полученных деформаций и получения изделия необходимой конфигурации (рис. 4). Подобные задачи выращивания деталей можно выполнять в уже упомянутом расчетном пакете Fidesys методом возрождения упругого слоя.

В качестве заключения необходимо отметить, что внедрение подобных систем в производственный процесс – это необходимый шаг сегодня, когда рынок с каждым днем становится все высокотехнологичнее и конкурентнее. Однако для успешного освоения моделирования такого типа процессов и верификации результатов применительно к конкретному производству может потребоваться значительные усилия и временные затраты. В связи с этим, наиболее важно правильно выбирать поставщика-интегратора программного обеспечения, который имеет опыт в решении профильных задач, обучении сотрудников предприятий, а также опыт в дальнейшем техническом сопровождении в виде консультаций, технической поддержки. Если для вашего предприятия актуально решение подобных задач, вы всегда можете обратиться в «Нова-инжиниринг» за подробной консультацией.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Каблов Е.Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия) [Текст] / Е.Н. Каблов. – М. : «МИСИС», 2001. – 632 с.
2. Батышев К.А., Кателин В.А., Семенов К.Г. Использование современных систем моделирования и контроля для производства отливок ответственного назначения / Современные материалы, техника и технологии. – 2018. – № 1 (16). – С. 4-10.
3. Насырова, В. А. Выявление резервов повышения качества корпусных отливок на основе компьютерно-интегрированного проектирования оснастки / Технологический аудит и резервы производства. – 2013. – Т. 6, № 2 (14). – С. 41-43.
4. Семенов С. В., Лавриненко В.Ю. Разработка технологии изготовления детали «Кожух» в производственных условиях АО «РСК “МиГ”» с использованием программного комплекса РАМ-STAMP / Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2018. – № 2. – С. 260-269
5. Стебунов С.А., Харсеев В.Е., Власов А.Л.В., Гартвиц А.А. Моделирование процессов листовой штамповки в QForm 9 / Наука, теория, практика авиационно-промышленного кластера современной России, материалы V Международной научно-производственной конференции, приуроченной ко Дню Российской науки. Ульяновск, 2020. – С. 122-129.
6. Макеев Д.А., Келарев В.И. Применение композитных материалов в авиационной промышленности / Достижения науки и образования. – 2020. – №17(71). – С. 29-31.
7. Морозов Е.М., Левин В.А., Вершинин А.В. Прочностной анализ: Фидесис в руках инженера. – М. : ЛЕНАНД, 2015. – 408 с.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕРМОДЕФОРМАЦИЙ ОПТИЧЕСКОЙ АППАРАТУРЫ ИСТОЧНИКА СИНХРОТРОННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

В.С. Наумкин<sup>1,2а</sup>, к.ф.-м.н, доц., М.В. Горбачев<sup>2</sup>, к.т.н., доц.

<sup>1</sup>Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, 1

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>а</sup>E-mail: vsnaumkin@itp.nsc.ru

**Аннотация.** В докладе представлены результаты CFD и FEA анализа термодетформированного состояния кремниевых зеркал, используемых в источниках синхротронного излучения. Были рассмотрены зеркала в виде параллелепипеда с вырезом, пучок синхротронного излучения падает на верхнюю поверхность зеркала, охлаждение осуществлялось по боковым граням. Показано, что прямоугольный вырез под радиатором охлаждения приводит к перераспределению напряжений внутри зеркала и как следствие к снижению деформации отражающей поверхности по сравнению с зеркалом без выреза.

**Ключевые слова:** CFD, FEA, высокие плотности теплового потока, термоиндуцированные деформации, напряжённое состояние, охлаждение синхротронного оборудования, кремниевые зеркала.

**Abstract.** The report presents the results of CFD and FEA analysis of the thermally deformed state of silicon mirrors used in synchrotron radiation sources. Silicon mirrors in the form of a brick with/without a cutout were considered, the beam of synchrotron radiation falls on the top surface of the mirror, cooling was carried out along the side edges. It is shown that a rectangular cutout under the cooling radiator leads to a redistribution of stresses inside the mirror and, as a consequence, to a decrease in the deformation of the reflecting surface compared to a mirror without a cutout.

**Keyword:** CFD, FEA, high heat flux densities, thermally induced stresses, strained state, cooling of synchrotron equipment, silicon mirror.

Задача проектирования источников синхротронного излучения следующего поколения (4<sup>+</sup> и выше) сталкивается с проблемой эффективного охлаждения элементов оптической аппаратуры, которая подвергается воздействию тепловых потоков большой плотности (порядка  $10^6$ – $10^7$  Вт/м<sup>2</sup>). На 1 см<sup>2</sup> кремниевого зеркала может подаваться тепловой поток порядка 1 кВт. Столь большой тепловой поток может привести к локальному перегреву или к большим градиентам температуры, которые приводят к существенным деформациям поверхности охлаждаемого элемента. Деформация отражающей поверхности будет приводить к нежелательному изменению характеристик пучка синхротронного излучения. Таким образом, возникает необходимость в эффективном отводе сконцентрированного теплового потока с поверхности или объёма подобных зеркал, а так же к иным способам уменьшения термоиндуцированных деформаций оптических элементов.

В данной работе рассматривается кремниевое зеркало с боковым охлаждением и вырезом «smart-cut», предложенного в [1]. На рис. 1 представлена схема исследуемого зеркала. Зеркало охлаждается потоком воды, протекающей через медные радиаторы, закреплённые в верхней части боковой поверхности зеркала. Под радиатором располагается вырез, размеры которого ( $L, h$ ) варьируются.

Тепловой поток подавался сверху зеркала, ширина облучаемой зоны была равна 2 мм. Материал зеркала – кремний, свойства которого задавались в соответствии с [2–3]. Моделирование проводилось как без учёта медного радиатора, так и при его наличии ( $\alpha = \text{const}$  и  $\alpha = \text{var}$  соответственно). Высота охлаждаемой области (радиатора) равнялась 7 мм. При охлаждении «без радиатора» на поверхности соприкосновения зеркала с радиатором задавалась температура охладителя и значение коэффициента теплоотдачи. На остальных границах во всех случаях задавались условия лучистого теплообмена с окружающей средой (вакуум, температура 22 °С, степень черноты зеркала задавалась равной единице). Считалось, что охлаждение подаётся по двум независимым трубкам, поэтому можно рассматривать плоскосимметричную задачу. Режим теплообмена считался стационарным. Коэффициент теплопроводности кремния задавался как функция от температуры, полученной после аппроксимации данных [3]. Температура охлаждающей воды на входе в радиатор принималась равной 22 °С.

Для оценки деформаций и перемещений отражающей поверхности зеркала использовались табличные значения коэффициента термического расширения [2]. Закрепление зеркала осуществлялось следующим образом: плоскости симметрии запрещалось перемещаться вдоль оси  $x$ . Одна из точек на плоскости симметрии полностью закреплялась, ей были запрещены перемещения вдоль всех осей. Второй точке на плоскости симметрии было разрешено перемещение вдоль оси  $z$ .

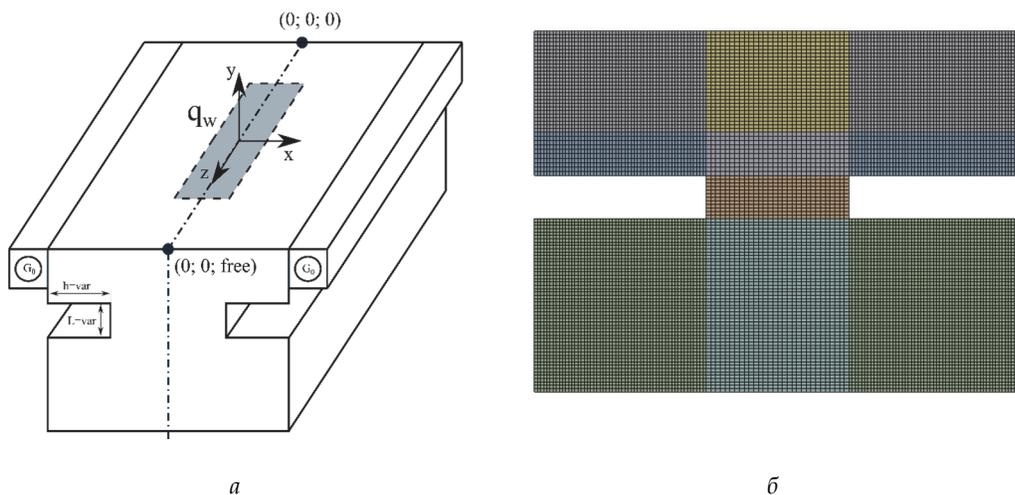


Рис. 1. Схема нагрева и закрепления кремниевое зеркала с медными радиаторами (а) и пример расчётной сетки (б)

При оценке термодетформированного состояния решалась система уравнений:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= \alpha_x \Delta T + \frac{\sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{xy} \sigma_y}{E_x} - \frac{\nu_{zx} \sigma_z}{E_x}, & \varepsilon_y &= \alpha_y \Delta T + \frac{\nu_{xy} \sigma_x}{E_x} - \frac{\sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{yz} \sigma_z}{E_y}, \\ \varepsilon_y &= \alpha_z \Delta T + \frac{\nu_{xy} \sigma_x}{E_x} - \frac{\nu_{yz} \sigma_y}{E_y} - \frac{\nu_{yz} \sigma_z}{E_z}, & \varepsilon_{xy} &= \frac{\sigma_{xy}}{G_{xy}}, & \varepsilon_{yz} &= \frac{\sigma_{yz}}{G_{yz}}, & \varepsilon_{xz} &= \frac{\sigma_{xz}}{G_{xz}}, \end{aligned}$$

где  $\varepsilon_i$  - компоненты вектора деформаций вдоль оси  $i$ ,  $\sigma_i$  - компоненты вектора напряжений вдоль оси  $i$ ,  $\varepsilon_{ij}$  - компоненты вектора сдвиговых деформаций,  $\sigma_{ij}$  - компоненты вектора сдвиговых напряжений.

Поле температуры получалось путём решения уравнения теплопроводности:

$$\frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial z} \right) = 0,$$

где  $x, y, z$  - декартовы координаты [м],  $T$  - температура [К],  $\lambda$  - коэффициент теплопроводности материала зеркала [Вт/(м К)].

При учёте теплообмена внутри медного радиатора дополнительно решалась система уравнений Навье-Стокса, дополненная  $k$ - $\omega$  SST моделью турбулентности. Расчёты поля температуры проводились с двойной точностью вычислений. Для случая без учёта радиатора решалось одно уравнение энергии. Решение сводилось с погрешностью порядка 10–15. По результатам сеточной сходимости для тепловой задачи была выбрана сетка с порядка 2 000 000 расчётных ячеек. Дальнейшее измельчение сетки не приводило к изменению профилей температуры. Для случаев с учётом радиатора решалось уже 7 дифференциальных уравнений (уравнение неразрывности, уравнение движения в проекциях на оси координат, уравнение энергии, уравнения для кинетической энергии турбулентности и её диссипации). Решение сводилось с точностью до 10–6. Для оценки деформаций по результатам тестирования была выбрана сетка с количеством элементов 750 000. Пример структурированной сетки представлен на рис. 1, б.

На рис. 2 представлена зависимость максимальной температуры отражающей поверхности зеркала в зависимости от расхода воды в трубке радиатора (рис. 2, а), и от коэффициента теплоотдачи (рис. 2, б) при моделировании без радиатора. Видно, что с увеличением массового расхода воды или с увеличением коэффициента теплоотдачи, температура поверхности зеркала снижается. Чем больше расход или соответствующий ему коэффициент теплоотдачи, тем менее интенсивно снижается температура. Увеличение коэффициента теплоотдачи свыше 6000 Вт/(м<sup>2</sup>К) не приводит к существенному снижению температуры поверхности. На Рисунке 3 представлено влияние глубины выреза  $h$  на величину термодетформаций зеркальной поверхности вдоль оси  $x$  (ширина зеркала отложена в безразмерном виде). Изменение глубины выреза приводит к перераспределению напряжений внутри зеркала и к изменению деформации зеркальной поверхности. Наименьшие деформации в рассматриваемых условиях

наблюдаются при глубине выреза  $h = 12$  мм. Вырез 12 мм позволяет снизить термодформации на порядок по сравнению с зеркалом без выреза.

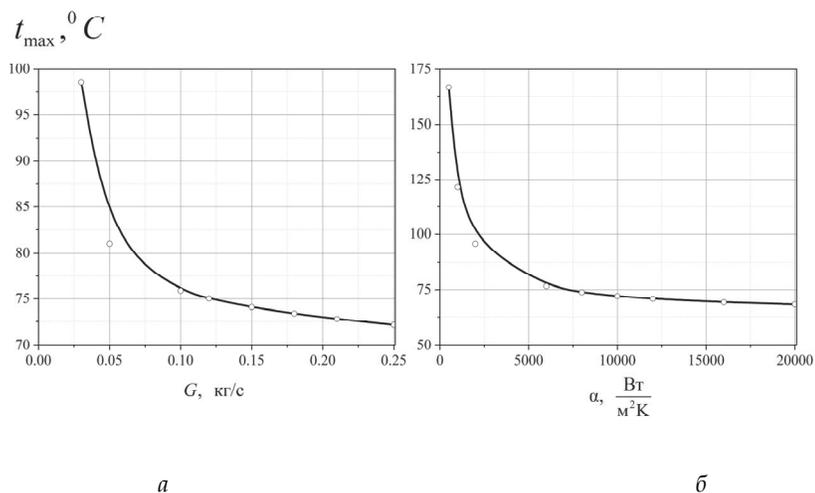


Рис. 2. Зависимость максимальной температуры зеркала от расхода охладителя и коэффициента теплоотдачи

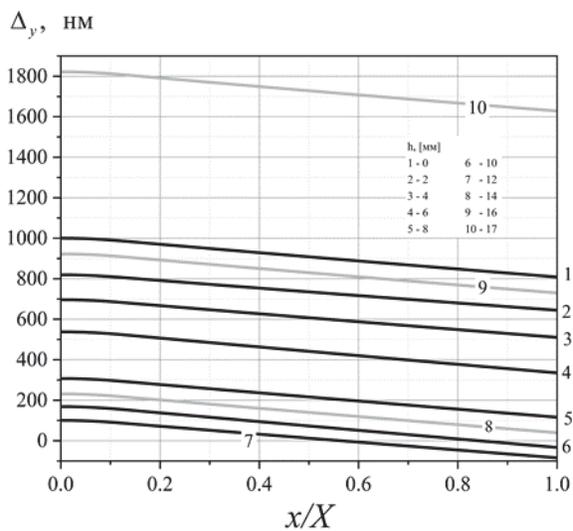


Рис. 3. Влияние глубины выреза на величину деформации вдоль оси x

### Выводы

1. Если коэффициент теплоотдачи меньше  $6000 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{К})$ , то при оценке поля температуры кремниевого зеркала необходимо учитывать влияние изменения коэффициента теплоотдачи по длине зеркала.

2. Увеличение коэффициента теплоотдачи  $\alpha > 6000 \text{ Вт}/(\text{м}^2\text{К})$  не приводит к существенному изменению поля температуры поверхности зеркала.

3. Использование вырезов под радиатором охлаждения может уменьшить линейные деформации зеркала практически на порядок, а угловые перемещения почти в 8 раз.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *P. Brumund et al.* Thermal optimization of a high-heat-load double-multilayer monochromator // *Journal Synchrotron Radiation*. - V. 28. - no. 5. - Pp. 1423-1436. - DOI: 10.1107/S160057752100758X.

2. *Y.S. Touloukian, R.K. Kirby, R.E. Taylor, T.Y.R. Lee* Thermal expansion. Nonmetallic solids. in *Thermophysical properties of matter*. - Vol. 13. - 1977.

3. *Y.S. Touloukian, R.W. Powell, C.Y. Ho, P.G. Klemens*. Thermal Conductivity. Metallic elements and alloys. in *Thermophysical properties of matter*. - V. 1. - Boston, MA: Springer US. - 1970. - DOI: 10.1007/978-1-4615-9600-4.

## ВЛИЯНИЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ В РЕЗОНИРУЮЩИХ ВОЛНОВОДАХ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С НЕДОРАСШИРЕННОЙ СТРУЕЙ

А.В. Примаков, к.ф.-м.н.

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
E-mail: primakow@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** Работа посвящена численному исследованию потока газа, генерируемого системой связанных волноводов, в газоструйном генераторе высокоинтенсивных акустических колебаний. В результате исследования трёхмерной нестационарной задачи были получены картины течения в биканальном тракте акусто-конвективной системы. Изучен процесс формирования высокоинтенсивного газового потока, формируемого сверхзвуковой струей с установленным коэффициентом нерасчётности. Выбраны три характерных значения нерасчётности струи:  $n = 3,4; 4,4; 5,1$  (давление в форкамере  $P = 5; 6; 7$  атм. соответственно). С увеличением параметра нерасчётности максимальное и минимальное давление в резонаторе увеличивается, а температура уменьшается. Продемонстрировано влияние граничных условий на формирование течения и прогрев резонансной полости системы. Процесс рассмотрен в условии постоянной температуры на стенке и при условии отсутствия теплового потока через стенку. Влияние граничных условий на давление в резонаторе не значительно, а температура при адиабатическом условии значительно возрастает (в два раза при  $n = 5,1$ ).

**Ключевые слова:** акустическая биканальная система, газоструйный генератор Гартмана, глубокий резонатор, сверхзвуковая струя, волновые взаимодействия, высокоинтенсивные колебания.

**Abstract.** The article is devoted to the numerical study of the gas flow generated by a coupled resonators system in a gas jet generator of high-intensity acoustic vibrations. As a result of the three-dimensional non-stationary problem study, flow patterns in an acoustic-convective system two-channel path were obtained. The process of formation of a high-intensity gas flow formed by a supersonic jet with an established non-design coefficient is studied. Three characteristic values of non-design coefficient were selected:  $n = 3.4; 4.4; 5.1$  (pressure in the pre-chamber  $P = 5; 6; 7$  atm. accordingly). With an increase in the non-design parameter, the maximum and minimum pressure in the resonator increases, and the temperature decreases. The influence of boundary conditions on the formation of the flow and heating of the resonant cavity system is demonstrated. The process is considered under the condition of constant temperature on the wall and under the condition of heat flow through the wall absence. The influence of boundary conditions on the pressure in the resonator is not significant, and the temperature under the adiabatic condition increases significantly (twofold at  $n = 5.1$ ).

**Keyword:** acoustic two-channel system, Hartmann gas jet generator, deep resonator, supersonic jet, wave interactions, high-intensity oscillations.

## Введение

Значительная доля потерь энергии в современных технологических процессах приходится на рассеивание тепла в окружающей среде. Методы снижения затрат на элементах технических устройств является актуальной темой исследований. Исследование процесса теплообмена и формирования течения в каналах-волноводах имеет огромный прикладной потенциал при создании оптимального технического устройства. Ярким примером такого устройства является система волноводов на основе газоструйного генератора мощного звука Гартмана [1, 2]. Подобное устройство имеет как область с большими значениями температур до 1000К [3], так и области со значениями, приближенными к комнатным. Важным свойством такой системы является возможность создания высокоинтенсивных колебаний за счёт резонанса недорасширенной струи и геометрии волноводов. В вопросе генерации звука параметры сформированной струи являются фундаментальным научным интересом. Коэффициент нерасчётности струи  $n$  (отношение давления на срезе сопла к атмосферному давлению) определяет возможность генерации сигнала и его характеристики. Генерируемый системой каналов сигнал полезен во многих прикладных областях: управление и контроль потока [4, 5], воспламенение газа [6], обработка металла [7]. Особо выделяется метод осушения и пропитки [8] пористых материалов, эффективно использующий акусто-конвективное течение и перепад температур в волноводах.

Многие фундаментальные данные в вопросах работы газодинамических систем получены экспериментально. Численный подход позволяет исследовать эффекты недоступные при экспериментальном подходе и открывает возможности моделирования систем с целью оптимизации [9]. Численное моделирование резонирующих волноводов при разных граничных условиях на стенках полости позволит оптимизировать систему теплообмена и увеличить её эффективность. Условие постоянной температуры на стенках позволяет эффективно проводить оценку акустических характеристик течения при быстропотекающих процессах [10]. Исследование потока в условии теплоизолированной системы является приближением к реальным условиям и позволяет провести оптимизацию теплообмена в каналах.

## Физико-математическая постановка задачи

Исследуется система двух пересекающихся под прямым углом каналов-волноводов, достоверно повторяющая физические параметры акусто-конвективного сушильного устройства ИТПМ СО РАН. Течение в системе моделируется в трёхмерной нестационарной постановке с применением уравнений Навье-Стокса осреднённых по Фавру, дополненных  $k-\omega$  SST моделью турбулентности [9] в Ansys Fluent. Для исследования выбран глубокий резонатор Гартмана-Шпренгера с глубиной 33  $d$ . В начальный момент моделирования в форкамеру подаётся воздух под давлением  $P_{1-3} = 6; 7; 8$  атм., в результате чего формируется сверхзвуковая струя с параметром нерасчётности  $n_{1-3} = 3,4; 4,4; 5,1$  соответственно. На стенках системы устанавливается постоянное значение температуры  $T_w = 293^\circ\text{K}$  в изотермическом случае и условие нулевого теплового

потока  $\Phi_Q = 0$  в адиабатическом случае. Характеристики газа фиксируются в характерных точках-мониторах системы: вблизи торца резонатора и рабочей части (РЧ) акусто-конвективной системы.

### Генерация высокоинтенсивных колебаний с заданными граничными условиями

Процесс формирования акустического потока в системе связан с циклом опустошения-заполнения резонатора волнами давления [1]. Заполнение резонатора воздухом приводит к нарастанию в нём давления, превышающего давление в струе. Таким образом характеристики струи, а именно параметр нерасчётности, является важнейшим параметром при формировании акусто-конвективного потока. В процессе заполнения полости происходит нагревание газа в результате вязких явлений. Наиболее интенсивный нагрев происходит в области торца резонансной полости в момент отражения падающей волны сжатия.

Рассмотрим газодинамические характеристики течения, сформированного в результате заполнения волновода струями с разными коэффициентами нерасчётности (рис. 1). В изотермическом случае интенсивность колебаний вблизи торца резонатора достигает 186 дБ при  $n = 3,4$ . Увеличение параметра нерасчётности струи приводит к нарастанию интенсивности на 13 и 14 дБ при  $n = 4,4$  и  $5,1$  соответственно. При адиабатическом условии интенсивность мало зависит от нерасчётности струи и сохраняется в диапазоне 195 – 196 дБ. Частота колебаний внутри резонатора во всех случаях составляет 125 Гц. В рабочей части системы интенсивность значительно падает, что связано с перераспределением энергии между гармониками сигнала в волноводе. В обеих постановках интенсивность прямо зависит от нерасчётности струи. При  $n = 3,4$  амплитуда колебаний составляет 163 дБ при адиабатической постановке и 168 в изотермическом случае. При  $n = 4,4$  давление нарастает до 171 дБ, а при  $n = 5,1$  до 173 дБ в обоих случаях.

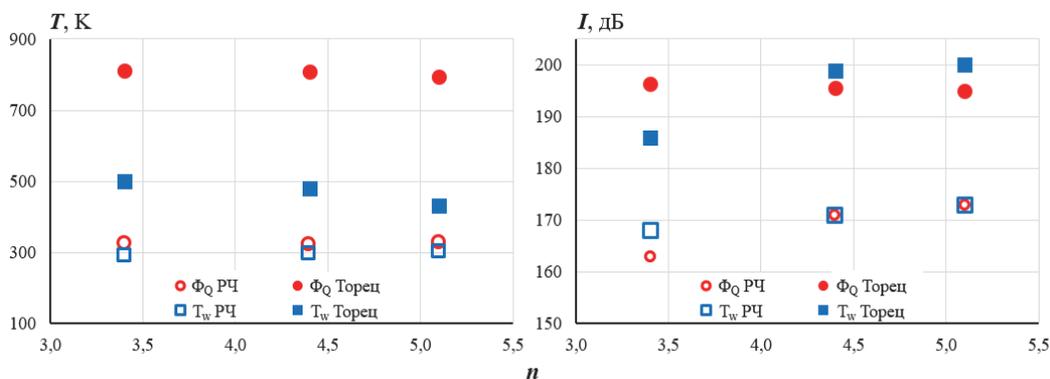


Рис. 1. Влияние изотермического ( $T_w$ ) и адиабатического ( $\Phi_Q$ ) граничных условий на температуру и интенсивность колебаний в рабочей части (РЧ) системы и вблизи торца резонатора

Распределение температуры в волноводах системы имеет особый интерес в прикладных направлениях, связанный с изолированностью нагретого воздуха внутри резонатора от среды внешнего волновода за счёт холодной струи [10]. Таким образом в биканальной системе наблюдается перепад температуры до 200К в изотермическом расчёте и до 500К при адиабатическом условии (рис. 1). В рабочей части при этом независимо от граничного условия сохраняется температура равная 300 – 325К, что соответствует нормальным условиям. С увеличением параметра нерасчётности струи температура незначительно нарастает. В области торца, где фиксируются наибольшие значения температуры, отмечена обратная зависимость от нерасчётности. В условии нулевого теплового потока через стенки волновода максимум температуры (на расстоянии 0,3 калибра от стенки торца) при  $n = 3,4$   $T = 499$ К. С увеличением давления в форкамере температура незначительно падает (на 18К при  $n = 5,1$ ). В условии изотермической стенки температура на торце падает с 499К при  $n = 3,4$  на 20К и 70К при  $n = 4,4$  и 5,1 соответственно (табл. 1). Отметим, что максимум температуры в данном случае находится на некотором удалении от торца резонатора (от 1 калибра в случае  $n = 3,4$  и 4,4 до 3 калибров в случае  $n = 5,1$ ).

Параметры падающей и отражённой волны на этапе заполнения резонатора представлены в таблице 1. Рассмотрен перепад давления перед и за фронтами падающей на торцевую стенку ударной волны ( $P_{пвс}$ ) и волны, отражённой от торца ( $P_{овс}$ ), для разных нерасчётностей струи [1]. Оценка параметров проведена в характерные моменты, когда ударная волна сформирована и находится в центре резонатора. В условиях постоянной температуры на стенках давление за фронтом прошедшей падающей волны увеличивается на 1,32 до значения 2,05 при  $n = 3,4$ . Наибольшее давление при этом отмечено вблизи торца и составило 3,86. Увеличение нерасчётности струи приводит к уменьшению давления за фронтом волны сжатия до 1,81 и 1,39 при  $n = 4,4$  и 5,1 соответственно. За фронтом отражённой волны сжатия устанавливается давление в резонансной полости, превышающее давление в струе, что приводит к возникновению ответного течения из резонатора.

Зафиксированы значения давления перед фронтом волны  $P_{овс} = 1,77; 1,83 2,02$  при исследуемых  $n$ . За волной сжатия давление повышается до 3,66; 4,08; 4,10. Максимальное значение у торца уменьшается до 4,35 и 4,89. Минимальное давление в системе фиксируется у торца до момента столкновения с волной сжатия и составляет 0,66; 0,68; 0,71. ( $n = 3,4; 4,4; 5,1$ ), что говорит о существовании волн разрежения в волноводе на этапе заполнения полости струёй. При расчёте течения в волноводе с нулевым тепловым потоком, давление перед фронтом составляет 0,75; 0,74; 0,73 и нарастает до 1,61; 1,60; 1,80 за её фронтом. Давление перед фронтом отражённой волны (1,76; 1,85; 1,99) увеличивается до 3,68; 3,73; 3,84 при  $n = 3,4; 4,4; 5,1$ . Наибольшее давление в системе отмечено в непосредственной близости резонатора и составило 3,94, 4,57 и 4,81, а минимальное 0,74, 0,83 и 0,73 соответственно исследуемым коэффициентам  $n$ . Скорость падающей волны в обеих постановках превышает число скорость звука, а скорость отражённой волны меньше скорости звука.

Таблица 1

## Влияние нерасчётности струи и граничного условия на характеристики течения

	$n$	$P$ , атм.				$T$ , К				$V_{ПВС}$ (м/с)	$V_{ОВС}$ (м/с)
		$P_{ПВС}$		$P_{ОВС}$		MAX	MIN	MAX	MIN		
		до	за	до	за						
$T_w$	3,4	0,73	2,05	1,77	3,66	3,86	0,66	499	292	428	264
	4,4	0,72	1,81	1,83	4,08	4,35	0,68	479	280	359	262
	5.1	0,77	1,39	2,02	4,10	4,89	0,71	432	290	350	241
$\Phi_Q$	3,4	0,75	1,61	1,76	3,68	3,94	0,74	811	493	343	286
	4,4	0,74	1,60	1,85	3,73	4,57	0,83	809	457	425	250
	5.1	0,73	1,80	1,99	3,84	4,81	0,73	793	440	478	260

Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН.

## Выводы

Численно в трёхмерном нестационарном приближении получены распределения всех газодинамических характеристик течения в восьми характерных сечениях резонатора. Определена полная газодинамическая картина течения в тракте биканального волновода для разных коэффициентов нерасчётности струи в двух вариантах граничных условий. В изотермическом случае абсолютные значения температуры у торца достигают 500К. в адиабатическом торец резонатора прогревается до 810 К. Максимальные значения температуры в изотермическом случае зафиксированы на значительном расстоянии (до трёх калибров резонатора) от торца, в адиабатическом случае максимум находится в непосредственной близости от стенки (0,3 калибра). Амплитуда теплового колебания при адиабатических стенках внутри резонатора выше, чем изотермическом случае, в частности в окрестности торца на 150 К.

## СПИСОК ИСПОЛЪЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Борисов Ю.Г. Газоструйные излучатели звука Гартмановского типа // Физика и техника мощного ультразвука. Книга 1: «Источники мощного ультразвука» / Под ред. Л.Д. Розенберга. – М. : Наука, 1967. – С. 7-110.
2. Глазнев В.Н., Коробейников Ю.Г. Эффект Гартмана. Область существования и частоты колебаний // Прикл. механика и техн. физика. - 2001. - Т. 42. - № 4. - С. 62 – 67.

3. *Narayanan S., Bholanath Behera, Sundararajan T., Srinivasan K.* Acoustic heating effects in Hartmann whistle // *International Journal of aeroacoustics*. – 2013. – Vol. 12. – No. 5 & 6. – P. 557 – 578.
4. *Raman G., Srinivasan K.* The powered resonance tube: From Hartmann's discovery to current active flow control applications // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2009. – Vol. 45. – No. 4-5. – P. 97-123.
5. *Жилин А.А., Примаков А.В.* Численное исследование влияния геометрии биканальной системы на область существования эффекта Гартмана // *Теплофизика и аэромеханика*. – 2023. – Т. 30. – № 3. – С. 427-440.
6. *Кузнецова Т.А., Августиневич В.Г.* Полуэмпирическая модель генерации оксидов азота в малоэмиссионной камере сгорания в составе системы управления авиационного двигателя // *Прикладная математика и вопросы управления*. – 2022. – № 2. – С. 7 – 33.
7. *Волков С.С., Коновалов А.В., Панкратов А.С., Михайлова Ю.А.* Технологические особенности ультразвуковой резки с одновременной сваркой изделий из пластмасс // *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*. – 2023. – № 3(764). – С. 53 – 60.
8. *Жилин А.А.* Изучение процессов пропитки и сушки пористых материалов // *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*. – 2011. – № 4-3. – С. 777-778.
9. *Primakov A.V., Zhilin A.A.* Effect of resonant cavity edge thickness on flow acoustic-convective characteristics in the multi-channel tract. // *AIP Conference Proceedings*. – 2023. – Vol. 2504. – P. 030101.
10. *Жилин А.А., Примаков А.В.* Численное исследование тепловых эффектов в акусто-конвективном потоке биканальной системы // *Теплофизика и аэромеханика*. – 2022. – Т. 29. – № 1. – С. 79-89.

## ФРАКТАЛЬНО-КЛАСТЕРНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СОСТОЯНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ПОЛОС ПРИ ПОМОЩИ ИИ

Л.Н. Доненко<sup>1</sup>, к.ф.-м.н., И.Л. Доненко<sup>2</sup>, к.ф.-м.н.,  
У.Э. Курманов<sup>1</sup>, к.т.н.

<sup>1</sup>Кыргызский авиационный институт им. И. Абдраимова  
720009, Кыргызская Республика, г. Бишкек, ул. Луцкихина, 60

<sup>2</sup>МКОШИ, 686430, Россия, Магаданская Область,  
р-н Северо-эвенский, пгт Эвенск, ул Пушкина, д. 13

**Аннотация.** В данной статье рассматривается инновационный подход к анализу состояния взлетно-посадочных полос, пострадавших от воздействия различных факторов, с использованием фрактально-кластерного анализа и беспилотных летательных аппаратов (БПЛА). Основным элементом является применение фрактального анализа и современных технологий искусственного интеллекта для выявления и оценки коррозии и других дефектов.

**Ключевые слова:** фрактал, БПЛА, авиация, бетон

## FRACTAL-CLUSTER STUDY OF THE CONDITION OF RUNWAYS USING ARTIFICIAL INTELLIGENCE

L.N. Donenko<sup>1</sup>, Ph.D., Acting Associate Professor Department of Natural Sciences,  
I.L. Donenko<sup>2</sup>, Ph.D., Ulan Esembekovich Kurmanov<sup>3</sup>, Ph.D.

<sup>1,3</sup>Kyrgyz Aviation Institute named after I. Abdraimov  
720009, Kyrgyzstan, Bishkek

<sup>2</sup>MKOSHI, 686430, Russian Federation, Magadan region, village Evensk

**Annotation.** This article discusses an innovative approach to analyzing the condition of runways affected by various factors using fractal cluster analysis and unmanned aerial vehicles (UAVs). The main element is the use of fractal analysis and modern artificial intelligence technologies to identify and evaluate corrosion and other defects.

**Keywords:** fractal, UAV, aviation, concrete

В современном мире вопросы безопасности и эффективности эксплуатации авиационных объектов приобретают все большее значение. Одним из ключевых аспектов является своевременное обнаружение и устранение коррозии на взлетно-посадочных полосах. Традиционные методы инспекции зачастую требуют значительных временных и финансовых затрат, а также вовлечения большого количества специалистов. В этой связи, использование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) в сочетании с передовыми методами анализа данных, такими как фрактально-кластерный анализ, представляет собой перспективное направление для повышения оперативности и точности выявления дефектов.

Цель данной статьи – рассмотрение возможностей применения фрактально-кластерного анализа в комплексе с БПЛА для эффективного мониторинга коррозии

на взлетно-посадочных полосах. Мы обсудим теоретические основы фрактального и кластерного анализа, рассмотрим примеры успешного внедрения данной технологии, а также обсудим перспективы и возможные проблемы, связанные с её практическим применением.

Предыдущие исследования показали, что традиционные методы диагностики, такие как визуальный осмотр и ультразвуковое исследование, обладают значительными ограничениями. Например, в работе [1] была представлена методика использования машинного зрения для анализа усталости бетонных конструкций. Однако эта методика требует значительных временных и финансовых затрат, а также не всегда обеспечивает достаточную точность при выявлении начальных стадий повреждений.

В других исследованиях, таких как статья [2] рассматривались возможности применения фрактального анализа для диагностики состояния бетонных конструкций. Этот метод показал высокую эффективность в выявлении микроструктурных изменений, однако его применение на практике требует внедрения мощных вычислительных ресурсов, которые не имеют мобильности. Несмотря на обширную научную литературу, опубликованную по данному вопросу, данное исследование фокусируется на недостаточно раскрытой проблеме интеграции фрактального анализа с использованием БПЛА и ИИ для оперативной диагностики строительных сооружений и расчета дифракционных фракталов (дифракталов).

Исследование проводилось на аэродромах Кыргызской Республики, а также Республики Крым и Магаданской области.

Объекты включали взлетно-посадочные полосы, дороги и другие инфраструктурные сооружения. [3] Климатические условия варьировались от умеренных до экстремальных, что обеспечило разнообразие данных для анализа. Для исследования за основу была взята модель из проведенных ранее исследований [3], так решая краевую задачу, мы получили математическую модель для точного вычисления фрактальной размерности бетона:

$$D = \lim_{\delta \rightarrow 0} \frac{\ln N(\delta^2)}{\ln \frac{1}{\delta}} \quad (1)$$

где  $N(\delta^2)$  – минимальное число ячеек радиуса  $\delta$ , покрывающее исходное множество.

Реализуя данную формулу и решая следующую задачу, можно прийти к следующим свойствам, которые описываются через функцию передачи векторной координаты  $p$  в предметной плоскости. Согласно теории преобразования Фурье в дальней и ближней зоне излучения, а также с свойствами самоподобия распределения интенсивности  $I(\delta)$  в пространственном объекте можно записать в виде векторной координаты в данном кубическом или сферическом объекте, при условии, что мы заведомо считаем каждый объемный объект может представлять собой элементы плоскостей.

Это уравнение показывает дифрактал в распределении с масштабным коэффициентом.

$$A(\delta) \propto A(\delta\mu\phi). \quad (2)$$

Этот анализ позволяет использовать новый способ для понимания структуры объектов и использовать свойства самоподобия для более точностного анализа. Математический подход описанный тут предлагает значительный потенциал в области дифракталов, а также в применении теории преобразования Фурье для анализа хаотических структур [4].

Итерации поверхностных и внутренних ячеек соответствуют спекл-картине полученной при помощи оптических исследований, а фактор структуры определяется алгоритмом построения этого фрактала [5]. Другими словами, дифрактал можно условно разделить на три области – фрактальную, периодическую и рост.

$$A(x, y, z) = A_0 \exp\left[\frac{i\pi}{\lambda d}(x^2 + y^2 + z^2)\right]. \quad (3)$$

В этом уравнении подчеркивается важность факторов формы и структуры при анализе дифракционных картин фрактальных структур и их влияние на характеристики получаемых результатов. Рассматриваемая решетка представляет собой модель структуры бетонных конструкций. В плоскости этой решетки амплитуда волны изменяется в зависимости от функции пропускания  $T(x, y, z)$ , что описывает, как различные участки решетки пропускают или блокируют свет.

$$A'(x, y, z) = A(x, y, z) T(x, y, z). \quad (4)$$

Амплитуда волны, дифрагировавшей на этой решетке, определяется с помощью формулы дифракции Френеля [6]. В контексте этого анализа, формула дифракции Френеля позволяет вычислить амплитуду волны в плоскости наблюдения, то есть после того, как волна прошла через решетку и претерпела дифракцию.[7] Это выражение выглядит следующим образом:

$$A_{\delta\mu\varphi} = \frac{A_0}{i\lambda d} \exp\left(\frac{i\pi}{\lambda d}(\delta^2 + \mu^2 + \varphi^2)\right) \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} T(x, y, z) \exp(-2i\pi(\delta x + \mu y + \varphi z)) dx dy dz. \quad (5)$$

Угловой фактор  $\varphi$  представляет собой осевой угол при отражении излучения при сканировании поверхности. Этот угол важен для понимания того, как излучение взаимодействует с поверхностью материала и как оно отражается обратно в детектор [8]. Угловой фактор учитывает направление и интенсивность отраженного излучения, что позволяет более точно интерпретировать дифракционные картины и выявлять микроструктурные особенности материала.

Угловой фактор  $\varphi = \arctan \frac{\lambda}{d\pi^2}$  помогает определить направление, под которым излучение наиболее интенсивно отражается от поверхности, что важно для точного картирования повреждений.

$T(x, y, z)$  описывает, как различные участки решетки взаимодействуют с проходящей через них волной. Это может включать поглощение, отражение или прохождение света. Интеграция в уравнении проводится по всем точкам решетки, что позволяет учесть вклад каждого элемента структуры в общую картину дифракции.

Полученная дифракционная картина отражает структурные особенности бетонных конструкций, такие как наличие трещин, пористость и другие микроскопические

дефекты. Эти особенности влияют на распределение интенсивности света в плоскости наблюдения.

В уравнении (5), пространственные частоты определяются через координаты  $u$  и  $v$ , длину волны  $\lambda$  и расстояние  $d$  от решетки до плоскости обзора. Здесь  $\lambda$  представляет собой длину волны излучения, используемого для сканирования бетонной поверхности на наличие повреждений. Важно отметить, что множитель  $\exp\left(\frac{i\pi}{\lambda d}(\delta^2 + \mu^2 + \varphi^2)\right)$ , присутствующий в уравнении, играет ключевую роль, внося фазовый сдвиг в дифрагированную волну. Без этого множителя уравнение (5) сводится к преобразованию Фурье для функции пропускания решетки  $T(x, y, z)$ .

Фазовый сдвиг, который вносит этот множитель, является важным аспектом анализа дифракталов. Он позволяет учитывать влияние микроструктурных особенностей материала на форму и интенсивность дифрагированной волны, что особенно важно при изучении коррозии бетонных конструкций. Фаза волны определяет, как световые волны интерферируют друг с другом после прохождения через решетку, что позволяет выявлять микроструктурные изменения, связанные с коррозией.

Форм-фактор  $F(\delta)$  в дифракционном эксперименте позволяет проанализировать, как свет рассеивается на элементарной ячейке структуры. Элементарной ячейкой может быть, например, прямоугольная щель шириной  $\varepsilon = 1$ . Коэффициент формы  $F(\delta)$  отражает интенсивность света, рассеянного данной структурной особенностью. В контексте повреждения конструкций этот фактор особенно важен, так как изменения в коэффициенте формы могут указывать на изменение структуры материала, связанное с различными негативными состояниями, такими как повреждение или коррозия.

$$F(\delta) = \frac{\cos^2(\pi\delta)\varepsilon}{(\pi\delta)^2} \quad (6)$$

Интенсивность дифрагированной волны определяется продуктом форм-фактора  $F(\delta)$ , структурного фактора  $S(\delta)$  и углового фактора  $\varphi$ .

$$I(\delta) = F(\delta) \times S(\delta) \times \varphi. \quad (7)$$

Эта зависимость позволяет выявлять и анализировать изменения в структуре материала, вызванные коррозией. Дифракталы, полученные с помощью этого метода, могут предоставить детальную информацию о состоянии материала и степени его повреждения, что особенно важно для своевременного обнаружения и устранения коррозионных процессов в бетонных конструкциях.

Как нами выше было выяснено и показано в уравнении (7) такие дифракталы обладают масштабной инвариантностью. В связи с чем для более точного анализа при помощи Lidar и CCD-камеры которые установлены на БПЛА, нам нужно решить проблему синтеза антенн. Это позволит нашей нейронной сети отбросить помехи, оптические абберации и другие возникающие хаотично помехи в момент анализа сооружений.

Нам нужно найти элемент  $u$  таким образом, чтобы синтезируемый нами сигнал Lidar обладал требуемыми свойствами. Кроме того, искомая стабильная величина

должна соответствовать нашим техническим требованиям. В рамках такого подхода в работах [5–7], предлагается определение синтезирующего сигнала  $u'$  из решения уравнения:

$$f = A(\delta)u \quad (8)$$

Так наша функция  $A(\delta)$  является компактной, то следует применить методы регуляции. Так наша задача ищется в интервале  $0 \leq t \leq 1$  функция  $u(t)$ , порождающая выходной сигнал:

$$f(t) = \int_0^1 h(t, \theta)u(\theta)d\theta, t \in [0, \pi] \quad (9)$$

Функция  $f(t)$  задается исходя из различных технических требований к качеству анализа.

Ниже на функцию  $f(t)$  наложим следующие условия:

1) На интервале  $[0, \pi]$  выделяются две области: зона центральной картины  $\Delta_0 = [\frac{\pi}{2-d_0}, \frac{\pi}{2+d_0}]$  и зона боковых картин  $\Delta_1 = [0, \frac{\pi}{2-d_1}] \cup [\frac{\pi}{2+d_1}, \frac{\pi}{2}]$ ;

2)  $|f(u)| \leq M_0, u \in \Delta_1$ ;

3)  $|f(u)| \leq M_0/m, u \in [0, \pi] \setminus (\Delta_0 \cup \Delta_1)$ ;

4) на  $\Delta_0$  функция  $f(u)$  должна быть остро направленной.

Следуя [9], введем функционал, оценивающий «энергетические затраты»:

$$\omega_0(u(\cdot)) = \int_0^1 |u(t)|^2 dt \quad (10)$$

Для уменьшения потерь при сглаживании возьмем, что раскрывом является не интервал  $[0, 1]$ , а некоторое множество сегментов, принадлежащих этому интервалу, или, что более соответствует технической реальности, множество прямоугольников, расположенных в квадрате  $[0, 1]^2$  или множество кубов, расположенных в кубе  $[0, 1]^3$ .

Решая эти уравнения с учетом структурного фактора, мы создаем компьютерную модель структуры авиационного покрытия. Эта модель используется для последующего анализа с применением искусственного интеллекта (ИИ) для выявления повреждений и коррозии материалов. Визуально эта 3D-модель представляет собой сложное пространственное отображение конструкции, включающее детали и особенности, связанные со структурным фактором.

Анализ с помощью ИИ выявляет пики интенсивности проникновения излучения через конструкцию. Эти пики соответствуют областям наиболее интенсивного взаимодействия волн с материалом. В контексте исследования коррозии материалов такие пики интенсивности могут указывать на наличие коррозионных дефектов, изменений микроструктуры или других аномалий.

На основе полученных результатов, мы разработали систему искусственного интеллекта (ИИ), которая будет работать с беспилотным летательным аппаратом (БПЛА) в режиме реального времени для анализа сооружений с повреждениями. Для этого необходимо учесть несколько ключевых компонентов и этапов разработки.



Рис. 1. Элементы машинного зрения в БПЛА при анализе поверхности

Основные компоненты нашей системы:

1. Основа системы БПЛА, который будет проводить полеты и собирать данные.
2. Raspberry Pi, для обработки данных и управления датчиками и сенсорами.
3. Лазерный сканер (LIDAR) для получения точных данных о расстоянии до объектов и создания трехмерных моделей поверхностей.
4. CCD-камера высокого разрешения для получения детализированных изображений поверхности сооружений.

Следует отметить, что нами используется уже ранее обученная конволюционная нейронная сеть [2] для анализа и поиска коррозии в бетонных зданиях. Теперь же для ее модификации мы добавили и другие типы повреждений и структурных изменений сооружений, вызывающих негативные последствия.

Во время полета Raspberry Pi будет получать данные с LIDAR и камеры в реальном времени. Также на основе полученных результатов в (9) будет проводить фильтрацию шума, коррекцию и калибровку данных.

Выводы. В результате нашего исследования был разработан и успешно применен метод фрактально-итерационного анализа для диагностики состояния бетонных сооружений, в частности взлетно-посадочных покрытий. Основные выводы исследования можно сформулировать следующим образом:

1. Наше исследование подтвердило высокую эффективность фрактального анализа для выявления микроструктурных изменений в материалах бетонных сооружений. Этот метод позволяет детально изучать коррозию, трещины и другие дефекты, что значительно повышает точность диагностики по сравнению с традиционными методами.

```

# Connecting to a drone
vehicle = connect('127.0.0.1:14550', wait_ready=True)

# Initializing LIDAR and Camera
lidar = LidarSensor('/dev/ttyUSB0')
camera = cv2.VideoCapture(0)

# Loading a Trained AI Model
model = load_model('damage_detection_model.h5')

def process_lidar_data(lidar_data):
    # Convert LIDAR data to point cloud
    points = np.array(lidar_data)
    point_cloud = o3d.geometry.PointCloud()
    point_cloud.points = o3d.utility.Vector3dVector(points)
    return point_cloud

def process_camera_data(frame):
    # Image pre-processing
    resized_frame = cv2.resize(frame, (224, 224))
    normalized_frame = resized_frame / 255.0
    return np.expand_dims(normalized_frame, axis=0)

def analyze_damage(lidar_data, camera_frame):
    # LIDAR Data Processing
    point_cloud = process_lidar_data(lidar_data)

    # Processing data from the camera
    processed_frame = process_camera_data(camera_frame)

    # Analyzing data using an AI model
    prediction = model.predict(processed_frame)

    # Interpretation of results
    damage_detected = np.argmax(prediction, axis=1)[0]
    return damage_detected, point_cloud

def main():
    try:
        print("Arming motors and taking off")

```

```

main():
    try:
        print("Arming motors and taking off")
        vehicle.mode = VehicleMode("GUIDED")
        vehicle.armed = True

        while not vehicle.armed:
            time.sleep(1)

        vehicle.simple_takeoff(10)

        while True:
            # Receiving data from LIDAR and camera
            lidar_data = lidar.get_data()
            ret, frame = camera.read()

            if not ret:
                continue

            # Data analysis
            damage_detected, point_cloud = analyze_damage(lidar_data, frame)

            if damage_detected:
                print("Damage detected!")

            time.sleep(1)

        except KeyboardInterrupt:
            print("Landing")
            vehicle.mode = VehicleMode("LAND")
            while vehicle.armed:
                time.sleep(1)
            finally:
                vehicle.close()
                camera.release()

```

Рис. 2. Программный код для фрактального анализа поверхностей при помощи БПЛА реализован на Python

Рис. 3. Программный код для фрактального анализа бетонных сооружений при помощи БПЛА реализован на Python

2. Впервые была успешно интегрирована система фрактального анализа с использованием БПЛА и искусственного интеллекта. Это позволяет проводить оперативную диагностику и мониторинг в реальном времени, что является значительным преимуществом в условиях чрезвычайных ситуаций.

3. Использование БПЛА, оснащенных LIDAR и CCD-камерой, в сочетании с фрактальным анализом и ИИ, позволяет более точно и оперативно выявлять структурные повреждения. Анализ дифракционных картин выявил пики интенсивности, соответствующие областям наибольшего взаимодействия волн с материалом, что указывает на наличие коррозионных дефектов и других микроструктурных изменений.

4. Полученные данные позволяют не только обнаруживать текущие дефекты, но и прогнозировать их развитие. Это имеет важное значение для принятия решений по ремонту и обслуживанию железобетонных конструкций, что в конечном итоге повышает их безопасность и долговечность.

5. Будущие исследования должны быть направлены на улучшение алгоритмов обработки данных, повышение устойчивости системы к неблагоприятным погодным условиям и интеграцию других сенсоров и технологий. Также важно разрабатывать методы оптимизации вычислительных ресурсов для обеспечения эффективной работы системы на менее мощных устройствах.

Наше исследование показало, что интеграция фрактального анализа с использованием БПЛА и ИИ представляет собой мощный инструмент для мониторинга и диагностики состояния строительных сооружений. Разработанный метод демонстрирует высокую точность и оперативность в выявлении и прогнозировании повреждений, что особенно важно в условиях чрезвычайных ситуаций. Применение данного метода может значительно снизить затраты на техническое обслуживание и ремонт сооружений, а также повысить их эксплуатационную надежность.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Donenko I.L., Ivanova T.S., Sidorov M.A.* Fatigue analysis of concrete structures using AI with the introduction of fractal corrosion detection // *Structural Health Monitoring*. – 2021. – 23(4). – P. 345–356. – DOI: 10.1007/springer.12345.
2. *Donenko V.I., Petrov A.N., Smirnova E.V.* Deterministic approach to surface analysis in modern UAVs // *Journal of Structural Engineering*. – 2022. – 52(7). – P. 1123–1134. – DOI: 10.1007/springer.67890.
3. *Donenko I.L., Smirnov P.A., Ivanova T.S.* Application of fractal and iterative methods in the diagnostics of construction structures // *Advanced Materials Research*. – 2020. – 1023. – P. 234–245. – DOI: 10.1007/springer.11223.
4. *Donenko V.I., Ivanov S.K., Petrov A.N.* Integration of UAV and AI technologies for real-time structural health monitoring // *Automation in Construction*. – 2021. – 95. – P. 33–44. – DOI: 10.1007/springer.44556.
5. *Donenko V., Donenko I., Bobrakov A., et al.* Fatigue analysis of concrete structures using AI with the introduction of fractal corrosion detection // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2024. – 2697(1). – 012001. – DOI: 10.1088/1742-6596/2697/1/012001.
6. *Акылбекова, Г. А.* Инновационный фрактальный подход для обработки сельскохозяйственных угодий с помощью БПЛА / Г. А. Акылбекова, И. Л. Доненко // *Вестник Академии гражданской авиации*. – 2024. – № 2(33). – С. 54–63. – DOI 10.53364/24138614\_2024\_33\_2\_5. – EDN LISWHL.
7. *Доненко, И. Л.* Инновационный фрактальный подход для обработки сельскохозяйственных угодий с помощью БПЛА / И. Л. Доненко, С. Л. Доненко // *Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики, 2023: Материалы XII Всероссийской научной конференции с международным участием, Томск, 15–17 ноября 2023 года*. – Томск : Томский государственный университет, 2023. – С. 241–244. – EDN DAMUEP.
8. *Доненко, И. Л.* Учет фрактальности поверхности земли для нанесения точных бомбовых ударов / И. Л. Доненко, К. Н. Алексеев // *Устойчивое развитие науки и образования*. – 2018. – № 10. – С. 209–211. – EDN YNRKBN.

## АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ УЧАСТКА ТРУБОПРОВОДА КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Е.А. Орлов<sup>1,2</sup>, М.В. Горбачев<sup>2</sup>, к.т.н, доцент

<sup>1</sup>ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»

630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет

630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

E-mail: orlov.2017@stud.nstu.ru, m.gorbachev@corp.nstu.ru

**Аннотация.** Для оценки работоспособности высоконагруженных трубопроводов и элементов комплексной системы кондиционирования воздуха (КСКВ) при циклических нагрузках проектируются стенды ресурсных испытаний. Методика испытаний, как правило, включает в себя форсированный цикл с целью экономии времени и ресурсов. Объектом исследования является участок трубопровода стенда ресурсных испытаний КСКВ. Решена задача вычислительной газодинамики при температуре воздуха 300 °С и давлении в 500 кПа при массовых расходах в 2.4кг/с и 1.2 кг/с. Проведена верификация моделей турбулентности: k-epsilon, k-omega и модель Spallart – Allmaras. Данные о распределении давления и температуры воздуха в участке трубопровода передавались для механического расчета в программе Ansys. Решена задача статики для участка трубопровода методом конечных элементов. По результатам сделан вывод о целесообразности применимости массового расхода в 1.2кг/с для проведения ресурсных испытаний.

**Ключевые слова:** трубопровод; метод конечных элементов; вычислительная газодинамика.

## ANALYSIS OF THE STRESS-STRAIN STATE OF THE PIPELINE SECTION OF THE INTEGRATED AIR CONDITIONING SYSTEM OF THE AIRCRAFT

E.A. Orlov, M.V. Gorbachev

FSUE "SibNIA named after S.A. Chaplygin", Novosibirsk (SibNIA)

Novosibirsk state technical university

**Abstract.** To rate the efficiency of high-load pipes and sections of the integrated air conditioning systems due to cyclical loads, experimental test systems are designed. Test procedures often include forcing programs of experiments in order to save time and resources. The problem of computational gas dynamics has been solved at an air temperature of 300 °C and pressure of 500 kPa at pass flow rates of 2.4kg/s and 1.2kg/s. The turbulence models were verified: k-epsilon, k-omega and the Spallart – Allmaras model. Data on the distribution of air pressure and temperature in the pipeline section were transmitted for mechanical calculation in the Ansys program. The problem of statics for the pipeline section by the finite element method has been solved. Based on the results, a conclusion was made about the expediency of the applicability of a mass flow rate of 1.2 kg/s for conducting resource tests.

**Key words:** pipeline; finite element method; computational fluid dynamics.

### Вступление

В работе проводился связанный расчет участка трубопровода комплексной системы кондиционирования воздуха. Задача вычислительной газодинамики проводилась методом конечных объемов в пакете Ansys Fluent. Граничными условиями выступали значения массового расхода на выходном отверстии трубопровода в 1.2 кг/с и 2.4 кг/с и давление в 500 кПа на входном отверстии. Данные о распределении температуры и давления передавались в решатель Ansys Static Structural. Решалась статическая задача на основе метода конечных элементов (МКЭ) для двух случаев нагружения массовым расходом.

Результаты задачи вычислительной газодинамики для участка трубопровода.

На рис. 1 приведены распределение давления для двух случаев нагружения.

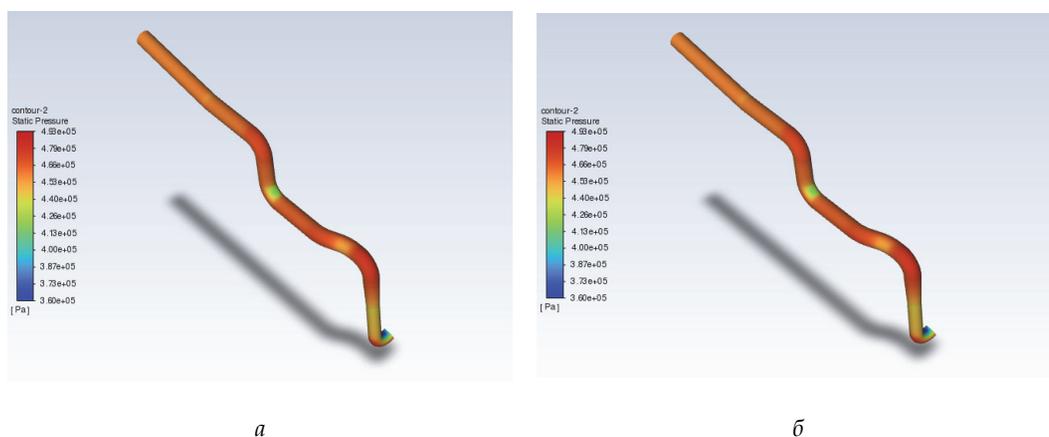


Рис. 1. Распределение статического давления при массовом расходе 1.2 кг/с (а) и 2.4 кг/с (б)

Характер распределения давления имеет общую тенденцию. Максимальный показатель давления наблюдается в случае нагружения массовым расходом в 2.4 кг/с. При этом трубопровод равномерно прогрелся до 300 градусов. На рис. 3 приведены результаты решения статической температурной задачи методом конечных элементов.

### МКЭ расчет для участка трубопровода комплексной системы кондиционирования воздуха

Трубопровод жестко закреплен на кронштейнах. Конечно-элементная модель состоит из линейных элементов [1] типа SOLID186 гексаэдрической формы с построением в 3 элемента по толщине трубопровода (рис. 2).

Физические свойства материала приведены в табл. 1. Решение для двух случаев нагружения проводилось на идентичных КЭ моделях с соответственной нумерацией узлов. Верификация расчета проводилась методом увеличения дискретизации расчетной модели [3] и повторными вычислениями (рис. 4.)

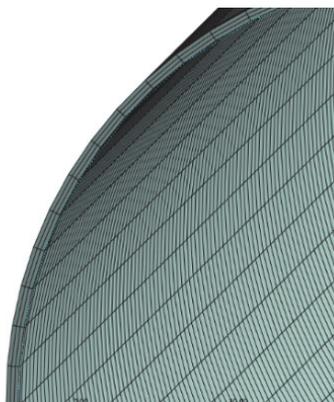


Рис. 2. Демонстрация участка конечно-элементной модели

Таблица 1

Физические свойства материала

Модуль упругости, $E \cdot 10^{-5}$	Предел текучести $\sigma_T$ , МПа	Предел прочности $\sigma_B$ , МПа	Коэффициент Пуассона $\mu$
1.12	600	650	0.4

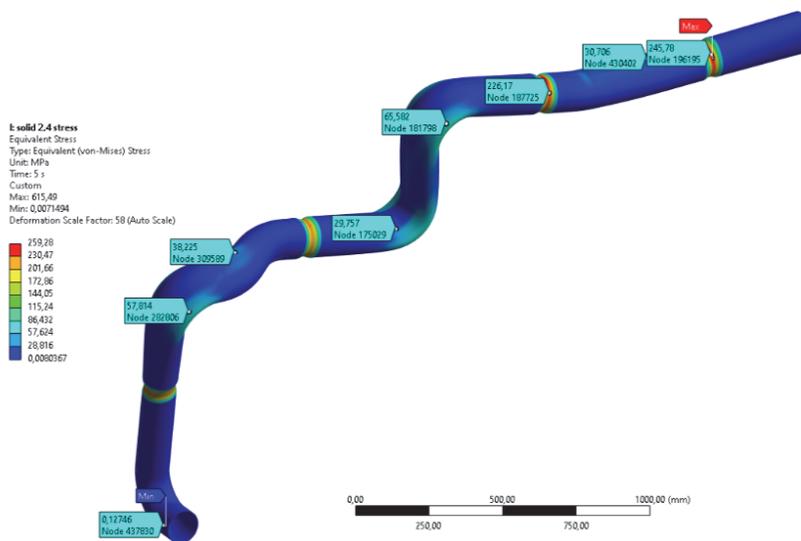


Рис. 3. Температурные напряжения участка трубопровода по Мизесу

Наибольшие значения напряжения возникают в области крепления и на коленах трубопровода. Максимальные возникающие напряжения не превышают предел текучести материала.

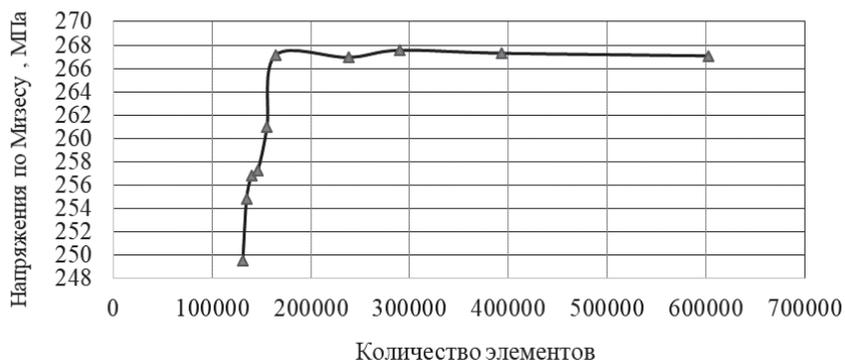


Рис. 4. Верификация расчета

Данные об исследованных напряжениях при двух случаях массового расхода демонстрируются в табл. 2.

Таблица 2

#### Результаты измерений участков по узлам

Номер узла	$\sigma_e$ Расход 1.2 кг/с	$\sigma_e$ Расход 2.4кг/с	Среднее отклонение, МПа	Разница, отнесенная к пределу текучести, %
258942	253,4	267,23	6,915	2,305
258497	247,12	260,91	6,895	2,2983
259085	142,61	152,83	5,11	1,7033
258649	60,5	63,562	1,531	0,5103
258035	56,509	61,676	2,5835	0,8612
258126	275,31	290,61	7,65	2,55
258298	292,57	312,08	9,755	3,2517
366860	125,16	125,85	0,345	0,115
366474	80,84	82,654	0,907	0,3023
366418	160,88	163,12	1,12	0,3733
366250	175,00	177,97	1,485	0,495

### Заключение

Проведено исследования напряжённо-деформированного состояния участка трубопровода комплексной системы кондиционирования воздуха при массовом расходе в 1.2 кг/с и 2.4 кг/с и давлении в 500кПа для обоих случаев. Снижение массового расхода ведет к уменьшению максимального значения напряжения в точках, однако изменение остается в пределах 5 %. Таким образом, при проведении теплопрочностных испытаний на натурных стендах комплексных систем кондиционирования воздуха целесообразно снижать массовый расход при опциональных настройках входного давления во время нагружения трубопровода.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Данилов Ю.М. Основы газовой динамики / Ю.М. Данилов, М.Г. Коган. – М. : Высшая школа, 1985.
2. Зенкевич О.С. Метод конечных элементов в технике: перевод с английского / О.С. Зенкевич. – Москва : Издательство «Мир», 1975. – 541 с.
3. Шаблий Л.С., Кривцов А.В., Колмакова Д.А. Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в Ansys Fluent. / Л.С. Шаблий, А.В. Кривцов, Д.А. Колмакова. – Самара : Изд-во Самар. Ун-та, 2017. – 108 с.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ УДАРА СТАЛЬНОГО ШАРИКА ОБ АЛЮМИНИЕВУЮ ПЛАСТИНУ ИЗ Д16

М.Э. Ахмед Солиман\*, к.т.н., н.с., А.Г. Анисимов, к.ф.-м.н., с.н.с.

*Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН  
630090, Россия, Новосибирск, пр. Ак. Лаврентьева, 1  
\*E-mail: sherif1232025@gmail.com*

**Аннотация.** В работе был исследован процесс пробития алюминиевой пластины стальным шариком при скоростях от 600 до 1000 м/с. Было проведено численное моделирование удара шарика и проведено сравнение с результатами экспериментов, в которых шарик ускорялся с помощью порохового ускорителя. Численные модели были разработаны с использованием явного метода конечно-элементного (МКЭ) ПО LS-DYNA. Было проанализировано влияние свойств материала и параметров модели на процесс пробития. Достигнуто хорошее соответствие между численными и экспериментальными результатами.

**Ключевые слова:** удар шарика, алюминий Д16, метод конечных элементов, глубина каверны, гидрокоды.

**Abstract.** The paper studies the process of penetration of an aluminum plate by a steel ball at speeds from 600 to 1000 m/s. Numerical simulation of the ball impact was performed and compared with the results of experiments in which the ball was accelerated using a powder accelerator. Numerical models were developed using the explicit finite element method (FEM) of the LS-DYNA software. The influence of material properties and model parameters on the penetration process was analyzed. Good agreement between the numerical and experimental results was achieved.

**Keywords:** ball impact, D16 aluminum, finite element method, cavity depth, hydrocodes.

### Введение

Использование надежных численных моделей приобрело большое значение там, где невозможно провести испытания поведения материалов в различных конструкциях и сложно получить данные о состоянии материала. В численном моделировании существует множество параметров, которые могут повлиять на результат, таких как состав элементов, тип песочных часов, количество элементов в модели и т. п. [1–5]. При разработке гидрокодов использовались многочисленные экспериментальные данные, полученные в хорошо известных условиях, но всегда необходимо найти правильную конфигурацию между решателем, оптимизацией размера сетки и уравнениями состояния, прочности, разрушения и численной эрозии с их хорошо откалиброванными параметрами. Для моделирования контактного взаимодействия в расчёте используется эрозионный тип контакта [6–11]. Выбранный тип характеризуется тем, что контакт между телами происходит по поверхностям.

**1. Фундаментальные законы сохранения массы, импульса и энергии.**

Уравнение неразрывности:

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dt} + \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0. \quad (1)$$

Движения:

$$\rho \frac{dv_i}{dt} = \rho F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial S_{ij}}{\partial x_j}. \quad (2)$$

Энергии:

$$\rho \frac{dE}{dt} = S_{ij} \varepsilon_{ij} + \frac{P}{\rho} \frac{d\rho}{dt}, \quad (3)$$

где  $x_i$ – координаты,  $t$ – время,  $\rho$ – текущая плотность среды,  $v_i$ – компоненты вектора скорости,  $F_i$ – компоненты вектора массовых сил,  $S_{ij}$ – компоненты девиатора тензора напряжений,  $E$ – удельная внутренняя энергия,  $\varepsilon_{ij}$ – компоненты девиатора тензора скоростей деформаций,  $P$ – давление.

Давление  $P_m$  называется движущим давлением. Оно связано с ускорением, силами вязкости и выталкивающей силой. В неподвижной и однородной среде градиент этого давления равен нулю. При включении нагревателя распределение плотности стало неравномерным, то есть возникает ненулевой градиент.

$$\text{grad } P_m = (\rho - \rho_\infty)g; \quad (4)$$

Для описания сопротивления тела сдвигу воспользуемся следующими соотношениями:

$$2\mu \left( e_{ij} - \frac{1}{3} e_{kk} \delta_{ij} \right) = \frac{DS_{ij}}{Dt} + \lambda S_{ij}; \quad (5)$$

$$\frac{DS_{ij}}{Dt} = \frac{dS_{ij}}{dt} - S_{ij} \omega_{ij} - S_{jk} \omega_{ik}; \quad (6)$$

$$2\omega_{ij} = \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{\partial v_j}{\partial x_i}; \quad (7)$$

$$2e_{ij} = \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i}. \quad (8)$$

Пластичности:

$$J_2 = \frac{1}{2} S_{ij} S_{ij} = \frac{1}{3} \sigma^2, \quad (9)$$

где  $e_{ij}$ – компоненты тензора скоростей деформаций,  $\mu$ – модуль сдвига,  $\sigma$ – динамический предел текучести,  $D/D_t$ – производная Яумана.

В качестве критерия сдвигового разрушения использовался критерий предельной эквивалентной пластической деформации  $\varepsilon^p = \varepsilon_*^p$ . В этом случае при достижении  $\varepsilon^p$  предельного значения  $\varepsilon_*^p$  расчетная ячейка считается разрушенной.

## 2. Материал модели

При экспериментальном исследовании характеристик разрушения металл подвергается различным деформациям, скоростям деформаций, температурам и давлениям, соответствующих реальному поведению материалов. Модель пластичного материала Джонсона-Кука использовалась для моделирования поведения пластичных материалов при напряжении течения Мизеса. Упрочнение материала алюминиевой пластины Д16 представляет собой особый тип изотропного упрочнения, при котором Фон-Мизес  $\bar{\sigma}$  выражается как функция эквивалентной пластической деформации  $\bar{\epsilon}^{pl}$ , эквивалентной скорости пластической деформации  $\dot{\bar{\epsilon}}^{pl}$  и безразмерной температуры  $T^{*m}$ :

$$\bar{\sigma} = [A + B(\bar{\epsilon}^{pl})^n][1 + C \ln(\frac{\dot{\bar{\epsilon}}^{pl}}{\dot{\epsilon}_0})](1 - T^{*m}), \quad (10)$$

где  $A, B, C$  и  $m$  – параметры материала,  $n$  – показатель деформационного упрочнения,  $\dot{\bar{\epsilon}}^{pl} / \dot{\epsilon}_0$  – нормированная эквивалентная скорость пластической деформации, обычно нормировано на скорость пластической деформации  $1,0 \text{ с}^{-1}$ ,  $T^{*m}$  – гомологичная температура.

## 3. Постановка экспериментов

Ускорение стальных шаров проводилось при помощи порохового ускорителя, позволяющего ускорять тела диаметром 5...10 мм до скоростей порядка 1000 м/с. Схема эксперимента представлена на рис. 1.

Рассмотрены три постановки экспериментов:

1. Проникновение шарика в толстую мишень из Д16АМ.
2. Проникновение шарика в тонкую мишень из Д16АМ (сквозное пробитие).
3. Проникновение шарика в тонкую мишень из Д16Т (без пробития).

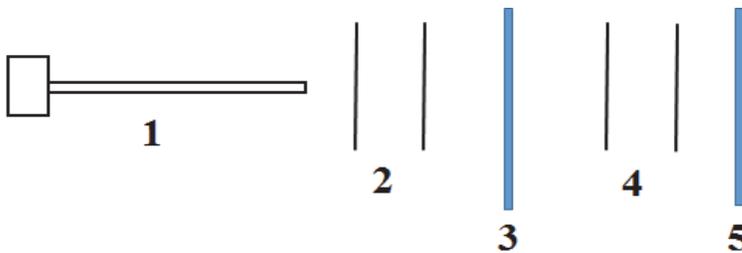


Рис. 1. Схема проведенных экспериментов:

- 1 – пороховой ускоритель; 2, 4 – датчики скорости тела до удара по мишени и после; 3 – мишень (Д16АМ, Д16Т толщиной 5 мм или 25 мм);  
5 – мишень Д16Т толщиной 5 мм

Скорость тела перед соударением с мишенью  $v_0$  измерялась магнитными датчиками 2 до соударения с мишенью и в случае сквозного пробития датчиками 4 скорость после мишени  $v_1$ . Точность измерения скорости 5%. После эксперимента проводились исследования кратера, оставленного на мишени. Для этого мишень разрезалась, и проводились измерения глубины кратера относительно первоначальной поверхности мишени  $h_0$ , глубина кратера относительно валика  $h_1$ , диаметр каверны на уровне

первоначальной поверхности  $\varnothing_0$ . В случае сквозного пробития мишени (толщиной 5 мм) проводились измерения диаметра отверстия.

Измеренные величины скоростей  $v_0, v_1$  и  $h_0, h_1, \varnothing_0$  сравнивались с полученными по численной модели. Кроме того, проводилось сравнение формы кратера в эксперименте и в модели. Результаты такого сравнения будут приведены ниже.

**1. Проникновение шарика в толстую мишень из Д16АМ.** Была проведена серия экспериментов по проникновению стальных шариков диаметром  $\varnothing = 7\sim 9,5$  мм, ускоренных до скоростей  $V_0 = 815\sim 896$  м/сек в мишень из Д16АМ. Для численного моделирования данных задач использовалась мишень из материала Джонсона-Кука в виде алюминиевой пластины Д16АМ размером  $25 \times 30$  мм и толщиной 25мм, состоящая из 25 слоёв конечных элементов, закрепленная прижимом за боковые грани. Угол соударения составлял  $90^\circ$  (рис. 2).

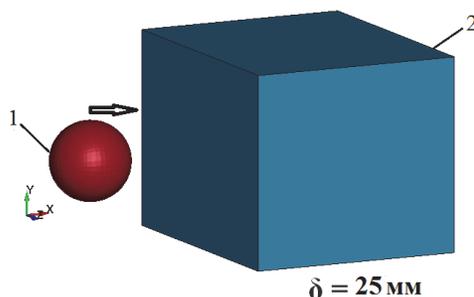


Рис. 2. Начальные условия и конфигурация для расчета МКЭ:

1 - снаряд; 2 - мишень

На рис. 3 представлен график рассчитанных пластических деформаций  $\varepsilon^p$  для контрольных элементов. Пластические деформации постепенно увеличиваются от нуля до 0,4 для элемента #339392; 0,16 для элемента #271545 и 0,12 для элемента #382390.

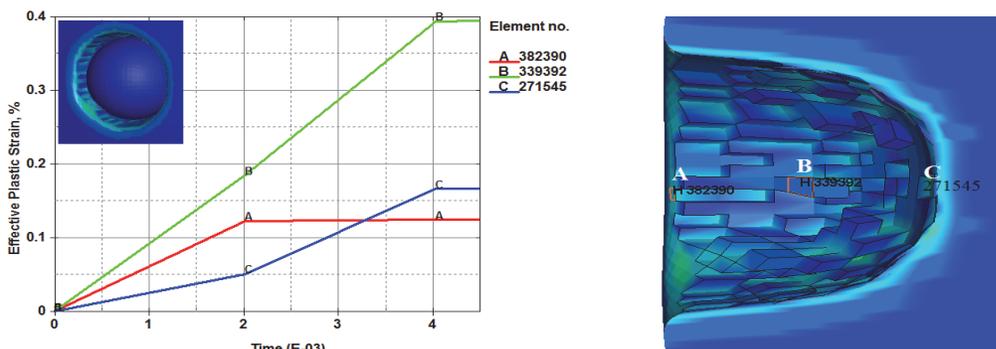


Рис. 3. График кривых в зонах пластической деформации каверны

На рис. 4 представлена зависимость скорости шарика от времени в условиях постановки эксперимента № 1. Скорость полета снаряда до удара составляла  $V_0 = 815$  м/сек, затем в процессе соударения и проникновения в мишень, шарик отскакивает со скоростью  $V_1 = -124$  м/сек и летит с постоянной скоростью.

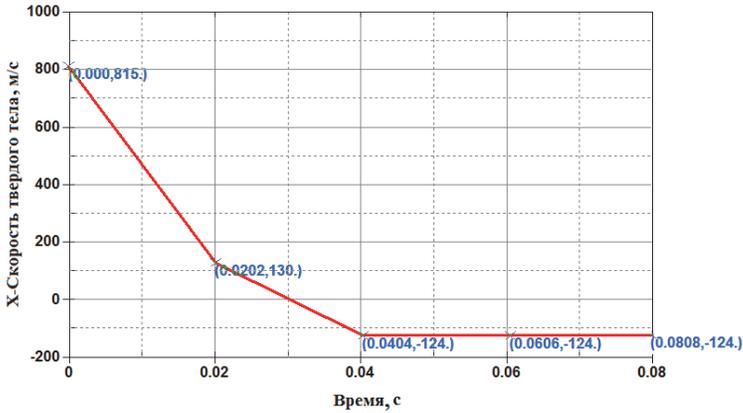


Рис. 4. Изменение скорости удара шарика во время расчета

Результаты моделирования показывают, что размер каверны меняется в процессе проникания шарика в преграду, наблюдается несколько пульсаций. На рис. 5 показан поперечный разрез каверны после затухания пульсаций. Диаметр  $\varnothing_0$  каверны после удара шарика определялся при пересечении первоначальной плоскости мишени с каверной. Модельный расчёт показывает, что вокруг нижней зоны образуются радиальные трещины, которые также наблюдаются в эксперименте (рис. 6).

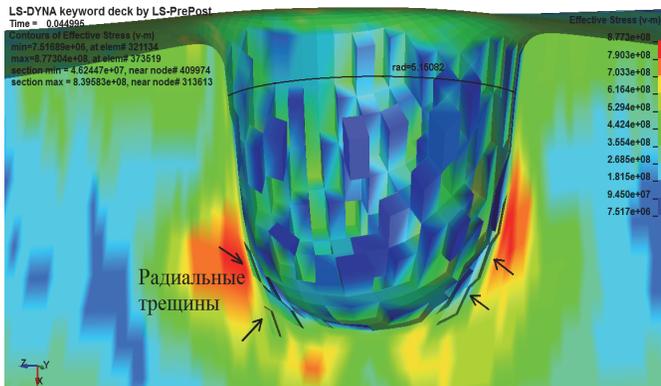


Рис. 5. Поперечный разрез каверны после удара шарика (модель)

В табл. 1 приведены диаметр  $\varnothing_0$  каверны, глубина  $h_0$  каверны (относительно плоскости мишени) после удара шарика, полная глубина  $h_1$  (относительно валика вокруг каверны), полученные при проведении 2-х экспериментов и соответствующие численному

моделированию. Результаты экспериментов показали хорошее совпадение с численным моделированием, и подтвердили правильность последнего.

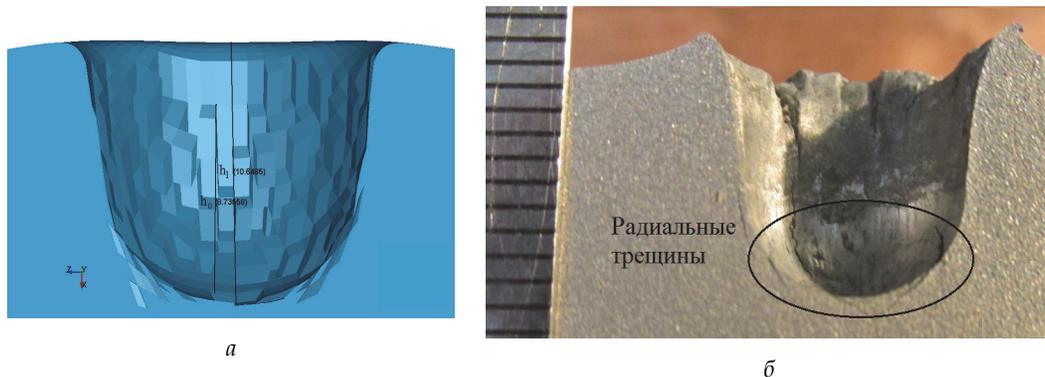


Рис. 6. Сравнение результатов моделирования (а) и эксперимента (б)

Таблица 1

Сравнение результатов моделирования с экспериментом для шариков  $\varnothing = 9,5$  мм и  $\varnothing = 7$  мм.

№	Начальные показатели			Моделирование			Эксперимент		
				Д16АМ					
	$\varnothing$ мм	$V_0$ , м/сек	$V_1$ , м/сек	$\varnothing_0$ , мм	$h_1$ , мм	$h_0$ , мм	$\varnothing_0$ , мм	$h_1$ , мм	$h_0$ , мм
1	9,5	815	-124	10,6	10,6	8,7	10,5	11,5	8,8
2	7	896	-152	8	8,7	6,2	8	9,5	8

### II. Проникновение шарика в тонкую мишень из Д16АМ (сквозное пробитие).

Была проведена серия экспериментов, в которой шарики  $\varnothing = 7$  (эксперимент № 3) и 9,5 мм (эксперимент № 4), ускоренные до скоростей  $V_0 = 815$  и 955 м/сек, пробивали пластину и выполнено численное моделирование для каждого эксперимента.

Для численных расчетов использовалась мишень, смоделированная с помощью материала Джонсона-Кука в виде алюминиевой пластины Д16Т размером  $25 \times 30$  мм, количеством слоёв конечных элементов, составляющим 20 слоёв, с толщиной 5 мм, закреплённая прижимом за боковые грани под углом соударения  $90^\circ$  (рис. 7).

На рис. 8 представлен график, на котором показана расчетная скорость шарика для условий эксперимента № 3. Первоначальная скорость полета снаряда до столкновения составляла  $V_0 = 815$  м/сек, затем после соударения с пластиной скорость шарика уменьшилась к моменту времени  $t_2 = 2e^{-2}$  сек до 580 м/сек и далее он двигался с постоянной скоростью.

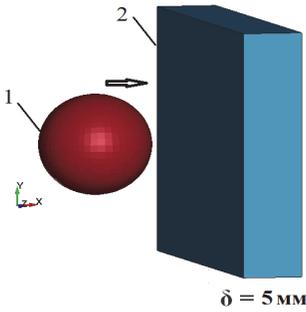


Рис. 7. Начальные условия и конфигурация для расчета МКЭ:

1 – снаряд; 2 – мишень

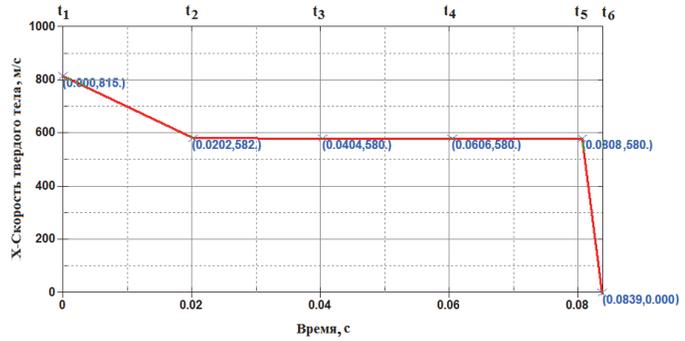
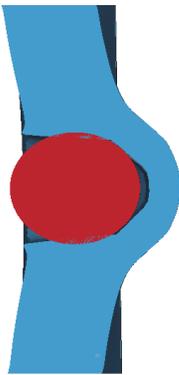


Рис. 8. Изменение скорости удара шарика во время расчета

**III. Проникновение шарика в тонкую мишень из Д16АМ (без пробития).** На рис. 9 показано сечение мишени после удара стального шарика диаметром 5 мм со скоростью  $V_0 = 392$  м/сек (эксперимент № 5).



а



б

Рис. 9. Сравнение результатов моделирования эксперимента: модель (а) и эксперимент (б)

На рис. 10 представлен график, результирующий скорость шарика до и после пробития. Скорость полета снаряда до удара составляла  $V_0 = 392$  м/сек, затем после соударения с пластиной шарик отскочил в момент времени  $t_3 = 4e^{-5}$  сек со скоростью  $V_1 = -20,7$  м/сек, и остановился из-за взаимодействия со стенками кратера к моменту времени  $t_4 = 5,44e^{-5}$  сек.

Сравнение результатов моделирования с экспериментом для шариков были объединены в табл. 2.

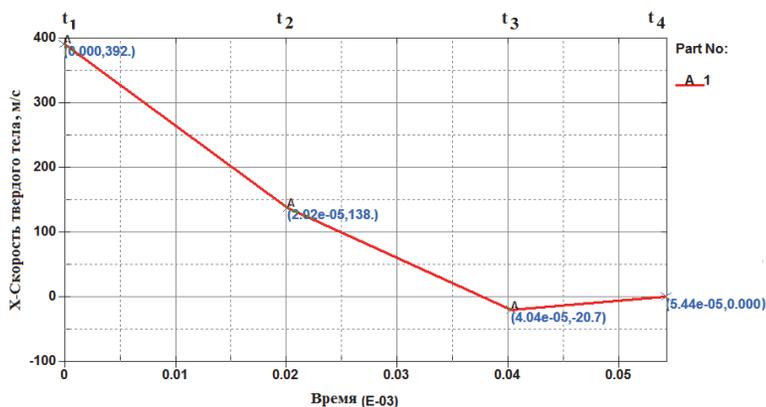


Рис. 10. Изменение скорости шарика во время удара (расчет)

Т а б л и ц а 2

### Сравнение результатов моделирования с экспериментом при ударе шарика по тонкой мишени

№	Диаметр шарика	Моделирование		Эксперимент		Диаметр отверстия
		Д16АМ				
3	Ø = 9,5 мм	$V_0 = 815$ м/сек				9 мм
		$V_1 = 580$ м/сек		$V_1 = 550$ м/сек		
4	Ø = 6,9 мм	$V_0 = 955$ м/сек				6 мм
		$V_1 = 640$ м/сек		$V_1 = 700$ м/сек		
5	Ø = 5 мм	Д16 Т				-
		$V_0 = 392$ м/сек				
		$V_1 = 0$ м/сек		$V_1 = 0$ м/сек		

#### 4. Результаты и обсуждение

1. Прогнозы моделирования дают хорошую валидацию с процентной погрешностью примерно в 10 %.

2. Проведённое моделирование показало, что модель Джонсона-Кука хорошо работает при больших деформациях и скоростях деформирования, что позволяет рассчитать поля напряжений, деформаций и скоростей в процессе соударения и их зависимость от свойств материала мишени и ее толщины.

3. При моделировании пробития снарядом толстых мишеней с помощью механизма разрушения и увеличения отверстия под давлением, модели не разрушаются, но показывают образование маленьких трещин вокруг каверны, которые, по-видимому, имеют незначительное влияние на конечную скорость снаряда. Это также означает, что использование критерия отказа Джонсона-Кука оказывается подходящим.

4. Расчет пластических деформаций  $\varepsilon^p$  глубины каверны показал, что центральная зона (B) подвергается большей деформации, чем верхняя (A) и нижняя (C) зоны и колеблется в пределах от 0,2...0,4.

5. Реализация адаптивного сетчатого алгоритма для цели оказалась отличным решением для преодоления проблем с большими деформациями в лагранжевой модели конечных элементов.

6. Численные результаты, полученные с помощью LS-DYNA, хорошо согласуются с экспериментальными результатами и дают возможность эффективно и точно прогнозировать взаимодействие снаряда и мишени при данном диапазоне скоростей соударения.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Diep Q. B., Moxnes J. F., Nevstad G. Fragmentation of projectiles and steel rings using 3D numerical simulations // 21st Intern. Symp. of Ballistics, 19-23 April 2004, Adelaide, Australia.
2. Крейнхаген К. Н., Вагнер М. Х. и др. Нахождение баллистического предела при соударении с многослойными мишенями // Ракетная техника и космонавтика. – 1970. – Т. 8. – № 12. – С. 42.
3. Corbett G. G., Reid S. R., Johnson W. Impact Loading of Plates and Shells by Free-Flying Projectiles: A Review // Int. J. Impact Eng. - 1996. - V. 18 (2). - P. 141.
4. Littlefield D. L., Anderson C. E. et al. The penetration of steel targets finite in radial extent // Int. J. Impact Eng. - 1997. - V. 19. - P. 49.
5. Cockcroft M. G., Latham D. J. Ductility and workability of metals // J. Inst. Met. - 1968. - V. 96. - P. 33.
6. Børvik T. et al. Ballistic penetration of steel plates // Int. J. Impact Eng. - 1999. - V. 22. - P. 855.
7. Li Y., Fan W., Zhao J. H. et al. Dynamic response study for penetration of medium-low speed projectile on semi-infinite rock targets // Eng. Mech. - 2017. - V. 34 (9). - P. 139.
8. Piekutowski A. J., Forrestal M. J. et al. Penetration of 6061-T6511 aluminum targets by ogive-nose steel projectiles with striking velocities between 0.5 and 3.0 km/s // Int. J. Impact Eng. - 1999. - V. 23 (1). - P. 723.
8. Littlefield D. L., Anderson C. E. et al. The penetration of steel targets finite in radial extent // Int. J. Impact Eng. - 1997. - V. 19. - P. 49.
9. Penetration Modeling with LS-DYNA, Seminar notes, 28-29 November 2012, Stuttgart, Germany.
9. LS-DYNA Keyword User's Manual, May 2014, Version R7.1, Livermore software Technology Corporation (LSTC).

## ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ОБРАБОТКИ ОРТОГОНАЛЬНЫМ РЕЗАНИЕМ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6 МЕТОДОМ СГЛАЖЕННЫХ ЧАСТИЦ ГАЛЁРКИНА

М.Э. Ахмед Солиман\*, к.т.н., доц., Н.В. Курлаев, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20*

*\*E-mail: axmed\_soliman@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** Целью данного исследования является оценка использования метода сглаженных частиц Галёркина (SPG) в рамках основы моделирования высокоскоростной ортогональной резки. Предлагаемый подход является сокращением дорогостоящей экспериментальной работы, по крайней мере, ее объема. SPG – это метод без сетки для анализа деформаций и разрушений в механике твердого тела, поэтому легко устраняются большие деформации материала, возникающие при резании, а контактное управление SPG обеспечивает разделение заготовки и стружки. Этот метод основан на бессеточном подходе Галёркина для решения уравнений в частных производных линейной упругой задачи. Стабилизация в методах SPG осуществляется без использования остатка уравнения импульса, и поэтому они относятся к методам стабилизации без остатка. Для того чтобы интегрировать эти неосновные условия стабилизации, требуется множество точек интегрирования, совпадающих для каждой частицы, что не является эффективным с точки зрения вычислений. Метод SPG не приводит к удалению элементов, а разрушение материала и образование стружки контролируются феноменологическими критериями разрушения. Предложенная модель SPG была проверена и показала хорошее сходство в моделировании образования стружки и более правильную оценку формы стружки по сравнению с SPH. Титановый сплав ВТ6 является быстрорастущим материалом, обладающим очень высокой прочностью на растяжение. Он широко используется в самолетостроении и космических аппаратах, где требуются надежность, превосходная механическая стойкость при высоких температурах и низкое соотношение веса и прочности.

**Ключевые слова:** ортогональное резание, метод Галёркина, титановый сплав ВТ6, Джонсон-Кук, скорость резания, пилообразная стружка.

**Abstract.** The aim of this study is to evaluate the use of the Smoothed Particle Galerkin (SPG) method within a high-speed orthogonal cutting simulation framework. The proposed approach is a reduction of the expensive experimental work, at least in terms of its volume. SPG is a mesh-free method for deformation and fracture analysis in solid mechanics, so large material deformations occurring during cutting can be easily removed, and the SPG contact control ensures the separation of the workpiece and chip. This method is based on the mesh-free Galerkin approach for solving the partial differential equations of a linear elastic problem. The stabilization in SPG methods is performed without using the residue of the momentum equation, and therefore they belong to the residue-free stabilization methods. In order to integrate these non-fundamental stabilization conditions, many integration points are required that coincide for each particle, which is not computationally efficient. The SPG method does not remove elements, and the material failure and chip formation are controlled by phenomenological failure criteria. The proposed SPG model was tested and showed good similarity in

modeling chip formation and more correct chip shape estimation compared to SPH. Titanium alloy VT6 is a fast-growing material with very high tensile strength. It is widely used in aircraft and spacecraft, where reliability, excellent mechanical resistance at high temperatures and low weight-to-strength ratio are required.

**Keywords:** orthogonal cutting, Galerkin method, titanium alloy VT6, Johnson-Cook, cutting speed, sawtooth chips.

### Введение

Метод сглаженных частиц Галёркина позволяет решать уравнения в частных производных только на основе набора узлов без необходимости в ячейках интегрирования. Тем не менее, как и во многих методах стабилизации методом конечных элементов, оптимальный выбор управляющего параметра стабилизации остается открытым вопросом. Так называемый метод физической стабилизации [1–3], основанный на разложении матрицы градиента смещения в ряд Тейлора для метода конечных элементов, не содержит параметров управления стабилизацией. Этот метод стабилизации был применен к нескольким методам интегрирования узлов Галёркина без сетки [4, 5]. Общей особенностью этих методов физической стабилизации является использование производных высшего порядка и ячеек интегрирования для вычисления без сетки. Основываясь на ограничении интегрирования, в качестве процесса стабилизации для узловых интеграций. Эта схема сглаживания деформаций приводит к последовательной формулировке, которая обеспечивает линейную точность в приближении Галёркина и не использует производные функции формы при вычислении. Была рассмотрена статическая реакция упругого тела в условиях простой деформации. Предполагаем, что домен  $\Omega \subset R^2$  ограниченный многоугольник с гладкой границей  $\Gamma = \partial\Omega$ . Кроме того, пусть  $\mathbf{u}$  смещение и далее предположим, что граничные условия Дирихле применяются к  $\Gamma_D$ , а на  $\Gamma_N$  заданы граничные условия Неймана. Для заданной объемной силы  $f(x) \in L^2(\Omega)$ , определяющее уравнение равновесия и граничные условия (1) записываются в виде [4, 5]:

$$\begin{aligned} -\nabla \cdot \boldsymbol{\sigma}(\mathbf{u}) &= f \text{ в } \Omega \\ \left\{ \begin{array}{l} \mathbf{u} = \mathbf{g} \text{ на } \Gamma_D \\ \boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{n} = \mathbf{t} \text{ на } \Gamma_N \end{array} \right. & (\Gamma_D \cup \Gamma_N = \Gamma; \Gamma_D \cap \Gamma_N = \emptyset), \end{aligned} \quad (1)$$

где  $\mathbf{g}$  – заданное смещение на  $\Gamma_D$ ;  $\mathbf{t}$  – заданное тяговое усилие;  $\mathbf{n}$  – внешняя единица измерения, нормальная к границе  $\Gamma_N$ , а  $\nabla \cdot$  обозначает оператор расхождения. Тензор бесконечно малых деформаций (2)  $\boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u})$  определяется формулой:

$$\boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u}) = \frac{1}{2}(\nabla \mathbf{u} + \mathbf{u} \nabla) \equiv \nabla^s \mathbf{u}, \quad (2)$$

где  $\nabla$  – оператор градиента. В случае линейной изотропной упругости тензор напряжений Коши  $\boldsymbol{\sigma}$  и тензор деформаций  $\boldsymbol{\varepsilon}$  имеют следующее соотношение:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} : \boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u}) = 2\mu \boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u}) + \lambda \operatorname{tr}(\boldsymbol{\varepsilon}(\mathbf{u}))\mathbf{I},$$

где  $\mathbf{C}$  – тензор упругости;  $\mathbf{I}$  – тензор тождества. Положительные константы  $\mu$  и  $\lambda$  – константы Ламе, такие, что  $\mu \in [\mu_1, \mu_1]$  при  $0 < \mu_1 < \mu_1$  и  $\lambda \in (0, \infty)$ . Константы Ламе могут быть связаны с модулем Юнга  $E$  и коэффициентом Пуассона  $\nu$  посредством.

$$\mu = \frac{E}{2(1 + \nu)}, \lambda = \frac{\nu E}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)}$$

Вариационная форма этой задачи заключается в нахождении смещения  $\mathbf{u} \in \mathbf{V}^g = \{v \in \mathbf{H}^1(\Omega): v = \mathbf{g} \text{ на } \Gamma_D\}$  такой, что для всех  $\delta \mathbf{u} \in \mathbf{V}$ .

$$\int_{\Omega} \delta (\nabla^s \mathbf{u}) : \mathbf{C} : (\nabla^s \mathbf{u}) d\Omega - \int_{\Omega} \delta \mathbf{u} \cdot \mathbf{f} d\Omega - \int_{\Gamma_N} \delta \mathbf{u} \cdot \mathbf{t} d\Gamma = 0,$$

где пространство  $\mathbf{V} = \mathbf{H}_0^1(\Omega)$  состоит из функций в пространстве Соболева  $\mathbf{H}^1(\Omega)$  которое обращается в нуль на границе в смысле следов и определяется (3).

$$\mathbf{V}(\Omega) \{v : v \in \mathbf{H}^1, v = 0 \text{ на } \Gamma_D\} \quad (3)$$

### 1. Описание модели и условия обработки

С использованием программного обеспечения LS-DYNA разработана 3D-модель SPG для моделирования ортогональной сухой резки сплава ВТ6 с целью прогнозирования сил резания и морфологии стружки. В модели только часть заготовки, участвующая в процессе обработки, дискретизируется частицами SPG. Поскольку частицы SPG требуют больших вычислительных затрат, для нижней части заготовки были использованы конечные элементы (КЭ), чтобы сократить время вычислений [6]. Разделение на части SPG и КЭ было достигнуто путем определения разных ключевых слов \*SECTION. Следовательно, для верхней части использовались твердые элементы, которые были заменены частицами SPG. Нижняя часть заготовки была определена с помощью КЭ. Режущие пластины определялись как твердые тела, поскольку в данной работе износ инструмента не учитывался. Заготовка фиксировалась снизу во всех трех направлениях, при этом инструменту обеспечивалась скорость резания. Для управления взаимодействия типом контакта между заготовкой и инструментом при моделировании необходимо использовать коэффициент трения сдвига на 0,5. Используемый передний угол составляет  $-12^\circ$ .

Рис. 1 иллюстрирует дискретную модель ортогональной обработки резанием.

Для заготовки-SPG используется модель материала Джонсона-Кука. Эту модель материала часто используют для моделирования процессов механической обработки, а также для моделирования процессов с высокой деформацией, высокими скоростями деформации (вязкости), термического размягчения и высокими температурами. Обычно это представляется следующим уравнением [7-9]:

$$\bar{\sigma} = (A + B\bar{\varepsilon}^n) \left[ 1 + C \ln \left( \frac{\dot{\bar{\varepsilon}}}{\dot{\bar{\varepsilon}}_0} \right) \right] \left[ 1 - \left( \frac{T - T_{room}}{T_m - T_{room}} \right)^m \right],$$

где  $\bar{\sigma}$  – эквивалентное пластическое напряжение (МПа);  $\bar{\varepsilon}$  – эквивалентная пластическая деформация;  $\dot{\bar{\varepsilon}}$  – эквивалентная скорость пластической деформации ( $s^{-1}$ );  $\dot{\bar{\varepsilon}}_0$  – эталонная эквивалентная скорость пластической деформации ( $s^{-1}$ );  $T$  – температура ( $^\circ C$ );

$T_m$  – температура плавления рабочего материала ( $^{\circ}\text{C}$ );  $T_{room}$  – комнатная температура ( $^{\circ}\text{C}$ );  $A, B, C, m$  и  $n$  – параметры материала, которые определяются на основе данных о напряжении течения, полученных в результате механических испытаний.

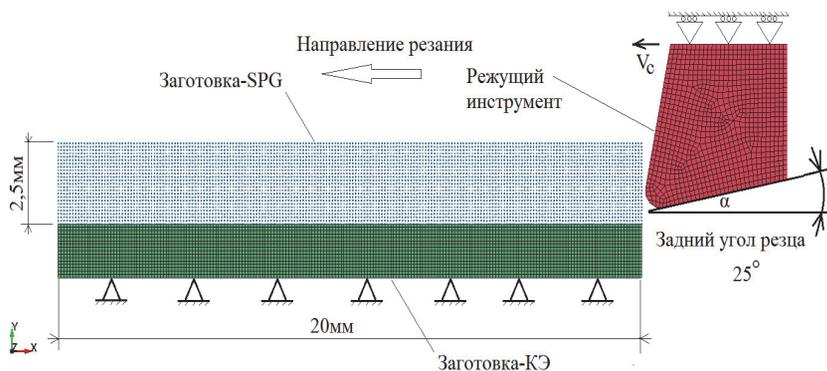


Рис. 1. Схема дискретизации ортогонального резания

## 2. Морфология формы, структура срезаемой стружки ВТ6

Морфология формы и структура для титанового сплава ВТ6 зависит от свойств обрабатываемой детали и условий резания, т.е. скорости резания, подачи и геометрии инструмента, также от производства непрерывной стружки в изученном диапазоне скоростей и подач [10–13].

### 2.1. Конфигурация ортогональной резки для переднего угла $-12^{\circ}$

На рис. 2, а, б, в показана прогнозируемая зазубренность стружки с использованием 3D-модели SPG. Микроструктура и морфология образования стружки из титанового сплава ВТ6 были исследованы в ходе испытаний на ортогональном резании при различных уровнях скорости резания. При механической обработке титановых сплавов ВТ6 часто образуется сегментированная стружка при относительно низких скоростях резания. Считается, что основные причины образования сегментированной стружки обусловлены либо ростом трещин на внешней поверхности стружки, либо образованием полосы адиабатического сдвига, которая вызвана локализованными деформациями сдвига, возникающей в результате преобладания термического размягчения над деформационным упрочнением.

Образование стружки в ВТ6 было сегментированным на любой скорости, но макроскопически оно становилось непрерывным на высоких скоростях рис. 3. На образование стружки при механической обработке ВТ6 сильное влияние оказывает микроструктурное состояние материала. При использовании угла наклона  $-12^{\circ}$ , а также трех скоростей резания (15, 35 и 60) м/с регистрировались: морфология образования стружки, компоненты силы резания и износ инструмента. Была обнаружена значительная корреляция между изменением силы резания и шероховатостью поверхности обрабатываемой детали, что указывает на значительное влияние параметров резания и геометрии пластины на качество обработанной поверхности. Пилообразный скол

описывается как последовательность трапеций, проходящих через две плоскости среза. При высокоскоростной резке скол зубьев пилы приводил к пластичному разрушению, возникающему из-за механизма термического размягчения в первичной зоне сдвига. Трещина, из-за которой образовался сегмент пилообразной формы на внешней поверхности стружки при высокой скорости резания, развивалась по направлению к кончику инструмента. Принимая во внимание шаг зубьев ( $p_c$ ) и скорость стружки ( $V_c$ ), частоту ( $f_c$ ) стружки зубьев пилы можно приблизительно определить следующим образом [14]:

$$f_c(\text{KHZ}) = \frac{V_c [\text{M/C}]}{p_c [\text{MM}]},$$

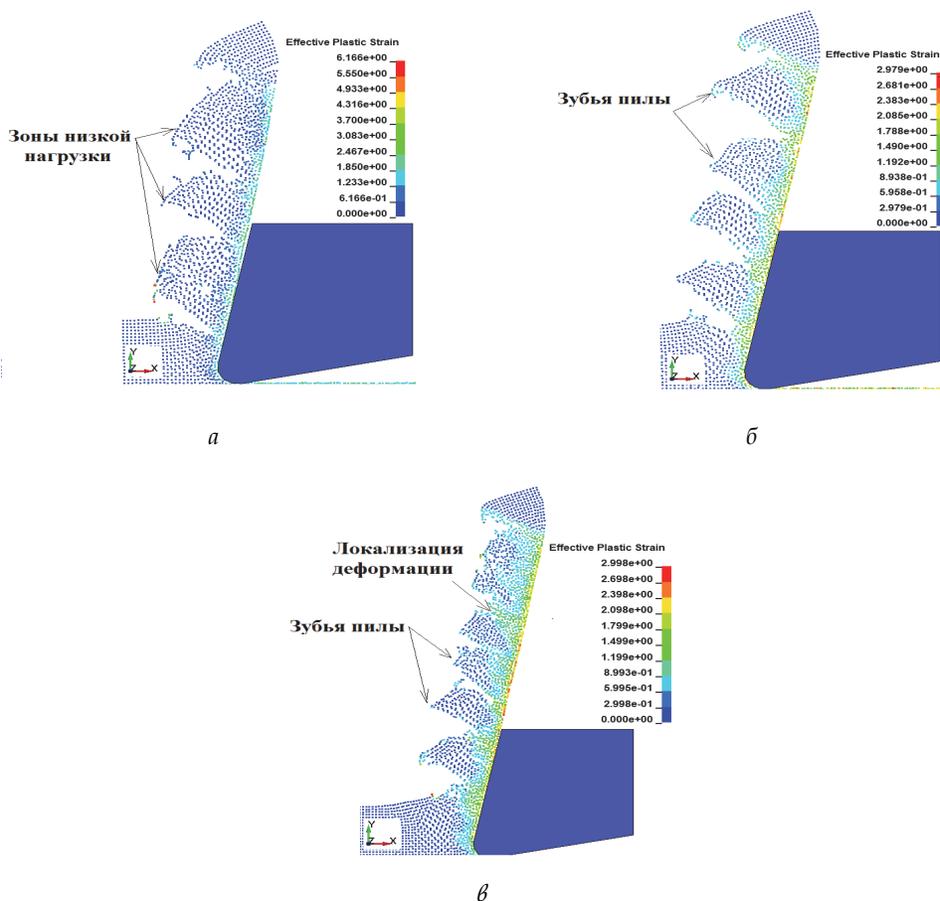


Рис. 2. Зазубренность стружки ВТ6 при: а -  $V_c = 15$  м/с; б -  $V_c = 35$  м/с; в -  $V_c = 60$  м/с

Было замечено, что при низких скоростях резания микротрещины предшествуют неустойчивости течения резания, основанного на неявном неизотермическом моделировании лагранжевых жестко вязкопластичных КЭ. Используется модель динамического

напряжения потока, основанная на высокой скорости деформации и критериях пластичного разрушения, а также на энергии деформации, которая была приложена для инициирования трещин в процессе сегментации стружки. Как правило, сегментированная стружка образуется при обработке титановых сплавов в широком диапазоне скоростей резания и подачи (рис. 3). Это явление считается серьезной проблемой при механической обработке титановых сплавов. Поведение разрушения, возникающее во время моделирования экстремально высокоскоростной обработки ВТ6, отличалось от поведения, полученного при обычной высокоскоростной обработке. Излом при сверхвысокоскоростной обработке располагался в зоне первичного сдвига и отделял почти соседние полосы сдвига из-за увеличения скорости деформации в зоне первичного сдвига со скоростью резания, в то время как при обычной высокоскоростной обработке это происходило на внешней поверхности стружки. Наконец, изменение скорости резания повлияло на морфологию стружки.

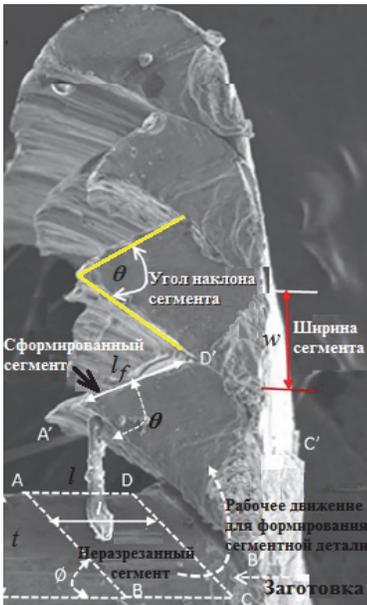


Рис. 3. СЭМ сегментированная стружка образовавшаяся при механической обработке титанового сплава ВТ6 [15]

Изображение типичного сегментированного скола, образовавшегося при механической обработке титановых сплавов ВТ6, наблюдаемого при сканирующей электронной микроскопии (СЭМ), показано на рисунке 4. Неразрезанный сегмент (ABCD) до прохождения зоны сдвига и сформированный сегмент (A'B'C'D') после прохождения зоны сдвига показаны на рис. 3. Замечено, что часть рабочего материала трансформируется в сегмент, проходя через зону сдвига. Если бы материал деформировался только под действием напряжения сдвига, образовавшийся сегмент имел бы форму трапеции. Однако форма сформированного сегмента отличается от трапецевидной, как показано на рисунке 4, из-за различных размерных изменений, происходящих в неразрезанных сегментах при его трансформации через зону сдвига. Угол сдвига ( $\varnothing$ ) меняется на угол, включающий сегмент ( $\theta$ ). Длина неразрезанного сегмента ( $l$ ) меняется на длину свободной поверхности сегмента ( $l_f$ ). Толщина неразрезанной стружки ( $t$ ) меняется на ширину сегмента ( $w$ ) [15].

### 3. Усилие резания

В случае скорости резания  $V_c = 60 \text{ м/с}$  изменение прогнозируемого усилия  $F_c = 550 \text{ Н}$  со временем показано на рис. 4. Колебания усилия происходили периодически из-за зазубривания стружки, но серьезных колебаний не было. Для параметров модели материала SPG переоценивает удельные силы резания, в то время как модель КЭ немного их занижает. Таким образом, силы резания и, следовательно, мощность резания, необходимая для обработки материала, увеличиваются с деформационным упрочнением

титанового сплава. Таким образом, величина размягчения деформации и условия трения на границе раздела инструмент-стружка оказывают незначительное влияние на силы резания. Чем выше коэффициент трения, тем выше силы подачи.

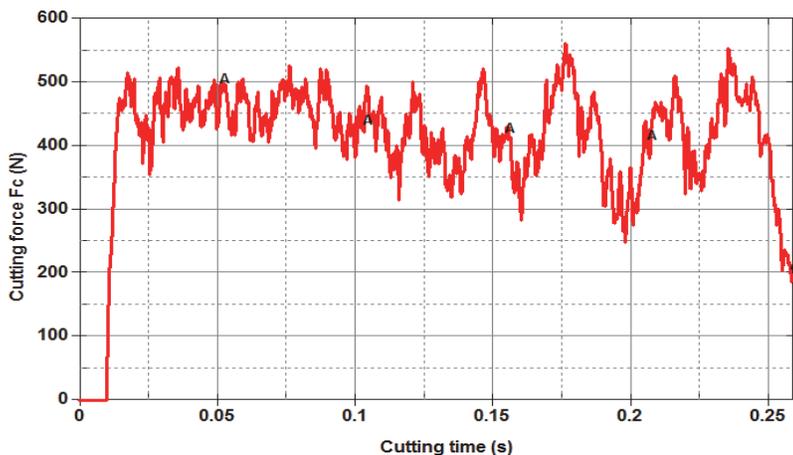


Рис. 4. Изменение численной силы  $F_c$  со временем

#### 4. Результаты и их обсуждение

1. Оптимизированные конститутивные параметры Джонсона-Кука, методом сглаженных частиц Галёркина можно использовать для описания всего процесса перехода морфологии стружки от непрерывной к пилообразной, а затем к прерывистой сегментации при моделировании резки титанового сплава ВТ6.

2. Смоделированные стружки представляли собой реалистичную форму, аналогичную экспериментальным формам чипов, валидация подтверждает применимость метода SPG для моделирования ортогональной механической обработки. Модель SPG способна прогнозировать непрерывную и локализованную при сдвиге стружку и все этапы ее формирования. Преимущества модели SPG заключаются в полной прозрачности сделанных допущений и использовании без корректировки числовых параметров (коэффициента трения, параметра контроля разрушения).

3. Математическая формулировка основного закона должна быть усовершенствована, чтобы лучше прогнозировать силы резания и подачи, полосы сдвига, а также переход от непрерывной стружки к зубчатой. При увеличении радиуса наконечника на обрабатываемой поверхности возникает большая пластическая деформация.

4. Несмотря на недавние разработки и широкое использование титановых сплавов, механическая обработка титановых сплавов по-прежнему остается серьезной промышленной проблемой: короткий срок службы инструмента, низкая скорость съема металла, более высокая сила резания, а также плохое качество поверхности. Было обнаружено, что образование стружки в титановых сплавах является (1) сегментированным, связанным с циклическим усилием резания, и (2) непрерывным под действием статического усилия при низкой скорости резания и большой скорости

подачи при токарных операциях. Согласно литературным данным, необходимо разработать новую физическую модель как SPG, чтобы лучше объяснить морфологию образования стружки в титановых сплавах.

5. Поведение титанового сплава ВТ6 в процессе механической обработки сильно влияет на механизмы эмиссии частиц и формирования стружки. Обработка титанового сплава ВТ6 на высокой скорости может быть выгодна с точки зрения выброса частиц, но требует специальных инструментов.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Liu WK, Ong JSJ and Uras RA. Finite-element stabilization matrices—a unification approach // *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* – 1985. – Vol. 53 (1). – Pp. 13–46.
2. Chen JS, Yoon S, Wang HP and Liu WK. An improved reproducing kernel particle method for nearly incompressible finite elasticity // *Comput. Methods Appl. Mech. Eng.* – 2000. – Vol. 181(1-3). – Pp. 117–145.
3. Liu GR, Zhang GY, Wang YY, Zhong ZH, Li GY and Han X. A nodal integration technique for meshfree radial point interpolation method (NI-RPIM) // *Int. J. Solids Struct.* – 2007. – Vol. 44 (11-12). – Pp. 3840–3860.
4. Wu CT, Hu W and Chen JS. A meshfree-enriched finite element method for compressible and nearly incompressible elasticity // *Int. J. Numer Methods Eng.* – 2012. – Vol. 90 (7). – Pp. 882–914.
5. Wu CT and Koishi M. Three-dimensional meshfree-enriched finite element formulation for micro-mechanical hyperelastic modeling of particulate rubber composites // *Int. J. Numer Methods Eng.* – 2012. – Vol. 91. – Pp. 1137–1157.
6. Wu CT, et al. Numerical and experimental validation of a particle Galerkin method for metal grinding simulation // *Comput. Mech.* – 2017. – Vol. 61 (3). – Pp. 365–383.
7. Johnson GR and Cook WH. A constitutive model and data for metals subjected to large strains, high strain rates and high temperatures // In: *Proc. 7th Int. Symp. On Ballistics, Hague, Netherlands, April, 1983.* – Pp. 541–547.
8. Olleak AA and El-Hofy H.A. Prediction of cutting forces in high speed machining of Ti6Al4V using SPH method. In: *Proceedings of the ASME 2015 // Int. Mfg. Sci. and Eng. Conf. Vol. 1, Charlotte, North Carolina, USA. V001T02A018. ASME (2015).*
9. Lampropoulos AD, Markopoulos AP and Manolacos DE. Modeling of Ti6Al4V alloy orthogonal cutting with smooth particle hydrodynamics: a parametric analysis on formulation and particle density // *Metals.* – 2019. – Vol. 9 (4). – P. 388.
10. Guo YB and Yen DW. A FEM study on mechanisms of discontinuous chip formation in hard machining // *J. Mater. Process. Technol.* – 2004. – Vol. (155-15). – Pp. 1350–1356.
11. Marusch TD. Effects of friction and cutting speed on cutting force. ASME, MED-23313, 2001. – Pp. 115–23.
12. Li Xinjian, Ye Guigen, Wang Zhimin, Xue Shifeng and Zhang Yi. Optimization on the Johnson-Cook parameters of Ti-6Al-4V used for high speed cutting simulation // *J. Phys. - 2020 Conf. Ser. 1653 012034.*
13. Limido J, Espinosa C, Salaün M., Lacombe JL. SPH method applied to high speed cutting modelling // *Int. J. Mech. Sci.* – 2007. – Vol. 49 (7). – Pp. 898–908.
14. Aydın Mehmet. Numerical study of chip formation and cutting force in high-speed machining of Ti-6Al-4V bases on finite element modeling with ductile fracture criterion // *Int. J. Mater. Form.* – 2021. – Vol. 14 (5). – Pp. 1005–1018.
15. Shashikant Joshi. Dimensional inequalities in chip segments of titanium alloys // *Eng. Sci. Technol. an Int. J. ENG SCI.* – 2018. – Vol. 21 (2). – Pp. 238–244.

## ПОДАВЛЕНИЕ ЯЧЕИСТОЙ ГЕТЕРОГЕННОЙ ДЕТОНАЦИИ В НАНОДИСПЕРСНОЙ ГАЗОВЗВЕСИ ЧАСТИЦ АЛЮМИНИЯ ОБЛАКОМ ИНЕРТНЫХ ЧАСТИЦ ОКСИДА АЛЮМИНИЯ

А.А. Афанасенков, асп., С.А. Лаврук, к.ф.-м.н., н.с.<sup>1</sup>, Т.А. Хмель, д.ф.-м.н., с.н.с.

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича*

*СО РАН, 630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1*

*<sup>1</sup>E-mail: afanassenkov@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** Представлены результаты, полученные путем численного моделирования, по подавлению гетерогенной детонации в кислороде с взвесью частиц алюминия облаком инертных частиц оксида алюминия. Рассматриваются ситуации при различных массовых концентрациях реагирующих частиц и объемных концентраций инертных частиц. Определены предельные концентрации, при которых происходит срыв детонации с разложением детонационной волны на волну горения и ударную волну.

**Ключевые слова:** гетерогенная детонация, частицы алюминия, инертные частицы, подавление детонации, математическое моделирование, численные расчеты.

**Abstract.** The results obtained by numerical simulation on the suppression of heterogeneous detonation in oxygen with a suspension of aluminum particles by a cloud of inert aluminum oxide particles are presented. The situations at different mass concentrations of reacting particles and volume concentrations of inert particles are considered. The limiting concentrations at which detonation failure occurs with the decomposition of the detonation wave into a combustion wave and a shock wave are determined.

**Keywords:** heterogeneous detonation, aluminum particles, inert particles, detonation suppression, mathematical modeling, numerical calculations.

### Введение

В данной работе поднимаются вопросы взрыво- пожаробезопасности на производствах, в которых образуются взвеси из газов и мелкодисперсных частиц. Детонация таких пылевзвесей несет разрушительные последствия, из-за которых страдает не только оборудование, но и люди.

### Физико-математическая модель и численная реализация

В рамках физико-математической модели приведенной кинетики [1, 2] рассматривается задача подавления развитой ячеистой детонации во взвеси кислорода и частиц алюминия размером 200 нм полубесконечным облаком инертных частиц оксида алюминия размером 1 мкм. Аналогичная задача для микронных частиц рассматривалась в [3]. Детонация распространяется в плоском канале с теплоизолированными стенками и шириной 3 см. Расчетная схема представлена на рис. 1. Для расчета уравнений газовой фазы используется явная TVD схема, для расчета дискретной фазы – схема Джен-три-Мартина-Дейли.



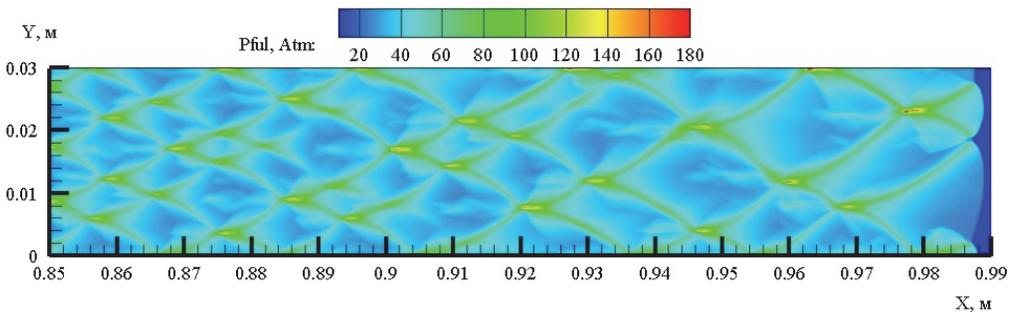
Рис. 1. Расчетная схема

### Результаты

В ходе работы исследовалось ослабление и срыв детонации облаком инертных частиц оксида алюминия различных концентраций.

При начальной массовой концентрации частиц алюминия  $\xi = 0.2$  перед входом в облако инертных частиц скорость распространения детонационной волны  $D = 1.625$  км/сек, размер детонационной ячейки составляет  $\lambda = 1.5$  см (рис. 2). При входе в облако инертных частиц объемной концентрации  $m_3 = 1 \cdot 10^{-5}$  детонационная волна замедляется до скорости  $D = 1.575$  км/сек, при этом размер детонационной ячейки составляет  $\lambda = 2.3$  см (рис. 3). При увеличении объемной концентрации до  $m_3 = 1 \cdot 10^{-4}$  детонационная ячейка увеличивается с  $\lambda = 1.5$  см до  $\lambda = 6$  см (рис. 4). Скорость распространения детонационной волны уменьшается до  $D = 1.4$  км/сек. При достижении объемной концентрации инертных частиц до  $m_3 = 2 \cdot 10^{-4}$  происходит срыв детонации (рис. 5), при котором резко снижается скорость движения лидирующего фронта до  $D = 0.9$  км/сек, а детонационная волна распадается на ударную волну (выделена синим цветом) и волну горения (выделена красным цветом).

Аналогичные расчеты были проведены для концентрации частиц алюминия  $\xi_{al} = 0.4, 0.55, 0.6, 0.8$ . Расчеты показали, что основные механизмы срыва детонации остаются теми же, что были представлены на рис. 3-5. На основе полученных данных для всех случаев были построены зависимости приведенной скорости лидирующего фронта к скорости Чепмена-Жуге от объемной концентрации частиц оксида алюминия размером 1 мкм для двумерных расчетов. Используя эти графики, были определены предельные концентрации при которых происходит срыв детонации (рис. 6).

Рис. 2. Картина максимальных давлений для случая с  $\xi_{al} = 0.2$  при  $m_{3alox} = 0$

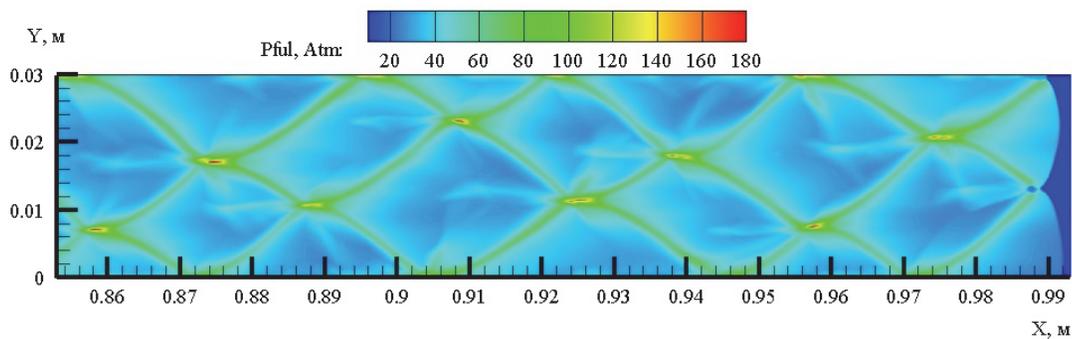


Рис. 3. Картина максимальных давлений для случая с  $\xi_{al} = 0.2$  при  $m_{3alox} = 1 \cdot 10^{-5}$

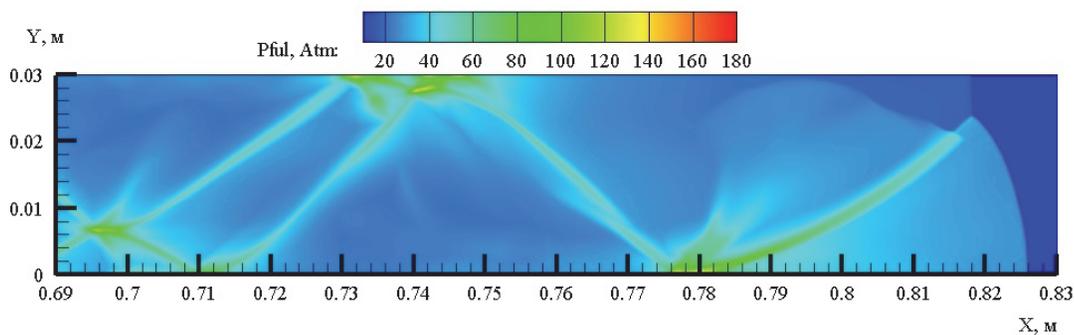


Рис. 4. Картина максимальных давлений для случая с  $\xi_{al} = 0.2$  при  $m_{3alox} = 1 \cdot 10^{-4}$

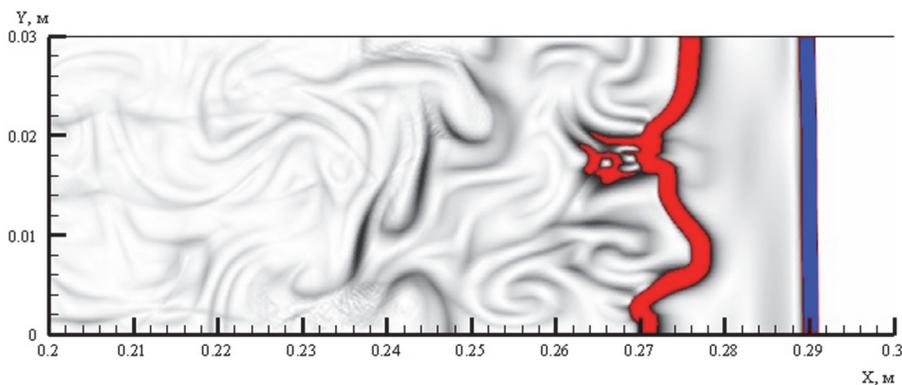


Рис. 5. Численное шпирен-изображение ударной волны и отстающей волны горения для массовой  $\xi_{al} = 0.2$  при  $m_{3alox} = 2 \cdot 10^{-4}$

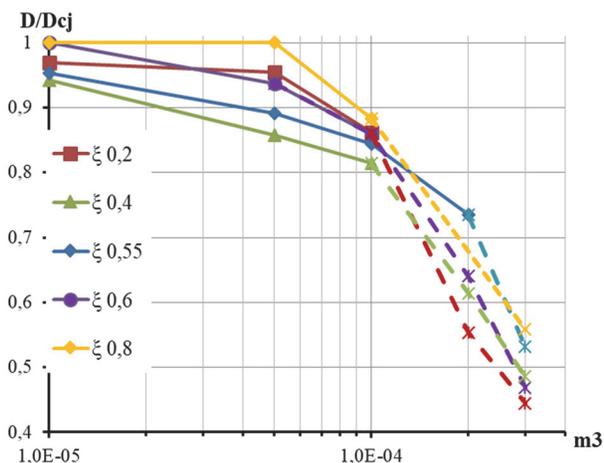


Рис. 6. График зависимости приведенной скорости детонации относительно скорости волны Чепмена-Жуге для горючих частиц алюминия диаметром 200 нм

### Выводы

В результате численного моделирования определены основные механизмы срыва детонации при различных концентрациях инертных частиц. Построены карты режимов детонационного течения в плоскости параметров: приведенная скорость детонации, концентрация инертной фазы. Определена критическая объемная концентрация для срыва детонации:  $m_3 = 3 \cdot 10^{-4}$  ( $1,2 \text{ кг/м}^3$ ), которая не зависит от концентрации алюминия в смеси и меньше, чем в аналогичных процессах микронных взвесей алюминия.

Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (номер гос. регистрации 124021400037-4).

### СПИСОК ИСПОЛЪЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Федоров А.В., Хмель Т.А. Численное моделирование формирования ячеистой гетерогенной детонации частиц алюминия в кислороде // Физика горения и взрыва, 2005. – Т. 41, № 4. – С. 84–98.
2. Хмель Т.А. Моделирование ячеистой детонации в газозвесах субмикронных и наноразмерных частиц алюминия // Физика горения и взрыва. – 2019. – № 5(55). – С. 580–588.
3. Хмель Т.А., Лаврук С.А. Моделирование ячеистой детонации в газозвесах субмикронных частиц алюминия с различными распределениями концентрации // Физика горения и взрыва. – 2022. – № 3(58). – С. 253–268.

## АЭРОДИНАМИКА ТУРБУЛЕНТНОГО ТЕЧЕНИЯ В СИСТЕМЕ НАКЛОННЫХ ТРАНШЕЙНЫХ ЛУНОК, РАСПОЛОЖЕННЫХ НА СТЕНКЕ ПЛОСКОГО КАНАЛА

Ян Лун Н.<sup>1,2а</sup>, аспирант, В.И. Терехов <sup>1,2</sup>, д.т.н.

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет

630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>2</sup>Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН

630090, Россия, Новосибирск, пр. Лаврентьева, 1

<sup>а</sup>E-mail: yln1999@mail.ru

**Аннотация.** Представлены результаты экспериментального исследования аэродинамики течения внутри системы из 7 траншейных лунок, расположенных на стенке плоского канала. Число Рейнольдса  $Re_{ch}$  в опытах по измерению компонент скоростей и пульсаций скорости было постоянным и равным  $Re_{ch} = 3.9 \cdot 10^4$ . Гидравлические потери измерялись в широком диапазоне чисел Рейнольдса от  $Re_{ch} = 1.9 \cdot 10^4$  до  $Re_{ch} = 1.1 \cdot 10^5$ . Установлено, что профили осевой скорости  $U_z$  значительно отличаются в зависимости от положения внутри лунки, для всех исследованных случаев.

**Ключевые слова:** аэродинамика, траншейная лунка, турбулентное течение, отрыв потока, пульсации скорости.

**Abstract.** The results of an experimental study of the flow aerodynamics inside a system of 7 trench holes are presented. The Reynolds number  $Re_{ch}$  in the experiments on measuring the velocity components and velocity pulsations was constant and equal to  $Re_{ch} = 3.9 \cdot 10^4$ . Hydraulic losses were measured in a wide range of Reynolds numbers from  $Re_{ch} = 1.9 \cdot 10^4$  to  $Re_{ch} = 1.1 \cdot 10^5$ . It was found that the axial velocity profiles  $U_z$  differ significantly depending on the position inside the hole, for all the holes studied.

**Keyword:** aerodynamics, trench dimple, turbulent flow, flow separation, velocity pulsations.

### Введение

Практическое использование систем траншейных лунок распространено в пластинчатых теплообменных аппаратах [1] и других технических устройствах.

Существует большое количество экспериментальных и численных работ по структуре течения как в одиночной сферической лунке [2], так и в их системах [3]. В этих работах показано, что в системах сферических лунок возникает застойная зона, в результате скорость возвратного течения не превышает 20–25 % от среднерасходной скорости  $U_m$ . Профили скоростей и картина обтекания слабо зависят от продольного номера по порядку расположения сферической лунки в канале.

Экспериментальное изучение траншейных лунок, в основном, ограничивается данными по теплоотдаче, без детального изучения аэродинамики. Этот недостаток частично устранен в этой статье, являющейся развитием работы авторов [4].

### Результаты измерений и их обсуждение

#### 1. Профили продольной скорости $U_z$ при обтекании системы траншейных лунок.

Измерение профилей продольной  $U_z$  и поперечной  $V_x$  компонент скорости производилось двухкомпонентным лазерным анемометром в точках  $L, C, R$  по размаху траншеи вдоль ее оси  $s$ . Измерения были проведены при фиксированном угле наклона  $\varphi = 45^\circ$ .

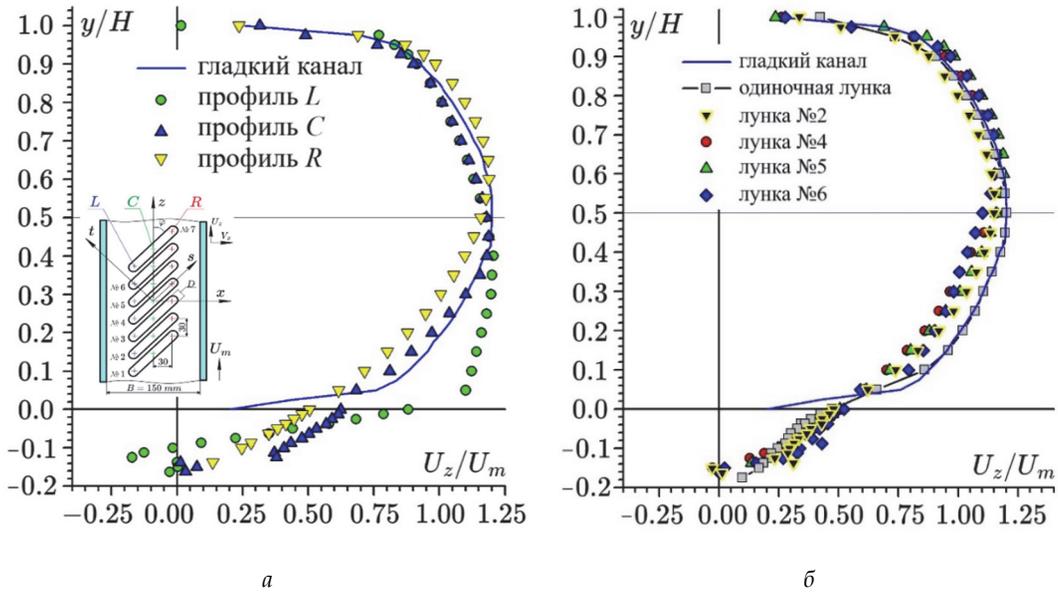


Рис. 1. Профили продольной скорости  $U_z$ :

*a* – для лунки № 5, в точках  $L, C, R$ ; *б* – для лунок № 2, 4, 5, 6 в точке  $R$

Рассмотрим результаты измерений в лунке №5. Проследим, как изменится структура потока при продвижении от начала лунки к ее концу. Эти данные демонстрируются на рис.1а. Положительные значения вертикальной координаты  $y/H$  относятся к области канала, отрицательные – внутри лунки. На входе в лунку (точка  $L$ ), происходит отрыв пограничного слоя. Возникает характерное возвратное течение с максимальной скоростью рециркуляции 20% от среднерасходной скорости  $U_m$ . Область возвратного течения равна примерно половине глубины лунки.

На высоте  $y/H = 0$  в сечении  $L$  скорость достигает  $0,9U_m$ . Профиль скорости  $U_z$  в ядре потока (в половине канала  $y/H < 0,5$ ) сильно отличается от распределения в гладком канале. Профиль в гладком канале менее наполненный, чем в лунке в точке  $L$ .

При продвижении вдоль оси  $s$  до точки  $C$  (центр лунки), рециркуляции уже не наблюдается. Это можно объяснить взаимодействием основного потока и потока в лунке – происходит разрушение вихревых структур и их выдув из траншеи. Скорость в точке  $C$  на высоте  $y/H = 0$  уже меньше, чем на входе в лунку, и она равна  $0,6U_m$ .

Влияние лунки на ядро потока в этом сечении снижается, в сравнении с сечением  $L$ , и профиль продольной скорости  $U_z$  практически совпадает с профилем скорости в гладком канале.

Далее, по мере продвижения к точке  $R$ , рециркуляции потока в лунке также нет, как и в профиле в точке  $C$ , но наполненность профиля еще больше уменьшается в сравнении с профилем  $C$ . Градиент скорости у стенки тоже возрастает по сравнению с профилем в точке  $C$ . Характерная скорость на высоте  $y/H = 0$  уменьшается до величины  $0,5U_m$ .

Для оценки влияния лунок друг на друга, проанализируем профили скорости в одной и той же точке  $R$ , но в разных лунках. Эти данные демонстрируются на рис. 1, б. Видно, что профили скоростей мало отличаются между собой, а также становится близкой с распределением скорости  $U_z$  в гладком канале. Однако, прослеживается тенденция к уменьшению заполненности профиля. Это может означать то, что для 6-ой по счету лунки не достигается гидродинамической стабилизации.

## 2. Профили поперечной скорости $V_x$ при обтекании системы траншейных лунок.

Рассмотрим результаты измерений поперечной скорости  $V_x$  в лунке № 5. Проследим, как изменится структура потока при продвижении от начала лунки к ее концу. Эти данные демонстрируются на рис. 2, а.

При входе в лунку, в точке  $L$ , поток разворачивается по направлению оси  $s$ . Аналогичное явление наблюдалось и при обтекании наклонных траншей (grooves) [5].

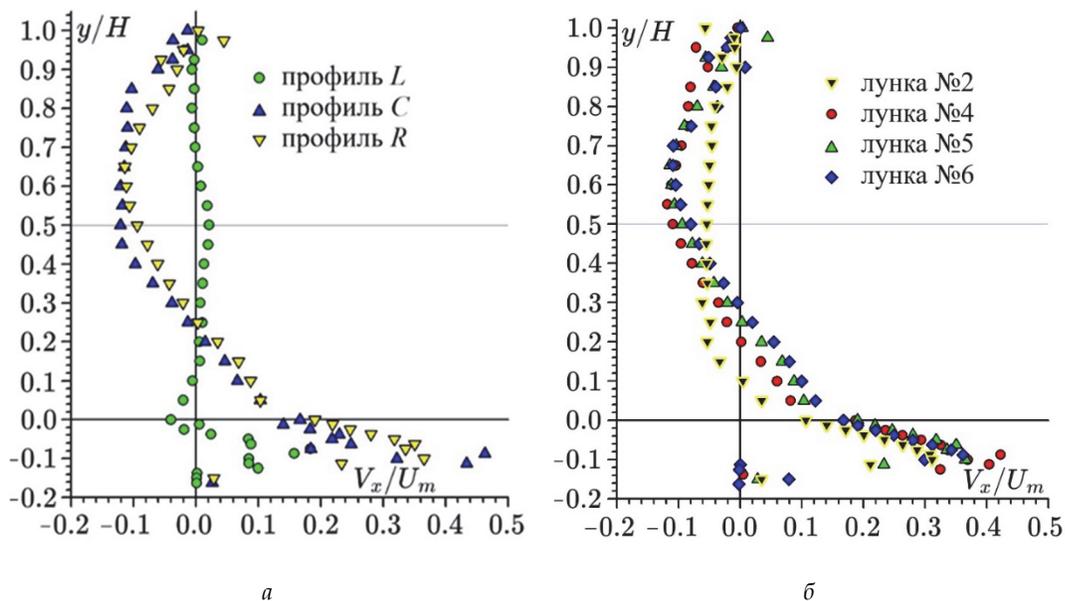


Рис. 2. Профили поперечной скорости  $V_x$ :

а – для лунки № 5, в точках  $L$ ,  $C$ ,  $R$ ; б – для лунок № 2, 4, 5, 6 в точке  $R$

Ядро потока практически не изменяет направления движения, о чем свидетельствует околонулевые значения поперечной скорости. Но затем, по мере продвижения к точке  $C$ , поток движется от центра к периферии, и скорость в самой лунке достигает  $0,48U_m$ . При этом, в ядре потока воздух движется в противоположном направлении.

Для оценки влияния лунок друг на друга, рассмотрим профили поперечной скорости  $V_x$  в одной и той же точке  $R$ , но в разных лунках. Эти данные демонстрируются на рис. 2, б. В ядре потока скорость возрастает по мере прохождения от № 2 лунки к № 6. Она достигает максимума  $V_x = -0,1U_m$  для лунки № 6. При этом, в самой лунке изменения профиля при переходе от лунки к лунке минимальны. При этом максимальное значение скорости внутри траншеи достигает  $0,4U_m$ .

### 3. Угол скоса потока

Для детального получения представления о направлении потока, проанализируем поведение угла вектора скорости вдоль оси  $z$  в плоскости  $xz$ . Назовем этот угол *углом скоса*  $\alpha$ .

Положительным углом скоса назовем угол по часовой стрелке относительно положительного направления оси  $z$ , а отрицательным – против часовой стрелки.

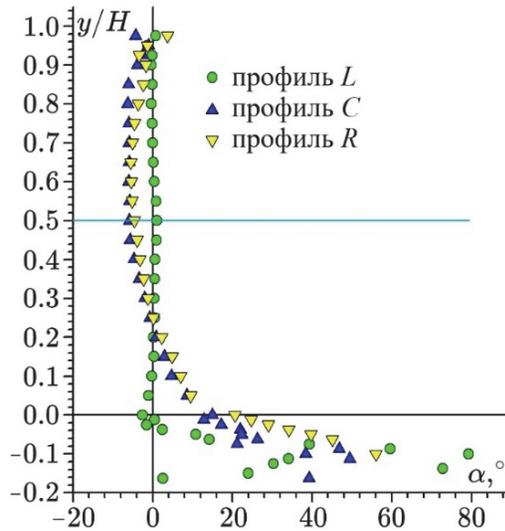


Рис. 3. Угол скоса в лунке № 5

На рис. 3 показано изменение угла скоса в лунке №5 в точках  $L$ ,  $C$ ,  $R$ . В точке  $L$ , непосредственно внутри лунки, происходит разворот практически перпендикулярно потоку, и  $\alpha_{\max} = 80^\circ$ . Однако, в ядре потока направление воздуха практически совпадает с осью  $z$ .

В точках  $C$  и  $R$  качественно одинаковое поведение потока. В ядре воздух направлен от центра влево, в лунке же полный вектор становится параллельным лунке,  $\alpha_{\max} = 45^\circ$ .

#### 4. Турбулентные характеристики при обтекании системы траншейных лунок.

Обычно, лунки используют для интенсификации теплообмена. В областях с высоким уровнем турбулентности, перемешивание воздуха интенсивное, а значит, и возрастет теплоотдача. Поэтому важно понять, как распределены пульсации скорости по размаху лунки, и как они изменяются по длине канала в зависимости от номера лунки.

На рисунке 4а показаны профили пульсаций продольной скорости  $U_z'$  в точках  $L$ ,  $C$ ,  $R$  для лунки № 5. В верхней половине канала ( $y/H > 0.5$ ) распределение пульсаций практически такое же, как в обычном гладком канале. Разница появляется у стенки с лунками. На входе в лунку, в точке  $L$ , формируется отрыв потока (см. рис. 1, а). Это приводит к появлению внутри лунки пульсации большой величины, составляющей порядка 30-35% от среднерасходной скорости в канале. Но затем, возвратное течение разрушается, и уровень максимальных пульсаций снижается до 10-15%  $U_m$ . Аналогичное явление наблюдалось в одиночной наклонной лунке [4]. Максимум пульсаций для точки  $L$ , также как и в одиночной лунке, смещен внутрь траншеи.

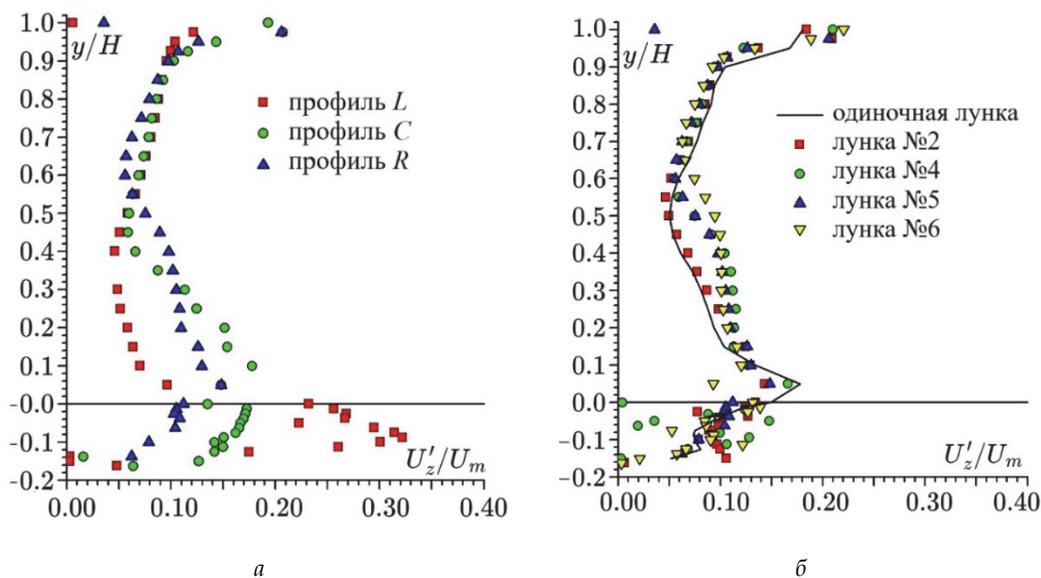


Рис. 4. Профили пульсаций продольной скорости  $U_z'$ :

а – для лунки № 5, в точках  $L$ ,  $C$ ,  $R$ ; б – для лунок № 2, 4, 5, 6 в точке  $R$

На рис. 4, б, можно проследить поведение пульсаций в зависимости от номера лунки в канале. Влияние лунок на пульсации в канале, как и на рис. 6, а, распространяется лишь на нижнюю границу канала ( $y/H < 0.5$ ). Уровень максимальных пульсаций не меняется по мере прохождения от 2 к 6 лунке. Но есть тенденция к увеличению уровня пульсаций в ядре потока. Это может негативно сказаться на гидравлическом сопротивлении всего канала, так как больше кинетической энергии потока будет затрачиваться на усиление турбулентности.

### 5. Гидравлическое сопротивление канала с системой лунок.

Измерение коэффициента гидравлического сопротивления производилось для двух вариантов канала с лунками – с одной облуненной стенкой и с двумя облуненными стенками. Измерения были проведены фиксированном угле наклона лунок  $\varphi = 45^\circ$ . Также были проведены тестовые эксперименты в гладком канале.

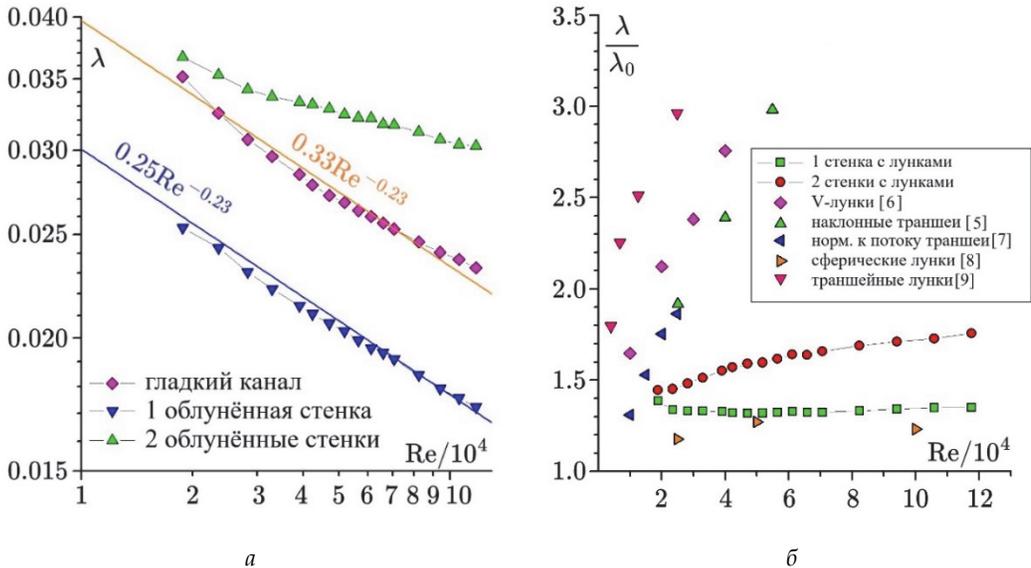


Рис. 5. Коэффициент гидравлического сопротивления  $\lambda$  в зависимости от числа Re:

$a$  – для гладкого и облуненных каналов;  $b$  – сравнение с другими авторами относительного коэффициента гидравлического сопротивления  $\lambda/\lambda_0$

Рассмотрим результаты измерений коэффициента гидравлического сопротивления  $\lambda$  в зависимости от числа Re. Эти данные демонстрируются на рис. 5,  $a$ . Для гладкого канала зависимость  $\lambda$  от Re близка к классической, показатель степени равен  $n = -0,23$ . Если же в канале одна облуненная стенка, то поведение гидравлического сопротивления сохраняется, так как  $\lambda \sim Re^{-0,23}$ , но при этом оно больше примерно в 1,33 раза.

Если на противоположной стенке также находятся лунки, по-видимому, происходит значительная перестройка течения, поскольку коэффициент гидравлического сопротивления  $\lambda$  убывает медленнее с ростом числа Рейнольдса.

Обычно, для сравнения между собой различных интенсификаторов теплообмена, используют данные в относительной форме. В качестве масштаба используется сопротивление гладкого канала  $\lambda_0$ . Такой график изображен на рис. 5б.

Заметим, что для большинства типов лунок относительное сопротивление канала растет с увеличением числа Рейнольдса. То же наблюдается и в нашем случае с двумя облуненными стенками,  $\lambda/\lambda_0 \sim Re^{0,11}$ . Однако, для канала с одной облуненной стенкой  $\lambda/\lambda_0$  практически постоянно во всем диапазоне чисел Рейнольдса и оно равно  $\lambda/\lambda_0 = 1,33$ .

В сравнении с другими типами лунок (V-лунок, наклонных траншей, сферических лунок) относительное гидравлическое сопротивление траншейных лунок мало в обоих случаях (1 и 2 облуненные стенки). Можно сделать вывод о целесообразности изучения этих типов лунок в качестве интенсификаторов теплообмена.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Yu C. *et al.* Study on Heat Transfer Synergy and Optimization of Capsule-Type Plate Heat Exchangers // Processes. – 2024. – Т. 12. – №. 3. – С. 604.
2. Terekhov V. I., Kalinina S. V., Mshvidobadze Y. M. Heat transfer coefficient and aerodynamic resistance on a surface with a single dimple // J. Enhanc. Heat Transf. – 1997. – Т. 4. – №. 2.
3. Zhou W., Rao Y., Hu H. An experimental investigation on the characteristics of turbulent boundary layer flows over a dimpled surface // Journal of Fluids Engineering. – 2016. – Т. 138. – №. 2. – С. 021204.
4. Терехов В.И., Терехов В.В., Чохар И.А., Ян Луи Н. Экспериментальное исследование структуры течения в одиночной траншейной лунке // Теплофизика и аэромеханика, 2022, том 29. – № 6. – С. 935-947.
5. Saha K., Acharya S. Heat Transfer Enhancement Using Angled Grooves as Turbulence Promoters // J. Turbomachinery. 2014. Vol. 136, 081004.
6. Jordan, C. & Wright, Lesley. (2011). Heat Transfer Enhancement in a Rectangular (AR=3:1) Channel With V-Shaped Dimples. Journal of Turbomachinery. 135. DOI 10.1115/GT2011-46128.
7. Liu, J., Xie, G., & Simon, T. W. (2015). Turbulent flow and heat transfer enhancement in rectangular channels with novel cylindrical grooves. International Journal of Heat and Mass Transfer, 81, 563–577. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatmasstransfer.2014.10.021>
8. Nazari S., Zamani M., Moshizi S. A. Comparative study on the influence of depth, number and arrangement of dimples on the flow and heat transfer characteristics at turbulent flow regimes // Heat and Mass Transfer. – 2018. – Т. 54. – С. 2743-2760.
9. Davletshin I. A. *et al.* Heat transfer and hydraulic resistance of a flat channel with discrete wall roughness in the form of inclined trench dimples // Thermophysics and Aeromechanics. – 2023. – Т. 30. – №. 4. – С. 631-636.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ГРАДИЕНТНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ПРЯМОУГОЛЬНОМ КАНАЛЕ

Г.Т. Кульпанович, студент<sup>1,2а</sup>, А.Ю. Дьяченко<sup>1,2</sup>, Я.И. Смутьский<sup>2</sup>, В.И. Терехов<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>2</sup>Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН  
630090, Россия, Новосибирск, пр. Лаврентьева, 1

<sup>а</sup>E-mail: Gleb23611@mail.ru

**Аннотация.** В статье представлены результаты экспериментального исследования влияния П-образных вихрегенераторов на теплообмен за обратным уступом и численного моделирования течения при наличии препятствий в канале с уступом.

**Ключевые слова:** вихрегенератор, теплообмен, обратный уступ, плоский канал, градиент давления.

**Abstract.** The article presents the results of an experimental study of the effect of U-shaped vortex generators on heat transfer behind a reverse ledge and numerical simulation of flow in the presence of obstacles in a channel with a ledge.

**Keywords:** vortex generator, heat transfer, reverse ledge, flat channel, pressure gradient.

**Исследование влияния П-образных вихрегенераторов на теплообмен за обратным уступом.** Эксперименты проводились на аэродинамической установке, которая состояла из вентилятора среднего давления, форкамеры, сопла и рабочего канала (рис. 1, а). Рабочий канал – прямоугольный канал сечением на входе 20 x 150 мм длиной 600мм, переходящим в после уступа 30 x 150 мм длиной 400мм. Материал рабочего участка текстолит толщиной 10 мм. На краю обратного уступа устанавливались прямоугольные табы площадью 6 \* 6 мм<sup>2</sup> (рис. 1, б). Расстояние между центрами табов варьировалось от 1.2 до 2.5 калибров (высота уступа). Исследовались по 3 варианта сплошных и сквозных табов. Площадь живого сечения таба составляла 4 \* 4 мм<sup>2</sup>. Предметом исследования была стенка за обратным уступом. Для измерения давления в стенке просверливались отверстия диаметром 0.8 мм, съем давления осуществлялся батарейным манометром, опорное давление снималось на стенке в плоскости симметрии модели на расстоянии 40мм до уступа. Исследования проходили при числе Рейнольдса  $Re = 42500$ , вычисленного по гидравлическому диаметру входного сечения канала и среднерасходной скорости.

Для измерения распределения давления на стенке после уступа в плоскости симметрии модели, вдоль канала были просверлены отверстия с переменным шагом, возле уступа шаг был 5 мм к концу 40 мм. По измеренным давлениям рассчитывался коэффициент давления  $C_p = 2(p_i - p_0)/\rho v^2$ , где  $p_i$ ,  $p_0$  давление на стенке и опорное давление,  $v$  – скорость в центре начального канала,  $\rho$  – плотность воздуха.

Для тепловых измерений за обратным уступом была изготовлена стенка, к которой наклеивалась с стороны уступа и с конца две медные шины. Между медными шинами на всю ширину натягивалась титановая фольга толщиной 50 мкм. На задней стенке

в текстолите было сделано окно площадью 150\*300 мм. Фольга в окне зачернялась черной краской и коэффициент излучения составлял 0.95. Температурное поле фиксировалось тепловизионной камерой, а затем поле верифицировалось двумя термопарами, наклеенными с наветренной стороны. Вычислялось число Нуссельта  $Nu = \alpha/\lambda H$ , где  $\alpha$  - коэффициент теплоотдачи,  $\lambda$  - коэффициент теплопроводности воздуха,  $H$  - высота обратного уступа.

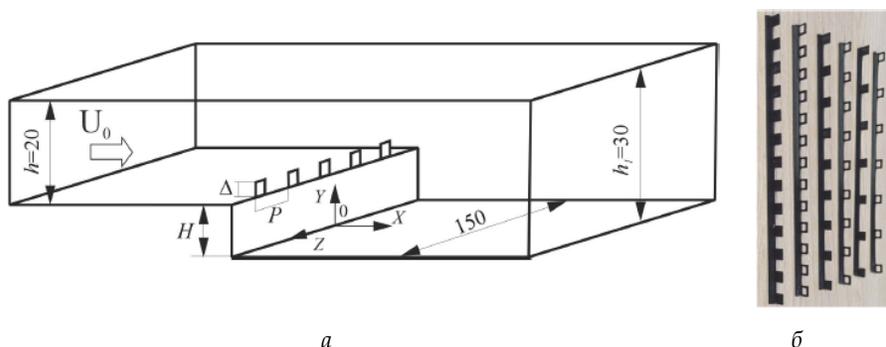


Рис. 1. Схема рабочего канала - а; б - табы

Термограммы исследуемой поверхности демонстрируются на рис. 2. Можно отметить следующие тенденции при установке проникаемых табов: теплоотдача возле уступа падает и область максимальной теплоотдачи смещается от уступа. Для табов установленных с шагом  $P/H = 2.5$  и  $1.8$ , как монолитных, так и проникаемых, формируются похожие структуры возле стен, непосредственно за табами наблюдается продольная более нагретая полоса, между табами более холодная. Связанно это с тем, что между табами присоединение потока наступает раньше, а непосредственно за табами отдалится. Для установленных табов с шагом  $1.2$  не наблюдается индивидуального влияния таба на пристенную структуру течения, возникает обобщенная структура, которая в виде 3 крупных областей возле уступа интенсифицирует теплообмен.

При обтекании обратного уступа при отсутствии табов имеем практически одномерную картину распределения числа  $Nu$ , если не считать концевых вихрей, где располагаются области с наименьшими локальными числами  $Nu$  в окрестности уступа. Поперечно осредненный профиль для случая с гладким уступом близки к локальному профилю вдоль плоскости симметрии модели. Установка монолитных табов с шагом  $P/H = 1.2$  в окрестности обратного уступа приводит к повышению максимальной теплоотдачи, на графике наблюдается 2 максимума на расстоянии 3.2 и 9.58 калибров до уступа, минимальное значение находится на 5.91. На термограмме (рис. 2, а), как уже отмечалось ранее, область повышенной теплоотдачи в виде трех больших областей и крайней областью поменьше локализируются возле обратного уступа, второй продольноосредненный пик приходится на подобные возле уступа охлаждённые области.

При установке монолитных табов с  $P/H=1.8$ , как это видно на рис. 3, максимум продольно осредненной теплоотдачи наблюдается на расстоянии 2.64 калибра от уступа, на этом расстоянии на термограмме видно 8 охлаждённых областей, второй

пик вырождается. Наиболее эффективным для повышения теплоотдачи возле стенки является случай с  $P/H = 2.5$ , где максимальная теплоотдача на 32,8% больше, чем для классического случая и на 39% находится ближе к уступу. На термограмме (рис. 2, e) на этом расстоянии от уступа локализуется в виде 6 охлаждённых областей. После пика теплоотдача начинает быстро падать, так как у продольного вихря, индуцированного табами, с расстоянием интенсивность падает, вероятно, на расстоянии 20 калибров она становится не существенной.

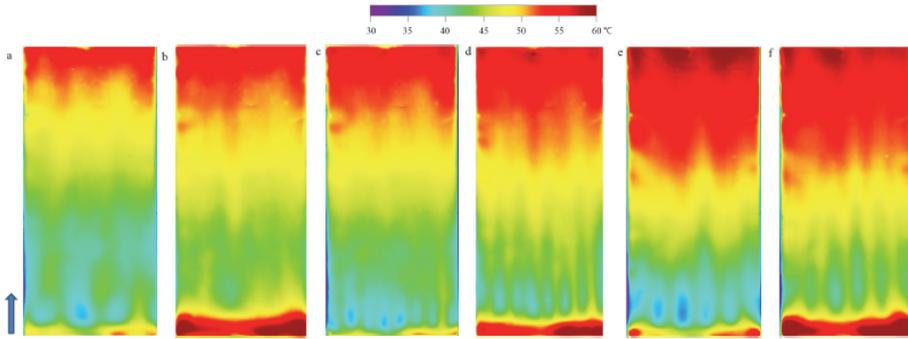


Рис. 2. Термограммы стенки за уступом с табами шагом  $P/H$ :

(a) 1.2, (b) 1.2, (c) 1.8, (d) 1.8, (e) 2.5, (f) 2.5. Монолитные табы – (a), (c), (e), проницаемые табы – (b), (d), (f)

В случае сквозных табов с шагом  $P/H = 1.2$  исчезает пик возле уступа, на тепловой визуализации (рис. 2, b) видно, что область интенсификации отдалается и максимальная продольноосредненная теплоотдача находится на расстоянии 9.46 калибров. Для сквозных табов с шагом  $P/H = 1.8$  максимальная теплоотдача уменьшается на 11%, на 69% отдалается от уступа по сравнению с монолитными, что качественно видно на термограмме (рис. 2, d), возле уступа формируется более прогретая область. Продольную структуру в области максимальной интенсификации сквозные табы не меняют. Проницаемые табы с шагом  $P/H = 2.5$  также уменьшают максимальную теплоотдачу, по сравнению с монолитными максимум теплоотдачи отодвигается от уступа на 1.79 калибра.

Табы, установленные с шагом 1.2 калибра, в отличие от более больших шагов влияют на обратное течение комплексно, на термограммах это отображается в виде 4 областей повышенной интенсификации теплообмена, в то время как за табами с шагом 1.8 и 2.5 наблюдается индивидуальное влияние каждого таба. Проницаемые табы качественно не меняют картину течения по сравнению с монолитными табами на том же шаге, но отодвигают наибольшую теплоотдачу от уступа.

**Численное моделирование обтекания препятствий в канале с уступом.** Было проведено численное моделирование воздушного канала длиной 0,4 м. Высота канала составляет 0,03 м, на расстоянии 0,1 м имеется обращенная вперед ступенька высотой 0,01 м (рис. 4). Поверхность, примыкающая к ступеньке, нагревалась постоянным тепловым потоком, остальные стенки были адиабатическими. На входе был ударный

профиль скорости, с числами Рейнольдса, по высоте ступеньки, от 2700 до 16400. На выходе были установлены мягкие граничные условия. Управляющим отрыв потока элементом было ребро высотой 0,3 калибра (высота ступеньки) и толщиной 0,1 калибра. Ребро было установлено на расстоянии 0,8 и 1,6 калибра от ступени на трех высотах от стены до ступени: 0,2, 0,5 и 1 калибр.

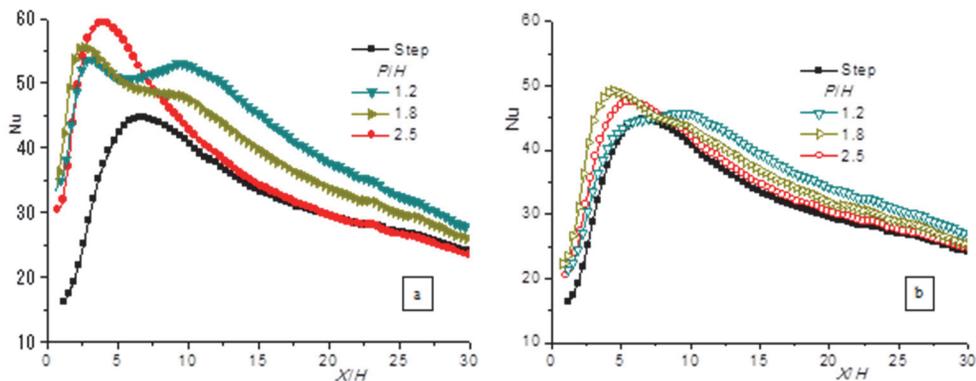


Рис. 3. Профили продольно-осредненного числа Nu: (а) монолитные и (b) проницаемые табы

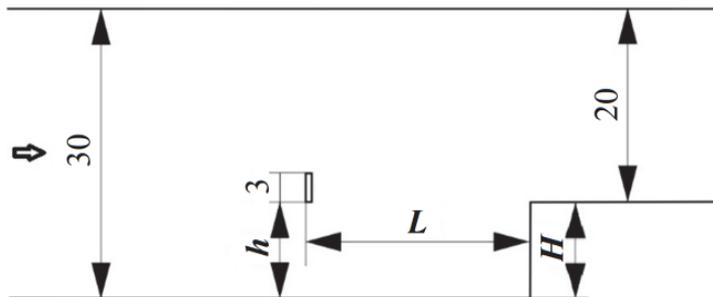


Рис. 4. Схема модулируемой площади

Кромка ступеньки создает собственную разделительную зону в виде двух разнонаправленных вихрей (рис. 5). При движении вперед вокруг ступени перед ней образуется область повышенного статического давления с вихрем в углу, который занимает половину высоты ступени. Поток, попадая на оставшуюся часть ступеньки, поворачивает, и вблизи края ступени создается положительная составляющая поперечной скорости, которая поднимает поток над стеной за ступенью. Затем поток подключается, и на отрезке от края ступеньки до точки подключения наблюдается зона рециркуляции. В зоне рециркуляции из-за низких скоростей минимальная теплопередача наблюдается на расстоянии  $0,07 XR$  ( $XR$  – длина зоны рециркуляции за ступенью обратного хода) при  $Re = 2700$  и  $0,057 XR$  при  $Re = 16400$ .

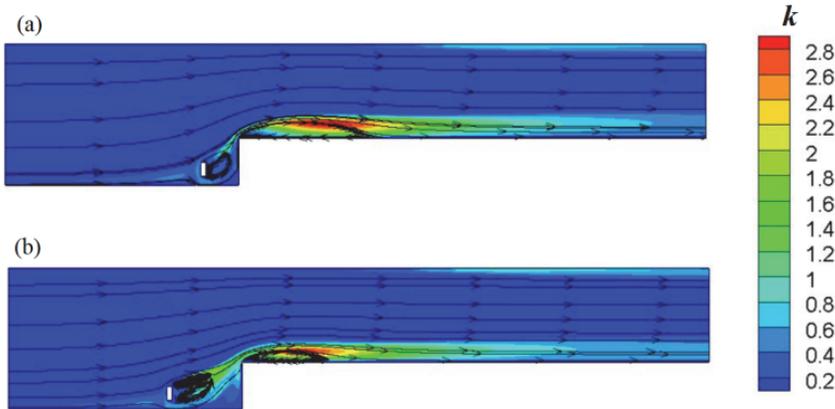


Рис. 5. Линии тока и поля турбулентной кинетической энергии для моделей с  $h/H = 0.2$   $L/H = 0.8$  (a) and  $h/H = 0.2$   $L/H = 1.6$  (b)

Профили локального числа  $Nu$  схожи между собой, поскольку наличие отсоединенного ребра качественно не влияет на структуру потока за ступенью. Максимальное число  $Nu_{\max}$  локализовано вблизи области повторного присоединения. Наибольшее влияние оказывает ребро, установленное на расстоянии 1,6 калибра от ступени и высоте 0,5 калибра.

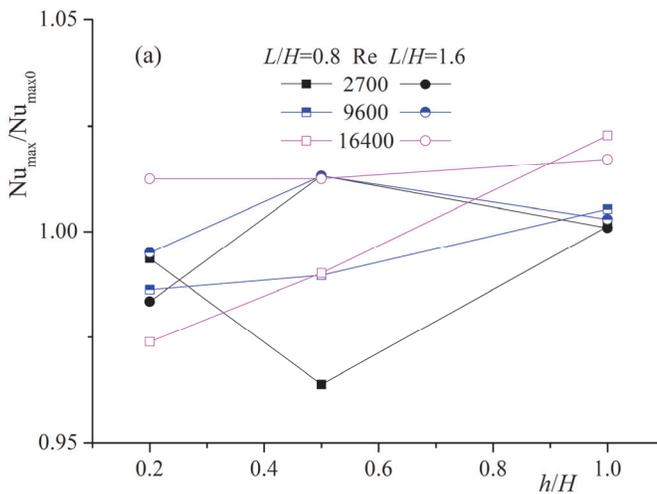


Рис. 6. Длина зоны рециркуляции зависит от положения ребра и числа Рейнольдса

В этом случае турбулентное возмущение, создаваемое ребром, будет попадать в зону рециркуляции за ступенью и смешиваться с возмущением, создаваемым в слое смешивания зоны разделения. Поскольку вырожденные турбулентные возмущения исходят от края к области перемешивания, увеличение числа  $Nu_{\max}$  не велико и оно

составляет не более 1,2%. По мере приближения края к уступу той же высоты значение  $Nu_{\max}$  падает, особенно при  $Re=2700$ . Все отмеченные особенности наглядно отражены на рис. 6.

*Работа выполнена в рамках государственного задания ИТ СО РАН.*

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Terekhov V., Dyachenko A., Smulsky Y., Kulpanovich G. Peculiar effects of permeable tabs on the heat transfer behind the backward-facing step // XXXIX Siberian Thermophysical Seminar. E3S Web of Conferences 459, 03004 (2003) DOI: 10.1051/e3sconf/202345903004.

2. Дьяченко А.Ю., Кульпанович Г.Т., Смутьский Я.И. Течение в канале с разномасштабными препятствиями: отсоединенным ребром и обращенным против потока уступом // Тезисы докладов 40-й конференции «Сибирский теплофизический семинар, 2024. – С. 125.

## ПРИМЕНЕНИЕ ЧИСЛЕННОГО ПАКЕТА «FLOW SIMULATION» В СИСТЕМЕ SOLID WORKS ДЛЯ НАХОЖДЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ТРАНСПОРТНЫЙ КОНТЕЙНЕР ПРИ ПЕРЕВОЗКЕ ГРУЗОВ

Т.О. Черкашин, студ., А.А. Мешков, асп, И.Д. Зверков, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20  
E-mail cherckashin.tim@gmail.com*

**Аннотация.** С помощью численных пакетов определены: сила лобового сопротивления, действующую на контейнер при перевозке, потребляемая мощность автомобиля, на преодоление этой силы, расход топлива, а также критическая скорость ветра при опрокидывании контейнера с прицепа.

**Ключевые слова:** аэродинамика, численные пакеты, сила лобового сопротивления воздуха, потребляемая мощность, критическая скорость ветра, транспортный контейнер.

**Abstract.** With the help of numerical packages determined: the drag force acting on the container during transportation, the power consumption of the car to overcome this force, fuel consumption, as well as the critical wind speed when tipping the container from the trailer.

### 1. Введение

На сегодняшний день была создана система («автомобиль + транспортный контейнер») для транспортировки воздушных средств для проведения агропромышленных работ. При перевозке, контейнер приводит к возникновению аэродинамических сил, так как он имеет плохую обтекаемость. Воздействие ветра приводит к вынужденному увеличению потребляемой мощности для преодоления этой силы, а вместе с тем, и расход топлива. Именно поэтому была поставлена задача по определению потребляемой мощности автомобиля при перевозке на максимально разрешённой скорости 70 км/ч, а также расход топлива. Дополнительно была определена критическая скорость ветра, которая может способствовать опрокидыванию контейнера с прицепа, и коэффициент лобового сопротивления, который показывает характеристику аэродинамического сопротивления тела. Расчёты выполнены при помощи SOLID WORKS FLOW SIMULATION – это программное обеспечение на базе SOLIDWORKS для расчета потоков жидкости (газа или жидкости) внутри и снаружи моделей SOLIDWORKS, а также теплопередачи в (из, между, в) этих моделях за счет конвекции, излучения и теплопроводности с использованием проверенной технологии вычислительной гидродинамики (CFD).

### 2. Применение пакета «FLOW SIMULATION» для определения аэродинамических сил

Поставим задачу для транспортного контейнера из данной системы, так как будем считать, что автомобиль имеет обтекаемую аэродинамическую форму и поток, сходящий с него, не будет влиять на перевозимый груз. Входными данными будут являться автомобиль ЛАДА ВА3-11194 1.4 л – транспортное средство, которое будет воспроизводить перевозку данного груза, габаритные размеры транспортного контейнера (рис. 1).

Максимально разрешённая скорость автомобиля при перевозке груза, которая составляет 70 км/ч, Расход топлива 7.0, л/100 км, плотность воздуха  $1,207 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ . Обтекание объекта исследования рассматривается при двух условиях: при встречном ветре и при боковом ветре.

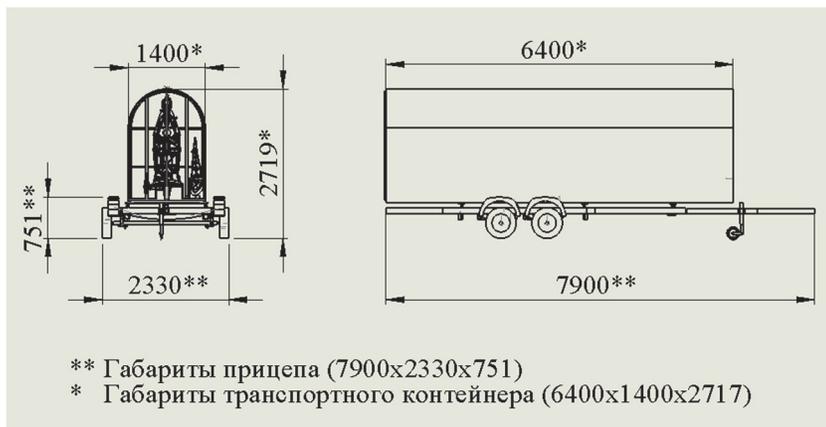


Рис. 1. Габаритные размеры транспортного контейнера

Для подготовленной геометрической модели транспортного контейнера получена сетка конечных объёмов (рис. 2). Численные расчёты позволяют получить оценку распределения давления по поверхности обтекаемого тела, а также визуализировать вихревые зоны, способствующие ухудшению аэродинамических характеристик.

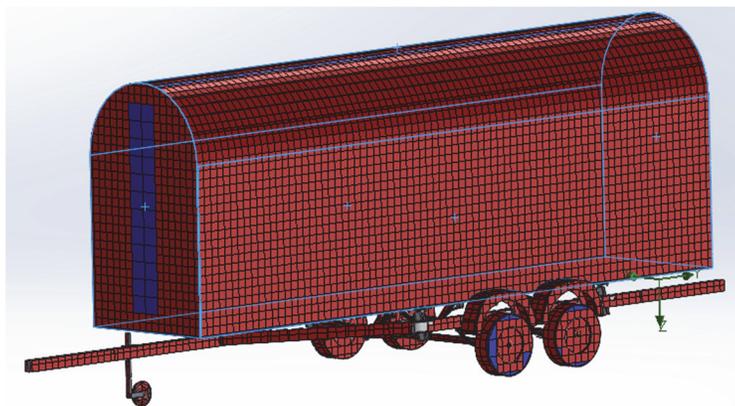


Рис. 2. Сетка геометрической модели

Найдём силу лобового сопротивления воздуха  $X = C_x \frac{\rho v^2}{2} S [1]$ , действующее на транспортный контейнер при заданных входных параметрах. Коэффициент лобового сопротивления будет определяться из [1], чтобы показать, как он влияет на расход топлива при перевозке груза.

### 3. Результаты численного исследования при встречном ветре

В результате численного расчёта, был найден коэффициент лобового сопротивления воздуха (табл. 1), а следовательно, и сила, оказывающее влияние на транспортный контейнер.

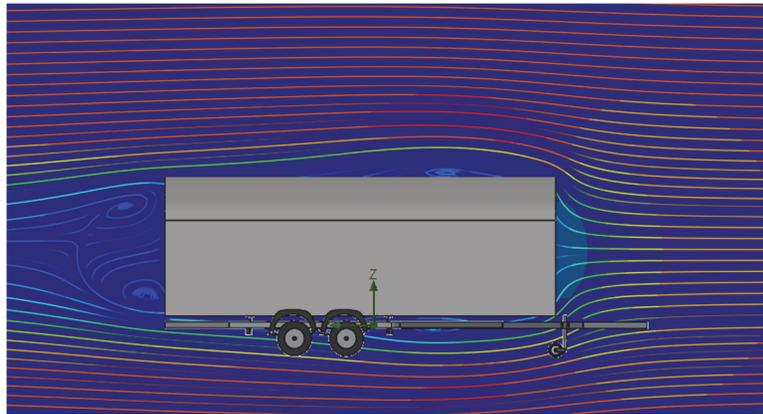
Т а б л и ц а 1

Результаты численного расчёта при встречном ветре

Имя цели	Единица измерения	Значение	Среднее значение	Минимальное значение	Максимальное значение	Выполнение процесса [%]	Использовать в сходимости	Дельта	Критерии
GG Сила (Y) 2	[N]	1006,03995	1007,782989	1006,03995	1010,159444	100	Да	0,841077005	47,20434233
Коэффициент лоб сопротивления	[ ]	0,912458135	0,912531104	0,911696998	0,913334446	100	Да	0,000420077	0,042673525

Из полученных параметров, мы сможем заметить, что среднее значение силы варьируется около 1007 ньютонов, что приблизительно составляет 100 килограммам, что даёт нам количественную оценку.

Также получена визуализация воздушного потока линиями тока и эпюра распределения давления, отображающие его взаимодействие с транспортным контейнером, которое даёт картину (рис. 3) для поиска вихревых зон.



а

б

Рис. 3. а – значения давления и скорости набегающего ветра; б – визуализация потока численным пакетом при встречном ветре с помощью линий тока и траектории движения потока

Из выше представленной картины, можно увидеть, что поток начинает сходиться с задней кромки тела, и образует турбулентность потока, что обусловлено торможением потока на этих поверхностях, в виду чего статическое давление здесь максимально. С передней грани поток тоже срывается, сворачиваясь в вихри, что приводит к появлению локальных зон пониженного давления. За контейнером также образуется область пониженного давления. Разница давлений между передними стенками контейнера и задними стенками является причиной возникновения крупных по габаритам вихревых зон.

#### 4. Результаты численного исследования при боковом ветре

Применяя численные методы, рассчитаем силу, действующую на боковую поверхность тела при скорости ветра 25 м/с. Полученные результаты, сведём в табл. 2.

Таблица 2

Имя цели	Единица измерения	Значение	Среднее значение	Минимальное значение	Максимальное значение	Выполнение процесса [%]	Использовать в сходимости	Дельта	Критерии
GG Сила (X) 1	[N]	5085,795112	5080,011923	5066,353258	5087,243257	100	Да	20,88999922	729,6678735
Коэффициент лобового сопротивления	[ ]	0,796370329	0,796443684	0,796065661	0,796688739	100	Да	8,51732E-05	0,114298164

Из данных табл. 2, можно заметить, что среднее значение силы ветра при боковом ветре составляет порядка 5000 ньютонов (500 килограмм), что говорит нам о том, что влияние потока очень большое.

Была также получена визуализация картина течения потока бокового ветра с помощью линий тока и эпюры распределения давления, представленных на рис. 4.

#### 5. Потребляемая мощность, расход топлива автомобиля. Критическая скорость ветра

Чтобы определить потребляемую мощность автомобиля, учтём аэродинамические силы, действующие на транспортный контейнер при случае встречного ветра.  $\bar{v}_a$  – скорость автомобиля, которая составляет 70 км/ч (19,44 м/с) – максимальное значение, при котором может перевозить транспортный контейнер на грузовом прицепе, согласно «Постановление Правительства РФ от 23.10.1993 N 1090 (ред. от 02.06.2023) «О Правилах дорожного движения» пункт 10»

Потребляемая мощность прицепа, необходимая для преодоления аэродинамических сил при встречном ветре, может быть рассчитана, как:  $P_{\text{прицеп}} = X \cdot v_a$  [2]. И составляет  $P_{\text{прицеп}} = 16799,74$  Вт, или 16,8 кВт. Мощность автомобиля, для преодоления силы ветра, аналогично, как [2], только  $X$  с параметрами автомобиля:  $P_{\text{авто}} = 4289,133$  Вт = 4,3 кВт.

Отсюда можно оценить расход топлива, необходимый для перевозки контейнера автомобилем:

$$Q_{\text{встр}} = \frac{g_e * (\text{Прицеп} + \text{Равто})}{36 * \rho_T * V_a * \eta_T} = 0,6 \text{ л / час},$$

где  $g_e = \frac{G_T}{N_e} \times 1000$  (удельный расход),  $G_T$  – часовой расход топлива (5 л./час),  
 $N_e = \frac{M_k * n}{9550}$  – эффективная мощность,  $M_k$  – крутящий момент двигателя 127 Н\*м при  
 $n = 4500$  об/мин (75 об/сек.),  $\rho_T$  – плотность топлива ( $760 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$ ),  $\eta_T$  – КПД трансмиссии (0,9).

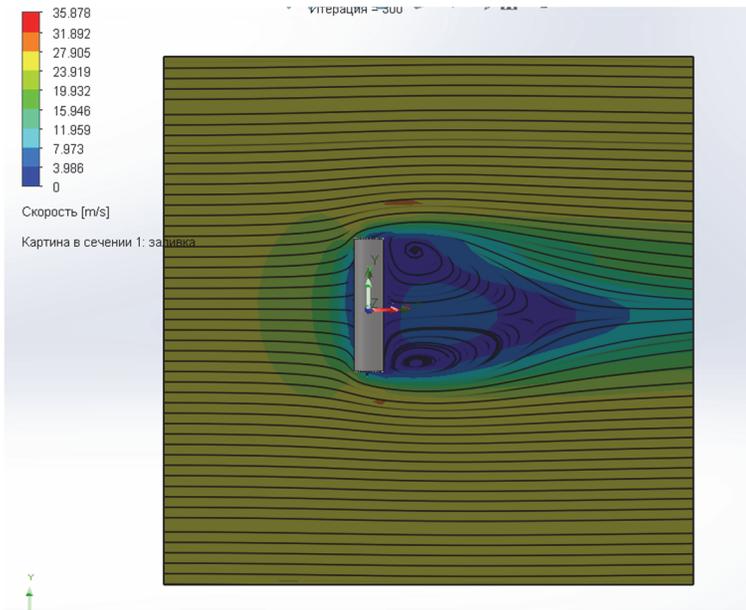


Рис. 4. Результат численного моделирования обтекания транспортного контейнера при боковом ветре

Для определения критической скорости ветра, при которой транспортный контейнер может быть опрокинут с прицепа, распишем момент, возникающий при воздействии ветра на тело:

Критическая скорость ветра, которая способствует опрокидыванию транспортного контейнера составляет:

$$V_{\text{крит}} = \sqrt{\frac{GL}{C_x * \rho * S * h}} = 43,47 \text{ м/с (156 км/ч)}.$$

## 6. Заключение

В ходе исследования численных методов моделирования продувки плохообтекаемых тел, были определены параметры, которые были поставлены в начальных условиях задачи. Также было подтверждено, что ветер оказывает сильное влияние на данные характеристики, и, чтобы улучшить данные параметры, предлагается оптимизация конструкции данного транспортного контейнера и проведение практического эксперимента для подтверждения полученных результатов.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. TECHNICAL REFERENCE SOLIDWORKS FLOW SIMULATION 2020 EN [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.cati.com/wp-content/uploads/2021/04/swflow2021-technical-reference.pdf>
2. *Телкова Ю.В.* Аэродинамика плохообтекаемых призматических тел в условиях интерференции: дис. ... канд. техн. наук : 26.01.12 / Телкова Ю.В. ; Новосиб. гос. техн. ун-т. – Новосибирск, 2012. – 22 с.
3. Шесть технических причин, влияющих на расход топлива [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://abw.by/news/experience/2022/10/13/shest-tehnicheskikh-prichin-vliyauschih-narashod-topliva>
4. Постановление Правительства РФ от 23.10.1993 № 1090 (ред. от 02.06.2023) «О Правилах дорожного движения».
5. Двигатель Лада ВАЗ-11194 - устройство, характеристики, обслуживание [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.motorhunter.ru/engine/lada/vaz-11194/>

## РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ В ВЕРШИНЕ ТРЕЩИНЫ НОРМАЛЬНОГО ОТРЫВА В ANSYS

М.Д. Скворцов<sup>а,1</sup>, магистрант, И.А. Банщикова<sup>1,2</sup>, д.ф.-м.н., проф.

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет

630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>2</sup>Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН

630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15

<sup>а</sup>E-mail: max4emodan@gmail.com

**Аннотация.** Время до разрушения трещины можно рассчитать, зная коэффициент интенсивности напряжений. Для трещины нормального отрыва выполнен расчет коэффициента интенсивности напряжений аналитическим методом в условиях плоской деформации и с помощью 3-D конечно – элементной модели в пакете Ansys. Получено, что при сравнительно малой длине трещины, вычисленные разными методами значения коэффициентов интенсивности напряжений, близки. При увеличении длины трещины разница между этими значениями сначала немного увеличивается и в дальнейшем остается постоянной.

**Ключевые слова:** трещина, коэффициент интенсивности напряжений, плоская деформация, нормальный отрыв, метод конечных элементов.

**Abstract.** The time to crack fracture can be calculated by knowing the stress intensity factor. The stress intensity factor for a normal separation crack was calculated using the analytical method under plane strain conditions and using a 3-D finite element model in the Ansys package. It was found that the values of stress intensity factors calculated by different methods for a relatively short crack length are close. As the crack length increases, the difference between these values initially increases slightly and then remains constant.

**Keyword:** crack, stress intensity factor, plane strain, normal separation, finite element method.

### Введение

Совершенствование методов исследования напряжений повысило точность определения их местоположения, снизило коэффициент запаса и уменьшило массу сооружений. Конструкции из высокопрочных материалов имеют низкую прочность, поэтому рабочие нагрузки вызывают образование трещин, особенно в зонах концентрации напряжений и дефектов. Высокопрочные материалы слабо сопротивляются образованию трещин и имеют малую остаточную прочность, поэтому даже небольшие повреждения могут привести к разрушению конструкции при меньших нагрузках. Разрушение из-за мелких трещин происходит хрупко, но механизм разрушения аналогичен пластическому. Развитие механики разрушения обусловлено случаями разрушения высокопрочных материалов при малых нагрузках [1]. Исследуется задача нормального отрыва параллелепипеда с трещиной, подобная задаче рассмотренной в [2].

### 1. Постановка задачи и методы расчета

Рассматривается параллелепипед длиной  $2H = 150$  мм, высотой  $W = 100$  мм, шириной  $t = 20$  мм и сквозной трещиной, длина которой  $2a = 40$  мм (рис. 1, а). В Ansys моделируется половина исходного параллелепипеда с использованием симметрии. Она разделяется тетраэдральными *конечными элементами* типа Solid72, а область вокруг трещины разбивается ещё мельче (рис. 1, б). В качестве материала выбрана сталь с характеристиками: плотность –  $7850$  кг/м<sup>3</sup>, модуль Юнга –  $2 \cdot 10^{11}$  Па, коэффициент Пуассона –  $0,3$ .

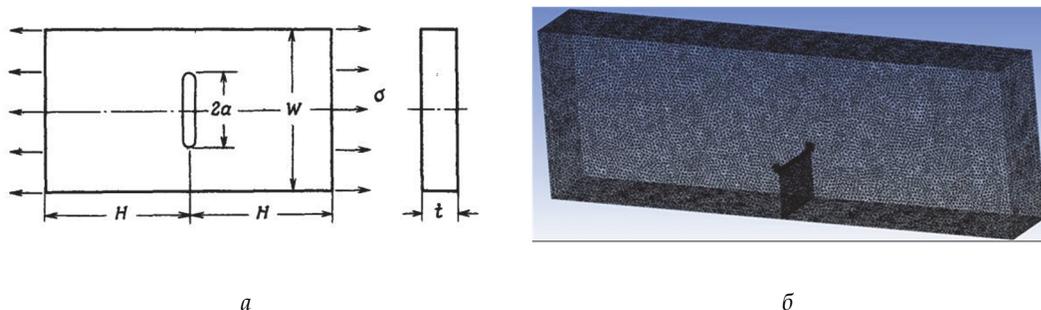


Рис. 1. Исходная расчетная схема (а); конечно – элементная сетка (б)

Расчет параметров механики разрушения осуществляется методом СІNT. Метод СІNT используется для моделирования трещин путем создания контактных пар между поверхностями трещины. Этот метод позволяет учитывать нелинейности, возникающие при открытии и закрытии трещины, не требуется создавать сингулярные конечные элементы в вершине трещины, а также трение между поверхностями трещины. Сначала необходимо создать геометрию трещины в модели, затем на поверхности трещины создаются контактные пары. Контактные пары определяются с помощью алгоритма обнаружения контакта, который проверяет расстояние между узлами на поверхностях трещины. Когда контактная пара создается, между узлами применяется контактное давление. Величина контактного давления зависит от жесткости поверхностей трещины и относительного перемещения между узлами. Метод СІNT выполняет независимые вычисления по нескольким контурам интегрирования. Настройка количества контуров производится пользователем. Количество контуров неограниченно, но все они должны находиться в области сеточной модели. При этом вычисления на контурах, которые касаются внешних границ модели, будут неточны вследствие граничных эффектов.

*Аналитическое решение* ищется для прямоугольной пластины с центральной трещиной при равномерном растяжении или смещении краев в условиях плоской деформации (рис. 1, а). Коэффициент интенсивности напряжений (КИН) в этом случае определяется выражением [2].

$$K_I = \sigma\sqrt{\pi a} \cdot F_I(\alpha, \beta), \quad \alpha = \frac{2a}{W}, \quad \beta = \frac{2H}{W},$$

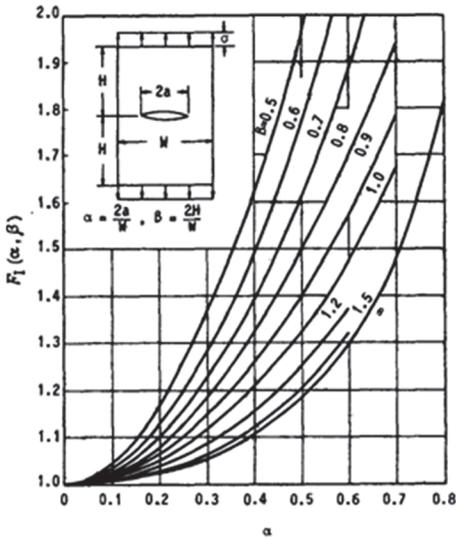
где  $F_I(\alpha, \beta)$  определяется в соответствии с рис. 2, а.

## 2. Результаты и обсуждение

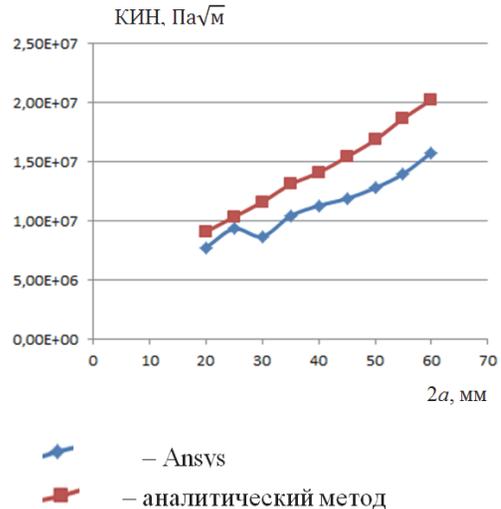
На рис. 2, б приведены результаты расчетов КИН в зависимости от длины трещины  $2a$ , полученные двумя методами. Вычисления выполнены для  $a = 10; 12,5; 15; 17,5; 20; 22,5; 25; 27,5; 30$  мм. Из графика видно, что разница значений КИН при сравнительно малой длине трещины мала. При увеличении длины трещины эта разница сначала растет и в дальнейшем остается постоянной. На рис. 3 приведено распределение коэффициента интенсивности напряжений для полудлины трещины равной 20 мм.

## Выводы

Для случая нормального отрыва берегов трещины выполнен расчет коэффициента интенсивности напряжений двумя методами: аналитическим в условиях плоской деформации и с помощью конечно – элементной модели в пакете Ansys. Получено, что при относительно небольшой длине трещины, вычисленные значения КИН близки; при увеличении длины трещины различие между значениями вначале возрастает, а впоследствии остается стабильным.



а



б

Рис. 2. Зависимость  $F_I(\alpha, \beta)$  от  $\alpha$  (а); зависимости значения КИН от длины трещины, вычисленные двумя методами (б)

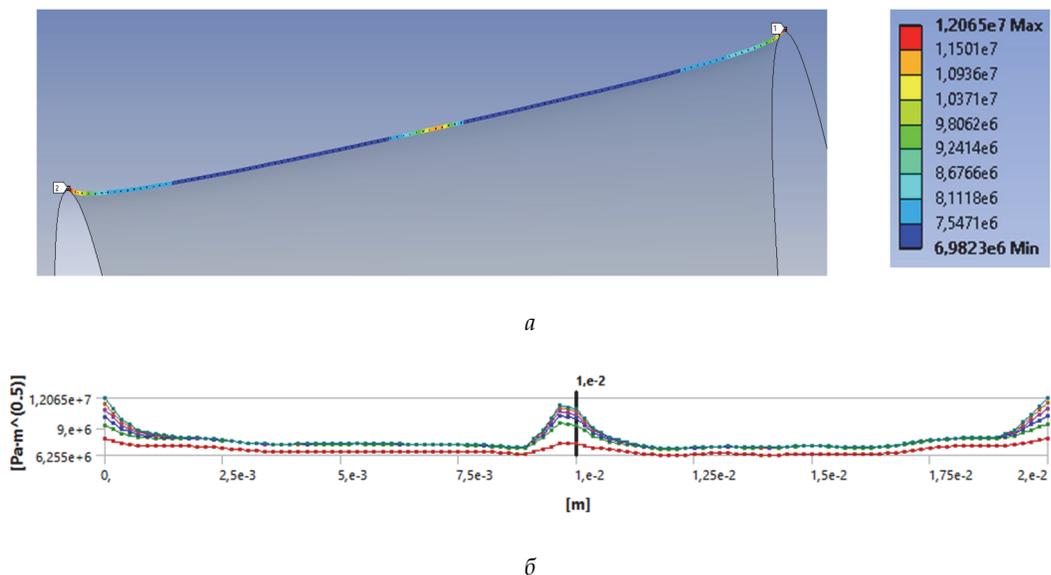


Рис. 3. Распределение КИН по длине трещины, вычисленное методом конечных элементов на последней итерации (а); последовательно на каждой из итераций (б)

Коэффициент интенсивности напряжений играет ключевую роль в определении прочности и надежности конструкций и изделий, поскольку он отражает величину напряжений, которые возникают вблизи вершины трещины. Этот параметр имеет важное значение для анализа прочности материала в условиях наличия трещин и оценки его состояния.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Брок Д. Основы механики разрушения: пер. с англ. / Д. Брок. – М. : Высшая школа, 1980.
2. Мураками Ю. Справочник по коэффициентам напряжений: пер. с англ. – Ю. Мураками. – Т. 1. – М. : Мир, 1990.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ МАСЛОБАКА САМОЛЁТА

Г.А. Чернов<sup>а</sup>, С.А. Акинин<sup>б</sup>

*Исследовательский Комплекс Центра Технологического Обеспечения*

*630090, Россия, г. Новосибирск, Инженерная, 20*

*<sup>а</sup>E-mail: chernov.ga@ikcto.ru, <sup>б</sup>E-mail: akinin.sa@ikcto.ru*

**Аннотация.** В статье рассматривается численное моделирование огневых испытаний маслобака самолёта с использованием горелки NexGen. Исследование проводилось с целью оценки влияния температуры на конструкцию маслобака и обеспечения его надежности в условиях огневых испытаний. Полученные результаты показывают, что температура масла внутри маслобака остается в пределах допустимых значений благодаря эффективному теплообмену. Работа служит основой для дальнейших исследований в области термодинамики авиационных систем.

**Ключевые слова:** моделирование, огневые испытания, маслобак, горелка NexGen, температурные поля, теплообмен, Ansys Fluent, авиационные системы.

**Abstract.** This article discusses the numerical simulation of fire tests for an aircraft oil tank using the NexGen burner. The study was conducted to assess the impact of temperature on the oil tank structure and ensure its reliability under fire test conditions. The results show that the oil temperature inside the tank remains within acceptable limits due to effective heat exchange. This work serves as a foundation for further research in the field of thermodynamics of aviation systems.

**Keyword:** numerical simulation, fire tests, oil tank, NexGen burner, temperature fields, heat exchange, Ansys Fluent, aviation systems.

### Введение

Огневые испытания являются важным этапом в разработке и тестировании авиационных систем. С помощью них аэрокосмическая промышленность оценивает свою продукцию в соответствии с реальными сценариями пожара, которые могут возникнуть из-за отказа двигателя или других подобных аварий. Огнестойкость новых материалов или элементов конструкции самолетов, используемых в самолетах, должна быть оценена и проверена. Некоторые материалы считаются огнестойкими по своей природе. Если огнестойкость материала или компонент невозможно оценить, то используется испытание на огнестойкость.

В испытаниях на огнестойкость авиационных компонентов горелка NexGen является признанной на международном уровне новой горелкой, откалиброванной для условий испытаний на огнестойкость по стандартам ISO 2685/AC20-135 [1,2]. Температура пламени горелки может достигать  $1100 \pm 80$  °C, а плотность теплового потока, поглощаемого эталонным калориметром до  $116 \pm 10$  кВт/м<sup>2</sup>. Горелка обеспечивает эффективное сгорание топлива с высокой стабильностью. Это критически важно для огневых испытаний, так как необходимо с высокой точностью контролировать температурные и тепловые параметры, с целью воспроизводимости их влияния на конструктивные элементы самолета.

В данной статье рассматривается процесс моделирования огневых испытаний алюминиевого маслобака с использованием горелки NexGen. При проектировании и анализе огнестойкости авиационного маслобака из алюминия необходимо учитывать температурные пределы при которых начинается деградация алюминия. Деградация может привести к снижению прочности, увеличению хрупкости и изменению формы, что критично для безопасности конструкции. Для чистого алюминия это около 660 °С.

Целью данной работы было определение количественных и качественных свойств маслобака в условиях воздействия на него открытого пламени с целью получения сведений, необходимых для установления соответствия заданным требованиям в области пожарной безопасности.

### Описание экспериментальной установки для огневых испытаний

Конфигурация горелки NexGen показана на рис.1. Она представляет собой горелку пушечного типа, распыляющая керосин под давлением в поток закрученного воздуха. Используется сменная ввинчиваемая топливная форсунка для конусного распыла топлива в виде капель размером 5-25 мкм с заданной тангенциальной скоростью. Капли выбрасываются под углом 80° в форме конуса и смешиваются с воздухом. Воспламенение происходит высоковольтной свечой зажигания, расположенной вблизи распыляющей топливной форсунки. Поток воздуха регулируется через регулятор давления, после чего он проходит через цилиндрическую трубу и поступает в статор и турбулизатор. Закрученный воздух смешивается с распыляемым керосином в конусе сгорания в форме колокола.

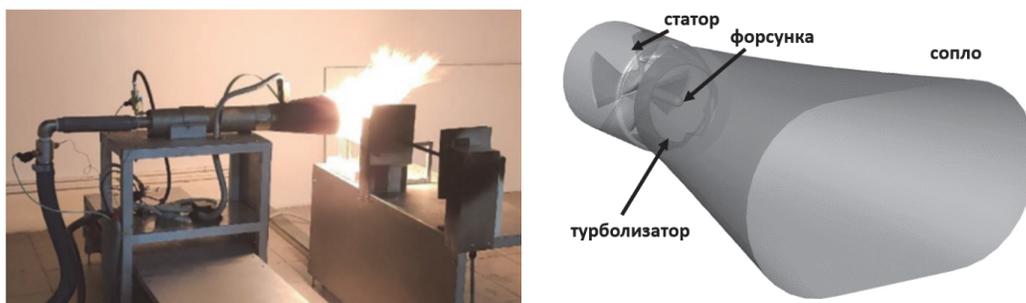


Рис. 1. Конфигурация горелки NexGen

Испытание начинается с установки образца на стенд огневых испытаний, фиксации и обязательного контроля геометрии стенда. Во время испытаний внутри образца происходит циркуляция масла по системе со скоростью 25 л/мин и температурой 130 °С на входе. Температура масла внутри бака в начале испытаний равна комнатной температуре 24 °С. Внутренний объем бака составляет 25 л из которых 20 л заполнено маслом. На расстоянии 102 мм от горелки установлены датчики термпары и калориметр для контроля температуры и теплового потока. На рис.2 показана схема испытаний и конструкция маслобака.

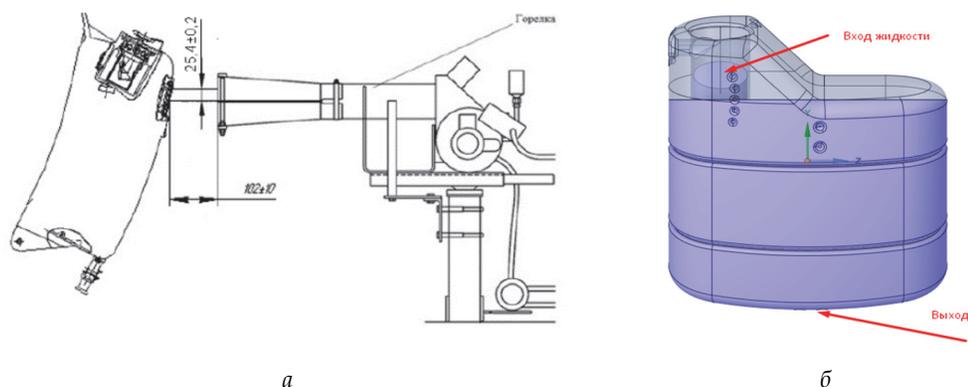


Рис. 2. а – схема испытаний; б – конструкция маслобака

В процессе испытаний была установлена средняя температура термопары, равная 887 °С. Этот показатель будет использоваться в качестве опорного параметра для дальнейшего анализа.

### Численное моделирование

Моделирование выполнялось в пакете Ansys Fluent и состояло из двух этапов: 1) моделирование пламени горелки с учетом препятствия в виде маслобака, 2) импорт поля температур снаружи на поверхности маслобака и расчет поля температуры внутри бака с учетом циркуляции масла внутри.

Система газокapельного реагирующего потока численно описывалась гибридным эйлерово-лагранжевым методом. Капли топлива отслеживались и рассчитывались в лагранжевой системе координат с помощью модели дискретной фазы (DPM). Непрерывная фаза (воздух, топливный пар и продукты сгорания) рассчитывалась в эйлеровой системе координат. Использовалась модель турбулентности. Стационарные уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, решались для турбулентного режима течения с использованием *realizable k-ε* модели турбулентности. В ходе расчетов горение моделировалось с использованием метода функции плотности вероятности (PDF) для 20 реакций углеводородного топлива  $C_{12}H_{23}$ . Так как в форсунку горелки подавался только керосин, а топливо и окислитель поступали в зону реакции отдельными потоками, была выбрана модель горения Non-premixed. На рис. 3 представлена расчетная область размером 1 × 1.3 × 1.8 м и построенная на ее основе полиэдральная сетка, состоящая из 2.2 млн. ячеек.

### Результаты моделирования пламени горелки

На первом этапе было осуществлено моделирование пламени горелки NexGen, с учетом расположения маслобака. В результате моделирования пламени была получена информация о температурных полях, которая показала наличие области пониженных

температур в районе установки термопары. Наличие таких областей указывает на необходимость дальнейшего анализа распределения температур в различных точках горелки, а также влияние различной геометрии или конфигурации маслобака на профиль температур и воздушных потоков. Температура в этой области варьировалась от 850 до 1000 °С. В точке, где в испытаниях находилась термопара, была зафиксирована температура 946 °С, что лишь на 7 % превышает калибровочную температуру.

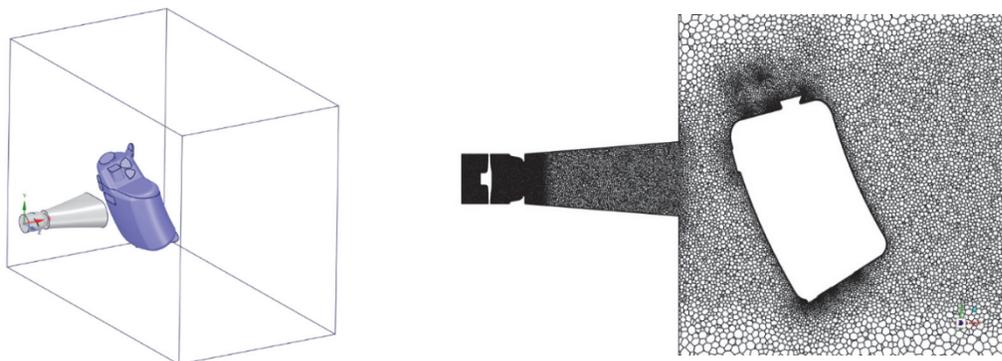


Рис. 3. Расчетная область и сетка горелки с маслобаком

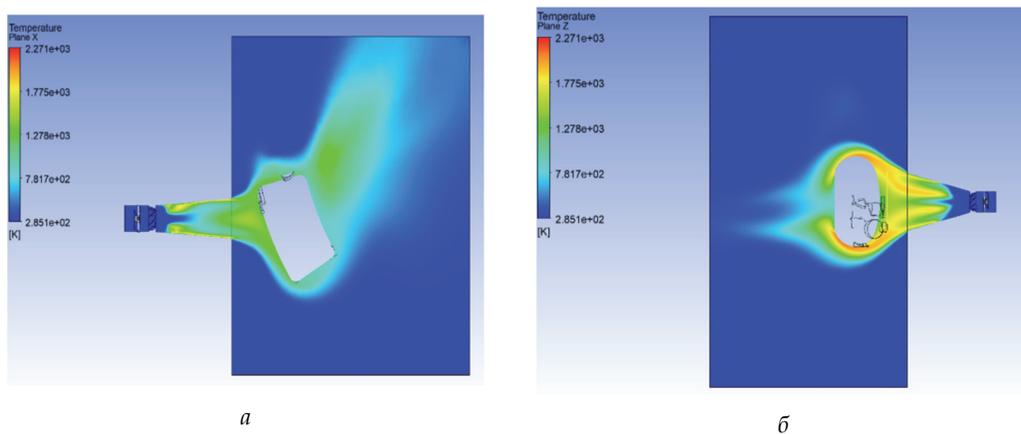


Рис. 4. Профиль температуры в плоскости симметрии сопла:

а – вид сбоку; б – вид сверху

На втором этапе проводился импорт температуры с внешней стороны маслобака на его поверхность, а также моделирование температурного поля на внутренней стенке маслобака. Была создана отдельная модель корпуса маслобака. На внешней границе модели маслобака в качестве граничных условий использовались данные потока

тепла, полученные на первом этапе. В результате расчетов было получено распределение температуры как внутри, так и снаружи поверхности бака в зависимости от времени действия потока тепла, что соответствует времени действия пламени на маслобак в эксперименте.

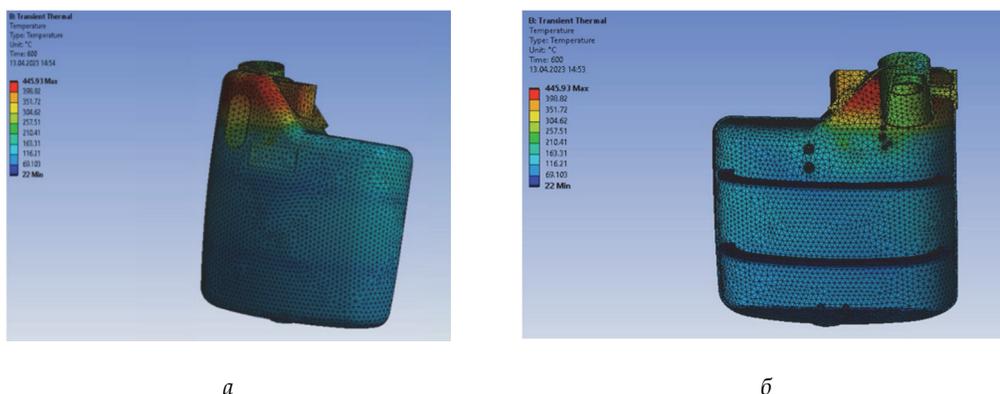


Рис. 5. Распределение температуры на поверхности бака:

*a* – снаружи; *б* – внутри

### Заключение

Результаты огневых испытаний были с высокой точностью валидированы численными расчетами. При заданном расходе масла через маслобак обеспечивается достаточная огнестойкость маслобака в течении 600 секунд за счет охлаждения этим потоком.

Численное моделирование огневых испытаний маслобака самолёта с использованием горелки NexGen позволило получить ценные сведения о температурных полях и их влиянии на конструкцию. Эффективное использование программного обеспечения Ansys Fluent обеспечило точность расчетов и надежность полученных результатов. Данная работа может служить основой для дальнейших исследований в области термодинамики авиационных систем и оптимизации их конструкций.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. International Organization for Standardization, Aircraft-environmental Test Procedure for Airborne Equipment-Resistance to Fire in Designated Fire Zones, 1998. ISO2685, 1998 (E), Second edition [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://cdn.standards.iteh.ai/samples/23569/5b2e0ceafe574c58a32bf530f41237af/ISO-2685-1998.pdf>
2. Federal Aviation Administration, Powerplant installation and propulsion system component fire protection test methods, standards and criteria (1990) AC20-135. [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://rosap.ntl.bts.gov/view/dot/70918>

## МОНИТОРИНГ ЦЕЛОСТНОСТИ КОМПОЗИТНЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕПЛООВОГО МЕТОДА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Н.И. Ключков<sup>а</sup>, асп.; И.Д. Зверков, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20  
<sup>а</sup> E-mail nik.klochkov.nstu@mail.ru*

**Аннотация.** При эксплуатации современных воздушных судов стали чаще встречаться дефекты с повреждением сотовых конструкций (вмятины, вода или лед в сотовом наполнителе, отслоение обшивки). В данной работе представлены исследования о возможности применения теплового метода неразрушающего контроля для поиска отслоения обшивки. Представлен сравнительный анализ с другими методами, проведено численное моделирование теплового нагружения для объекта контроля и выполнено исследование на реальном образце. Выполнено проектирование и моделирование стенда для получения более равномерного теплового нагружения и корректных тепловых снимков.

**Ключевые слова:** Тепловой метод, сотовые конструкции, тепловизор, неразрушающий контроль, отслоение, обшивка, композитные материалы, безопасность полетов, авиация.

**Abstract.** During the operation of modern aircraft, defects with damage to honeycomb structures (dents, water or ice in the cellular, delamination of the skin) have become more common. This work presents research on the possibility of using the thermal method of non-destructive testing to search for delamination of the skin. A comparative analysis with other methods is presented, numerical simulation of thermal loading for the object of control is carried out and a study is performed on a real sample. The design and modeling of the stand was carried out to obtain a more even thermal loading and correct thermal images.

**Keywords:** composite honeycomb structures; thermal method of non-destructive testing; skin delamination; non-destructive testing equipment.

### 1. Введение

Широкое применение композитных сотовых конструкций в современной авиационной промышленности обусловлено множеством положительных свойств композитных материалов. К ним следует отнести меньший вес по сравнению с металлическими сплавами, высокая прочность, износостойкость, жесткость, высокое сопротивление ползучести. Также необходимо отметить меньшую стоимость исходного материала.

Однако, в процессе жизненного цикла возникает проблема выявления, контроля и ремонта различных дефектов на поверхностях воздушного судна. Это вмятины, отслоения обшивки, наличие водяных или ледяных отложений в сотовом наполнителе. Данные дефекты часто встречаются на поверхностях управления современных воздушных судов (рули высоты, рули направления, элероны, элементы механизации крыла) и значительно влияют на летную годность и безопасность полетов. Следовательно, необходимо применить наиболее эффективные методики выявления и оценки

дефектов. Стоит особо подчеркнуть, что искомая методика должна отличаться наибольшей эффективностью касательно качества, трудозатрат и экономической составляющей (стоимость оборудования и т. д.)

Задача исследования - изучить возможность применения теплового метода неразрушающего контроля для выявления отслоений обшивки от сотового наполнителя в композитных сотовых конструкциях.

## 2. Анализ существующих методов неразрушающего контроля (МНК)

На начальном этапе исследования был проведен сравнительный анализ восьми методов неразрушающего контроля, которые применимы для поиска дефектов в композитных сотовых конструкциях. К ним следует отнести:

- 1) Визуально-оптический метод,
- 2) Метод простукивания (Tap Test),
- 3) Вакуумный метод,
- 4) Радиографический метод,
- 5) Импедансный метод,
- 6) Ультразвуковой метод,
- 7) Шерография,
- 8) Тепловой метод.

В результате сравнительного анализа преимуществ и недостатков каждого метода был выбран комплекс из двух методов неразрушающего контроля: визуально-оптический и тепловой. Данные методы будут наиболее оптимальными для поиска отслоений обшивки и сточки зрения качества, и с точки зрения экономичности трудозатрат [1-2].

## 3. Моделирование теплового контроля композитной сотовой панели (КСП)

На данном этапе необходимо было выполнить математическое моделирование при помощи программного обеспечения ANSYS 2021 R2. Численное моделирование в данной программе позволяет проверить эффективность и целесообразность применения теплового МНК для поиска и оценки отслоения обшивки в КСП. Для решения данной задачи был применен метод температурного анализа Steady-State Thermal [18]. Длительность температурного воздействия была задана на 15 секунд. Для вычисления использовалось уравнение теплопроводности в следующем виде [3]:

$$\rho c \left( \frac{\partial T}{\partial t} + \frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) = \frac{\partial}{\partial x} \left( K_{xx} \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( K_{yy} \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( K_{zz} \frac{\partial T}{\partial z} \right) + \dot{q},$$

где  $\rho$  - плотность материала (1857 кг/м<sup>3</sup>, композитный материал, 1,2 кг/м<sup>3</sup> воздух);  $c$  - удельная теплоемкость материала (1,069 кДж/(кг·°C) для композитного материала, 1,006 кДж/(кг·°C) для воздуха);  $T$  - температура;  $t$  - время;  $\dot{q}$  - тепловой поток внутренних источников; в нашем случае принимается равным 0;  $K_{xx}$ ,  $K_{yy}$ ,  $K_{zz}$  - диагональные элементы матрицы теплопроводности.

Учитываются три рода граничных условий. По умолчанию (если иное не задано пользователем) предполагается, что данные условия применяются ко всей поверхности

модельного объекта. Заданная величина теплового потока в нашем случае равна 72 Вт/м. Температура поверхности образца перед тепловым нагружением равна + 22 °С.

В данном программном обеспечении был смоделирован фрагмент КСП Gilfab 4223. Общий вид объекта контроля представлен на рисунке 1 с указанием габаритных размеров и размеров дефекта (воздушной прослойки). Данные КСП применяются в конструкции самолетов семейства Airbus A320F.

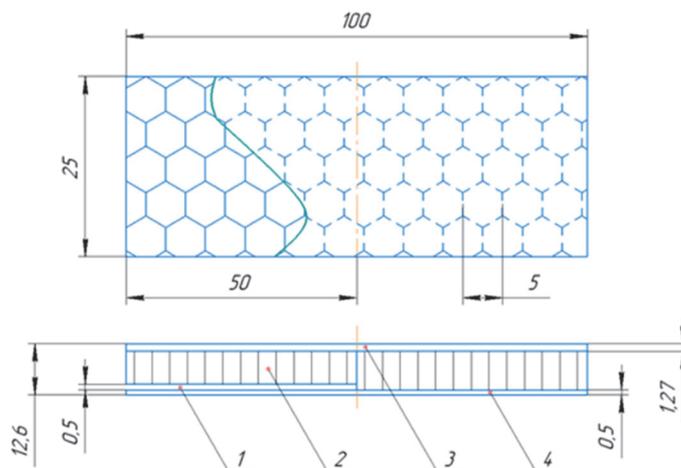


Рис. 1. Фрагмент КСП Gilfab 4223:

1 - участок обшивки с дефектом в виде воздушной прослойки (отслоением) между обшивкой и сотовым наполнителем; 2 - сотовый наполнитель; 3 - обшивка без дефекта; 4 - участок без дефекта

В результате теплового воздействия более интенсивный нагрев обшивки был обозначен в районе ее отслоения ( $\approx + 30,03$  °С), в то время как в области без повреждения температура ниже ( $\approx + 28,0$  °С). Важно отметить, что структура сот отображается более четко в области отслоения обшивки. Это связано с тем, что значения теплопроводности воздуха и композитного материала различны (рис. 2).

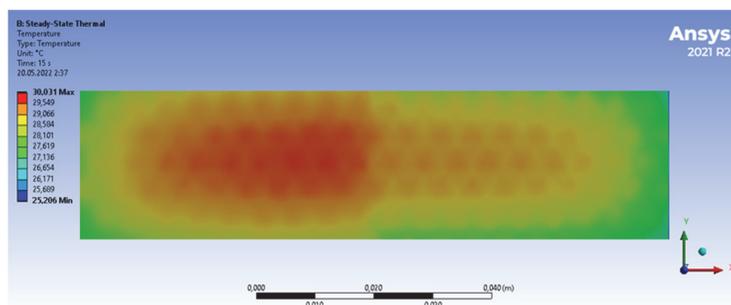


Рис. 2. Модель КСП Gilfab 4223 (вид снизу), сторона с отслоением обшивки, после нагрева

Полученная в результате моделирования термопрофилограмма продольной оси КСП, изображенная на рис. 3 позволяет увидеть разницу в полученной температуре целой и дефектной областей.

В результате можно сделать вывод, что разница значений удельной теплоёмкости композитного материала и воздуха позволяет определить дефектные участки с воздушной прослойкой между сотовым наполнителем и обшивкой. Разница температур между целым и поврежденным участками составила  $1,5\text{ }^{\circ}\text{C}$ , что возможно зарегистрировать современными промышленными тепловизорами.

#### 4. Эксперимент теплового контроля КСП, применяемой в самолетостроении

Для проведения экспериментального исследования с реальным образцом КСП был выбран измерительный тепловизор COX CG 640 с разрешением  $640 \times 480$  пикселей [4]. Пространственное разрешение составляло 2 пикс./мм с учетом расположения тепловизора относительно объекта контроля. Источником теплового нагружения (ИТН) для создания температурного градиента была выбрана нагревательная лампа WIEDERKRAFT WDK-1H [5].

Для эксперимента был изготовлен образец КСП с заранее известным отслоением обшивки. В качестве исходного материала был использован полуфабрикат панели марки Gillfab 4223, представленный на рис. 4, основа которого состоит из сотового заполнителя марки NOMEX. Область экспериментального исследования имела размеры  $180 \times 80$  мм (линия 3, рис. 3). Линия 2 - область моделирования в пакете ANSYS. Линия 1 - границы дефекта, отслоения обшивки с зазором от 0,5 до 0,8 мм.

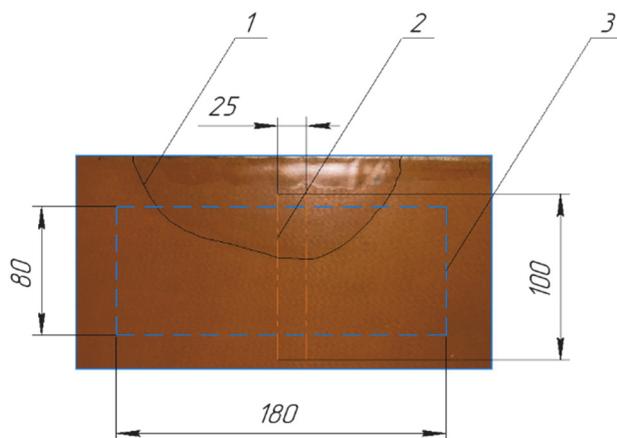


Рис. 3. Тестовый образец из панели Gillfab 4223:

1 - граница дефекта (отслоение обшивки); 2 - область, смоделированная в пакете ANSYS 2021 R2; 3 - область экспериментального исследования с помощью тепловизора

Далее лампа устанавливалась на расстоянии 350 мм от поверхности объекта контроля. Начальная температура образца была равна + 22 °С. Выполнялся нагрев поверхности до температуры + 35 °С, который занимал 15 секунд с одновременной работой тепловизора с частотой 25 кадров в секунду. При достижении данной температуры лампа выключалась и происходило остывание образца до первоначальной температуры.

Исходя из полученных полей температур можно визуально определить участки с отслоившейся обшивкой. Однако это не дает возможности для объективной оценки границ и размеров дефекта. Учитывая, что съемка велась с одного положения, то возможно использовать прием вычитания кадров на этапе нагрева и охлаждения образца. В результате возможно получить более четкое изображение области с дефектом в силу того, что участки, подкреплённые стенками сот, имеют большую тепловую инерцию, а неравномерность теплового внешнего теплового потока компенсируется. На рис. 4 представлена разница температур между кадрами на рис. 5 и 6.

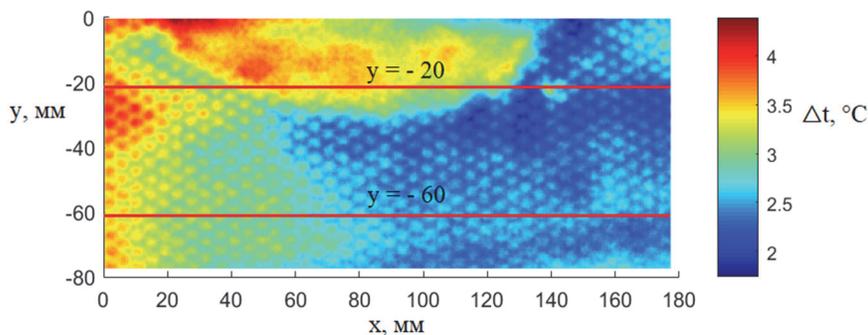


Рис. 4. Распределение поля разницы температур на поверхности образца в начале цикла нагрева и конца цикла охлаждения

Применяя данную методику возможно объективно определять расположение и площадь дефекта даже при наличии неравномерного теплового распределения. В данном случае структура сот более четко просматривается при отсутствии воздушной прослойки за счет плотного прилегания, в то время как в районе дефекта наблюдается повышенный уровень разницы температур с неоднородностями, превосходящими размер ячейки соты.

Просматриваются границы дефекта и на графиках распределения температур, взятых по линии вдоль одной из осей координат.

На рис. 5 изображено распределение значений дивергенции  $D$  на поверхности объекта контроля. Ось  $z$  соответствует величине  $D$ . В области дефекта отмечается явное уменьшение значения дивергенции  $D$ . Соответственно, можно отметить, что присутствие дивергенции  $D$  на дефектном участке на 40% ниже пиковых значений. Это можно отобразить в виде распределения изолиний уровня 60% от  $D_{\max}$  по поверхности образца, представленной на рис. 6. Область дефекта – поверхность объекта контроля, где линии уровня не присутствуют на протяжении шага ячейки.

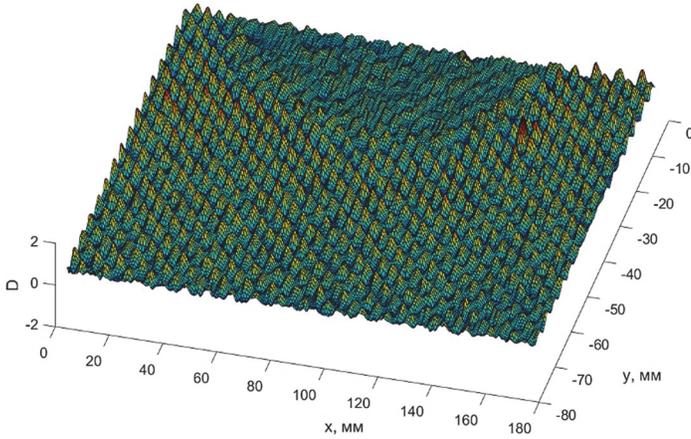
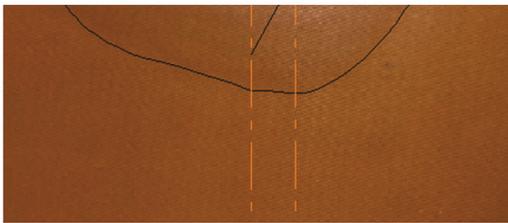
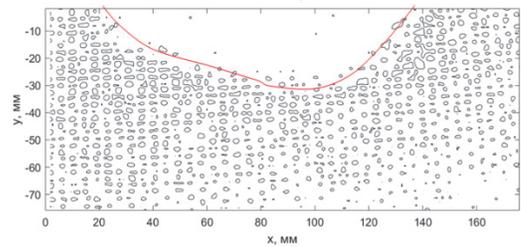


Рис. 5. Распределение значения дивергенции  $D$  по поверхности объекта контроля



*a*



*б*

Рис. 6. Положение дефекта:

*a* – на образце композитной сотовой панели; *б* – на распределении изоcontуров  $D$  соответствующие 60 % от максимального значения

## 5. Проектирование стенда для эффективного выполнения методики теплового МНК

Для обеспечения равномерного воздушного потока нагрева и охлаждения объекта контроля с заданным циклом, необходимо выполнить проектирование вакуумного стендового оборудования с опциями обдува (охлаждения) и теплового нагружения (нагрева). Равномерное охлаждение образца КСП достигается за счет получения течения Пуазейля, а именно формирование профиля скорости параболического вида [6-8]. Это достигается за счет смыкания пограничных слоев плоской воздушной струи. Следовательно, необходимо выполнить корректные вычисления габаритных размеров выходного сопла и длину воздушного канала. Выполнив итерации по вычислению с использованием числа Рейнольдса, профиля скорости Блазиуса.

Габаритные размеры стенда были взяты исходя из размеров ранее изготовленного объекта контроля и выполненных с ним исследований. Основной конструкционный материал – оргстекло. Сборочный чертеж, представленный на рис. 7, был спроектирован при помощи универсальной системы автоматизированного проектирования «Компас-3D».

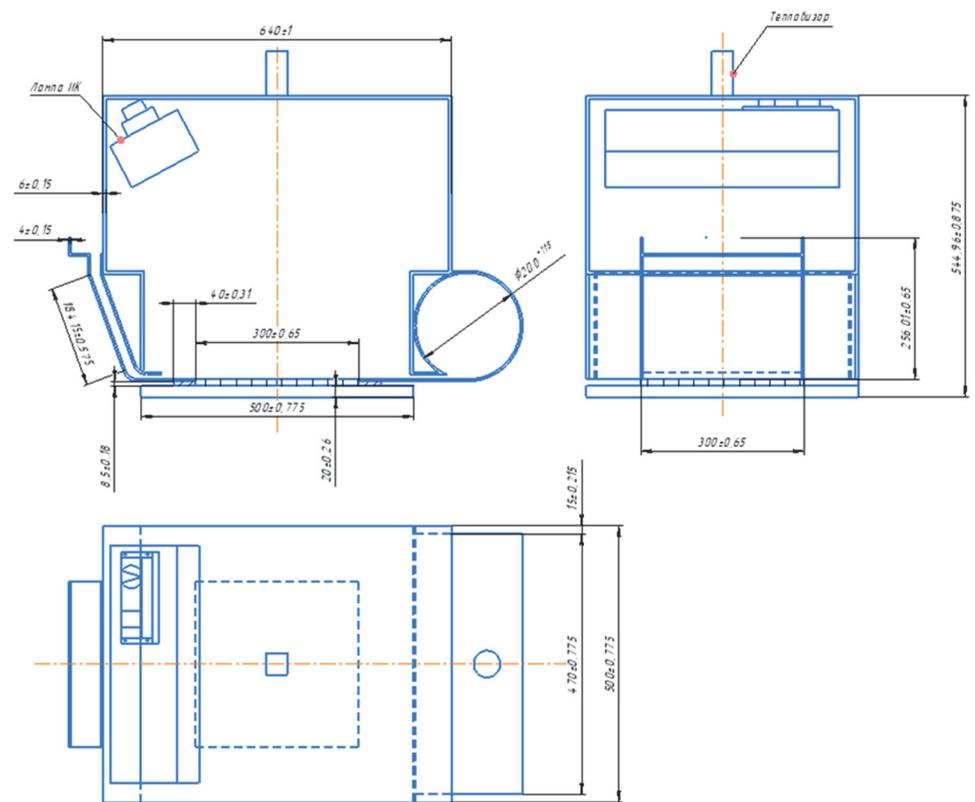


Рис. 7. Экспериментальный вакуумный стенд (сборочный чертеж)

## 6. Заключение

В статье выполнен краткий обзор существующих МНК для поиска отслоений обшивки от сотового наполнителя КСП. Обзор показывает, что тепловизионный метод при современном уровне развития техники является перспективным, в силу того, что имеет высокую скорость проведения диагностики и достаточную для выявления дефектов точность. Исследование, направленное на выяснение применимости тепловизионного МНК для определения отслоения обшивки от сотового наполнителя на примере полуфабрикат панели марки Gillfab 4223 показало:

1) Задача выявления неравномерности поля температур на отслоившейся обшивке может быть поставлена и разрешена в рамках использования пакета ANSYS 2021 R2.

Получаемые разницы температур доступны для регистрации современными промышленными тепловизорами.

2) Проведённый натурный эксперимент показал, что неравномерность нагрева обшивки от внешнего инфракрасного источника для проведения диагностики может превышать неравномерность распределения температуры, вызванную отслоением обшивки.

3) Тем не менее, дефект отслоения обшивки может быть определён по результатам тепловизионных измерений, если использовать алгоритм обработки данных, использующий не разницу температур на отслоившемся и присоединённом участке как токовую, а пространственные и временные градиенты температур на исследуемой обшивке.

Развитие метода видится в изготовлении специального устройства, обеспечивающего повторяемый цикл нагрев-охлаждение по всей поверхности исследуемого образца. На решение этой задачи будет направлены дальнейшие исследования.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Руководство по неразрушающему контролю самолётов Airbus A318, A319, A320, A321. Руководство № 55-20-07-PB10, ревизия №135. Введ. с 01.02.2022.
2. Клочков Н.И., Зверков И.Д. Выбор методов для повышения эффективности неразрушающего контроля
3. Справочник по теории расчетов в программе Ansys Mechanical: справочник. Канонсбург (США), 2021. - 934 с.
4. Руководство пользователя тепловизоров COX CG320 и CG640. Руководство № CG320 & CG640 Manual (COX Thermal Imaging Cameras), ревизия № 1A. Введ. с 28.04.2017.
5. Руководство по эксплуатации и паспорт изделия Wiederkraft – Коротковолновая инфракрасная сушка WDK-1H // ООО «Видеркрафт РУС», 2022. – 4 с.
6. Козлов Г.В., Грек Г.Р., Сорокин А.М., Литвиненко Ю.А. Влияние начальных условий на срезе сопла на структуру круглой струи // Теплофизика и аэромеханика. – 2008. – Том 15. – № 1. – С. 59–73.
7. Грек Г.Р. Устойчивость дозвуковых струйных течений: учебное пособие / Г.Р. Грек, В.В. Козлов, Ю.А. Литвиненко. – Новосибирск: издательство НГУ, 2012. – 208 с.
8. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М.: Наука, 1974. – 712 с.

## АНАЛИЗ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТОЛЩИНЫ В УСТРОЙСТВЕ ДЛЯ ОСАДКИ ПОЛУФАБРИКАТА С ВНУТРЕННИМ ДАВЛЕНИЕМ

<sup>1</sup>К.А. Николенко, к.т.н., доц., <sup>2</sup>Д.С. Фомичев, студ., <sup>3</sup>И.П. Попов, д.т.н., проф.

*Самарский национальный исследовательский университет  
им. академика С.П. Королёва*

*443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, д. 34*

<sup>1</sup>E-mail: nik201206@yandex.ru, <sup>2</sup>E-mail: compromis9@gmail.com, <sup>3</sup>E-mail: igr\_popov@mail.ru

**Аннотация.** В работе представлен способ профилирования толщины трубной заготовки осадкой с внутренним давлением. Описана работа устройства. Выведены зависимости для расчета технологических параметров. Выполнено моделирование процесса осадки с внутренним давлением в программном комплексе ANSYS/LS-DYNA.

**Ключевые слова:** распределение толщины, осадка, трубная заготовка, эластичный наполнитель, постоянное давление, холодная листовая штамповка, размеры заготовки, усилие процесса.

**Abstract.** The paper presents a method for profiling the thickness of a pipe billet with a draft with internal pressure. The operation of the device is described. Dependencies for calculating technological parameters are derived. Modeling of the precipitation process with internal pressure in the ANSYS/LS-DYNA software package is performed

**Keyword:** thickness distribution, sediment, pipe billet, elastic filler, constant pressure, cold sheet stamping, billet dimensions, technological effort.

Разработан способ формообразования трубных заготовок с заданным распределением толщины вдоль образующей. Способ создает необходимое давление по внутренней поверхности заготовки, которое приводит к росту сил трения. Распределение сил трения обеспечивает набор толщины при осадке с уменьшением высоты заготовки.

Разработано устройство. Схема работы устройства представлена на рис. 1.

Для формообразования устанавливается заготовка, имеющая заданную толщину  $S_{\text{заг}}$ . Для этого отводим верхний блок холостым ходом. Поднимаем выталкиватель (9) с прессшайбой (8), чтобы до верхней торцевой поверхности контейнера (6) оставалось  $5 \div 10$  мм, и загружаем заготовку. Затем опускаем выталкиватель и прессшайбу с заготовкой до их прежнего положения после чего опускаем уже верхний блок (см. рис. 1, а).

После завершения этих действий производится перемещение центральной шпильки (10), при неподвижной верхней плите (1). Перемещение создает необходимое давление на внутреннюю поверхность заготовки (3) эластичным буфером (4) (рис. 2, б).

Процесс осадки завершается после того как пуансон (2) переместится на величину  $\Delta h$  (см. рис. 2, в).

После выполнения осадки, производится размыкание устройства, верхний блок агрегата отводится на такое расстояние, чтобы он не помешал извлечению изготовленной детали. При этом эластичный буфер (4) возвращает свои исходные геометрические размеры (см. рис. 2, а). В результате этого верхний блок устройства беспрепятственно размыкается, освобождая внутреннюю поверхность трубной детали (3) (см. рис. 3, б). Затем деталь (3) извлекается из контейнера (6), благодаря перемещению прессшайбы (8)

и выталкивателя (9), которые сами приводятся в движение центральной (10) и боковыми шпильками (12) (рис. 2, б). На этом заканчивается процесс осадки и устройство работы агрегата.

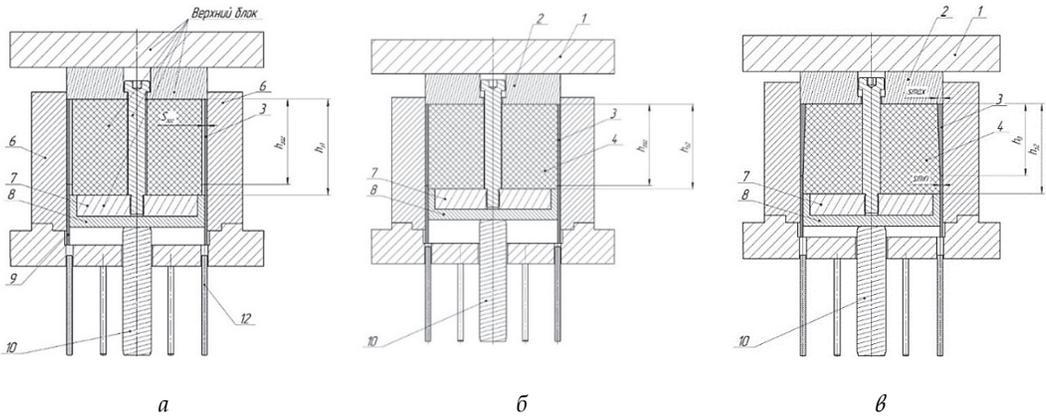


Рис. 1. Схема работы устройства осадки трубной заготовки с внутренним давлением:

1 - плита верхняя, 2 - пуансон, 3 - заготовка, 4 - эластичный буфер, 5 - центральный винт, 6 - контейнер, 7 - съемник, 8 - пресшайба, 9 - выталкиватель, 10 - центральная шпилька; 11 - нижняя плита, 12 - шпилька выталкиватель; а - установка заготовки, б - поджатие эластичного буфера, в - осадка с воздействием эластичного буфера

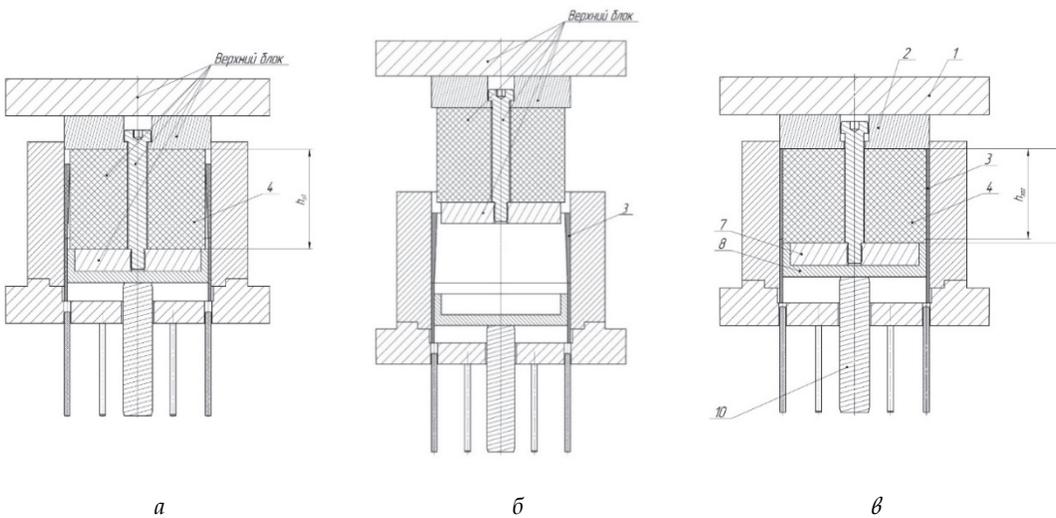


Рис. 2. Заключительная стадия процесса профилирования трубной заготовки:

а - разжатие эластичного буфера; б - перемещение верхней части устройства; в - перемещение выталкивателя, извлечение трубной детали

Для реализации представленной схемы формообразование составлена методика расчета технологических параметров, включающая: Зависимости для определения геометрических характеристик процесса:  $\Delta h$  – величины осадки,  $h_{дет}$  – высоту детали. Зависимости для определения усилия внутреннего давления –  $q$ , и усилие процесса осадки –  $P_{осадки}$ . Зависимость для определения технологически возможного распределения толщины –  $\bar{s}_T$ .

Величину осадки определяем по формуле (01).

$$\Delta h = h_{заг} - h_{дет}, \quad (01)$$

где  $h_{заг}$ ,  $h_{дет}$  – высота заготовки и детали.

Толщина детали представлена в виде линейной функции. Ее среднеарифметическое значение определяется по формуле (02).

$$S_{дет} = a + 0,5 \cdot b \cdot h_{дет}, \quad (02)$$

где  $a$  и  $b$  коэффициенты заданной функции.

Высоту детали с заданным распределением толщины вдоль образующей определяется по формуле (03).

$$h_{дет} = -\frac{a}{4b} + \sqrt{\frac{a^2}{16 \cdot b^2} + \frac{h_{заг} \cdot S_{дет}}{0,5 \cdot b}}. \quad (03)$$

Внутреннее давление эластичного наполнителя определяется по формуле (04).

$$q = \Pi \frac{0,5(a - 1 + \bar{\sigma}_{TO} - \sigma_h^*) \bar{h}_k^2 + 0,33(b - 0,5 \cdot \sigma_h^* \cdot f_0) \bar{h}_k^3}{f_0 \cdot \bar{h}_k^3} 3 \bar{s}_R, \quad (04)$$

где  $f_0$  – коэффициент трения на контактной поверхности детали и контейнера,  $\Pi$  – модуль упругости,  $\sigma_h^*$  – распределение напряжений по высоте,  $\bar{h}_k$  – высота заготовки,  $\bar{\sigma}_{TO} = \frac{\sigma_{TO}}{\Pi}$  ( $\sigma_{TO}$  – начальное напряжения),  $\bar{s}_R = \frac{S_{дет}}{S_{заг}}$  ( $S_{заг}$  – толщина заготовки,  $S_{дет}$  – толщина детали).

Усилие процесса осадки определяется по формуле (05):

$$P_{осадки} = q \cdot F \quad (04)$$

где  $F$  – площадь сечения эластичного буфера.

Значение технологически возможной толщины определяется по формуле (05).

$$\bar{s}_T = 1 + \bar{q} \cdot f_0 \cdot \frac{\bar{h}}{\bar{s}_R} + \bar{\sigma}_h^* \left( 1 + \frac{f_0 \cdot \bar{h}}{2} \right) - \bar{\sigma}_{TO} \quad (05)$$

где  $\bar{q} = \frac{q}{\Pi}$ ,  $\bar{h} = \frac{h}{R}$ ,  $\bar{\sigma}_h^* = \frac{\sigma_p^*}{\Pi}$ ,  $\bar{\sigma}_{TO} = \frac{\sigma_{TO}}{\Pi}$ .

Для проверки результатов теоретических исследований было выполнено моделирование процесса осадки в программном комплексе LS-DYNA. Постановка задачи для варианта с постоянным давлением на стенки заготовки и варианта с применением эластичного наполнителя представлены на рис. 3.

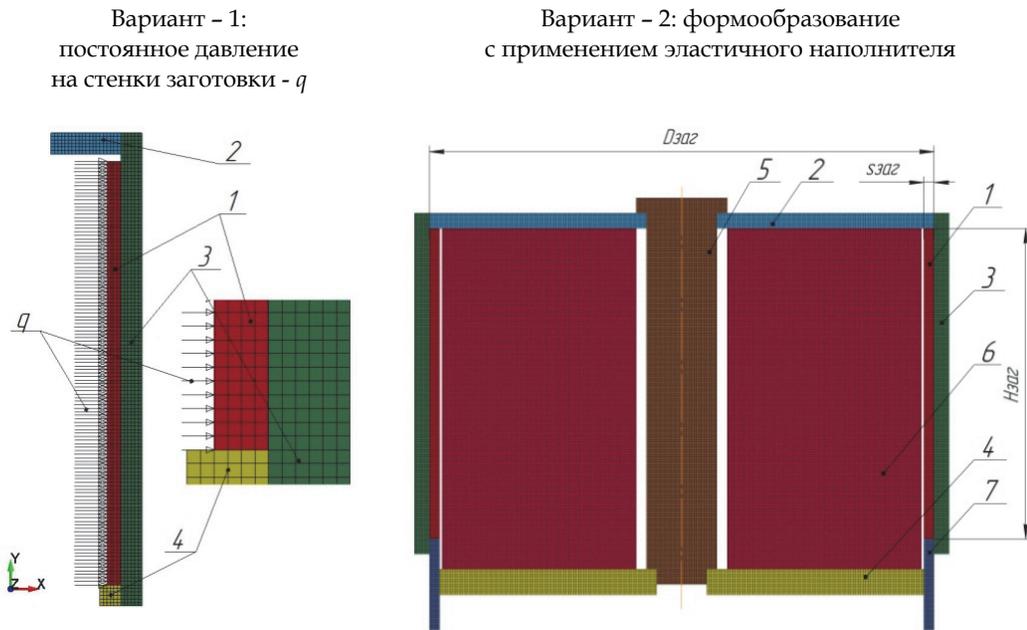


Рис. 3. Моделирование процесса осадки цилиндрической заготовки с внутренним давлением в программном продукте LS-DYNA:

1 - заготовка; 2 - пуансон; 3 - контейнер; 4 - матрица; 5 - центральный винт; 6 - эластичный буфер;  $\theta$  - перемещение выталкивателя, извлечение трубной детали

В результате моделирования получены эпюры распределения толщины на различных стадиях процесса формообразования и график изменения толщины вдоль образующей.

Эпиры изменения толщины на различных стадия процесса формообразования

Осадка заготовки на 10 % по высоте

Осадка заготовки на 20 % по высоте

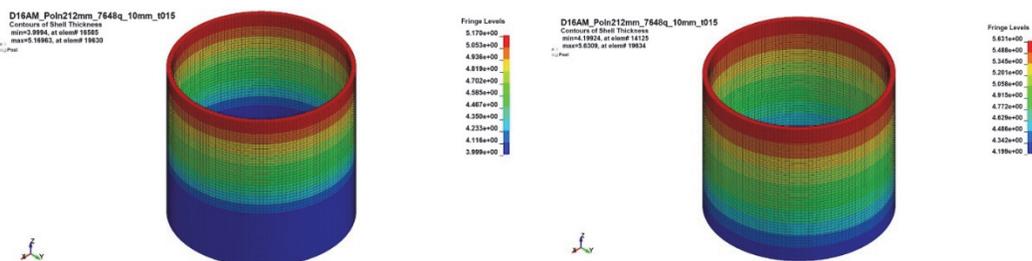


График изменения толщины при осадке цилиндрической заготовки на 10 и 20 %

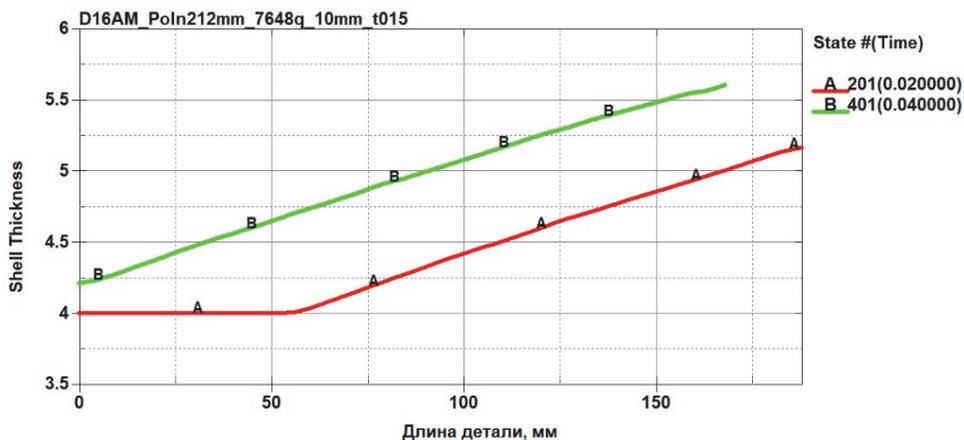


Рис. 4. Результаты моделирования в программном продукте LS-DYNA

В результате моделирования установлен характер распределения толщины на различных стадиях процесса. Выведена линейная зависимость, позволяющая дать теоретическую оценку процесса с точки зрения разнотолщинности полученного изделия.

Результаты исследования могут быть использованы при изготовлении деталей трубопроводов [1, 2]. Еще одной сферой применения может послужить изготовление заготовок, используемых на гидравлических прессах двойного действия, для последующего изготовления деталей с переменной толщиной [3, 4]. Полученные детали в свою очередь могут использоваться как в гражданской, так и в военной авиакосмической отрасли, ракетостроении и автомобилестроении. Пример подобной детали – осемиметричный клапан с переменным сечением.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Попов И.П.* Устройство для формообразования крутоизогнутых отводов № 134459 [Электронный ресурс] / И.П. Попов [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2013. – Бюл. № 32. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=47eed982993b881d2d3d6156ca23fe62> (дата обращения: 28.09.2024);
2. *Маслов В.Д.* Устройство для формообразования крутоизогнутых отводов № 130241 [Электронный ресурс] / В.Д. Маслов [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2013. – Бюл. № 20. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=703b5a0db689db35f521fdcf07d4ba6> (дата обращения: 28.09.2024);
3. *Маслов В.Д.* Устройство для формообразования крутоизогнутых отводов № 72649 [Электронный ресурс] / В.Д. Маслов [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2008. – Бюл. № 12. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=5158887c9548cda9d45007514cbec6c4> (дата обращения: 28.09.2024);
4. *Фомин М.З.* Способ изготовления биметаллических переходников малого диаметра многопереходной штамповки № 2574900 [Электронный ресурс] / М.З. Фомин [и др.] // Федеральный Институт Промышленной Собственности. – 2016. – Бюл. № 4. – URL: <https://new.fips.ru/iiss/document.xhtml?faces-redirect=true&id=b978da62440af491ae98a68d1f9abb95> (дата обращения: 28.09.2024).

**ВЫСОКОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ  
ДЛЯ НАУЧНЫХ ЗАДАЧ И ТЕХНОЛОГИЙ**

---

---

**MICROWAVE IGNITION OF ADN/AMINDCA IONIC  
LIQUID DEPOSITED NANO-METAL PARTICLES**

**Jian Cheng<sup>1,2,3</sup>, Yan Ge<sup>1,2,3</sup>, Zikun Xing<sup>1,2,3</sup>, Ruiqi Shen<sup>1,2,3,\*</sup>, Wei Zhang<sup>1,2,3</sup>**

<sup>1</sup> *School of Chemistry and Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology  
210094, China, Nanjing*

<sup>2</sup> *Micro-nano Energetic Devices Key Laboratory of MIIT  
210094, China, Nanjing*

<sup>3</sup> *Institute of Space Propulsion, Nanjing University of Science and Technology  
210094, China, Nanjing, \* E-mail: rqshen@njust.edu.cn*

**Abstract.** The mixing ionic liquid of ADN and imidazolium (AMINDCA) is a microwave sensitive liquid propellant which offers a prospect for space propulsion. The high microwave sensitivity benefits to control ignition and combustion of ADN/AMINDCA ionic liquid propellant, so that how to increase its microwave sensitivity is a challenge. Metal particles are some microwave sensitive materials used to decrease the ignition power threshold values of propellants and shortened ignition delay time. Increasing microwave absorptivity and reflectivity, nano-metals are often used to modify propellant energy density and combustion performance, so that nano-metals are selected to modify ADN/AMINDCA ionic liquid propellant. 0.25%, 0.5% and 0.75% of nAl, nNi, nTi and nCu (Figure 1) were composite with ADN/AMINDCA ionic liquid as microwave sensitizers in the paper. Their thermal decomposition and ignition performance were analyzed by IR, TG, MS and microwave radiation source set. Experimental results shown nano-metal particles are as weak catalysts to change chemical and thermal properties of ADN/AMINDCA ionic liquid, and Ni is the best catalyst among the four nanometal particles. The important function of four nanometal particles is absorbing microwave energy and transferring to hot spot; ADN/AMINDCA ionic liquid will vaporize to gaseous phase and ignition happens in the gaseous phase under the microwave radiation (Figure2); the ignition delay time of ADN/AMINDCA decreasing depend on microwave power increasing. ADN/AMINDCA ionic liquid mixed 0.25%, 0.5%, 0.75% of nano-metal and nano metal-free are different at some power of microwave, in which nano-metal particles has lower IDT at 0.5%, and higher IDT at 0.25% and 0.75% than nano metal-free; It is a complex relationship between the ignition delay time and nano-metals at different, but nNi at 0.5% has the lowest IDT and nTi at 0.5% has the highest IDT (Figure 3).

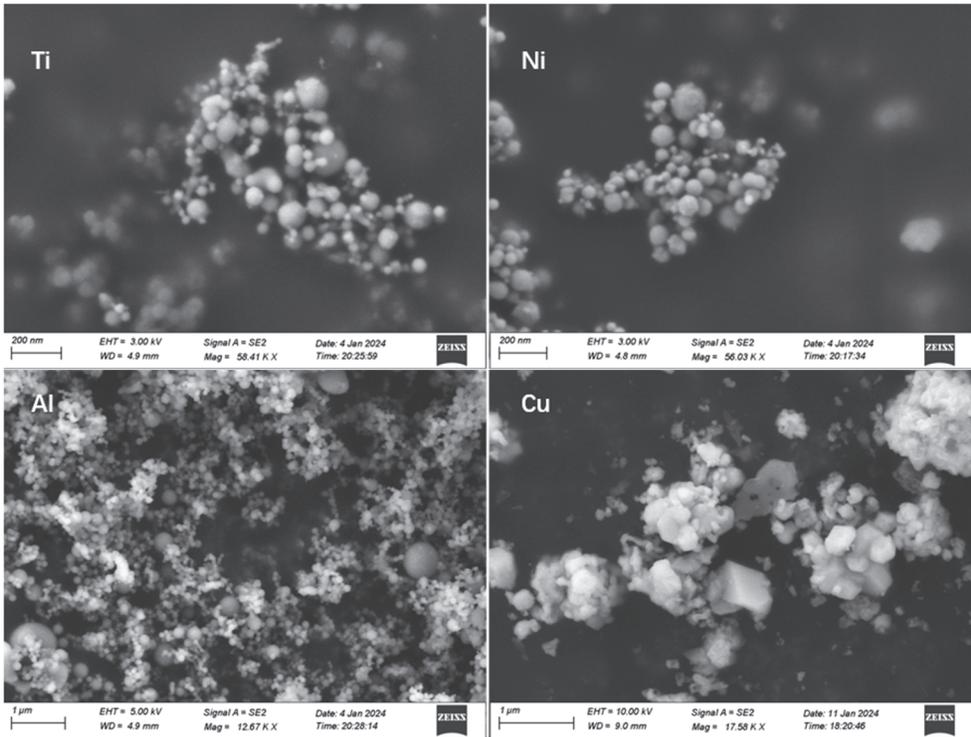


Fig. 1. Morphologies of nanometal particles (average particle sizes are 230.3nm Al, 259.5nm Ti, 256.6nm Cu, 226.8nm Ni)

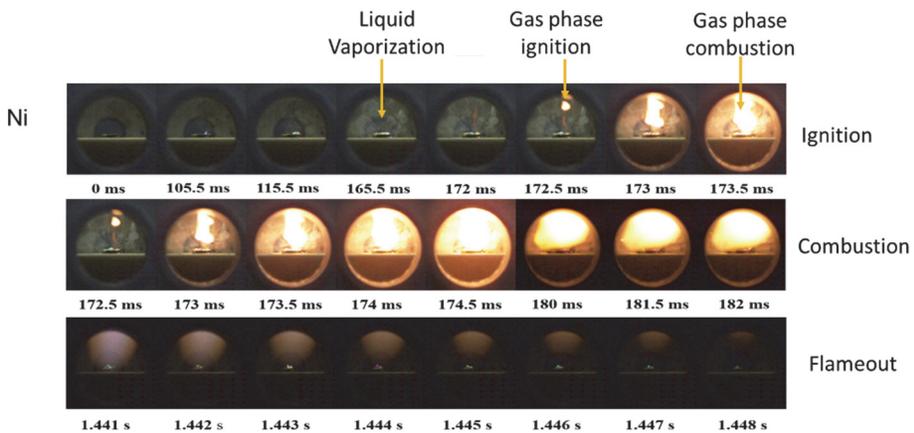


Fig. 2. Ignition and combustion images of 5% Ni nanoparticle mixed ADN/AMINDCA ionic liquid

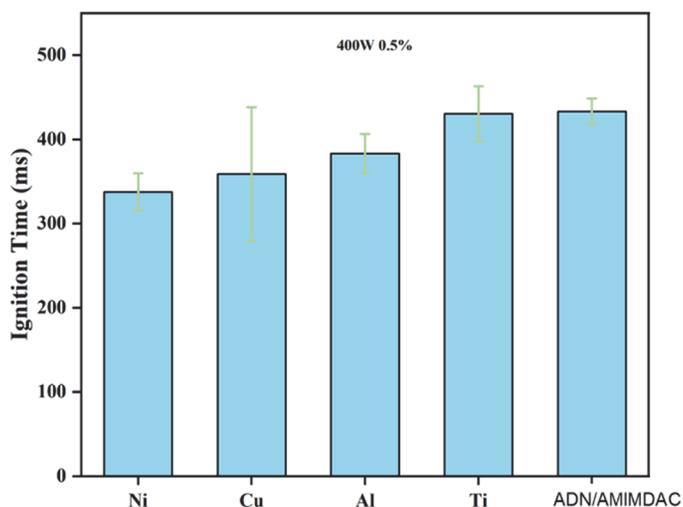


Fig. 3. Microwave ignition delay time of ADN/AMINDCA ionic liquid mixed 0.5%, nano-metal and nano metal-free

#### REFERENCE

1. J. Cheng, Y. Ge, J. Xu, et al. "Fireworks" ignition and combustion of metal nanoparticles: Based on the rapid conversion and transmission of microwave energy by energetic ionic liquids // Chemical Engineering Journal. - 2024. - 154099.
2. Y. Wang, Q. Hou, M. Ju, et al. New developments in material preparation using a combination of ionic liquids and microwave irradiation // Nanomaterials. - 2019. - 9. - 647.
3. J. Cheng, J. Cao, L. Fu, et al. Microwave controlled ignition and combustion characteristics of ADN-based ionic liquid propellant with fast response and environmental friendliness // Chemical Engineering Journal. - 2023. - 471. - 144412.
4. X. Zhang, J. Cheng, J. Xu, et al. Interactions between microwaves and smart energetic materials: A review on emerging technologies for ignition and combustion enhancement // Chemical Engineering Journal. - 2024. - 155031.

## COMBUSTION CHARACTERISTICS OF ELECTRICALLY CONTROLLED SOLID PROPELLANT AT HIGH PRESSURE

Wei Zhang<sup>1,2,3\*</sup>, Zhiwen Wang<sup>1,2,3</sup>, Ruiqi Shen<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>*School of Chemistry and Chemical Engineering, Nanjing University of Science and Technology  
210094, China, Nanjing*

<sup>2</sup>*Micro-Nano Energetic Devices Key Laboratory of MIIT  
210094, China, Nanjing*

<sup>3</sup>*Institute of Space Propulsion, Nanjing University of Science and Technology  
210094, China, Nanjing, \*E-mail: wzhang@njust.edu.cn*

**Abstract.** A novel propellant for intelligent solid propulsion system, electrically controlled solid propellant (ECSP), with on-demand on-off capacity and programmable thrust output characteristics, is attracting substantial attention due to conquering the well-known self-sustaining combustion defect of solid propellant. Herein, the one-pot method was exploited based on the idea the essence of propellant as hydrogel electrolyte, manufacturing impeccable ECSP with a 3D cross-linking structure. A detailed evaluation of the thermal analysis and conductivity of ECSP was conducted using non-isothermal DSC, high-pressure DSC, FT-IR, and diverse environmental electrochemical impedance spectroscopy. Unexpectedly discovered that conductivity strictly followed the Arrhenius law related to temperature/pressure, which assisted to obtain the ion migration activation energy. The comprehensive combustion characteristics of the propellant was investigated with synchronous elevating pressure and voltage (involving ignition delay, extinguishment delay, burning rate, mass loss, and dynamic-diffusion flame transition to premixed flame), utilizing lab-customized high-pressure electrically control combustion diagnosis system. Importantly, we proposed a seminal voltage-dominated dual-index burning rate model through the heterogeneous reaction kinetics at the propellant-electrode interface, demonstrating that the burning rate can be precisely regulated by the active voltage-control without compromising the operation stability of SRM. Targeted investigation of the interface evolution revealed hyperthermic interface could trigger self-sustaining combustion of ECSP at supercritical pressure.

**Keywords:** electrically controlled solid propellant, Controllable pressure index, Controllable combustion, out-of-control combustion mechanism

A long-sought solid propulsion scheme with proactive combustion control has been explored, to eliminate the inherent puzzle of limited flexibility in executing pluralistic tasks caused by inability of solid rocket motor (SRM) to actively switch on-off and thrust adjustment. Electrically controlled solid propellant (ECSP), as a novel propellant, offers a transformative solution. By harnessing the synergies of electricity, ECSP can achieve switched on-off capabilities and seamless regulation of the burning rate, revolutionizing the properties of propellant materials. Electricity is currently the most deeply understood physical energy field technology in human technology. Electrical energy is easily programmed-controlled compared to external physical energy fields such as lasers and microwaves. Real-time controllable combustion of ECSP can be fulfilled by means of simple electrical signal transformation, which is very promising for application in rocket intelligent solid propulsion systems and satellite attitude-orbit control systems with single-point multi-pulse scheme.

Herein, adopting cooling-heating integrated one-pot method innovatively to manufacture ECSP, obtaining an impeccable 3D network structure. The pyrolysis characteristics and potential products of the propellant were investigated by atmospheric/High-Pressure Differential Scanning Calorimetry (DSC/HP-DSC) and Fourier Transform Infrared (FTIR)-Mass Spectrometry (MS). The function of conductivity-temperature/pressure, high-pressure combustion characteristics (ignition delay time, extinguishment delay time, adjustable burning rate with electricity), and controllable burning rate-pressure exponential function were measured-determined, utilizing the multivariate environmental electrochemical workstation and the lab-built high-pressure electrically control combustion diagnosis system. Furthermore, the existence of propellant-electrode interface effect and the runaway inducement of combustion with elevated pressure were ascertained, according to the current difference and product characterization of electrode interface, and hyperthermic interface induced self-sustaining combustion test. The revelation of the uncontrolled combustion mechanism at critical pressure and the voltage-regulated burning rate model might promote the development of intelligent propulsion.

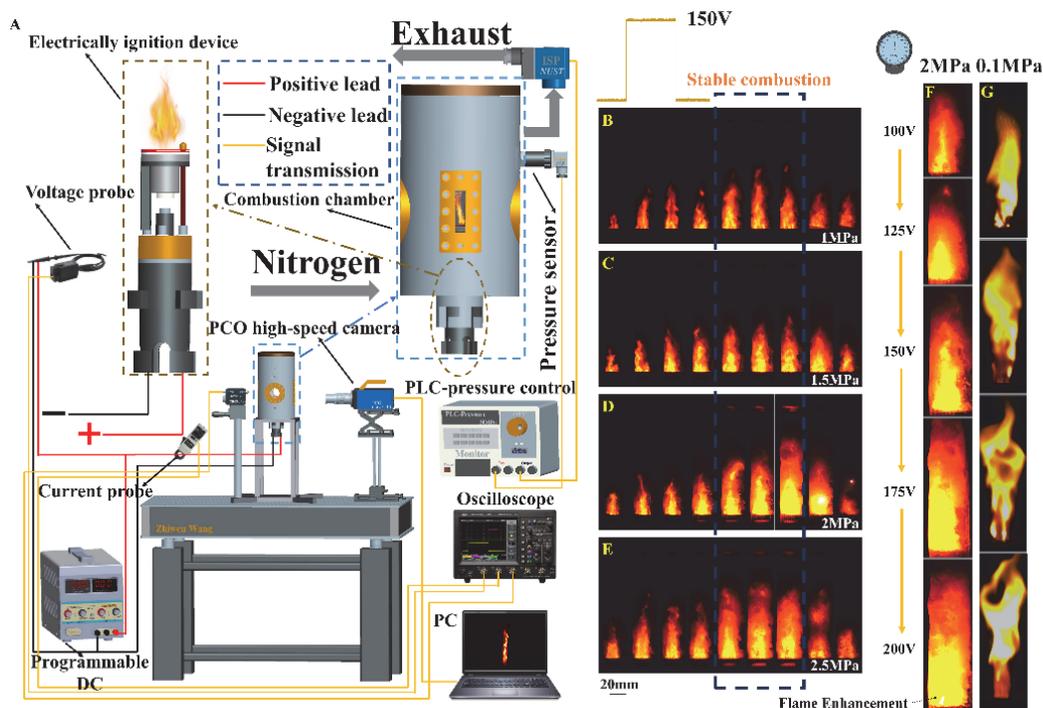


Fig. 1. Electrically controlled combustion progression of flame morphology. (A) High-pressure electrically controlled combustion diagnosis system. (B) to (E) «ignition-combustion-extinguishment» for ECSP with elevated pressure (fixed voltage). (F) The stable combustion for ECSP with under different intensities of voltage (fixed pressure). (G) Dynamic diffusion flame for ECSP with under different intensities of voltage under atmospheric pressure

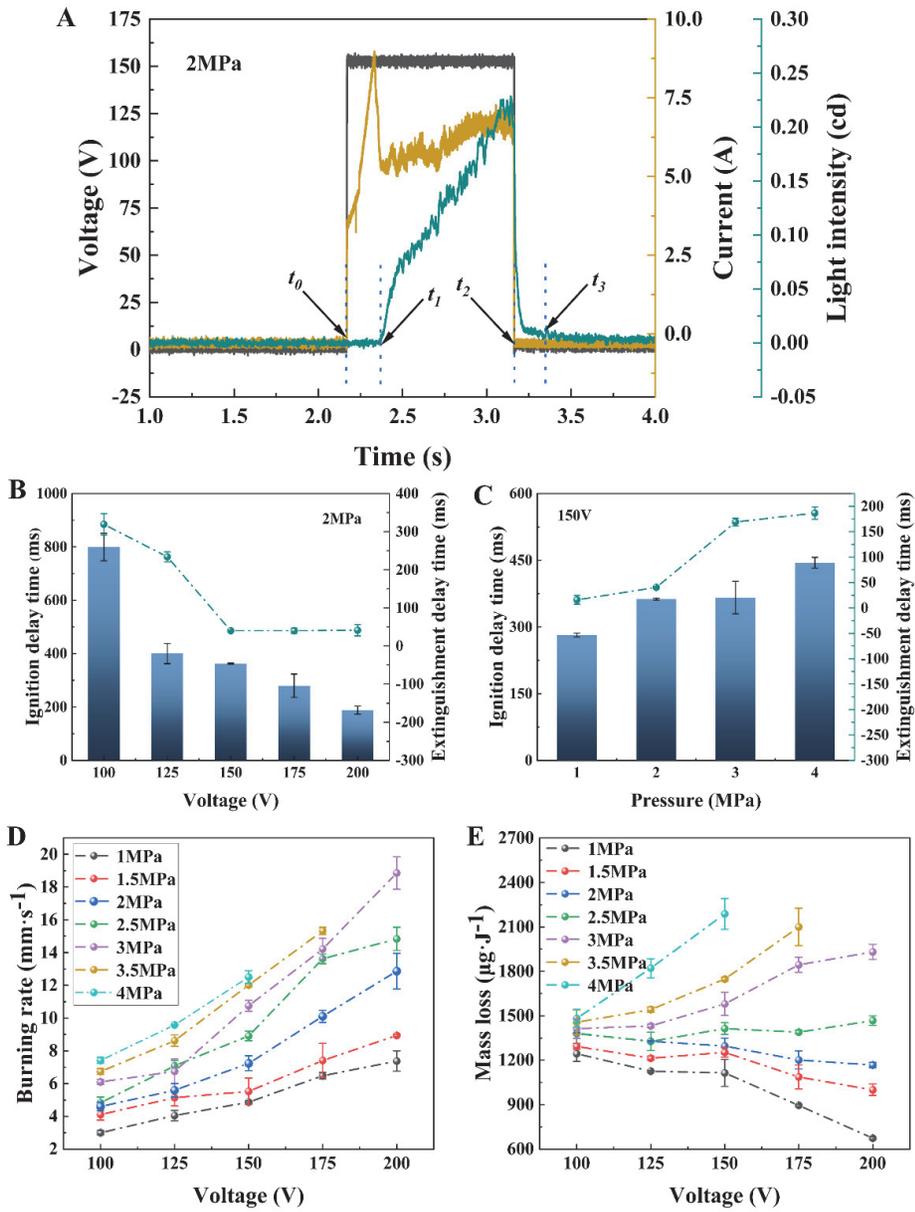


Fig. 2. Electrically controlled combustion characteristics. (A) The typical combustion signal capture waveform. (B) and (C) The ignition delay time and extinguishment delay time of the propellant with vs voltage and pressure. (D) The burning rate and (E) mass loss of the propellant with varying voltage/pressure

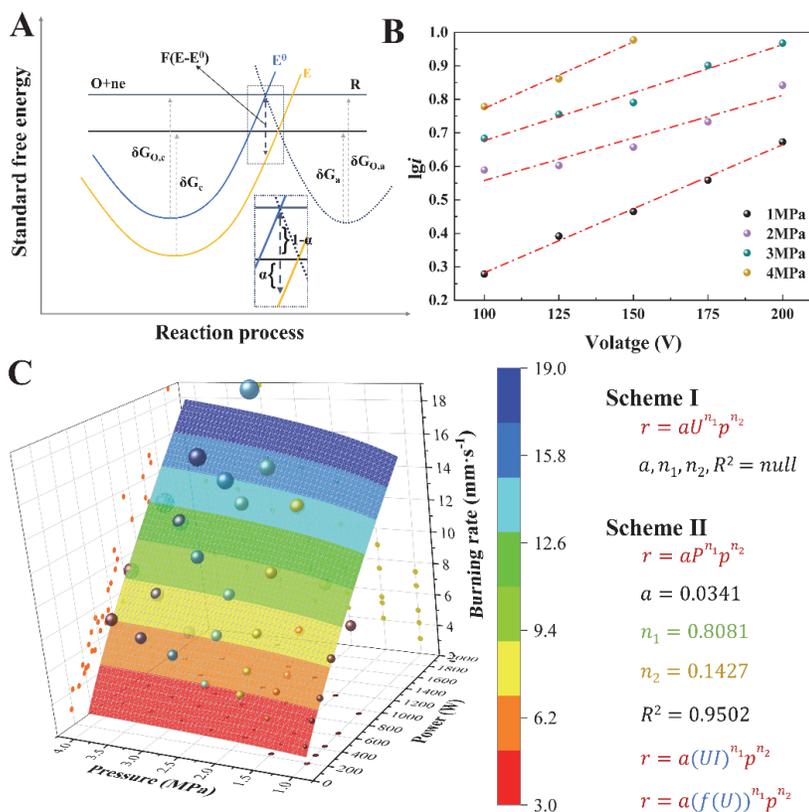


Fig. 3. Dual-index burning rate model of ECSP. (A) A sketch for the Gibbs free energies of f reactions and b reactions with different applied overpotentials. (B) The fitting curve of  $lg i = f(E-E^0)$  with different pressures. (C) The 3D curve of dual-index function fitted by burning rate with varying electrical power and pressure

## REFERENCES

1. Wang, Z., Li, F., Zhang, Q., Ouyang, K., Shen, R., Ye, Y., DeLuca, L. T., Zhang, W. A combination strategy targeting combustion enhancement for electrically controlled rocket fuel exerts synergistic divestiture against zirconium's electrostatic hazards // Journal of Materials Chemistry A. - 2024.
2. Li, F., Wang, Z., Zhang, Q., Cheng, Z., Yu, Y., Shen, R., Ye, Y., DeLuca, L. T., Zhang, W. Tuning combustion and energy in hydroxylammonium nitrate (HAN)-based electrically controlled solid propellant // Chemical Engineering Journal. - 2024. - 487.
3. Wang, Z., Xie, H., Xiang, S., Ouyang, K., Bao, L., Shen, R., Ye, Y., Zhang, W. Multi-stage combustion characteristics of sodium perchlorate/lithium perchlorate-based electrically controlled solid propellant // Chemical Engineering Journal. - 2023. - 456. - 140958.
4. Bao, L., Wang, H., Wang, Z., Xie, H., Xiang, S., Zhang, X., Zhang, W., Huang, Y., Shen, R., Ye, Y. Controllable ignition, combustion and extinguishment characteristics of HAN-based solid propellant stimulated by electric energy // Combustion and Flame. - 2022. - 236.

## ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ЛОКАЛЬНОГО МГД-ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ В ВЫСОКОСКОРОСТНОМ ПОТОКЕ ГАЗА

В.П. Фомичев<sup>1</sup>, д.ф.-м.н., проф., М.А. Ядренкин<sup>2</sup>, к.ф.-м.н., с.н.с.

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

<sup>a</sup>E-mail: fomichev@itam.nsc.ru

**Аннотация.** Описано влияние электрических разрядов в магнитном поле на структуру сверхзвукового потока воздуха при обтекании свободных электродов и различных тел: модели пластины и затупленного тела с электродами, расположенными на обтекаемой поверхности. Представлены методики оценки эффективности (числа Стюарта) локального магнетогидродинамического (МГД) взаимодействия газоразрядной плазмы с набегающим потоком воздуха в магнитном поле в условиях импульсного эксперимента. Показано, что при числе Стюарта более 0,2, характерном для сильного МГД-взаимодействия, перед всеми рассмотренными обтекаемыми моделями формируется отошедший головной скачок уплотнения.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой поток, модель пластины и затупленного тела, электрический разряд, МГД-взаимодействие, головной скачок уплотнения.

**Abstract.** The influence of electric discharges in a magnetic field on the structure of a supersonic airflow around free electrodes and various bodies, such as a plate model and a blunt body with electrodes located on the surface being flowed over, is described. Methodologies for assessing the efficiency (Stuart numbers) of local magnetohydrodynamic (MHD) interaction of gas discharge plasma with the incoming airflow in a magnetic field under the conditions of a pulsed experiment are presented. It is shown that with a Stuart number greater than 0.2, characteristic of strong MHD interaction, a detached bow shock wave forms in front of all the considered flow models.

**Keywords:** supersonic flow, plate and blunt body model, electric discharge, MHD interaction, bow shock wave.

Магнитоплазменная аэродинамика исследует управление аэродинамическими характеристиками обтекаемых тел посредством электрических и магнитных полей. Хорошо известно, что при входе космических аппаратов в верхние слои атмосферы происходит термическая ионизация газа при его ударном сжатии за головным скачком уплотнения. В ряде работ ученых из Советского Союза, США и Европы было предложено разместить на борту такого аппарата источник мощного магнитного поля для управления обтеканием спускаемого аппарата [1, 2]. Возникающие при этом электрические токи Фуко будут способствовать торможению высокоскоростного потока плазмы. Такая система повысит эффективность торможения в верхних слоях атмосферы и снизит вес термической защиты.

Известно, что сила, которая образуется в потоке заряженных частиц, движущихся в магнитном поле, будет существенно зависеть от скорости их перемещения и от электропроводных свойств среды. Поэтому методы магнитоплазменной аэродинамики

эффективны при относительно высоких числах Стюарта  $S$ . Этот безразмерный параметр, определяющий эффективность силового МГД-воздействия и должен быть не менее 0,05 для управления потоком. При космических скоростях полета электропроводность газа вблизи аппарата с источником магнитного поля может достигать 1–2 См/м. При более низких сверхзвуковых скоростях возникает задача обеспечения достаточной проводимости, что является сложной технической задачей. Для решения этой проблемы могут быть использованы разные способы ионизации потока. Например, использование электронного пучка и электрического разряда показали возможность управления ударно-волновой структурой потока при сверхзвуковом обтекании различных тел [3].

В работе излагается поведение плазмы разряда в магнитном поле в сверхзвуковом потоке воздуха. Рассмотрены модели свободных электродов, пластины и тела с сферическим затуплением. Для локальной ионизации потока использован дуговой разряд низкого давления, соответствующий статическому давлению в потоке. Решение такого рода задач требует использования специальной техники, которая может создать высокоскоростной ионизированный поток газа, а также сильное магнитное поле. Для этих целей в ИТПМ СО РАН был создан МГД-стенд на базе импульсной аэродинамической установки [4]. Установка создана на базе ударной трубы, на конце канала низкого давления которой расположено сверхзвуковое профилированное сопло, что позволяет моделировать условия высокоскоростного полета в верхних слоях земной атмосферы или атмосфере других планет. Время режимов квазистационарных параметров в потоке газа около 1,5 мс, что требует высокоскоростных измерений параметров потока и скоростной видео-регистрации. Отличительной особенностью стенда является то, что экспериментальная камера расположена внутри мощного электромагнита, который может создавать в зоне взаимодействия постоянное магнитное поле величиной до 2,25 Тл.

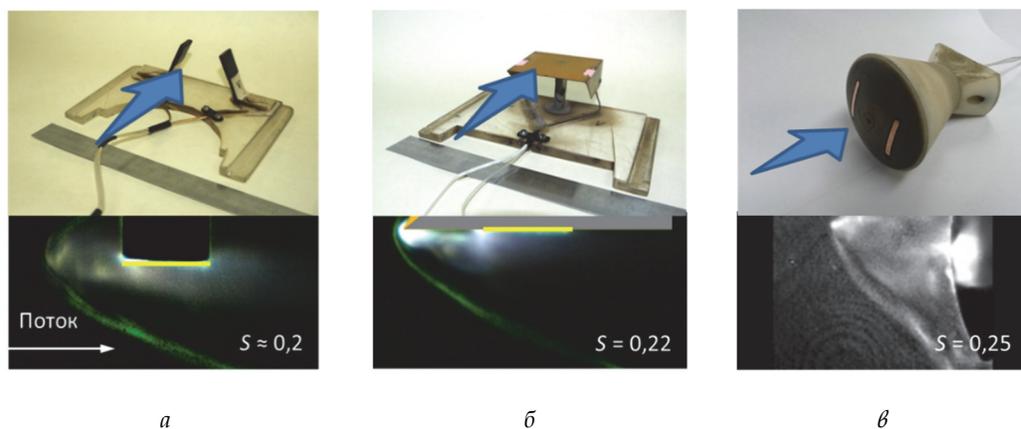


Рис. 1. Примеры испытываемых моделей и сильного МГД-взаимодействия в сверхзвуковом потоке:

*a* – свободные электроды, *б* – модель пластины, *в* – затупленное тело

Было исследовано поведение плазмы разряда в магнитном поле в сверхзвуковом потоке воздуха. При взаимно ортогональном расположении направлений потока, электрического и магнитного поля, генерируемая электромагнитная сила могла быть направлена либо навстречу потоку, либо по потоку. Исследования особенностей взаимодействия ионизованного сверхзвукового потока с магнитным полем были выполнены с использованием трёх моделей течения газа. Обтекание свободных электродов (*a*), пластины с электродами на обтекаемой поверхности (*b*) и сферически затупленного тела с электродами на поверхности затупления (*в*). Различная геометрия обтекаемых поверхностей значительно влияет на взаимодействие ионизирующего электрического разряда с потоком в магнитном поле. Для локальной ионизации потока использован дуговой разряд низкого давления. Исследовано влияние дугового разряда на сверхзвуковой поток около свободных электродов (*a*). В магнитном поле разряд начинает стягиваться в зону электродов и при определенных значениях поля его можно локализовать в потоке между электродами. При дальнейшем увеличении магнитного поля электрический разряд начинает двигаться навстречу потоку. Если скорость потока была около 2 км/с, то скорость разряда навстречу потоку достигала 500 м/с. На области разряда образовывался головной скачок уплотнения, свидетельствующий о локальном изменении числа Маха набегающего потока.

Несмотря на значительный тепловой эффект, именно благодаря электромагнитной силе горячая область газа удерживалась вблизи электродов. Это свидетельствует о сильном взаимодействии ионизованного высокоскоростного потока с магнитным полем. При обтекании модели тонкой пластины с электродами на поверхности образовывался присоединенный скачок уплотнения на передней кромке пластины, угол которого является функцией числа Маха. Уже небольшое увеличение магнитного поля изменяло угол наклона скачка уплотнения, что отражало торможение потока в магнитном поле. При последующем увеличении магнитного поля можно было наблюдать присоединенный к передней кромке пластины с углом близким к 90 градусам. Дальнейшее увеличение магнитного поля приводило к формированию полноценного головного скачка перед зоной разряда (*b*). На затупленном теле при расположении электродов на головной части модели разряд удерживается в набегающем потоке между электродами только при относительно высоком значении магнитного поля. Дальнейшее увеличение магнитного поля приводило к формированию головного скачка, отходящего от поверхности модели на величину, сравнимую с радиусом затупленной передней частью модели. Характерный вид ударно-волновой структуры потока при реализации сильного МГД-взаимодействия представлен на рисунке (*в*).

Используемый дуговой разряд низкого давления можно рассмотреть как квазиравновесную плазму при условии малости разницы электронной и газовой температур. Температуру потока равновесной газоразрядной плазмы  $T$  можно определить по излучению плазменного потока, интенсивность которого определяется после калибровки оптической системы и. использовании закона излучения «серого» тела из потока плазмы. При этом уравнение Саха и уравнение состояния для идеального газа,

позволяют определить проводимость плазмы, что позволяет оценить параметр гидромагнитного взаимодействия как

$$S = \frac{\sigma B^2 l}{\rho v}.$$

Зная геометрию зоны взаимодействия, можно оценить параметр гидромагнитного взаимодействия при рассмотрении обтекания модели пластины в квазидвумерном взаимодействии. Поскольку определяющим в этих условиях является силовой эффект, то в качестве универсального критерия был выбран параметр гидромагнитного взаимодействия  $S$  – число Стюарта в виде

$$S = \frac{IB}{\rho v^2 b}.$$

В условиях эксперимента  $S$  удобно выражать через полный ток разряда  $I$  и характерный размер области взаимодействия  $b$  в направлении магнитного поля над поверхностью пластины. Но при обтекании затупленного тела  $S$  не может быть определено таким же образом из-за трехмерного характера обтекания. Когда величина  $b$  не может быть определена с достаточной точностью. Сила Лоренца может быть найдена из уравнения движения. Предполагая, что скорость потока постоянна, падение давления в результате МГД-взаимодействия  $\Delta p$  можно определить как следствие воздействия на поток электромагнитной силы. В этом случае изменение давления в критической точке торможения потока (вдоль оси симметрии тела) отражает влияние МГД-взаимодействия. Для применения данной методики в условиях эксперимента в критическую точку модели был установлен высокочастотный датчик давления. Параметр Стюарта определялся как

$$S = \frac{\Delta p}{\rho v^2}.$$

Данные подходы позволили определить величину параметра Стюарта при различной постановке эксперимента. Было установлено, что при значении  $S$  около 0,2 и выше наблюдается кардинальная перестройка течения, заключающаяся в том, что головной скачок давления образовывался на области МГД-взаимодействия.

Выполненные исследования продемонстрировали, что использование электрического разряда в магнитном поле позволяет существенно изменять ударно-волновую структуру потока при обтекании различных тел в реальных условиях сильного МГД взаимодействия. Эти выводы подтверждают высокий потенциал магнитоплазменной аэродинамики и её приложений в различных высокотемпературных и высокоскоростных газодинамических системах.

*Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).  
Работа выполнена в рамках базового государственного задания ИТПМ СО РАН.*

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Жигулев В.Н. О явлении магнитного «отжатия» потока проводящей среды // Доклады академии наук СССР. – 1959. – Т. 126. – № 3. – С. 121-123.
2. Resler E. L., Sears W. R. The Prospects for Magneto-Aerodynamics // J. Aeronaut. Sci. – 1958. – Vol. 25. – Pp. 235-245, 258.
3. Фомичев В.П., Коротяева Т.А., Ядренкин М.А. Развитие методов магнитоплазменной аэродинамики в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН // Прикладная механика и техническая физика. – 2020. – Т. 61, – No. 5. – С. 52-67.
4. Маслобоев И.А., Фомичев В.П. Шевченко А.Б., Ядренкин М.А. Экспериментальный комплекс для исследований высокоскоростных магнитогидродинамических течений // Приборы и техника эксперимента. – 2022. – No. 3. – P. 48-55.

## ОСОБЕННОСТИ ВИХРЕВОГО ТЕЧЕНИЯ, СОЗДАННОГО МИНИАТЮРНЫМ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫМ АКТУАТОРОМ

М.А. Ядренкина, к.ф.-м.н., с.н.с., Ю.В. Громыко, к.ф.-м.н., с.н.с.

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
\*E-mail: yadrenkin@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** С помощью оптических методов исследована структура течения, образуемого при движении субмиллиметрового импульсного дугового разряда в постоянном магнитном поле около плоской диэлектрической поверхности. В покоящемся газе показано формирование тороидального вихря, распространяющегося в направлении генерируемой электромагнитной силы. Обнаружено возникновение вторичного течения в хвосте струи, что можно объяснить эжекцией окружающего газа в область каверны низкой плотности. В сверхзвуковом потоке воздуха показана возможность влияния газоразрядной плазмы на скорость диссипации вихревого течения, образуемого в магнитном поле.

**Ключевые слова:** импульсный дуговой разряд, магнитное поле, структура пристеночного течения, шпирен-визуализация, PIV-визуализация, сверхзвуковой поток.

Для эффективного управления структурой дозвуковых и сверхзвуковых пристеночных течений активно применяются различные методы воздействия, среди которых особое место занимают магнитоплазменные технологии. Эти методы основаны на генерации объемных электромагнитных сил в ионизированных газах [1, 2]. Для локальной ионизации потока часто применяют различные типы поверхностных электрических разрядов. В последние годы наблюдается рост интереса к разработке миниатюрных актуаторов, функционирующих на принципе движения дугового разряда под воздействием внешнего магнитного поля [3]. В настоящей работе представлены результаты исследований, направленные на изучение структуры течений, возникающих при движении субмиллиметрового импульсного дугового разряда в постоянном магнитном поле вблизи плоской диэлектрической поверхности. Этот метод позволяет значительно улучшить локализацию воздействия на поток, концентрируя его в области, сопоставимой по размеру с толщиной пограничного слоя обтекаемой поверхности. Особое внимание уделяется процессам вихреобразования и перестройки течения как в неподвижном газе, так и в условиях сверхзвукового обтекания плоскости.

**Abstract.** Using optical methods, the study explored the flow structure created by the movement of a sub-millimeter pulsed arc discharge in a constant magnetic field near a flat dielectric surface. In a stationary gas, a toroidal vortex was observed to form and propagate in the direction dictated by the electromagnetic force. Secondary flow in the wake of the jet was detected, attributed to the ejection of surrounding gas into the low-density cavity area. In a supersonic air stream, the potential influence of gas-discharge plasma on the dissipation rate of vortex flow generated in a magnetic field was demonstrated.

**Keyword:** pulsed arc discharge, magnetic field, near-wall flow structure, schlieren technique, PIV, supersonic flow.

Исследования эволюции структуры течения, образованной при движении субмиллиметрового дугового разряда в постоянном магнитном поле, были проведены в установке периодического действия в прямоугольном канале, на одном конце которого

было установлено сверхзвуковое сопло на число Маха  $M \approx 1.5$ . Запуск сопла и истечение газа из рабочей камеры производилось в вакуумную емкость. В стенке камеры располагалась диэлектрическая вставка с актуатором, состоящим из электродов и источника магнитного поля – редкоземельного магнита. Величина магнитного поля в зоне взаимодействия составила около 0,15 Тл. Медные электроды, диаметром 0,8 мм, установлены заподлицо с поверхностью на расстоянии 2 мм друг от друга. Измерения давления и его пульсаций производились высокочастотными датчиками. Для создания дугового разряда использовался высоковольтный генератор напряжения, обеспечивающий комбинированный импульс: пробойный высоковольтный импульс длительностью около 1 мкс и наложенный прямоугольный импульс меньшего напряжения длительностью 50 мкс. Электрические характеристики разряда регистрировались с помощью высокочастотных трансформаторов тока и записывались на ВЧ-осциллографы. Взаимно перпендикулярное расположение векторов электрического и магнитного поля в зоне электродов приводило к движению разряда под действием электромагнитной силы, направленной вдоль диэлектрической поверхности.

Визуализация течения осуществлялась с помощью высокоскоростной шпирен-съемки и PIV-метода. Засев зоны измерений осуществлялся с помощью генератора сажи, а плоскость лазерного ножа располагалась перпендикулярно диэлектрической поверхности. Использовалась одна камера для фиксирования последовательности двумерных изображений потока в различных сечениях во времени, что обусловлено высокой воспроизводимостью импульсного разряда в магнитном поле. Благодаря точной синхронизации PIV-съемки с началом импульса, удалось получить статистические данные о движении трассеров в зоне наблюдения в конкретные моменты времени после начала разряда.

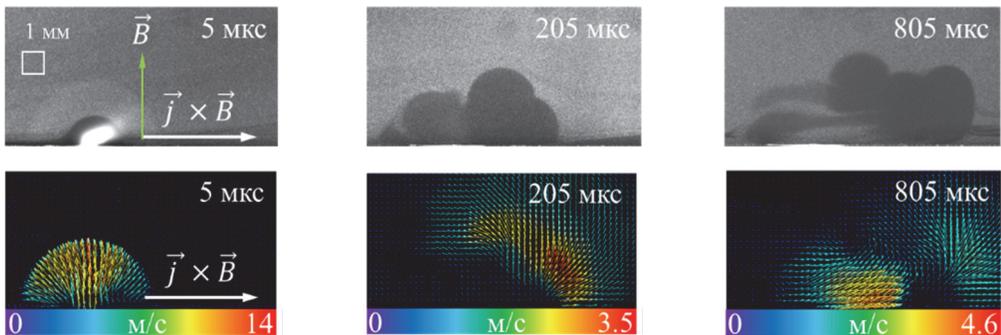


Рис. 1. Формирование течения воздуха при движении разряда в магнитном поле:  
а – трассеры; б – PIV-визуализация скорости

Полученные результаты указывают на образование каверны низкой плотности (КНП) в зоне разряда, что вызвано мгновенным энерговыделением в ограниченный объем газа. Этот процесс сопровождается появлением ударной волны, распространяющейся в окружающую среду. Низкая концентрация трассирующих частиц в непосредственной близости от дуги объясняется их вытеснением из зоны интенсивного нагрева,

что позволяет с высокой точностью отслеживать изменения границ каверны во времени. После прекращения действия электромагнитной силы каверна продолжает своё движение по инерции. В процессе расширения её скорость уменьшается, форма меняется, и распределение плотности газа приобретает неоднородный характер. PIV-техника выявила наличие вихревой структуры потока после затухания разряда, продемонстрировав формирование струи в передней части и развитие вторичного течения в задней части. На последующих стадиях процесса наблюдается схлопывание каверны, сопровождаемое утратой её целостности. Окружающий газ начинает заполнять каверну с задней стороны, где формируется зона с наибольшей скоростью потока.

В сверхзвуковом потоке происходит значительное вытягивание КНП вниз по потоку, однако характер образуемого вихревого течения и скорость его диссипации в значительной степени зависят от направления приложенной электромагнитной силы. В случае, если сила направлена навстречу потоку, наблюдается значительная турбулизация пристеночного течения в «хвосте» КНП (рис. 2). Когда как при направлении силы вдоль потока подобное образование развитой вихревой структуры не наблюдается.



Рис. 2. Эволюция вихревых структур в зоне каверны низкой плотности, образованном при импульсном горении субмиллиметрового дугового разряда в магнитном поле

В результате проведенных исследований была изучена эволюция вихревой структуры течения, образуемой при импульсном МГД-воздействии на неподвижный газ и в сверхзвуковом потоке воздуха. Показано, что характер вихревого течения и его скорость диссипации сильно зависят от направления приложенной электромагнитной силы, что демонстрируют возможность управления вихревой структурой сверхзвукового течения вблизи поверхности.

*Работа выполнена с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).  
Исследование выполнено за счет гранта РФФИ № 23-29-00825, <https://rscf.ru/project/23-29-00825/>.*

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Yang Hs. et al. Research Progress of hypersonic boundary layer transition control experiments. // Adv. Aerodyn. – 2022. – 4. – 18. – DOI: 10.1186/s42774-022-00105-1.
2. Jousset R. et al. Plasmas for High Speed Flow Control // Plasmas for Aeronautics. – 2015. – 10. – 11 p. – DOI: 10.12762/2015.AL10-04.
3. Moralev I. et al. Gas dynamics of the pulsed electric arc in the transversal magnetic field // Journal of Physics D: Applied Physics. – 2020. – Vol. 53. – No 42. – P. 425203. – DOI: 10.1088/1361-6463/ab9d5a.

## МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ МЕЛКОДИСПЕРСНЫХ ЧАСТИЦ БОРА В УСЛОВИЯХ ФИЗИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

И.А. Бедарев<sup>а</sup>, к.ф.-м.н., зав. лаб.<sup>1</sup>, доц.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20

<sup>а</sup>E-mail: bedarev@itam.nsc.ru

**Аннотация.** На основе PSU-модели горения бора разработан вычислительный алгоритм для расчета воспламенения бора за ударными волнами и в пламени горелки. Выполнено моделирование горения частицы бора за отраженной от стенки ударной волной, получена структура волны горения, включающая нагрев, плавление и химические реакции. Проведены параметрические исследования поведения частиц в пламени этановой горелки в зависимости от их диаметра и температуры пламени, а также начального расположения по радиальной координате. Выявлены недостатки модели.

**Ключевые слова:** горение бора, математическое моделирование, ударные волны.

**Abstract.** Based on the PSU model of boron combustion, a computational algorithm has been developed for calculating boron ignition behind shock waves and in a burner flame. The boron particle combustion behind a shock wave reflected from the wall has been simulated, and the structure of the combustion wave, including heating, melting, and chemical reactions, has been obtained. Parametric studies of the particles behavior in an ethane burner flame have been conducted depending on their diameter and flame temperature, as well as their initial location along the radial coordinate. The model limitations have been identified.

**Keywords:** boron combustion, mathematical modeling, shock waves.

### 1. Введение

Для увеличения эффективности сгорания традиционные виды топлива смешивают с высокоэнтальпийными порошкообразными компонентами (алюминий, магний, бор, углерод). Перспективными добавками на сегодняшний день являются бор и его соединения. Связано это с высоким тепловым эффектом и температурой сгорания бора. Тепловыделение на единицу массы бора значительно выше, чем у углерода, алюминия и магния. Именно поэтому бор является перспективной добавкой при разработке высокоэнергетических топлив в будущем. При нормальных условиях частица бора покрыта тонким оксидным слоем –  $B_2O_3$ , толщина которого составляет 0.02 – 0.03 мкм. Температура плавления оксидного слоя – 723 К. Температура плавления бора – 2450 К. Наличие оксидного слоя на поверхности частицы, температура плавления которого намного ниже температуры плавления чистого бора, выделяет частицы бора по сравнению с остальными высокоэнтальпийными добавками.

В [1] представлен обзор пионерских работ, посвященных вопросам воспламенения и горения частиц бора при различных условиях. Обсуждались и сравнивались модели воспламенения отдельных частиц бора и конгломератов. Позднее в 1993 году

Кинг резюмировал все теоретические и экспериментальные исследования воспламенения и сгорания бора в работе [2]. В монографии [3] приведены исследования воспламенения и горения отдельных высокоэнтальпийных частиц (таких как частицы бора и алюминия микронного размера). Обзор включает многоступенчатые модели горения для случаев с наличием оксидных слоев и без них, кинетические механизмы, воздействие окислителей (таких как кислородосодержащие и фторсодержащие среды). Кроме того, рассмотрено горение наноразмерных частиц и отмечена сильная зависимость от скоростей реакции. Основные постулаты теории воспламенения частиц бора получены благодаря исследованиям, выполненным в [4], где представлено всестороннее исследование воспламенения кристаллического бора в горелки с плоским пламенем. В этих экспериментах частицы бора впрыскивались в потоки горячего газа через иглу, используя небольшой поток газа-носителя. Этот метод позволил определить скорость частицы при воспламенении, задержку воспламенения и общее время горения частиц бора. Обнаружено несколько характерных особенностей воспламенения частиц бора. Структура пламени горящей частицы бора состоит из трех зон: яркое центральное ядро, приблизительно равное диаметру частицы; более широкая, симметричная, несколько менее светящаяся зона шириной от 300 до 400 мкм; и зона зеленой огибающей шириной до 1 см. Возможно, наиболее интересной характеристикой воспламенения бора является то, что это двухстадийный процесс. На первом этапе происходит воспламенение, которое сопровождается частица горит ярко, а затем начинает затухать. На втором этапе она снова зажигается и горит ярче, чем раньше.

Одной из первых теоретических работ по изучению воспламенения частиц бора является исследование [5], где сформулирована диффузионная теория горения одиночной частицы бора в воздухе в предположении, что химическое равновесие на поверхности частицы устанавливается быстро. Данную модель сгорания частицы бора в кислороде можно разделить на три этапа. При достижении частицей температуры кипения оксидного слоя наступает первый этап, во время которого частица реагирует с конденсированным окислом на поверхности. На втором этапе происходит переход от режима горения частицы с окислом на поверхности к режиму горения без окисла. На третьем этапе частица бора горит без оксидного слоя на поверхности частицы. Время сгорания частицы бора складывается из времен существования каждого их перечисленных этапов горения. В работе [6] выполнено некоторое усложнение модели [5] и помимо описания усложненной модели исследованы как низкотемпературные, так и высокотемпературные режимы горения частицы бора в воздухе, а также режим перехода от низкотемпературного режима к высокотемпературному.

В [7] построена математическая модель воспламенения частиц бора, короткая в дальнейшем, получила название – PSU-модель. В модели также считается, что процесс горения частицы бора состоит из двух стадий. Первый этап – воспламенение, в результате которого происходит удаление оксидного слоя с поверхности. На втором этапе горит частица «чистого» бора. PSU-модель включает реакции бора с  $O_2$ , водяным паром, фтористым водородом и атомарным фтором. В работе [8] был произведен тщательный анализ PSU-модели. На основе выявленных недостатков разработана модифицированная модель. Скорости химической реакции, принятые в PSU-модели,

были пересмотрены и немного изменены, дифференциальные уравнения, которые должны быть решены, исправлены и введен алгоритм итерационного решения. В данной работе была произведена проверка новой модели и сравнение с двумя другими моделями и экспериментами по сжиганию частиц бора.

В настоящей работе с помощью методов математического моделирования исследовалась задача о воспламенении и горении частиц бора микронного размера за ударными волнами и в ламинарном пламени. В качестве цели данной работы можно выделить разработку численного алгоритма для решения задачи воспламенения и горения микрочастиц бора в условиях экспериментов, а также проверка применимости PSU-модели для решения таких задач.

## 2. Постановка задачи

На рис. 1, *а* представлена расчетная схема воспламенения одиночной частицы бора в отраженной ударной волне. Моделирование проводилось в условиях экспериментов [9]. На одиночную покоящуюся микрочастицу бора (0) набегают проходящая ударная волна (1) со скоростью  $U_{st0}$ , затем, встретившись со стенкой, волна отражается (2) и распространяется в обратную сторону. Частица увлекается проходящей ударной волной, встречается с отраженной ударной волной, движущейся со скоростью  $U_{Rst0}$ , за которой происходит воспламенение частицы. В модели учтена возможность отражения частицы от стенки. На рис. 1, *а* также показаны:  $h_p$  – толщина оксидной пленки,  $R_p$  – радиус «чистой» частицы бора,  $T_p$  – температура частицы,  $T_g$ ,  $P_g$  и  $U_g$  – температура, давление и скорость газа: с нулевым индексом – для окружающего газа покоящейся частицы в нулевой момент времени, с индексом равным единице – для газа за проходящей ударной волной, а с индексом два – для газа за отраженной ударной волной.

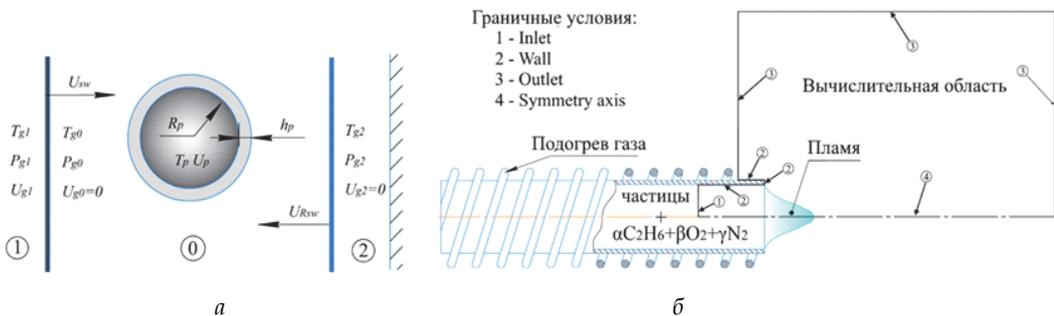
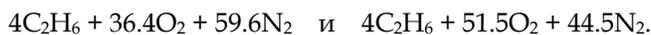


Рис. 1. Схемы вычислительного эксперимента. Воспламенения частицы бора в отраженной ударной волне (*а*) и в горелке с ламинарным пламенем (*б*)

На рис. 1, *б* показана схема вычислительного эксперимента в горелке с ламинарным пламенем. В трубку может подаваться горючая смесь в различных пропорциях с окислителем. В данной работе рассматривались смеси



Предусмотрен подогрев стенок трубки. Используются три варианта температуры стенок:  $T_w = 300$  К,  $T_w = 500$  К и  $T_w = 610$  К. В случае холодной стенки расход газа составлял 0.8 л/мин, а в случае горячей стенки – 1.3÷1.5 л/мин. Впрыск частиц в расчетной схеме в начальный момент времени реализуется вдоль радиального направления на срезе трубки, при этом частицы в количестве 12 штук равномерно распределены от оси трубки до стенки.

### 3. Математическая модель и численный алгоритм

Математическое моделирование воспламенения одиночной частицы бора в отраженной ударной волне подразумевало решения системы обыкновенных дифференциальных уравнений. Параметры газа рассчитывались с помощью соотношений на проходящей и отраженной ударной волне. Описание горения частицы бора основано на PSU-модели [7]. Модель включает дифференциальные уравнения для радиуса, температуры частицы, толщины оксидного слоя и доли расплавленного бора. К этим уравнениям добавлялись дифференциальные уравнения, описывающие изменение траектории и скорости частицы в потоке за проходящей и отраженной ударной волной. Температура частицы на этапе плавления и кипения не изменяется. При плавлении и кипении происходит фазовый переход вещества и всё тепло, производимое частицей, затрачивается на эти процесс.

Расчет горения частиц бора в пламени этана производился в два этапа. Вначале пламя этана в горелке моделировалось с использованием уравнений Навье-Стокса для многокомпонентной смеси. Расчеты проводились в двумерной осесимметричной постановке. Горение этана в воздухе рассчитывалось на основе детальной кинетики GRI-MECH 3.0, которая в общем виде включает 53 компонента и 325 реакций. Данная кинетическая схема отлажена для этана по зависимостям времени задержки воспламенения от температуры, скорости ламинарного пламени, а также концентрациям радикалов при воспламенении за ударными волнами. Расчеты пламени проводились в программном пакете Ansys Fluent. На втором этапе моделировалось движение, прогрев и горение частиц бора в пламени горелки на основе решения такой же системы обыкновенных дифференциальных уравнений, как и для задачи о воспламенении одиночной частицы бора в отраженной ударной волне. Предполагается, что частицы распространяются независимо друг от друга и не оказывают влияния на параметры газа в пламени.

### 4. Результаты моделирования воспламенения одиночной частицы бора в ударной волне

Численно исследовано воспламенение и горение одиночных частиц бора в отраженных ударных волнах в кислородной среде в условиях экспериментов [9]. На рис. 2 показаны два расчетных случая для частиц диаметром 7.5 мкм и 20 мкм. Приведено распределение температуры, радиуса и толщины оксидного слоя частицы. На графиках четко видно разделение процесса горения на две последовательные стадии. На первой стадии происходит прогрев частицы и полное удаление оксидного слоя, которое

иллюстрирует кривая зелёного цвета. При этом диаметр частицы, который показан синей линией, существенно не изменяется. Температура частицы, показанная красной кривой, сначала увеличивается за счет прогрева частицы, затем происходит удаление оксидного слоя  $B_2O_3$ , соответственно температура не изменяет своего значения и красная кривая выходит на «полочку». Затем, после удаления оксида бора наступает вторая стадия горения и начинается прогрев и горение «чистой» частицы бора. О процессе плавления чистого бора свидетельствует наличие небольшого горизонтального промежутка кривой. После этого происходит стремительный рост температуры до отметки около 3000-4000 К. Режим кипения бора зарегистрирован для частиц диаметром от 20 мкм. Частицы меньшего размера не достигают температуры кипения. Затем температура частицы падает из-за уменьшения ее радиуса и преобладания теплообмена с окружающим газом над тепловыделением за счет горения. Радиус частицы при этом уменьшается и к концу процесса достигает значения, близкого к нулевому.

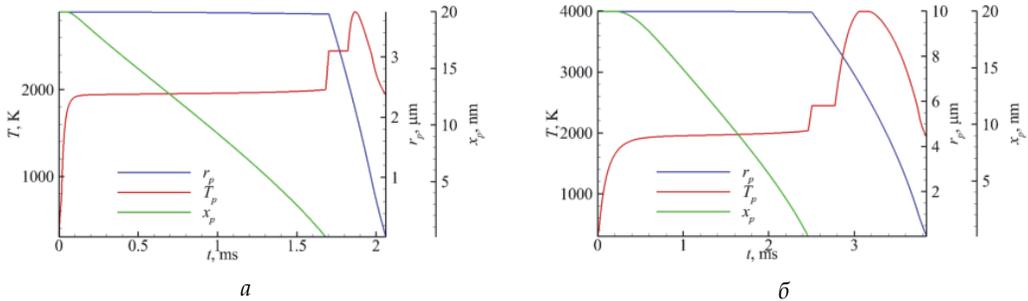


Рис. 2. Воспламенение одиночной частицы бора при температуре за УВ 1934 К для частиц диаметром: (а)  $d_p = 7.5$  мкм и (б)  $d_p = 20$  мкм

Проведено сравнение с экспериментальными данными [9] по зависимости времени задержки воспламенения (рис. 3, а) и времени горения (рис. 3, б) от температуры окружающего газа для частиц диаметром 20 мкм.

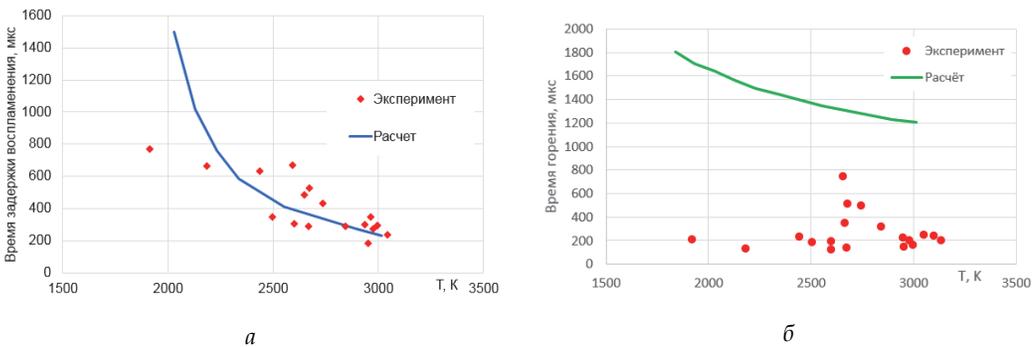
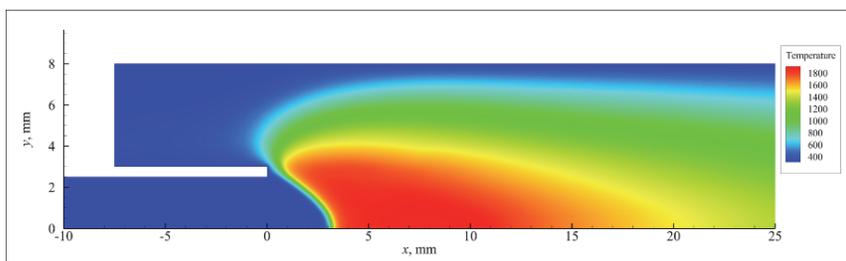


Рис. 3. Зависимость времени задержки воспламенения (а) и времени горения (б) от температуры окружающего газа, сравнение с экспериментом [9]

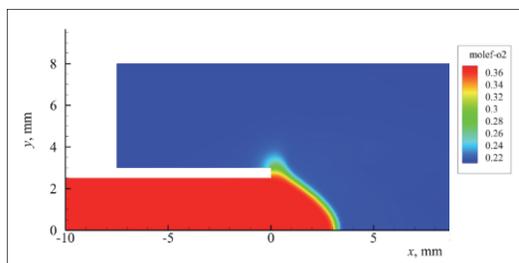
Из рис. 3 видно, что согласование с экспериментом по времени задержки воспламенения хорошее в диапазоне температур окружающего газа 2200–3000 К. Результаты зависимости времени горения от температуры окружающего газа, приведённые на рис. 3, б, показывают, что использованная модель даёт завышенные времена горения частицы при воспламенении за ударными волнами. Этот результат требует дальнейшего анализа и внесения поправок в модель. Отсутствие других экспериментальных данных по горению бора в ударных трубках не позволяет сделать однозначного вывода о применимости PSU-модели горения бора для анализа горения частиц бора за ударными волнами.

### 5. Результаты численного моделирования горения частиц бора в пламени этановой горелки

*Структура пламени.* На рис. 4 показана расчетная структура пламени этана в горелке при температуре стенок трубки 300 К. Представлено поле температуры (а) и мольной доли кислорода (б). Из рисунка видно, что в зоне за пламенем концентрация кислорода равномерная, близка к концентрации в окружающем газе и составляет примерно 22 %, при этом температура достигает 1850 К. Максимум осевой скорости газа составляет 1.6 м/с. Параметры газа в продуктах сгорания являются достаточными для воспламенения частиц бора. Можно отметить, что при подогреве газовой смеси в трубке структура пламени изменяется слабо. Однако подорев позволяет повысить температуру в продуктах пламени до значений превышающих 2000 К.



а



б

Рис. 4

Моделирование горения частиц бора в пламени горелки в рамках PSU-модели. С использованием расчетных данных о структуре потока в пламени этана выполнен расчет траектории движения, скорости, температуре, толщины оксидного слоя и диаметра частиц бора диаметром от 1 до 10 мкм, инжектируемых со среза трубки в поток. На рис. 5 показаны на верхних рисунках (а, б) радиальная координата (круги) и температура (сплошные линии), а на нижних рисунках (в, г) толщина оксидного слоя (сплошные линии) и радиус частицы (штриховые линии) в зависимости от осевой координаты (слева) и времени (справа) для частиц диаметром 10 мкм в пламени без подогрева трубки. Из рисунка видно, что для частиц в ядре пламени время удаления оксидного слоя, которое связано с временем задержки воспламенения, в зависимости от расположения частицы составляет около 7 мс полного времени пребывания частиц в потоке. Временем задержки воспламенения можно считать интервал от начала прогрета частицы до момента полного удаления оксидного слоя. При этом для частиц, расположенных вблизи стенки трубки, оксидный слой не успевает удалиться, т.к. частицы под действием радиальной скорости потока выносятся в область холодного газа. Обрыв линии означает, что частица сгорела. Время горения частиц после удаления оксидного слоя составляет величину порядка  $6 \div 8$  мс. Таким образом, условием сгорания частицы является ее нахождение в ядре пламени и удаление оксидного слоя.

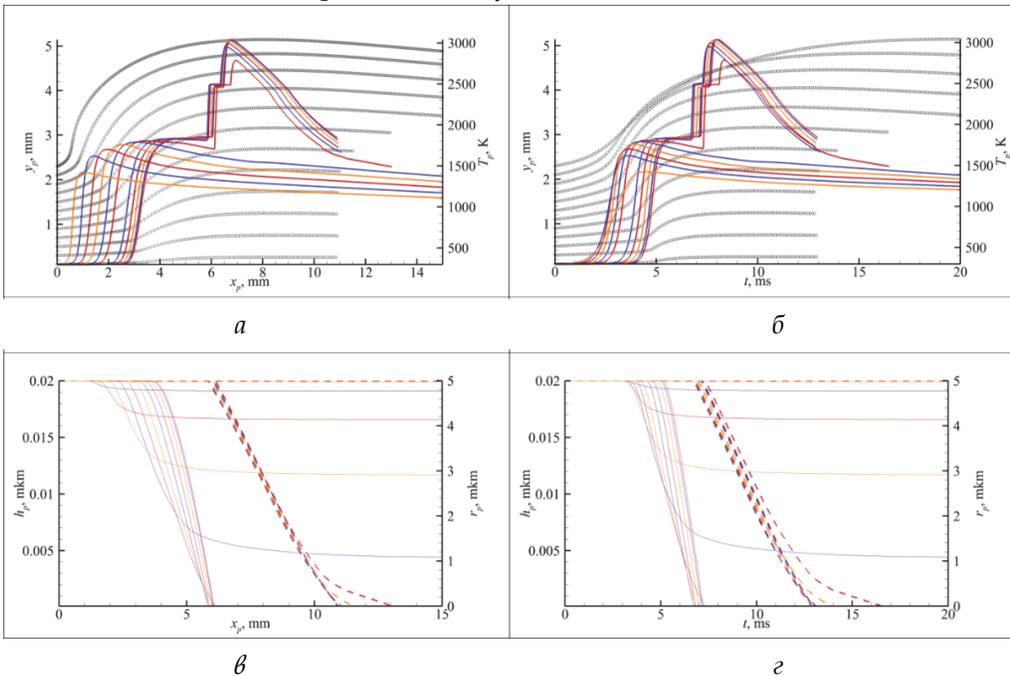


Рис. 5. Радиальная координата (круги) и температура (сплошные линии) (а, б), толщина оксидного слоя (сплошные линии) и радиус частицы (штриховые линии) (в, г) в зависимости от осевой координаты (слева) и времени (справа) для частиц диаметром 10 мкм в пламени без подогрева трубки

На рис. 6 показаны расчетные времена задержки воспламенения (а) и результаты сопоставления значений времени горения частиц бора в пламени горелки с экспериментально измеренными данными (б) в зависимости от диаметра частицы. Эксперименты проведены в ИХКиГ СО РАН д.ф.-м.н. Замашиковым В.В. Приведены данные без подогрева (300°K) и с подогревом (500°K) смеси в трубке. Видно, что PSU-модель завышает времена горения частиц по сравнению с наблюдаемыми в эксперименте. Можно сделать вывод, что диаметр частицы слабо влияет на расчетное время задержки воспламенения и существенно влияет на время горения, а подогрев потока, наоборот, существенно влияет на расчетное время задержки воспламенения и слабо влияет на время горения.

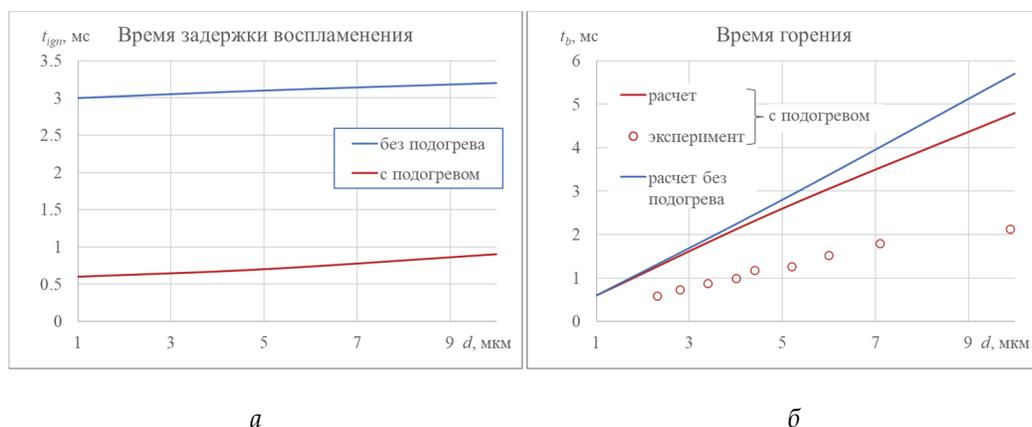


Рис. 6. Время задержки воспламенения (а) и горения (б) частиц бора в зависимости от диаметра

### Заключение

Разработана вычислительная методика моделирования процесса воспламенения и горения частиц бора микронного диапазона диаметров в потоке газовой смеси в плоских и осесимметричных каналах. Выполнено моделирование динамики, воспламенения и горения частиц бора различного диаметра за ударными волнами и в пламени этановой горелки. Подобраны параметры горелки для организации экспериментов по воспламенению микронных частиц бора. Проведены параметрические исследования поведения частиц в зависимости от их диаметра, температуры пламени, содержания окислителя, а также начального расположения по радиальной координате. Сделан вывод о том, что известная PSU-модель горения бора завышает расчетные времена горения по сравнению с экспериментальными данными.

*Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (номер гос. регистрации 124021400037-4).*

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. King M. K. Ignition and combustion of boron particles and clouds // J. Spacecraft Rockets. – 1982. – Vol. 19. – No. 4. – P. 294–306.
2. King M. K. A review of studies of boron ignition and combustion phenomena at Atlantic research corporation over the past decade // Combustion of Boron-Based Propellants and Solid Fuels. – Begell House Publishing Co. and CRC Press, Inc, 1993. – P. 1–80.
3. Kuo K.K., Ragini A. Applications of turbulent and multiphase combustion. 2012. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, 576 p.
4. Macek A. and Semple J. M. Combustion of Boron Particles at Atmospheric Pressure // Combustion Science Technology. – 1969. – Vol. 1. – No. 1. – P. 181–191.
5. Гремячкин В.М., Истратов А.Г., Лейпунский О.И. К теории горения частицы бора в кислороде при высоких температурах // Физика горения и взрыва. – 1979. – Т. 15. – № 6. – С. 5–10.
6. Гремячкин В.М., Михальчук М.В. К теории горения частицы бора в воздухе // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2014. – Т. 15. – № 5.
7. Ulas A., Kuo K.K., Gotzmer C. Ignition and combustion of boron particles in fluorine containing environments // Combustion and Flame. – 2001. – № 127. – P. 1935–1957.
8. Hussmann B., Pfitzner M. Extended combustion model for single boron particles – Part I: Theory // Combustion and Flame. – 2010. – Vol. 157. – No. 4. – P. 803–821.
9. Krier H., Burton R. L. Pirman S. R., Spalding M. J. Shock Initiation of Crystalline Boron in Oxygen and Fluorine Compounds // Journal of propulsion and power. – 1996. – Vol. 12. – No. 4. – P. 672–679.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ГАЗОВОЙ ДЕТОНАЦИИ В КАНАЛЕ С ПЛАСТИНАМИ РАЗЛИЧНОЙ ОРИЕНТАЦИИ

В.М. Темербеков<sup>а</sup>, к.ф.-м.н., м.н.с, Д.А. Тропин, к.ф.-м.н., с.н.с.

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
<sup>а</sup>E-mail: temerbekov@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** В работе представлены результаты численного исследования распространения ячеистой детонационной волны в водородо-воздушной смеси в канале с набором конечноразмерных пластин, ориентированных по потоку или поперек потока. Получены различные режимы распространения детонации: ослабленная детонация, срыв детонации с ре-иницированием, срыв детонации без ре-иницирования. Оценено влияние геометрических параметров пластин на степень ослабления детонации.

**Ключевые слова:** ячеистая детонация, численное моделирование, водородо-воздушная смесь, препятствия, ослабление детонации.

**Abstract.** The work presents the results of numerical study of the cellular detonation wave propagation in a hydrogen-air mixture in a channel with a set of finite-size plates oriented along the flow or across the flow. Various detonation propagation modes were obtained: attenuated detonation, detonation failure with reinitiation, detonation failure without reinitiation. The influence of the geometric parameters of the plates on the degree of detonation attenuation was estimated.

**Keywords:** cellular detonation, numerical modeling, hydrogen-air mixture, obstacles, detonation attenuation.

На сегодняшний день одним из самых распространенных видов топлив являются различные горючие смеси газов. Такие вещества используются в качестве топлива для двигателей внутреннего сгорания, для выработки тепловой и электрической энергии, а также для бытовых нужд. Одним из наиболее перспективных газообразных топлив является водород. Высокая теплотворная способность и достаточно безопасные продукты окисления водорода делают это топливо одним из самых перспективных источников энергии в мире [1]. По прогнозам к 2040 году 25 % автомобилей будут использовать водород в качестве топлива [2]. Вместе с тем, широкий диапазон воспламеняемости, низкая энергия воспламенения, и высокая скорость распространения пламени, обуславливают необходимость решения вопросов связанных с взрыво- и пожаробезопасностью при производстве, хранении, доставке и использовании водорода.

Принимая во внимание сказанное выше, актуальным является не только разработка средств прогнозирования и предотвращения утечек водорода, но и поиск способов смягчения последствий аварийных взрывов и пожаров, как водородсодержащих, так и других горючих газов. Одним из современных направлений в данной области является поиск способов ослабления, срыва и подавления газовой детонации. В связи с этим, целью настоящей работы является разработка численного алгоритма для расчета задачи о взаимодействии ячеистой детонационной волны (ДВ) с жесткой проницаемой преградой, состоящей из наборов конечноразмерных пластин, ориентированных

вдоль или поперек потока. Решение рассматриваемой задачи в предлагаемой постановке позволит выявить влияние параметров жесткой проницаемой преграды, на процессы распространения ячеистой детонации в водородо-воздушной смеси.

Для численного моделирования прохождения детонационной волны по плоскому прямоугольному каналу с установленной в нем жесткой проницаемой преградой, в исходный канал устанавливалась система, состоящая из наборов тонких конечноразмерных пластин, ориентированных по потоку (рис. 1, а), либо поперек потока (рис. 1, б). Вся расчетная область заполнялась предварительно перемешанной стехиометрической неподвижной смесью водорода с воздухом. Для пластин, ориентированных по потоку, геометрические параметры варьировались в следующем диапазоне:  $l_1 = (0.15 \div 0.3)\lambda$ ,  $l_2 = 5 \div 20$  мм,  $l_3 = 5 \div 20$  мм. Для пластин, ориентированных поперек потока в диапазоне:  $l_1 = (1 \div 2)\lambda$ ,  $l_2 = 5 \div 20$  мм,  $l_3 = 5 \div 20$  мм. Толщина пластин составляла  $w = 2$  мм. Остальные размеры канала не изменялись:  $H = 100$  мм,  $L_1 = 500$  мм,  $L_2 = 1000$  мм. Начальное давление и температура составляли  $p = 100$  кПа и  $T = 300$  К соответственно. Перед препятствиями посредством интерполяции задавалась предварительно рассчитанная ячеистая детонационная волна. Скорость фронта ДВ составляет  $D_{CJ} = 1837$  м/с. При таких начальных условиях поперечный размер детонационной ячейки составляет  $\lambda = 12.5$  мм.

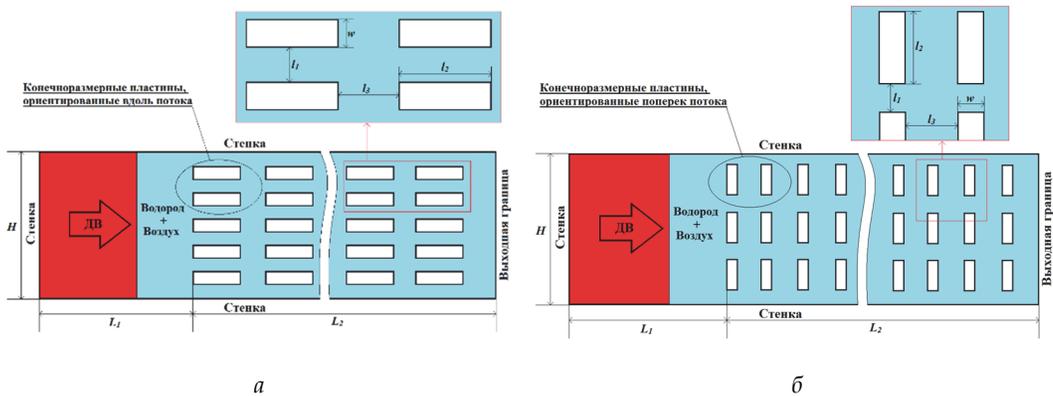


Рис. 1. Схематическое изображение моделируемой области:

а - конечноразмерные пластины ориентированные вдоль потока; б - конечноразмерные пластины ориентированные поперек потока

Задача решалась в двумерной постановке в расчетном пакете ANSYS Fluent. В рамках используемой математической модели, описывающей взаимодействие ДВ с преградой, решались осредненные по Фавру уравнения Навье-Стокса с учетом многокомпонентности газовой смеси. Эта система уравнений представляет собой законы сохранения массы импульса и энергии, которая дополнялась уравнением состояния многокомпонентного идеального газа, SST-модификацией  $k-\omega$  модели турбулентности [3] и приведенной кинетической схемой химических реакций, ранее отлаженной по экспериментальным данным о времени задержки воспламенения [4], скорости распространения детонации [4] и размеру детонационной ячейки [5].

Для аппроксимации по времени использовалась неявная схема второго порядка, для пространственной аппроксимации – противопотоковая схема второго порядка, метод расщепления вектора потока – AUSM. На стенках канала и левой границе расчетной области ставились граничные условия прилипания и постоянной температуры 300 К. В расчетах была использована динамическая адаптация расчетной сетки по градиенту плотности.

Валидация представленной математической модели и численного метода была проведена на задачах формирования наклонных детонационных волн [6–7]. Результаты валидации показали, что используемый подход позволяет численно реализовать все режимы течения, наблюдаемые экспериментально, и получить соответствие между рассчитанными режимами и теоретической моделью оценки энергии инициирования детонации, возбуждаемой быстролетящим телом.

В настоящем исследовании рассчитывались такие параметры как нормированная скорость распространения детонации ( $D/D_{CJ}$ , где  $D$  – скорость распространения детонационной волны по области с преградой,  $D_{CJ}$  – скорость распространения детонационной волны в свободном канале), количество рядов пластин в канале ( $n$ ), количество пластин в одном ряду ( $N$ ) и удельный объем занимаемый пластинами ( $v = (l_2 \cdot w \cdot N \cdot n) / (H \cdot L_2)$ ), отношение суммарного объема (площади) пластин к объему (площади) всего канала), коэффициент блокировки канала ( $BR = (N \cdot l_2) / H$  – отношение суммарной площади (длины) пластин в поперечном сечении канала к площади (длине) всего поперечного сечения канала, для пластин ориентированных по потоку:  $BR = (N \cdot w) / H$ ).

Для пластин, ориентированных вдоль потока, результаты расчетов показали, что возможно добиться снижения скорости распространения детонации. Уменьшение расстояния между пластинами по вертикали ( $l_1$ ) приводит к увеличению дефицита скорости распространения детонации. Уменьшение расстояния между пластинами по горизонтали ( $l_3$ ), при прочих равных условиях, позволяет увеличить количество рядов пластин в канале, что приводит к возрастанию частоты взаимодействия лидирующего фронта детонации с торцевыми поверхностями пластин, что, в свою очередь, способствует снижению скорости распространения детонации. С другой стороны, увеличение длины пластин ( $l_2$ ) в совокупности с уменьшением  $l_3$  приводит к режиму распространения схожему с течением в сплошных малых каналах соответствующей ширины. При этом можно добиться срыва детонации (разрушения ячеистой структуры детонации с ослаблением и вырождением тройных точек, а также расщепления детонации на ударную волну и отстающую волну горения) без дальнейшего ре-инициирования при уменьшении зазора между пластинами ( $l_1$ ) менее 0.3 $\lambda$ .

Выявлено, что изменение ориентации пластин с «вдоль потока» к «поперек потока» приводит к уменьшению скорости распространения детонации при неизменных остальных геометрических параметрах системы пластин, ввиду возрастания коэффициента блокировки канала (рис. 2). Также определено, что для пластин, ориентированных поперек потока, уменьшение их длины и расстояния между ними ( $l_3$ ) приводит

к увеличению скорости распространения лидирующей ударной волны, в то время как для пластин ориентированных вдоль потока наблюдается обратная тенденция. Показано, что увеличение зазора между пластин ( $l_1$ ) приводит к возрастанию скорости распространения лидирующей ударной волны, также как и для пластин, ориентированных по потоку.

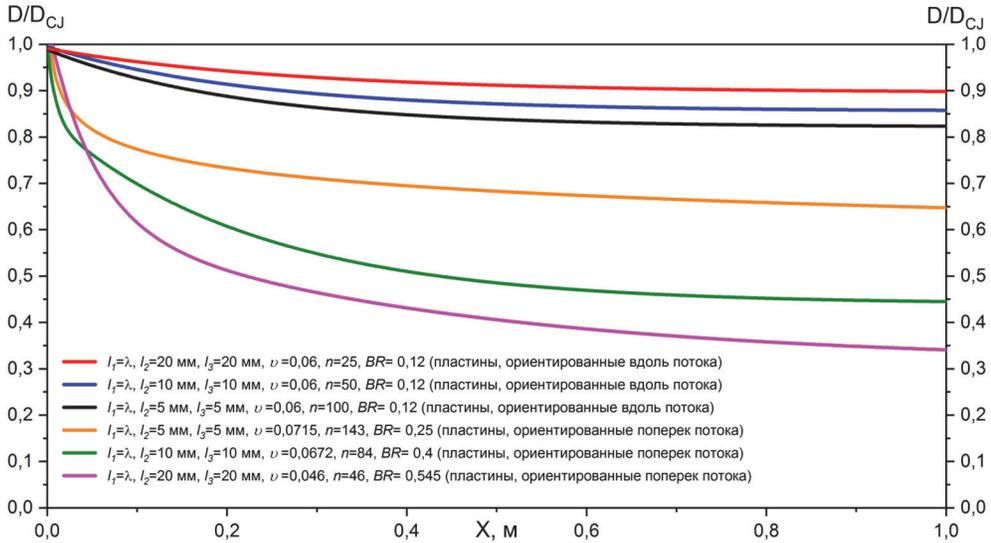


Рис. 2. Сравнение нормированных скоростей распространения детонации для различных конфигураций и ориентаций пластин при  $l_1 = \lambda$

Оценено влияние геометрических параметров пластин и шага их установки на степень ослабления детонации. Определено, что увеличение количества пластин приводит к более интенсивному ослаблению детонации по сравнению с увеличением их удельного объема. Также, увеличение удельного объема занимаемого пластинами и их количества в одном ряду, в совокупности с уменьшением зазора между пластинами меньше геометрического предела существования детонационной ячейки приводит к более существенному влиянию количества рядов пластин на ослабление детонации. Определено, что изменение коэффициента блокировки канала оказывает более существенное влияние на распространение детонации по сравнению с изменением количества рядов пластин и их удельного объема.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Paparao J., Murugan S.* Oxy-hydrogen gas as an alternative fuel for heat and power generation applications – A review // *International Journal of Hydrogen Energy.* – 2021. – Vol. 46 – No. 76. – P. 37705–37735.
2. *Tanç B., Hüseyin T.A., Ertuğrul B., Kadir A.* Overview of the next quarter century vision of hydrogen fuel cell electric vehicles // *International Journal of Hydrogen Energy.* – 2019. – Vol 44. – No 20. – P. 10120–10128.
3. *Menter F.R.* Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA Journal.* – 1994. – Vol. 32. – No 8. – P.1598–1605.
4. *Bedarev I.A., Rylova K.V., Fedorov A.V.* Application of detailed and reduced kinetic schemes for the description of detonation of diluted hydrogen–air mixtures // *Combustion, Explosion, and Shock Waves.* – 2015. – Vol. 51. – No. 5. – P. 528–539.
5. *Tropin D.A., Bedarev I.A.* Problems of detonation wave suppression in hydrogen-air mixtures by clouds of inert particles in one- and two-dimensional formulation // *Combustion Science and Technology.* – 2021. – Vol. 193. – No. 2. – P. 197–210.
6. *Bedarev I.A., Temerbekov V.M.* Estimation of the energy of detonation initiation in a hydrogen-oxygen mixture by a high velocity projectile // *Thermal Science.* – 2021. – Vol. 25. – No. 5. – P. 3889–3897.
7. *Bedarev I.A., Syrovaten A.A., Temerbekov V.M.* Numerical Simulation of Oblique Detonation Initiation by a High-Velocity Projectile Flying in a Hydrogen–Air Mixture // *Combustion, Explosion, and Shock Waves.* – 2024. – Vol. 60. – No. 1. – P. 15–24.

## ОСОБЕННОСТИ КАТАЛИТИЧЕСКОЙ НЕЙТРАЛИЗАЦИИ ГАЗОВЫХ ПОТОКОВ В ПЕРЕХОДНЫХ РЕЖИМАХ ТЕЧЕНИЯ

В.А. Федоренко, аспирант, В.В. Лукашов, к.т.н., А.В. Тупикин., д.ф.-м.н.,  
В.В. Леманов, к.т.н., К.А. Шаров, к.т.н.

*Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе  
630090, Россия, г. Новосибирск, проспект акад. Лаврентьева 1  
E-mail: luka@mail.ru; vitya.fedorenko.335@mail.ru*

**Аннотация.** В работе моделировались переходные режимы течения в каталитическом нейтрализаторе водорода. Представлены результаты экспериментального исследования взаимодействия импактной струи разбавленного инертным газом водорода с плоской поверхностью катализатора в диапазоне чисел Рейнольдса 1300-2500. Основное внимание уделено измерению тепловых характеристик на каталитической поверхности в переходных режимах течения. Проведенный анализ показывает, что в переходных режимах течения возможно неполное преобразование водорода.

**Ключевые слова:** катализ, водород, ламинарно-турбулентный переход, пульсации теплового потока.

**Abstract.** The paper simulates transient flow regimes in a catalytic hydrogen neutralizer. The results of an experimental study of the interaction of an impact jet of hydrogen diluted with an inert gas with a flat catalyst surface in the Reynolds number range of 1300-2500 are presented. The main attention is paid to measuring the thermal characteristics on the catalytic surface in transient flow regimes. The analysis shows that incomplete hydrogen conversion is possible in transient flow regimes.

**Keyword:** catalysis, hydrogen, laminar-turbulent transition, heat flow pulsations.

Сжигание ископаемого топлива, такого как уголь, природный газ и нефть, на угольных и газовых электростанциях, в двигателях внутреннего сгорания и котлах коммунальных предприятий является традиционным методом производства тепла и электроэнергии. Однако сжигание углеродного топлива привело к выбросам парниковых газов в атмосферу, наиболее заметным из которых является углекислый газ. Это вызывает экологические проблемы, включая глобальное изменение климата [1]. Задачи, связанные с нейтрализацией нежелательных компонент газовой смеси достаточно широко распространены в различных технических приложениях. По-видимому, наибольшее внимание уделяется проблематике, связанной с нейтрализацией выхлопных газов. Не менее востребованы каталитические нейтрализаторы и в атомной промышленности. В крупнейших зарегистрированных авариях, которыми были «ТриМайл-Айленд» (1979 г.), Чернобыль (1986 г.) и «Фукусима» (2011 г.) происходило расплавление активной зоны реактора с кипящей водой. При повышенных температурах (>1200 °C) материал оболочки реакторного топлива циркалой (сплав циркония с оловом с содержанием циркония >97%) выделяет газообразный водород в результате реакции окисления водяным паром. Обширные количества H<sub>2</sub> и пара создают высокое давление и температуру. Что может привести к тяжелым последствиям. Таким образом, необходимо удаление избыточного количества H<sub>2</sub> и необходимы обширные исследования

для преодоления крайне нежелательного явления в атомной промышленности. Усовершенствование пассивных каталитических рекомбинаторов водорода для удаления  $H_2$  могло бы избежать подобных рисков [2]. Теплообмен при обтекании реакционно-способной смесью газов твёрдой каталитической поверхности рассматривается в ряде работ известных исследовательских групп [3], [4], [5]. Цель данной работы состояла в исследовании особенностей каталитического окисления водород-содержащей топливной смеси в ламинарном и особенно в переходном режимах обтекания катализатора.

В работе изучалась тепловая динамика при натекании водородосодержащей струи на нагретую каталитическую поверхность. Исследовались режимы течения в диапазоне чисел Рейнольдса ( $Re = 1300 - 2500$ ), то есть ламинарный поток и также зоны ламинарно-турбулентного перехода.

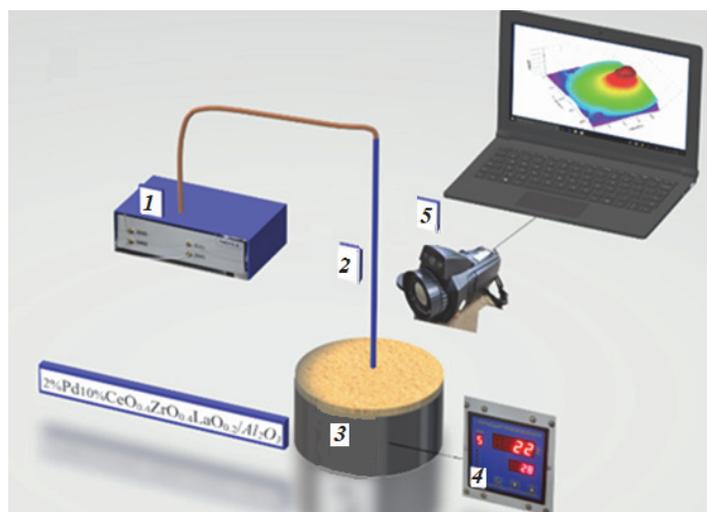


Рис. 1. Схема эксперимента:

1 - генератор газовых смесей УФПС-2; 2 - трубка подачи газообразного топлива; 3 - нагреваемая пластина с каталитической поверхностью; 4 - управление электрическим нагревателем; 5 - тепловизор

На рис. 1 представлена схема экспериментальной установки. Сама методика исследований следующая: на нагретую пластину (3), выполненную из нержавеющей стали, имеющей толщину  $\Delta=3$  мм и диаметр  $D=100$  мм, покрытую катализатором, представляющим собой гамма-оксид алюминия, модифицированный редкоземельными металлами и содержащий активный каталитический компонент палладий (Pd), имеющий состав: 2%Pd/10%CeO<sub>2</sub>ZrO<sub>2</sub>LaO<sub>0.2</sub>/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> из трубки (2) длиной  $l = 1$  м и внутренним диаметром  $d=3$  мм под углом  $90^\circ$  натекает струя топлива. Затем с помощью тепловизионной камеры Testo 890-2 (5) с неохлаждаемой микроболометрической матрицей  $640 \times 480$  pxl (спектральный диапазон 8–14 мкм, диапазон измеряемых температур от  $-20$  до  $+1200$  °C, чувствительность 0.08 °C) регистрировалось распределение температуры на поверхности пластины.

Все эксперименты проводились в свободной атмосфере при  $T_{окр} = 25\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Расход топливной смеси задавался с помощью генератора топливной смеси (1). Для нагрева пластины использовался электрический нагреватель с автоматической поддержкой заданной температуры (4). Заданная температура нагревателя  $T_n = 180\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Из-за тепловых потерь реальная температура поверхности  $T_w = 110\text{ }^{\circ}\text{C}$ , данная температура является минимальной температурой, необходимой для запуска каталитической реакции на используемом катализаторе. Также было проверено, что  $T_n$  в диапазоне от 180 до 350  $^{\circ}\text{C}$  не влияет на безразмерную характеристику распределения температуры по поверхности катализатора. Коэффициент серости для Testo 890-2 (5) калибровался методом сравнения показаний тепловизора с хромель-алюмелевой термопарой.

В данной работе проводились исследования влияния натекания водородосодержащей струи на тепловую динамику на каталитической поверхности от следующих параметров: состав топлива, число Рейнольдса, расстояние от трубки до пластины. В качестве топлива использовались: смеси водорода с аргоном и водородно-воздушная смесь. Расстояние от трубки до преграды варьировалось в диапазоне  $h = 9 - 60\text{ мм}$  ( $h/d = 3 - 20$ ). Число Рейнольдса ( $Re = u_0 \times d/\nu$ ) определялось по диаметру трубки, кинематическая вязкость топливной смеси  $\nu$  при комнатной температуре бралась из справочных данных [6],  $u_0$  – средняя по расходу скорость.

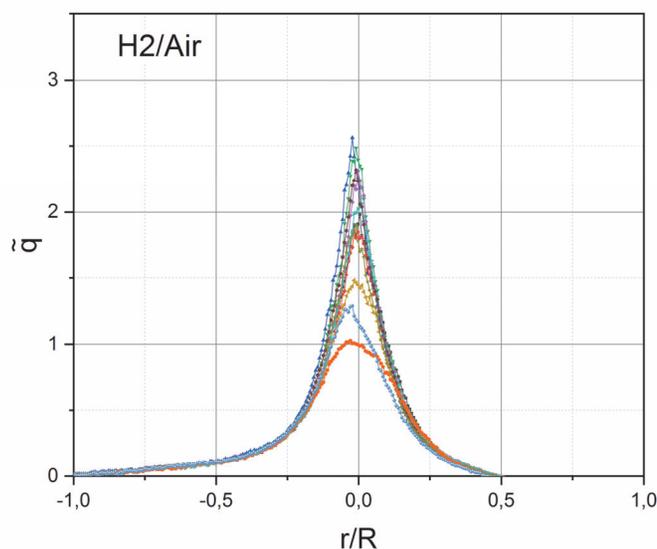


Рис. 2. Безразмерный тепловой поток, условия:

H2-Air; H2 - 7%; H2 - 0,28 slm; Air - 3,72 slm;  $h/d = 20$ ;  $Re = 1467$

Для анализа влияния каталитического окисления водорода на теплоперенос оценивалось изменение тепловых потоков относительно условий без химических реакций. Для этого применялся закон Ньютона  $q = \alpha (T_w - T_0)$ ,  $T_w$  – распределение температуры на поверхности,  $T_0$  – температура окружающей среды и  $\alpha$  – коэффициент теплоотдачи

с поверхности, который является функцией числа Нуссельта. В случае ламинарного натекания на преграду изменение состава незначительно влияло на данный коэффициент  $a_{mix}/a_{air} \approx 1.02$ ,  $a_{mix}$  – для смеси,  $a_{air}$  – для воздуха). Влияние каталитического окисления водорода на теплоотдачу при изменении процентного соотношения по водороду:  $\varphi = (q_{mix}/q_{air} - 1)$ .

На рисунке 2 представлен режим кинетического горения, то есть режим натекания смеси водорода, заранее перемешанного с воздухом. В данном случае переходный режим от ламинарного к турбулентному течению возникает в струе из-за большого удаления трубки от поверхности. Пульсации тепловых потоков происходят в критической точке, что говорит о полном сгорании водорода.

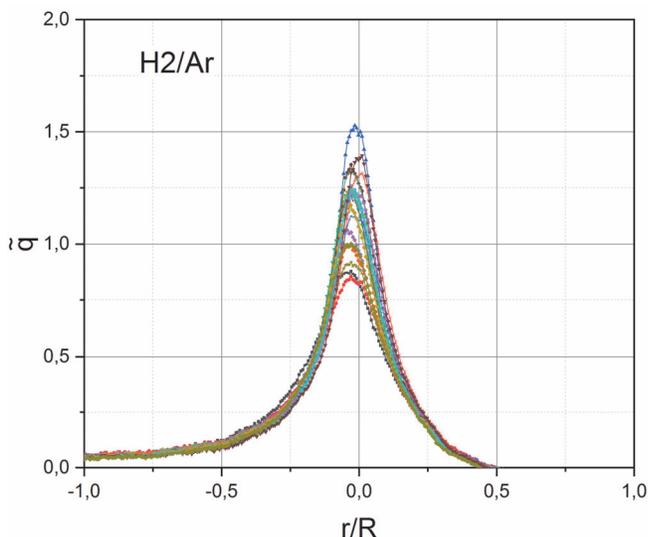


Рис. 3. Безразмерный тепловой поток, условия:

H2-Ar; H2 - 5%; H2 - 0,216 slm; Ar - 4,1 slm;  $h/d = 15$  мм;  $Re = 2535$

На рис. 3 представлен режим диффузионного горения, то есть режим натекания смеси водорода заранее не перемешанного с воздухом. В данном случае в трубке естественным образом возникает ламинарно-турбулентное течение, и можно наблюдать пульсации тепловых потоков в критической точке, что говорит о полном сгорании водорода.

На рис. 4 также представлен режим диффузионного горения, однако в данном случае переходный режим течения возникает в результате влияния химического реагирования, и можно наблюдать пульсации тепловых потоков по всей поверхности катализатора, что говорит о неполном сгорании водорода.

Таким образом, выбранный метод диагностики, с использованием тепловизионной камеры с высокой температурной чувствительностью позволил обнаружить существенный рост пульсаций температуры за счет протекания каталитических реакций на поверхности 2%Pd/10%CeO<sub>0,4</sub>ZrO<sub>0,4</sub>LaO<sub>0,2</sub>/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>.

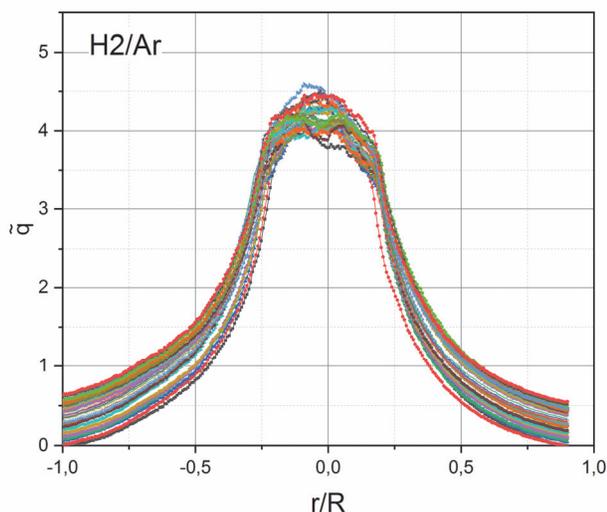


Рис. 4. Безразмерный тепловой поток, условия:

H<sub>2</sub>-Ar; H<sub>2</sub> – 40 %; H<sub>2</sub> – 2,16 slm; Ar – 3,24 slm; h/d = 15; Re = 1383

Проведенный анализ показал, что влияние каталитического окисления водорода на теплоперенос адекватно описывается физическим процессом в импактной струе при наличии химической активности на поверхности образца. Так при увеличении содержания водорода в смеси возрастает не только интенсивность теплообмена, но и расширяется зона химического реагирования на поверхности. В переходных режимах течения каталитическое окисление водорода происходит не полностью, о чём свидетельствуют положительные значения  $\varphi$  при  $r > 0.5$  на рис. 4.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Kim J., Yu J., Lee S., Tahmasebi A., Jeon C.-H., Lucas J. Advances in catalytic hydrogen combustion research: catalysts, mechanism, kinetics, and reactor designs // Int. J. Hydrog. Energy. – 2021. – V. 46. – P. 40073–40104.
2. Rubtsov N.M., Seplyarskii B.S., Alymov M.I. Initiation and flame propagation in combustion of gases and pyrophoric metal nanostructures. Berlin/Heidelberg: Springer, 2021.
3. Lashina E. A., Slavinskaya E. M., Boronin, A. I. Self-sustained oscillations in CO oxidation reaction on PdO/Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub> catalyst. Chemical Engineering Science, 2012.
4. Mantzaras J. Numerical modelling of turbulent catalytically stabilized channel flow combustion. Catalysis Today, 2000.
5. Rubtsov N. M., Chernysh V. I., Tsvetkov G. I. Surface modes of catalytic ignition of flammable gases over noble metals. Mendeleev Communications, 2022
6. Варгафтик Н. Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей / Н.Б. Варгафтик. – М : Наука, 1972. – 720 с.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТИТАНСОДЕРЖАЩИХ СМЕСЕВЫХ ТОПЛИВ

Н.С. Белоусова<sup>1,2</sup>, О.Г. Глотов<sup>1,2</sup>, И.В. Сорокин<sup>1</sup>, Г.С. Суродин<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Институт химической кинетики и горения им. В. В. Воеводского  
Сибирского отделения Российской академии наук (ИХКГ СО РАН)  
630090, Россия, Новосибирск, ул. Институтская 3

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет (НГТУ)  
630073, Россия, Новосибирск, проспект Карла Маркса 20  
E-mail: nata.bel@kinetics.nsc.ru

**Аннотация:** В данной работе исследовано влияние размера и морфологии исходного порошка титана и массовой доли титана в топливе на скорость горения и характеристики агломерации титана при горении в составе смесевых топлив. Приводятся данные о конденсированных продуктах горения топлив в воздухе при давлении 0,1 МПа, в азоте при 0,35 МПа, в аргоне на уровнях 2, 4, 8 МПа. Показано, что предпочтительно использовать титановый порошок возможно меньшего размера, а массовую долю титана в топливе принять равной 24 %.

**Ключевые слова:** частицы титана, горение, фрагментация, конденсированные продукты горения, дисперсный диоксида титана, топливо с титаном.

**Abstract:** In this paper, the effects of the size and morphology of the initial titanium powder and the mass fraction of titanium powder fuel in the propellant on the combustion rate and characteristics of titanium agglomeration during combustion propellant are investigated. Data on condensed combustion products (CCP) of propellant in air at pressure of 0.1 MPa, in nitrogen at 0.35 MPa, in argon at 2, 4, 8 MPa are presented. It was shown that it is preferable to use titanium powder of the smallest possible size, and set the mass fraction of titanium in the propellant equal to 24%.

**Keywords:** titanium particles, combustion, fragmentation, condensed combustion products, dispersed titanium dioxide, propellant with titanium fuel.

### 1. Введение

Диоксид титана в виде частиц нанометрового диапазона размеров обладает превосходными фотокаталитическими свойствами [1]. Различные органические вещества могут быть разрушены на поверхности частиц  $TiO_2$  под действием света с образованием  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $H_2O$  и т. н. «минерального остатка». В 2005 году появилась идея использования аэрозоля  $TiO_2$  для дезактивации загрязнений атмосферного воздуха [2]. Такой аэрозоль может быть получен либо распылением готового фотокаталитического  $TiO_2$  с применением газогенератора или с использованием энергии взрыва [3], либо посредством сжигания порошка титана в воздухе [4] [5]. Последний вариант может быть реализован в специально разработанном устройстве – «пиротехническом генераторе  $TiO_2$ ». Предполагаемый облик такого устройства – камера с соплом [6], внутри которой горит топливо, содержащее титан, окислитель и связующее. Струя продуктов горения транспортирует горящие частицы титана, и после выхода из сопла они оказываются в воздухе, где сгорают с образованием целевого продукта – «оксидного дыма».

## 2. Эксперимент

**Топлива и компоненты.** Эксперименты проводили с неотвержденными пастообразными модельными топливами, которые имели консистенцию пластилина и включали следующие компоненты: перхлорат аммония (ПХА) ситовой фракции  $180 \div 250$  мкм; активное горючее-связующее МПВТ-АСП – раствор метилполивинилтетразольного полимера в эвтектической смеси нитроэфиров с нитраминами; порошок титана Ti в качестве металлического горючего (МГ). Массовое соотношение компонентов ПХА/связующее/Ti = 60/20/20, за исключением серии экспериментов с вариацией содержания металла. Вариацию морфологии МГ осуществляли путем использования различных типов порошков Ti: *a) губчатый*. Промышленные марки ПТМ-1 и ПТОМ-1 имеют губчатую форму (англ. sponge), развитую поверхность и размер частиц до десятков микрометров. *b) пористый обкатанный* получен посредством обработки порошка ПТМ-1 в шаровой мельнице АГО-2, размер частиц до сотен микрометров. *c) оплавленный* получен посредством обработки порошка ПТМ-1 в аргоновой плазменной дуге. Частицы имеют каплевидную форму и размер до десятков микрометров.

Исследуемые порошки титана вводили в топливо «как есть» или после рассева на фракции с использованием сит. Все порошкообразные компоненты (ПХА и титан) были подвергнуты гранулометрическому анализу. Анализ частиц с размером менее ста микрометров проводили с помощью лазерных анализаторов частиц Beckman Coulter LS 13 320 или Malvern 3600E, далее для краткости эти гранулометры именуем VCo и Mlv. Частицы крупнее 100 мкм анализировали с помощью оптического проекционного микроскопа Pictoval (VEB Carl Zeiss JENA, ГДР) и полуавтоматического 23-канального счетного устройства с мерными кружками на прозрачной шаблонной линейке [7]. Для обозначения этого метода гранулометрического анализа используем сокращение Opt.

Результаты анализа исходных порошков представлены в табл. 1 в виде набора средних диаметров  $D_{mn}$ . Также приведена погрешность измерения, которая составляет 10 отн. % для Mlv и VCo, 8.3 мкм или 21.2 мкм для метода Opt в зависимости от крупности частиц и увеличения микроскопа. Для порошков S01, S09 и S10 анализ не проводили и в качестве  $D_{43}$  указана середина интервала ситовой фракции. Средние  $D_{mn}$  приведены «как получены» без применения правил округления приближенных чисел. Пометка «Исх.» в табл. 1 означает исходный непросеянный материал, обозначение S<число> соответствует идентификатору серии опытов с топливом с соответствующим порошком (фракцией).

**Экспериментальные методики.** В экспериментах определяли скорость горения, проводили отбор и характеризацию КПП. Применяемые сосуды высокого давления именуем «бомбами». Использовали три варианта организации опытов:

**Вариант 1** – Сжигание образцов в «минибомбе» в азоте при давлении 0,35 МПа с отбором КПП в жидкость. Вкратце, в сосуде объемом 0,33 л при давлении 0,35 МПа в азоте сжигается образец диаметром 5 мм и высотой 5 мм в стаканчике из оргстекла факелом вниз. Под образцом установлен стакан с «замораживающей» жидкостью – дистиллированной водой. Расстояние от поверхности образца до поверхности воды перед опытом 1,5 см.

Таблица 1

Средние размеры  $D_{mn}$  (мкм) частиц компонентов топлив

Компонент	Метод	Фракция, мкм	Обозначение	$D_{mn}$ (мкм) и погрешность $\delta D$ (мкм или %)							
				$D_{10}$	$D_{20}$	$D_{30}$	$D_{21}$	$D_{32}$	$D_{43}$	$D_{53}$	$\delta D$
Губчатый ПТМ-1	Mlv	<36	S04	5	7	9	9	16	28	35	10 %
	Mlv	40-50	S11	14	19	26	26	47	64	69	10 %
	Mlv	50-63	S12	14	19	27	27	53	71	75	10 %
	Mlv	63-71	S07	13	19	26	26	54	74	77	10 %
Пористый обкатанный	Mlv	<71	S02	17	24	33	35	58	72	76	10 %
	-	71-100	S09	-	-	-	-	-	86	-	8,3
	-	100-125	S10	-	-	-	-	-	113	-	8,3
	-	125-160	S01	-	-	-	-	-	143	-	8,3
	Opt	160-180	S03	223	226	228	228	233	237	239	8,3
	Opt	180-250	S05	270	272	274	274	279	283	285	8,3
	Opt	250-315	S06	341	343	345	345	349	355	359	21,2
Opt	315-500	S08	432	438	445	445	460	477	486	21,2	
Оплавленный	BCou	<36	S26	7	9	12	12	24	50	69	10 %
	BCou	36-40	S28	5	9	14	16	38	55	65	10 %
	BCou	>40	S30	5	10	19	22	62	82	88	10 %
	BCou	Исх.	S21-S25	8	12	19	18	49	83	95	10 %
Губчатый ПТОМ-1	BCou	Исх.	S29	6	9	15	14	37	65	77	10 %
ПХА	Opt	180-250	-	221	227	232	234	242	249	251	8,3

Процесс горения образца регистрировали с помощью видеосъемки через окна бомбы. После сжигания образца газозвесь в бомбе выдерживали в течение 5 минут, чтобы сравнительно мелкие частицы успели осесть в жидкость. Суспензию процеживали через сито с размером ячейки 80 мкм. Остаток на сите считали агломератами. Его высушивали при комнатной температуре, взвешивали и подвергали морфологическому и гранулометрическому анализам. Безразмерная масса агломератов  $m_{80}$  есть отношение массы частиц крупнее 80 мкм к массе топлива до сжигания  $M_{\text{гор}}$ . Абсолютная погрешность определения величины  $m_{80}$  не превышает 0,02, что составляет не более 15 % от измеряемой величины. Морфологию частиц исследовали под оптическим микроскопом МБС-10 с окулярной камерой ДСМ-300 и под электронным микроскопом. Описанный вариант опытов служит для определения параметров агломератов, погашенных на расстоянии около 1,5 см от поверхности образца, горящего при давлении 0,35 МПа.

**Вариант 2** – сжигание таких же образцов на воздухе факелом вверх. Регистрация процесса горения образца с помощью видеосъемки, отбор КПП на поддон с размерами

$\approx 30 \times 30$  см<sup>2</sup> из алюминиевой фольги. В этом варианте определяли параметры КПП агломератов, горевших в воздухе при давлении 0,1 МПа и не подвергавшихся принудительному гашению, то есть без каких-либо концентрационных или временных ограничений. Фактически – это остатки горения агломератов, покидающих поверхность горения, а также остатки горения фрагментов агломератов, образовавшихся в результате фрагментации горящих агломератов. Гранулометрический анализ отобранных частиц проводили методом Орт.

**Вариант 3** – сжигание образцов в т. н. проточной отборной бомбе в аргоне при начальном давлении  $p = 2, 4$  и 8 МПа. Образцы представляли собой стаканчики со стенками из кварца и дном из фторопласта с диаметром и высотой 10 мм, заполненные топливной массой заподлицо. Гашение частиц, покидающих поверхность горения образца топлива, горящего факелом вниз, осуществляется на заданном расстоянии от образца путем смешения струи продуктов горения образца со спутным потоком инертного газа, непрерывно продувающего бомбу. Погашенные частицы улавливаются пакетом металлических ситовых сеток и аналитическим аэрозольным фильтром типа АФА, которые расположены на выходе из бомбы. Совместное использование сеток и фильтра позволяет представительно отбирать частицы любых размеров, от нанометров до сантиметров. Отобранные частицы КПП делили на фракции путем мокрого и сухого просеивания на ситах. Гранулометрический анализ отобранных частиц проводили методами ВСои и Орт.

Соответственно, значения абсолютной погрешности измерения частиц были следующие: для частиц в диапазоне 20–100 мкм  $\delta D = 3,3$  мкм, для частиц 100–300 мкм  $\delta D = 8,3$  мкм, для частиц 300–600 мкм  $\delta D = 21$  мкм, для более крупных частиц  $\delta D = 54$  мкм. Относительная погрешность заведомо не превышает 10 %.

### 3. Результаты

Для оптимизации состава топлива и снижения агломерации титана изучали влияние следующих рецептурных факторов: ❶ Размер и морфология исходного порошка титана. Вариацию дисперсности титана обеспечивали путем выделения размерных ситовых фракций (табл. 1), вариацию морфологии посредством использования нескольких типов порошка (губчатый, обкатанный пористый, оплавленный). ❷ Массовая доля титана в топливе. Также исследовали ❸ Влияние условий сжигания топлив на массовые, гранулометрические и морфологические характеристики КПП. Последний пункт обеспечивался применением различных экспериментальных постановок.

**Горение в азоте при давлении 0,35 МПа.** На рис. 2 представлены экспериментальные данные о таких характеристиках, как: скорость горения составов  $r$ , безразмерная масса агломератов  $m_{80}$ , средний размер  $D_{43}$  агломератов в зависимости от характерного размера и типа титанового порошка. В качестве характерного размера  $D_{Ti}$  порошка принят средний диаметр частиц  $D_{43}$  титана из табл. 1. Для топлив S09, S10 и S01 (см. табл. 1) характерный размер титана  $D_{Ti}$  равен полусумме размеров ячеек сит, использованных при выделении фракции.

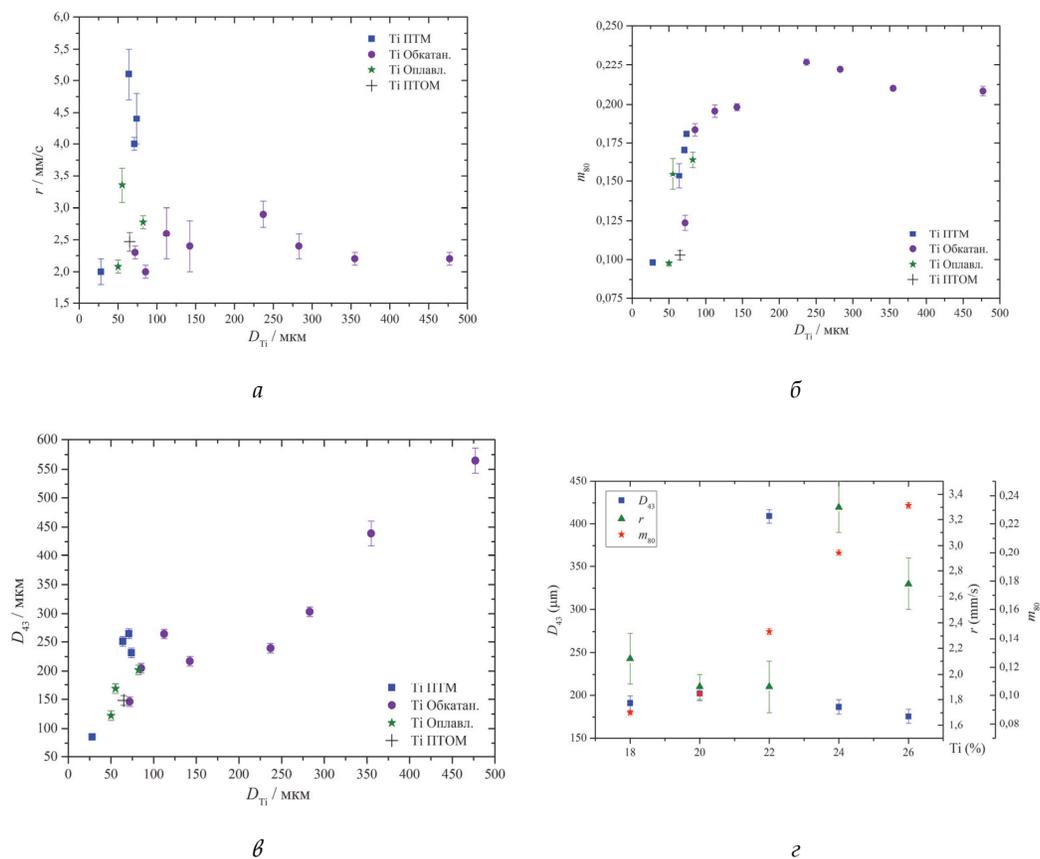


Рис. 2 Зависимости скорости горения топлив  $r$  (а), безразмерной массы агломератов  $m_{80}$  (б) и среднего размера агломератов  $D_{43}$  (в) от среднего размера частиц титана  $D_{Ti}$ . Зависимости скорости горения топлива  $r$ , безразмерной массы агломератов  $m_{80}$  и среднего размера агломератов  $D_{43}$  от содержания порошка титана в топливе (г)

Наибольшие значения скорости горения топлив  $r = 4 \div 5$  мм/с получены для составов S07, S11 и S12, содержащих титан марки ПТМ с размером частиц титана  $D_{Ti} = 40 \div 70$  мкм. Для всех остальных составов скорость горения находится в пределах  $2,0 \div 3,3$  мм/с. Можно отметить, что для пористого обкатанного титана увеличение размера частиц титана в топливе ведет к повышению скорости горения до определенного значения (максимум  $r = 2,9$  мм/с для состава S03, фракция  $D_{Ti} = 160 \div 180$  мкм), после которого скорость начинает уменьшаться. С увеличением размера частиц исходного титана  $D_{Ti}$  масса агломератов  $m_{80}$  и их средний размер  $D_{43}$  увеличиваются. Наименьшие значения массы агломератов ( $m_{80} = 0,10 \div 0,12$ ) и среднего размера агломератов ( $D_{43} = 90 \div 150$  мкм) имеют составы S04, S26, S29 и S02, содержащие порошки титана с наименьшим размером частиц.

С целью определения оптимального содержания титана в топливе проведена серия экспериментов с оплавленным порошком титана ситовой фракции мельче 36 мкм при фиксированном содержании связующего 20 % и вариации содержания порошка титана от 18 % до 26 % с шагом 2 % за счет ПХА, так что последнее изменялось от 62 % до 54 %, соответственно. Как указано выше, для повышения выхода оксидных частиц при горении топлива необходимо увеличивать содержание титана, что, однако, сопровождается усилением агломерации и снижением эффективности преобразования титана в высокодисперсный оксид. На рис. 2 представлены зависимости скорости горения  $r$ , безразмерной массы  $m_{80}$  и среднего размера  $D_{43}$  агломератов от содержания порошка титана в топливе, полученные при давлении  $p = 0,35$  МПа. Рассматривая произведение ( $m_{80} \cdot D_{43}$ ) как условный показатель интенсивности агломерации, мы установили, что среди составов с 22 %, 24 % и 26 % титана минимальное значение произведения имеет состав с 24 %. По этому критерию состав с 24 % уступает составам с 18 % и 20 %, однако нас интересуют составы с возможно большим содержанием металла. В итоге было решено, что предпочтительное содержание титана в топливе составляет 24 %.

**Горение в аргоне при давлении 2 ÷ 9 МПа.** Скорости горения определены в ходе экспериментов с отборами КПП в проточной бомбе. Эксперименты проводили с топливом с массовым соотношением компонентов ПХА/связующее/Ti = 55/21/24. Использовали оплавленный титан ситовой фракции мельче 36 мкм, и ПХА двух фракций: ситовой фракции 250 ÷ 315 мкм и фракции с удельной площадью поверхности  $S_{уд} = 5600$  см<sup>2</sup>/г в соотношении 66/34, соответственно.

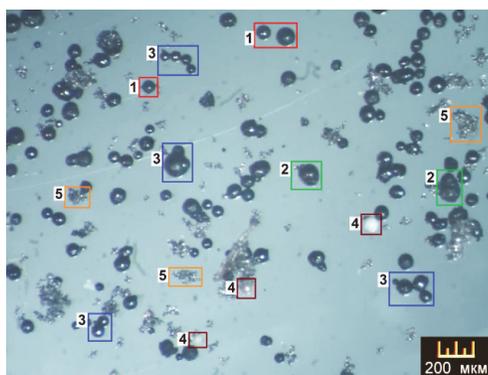
В табл. 2 представлены осредненные данные и параметры аппроксимации зависимости скорости горения от давления в форме степенной функции вида  $r = Bp^n$ . Нелинейную аппроксимацию проводили средствами программы Origin. R<sup>2</sup> – коэффициент детерминации [8]. Число после значка ± означает следующее. Для давления – абсолютная погрешность определения среднего давления. Для скорости горения – стандартная ошибка среднего SE (по определению, это среднеквадратичное отклонение SD, деленное на корень из числа измерений [39]). Для удобства сравнения, в табл. 2 также приведены значения скорости горения, вычисленные по аппроксимирующим зависимостям при фиксированных давлениях 2, 4 и 8 МПа, обозначенные  $r@2$ ,  $r@4$ ,  $r@8$ , соответственно.

Таблица 2

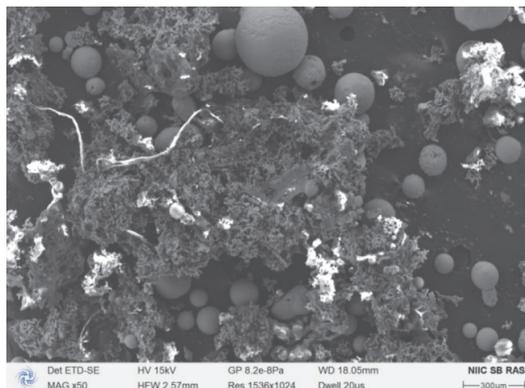
Осредненные данные по скоростям горения и параметры аппроксимации вида  $r = Bp^n$ 

Экспериментальные данные		Параметры аппроксимации		R <sup>2</sup>	Значения скорости горения (мм/с) при характерных давлениях (МПа)		
Давление $p$ , МПа	Скорость горения $r$ , мм/с	$B$	$n$		$r@2$	$r@4$	$r@8$
2,5±0,1	21,7±1,8	12,42±0,86	0,61±0,05	0,908	19,0	28,9	44,2
4,8±0,1	32,3±3,7						
9,0±0,1	48,2±5,1						

**Конденсированные продукты горения.** На рис. 3а представлены фотографии КПП топлива с титаном марки ПТМ-1 в случае отбора частиц в жидкость при давлении 0,35 МПа. Напомним, что по этой методике улавливаются агломераты, покидающие поверхность горения, а высокодисперсные оксидные частицы теряются. КПП состоят в основном из частиц среднего (50–180 мкм) и сравнительно мелкого размера (10–50 мкм). Агломераты среднего размера имеют сферическую (иногда вытянутую) форму, темно-серый или серый цвет с металлическим блеском (частицы с номерами 1 и 2 на рис. 3, а). Поверхность частиц может быть гладкой или шероховатой. Особо крупные агломераты размером до 300 мкм встречаются редко и обычно представляют собой сплавленные друг с другом средние агломераты (номер 3 на рис. 3, а), образующие цепочки или более сложные формы. Кроме того, в продуктах горения изредка встречаются сферические частицы с гладкой молочно-белой поверхностью, по виду напоминающие жемчужины (номер 4 на рис. 3а). Размеры таких частиц варьируются от 70 до 120 мкм. Мелкие частицы размером менее 50 мкм образуют скопления в виде гроздьев (до 200 мкм) серебристого цвета с металлическим блеском (номер 5 на рис. 3, а). Также имеются конгломераты мелких и средних частиц и образования в виде кораллов (характерны для составов S11, S12 и S07). Размеры таких образований могут достигать 450–1500 мкм. Количество таких «скоплений» увеличивается по мере увеличения размеров частиц титана. На рис. 3б показан вид таких скоплений под электронным микроскопом. Частицы, из которых состоят скопления, по форме схожи с исходным порошком титана.



(а) Топливо S04,  $D_{Ti} = <36$  мкм



(б) Топливо S07,  $D_{Ti} = 63-71$  мкм

Рис. 3 Вид КПП топлив с титаном ПТМ-1 под оптическим микроскопом (а). СЭМ-изображения КПП топлива S07 (б). Горение в азоте при 0,35 МПа

В КПП, отобранных в проточной бомбе при  $p = 2 \div 9$  МПа при замораживании вблизи поверхности в аргоне, наблюдаются аналогичные вышеописанным морфологические типы агломератов и скоплений. Основная масса агломератов имеет сферическую форму, а их размеры не превышают 150 мкм.

Данные EDS показывают «избыточное» содержание кислорода в КПП относительно стехиометрического значения  $Ti/O = 2$  для высшего оксида. А именно, осредненные значения атомного соотношения  $Ti/O$ , измеренные по площадкам с размерами от  $\approx 24 \times 28$  мкм<sup>2</sup> до  $\approx 150 \times 208$  мкм<sup>2</sup> составили  $2,6 \pm 0,5$  ( $n = 3$ ) для экспериментов в воздухе при 0,1 МПа (топлива S05, S06, S07);  $2,4 \pm 0,3$  ( $n = 3$ ) для экспериментов в азоте при 0,35 МПа (топливо S05);  $3,6 \pm 0,6$  ( $n = 4$ ),  $2,8 \pm 0,4$  ( $n = 3$ ),  $4,4 \pm 1,4$  ( $n = 2$ ) при давлениях 2,6, 4,8 и 9 МПа в экспериментах в проточной бомбе в аргоне с топливом S13. Здесь число после значка  $\pm$  есть стандартная ошибка среднего SE [39],  $n$  – количество измерений. Оценка глубины проникновения электронов по формуле Канава–Окаюама с использованием необходимых данных для Ti и O из [42] и энергии электронного пучка в микроскопе 20 кэВ дает значения 3 – 8 мкм. Учитывая тот факт, что никто никогда не наблюдал на частично сгоревших частицах титана структур типа «ядро-оболочка» даже в случае весьма крупных остатков (сотни мкм) размеров [20], полученные значения  $Ti/O$  позволяют предположить, что во всех проведенных экспериментах титан в основном превратился в оксид. Гипотетические механизмы горения частиц титана обсуждаются в [1].

Данные EDS также свидетельствуют о наличии хлора в частицах КПП. Источником хлора является ПХА. Осредненные значения содержания хлора при давлениях 2,6; 4,8 и 9 МПа, измеренные по площадкам вышеуказанных размеров, оставили  $6,0 \pm 2,6$  ( $n = 5$ ),  $2,4 \pm 1,7$  ( $n = 4$ ),  $7,1 \pm 3,3$  ( $n = 3$ ) ат. %, соответственно. Отметим, что в экспериментах в воздухе при 1 атм (вариант 2) мы непосредственно наблюдали в отобранных продуктах горения частицы ПХА. При повышенных давлениях возможно образование хлорсодержащих соединений.

#### 4. Заключение

С целью оптимизации состава топлива для снижения агломерации титана и повышения выхода высокодисперсных конденсированных продуктов горения (КПП) с использованием метода отбора исследовано влияние условий сжигания топлив и ряда рецептурных факторов на скорость горения и массовые, гранулометрические и морфологические характеристики КПП. На основе проведенных ограниченных экспериментов рекомендовано использовать титановый порошок возможно меньшего размера, а массовую долю титана в топливе принять равной 24 %. Методом EDS в частицах КПП выявлено высокое содержание кислорода, что позволяет надеяться на достаточно полное превращение титана в оксид. Впервые проведены эксперименты с титансодержащим топливом при давлении 2.6 – 9 МПа и получена зависимость скорости горения от давления.

*Исследование проводится при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект РНФ № 24-29-00474).*

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Глотов О.Г. Воспламенение и горение частиц титана. Экспериментальные методы исследования и результаты // Успехи физических наук. – 2019. – Т. 189. – № 2. – С. 135–171.
2. Weiser V., Neutz J., Eisenreich N., Roth E., Schneider H., Kelzenberg S. Development and characterization of pyrotechnic compositions as counter measures against toxic clouds // Energetic Materials: Performance and Safety. 36th Int. Annual Conf. of ICT & 32nd Int. Pyrotechnics Seminar, June 28 - July 1. Karlsruhe, Germany, 2005. – Pp. 102-1-102-12.
3. Гаенко О.И., Конохов И.Е., Муравлев Е.В., Кудряшова О. Б., Титов С.С. Распыление дезактивирующих аэрозолей с помощью энергии ВЭМ // Всерос. конф. «Физика взрыва: теория, эксперимент, приложения»: тезисы докладов. Новосибирск: Сиб. отд-ние РАН, Ин-т гидродинамики, 2023. – С. 221. – DOI 10.53954/9785604990025\_221.
4. Захаренко В.С., Хромова С.А. О возможности использования твердого аэрозоля, получаемого сжиганием в воздухе микрочастиц титана, в ликвидации последствий техногенных катастроф // Экологическая химия. – 2006. – Т. 15. – № 4. – С. 226–234.
5. Glotov O.G., Zarko V.E. Formation of Nanosized Products in Combustion of Metal Particles // In: Energetic Nanomaterials: Synthesis, Characterization, and Application. Elsevier, 2016. - pp. 285-321.
6. Глотов О.Г., Суродин Г.С., Бакланов А.М. Горение сферических титановых агломератов в воздухе. III. Движение агломератов и влияние скорости обдува на наноразмерные продукты горения и время сгорания // Физика горения и взрыва. – 2019. – Т. 55. - № 1. – С. 49–62.
7. Куценогий К.П. Изучение физико-химических характеристик мощного аэрозольного облака : дисс. ... канд. техн. наук / К.П. Куценогий ; ИХКиГ. – Новосибирск, 1970. - 144 с.
8. Статистический анализ. Подход с использованием ЭВМ / А. Афифи, С. Эйзен. – Москва : Мир, 1982. – 488 с.

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ КРИТЕРИЕВ ДЛЯ ИНЖЕНЕРНОЙ МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РЕСУРСА УЗЛА ТРЕНИЯ

К. М. Зубашевский, ст. преподаватель, А. В. Гуськов, д.т.н., доцент

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, просп. Карла Маркса, 20  
e-mail: zubashewsky@yandex.ru*

**Аннотация.** В работе рассмотрен блок рубки установки для разделки отработанных тепловыделяющих сборок и определены основные параметры, влияющие на гарантированный ресурс блока.

**Ключевые слова:** трение, износ, гарантированный ресурс, ядерные отходы.

**Abstract.** The paper considers the cutting unit of the spent fuel assemblies cutting machine and defines main parameters affecting the guaranteed resource of the unit.

**Keywords:** friction, wear, guaranteed resource, nuclear waste.

Обращение с радиоактивными материалами, используемыми в атомной энергетике – актуальный вопрос промышленной безопасности. Одна из наиболее важных сторон этого вопроса состоит в безопасном обращении с радиоактивными отходами (РАО), которые имеют как различные конструкции (корпуса реакторов, трубы и т.п.), так и разный фазовый состав (твердые отходы, жидкие и газообразные), которые могут требовать различного подхода к переработке [1]. Среди РАО можно выделить отработанные тепловыделяющие сборки (ОТВС), которые являются типом отходов, стабильно образующимся в течение работы реактора, и имеющим стандартизированную конструкцию, что делает целесообразным создание технологического оборудования для их переработки. Существуют несколько способов обращения с ОТВС – от захоронения их в контейнерах целиком, до извлечения из них остаточных радиоактивных веществ для дальнейшего применения в атомной энергетике. В большинстве случаев требуется разделка сборки, так как она, во-первых, имеет достаточно большие габариты (до 40–50 см в диаметре и до 4 метров в длину), во-вторых, имеет возможности для уменьшения занимаемого объема, так как между составными частями сборки есть большое количество зазоров и промежутков для обеспечения функционирования при работе в реакторе.

Условия работы такого оборудования напрямую накладывают определенные ограничения – из-за высокого радиационного фона нельзя допускать человека к установке с начала ее функционирования. В отличие от оборудования, работающего в обычных условиях и имеющего возможность подналадок в процессе работы, оборудование для работы с радиоактивными материалами не имеет такой возможности и ресурс его должен обеспечиваться в полной мере на стадии конструирования.

Для разделки ОТВС применяются несколько методов, один из которых – рубка на специальной установке инструментом, который представляет собой, фактически, пакет штампа, состоящий из корпуса, подвижного и неподвижного ножей и прижима (рис. 1) [2].

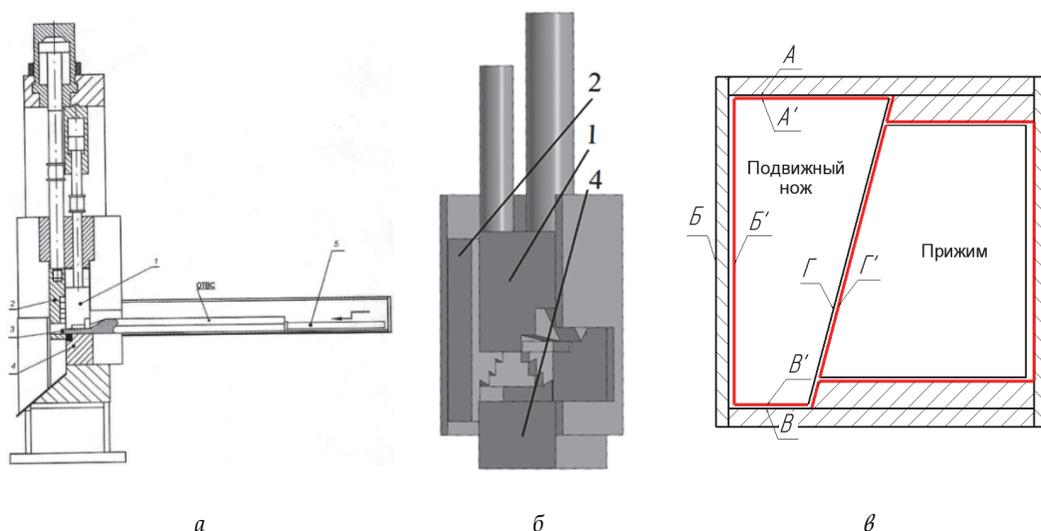


Рис. 1. Схема установки (а), модель блока рубки ОТВС (б) и сечение блока рубка (в):

1 – прижим; 2 – подвижный нож; 3 – отрезаемая часть ОТВС; 4 – неподвижный нож; 5 – толкатель ОТВС

В установку подается ОТВС, которая сначала надрезается и прессуется прижимом, затем разрезается подвижным и неподвижным ножами. Рабочая плоскость ножей и прижима не перпендикулярны оси сборки, а находятся под углом около  $75^\circ$  к ней.

Необходимое расположение подвижных частей блока рубки обеспечивается конструкцией их и сопрягаемых частей корпуса блока, по которым двигаются подвижный нож и прижим. Далее будет рассматриваться только расположение и движение подвижного ножа. Появляются пары трения А-А', Б-Б', В-В', Г-Г' (рис. 1, в), которые обеспечивают движение и расположение подвижного ножа в заданных пределах. Для уменьшения затрат энергии на трение и оптимизации конструкции эти пары трения представляют собой с одной стороны, плоскость из легированной стали (стенки корпуса и корпуса ножа и прижима), с другой стороны – массив таблеток из твердого сплава (ТТС). Сам подвижный нож вместе со штоком и расположение таблеток на его задней поверхности (поверхность Б' на рис. 1, в) показаны на рис. 2.

Так как установка для разделки ОТВС является оборудованием, которое должно эксплуатироваться без подналадок, необходимый ресурс должен обеспечиваться без технического обслуживания и ремонта. Срок эксплуатации установки или иного оборудования вообще с самого ее начала обычно разбивают на три периода: период приработки I, период нормальной эксплуатации II и период деградации или износа III, привязывая к этим периодам изменение определенного параметра. В качестве такого параметра для рассматриваемого блока рубки было выбрано изменение угла между режущими кромками ножей, так как именно оно определяет величину зазора между кромками (рис. 3).

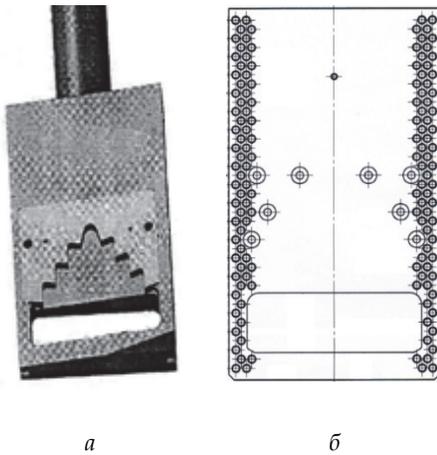


Рис. 2. Подвижный нож (а) и расположение ТЭС на его задней поверхности (б)

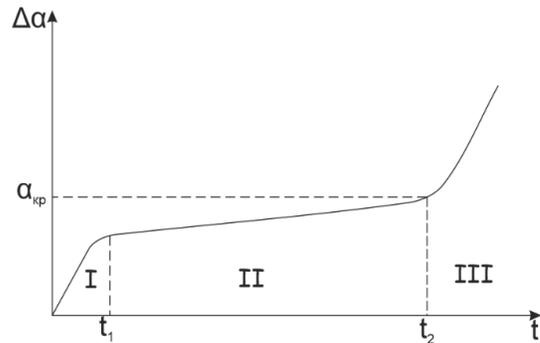


Рис. 3. Изменение угла между кромками ножей в течение периода эксплуатации оборудования

Гарантированный ресурс работы охватывает первые два периода, иногда только период нормальной эксплуатации (для устройств, приработка которых уже проведена перед непосредственным вводом в эксплуатацию). Задача обеспечения гарантированного ресурса работы сводится к тому, чтобы обеспечить определенные параметры в рамках докритических значений, выходя за которые, параметр приводит к выходу оборудования из строя. Для рассматриваемой установки таким параметром будет служить изменение угла между режущими кромками ножей.

Основная причина выхода блока рубки из строя связана с зазором между режущими кромками ножей – если он станет слишком большим, вместо разрубания ОТВС будет происходить ее разрыв, что недопустимо. Если зазор достигнет другого предельного состояния – будет равен нулю, дальнейшее его уменьшение приведет к наезду ножей друг на друга и их разрушению.

Так как ОТВС имеет каркасные части, расположенные перпендикулярно оси сборки, необходимо их разрубать под некоторым углом для образования мелких фрагментов. Из-за этого рассматриваемый блок рубки имеет нетипичное расположение режущей кромки под углом к оси разрубаемой ОТВС. Это приводит к появлению момента, поворачивающего подвижный нож, что ведет к неравномерному нагружению его поверхностей, входящих в пары трения, а также к изменению зазора между кромками ножей (рис. 4).

Воздействие сил реакции приводит к повороту ножа не сразу, так как он движется вдоль стенок корпуса без зазоров, а постепенно, благодаря износу пар трения. Таким образом, если уменьшить этот износ, можно увеличить ресурс работы блока рубки ОТВС. Необходимо разработать методику исследования узла трения описанной установки, которая может быть распространена и на другое похожее оборудование, работающее без ремонта и технического обслуживания.

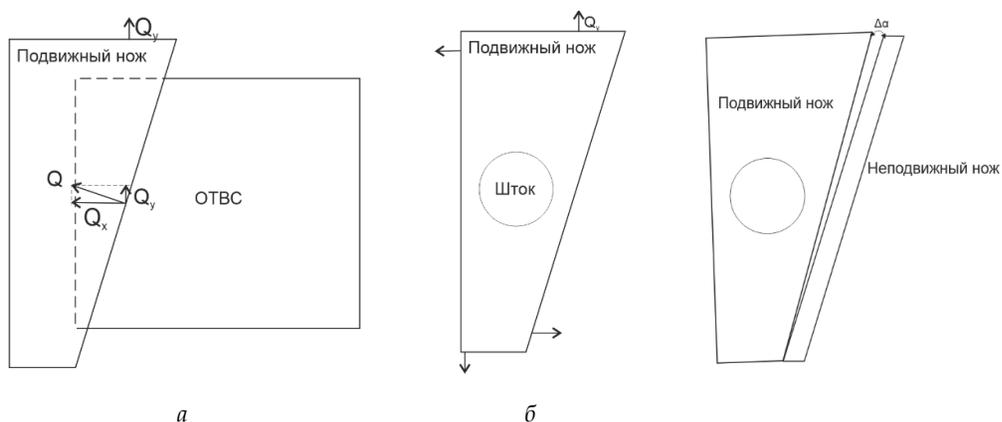


Рис. 4. Действие силы реакции сборки на подвижный нож:

*a* – сила реакции; *б* – воздействие составляющей  $Q_y$  на подвижный нож; *в* – поворот подвижного ножа

Так как основной параметр, определяющий гарантированный ресурс рассматриваемой установки – зазор между режущими кромками ножей, нужно выделить параметры, влияющие на его величину и изменяющиеся при эксплуатации оборудования. К таким параметрам относятся износ режущих кромок, износ плоских направляющих и износ ТТС. Износ режущих кромок рассмотрен в работе [3]. Рассмотрение же износа пар трения является более сложной и комплексной задачей из-за неравномерного их нагружения и множества пятен контакта.

Можно выделить несколько параметров, изменяющихся в процессе рубки и влияющих на величину зазора между режущими кромками (рис. 5).

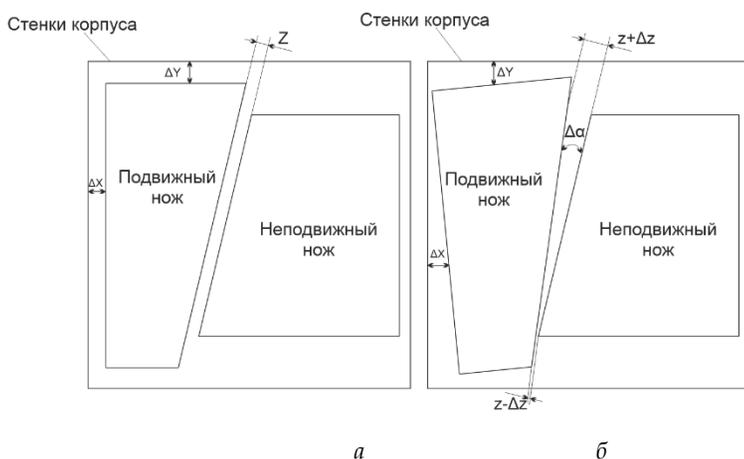


Рис. 5. Изменение геометрических параметров, влияющих на зазор в начале эксплуатации (*a*) и в ее конце (*б*)

В начале эксплуатации кромки параллельны, зазор имеет оптимальную величину, кромки параллельны (угол  $\alpha = 0^\circ$ ). В процессе эксплуатации происходит периодическое действие ОТВС на ножи, приводя к возникновению нагрузок, неравномерно действующих на поверхности подвижного ножа. С помощью геометрического анализа можно выделить параметры  $\Delta x$  и  $\Delta y$ , которые влияют на угол между режущими кромками и, соответственно, на величину зазора. Это параметры можно напрямую связать с износом пар трения, ведь фактически  $\Delta x$  – изменение износа пары трения на задней поверхности подвижного ножа (перпендикулярно оси ОТВС),  $\Delta y$  – изменение износа пар трения на боковых поверхностях этого ножа (параллельно оси ОТВС). Совместный неравномерный износ этих пар трения и приводит к повороту подвижного ножа на величину  $\Delta\alpha$  и выходу величины зазора из допустимых пределов. Следует отметить, что эти параметры также имеют неравномерную величину по всей плоскости трения.

Таким образом, получаем, что изменение угла между режущими кромками ножей геометрически зависит от нескольких параметров:

$$\Delta\alpha = f(\Delta x, \Delta y).$$

Для определения величин  $\Delta x$  и  $\Delta y$  нужно составить картину распределения нагрузок, возникающих на соответствующих поверхностях при рубке сборки и определить износ пар трения при этих нагрузках. Определение износа единичных пар трения по схеме «палец-плоскость» описано в работах [4, 5].

По результатам проведенной работы выделен параметр, влияющий на гарантированный ресурс работы блока рубки ОТВС – угол между режущими кромками; выделены параметры, влияющие на угол между кромками – износы пар трения.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Землянухин В. И. Радиохимическая переработка ядерного топлива АЭС / В. И. Землянухин, Е. И. Ильенко, А. Н. Кондратьев и др. - Москва : Энергоатомиздат, 1983. – 232 с
2. Патент № 2732279 Российская Федерация, МПК G21C 19/00. Установка для резки отработавших тепловыделяющих сборок : № 2019132770 : заявл. 15.10.2019 : опубли. 15.09.2020, Бюл. №26 / А.Ф. Черендин, В.В. Ляхов, В.Г. Галуцкий, И.М. Котов ; заявитель и патентообладатель фед. гос. бюджет. учрежд. науки «Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН». – 11 с.
3. Стояновский О.И., Мазничевский А.Н., Пикаревский А.А., Васюкова Е.С. Износостойкость ножей из стали марки ДИ37-ВИ (11Х4В2МФ3С2-ВИ) при резке с добавлением абразива // ПМТФ. – 2018. - Т.59. – № 3. – С. 129–140.
4. Стояновский О. И., Галуцкий В. Г., Котов Д. И. Износ пар сухого трения, состоящих из высокоуглеродистых хромованадиевых сталей и твердых сплавов // Прикладная механика и техническая физика. – 2022. – Т.63. – №2. – Стр. 166–174.
5. Котов Д. И. Стойкость сталей 5ХНМ, 11Х4В2МФ3С2 И 95Х6М3Ф3СТ в условиях сухого трения скольжения / Д. И. Котов, С. В. Станкевич, К. М. Зубашевский. - Текст : непосредственный // Физическая мезомеханика. Материалы с многоуровневой иерархически организованной структурой и интеллектуальные производственные технологии : тез. докл. междунар. конф., Томск, 9–12 сент. 2024 г. – Томск: Изд-во ИФПМ СО РАН, 2024. – С. 35–36.

## ПУСК НЕУПРАВЛЯЕМЫХ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ С НОСИТЕЛЯ

<sup>a</sup>А.И. Цыбрий, аспирант, А.В. Гуськов, д.т.н, доцент

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20*

*<sup>a</sup>E-mail: Gorasmen@yandex.ru*

**Аннотация.** В настоящей работе рассмотрена схема пуска неуправляемых авиационных ракет с носителя, выделены этапы пуска и соответствующие им физические процессы при совместном движении носителя и запускаемой ракеты с целью определения параметров воздействия на летательный аппарат-носитель.

**Ключевые слова:** пуск ракет, неуправляемые авиационные ракеты, пуск с носителя.

## LAUNCHING UNGUIDED AIRCRAFT MISSILES FROM A CARRIER

**A.I. Tsybriy. A.V. Guskov**

*Novosibirsk State Technical University  
630073, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20*

*E-mail: Gorasmen@yandex.ru*

**Abstract.** This paper examines the launch scheme of unguided aircraft missiles from a carrier, identifies the launch stages and the corresponding physical processes during the joint movement of the carrier and the launched missile in order to determine the parameters of the impact on the carrier aircraft.

**Keywords:** missile launch, unguided aircraft missiles, launch from a carrier.

В авиации широко применяется различное ракетное вооружение как для поражения наземных, так и воздушных целей. В них в качестве средства доставки применяются ракетные двигатели на основе твердого топлива (РДТТ). Кроме классической авиации в настоящее время быстрыми темпами происходит освоение воздушного пространства беспилотными летательными аппаратами с различными массогабаритными параметрами в конструкциях которых более широко в сравнении с классической авиации используются различные композитные материалы, пластики и легкие сплавы, обладающие более широким спектром физико-механических свойств. На ряду с тем что беспилотные летательные аппараты могут практически выполнять все функции классической авиации. Что приводит к необходимости определения физических процессов, происходящих в момент пуска ракет с летательного аппарата, чтобы исключить или минимизировать возникающее воздействие на летательный аппарат.

Опасность для летательного аппарата при пуске ракет возникает с момента запуска и выхода на режим РДТТ до удаления ракеты на расстояние, на котором исключаются или минимизируются физические параметры ракетной струи.

Неуправляемые авиационные ракеты (НАР) запускаются из пусковых установок, крепящихся к фюзеляжу летательного аппарата и выполненных в виде блоков с различным количеством пусковых труб. При пусках возникают напряжения в узлах крепления



В данный момент времени НАР удерживается в направляющей пускового блока за счет бурта стакана, как показано на рис. 3. Происходит увеличение тяги двигателя во времени которая воздействует на пусковой блок его крепление и носитель. Принципиальная схема ракеты с РДТТ расположенной в пусковой трубе представлена на рис. 2.

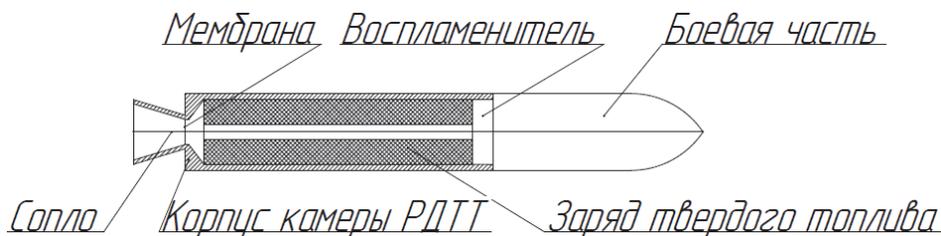


Рис. 2. Принципиальная схема ракеты с РДТТ

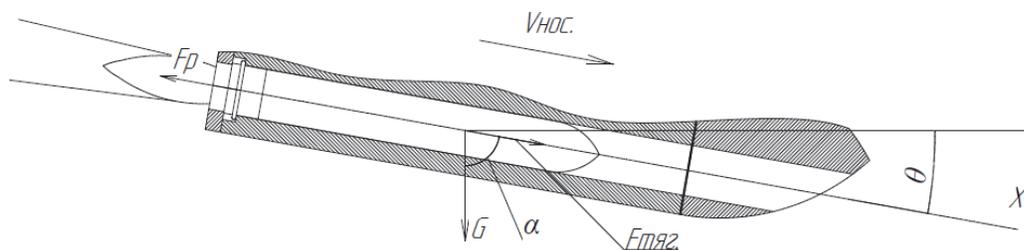


Рис. 3. Силы, действующие на ракету при работе двигателя в пусковом блоке до срыва стакана

2-й этап: после срыва стакана начинается движение НАР по направляющей. Силы, действующие на ракету при работе двигателя в пусковом блоке после срыва стакана показаны на рис. 4. Движение продолжается до выхода из пускового блока в точке Б за время равное  $t_{(вых.)}$  Срез сопла РДТТ к данному моменту времени пройдет путь  $l_{(вых.)}$  Равный длине пускового блока.

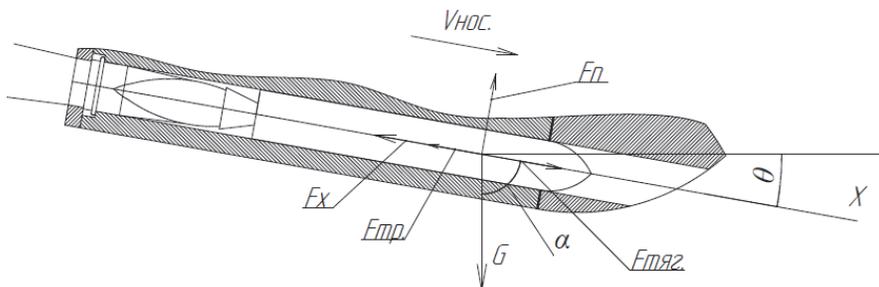


Рис. 4. Силы, действующие на ракету при работе двигателя в пусковом блоке после срыва стакана

3-й этап движения начинается из точки Б в данной точке в следствии не раскрытого стабилизатора НАР может изменить направление движения относительно оси направляющей пускового блока, что приводит и к изменению направления истечения струи ракетного двигателя. Кроме того, изменение траектории при выходе из направляющей трубы пускового блока происходит из-за вибраций самого блока [4]. Газовая струя РДТТ начинает воздействие на переднюю поверхность пускового блока, отражаясь от нее в стороны воздействует на другие элементы летательного аппарата и его вооружение [2].

Силы, действующие на ракету при работе двигателя на выходе ракеты из пускового блока 5. На первом этапе ракета осуществляет механическое воздействие на пусковой блок, а, следовательно, на летательный аппарат. Струя РДТТ воздействует на пусковой блок.

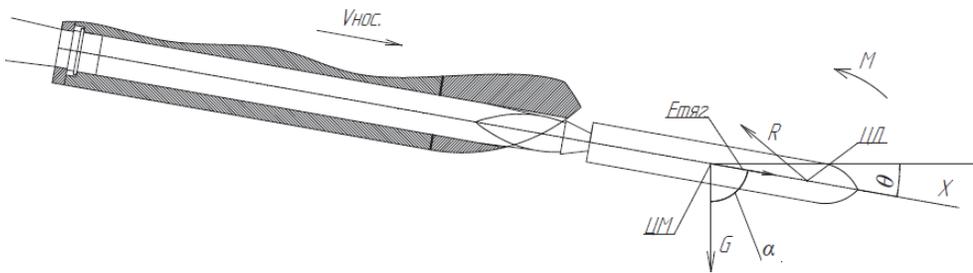


Рис. 5. Силы, действующие на ракету при работе двигателя на выходе ракеты из пускового блока

По мере перемещения НАР относительно летательного аппарата изменяется диаметр  $D$  и длина струи  $L_c$  РДТТ взаимодействующей с летательным аппаратом, а также изменяются температура и скорость газов.

Воздействие струи РДТТ на летательный аппарат прекращается на некотором безопасном расстоянии  $l$  большем длины распространения струи  $L_c$  в момент времени  $t$  в точке В схемы движения НАР относительно летательного аппарата.

4-й этап между точками В и Д является безопасным для носителя так как НАР находится на значительном удалении и не оказывает воздействия на летательный аппарат.

Выводы: были предложены критерии схода неуправляемых авиационных ракет на основании изменения физических процессов, протекающих на различных этапах относительного движения неуправляемой ракеты и носителя. Таким образом рассмотрев движение НАР относительно летательного аппарата можно сделать выводы что наибольшее воздействие при пуске НАР оказывает на этапах 1 и 2 с момента запуска РДТТ, до удаления на расстояние больше длины распространения потока газовой струи на участке Б-В. Важными параметрами являются температура струи, скорость потока и время воздействия струи на носитель обусловленное относительной скоростью движения НАР.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Авиационные ракетные комплексы: учебное пособие / Б. Ф. Щербаков ; М-во образования и науки Российской Федерации, Балтийский гос. техн. ун-т "Военмех". – Санкт-Петербург : БГТУ, 2012. – 65 с.*
2. *Прокопьев А. Л., О. В. Поветкин. Помпаж и самовыключение (заглохание) двигателя вертолета при пуске неуправляемых авиационных ракет из блоков орудий // Авиационно-космическая техника и технология: Вестник Самарского гос. аэрокосм. Ун-та. – 2011. – 3(27). – С. 257-264.*
3. *Белов В. П. Внутрикамерные процессы в ракетных двигателях на твердом топливе: учебное пособие / В.П. Белов. – СПб: Балт. гос. техн. ун-т., 2018. – 56 с.*
4. *Белобородов М.Н., Струневич А.В., Черепеникова А.В. Использование высокоточного оборудования для испытаний авиационных средств поражения на подвижном носителе // Известия Тульского государственного университета. Серия: Технические науки: научный журнал. – 2022. – № 12. – С. 57-64.*

## ВЛИЯНИЕ СКОРОСТИ ВЕТРА НА РАССЕЙВАНИЕ ПРИ СБРОСЕ ГРУЗА С БПЛА

А.В. Гуськов, д.т.н., доц., К.Е. Милевский, к.т.н., доц., А.А.Шептунова, студ.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
«E-mail: a.guskov@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В работе определены основные факторы, влияющие на траекторию свободно падающего тела и предложена методика расчёта рассеивания при падении груза с небольшой высоты.

**Ключевые слова:** рассеивание, БПЛА, груз, сброс с БПЛА, ветровой снос, форма тела, аэродинамическая сила, направление ветра, скорость ветра.

**Abstract.** The paper identifies the main factors affecting the trajectory of a free-falling solid and proposes a method for calculating dispersion when a load falls from a low height.

**Keyword:** dispersion, UAV, solid, UAV drop, wind drift, solid shape, aerodynamic force, wind direction, wind speed.

Беспилотные системы находят широкое применение в различных сферах, включая поисково-спасательные операции, военные задачи и другие аспекты жизни. В экстренных случаях, когда требуется мгновенная доставка груза, летательные аппараты выступают в роли незаменимого транспортного средства. Примером может послужить случай, когда человек травмирован и не может передвигаться. БПЛА может оперативно и с высокой точностью доставить необходимые медикаменты, минимизируя задержки и обеспечивая своевременную помощь, но только при непосредственном контакте с человеком. Необходимо доставлять грузы сбросом с небольшой высоты. С максимальной точностью, определяемую площадью раскрытой ладони человека. Существенное значение имеет оператор дрона, которому необходимо рассчитать траекторию полёта груза так, чтобы доставить необходимые средства с минимальной погрешностью. В настоящее время отсутствуют методики расчёта рассеивания при свободном падении тела.

Определены факторы, имеющие наибольшее влияние на радиус рассеивания.

### 1. Аэродинамическая сила и аэродинамическое сопротивление (форма тела)

Для уменьшения аэродинамической силы и аэродинамического сопротивления следует выбрать такую форму тела, при обтекании воздухом которой практически не образуется завихрений. Рассмотрим на рис. 1 примеры обтекания воздухом тел разной формы при одинаковом поперечном сечении и массе: пластину, установленную поперек потока, шар и тело каплевидной формы.

Из рисунка видно, что наименьшее количество завихрений при обтекании тела каплевидной формы. Сопротивление воздуха при движении тела каплевидной формы в 30 раз меньше сопротивления при движении пластины и в 5 раз меньше сопротивления при движении шарика того же поперечного сечения [1]. При этом форма позволяет создать такую упаковку, которая обеспечит сохранность груза, так

как могут быть хрупкие ампулы, различные лекарства, медицинские шприцы и тому подобное.

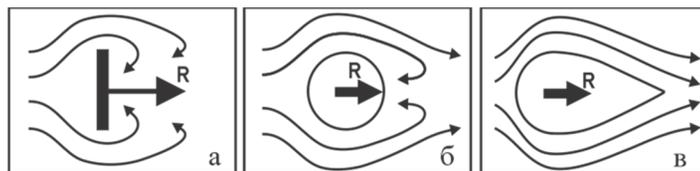


Рис. 1. Примеры обтекания воздухом тел разной формы при одинаковом поперечном сечении:

*a* – пластина; *б* – шар; *в* – тело кашлевидной формы

## 2. Ветровой снос, скорость и направление ветра

Важнейший фактор, вызывающий отклонение координат точки падения неуправляемого груза от заданных, — ветер, создающий так называемый ветровой снос, который зависит от высоты полёта [2].

Авторы [3] приводят результаты анализа погрешностей координат точки сброса, обусловленных ветровым сносом:

1. Неоднородность вектора скорости ветра по высоте.
2. Наибольшее влияние оказывают ветровые возмущения на начальных участках баллистической траектории неуправляемого груза.
3. Корректировка точки сброса с учетом ветрового сноса на высотах в диапазоне значений высоты носителя позволяет уменьшить погрешность наведения до единиц метров. Без такой корректировки погрешность, вносимая неоднородным ветром, составляет десятки метров.

Оператор БПЛА может рассчитать примерный эллипс рассеивания, полагаясь на розу ветров и значения скорости ветра, для более точной доставки груза. Роза ветров — это диаграмма, характеризующая режим ветра в определенном месте. Иными словами, она показывает, откуда и куда чаще всего дует ветер на той или иной территории.

Для примера рассмотрим розу ветров (рис. 2) и таблицу значений скорости ветра (табл. 1.) г. Новосибирска [4].

Исходя из данных ФГБУ «Западно-Сибирское УГМС», можно сделать вывод, что в Новосибирске преобладает южное направление ветра.

В зависимости от розы ветров и скорости ветра, оператор может скорректировать местоположение дрона в воздухе так, чтобы при падении учитывать отклонение. Пример представлен на рис. 3.

Рассмотрим зафиксированный в воздухе дрон, параллельный земле на небольшой высоте  $h$ ,  $0 \leq h \leq 100$  метров. Температура, давление и плотность воздуха постоянны, так как незначительное расстояние ( $T, P, \rho = const$ ). Движение воздушных масс строго параллельно земле. Предположим, что ветер будет менять свои параметры от слоя к слою по высоте. Для учета этих изменений пользуются понятием среднего ветра. Средний ветер – расчетный ветер постоянной скорости и направления, который оказывает такое

же результирующее действие на падающее тело за время его прохождения нескольких слоев, как и реальный ветер в этих же слоях.

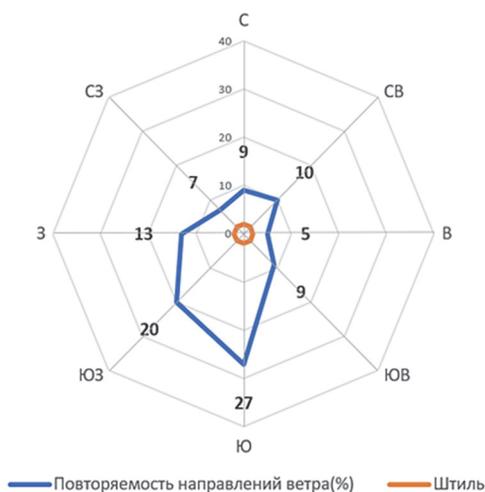


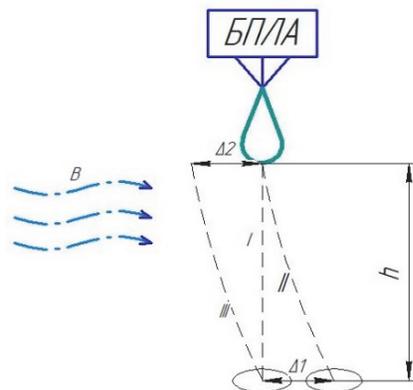
Рис. 2. Роза ветров за год. Годовая повторяемость (%) направлений ветра в 2023 г.

Таблица 1

Значение скорости ветра в г. Новосибирск

	Скорость ветра, м/с
Январь	3,22
Февраль	3,18
Март	3,40
Апрель	3,43
Май	3,59
Июнь	3,21
Июль	2,99
Август	3,05
Сентябрь	3,27
Октябрь	3,50
Ноябрь	3,31
Декабрь	3,19
Среднее за год	<b>3,27</b>

Рис. 3. Схема для определения отклонения от траектории при свободном падении груза с БПЛА с учётом действия ветра, где  $h$  – высота полёта;  $V$  – ветер; I, II, III – траектории полёта груза;  $\Delta 1$  – отклонение от траектории без корректировки оператором;  $\Delta 2$  – отклонение от траектории с корректировкой оператором;  $\Delta 1 = \Delta 2$



Для расчетов применяется приближенный способ – «метод весов», заключающийся в том, что высоту сброса  $h$  разбивают на  $n$  равных слоев одинаковой мощности  $p$ , в каждом из которых направление ветра и его скорость считают постоянными величинами  $\omega_i$ . Величину называют средним ветром [5], [6].

$$\vec{\omega} = 1/n \sum_{i=1}^n \vec{\omega}_i.$$

Движение груза опишем в прямоугольной декартовой системе координат  $Oxyz$ , при этом направление отклонения груза совпадает с направлением ветра  $\vec{\omega}$ . Ось  $Oy$  направим горизонтально, в сторону отклонения груза, ось  $Oz$  направим вертикально вверх, ось  $Ox$  – перпендикулярно осям  $Oy$  и  $Oz$ ; за начало координат  $O$  возьмем ортогональную проекцию начального положения груза, движущегося к поверхности земли.

Зная среднюю скорость ветра  $\vec{\omega}$ , появляется возможность определения влияния формы и веса груза на коэффициент ветрового сноса  $\alpha$ , следовательно, величину отклонения при встрече с местом доставки.

Пусть  $x(t)$ ,  $y(t)$ ,  $z(t)$  – координаты движения груза в момент времени  $t$ . Стандартную модель движения груза можно рассматривать как модель движения в безветренную погоду. Изменение скорости движения груза в пространстве можно описать следующей системой дифференциальных уравнений [5]:

$$\begin{cases} \dot{V}_x = c_1 + b_1 V_x + a_1 V_x (V_x^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}}; \\ \dot{V}_y = c_2 + b_2 V_y + a_2 V_y (V_y^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}}; \\ \dot{V}_z = c_3 + b_3 V_z + V_z \left( \frac{1}{2} a_x (V_x^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}} + \frac{1}{2} a_y (V_y^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}} \right), \end{cases}$$

где  $V_x, V_y, V_z$  – скорости груза по координатам  $x, y, z$  соответственно; коэффициенты  $a_1, a_2, a_x, a_y$  пропорциональны площади сечения тела  $S$ , поперечного по отношению

к потоку, и формой тела,  $b_n$  определяются свойствами и плотностью среды,  $c_n$  зависят от ускорения свободного падения и массы тела,  $n = \overline{1,3}$ .

Скорость по оси  $Ox$  нулевая, т.к. ось  $Oy$  направлена по вектору скорости ветра, следовательно, смещения по  $Ox$  не будет, коэффициенты  $c_1, b_1, a_1$  равны нулю.

Учтем теперь влияние ветра. Абсолютная скорость груза  $\vec{V}_a$  равна  $\vec{V}_a = \vec{V} + \vec{\alpha\omega}$ , где  $\vec{V}$  – скорость в штилевую погоду;  $\alpha$  – коэффициент ветрового сноса, зависящий от формы и массы груза. Значение скорости  $\vec{V}_a$  определяется по формуле

$$V_a = \sqrt{(V_y + \alpha\omega)^2 + V_z^2}, \quad \omega = |\vec{\omega}|.$$

Таким образом, результирующая скорость с учетом ветра по координате  $y$  может быть представлена как

$$\begin{cases} \dot{V}_x = 0; \\ \dot{V}_y = c_2 + b_2(V_y + \alpha\omega) + a_2(V_y + \alpha\omega)((V_y + \alpha\omega)^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}}; \\ \dot{V}_z = c_3 + b_3V_z + \left(\frac{1}{2}a_x\right)^{\frac{1}{2}}V_z^2 + \frac{1}{2}a_yV_z((V_y + \alpha\omega)^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}}, \end{cases}$$

Построив траектории движения, учитывая пройденные грузом расстояния, будет получено отклонение (рис. 4).

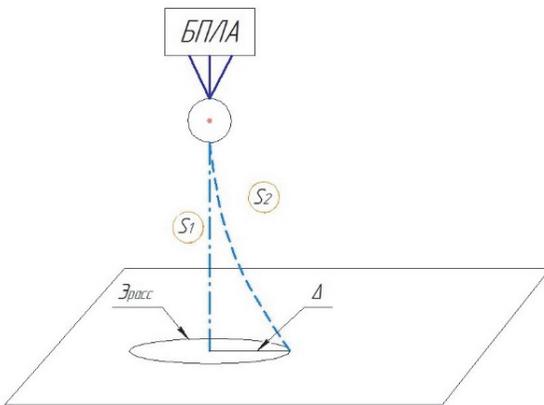


Рис. 4. Схема траекторий движения груза, где  $S_1$  – пройденное расстояние в штилевую погоду;  $S_2$  – пройденное расстояние при абсолютной скорости груза;  $\Delta$  – отклонение;  $\mathcal{E}_{\text{расс}}$  – эллипс рассеивания

Если скорость ветра неизменна и направление его меняется, то это приводит к образованию эллипса рассеивания  $\mathcal{E}_{\text{расс}}$ .

Таким образом, в ходе работы были определены ветровые скорости и направления для города Новосибирска. Разработана методика, позволяющая определить отклонение точки падения груза. Зная скорость и направление ветра, а также высоту полета, оператор БПЛА способен рассчитать отклонение, что даст возможность определить

смещение БПЛА. Это смещение, в свою очередь, позволит более точно осуществить доставку груза и сократить радиус рассеивания. На сегодняшний день необходимо определить коэффициент ветрового сноса  $\alpha$ .

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Элементарный учебник физики: учеб. пособи. В 3 т. Т. 1. / под ред. Г.С. Ландсберга. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2010. – С. 136.
2. Кореньков В.В., Лежнин С.И., Селиванов В.В. и др. Компенсация ветрового сноса неуправляемых боеприпасов – основной фактор роста эффективности оружия при увеличении дальности применения // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2018. – Т. 102. – № 2. – С. 65–70.
3. Борейшо А.С., Савин А.В., Орлов А.Е., Гулевич С.П., Берг А.Г., Субботин В.Ю., Чернов В.Г., Евхаритский С.А., Герилевич И.В. Влияние скорости ветра на точность сброса грузов с летательных аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. – 2022. – №1 – С. 20–31.
4. Официальные данные наблюдений. Официальные прогнозы / Федеральное государственное бюджетное учреждение «Западно-Сибирское управление по гидрометеорологии и мониторингу окружающей среды».
5. Усачёв Ю.В., Клочкова И.Ю. Моделирование влияния ветра на траекторию движения парашютиста // Вестн. Астрахан. гос. техн. ун-та. Сер. управление, вычисл. техн. информ. – 2022. – № 1. – С. 81–89.
6. Средний ветер и способы его определения: учебно-метод. пособие / Сост. А.Л. Киселев, А.М. Матвеев, В.В. Козлов, Ю.Е. Забураев. – Ульяновск : УВАУ ГА, 2008. – С. 4-6.

## РАЗРАБОТКА КОМПАКТНОЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ ПУШКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ МАТЕРИАЛОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИНХРОТРОННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

В.П. Халеменчук, К.А. Тен, к.ф.-м.н., Э. Р. Прууэл, д. ф.-м.н.,  
А.О. Кашкаров, к.ф.-м.н., И.А. Рубцов, к.ф.-м.н., А.С. Туманик, А.М. Асылкаев

*Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева  
630090, Россия, г. Новосибирск, пр-кт. Лаврентьева, д. 15  
E-mail: slava.khalemenchuk@mail.ru*

**Ключевые слова:** синхротронное излучение; взрывные работы; детонационная пушка; метание плоского ударника.

**Keyword:** synchrotron radiation; blasting; detonation cannon; throwing a flat drummer.

Синхротронное излучение (СИ) – электромагнитное излучение, испускаемое релятивистскими заряженными частицами в однородном магнитном поле. Синхротронное излучение обусловлено ускорением частиц, появляющимся при искривлении их траекторий в магнитном поле [1–4].

Благодаря СИ значительно расширились возможности рентгеновских методик, позволяющие с наносекундным разрешением измерять плотность, размеры наночастиц (методика малоуглового рентгеновского рассеивания), параметры атомарной структуры материалов, проводить многокадровую радиографическую регистрацию с субмиллиметровым разрешением.

Для исследований динамических свойств конструкционных материалов (сжимаемость, фазовые превращения и т. д.) необходимо нагрузить исследуемый образец. Одной из распространенных систем ударно волнового нагружения является легкогазовая пушка, позволяющая плавно регулировать скорость соударения, обеспечивать минимальный перекося ударника относительно плоскости образца, высокую однородность области одномерного течения за фронтом ударной волны в исследуемом образце [5].

Исследования с использованием СИ проводятся во взрывной камере (пулеулавливатель), через которую проходит пучок СИ. Для проведения экспериментов необходимо выставить исследуемый образец относительно пучка СИ, а после выставить легкогазовую пушку (систему нагружения) относительно экспериментальной сборки. Так же для ввода ЛГП во ВК необходимо использовать гибкий герметичный ввод для перемещения ЛГП относительно ВК.

Для решения вышеизложенных проблем спроектирована компактная детонационная пушка, метаящая ударники диаметром 20 мм со скоростью от 600–2000 м/с. В работе представлены результаты, полученные с применением данного устройства.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Тен К.А., Толочко Б.П. Невозмущающие методы диагностики быстропротекающих процессов / Под ред. Доктора техн. Наук А.Л. Михайлова. – Саров : ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 2015. – С.255- 316.
2. Балаганский И.А. Экспериментальная газовая динамика: учебное пособие – И.А. Балаганский. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2023. – 116 с.
3. Применение синхротронного излучения для исследования детонационных и ударно-волновых процессов. Препринт Института ядерной физики 2000-92 / А.Н. Алешаев, О.Е. Евдоков, П.И. Зубков [и др.]. – Новосибирск : Ин-т ядер. физики им. Г. И. Будкера СО РАН, 2000. – 51 с.
4. Э. Р. Прууэл, К. А. Тен, Б. П. Толочко, Л. А. Мержиевский, Л. А. Лукьянчиков, В. М. Аульченко, В. В. Жуланов, Л. И. Шехтман, академик В. М. Титов. Реализация возможностей синхротронного излучения в исследованиях детонационных процессов. Доклады академии наук. – 2013. – Т. 448. – № 1. – С. 38–42.
5. Гармашев А.Ю., Клёнов А.И., Смирнов Е.Б., Юсупов Д.Т. Двухступенчатая легкогазовая пушка для изучения свойств веществ при высокоинтенсивных процессах. Забабахинские научные чтения. – 2019. – С. 135.

## ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СВАРКИ ВЗРЫВОМ

И.И. Аввакумов<sup>1,2а</sup>, ассистент

<sup>1</sup> Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» 423814, Республика Татарстан, город Набережные Челны, улица Академика Королева, дом 1

<sup>2</sup> Набережночелнинский институт (филиал) федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования

«Казанский (Приволжский) федеральный университет»

423812, Республика Татарстан, г.Набережные Челны, проспект Мира д. 68/19 (1/18)

«E-mail: IAvvakumov@kai.ru

**Аннотация.** Сварка взрывом — это уникальный и высокоэффективный метод соединения металлических материалов с использованием силы взрыва. В данной статье рассматриваются современные тенденции в области сварки взрывом, технологические новшества и дальнейшие перспективы развития этого метода.

**Ключевые слова:** сварка взрывом, ударная волна, заряд, взрывчатое вещество.

**Abstract.** Explosion welding is a unique and highly effective method of joining metal materials using the force of an explosion. This article discusses current trends in the field of explosion welding, technological innovations and further prospects for the development of this method.

**Keywords:** explosion welding, shock wave, charge, explosive.

Сварка взрывом представляет собой подтип сварки давлением, при котором давление создается направленным взрывом. Соединение деталей осуществляется за счет энергии взрыва. Этот метод позволяет соединять разнородные металлы, образуя надежные соединения. Кроме того, сварка взрывом является одним из способов плакировки металлов.

Этот метод был разработан в середине 20 века как ответ на необходимость соединения сложных и трудно свариваемых металлов, и на сегодняшний день стал одним из важных инструментов в различных отраслях, таких как авиа-, судостроение, нефтегазовая и энергетическая промышленность [1].

Сварка взрывом основывается на использовании контролируемого взрыва, который создает ударную волну, вызывающую деформацию материала и его соединение [2]. Процесс включает в себя следующие этапы (рис. 1):

– *Подготовка заготовок:* На первом этапе осуществляется подготовка заготовок 3, 4 — металлические поверхности очищаются от окислов, загрязнений и следов обработки. Для этого могут использоваться механическое и химическое очищение. Например, для соединения стали и алюминия, поверхностная подготовка должна быть особенно тщательной, так как эти материалы обладают разными физико-химическими свойствами.

– *Установка взрывчатого вещества:* Взрывчатое вещество 2 устанавливается в определенной конфигурации относительно заготовок. Это может быть как плоская установка,

так и более сложные варианты. Важно, чтобы заряд был размещён так, чтобы создаваемая ударная волна охватывала всю площадь соединения. Например, для соединения больших металлических плоскостей, используемых в судостроении, взрывчатка может располагаться по периметру заготовок [3].

- *Взрыв*: После подготовки, инициация взрывного заряда происходит через детонатор 1, который запускает взрывчатку. Эффект взрыва приводит к образованию ударной волны, которая вызывает мгновенное сжатие и деформацию краёв заготовок. Это сжатие может помочь металлам «зацепиться» друг за друга, создавая прочное соединение. Например, скорость деформации может достигать 1000 м/с, что недоступно для других методов.

- *Контроль качества соединений*: На заключительном этапе происходит оценка качества соединения. Это необходимо для подтверждения прочности и отсутствия дефектов. В зависимости от требований конкретной отрасли, могут быть проведены различные испытания: ультразвуковая дефектоскопия, рентгенографические исследования и другие методы. Например, в атомной энергетике уделяется особое внимание контролю соединений, чтобы избежать критических сбоев в работе оборудования.

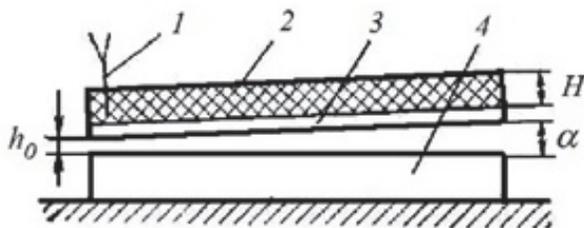


Рис. 1. Принципиальная схема сварки взрывом:

1 - детонатор; 2 - взрывчатое вещество; 3 - привариваемая пластина; 4 - заготовка;  $H$  - толщина взрывчатого вещества;  $h_0$  - минимальный зазор;  $\alpha$  - угол наклона привариваемой пластины

При сварке взрывом привариваемая деталь располагается под углом к неподвижной детали-мишени или параллельно ей (в большинстве случаев) и приводится в движение контролируемым взрывом, в результате чего с большой скоростью соударяется с ней; соединение образуется за счёт совместной пластической деформации поверхностей [4].

При этом из-за скоротечности процесса не успевают развиваться объёмная диффузия, вследствие чего этот вид сварки применим для соединения разнородных металлов и сплавов. Перед сваркой детали должны зачищаться до металлического блеска и быть обезжирены.

Сварка взрывом обеспечивает высокую прочность шва, позволяет соединять разные металлы без необходимости нанесения промежуточных слоев и не требует высоких температур, что минимизирует риск термического воздействия [5].

К преимуществам сварки взрывом можно отнести следующие:

– *Скорость процесса*: Взрывная сварка происходит значительно быстрее, чем обычные методы, такие как дуговая или лазерная сварка. Например, соединение двух больших панелей с помощью сварки взрывом может занять всего несколько секунд.

– *Устойчивость соединений*: Соединения, полученные с помощью сварки взрывом, обладают высокой прочностью и устойчивы к механическим повреждениям. Например, соединения в конструкции самолета должны выдерживать большие нагрузки и усталость, что делает сварку взрывом предпочтительным выбором.

– *Соединение различных металлов*: Этот метод позволяет сочетать разные материалы, такие как титан и сталь или алюминий и медь. Например, в атомной энергетике часто используются соединения из различных сплавов, где взрывная сварка помогает избежать проблем, связанных с несовместимостью металлов.

– *Экономия ресурсов*: Используя сварку взрывом, можно значительно снизить затраты на высококачественные сплавы, так как метод позволяет соединять более доступные материалы.

С развитием технологий сварка взрывом адаптируется к новым вызовам и потребностям [6]. Рассмотрим некоторые современные достижения:

1. *Автоматизация процессов*: Внедрение роботизированных систем для управления процессом сварки улучшает точность и скорость выполнения работ. Например, в одной из компаний, занимающихся производством кораблей, автоматизированные системы смогли увеличить производительность на 30%.

2. *Использование новых взрывчатых веществ*: Новые составы взрывчаток обеспечивают более контролируемую реакцию, что позволяет специалистам достигать более качественных соединений. Например, современные композиты могут наноситься в меньшем количестве, чем традиционные, но с таким же эффектом.

3. *Интеграция с другими сварочными методами*: Комбинирование сварки взрывом с лазерной или аргонодуговой сваркой позволяет создавать многослойные конструкции. Это особенно актуально в авиастроении, где компании, такие как Boeing, используют комбинированные методы для создания прочных и лёгких деталей.

Сварка взрывом находит применение в различных секторах экономики. Ниже рассмотрим ключевые сектора:

*Авиастроение*: Используется для соединения различных конструкций, таких как фюзеляжи и крылья. Например, в некоторых самолетах соединяют алюминиевые и титановые детали, что позволяет создавать лёгкие и прочные конструкции.

*Судостроение*: В судостроении сварка взрывом применяется для создания соединений между деталями, которые работают в агрессивной среде, например, в корпусах танкеров. Это повышает срок службы судов.

*Нефтегазовая промышленность:* В этой области сварка взрывом используется для соединения трубопроводов, работающих при высоких давлениях. В компаниях, таких как Shell и BP, сварка взрывом применяются для создания соединений, устойчивых к коррозии.

*Энергетика:* Атомные и тепловые электростанции используют взрывную сварку для создания надежных соединений деталей, которые работают в сложных условиях. Эти соединения помогают обеспечить безопасность и надежность работы оборудования.

Перспективы развития сварки взрывом многообещающие и разнообразные:

**Расширение области применения:** Изучаются новые задачи в автомобилестроении, где требуется использование лёгких и прочных материалов. Например, перспективные электромобили требуют быстрой и качественной сварки различных металлов для создания композитных материалов.

**Инновационные исследования:** Активные исследования в области новых металлических сплавов (например, алюмоциркониевых и титановых сплавов) открывают новые возможности для применения сварки взрывом. Это, в свою очередь, может вести к созданию более прочных и лёгких материалов.

**Экологические инициативы:** Важное направление – разработка экосистемы для сварки взрывом, минимизирующей влияние на окружающую среду. Внедрение «зеленых» технологий также включает использование менее опасных взрывчатых веществ и снижение потребности в энергии.

Сварка взрывом является перспективным и эффективным методом соединения деталей больших размеров, который продолжает развиваться в ответ на требования современного производства. Благодаря своим уникальным преимуществам этот метод находит всё большее применение в различных отраслях. Внедрение новых технологий, автоматизация процессов и интеграция с другими методами сварки могут значительно повысить эффективность и качество соединений. Перспективы развития сварки взрывом открывают новые горизонты для исследований и внедрения инновационных решений, что делает данный метод неотъемлемой частью современного промышленного производства.

#### СПИСОК ИСПОЛЪЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Production of moulding cores and waterglass mixtures using “dry ice” for steel and iron casting / I. O. Leushin, L. I. Leushina, I. P. Balabanov, I. A. Savin // CIS Iron and Steel Review. – 2021. – Vol. 21. – P. 34-37. – DOI 10.17580/cisist.2021.01.05. – EDN JUBKEV.
2. Аввакумов, И. И. Повышение физико-механических свойств режущего инструмента / И. И. Аввакумов, И. А. Савин, Р. В. Гавариев // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. – 2023. – Т. 79, № 2. – С. 3-18. – EDN YTPCKX.
3. Shaparev, A. V. Influence of the state of the contact surfaces on the formation of the joint of steel and brass during cold cladding / A. V. Shaparev, I. A. Savin // Solid State Phenomena. – 2018. – Vol. 284. – P. 319-325. – DOI 10.4028/www.scientific.net/SSP.284.319. – EDN JMVIII.

4. Increase of resistance of steel moulds using the complex modifier INSTEEL-7 / V. A. Korovin, I. O. Leushin, I. P. Balabanov, I. A. Savin // CIS Iron and Steel Review. – 2024. – Vol. 27. – P. 31–34. – DOI 10.17580/cisir.2024.01.05. – EDN SYVPME.

5. Резание материалов. Режущий инструмент в 2 Ч. часть 1 : Учебник / А.Г. Схиртладзе, В. А. Гречишников, Н. А. Чемборисов [и др.]. – 1-е изд.. – Москва : Издательство Юрайт, 2020. – 263 с. – (Высшее образование). – ISBN 978-5-534-00115-0. – EDN VEKOCA.

6. *Аввакумов И.И.* Анализ технологического процесса сварки трением / И.И. Аввакумов // XXV Туполевские чтения (школа молодых ученых): Международная молодёжная научная конференция, посвященная 60-летию со дня осуществления Первого полета человека в космическое пространство и 90-летию Казанского национального исследовательского технического университета им. А.Н. Туполева-КАИ. Материалы конференции. Сборник докладов. В 6-ти томах, Казань, 10–11 ноября 2021 года. Том I. – Казань: Индивидуальный предприниматель Сагиева А.Р., 2021. – С. 246–253. – EDN EXQNLB.

---

---

## Секция № 5

# ДАТЧИКИ И СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

---

---

### МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУР В ОБЛАСТИ РАСПОЛОЖЕНИЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ОСНОВЕ AWG -ДЕМУЛЬТИПЛЕКСОРОВ

А.Д. Бялик<sup>1</sup>, к.т.н., заведующий кафедрой АИУС НГТУ  
А.С. Горин<sup>1</sup>, аспирант кафедры ПП и МЭ НГТУ  
Д.Б. Ямщиков<sup>1</sup>, студент факультета РЭФ НГТУ

<sup>1</sup>Новосибирский Государственный Технический Университет, Новосибирск  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail: byalik@corp.nstu.ru

**Аннотация.** В работе рассматриваются волоконно-оптические датчики (ВОД) температуры на основе планарных AWG- демультиплексоров. Описаны некоторые результаты моделирования распределения температур в области расположения чувствительных элементов волоконно-оптических датчиков температуры на основе AWG -демультиплексоров.

**Ключевые слова:** волоконно-оптические датчики, планарные оптические схемы (PLC), AWG- демультиплексор, распределение температур.

**Abstract.** In this paper fiber-optic sensors (FOS) of mechanical quantities based on planar AWG multiplexers/demultiplexers are discussed. Some results of modeling the temperature distribution in the area where the sensitive elements of fiber-optic temperature sensors based on AWG demultiplexers are located are described.

**Keywords:** fiber optic sensors, planar optical circuits (PLC), AWG demultiplexer, temperature distribution.

### Введение

В настоящее время волоконно-оптические датчики широко применяются как для контроля параметров технологических сред вообще, так и для контроля температуры в частности [1-7].

Тем не менее, поиск новых конструктивно-технологических решений продолжается, что вызвано, в первую очередь, все возрастающими требованиями к условиям работы датчиков.

Одним из возможных вариантов конструктивной реализации чувствительных элементов волоконно-оптических датчиков является структура типа AWG. Известно, что такого рода структуры используются в качестве демультиплексоров в технике связи, а также как элементы конструкции именно измерительных систем – в спектрометрах. Кроме того, такие структуры имеют сильную температурную зависимость выходного сигнала, что делает возможным их использование в качестве датчиков температуры [8]. Моделирование распределения температурных полей является неотъемлемым этапом проектирования таких датчиков.

### Основная часть

Структурная схема конструкции датчика, использующего AWG –структуры представлена на рис. 1.

Датчик состоит из источника оптического излучения и его блока питания (1), кварцевых оптических волокон в качестве линий передачи (2а) и (2б), набора планарных оптических волноводов (3), представляющего собой одну из разновидностей оптических демультиплексоров, изготовленного на плоской упругой пластине (4), являющейся также чувствительным элементом (ЧЭ) датчика, набора фотоприемников (5) и блока электронной обработки сигнала (6).

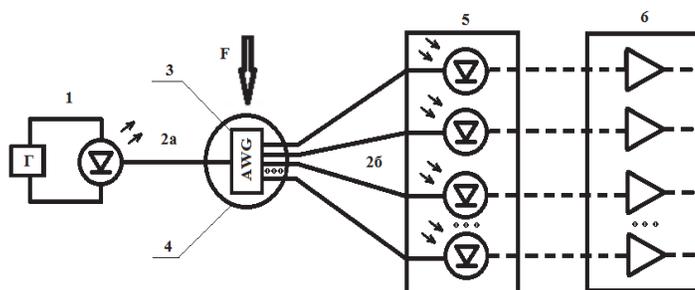


Рис. 1. Структурная схема AWG ВОД

Принцип действия датчика состоит в следующем [9–11]. Оптическое излучение от полупроводникового источника излучения (например, лазера) через оптическое волокно попадает на вход оптического демультиплексора, в котором происходит спектральное разделение исходного потока излучения.

На выходе демультиплексора световой поток с разными длинами волн отклоняется на разный угол и попадает в разные точки пространства, что позволяет «собирать» излучение несколькими приемными волноводами и преобразовывать оптический световой поток в электрический сигнал независимо друг от друга каждый канал в отдельности. Причем угол, на который отклоняется поток излучения, зависит от оптической длины пути:

$$\Delta\varphi = \frac{m \cdot \lambda - \Delta L \cdot n_c^*}{n^* \cdot d} \quad (1),$$

где  $m$  – порядок интерференции;  $\lambda$  – длина волны излучения;  $\Delta L$  – разность длин соседних канальных волноводов;  $d$  – расстояние между их осями;  $n_c^*$  – эффективный показатель преломления сердцевин канального волновода;  $n^*$  – эффективный показатель преломления окружающего пространства канального волновода, причем  $n_c^* > n^*$ .

Поскольку показатель преломления существенно зависит от температуры среды, то, следовательно, с изменением температуры изменяется длина оптического пути  $S = L \cdot n_c^*$  в канальных волноводах;  $L$  – геометрическая длина пути. Это приводит к изменению  $\Delta\phi$  и, следовательно, к перераспределению мощности излучения в приемных оптических волокнах и изменению электрического сигнала на выходе датчика.

В целях оптимизации конструкции чувствительного элемента нами с использованием пакета ANSYS 2024 было проведено математическое моделирование распределения тепловых полей. Это распределение задавалось в виде комбинации нагрева или охлаждения двух участков толстой прямоугольной дюралюминиевой пластины (размеры пластины принимались равными 200 мм x 100 мм x 6 мм.), в центре симметрии которой располагался AWG –демультиплексор. Модель пластины показана на рис. 2.

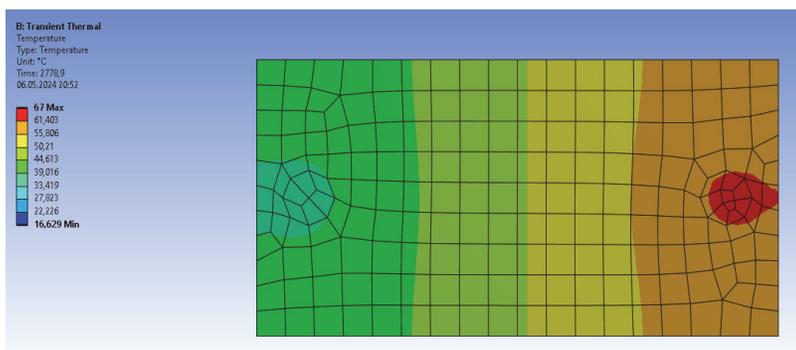


Рис. 2. Модель пластины. Распределение температур в фиксированный момент времени

На рис. 3 представлено динамическое распределение температуры по всей пластине в течение 4400 секунд.

Красной линии соответствует температура на холодном конце пластины, горячей концу – зеленая линия, температуру на участке, где располагается датчик, показывает синяя линия.

Результаты моделирования с приемлемой точностью подтверждаются прямыми измерениями температуры на «холодном», «горячем» краях дюралюминиевой пластины, а также в центре симметрии этой пластины, где был размещен чувствительный элемент. При типичных размерах чувствительного элемента 20 x 30 мм перепад температур на таком элементе приведен в табл. 1.

Типичный выходной сигнал, представленный в виде набора пяти значений фотонапряжений, соответствующих пяти выходным каналам демультиплексора с разными длинами волн, представлен на рис. 4.

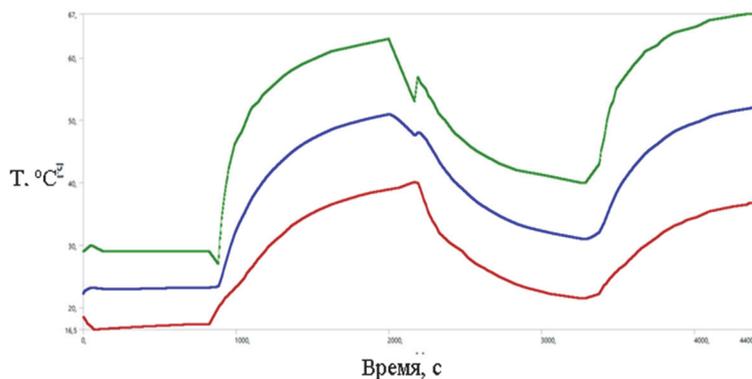


Рис. 3. Зависимость распределения температуры по пластине от времени

Таблица 1

**Перепад температур в области чувствительного элемента, полученный в результате математического моделирования**

Время $t$ , с	Перепад температур $\Delta T$ , °C
1	0,002
840	1,413
1320	3,105
2170	1,754
2570	2,225
2970	2,291
3370	2,468
3770	3,794
4170	3,764
4400	3,734

Экспериментальные исследования показывают, что в каждый, произвольно взятый момент времени выходной сигнал представляет собой уникальный набор значений для пяти каналов демультимплексора.

Таким образом, можно отметить, что выходной сигнал зависит одновременно как от перепада температур на чувствительном элементе, так и от абсолютных значений температуры чувствительного элемента.

Дальнейшая работа предполагает моделирование с целью оптимизации формы пластины, на которой располагается чувствительный элемент волоконно-оптического датчика, а также взаимного расположения чувствительного элемента и пластины, на которой он располагается.

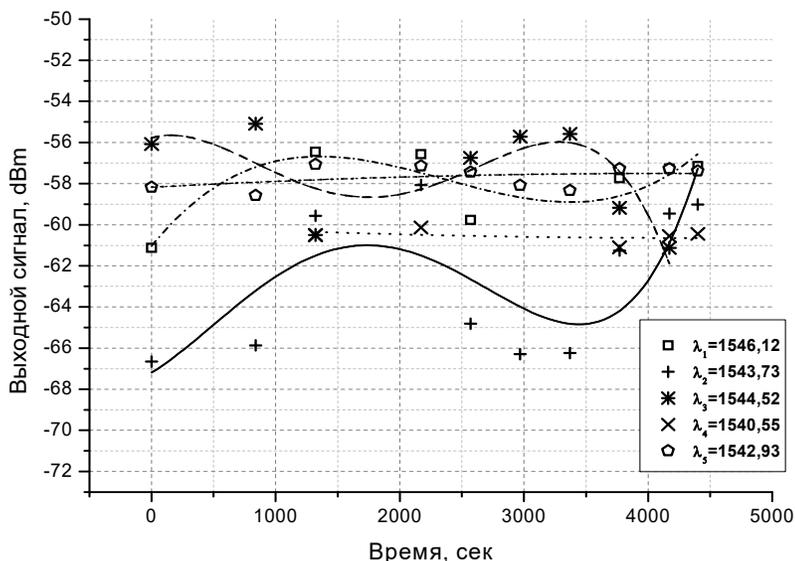


Рис. 4. Экспериментальные зависимости выходного сигнала от температуры волоконно-оптического датчика

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Джексон Р.Г. Новейшие датчики – Р.Г. Джексон; пер. с англ. В.В. Лучинина. – Москва: «Техносфера», 2007. – 384 с.
2. Vaganov V.I. Construction problems in sensors // Sensors and actuators, A. – 1991. – Vol. 28. – P 161–172.
3. Датчики: Справочное пособие / Под общ. ред. В.М. Шарапова, Е.С. Полищука. – Москва: «Техносфера», 2012. – 624 с.
4. Микроэлектронные датчики и сенсорные устройства: учеб. пособие / Ю. А. Родионов. – Минск: БГУИР, 2019. – 300 с.: ил.
5. Клаассен К. Основы измерений. Датчики и электронные приборы / К. Клаассен. – Долгопрудный: «Интеллект», 2012 г. – 352 с.
6. Бусурин В.И. Волоконно-оптические датчики: физические основы расчета и применения / В.И. Бусурин, Ю.Р. Носов. – М.: Энергоатомиздат, 1990. – 256 с.
7. Бялик А.Д. Разработка и исследование амплитудных волоконно-оптических датчиков давления: дисс. ... канд. техн. наук: 05.11.13 / А.Д. Бялик; ОмГТУ. – Омск, 2009. – С. 148–160.
8. Листвин В.Н. DWDM-системы / В.Н. Листвин, В.Н. Трешиков. – Москва: «Техносфера», 2017. – 352 с.
9. Слепов Н.Н. Оптические мультиплексоры и демультиплексоры систем WDM // Ж-л Электроника: наука, технология, бизнес. – 2004. – № 8. – С. 42–47.
10. Seyringer D. Arrayed Waveguide Gratings // SPIE Press P.O. Box 10 Bellingham, Washington 98227-0010 USA, 2016 – 70 p.
11. Светиков В.В. Селекция мод и управление спектром излучения полупроводниковых лазеров методами планарной волноводной оптики: дисс. ... канд. физ.-мат. наук: 01.04.21 / В.В. Светиков; Институт общей физики им. А.М. Прохорова Российской академии наук. – Москва, 2018. – 123 с.

## ОБЕСПЕЧЕНИЕ РЕСУРСОВ НА РЕГУЛИРОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЕМ СТРУКТУРЫ ОБЪЕКТА

Г.В. Макаров <sup>а,1,2</sup>, к.т.н., доц., И.Р. Загидулин <sup>1,2</sup>, асп.,  
Л.П. Мышляев <sup>1</sup>, д.т.н. проф., директор, М.М. Свинцов<sup>1,2</sup>, асп.

<sup>1</sup>ООО «Научно-исследовательский центр систем управления»  
654005, Кемеровская область, город Новокузнецк,  
проспект Строителей (Центральный Р-Н), д. 55 к. а, офис 25

<sup>2</sup>ФГБОУ ВО «Сибирский государственный индустриальный университет»  
654007, Кемеровская область, город Новокузнецк, ул. Кирова (Центральный Р-Н), зд. 42  
<sup>а</sup>gmakarov@nicsu.ru

**Аннотация.** В статье рассмотрена проблема обеспечения ресурса на регулирование при управлении объектами с изменением структуры, которые относятся к общему типу объектов с новыми типами связей, характеризующихся взаимно влияющими координатными, параметрическими и структурными воздействиями. В качестве объекта рассмотрен блок гидроциклонов с управляемым количеством активных ступеней. Система автоматического регулирования при этом должна поддерживать постоянное давление во всей батарее. При изменении количества ступеней давление резко изменяется, и регулятор отрабатывает это как внешнее неконтролируемое возмущение с соответствующим переходным процессом, что влияет на технологический режим и качество процесса. Предлагается использовать концепцию программно-возмущенного движения, перенося компенсацию структурных воздействий в базовую (программную) составляющую управления. Представлены результаты испытания такой системы.

**Ключевые слова:** программно-возмущенное движение, переменная структура, новые типы обратных связей.

**Abstract.** The paper considers the problem of providing a resource for regulation in the control of objects with a change in structure, which belong to a general type of objects with new types of feedback characterized by coordinate, parametric and structural actions mutually influencing each other. The hydrocyclone block with a controlled number of active stages is considered as an object. The automatic control system should maintain constant pressure in the whole battery. When changing the number of stages, the pressure changes sharply, and the regulator reflects this as an external uncontrolled disturbance with a relevant transition process, which affects the technological mode and the quality of the process. It is proposed to use the concept of program disturbance motion, transferring the compensation of structural actions to the basic (program) component of the control. The results of testing of such a system are presented.

**Keyword:** program disturbance motion, variable structure, new types of feedback.

В работах, посвященных управлению летательными аппаратами, например [1–2], можно отметить идею о разделении управления на две составляющие. Первая – это программная (базовая) составляющая управления, которая обеспечивает оптимальное невозмущенное движение объекта. Она определяется с использованием методов классической теории управления. Вторая – это корректирующая составляющая, направленная на компенсацию отклонений от базовой траектории из-за различного рода возмущений, её расчет и реализация осуществляется по обратной связи.

При управлении технологическими процессами такие задачи решаются путем определения базовой составляющей управления на основе фундаментальных физико-химических закономерностей и приращений к ней, вырабатываемых на основе законов регулирования. Таким образом решаются задачи программирования режимов и регулирования. Как правило на базовую составляющую возлагается большая часть управляющих воздействий, а регулирующая составляющая представлена относительно небольшими корректировками. Причем эти корректировки реализуются по каналам регулирования с «быстрыми» динамическими характеристиками.

Примером может служить управление доменной печью для выплавки чугуна. Тепловое состояние печи обеспечивается в основном расходом кокса в подачу. Время чистого запаздывания расхода кокса на показатели теплового состояния, в частности содержания кремния в чугуне, 3–4 часа, постоянная времени инерции 4–5 часов. Корректировка теплового состояния печи производится параметрами комбинированного дутья, его температурой. Время чистого запаздывания по этому каналу регулирования практически равно нулю, а постоянная времени инерции порядка одного часа. Однако величина воздействия на тепловое состояние печи по этому каналу на порядок меньше, чем по каналу расхода кокса, да и диапазон изменения температуры дутья небольшой. В случае, когда возмущения определяют значительные отклонения выходной величины объекта от заданных значений, ресурсов на регулирование становится недостаточно и следует к базовой составляющей управления добавлять необходимую корректировку, которая не рассчитывается методами классической ТАУ. Здесь полезно использовать так называемый метод оптимума номинала [3].

Концепция программно-возмущенного движения полезна и при управлении объектами с переменной структурой, когда для регулирования изменяется структура объекта.

Примером такого объекта является блок тяжелосредних гидроциклонов для обогащения полезных ископаемых.

На рис. 1 непрерывной линией нарисованы опорные гидроциклоны, которые работают постоянно. Пунктирной линией нарисованы подключаемые гидроциклоны в дополнение к опорным.

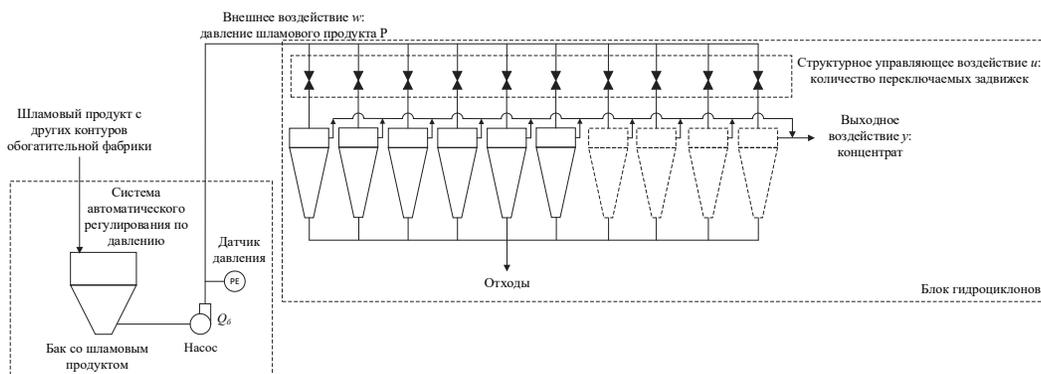


Рис. 1. Блок тяжелосредних гидроциклонов

Для компенсации возмущений подключаются/отключаются гидроциклоны дополнительно к базовым, постоянно работающим. При этом кроме решения задачи стабилизации необходимо учитывать значительные изменения параметров в системе регулирования.

При использовании типовых законов регулирования, например ПИД-закона, в этих случаях накапливается значительная интегральная составляющая, которая не позволяет эффективно реагировать на изменения условий функционирования, затрачивая ресурсы регулирования системы. Не решены в полной мере эти проблемы в системах с эталонной моделью, адаптивных системах и других примерах [4]. Решение данной проблемы возможно при использовании физических прогнозирующих моделей [5–6], однако далеко не всегда есть возможность применения таких систем.

В объектах, которые характеризуются переменной структурой, в моменты переключения структуры происходит значительное изменение параметров [7] и системе регулирования необходимо учитывать эти изменения, а не решать только задачу стабилизации. Это приводит к значительному отклонению технологических параметров от заданных, отражается на качестве продукции и может повлиять на работоспособность оборудования. На рис. 2 показан момент переключения ступени блока гидроциклонов, согласно которому время переходного процесса при изменении количества открытых батарей гидроциклонов составило около 50 секунд, а перерегулирование около 10 %.

На рис. 2 приняты следующие обозначения  $P$  – давление,  $P^*$  – заданное значение давления,  $\nu$  – частота (производительность) насоса,  $t$  – время.

Общая структура системы управления для блоков гидроциклонов представлена на рис. 3.

Предлагается переносить часть эффектов возмущений (координатных, структурных и параметрических) из корректирующей составляющей в базовую для обеспечения ресурсов на регулирование с помощью создания дополнительных связей [8].

На рис. 3 приняты следующие обозначения  $\varphi_{об}$  – передаточная функция объекта,  $w^{c_k}$  – структурные контролируемые возмущения,  $w_n$  – неконтролируемые внешние воздействия,  $y$  – выходное воздействие,  $y^*$  – заданное значение,  $\varepsilon$  – отклонение от заданного значения,  $f^k$  – координатный регулятор,  $f^c$  – структурный регулятор,  $u^{c-n}$  – структурно-параметрическое управляющее воздействие,  $u^{c-k}$  – структурно-координатное управляющее воздействие,  $\delta u^k$  – координатное приращение к управляющему воздействию,  $u_b$  – базовая составляющая управления,  $u_b^{c-k}$  – скорректированная базовая составляющая,  $u$  – управляющее воздействие.

Переключение на изменение структуры объекта обусловлено и внешними  $w$  и задающими воздействиями на производительность объекта. Подробнее рассмотрено в [9], здесь же стоит отметить, что в объекте выводится непосредственная связь между параметрическими и структурными контурами управления. Она объясняется тем, что число включенных гидроциклонов зависит от давления шламового продукта, которое в свою очередь зависит от уровня в баке.

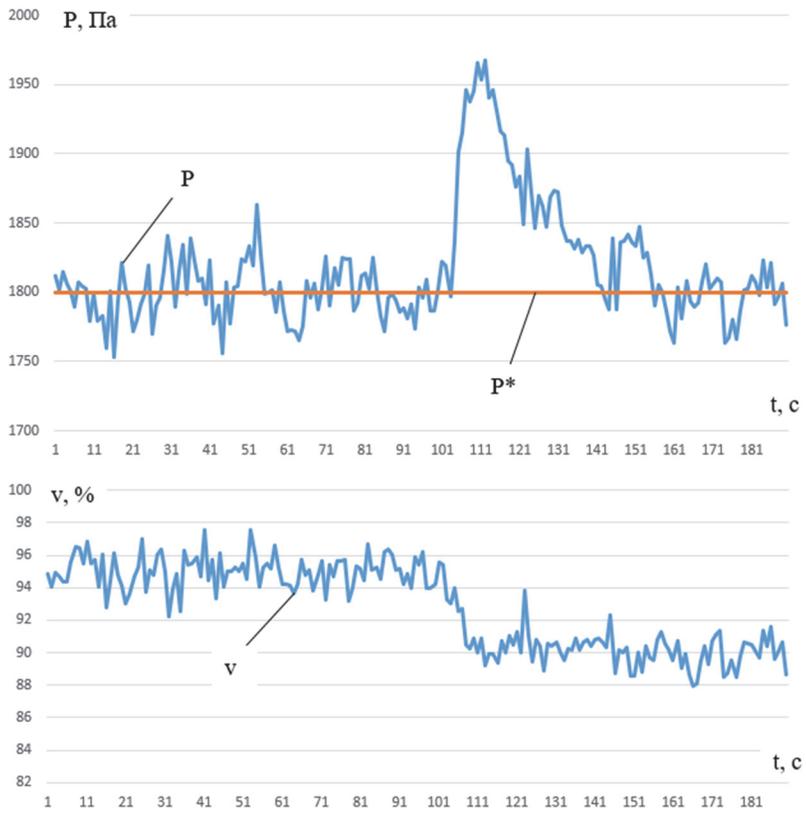


Рис. 2. График регулирования давления при переключении ступени

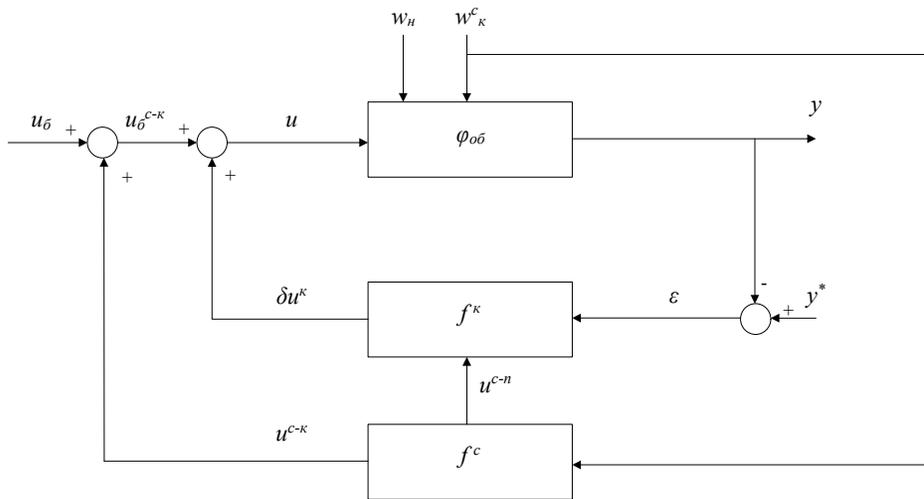


Рис. 3. Схема системы автоматического регулирования

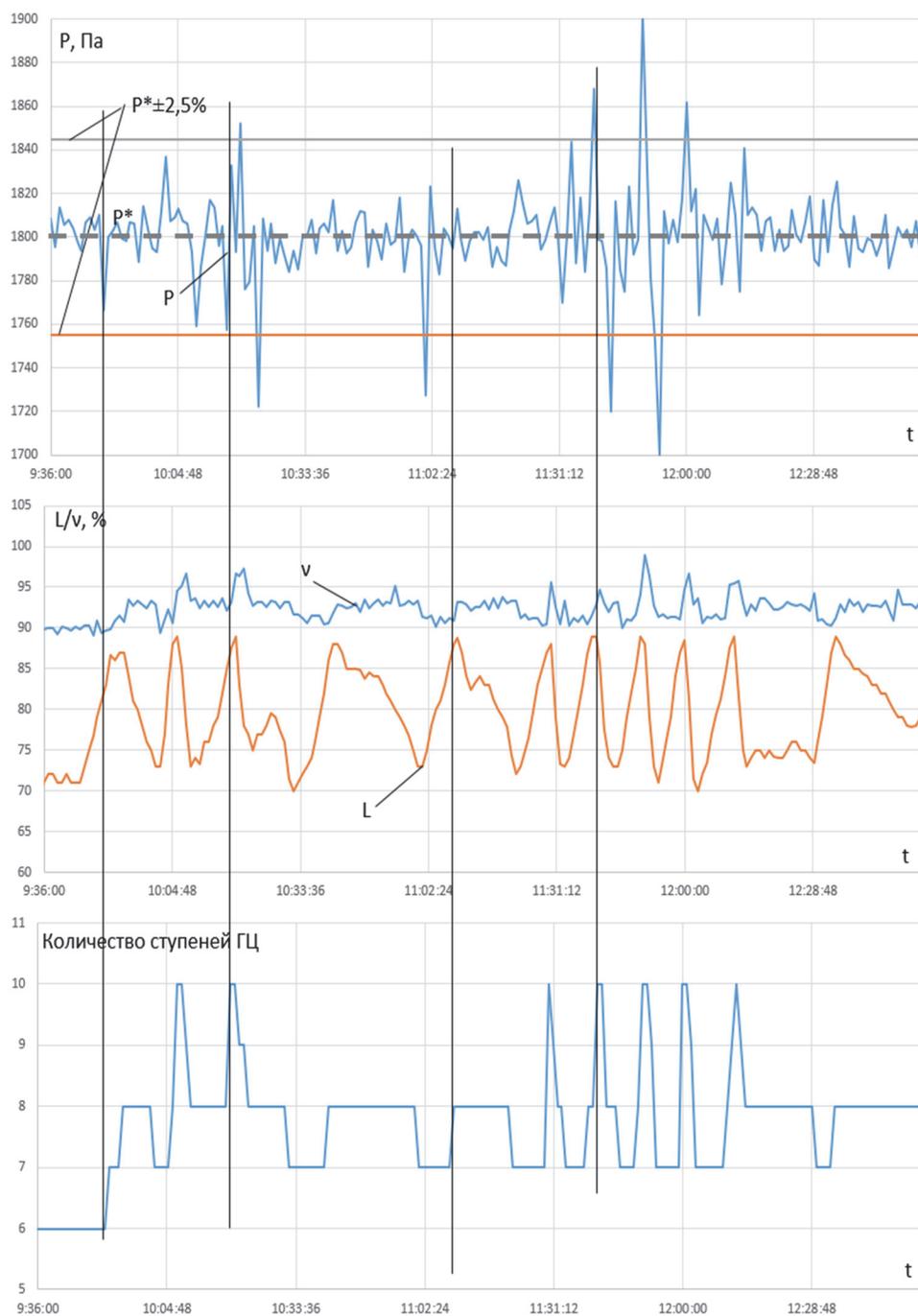


Рис. 4. Графики процессов регулирования давления с учетом предложенных изменений

Для успешного преодоления накопления интегральной составляющей на регулирование предлагается перенести часть функций регулятора на структурную составляющую технологического процесса. Это позволит высвободить дополнительные ресурсы на регулирование за счет «отключения» переходного процесса интегральной составляющей. Реализация этого подразумевает перенос структурных возмущений из корректирующей составляющей управления в базовую (программную составляющую). Эти соображения предполагают усовершенствование классического ПИД регулятора путем добавления в его основу дополнительный контур вычислений. Этот контур вычисляет в соответствии с текущим уровнем и текущей скоростью насоса сколько должно быть разблокировано ступеней в блоке гидроциклонов чтобы поддерживать заданное давление. Таким образом становятся известны приращения к скорости насоса (управляющему воздействию) в зависимости от уровня бака на каждую ступень блока гидроциклонов. Это позволяет исключить постепенный переход интегральной составляющей к необходимой и сделать его моментальным переложив эту функцию регулятора на сам технологический процесс, что приведет к высвобождению ресурсов на регулирование для других возмущений.

При применении такого регулятора на обогатительной фабрике «Барзасская» перерегулирование значительно снизилось, а переходный процесс практически отсутствует (рис. 4). Это привело к существенным улучшениям в работе технологического процесса по сравнению с действующей до этого локальной системой.

На рис. 4 обозначены  $P$  – давление,  $P^*$  – заданное значение давления,  $L$  – уровень в баке,  $\nu$  – частота (производительность) насоса,  $t$  – время.

Время переходного процесса при изменении количества открытых батарей гидроциклонов составило около 5 секунд, а перерегулирование около 3%. Это довольно высокая точность, позволяющая говорить об эффективности таких систем как для технологических процессов обогащения минерального сырья, так и для возможного применения в задачах программно-возмущенного движения аппаратов, например [10].

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Летов А.М. Динамика полета и управление / А.М. Летов. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1969. – 360 с.
2. Кикин И.С. Динамическая оптимизация процессов управления летательным аппаратом в реальном времени / И. С. Кикин // Потенциал инновационного развития в новых геополитических условиях. – Уфа: Общество с ограниченной ответственностью "Аэтерна", 2023. – С. 88–128.
3. Горелова, Г. В. Метод оптимума номинала и его применение / Г. В. Горелова, В.В. Здор, Д.В. Свечарник. – Москва: Энергия, 1970. – 200 с. – EDN OFUQFB.
4. Петров Б.Н., Рутковский В.Ю., Земляков С.Д., Крутова И.Н., Ядыкин И.Б. Некоторые вопросы теории беспилотных самонастраивающихся систем // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. – 1976. – № 2. – С. 154–163
5. Красовский А.А. Универсальные алгоритмы оптимального управления непрерывными процессами / А.А. Красовский, В.Н. Буков, В.С. Шендрик. – М.: Наука, 1977. – 270 с.
6. О натурно-модельном подходе и теории подобиа применительно к системам управления / В.Ф. Евтушенко, А.А. Ивушкин, К.Г. Венгер [и др.] // Системы автоматизации в образовании,

науке и производстве. AS'2019: Труды XII Всероссийской научно-практической конференции (с международным участием), Новокузнецк, 28–30 ноября 2019 года / под общ. ред. С.М. Кулакова, Л.П. Мышляева. – Новокузнецк: Сибирский государственный индустриальный университет, 2019. – С. 21–24.

7. Задача прогнозирования в системах управления объектами со структурной нестационарностью / И.Р. Загидулин, Л.П. Мышляев, Г.В. Макаров, М.М. Свинцов // *Металлургия: технологии, инновации, качество: труды XXIII Международной научно-практической конференции. В 2 частях.*, Новокузнецк, 23–25 ноября 2022 года. Том Часть 2. – Новокузнецк: Сибирский государственный индустриальный университет, 2022. – С. 363–369. – EDN EBUAYK.

8. *Емельянов С.В.* Новые типы обратной связи. Управление при неопределенности / С.В. Емельянов, С.К. Коровин. – М.: Наука, Физматлит, 1997. – 352 с.

9. Объекты с новыми типами обратной связи / Л.П. Мышляев, Г. В. Макаров, М. М. Свинцов, И. Р. Загидулин // *Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика.* – 2024. – № 4. – С. 31–39. – DOI 10.25791/pribor.4.2024.1491. – EDN KVIPUK.

10. Проблема обеспечения соответствия кинематических характеристик исполнительных и задающих устройств антропоморфных робототехнических систем для перспективных пилотируемых космических программ / В.А. Дикарев, А.Н. Симбаев, А.Ю. Кикина [и др.] // *Пилотируемые полеты в космос.* – 2022. – № 4(45). – С. 54–71.

## КОГНИТИВНЫЕ МЕТОДЫ ДИАГНОСТИКИ СОСТОЯНИЯ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

К.В. Тагильцев-Галета<sup>а,2</sup>, к.т.н., доц., Г.В. Макаров<sup>б,1</sup>, к.т.н., доц.

<sup>1</sup> ФГБОУ ВО СибГИУ

654007, Россия, г. Новокузнецк, Центральный р-н, ул. Кирова, зд. 42

<sup>2</sup> СибУПК,

630087, Россия, г. Новосибирск, пр-кт Карла Маркса, д. 26

<sup>а</sup>magister463@gmail.com, <sup>б</sup>maggog1@gmail.com

**Аннотация.** Контрольно-измерительные приборы применяются для диагностики и контроля состояния процессов, оборудования и систем в целом. Это основано на достоверности информации, которые они предоставляют системе (или лицам), принимающим решения. Обеспечивать достоверность позволяют планомерно-профилактические обслуживания, своевременные поверка, калибровка, градуировка и другие мероприятия. Однако установленные нормативно-техническими документами сроки и интервалы не позволяют свести к нулю вероятность выхода из строя метрологического оборудования. Таким образом, возникает необходимость в разработке комплексных методов диагностики состояния метрологического оборудования, а также схем и рекомендаций по их внедрению в планирование и управление производством.

**Ключевые слова:** метрология, когнитивные технологии, нейронные сети, анализ данных, предиктивная аналитика.

**Abstract.** Instrumentation is used to diagnose and monitor the condition of processes, equipment and systems in general. This is based on the reliability of the information they provide to the system (or decision makers). Scheduled preventive maintenance, timely verification, calibration and other measures allow to ensure reliability. However, the terms and intervals established by normative and technical documents do not always allow to exclude the probability of failure of metrological equipment. Thus, there is a need to develop intelligent production technologies, methods and means of diagnostics of their condition. In the direction of assessing the state of technological equipment, machine learning and artificial intelligence systems have proven themselves and are widely used, the scope of which is proposed to be extended for control and measuring instruments in the framework of this study.

**Keywords:** Metrology, cognitive technologies, neural networks, data analysis, predictive analytics.

Современным инструментом повышения эффективности технологий стало внедрение машинного обучения и искусственного интеллекта, область применения которых постоянно расширяется. В измерительных системах они, в основном, применяются для обработки сигналов и извлечения какой-либо диагностической информации из потоковых и архивных данных. В промышленности такие решения применяются, в основном, для конкретных технологических агрегатов, таких, как шаровые мельницы, подшипники дымососов и турбин и пр., которые оснащаются определенными датчиками, настраиваются на «нормальный режим» работы, а все отклонения от него считаются предупредительными или аварийными. Такие комплексы, в основном зарубежные, имеют существенные ограничения, поскольку завязаны на жесткой структуре

и конкретных контрольно-измерительных приборах и специализированном ПО зарубежного производства. При этом остается не решенной задача контроля состояния самого метрологического оборудования, которое может давать некорректную информацию в случаях неисправности.

Таким образом необходимо выделить в отдельное направление исследований самодиагностику измерительных систем. В направлении методических и алгоритмических разработок можно найти несколько общих решений.

Традиционно, принято считать, что своевременное регламентное обслуживание в виде частичного или капитального ремонта, поверки и калибровки не допускает выхода из строя приборов, а значит, и искажения показаний. На практике же неисправность прибора может произойти в любое время, и, зачастую, она заключается не в полном отказе, а в искажении показаний. Наиболее простым образом это диагностируется по расхождению показаний лабораторных исследований и данных потоковых показаний приборов, с синхронизацией по времени [1]. Однако лабораторные исследования являются точечными, и не могут отразить неоднородность среды и результаты такой диагностики будут корректными только для однородных сред. Авторы отмечают эту проблему и решают ее за счет простейших статистических характеристик и их сочетаний, что сильно ограничивает возможности и эффективность предложенной системы.

В статье [2] автор говорит о важности проблемы повышения достоверности измерительной информации встроенных в оборудование измерительных приборов. В [3] авторы рассматривают применение искусственного интеллекта в метрологии, в частности, для получения результатов измерений, когда функция измерения неизвестна, недостаточно определена или слишком сложна для алгоритмической формализации. Однако никакого контроля метрологических характеристик самого прибора нет, т. е. измерения основываются на корректности работы прибора. В [4] авторы предлагают рассматривать статистические характеристики для формирования показателей, описывающих определенные виды нестационарности объекта управления, либо внешних воздействий. Вид нестационарности определяется по уникальному сочетанию сработавших «признаков». Данный подход может быть применен и для оценивания нестационарности метрологических характеристик контрольно-измерительных приборов.

В [5] автор рассматривает перспективные направления развития измерительных систем. Одним из выводов указывает, что требуется автоматизировать метрологические процедуры, при этом целесообразно переходить от периодических процедур к адаптивным процедурам без участия человека. Однако, в основном, эти процедуры нельзя осуществлять без остановки самого процесса измерения (за исключением некоторых тестовых методов). Что требует введения алгоритмов, определяющих необходимость обслуживания прибора.

В работах [6-7] авторы предлагают использовать распределенные (блокчейн) системы для повышения безопасности и упрощения метрологического контроля. Однако, применение таких технологий в недопустимо в соответствии со стандартами РФ, четко разделяющими технологическую и корпоративную сети.

В работе [8] авторы поднимают вопрос ненадежности данных при традиционном методе периодических поверок и говорят о необходимости онлайн мониторинга

метрологических параметров на основе искусственного интеллекта. Однако применение одних лишь марковских моделей в отрыве от особенностей датчиков и процессов не позволяет получить достоверную оценку метрологических характеристик, и, следовательно, ограничено.

В [9] авторы проводят сравнение различных методов определения межповерочных интервалов. Авторы не приходят к однозначному мнению и заявляют, что в каждом из рассмотренных методов существуют недостатки, не позволяющие определить наиболее эффективный из них.

Авторы изобретения [10] предлагают способ дистанционного контроля метрологических характеристик радиоизмерительных приборов. Однако этот способ основан на измерении параметров калибровочных мер, что требует остановки процесса измерения технологической величины.

Подход с формированием признаков является достаточно удобным и общепринятым, что позволяет использовать его в качестве основы для организации системы диагностики. Рассмотрим общую структуру организации метрологического обеспечения с точки зрения стандартов ИСО [11]. Такая структура обеспечивает достаточную гибкость в исполнении, но, к сожалению, также и достаточно сложна.

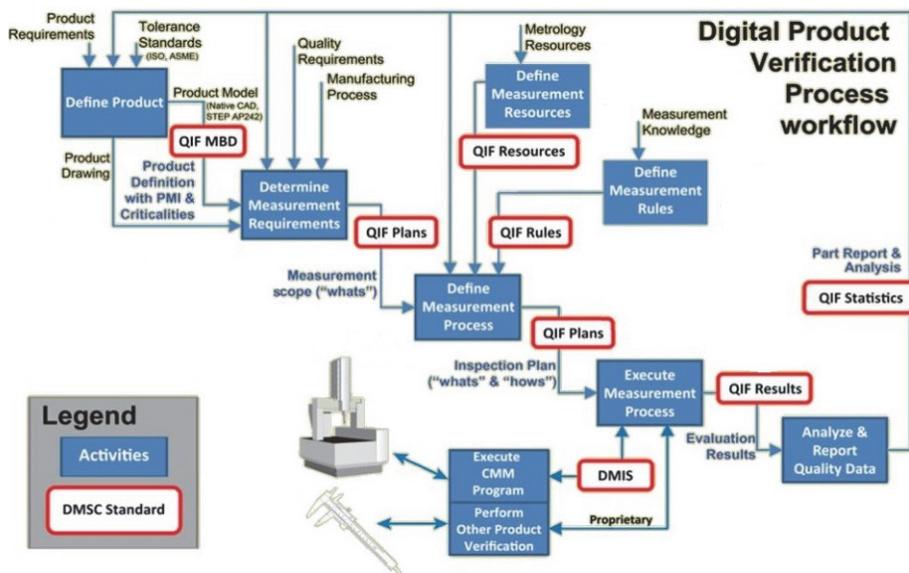


Рис. 1. Структура организации метрологического обеспечения

Структура позволяет постоянно уточнять состояние систем измерения, при этом не вызывая остановки производства в целом. Однако такая оценка будет смешана с оценкой качества выпускаемой продукции, а, следовательно, будет точной лишь отчасти. Для повышения оперативности предлагается воспользоваться ранее описанной комбинацией признаков, указывающих на изменение свойства элемента оборудования (нормальная работа, предаварийное состояние, отказ и т. д.). Для этого необходимо

определить признаки, которые будут их формировать. Для отдельных ситуаций, например, отказ оборудования, сформировать совокупность признаков будет довольно просто – это будет превышение какого-то определенного значения. Однако в некоторых случаях, в частности, при диагностике предаварийного состояния, необходимы будут подсистемы оценки изменения параметров. Однако, вследствие нелинейности изменения этих параметров, оценка их стандартными методами будет невозможна и потому возникает необходимость использования машинного обучения, в том числе, с использованием нейросетей.

Таким образом, оценка параметров измерения технологического процесса, сделанная, в том числе и при помощи нейросетей, формирует совокупность признаков, позволяющих оценить качество работы измерительных приборов, не останавливая производство.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Оценивание предаварийных состояний технологического оборудования и контрольно-измерительных приборов /М.В. Ляховец, Г. В. Макаров, А. С. Саламатин, М. В. Шипунов // Промышленные АСУ и контроллеры. – 2020. – No 3. – С.16-24. – DOI 10.25791/asu.3.2020.1166. – EDN AZZTOG.
2. Заславская В. Л. Повышение надежности интеллектуальных измерительных систем и информации // Вестник связи. – 2023. – No 4. – С. 1-6. – EDN GUCUFS.
3. Кузин А.Ю., Крошкин А.Н., Исаев Л.К. [и др.]. Практические аспекты применения искусственного интеллекта в метрологии // Измерительная техника. – 2023. – No 9. – С. 66-72. – DOI 10.32446/0368-1025it.2023-9-66-72. – EDNQYXVEW.
4. Евтушенко, В. Ф., Макаров Г.В., Буркова Е.В. О контроле нестационарности свойств объекта управления и его внешних воздействий // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. – 2015. – No4(29). – С. 71-83. – DOI 10.17212/1727-2769-2015-4-71-83. – EDN VPILLD.
5. Данилов А.А. Направления совершенствования измерительных систем и их метрологического обеспечения // Измерительная техника. – 2023. – No 8. – С. 24-29. – DOI 10.32446/0368-1025it.2023-8-24-29. – EDNCVDWFO.
6. Melo, Wilson S. et al. "How blockchains can improve measuring instruments regulation and control." 2018 IEEE International Instrumentation and Measurement Technology Conference (I2MTC) (2018): 1-6.
7. Welty, Chris & Paritosh, Praveen & Aroyo, Lora. (2019). Metrology for AI: From Benchmarks to Instruments.
8. Martins A, Fonseca I, Farinha JT, Reis J, Cardoso AJM. Online Monitoring of Sensor Calibration Status to Support Condition-Based Maintenance. Sensors (Basel). 2023 Feb 21;23(5):2402. doi: 10.3390/s23052402. PMID: 36904607; PMCID:PMC10007291.
9. Toteva, Pavlina & Slavov, Stoyan & Vasileva, Dimka. (2017). Comparison of the methods for determination of calibration and verification intervals of measuring devices. MATEC Web of Conferences. 94. 10.1051/mateconf/20179404012.
10. Патент № 2379699 С2 Российская Федерация, МПК G01R 35/00. Способ дистанционного контроля метрологических характеристик радиоизмерительных приборов на примере измерителя комплексных параметров СВЧ-устройств: 2006146568/28: заявл. 25.12.2006: опубл. 20.01.2010 / А. В. Гусинский, А. М. Кострикин, Т. К. Толочко; заявитель Учреждение образования Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники. – EDNYLYPCX.
11. ISO 29053 Automation systems and integration – Quality information framework (QIF) – An integrated model for manufacturing quality information

## УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ ЭНЕРГОСЕТЕЙ С ПОМОЩЬЮ КОНТРОЛЬНЫХ КАРТ

А.Е. Аникеева<sup>а</sup>, ст. преп., Е.Л. Аникеев, ассистент

*Сибирский государственный университет телекоммуникаций и информатики  
630082, Россия, г. Новосибирск, ул. Кирова, 82  
<sup>а</sup>E-mail: anikeeva-sasha@mail.ru*

**Аннотация.** В данной статье рассмотрена система управления качеством воздушных линий электропередач при помощи контрольных карт. Съём информации о потерях на линиях происходит при помощи датчиков тока, температуры и других параметров. Применение контрольных карт позволяет оператору оперативно реагировать на предаварийные ситуации в сети энергоснабжения.

**Ключевые слова:** воздушные линии электропередачи, датчики, система мониторинга, управление качеством энергосети, контрольные карты, потери электроэнергетики.

**Abstract.** This article discusses the quality management system of overhead power lines using control cards. Information about line losses is collected using current, temperature and other sensors. The use of control cards allows the operator to quickly respond to pre-emergency situations in the power supply network.

**Keyword:** overhead power lines, sensors, monitoring system, power grid quality management, control cards, power losses.

### Введение

Статья написана в рамках Государственного задания 071-03-2024-008 от 19.01.2024. Энергосистема состоит из многих составляющих. В общем виде она делится на 3 этапа:

- Производителей электроэнергии;
- Передатчики электроэнергии;
- Потребители электроэнергии.

На каждом этапе необходимо контролировать параметры энергосистемы. Очень большие мощности электрической энергии приводят и к очень большим потерям этой энергии.

В России сейчас идет процесс цифровизации энергосистем. В связи с импортозамещением появилась необходимость в разработке отечественных комплектующих элементов (КЭ) энергосистем, оборудования, систем мониторинга, программного обеспечения (ПО) и целых комплексов управления качеством АЭС, ГЭС и ТЭС, линий электропередач (ЛЭП), распределительных подстанций и потребителей.

Это очень большой аспект изучения, поэтому в данной статье рассмотрим только контроль потерь на линиях электропередач (ЛЭП) на примере линии 220 кВ.

ЛЭП это очень опасная зона для деятельности человека. Обслуживающий персонал подвергается влиянию при работе не только опасности падения с большой высоты, но и опасности поражения большими напряжениями, так как потери энергии при передаче по воздушным линиям электропередачи может составлять до 3 кВ в рабочем режиме и до сотен киловольт в аварийной ситуации [1].

### Система мониторинга ЛЭП

При передаче электроэнергии на дальние расстояния напряжение повышают с помощью трансформаторов, а ток во столько же раз понижают. Таким образом, пытаются уменьшить потери электроэнергии в ЛЭП. С увеличением напряжения на линиях возникают разрядные явления, что так же приводит к потерям энергии при передаче. На воздушные линии ставят датчики, чтобы отслеживать неблагоприятные погодные условия, такие как снег, гололед, дождь, туман, перепады температуры, сильный ветер. Климатические условия сильно могут увеличить дополнительные потери электроэнергии и привести к коротким замыканиям и обрыву проводов воздушных ЛЭП. В источнике [1] приведены типы потерь в линиях электропередач.

Кроме датчиков, которые отслеживают климатические изменения погоды, на ЛЭП ставят и датчики тока для контроля допустимых токов нагрузки. Обобщенная блок-схема мониторинга ЛЭП приведена на рис. 1.

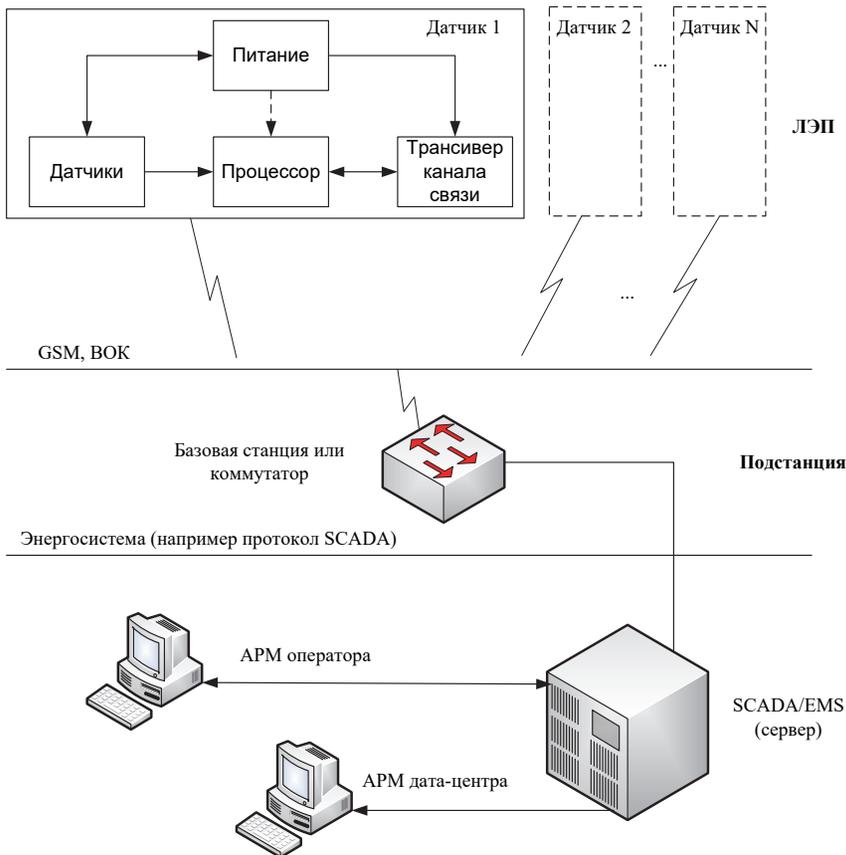


Рис. 1. Блок-схема мониторинга ЛЭП

При получении данных по току и температуре можно в реальном времени контролировать уровень передаваемой мощности. А с помощью обработки данных по мощности методом контрольных карт вовремя реагировать на предаварийные показания и регулировать уровень передачи.

Измерительные датчики, как периферийные устройства, непосредственно вмонтированы в провода воздушных линий электропередачи. От них показания поступают через GSM или волоконно-оптический кабель (ВОК) на коммутатор или на базовую станцию. Далее, используя протокол SCADA/EMS, в настоящее время, данные поступают на сервер, где хранятся большие объемы измерений. Оператор на компьютере видит измерения и при помощи визуальной программы, например, сетевой визуализации GridVis и сравнивая с теоретическими допустимыми данными делает выводы по оперативному реагированию. Именно метод контрольных карт у оператора показывает все аварийные вышлески.

### Зависимость дополнительных потерь от температуры проводов ЛЭП

Температура нагрева проводов  $t_{пр}$  воздушной линии электропередач нелинейно зависит от нагрузочного тока  $I$  в линии и сечения провода  $S$ . Согласно ПУЭ допустимая температура нагрева проводов составляет  $70^0$  С [2]. Тогда получается следующее неравенство [3]:

$$t_{пр} = t_{в} + 8,3 \cdot \frac{I^2}{S} \sqrt{\frac{1}{300 \cdot S}} \leq 70, \quad (1)$$

где  $t_{в}$  - температура окружающего воздуха;  $S$  - сечение провода;  $I$  - нагрузочный ток.

Область допустимых токовых нагрузок  $I_{доп}$  при заданном сечении проводов  $S$ :

$$I_{доп} \leq \sqrt{\frac{S(70 - t_{в})}{8,3 \sqrt{\frac{1}{300 \cdot S}}}}. \quad (2)$$

На основании выражения (2) в сетевой визуализации GridVis строятся графики зависимости длительных токов сталеалюминевых проводов от температуры окружающей среды [4].

Данная система позволяет визуализировать многие измерения сети энергоснабжения.

Далее находится активное сопротивление проводов, которое сильно зависит от температуры окружающего воздуха по формуле (3):

$$r_{пр} = k_{арм} \cdot r_0 \left[ 1 + 0,004 \left( t_{в} - 20 + 8,3 \cdot j^2 \sqrt{\frac{S}{300}} \right) \right], \quad (3)$$

где  $k_{арм}$  – коэффициент, учитывающий дополнительные потери в крепежной арматуре проводов ЛЭП;  $r_0$  – удельное сопротивление проводов ЛЭП при температуре  $+20\text{ }^\circ\text{C}$ ;  $j$  – плотность тока в проводах;  $t_\theta$  – температура окружающего воздуха.

Удельные потери электрической энергии с учетом тока нагрузки вычисляются по следующей формуле:

$$\frac{\Delta W_\Sigma}{W} = \frac{\sqrt{3} \cdot r_{пр} \cdot \tau \cdot L \cdot I_{нб}}{U_n \cdot T_{нб} \cdot \cos(\varphi)} + \frac{8760 \cdot \Delta P_{кор} \cdot L}{\sqrt{3} \cdot U_n \cdot I_{нб} \cdot \cos(\varphi) \cdot T_{нб}} + \frac{U_n \cdot T_{вл} \cdot N_{гир} \cdot L}{3\sqrt{3} \cdot R_{из} \cdot N_{из} \cdot I_{нб} \cdot \cos(\varphi)}, \quad (4)$$

где  $\Delta W$  – суммарные абсолютные потери электроэнергии;  $W$  – объем переданной электроэнергии по ЛЭП;  $L$  – длина ЛЭП;  $\tau$  – время максимальных потерь;  $U_n$  – номинальное напряжение ЛЭП;  $\cos(\varphi)$  – коэффициент мощности;  $N_{гир}$  – число изоляторов в гирлянде;  $\Delta P$  – удельные потери мощности на корону;  $T_{нб}$  – часы при максимуме нагрузки;  $T_{вл}$  – часы влажной погоды в году.

И, наконец-то, находится погрешность при определении потерь  $\delta_{\Delta W}$  [3]:

$$\delta_{\Delta W} = \frac{\left(\frac{\Delta W}{W}\right)_{20} - \left(\frac{\Delta W}{W}\right)_{IV}}{\left(\frac{\Delta W}{W}\right)_{20}} \cdot 100\%. \quad (5)$$

### Применение контрольных карт для анализа качества энергосети

С помощью статистического метода управления качеством контрольные карты проводят оценку удельных потерь на каждом этапе передачи электроэнергии. На рис. 2 приведен пример снятия показаний активной мощности  $P$  сетевым ПО GridVis.

Применение контрольных карт в управлении качеством позволяет решать многие задачи:

1. Непрерывно проводить сбор и обработку данных, анализ полученных данных;
2. Создавать статистические базы данных для нейросети;
3. Выявлять участки предаварийного и аварийного состояния ЛЭП;
4. Выявлять источники случайных и систематических искажений параметров качества электросети;
5. Поддерживать в реальном времени с минимальной задержкой работоспособное состояние сети и корректировать допуски по показаниям.

Контрольная карта – это графическая диаграмма, на которой последовательно через равные промежутки вносятся измерения по току, температуре и мощности и далее проводится визуальный анализ выхода за контрольные пороги допуска этих данных по среднему значению, отклонению и размаху.

Как правило, на контрольных картах сразу регистрируются 2 воздействующих фактора на исследуемый показатель: это действие случайных факторов, вызванных аварийным режимом работы ЛЭП и действие неслучайных причин, фиксирующих в нормальном режиме работы.

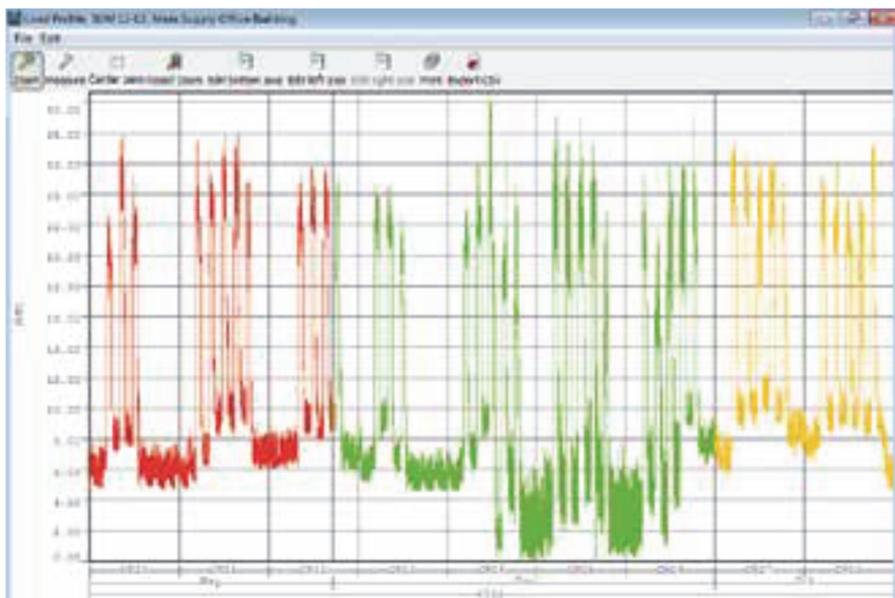


Рис. 2. Активная мощность

С каждой контрольной точки снимаются показания и сравниваются по участкам, пример работы контрольных карт приведен на рис. 3.

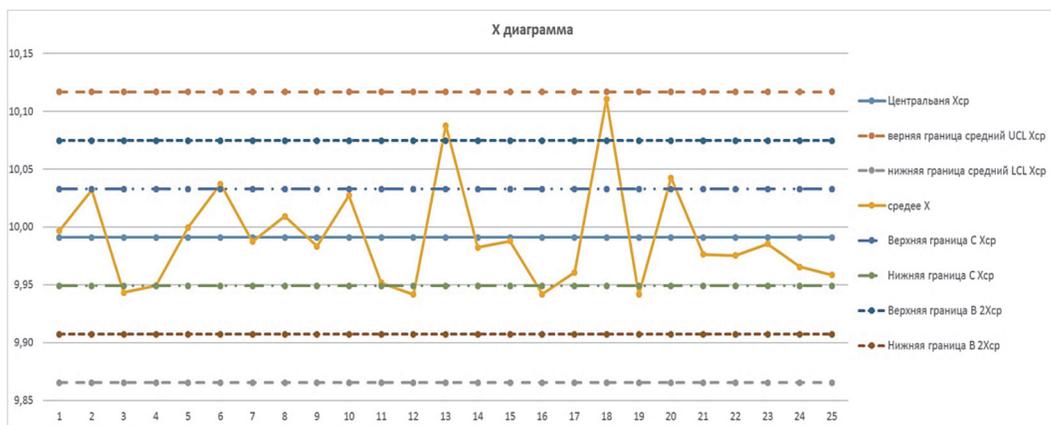


Рис. 3. Контрольная карта отклонений напряжения от среднего значения за сутки

С помощью контрольных карт можно управлять не только энергосетью, но и технологическим производством, бухгалтерским учетом, маркетинговыми исследованиями и другими процессами.

### Заключение

Применение контрольных карт для управления качеством энергосети весьма обширно. Этот вопрос только начал своё развитие и исследования в этой области ещё продолжаются.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Самарин А. В., Масалов В. Современные технологии мониторинга воздушных электросетей ЛЭП // Естественные и технические науки. - 2012. - 88 - 94 с.
2. Севостьянов А.А. Анализ качества электрической энергии в узлах промышленной нагрузки с применением цифровых методов обработки данных: конспект лекций / Севостьянов А.А. - Москва: НижГТУ, 2021. - 43 с.
3. Приказ Минэнерго России от 08.07.2002 № 204 «Правила устройства электроустановок». - М.: Энергоатомиздат, 2002. - 630 с.
4. Руководство по эксплуатации программы для сетевой визуализации GridVis. Janitza. Глава 4. 125 - 142 с.

## СХЕМА И ПРОГРАММА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ВЛАЖНОСТИ И ТЕМПЕРАТУРЫ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКОВ

А.А. Шабронов, преподаватель; А.Н. Игнатов, к.т.н. профессор

Сибирский государственный университет телекоммуникаций и информатики  
630102, г. Новосибирск, ул. Кирова, 86  
\*E-mail: shabronov@yandex.ru

**Аннотация:** В данной работе представлена схема, конструкция и программа для измерения влажности и температуры воздушных потоков с помощью датчика SHT-3х.

Предложено схемное решение с минимальным количеством элементов преобразования данных датчика в данные для обработки операционной системой Windows с интерфейсом USB.

Программа дополнительно к получению и отображению данных предусматривает извлечение текста и компилятора для дальнейшей модернизации под условия эксплуатации.

**Ключевые слова:** USB, SHT-3х, I2C, UART, Forth.

### 1. Введение

Датчики серии SHT-3х [1] выпускаются достаточно давно, имеют приемлемую точность и цену. Однако, интерфейс I2C [2] ограничивает их применение, поскольку требуется преобразование данных в доступный вид, удобный для восприятия человеком. На рис. 1 представлена блочная схема предлагаемого устройства.

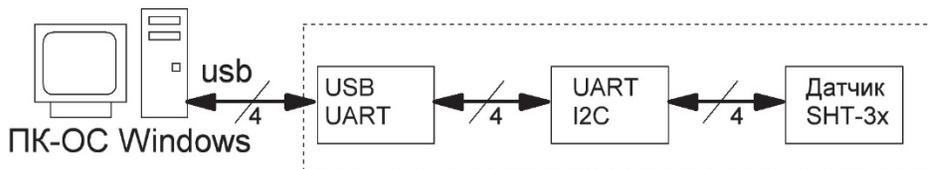


Рис. 1. Блочная схема измерителя температуры и влажности

Для питания всех блоков используется напряжение от интерфейса USB в +5 вольт. Потребляемый ток не превышает 50 миллиампер.

Все связи между блоками имеют 4 линии: общий провод, провод питания +5 вольт и два провода интерфейса.

Блок USB-UART широко распространен и имеет много вариантов изготовления. В данной реализации [3] использовался блок для подключения с разъемом USB-C.

Блок UART-I2C выполнен на микроконтроллере (МК) 12F629 [4] фирмы Microchip. Этот МК выпускается также достаточно давно, имеет подробное описание, доступен и относительно экономичен. Использование МК в качестве преобразователя интерфейса удобно и тем, что можно не использовать кварцевый резонатор, а настраиваться на сигналы используемого старт-стопного интерфейса UART.

В МК предусмотрены резисторы «подтяжки» для установки логических уровней, что упростило схему до прямого подключения выводов блоков между собой.

Сам измерительный датчик SHT-3х широко доступен в виде отдельной платы в блочном исполнении [5]. Фото компонентов представлено на рис. 2.

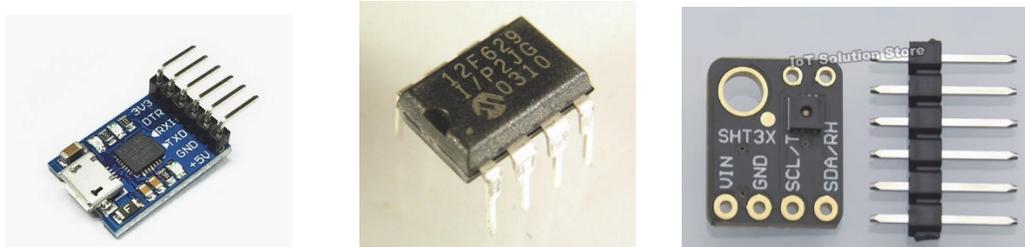


Рис. 2. Фото основных компонентов измерителя

Необходимо отметить, что датчики SHT-3х выпускаются в разном исполнении. В обозначении вместо «х» указывается цифра, определяющая параметры точности и быстродействия [5].

## 2. Схема измерителя на МК 12F675

Принципиальная схема измерителя влажности и температуры представлена на рис. 1. В данную схему заложены возможности для подключения следующих элементов, которые требуются для измерительной системы влажности и температуры:

- Предусмотрено подключение блока индикации на OLED-дисплее к разъему J4, который также имеет интерфейс I2C. Данный дисплей позволяет обойтись и без компьютера. Однако, в этом случае требуется переключить режим работы МК и иметь источник питания. Минус такой системы измерения в том, что отсутствует место хранения данных. Возможности МК не позволяют обеспечить сохранение большого массива данных.

- Для переключения режима работы имеется кнопка S1. Дополнительно предусмотрены светодиоды индикации D3,7.

- Предусмотрено подключение двух плат датчиков SHT-3х. В этом случае на один из датчиков необходимо установить переключку адресного переключения. Два датчика позволяют проводить сравнение показаний. Кроме того, один из датчиков предусматривается быть «вынесенным» на небольшое расстояние относительно другого. В этом случае шина I2C требует более «сильной подтяжки» шин, что и выполняют сопротивления R3,4. Внешнее подключение ограничивается по току через сопротивление R1 и диодом D1. Это позволяет учесть возможное короткое замыкание и избежать соответствующего повреждения блоков USB компьютера.

- Предусмотрена защита схемы диодами D2,4,5,6 от выбросов и наведенных импульсных напряжений при подключении дополнительного внешнего датчика.

Элементы схемы допускается заменить на любые отечественные или зарубежные аналоги.

### 3. Конструкция измерителя

Все элементы измерителя размещены на печатной плате. На рис. 4 показана 3d модель печатной платы с установленными элементами в двух ракурсах.

МК устанавливается через переходную колодку для возможности перепрограммирования на другие условия эксплуатации.

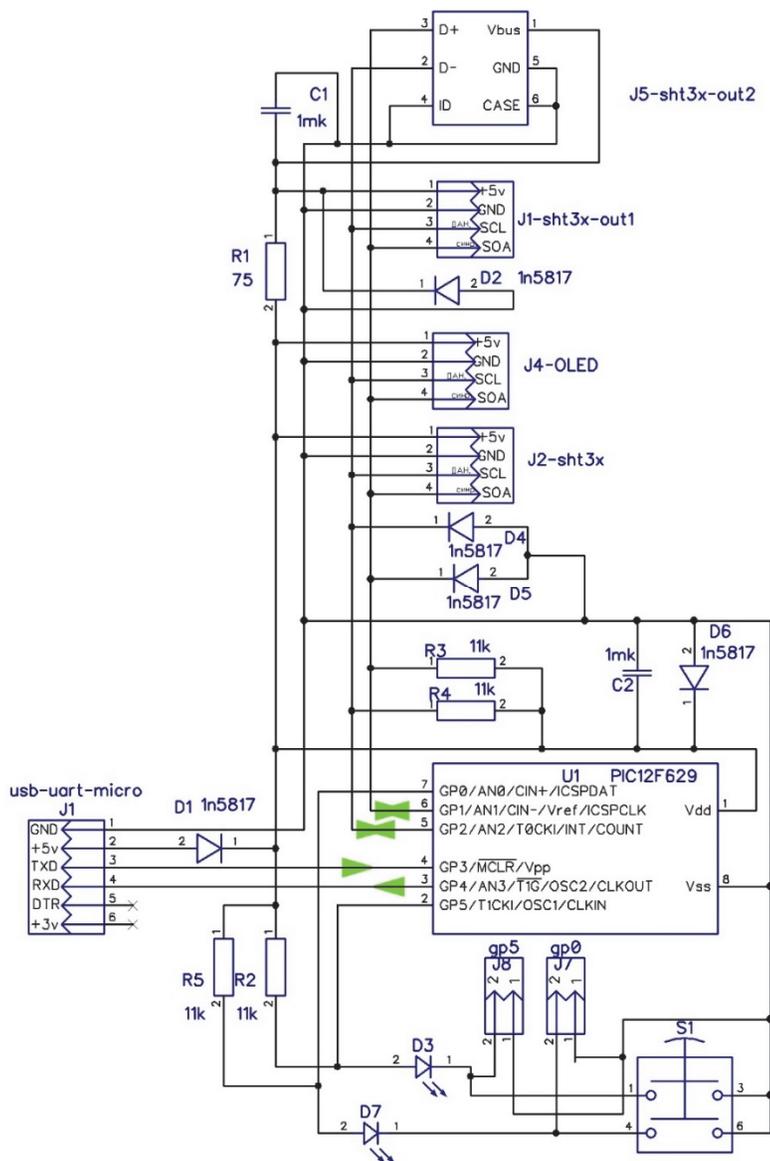


Рис. 3. Схема измерителя влажности и температуры

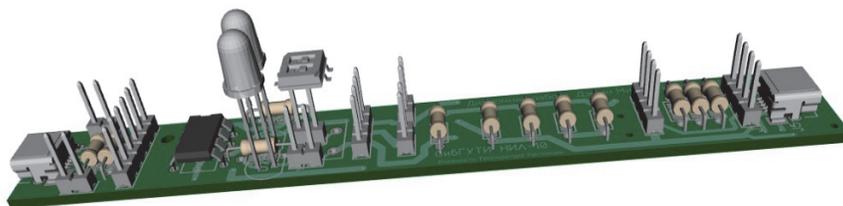


Рис. 4. 3d модель печатной платы измерителя

Реализованная конструкция в разобранном на две части виде (плата и дисплей) представлена на фото рис. 5. Дисплей подключается гибкими проводами с штыревыми разъемами.



Рис. 5. Разобранная конструкция измерителя

Принципиальная схема (файл `uart_h2o_v1_izm_sht3x_12f629.dch`), печатная плата (файл `uart_h2o_v1_izm_sht3x_12f629.dip`) подготовлены в редакторе DIP-TRACE и находятся в каталоге [7].

#### 4. Программа измерителя

Программное обеспечение представлено в каталоге [7] и находится в архиве файла `uart_h2o_v1.zip`

Программа содержит все компоненты, для своего дальнейшего развития. При первом запуске выбрать 3-й пункт, и сформируется каталог `test_monsys_exe`, в котором находятся все файлы необходимые для дальнейшего развития:

- файлы текстов на языке FORTH и так же простые файлы txt, если они требуются по теме пояснений;
- файлы описания в формате word или html;
- архивы с файлами схем. Есть и без архивов, но для понимания тематики удобнее объединять схемы и пояснения в одном архиве;

- файл языка программирования FORTH **100\_spf4.exe** Цифра 100 означает, что данный компилятор языка может формировать файлы до 100мб. Автор Черезов Андрей дает только до 4х мб, поэтому его компилятор и называется **spf4.exe** На самом деле это версия четыре. Все версии смотрите на сайте [forth.org.ru](http://forth.org.ru) [8]

- Далее Вы исправляете требуемые файлы, компилируете и получаете новый файл в формате **exe**. Он будет иметь другие размеры и контрольные суммы. Это позволит достаточно просто определить авторство и принадлежность источника и создателя.

- Выполните файл **start\_new\_versii.cmd** для компиляции и формирования файла.
- Метод и способ, достоинства и недостатки представлены в авторской лектронной публикации [9]

- Для программирования 12F629 предоставлен авторский ассемблер на языке FORTH Текст на форт-ассемблере находится в каталоге **forth\_assmb\_pik12** После компиляции текста программой формируется hex-код в каталоге **uart\_h2o\_v1\_12f629\_v1\_sht3x**. Этот код записывается программатором в МК.

- Кроме того, возможно использовать имитационные программы Proteus-7(8) что позволяет проверять работу схемы без «железа».

- Получение данных от датчиков построено по принципу AT команд. Описание команд находится в каталоге **uart\_h2o\_v1\_12f629\_v1\_sht3x**

## 5. Заключение

В предлагаемой схеме измерителя влажности и температуры заложена возможность эксплуатации разных датчиков и устройств на основе интерфейса I2C.

Схема и конструкция позволяет подключать и настраивать другие автономные устройства с интерфейсом I2C.

Данную конструкцию удобно использовать в учебном процессе для сравнения реальных и имитационных схем на МК.

Преобразование интерфейса программное, что позволяет менять требуемый протокол подключаемых устройств а так же использовать данную конструкцию для создания автономных устройств измерения и управления.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Описание SHT-3x [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://www.chipdip.ru/product/8008671370?ysclid=m292o5j0a3162709947>

2. Интерфейс I2c [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://easyelectronics.ru/interface-bus-iic-i2c.html>

3. USB-UART [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://market.yandex.ru/product-usb-ttl-usb-uart-programmator-ft232rl-type-c-1-sht/47340238?sku=102649124663&uniqueId=38849363&do-waremd5=qvTScpt410VC4hgBBIW7UA&sponsored=1>

4. Описание МК 12F629 [Электронный ресурс] - Режим доступа: <https://www.chipdip.ru/product/pic12f629-i-p?ysclid=m293txn9oc664894624>

5. Плата SHT-3x [Электронный ресурс] - Режим доступа: [https://aliexpress.ru/item/1005006649821790.html?sku\\_id=12000037925178161&spm=a2g2w.productlist.search\\_results.0.bf5933452jRBKd](https://aliexpress.ru/item/1005006649821790.html?sku_id=12000037925178161&spm=a2g2w.productlist.search_results.0.bf5933452jRBKd)

6. Сверх точные датчики SHT [Электронный ресурс] - Режим доступа: [https://tmelectronics.ru/news/sverhtochnyie\\_datchiki\\_vlajnosti\\_SHT\\_/?ysclid=m294wk4813373564663](https://tmelectronics.ru/news/sverhtochnyie_datchiki_vlajnosti_SHT_/?ysclid=m294wk4813373564663)

7. Программа для измерителя [Электронный ресурс] - Режим доступа: [http://90.189.213.191:4422/temp/uart\\_h2o\\_v1/test/](http://90.189.213.191:4422/temp/uart_h2o_v1/test/)

8. Язык программирования Forth [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.forth.org.ru>

9. Восстановление приложений самими приложениями. [Электронный ресурс] - Режим доступа: <http://www.sciteclibrary.ru/cgi-bin/public/YaBB.pl?num=1487009873>

## МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ ЭТАЛОНОВ ДЛЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ МАШИННОГО ЗРЕНИЯ

И.В. Борисова<sup>а</sup>, к.т.н., доц., М.Л. Нельзин, студ.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
<sup>а</sup>E-mail: i.v.borisova@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В статье рассматривается проблема увеличения объема баз данных изображений для машинного обучения. Предлагается рассматривать яркость монохромных изображений как комплексную величину. Вводится процедура изменения аргумента комплексного представления яркости и возврата к целочисленным значениям. Изменение аргумента комплекснозначной яркости позволяет получать вариации изображения объекта для пополнения баз данных. Анализируется контур объектов на различных вариациях изображения. Показано успешное применение выделенного контура для поиска объектов.

**Ключевые слова:** обработка изображений, база данных изображений, контур, поиск объектов.

**Abstract.** The article deals with the problem of expanding image databases for machine learning. It is proposed to consider the brightness of monochrome images as a complex value. A procedure for changing the argument of complex-valued brightness and returning to integer brightness values has been introduced. This procedure allows you to get different versions of the image. The contour of objects in different versions of the image is analyzed. The successful application of the selected contour to search for targets is shown.

**Keywords:** image processing, image database, contour, searching for targets.

### 1. Введение

Анализ тенденций развития машинного зрения показывает постепенный переход от традиционных корреляционно-экстремальных алгоритмов поиска объектов к машинному обучению классификаторов. Применение алгоритмов машинного обучения для обнаружения и классификации объектов требует создания больших обучающих и тестовых баз данных. В зависимости от задачи для обучения модели требуется от нескольких сотен до нескольких тысяч размеченных изображений. Для увеличения объема баз выполняют яркостные и геометрические преобразования изображений. Обычно используют аффинные преобразования, например, изображения объектов подвергают растяжению по одной или двум координатам, выполняют зеркальное отражение [1] или поворот в плоскости координат на небольшой угол. Яркостные преобразования заключаются в приведении гистограммы к желаемому виду, например, эквализация гистограмм, но может выполняться и моделирование псевдоизображений. В работе [2] описана методика построения синтезированных изображений псевдоинфракрасного диапазона с использованием 3D-моделей объектов, основанная на приведении гистограммы красного канала исходного телевизионного изображения к гистограмме обобщенного изображения инфракрасного диапазона. Кроме того,

для расширения объема баз данных используют искусственные искажения эталонных изображений, такие как размытие, сжатие с потерями и наложение шумов. Например, база TID2013 [3] содержит 25 эталонных снимков и 3000 искаженных изображений, применяется 24 типа искусственных искажений с 5 уровнями значений параметров для каждого.

Применение искусственных нейронных сетей для оптоэлектронных устройств, работающих в реальном времени, пока ограничено высокой вычислительной сложностью. Поэтому разработчики используют гибридные технологии, например, обучение классификатора в реальном времени на сдвинутых целевых изображениях для построения оптимального фильтра [4]. Для повышения надежности алгоритмов автоматического распознавания в бортовых системах применяют многоуровневый анализ изображения с увеличением признакового пространства, причем на первом этапе распознавания применяются контурные эталоны, не зависящие от вариаций освещенности [5].

В настоящей работе представлен подход, позволяющий получить множество ярких вариаций изображений объекта, а также его контурные признаки.

## 2. Изменение аргумента комплекснозначной яркости изображения

Традиционно яркости точек монохромного изображения рассматриваются как вещественные или целочисленные значения. Для того чтобы разобраться, каким образом негатив превращается в позитив и обратно, и какую информацию несут переходные стадии, рассмотрим дискретизованное монохромное изображение  $[u_{mn}]$ ,  $1 \leq m \leq M$ ,  $1 \leq n \leq N$  как массив комплексных значений  $\mathbf{A} = [A_{mn}]$ . Причем яркость изображения симметризуем относительно нуля, путем вычитания средней яркости [6]:

$$a_{mn} = u_{mn} - \bar{u}, \quad \bar{u} = \frac{1}{MN} \sum_{m=1}^M \sum_{n=1}^N u_{mn}.$$

Комплексные значения яркости можно рассмотреть в тригонометрической форме. Тогда, реальная и мнимая части элементов массива  $\mathbf{A}$  имеют вид:

$$A_{mn}^{\text{Re}} = a_{mn} \cos \varphi, \quad A_{mn}^{\text{Im}} = a_{mn} \sin \varphi, \quad A_{mn} = A_{mn}^{\text{Re}} + iA_{mn}^{\text{Im}},$$

где  $i^2 = -1$ ,  $\varphi$  – аргумент комплексного числа или фаза гармонического колебания.

Рассмотрим одномерный ступенчатый перепад яркости от -1 до 1. В комплекснозначном виде при  $\varphi = 0$  реальная часть совпадает с исходным целочисленным перепадом, а мнимая часть нулевая. Будем изменять значения аргумента от 0 до  $2\pi$ , для некоторых значений аргумента реальные и мнимые части комплексного представления перепада приведены на рис. 1. Легко заметить, что перепад с аргументом  $\varphi = \pi$  является негативом по отношению к перепаду с  $\varphi = 0$ , а мнимая часть нулевая. При значениях аргумента кратных  $\pi/4$  абсолютные значения реальной и мнимой части равны. При значениях аргумента кратных  $\pi/2$  реальная часть нулевая, а вся информация сосредоточена в мнимой части.

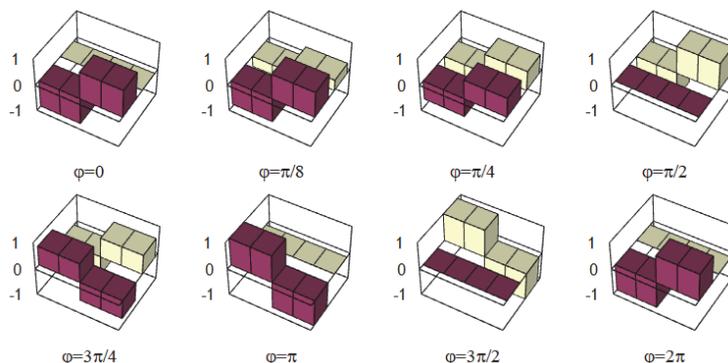


Рис. 1. Комплексное представление перепада яркости  $0 \leq \varphi \leq 2\pi$ :

– реальная часть,  – мнимая часть

При комплекснозначном представлении после любого изменения аргумента можно вернуться к исходному изображению. Для обратного перехода от комплексного представления к целочисленному введем следующее преобразование:

$$u'_{mn} = E\left(\sqrt{(A_{mn}^{\text{Re}} + \bar{u})^2 + (A_{mn}^{\text{Im}})^2}\right), \quad (1)$$

где  $E(\cdot)$  – оператор выделения целой части вещественного числа.

Введенное обратное преобразование не сохраняет энергию изображения, т.е. после обратного перехода нельзя вернуться к исходному изображению. Но обратное преобразование выполняется только для вывода изображения на физический носитель, например, монитор или бумагу.

### 3. Вариации изображения объекта

Изображения одной и той же сцены будут отличаться друг от друга в зависимости от применяемого устройства регистрации, естественного и искусственного освещения сцены, времени дня, погодных условий и т. д. Можно говорить, что мы получаем набор вариаций изображений сцены. Если изображения объектов используются для обучения классификатора, то необходимо накапливать различные вариации, приводить изображения к одному масштабу объекта, вырезать область, содержащую объект, выполнять разметку. Получение вариаций представления объекта с помощью изменения аргумента комплекснозначного изображения существенно упрощает процесс формирования обучающей базы.

При изменении аргумента можно получить непрерывные преобразования изображения из позитива в негатив и обратно. Естественно, что для формирования набора вариаций изображений объекта достаточно изменять значение аргумента от 0 до  $\pi$  с некоторым дискретным шагом. Примеры вариации изображения объекта приведены на рис. 2.

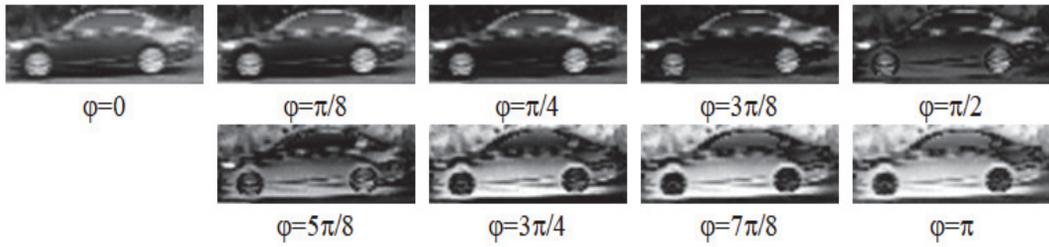


Рис. 2. Примеры вариации изображения объекта

Анализ полученных вариаций изображений объектов показал, что изменение значения аргумента до  $\pi/2$  можно трактовать как моделирование различной освещенности сцены и цвета объекта. Если классификация объектов основана на градиентах яркости, то особое внимание следует обратить на вариацию с аргументом  $\pi/2$ , когда информация сосредоточена в мнимой части комплексного изображения. В [7] показано, что при анализе локального спектра Фурье, за выделение перепадов отвечает именно мнимая часть спектра. Таким образом, вариация с аргументом  $\pi/2$  позволяет построить наиболее полную карту перепадов яркости.

На рис. 3 показан пример выделения контура методом Канни для вариаций изображения автомобиля. Легко заметить, что наибольшее число контурных точек соответствует вариации  $\varphi = \pi/2$ .

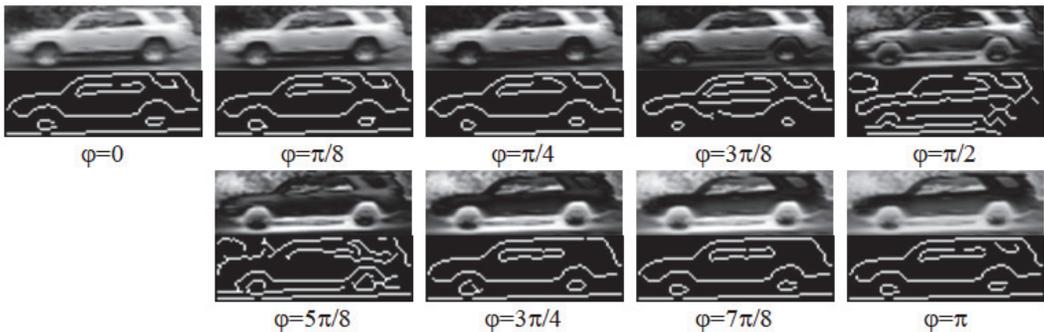


Рис. 3. Выделение контура на вариациях изображения объекта



Рис. 4. Синтезированный контурный шаблон

Полученные контурные шаблоны использовались для поиска на изображениях автомобилей одного типа, но разного цвета и находящихся на разном фоне. В качестве меры близости была выбрана мера близости Chamfer Distance (метрика расстояний до границ), которая не требует точного совпадения контуров, что важно при неидеальном совпадении объекта и шаблона. [8]. Лучшие результаты поиска (отсутствие необнаруженных объектов и меньшая невязка) были получены при объединении шаблонов вариации  $\varphi = 0$  и вариации  $\varphi = \pi/2$  (рис. 4).

#### 4. Выводы

Проведенное исследование показало, что изменение аргумента комплекснозначной яркости позволяет получать вариации изображения объекта для пополнения баз данных. Кроме того, вариации с аргументом до  $\pi/4$  визуально более контрастны, чем исходное изображение, поэтому данный подход можно рассматривать для улучшения визуального качества. Повышение контраста деталей очень важно и для выделения контура. Контурный шаблон для вариации с аргументом  $\pi/2$  содержит самое большое число точек. Для того, чтобы получить наиболее полный контурный шаблон проводилось объединение контуров от нескольких вариаций. Наиболее удачным было объединение контуров вариации  $\varphi=0$  и вариации  $\varphi=\pi/2$ . По такому шаблону удалось обнаружить все объекты с невязкой от 0 до 2 точечных элементов.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Приоров А.Л., Кулагин М.А. Применение нейронной сети в задаче детектирования железнодорожных светофоров // Материалы 14-ой международной конференции «Телевидение: проблема и обработка изображений». – СПб: ЛЭТИ, 2017. – Т. 9. – С. 101-105.
2. Князь В.В., Горбачевич В.С., Мизгинов В.А. Создание модельных изображений инфракрасного диапазона и оценка их визуального качества с использованием свёрточных нейронных сетей // Научная визуализация (Scientific Visualization). – 2016. – Т. 8. – № 4. – С. 67-79.
3. Deep Convolutional Neural Models for Picture Quality Prediction / J. Kim, H. Zeng, D. Ghadiyaram, S. Lee, L. Zhang, A.C. Bovik // IEEE Signal Processing Magazine. – 2017. – V. 34 N 6. – P. 130-141.
4. Корреляционный алгоритм автоматического обнаружения и сопровождения с обучением в реальном времени / А.Ю. Гагарина, П.А. Гессен, А.И. Лизин, В.А. Павлова, М.В. Созинова, В.А. Тупиков // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2022. – № 1. – С. 247-255.
5. Малогабаритная информационно-управляющая система наведения / Л.В. Московченко, В.А. Тупиков, В.А. Павлова, С.Н. Крюков, М.В. Созинова // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2014. – № 3. – С. 244-250.
6. Шварц Р.Д., Борисова И.В. Комплекснозначное представление яркости для формирования баз изображений // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 24 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 19-21 апр. 2023 г.: в 4 т. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2023. – Т. 2. – С. 260-264.
7. Борисова И.В. Спектральный и градиентные методы определения перепада яркости // Алгоритмы, методы и системы обработки данных: [Электронный ресурс] – Муром: Муромский институт (филиал) ВлГУ. – 2011. – Вып. 2(17).
8. Анализ мер близости для поиска объектов по шаблону / И. В. Борисова, В. Н. Легкий, Д. А. Утев, С. А. Кравец, Д. Е. Демидов // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. Технические науки. – 2018. – 3 (47). – С. 36-46.

## АНАЛИЗ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЕДИНСТВА ИЗМЕРЕНИЙ ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ РАДИОТЕХНИКИ

**В.Т. Семенов, старший преподаватель**

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail: wassilii\_vvs@mai.ru*

**Аннотация.** Проведен анализ требований распоряжения Правительства Российской Федерации от 19.04.2017 № 737-р «Об утверждении Стратегии обеспечения единства измерений в Российской Федерации до 2025 года» о проблемных вопросах в, частности, об отсутствие методов оценки влияния метрологии на качество жизни и на экономику страны. Предложен вариант автоматизации проведения метрологической экспертизы технической документации, а также сформулировано предложение о корректировке нормативных документов по составу затрат.

**Ключевые слова:** единство измерений, метрологическая экспертиза, техническая документация.

**Abstract.** The analysis of the requirements of the Decree of the Government of the Russian Federation dated 04/19/2017 No. 737-r "On approval of the Strategy for ensuring the uniformity of Measurements in the Russian Federation until 2025" on problematic issues, in particular, the lack of methods for assessing the impact of metrology on the quality of life and on the country's economy. An option for automating the metrological examination of technical documentation is proposed, and a proposal is formulated to adjust regulatory documents on the composition of costs.

**Keyword:** the unity of measurements, metrological expertise, technical documentation.

При проведении научно-исследовательских или опытно-конструкторских работ, в процессе подготовки и освоения производства новой техники в различных отраслях промышленности и сельского хозяйства, в частности в радиотехнике, необходимо производить разнообразные и многочисленные измерения. Обеспечением единства измерений занимается метрология - наука об измерениях, методах и средствах обеспечения их единства и способах достижения требуемой точности [1].

Одной из важнейшими форм государственного регулирования обеспечения единства измерений является метрологическая экспертиза научно-технической документации (МЭ НТД), проводимая в соответствии с РМГ 63-2003 [2].

Основные задачи МЭ НТД:

- оценивание полноты и корректности формулирования технических требований (исключение неоднозначности их толкования, выражение технических требований стандартизованными терминами и т.д.);
- оценивание оптимальности номенклатуры измеряемых параметров (обеспечение соответствия номенклатуры измеряемых параметров и их норм требованиям действующих стандартов, целесообразности выбранной номенклатуры измеряемых параметров, безопасности труда и охраны окружающей среды);

- оценивание контролепригодности технических средств при испытаниях, эксплуатации и ремонте (обеспечение доступа ко всем точкам измерений и возможность использования стандартных средств измерений);
- контроль преимущественного использования стандартизованных и аттестованных методик измерения;
- оценивание полноты и правильности требований к точности средств измерений;
- оценивание рациональности выбранных средств измерений и методик выполнения (исключение снятых с производства или отсутствующих в перечнях разрешенных к применению средств измерений, обеспечение соответствия условий измерения условиям применения выбранных средств измерений и т.д.);
- оценивание соответствия действительной точности измерений заданным требованиям;
- контроль метрологических терминов, наименований измеряемых величин и обозначений их единиц.

Проведение МЭ НТД на предприятиях и организациях производится квалифицированными экспертами, которые не подменяют технических специалистов, а работают, обращаясь к их опыту, знаниям и компетенции. Но, тем не менее, конечный документ – экспертное заключение носит субъективный характер.

В соответствии с распоряжением Правительства Российской Федерации от 19.04.2017 № 737-р «Об утверждении Стратегии обеспечения единства измерений в Российской Федерации до 2025 года» одним из проблемных вопросов названо отсутствие методов оценки влияния метрологии на качество жизни и на экономику страны. По экспертным оценкам, приведенным в документах Международного бюро мер и весов, экономическая отдача от развития системы измерений составляет от 0,8 до 6 процентов валового внутреннего продукта.

Чтобы подойти к созданию такой методики, необходимо в максимальной степени использовать возможности современной компьютерной техники. Так, например, при проведении МЭ НТД представляется возможным разработать алгоритмы и на их основании программы, позволяющие автоматизировать процесс проведения МЭ НТД. Тогда становится возможным проведение МЭ НТД широко и в массовом масштабе. Соответственно, появится возможность оценить экономическую отдачу. Экономическая эффективность выразится в сокращении сроков проведения измерений, уменьшение трудоемкости измерений, уменьшение времени на поиск дефектов, уменьшение времени на ремонт, восстановление и т.д.

Естественно, такая работа может производиться только с конструкторской, технологической, эксплуатационной документацией, изготовленной в электронном виде и современные средства проектирования как раз и позволяют делать такую документацию. Разумеется, задача эта не простая, решаемая с привлечением специалистов по программированию и технических специалистов по каждому конкретному изделию. Тем не менее решение этой задачи упрощается наличием в Российской Федерации стандартов, регламентирующих процессы, происходящие на всех стадиях жизненного цикла изделия. Это стандарты метрологических терминов и определений, стандарты

терминов и определений в различных отраслях техники, стандарты разработки и постановки на производство, стандарты Единой системы технологической документации, стандарты Единой системы технологической документации и другие стандарты.

Также, для того, чтобы оценить экономическую отдачу от метрологического обеспечения, необходимо формализовать и определить затраты на эти мероприятия.

Метрологическое обеспечение работ на предприятиях и организациях сопровождается следующими затратами:

- на закупку средств измерений (СИ);
- на эксплуатацию СИ (затраты на электроэнергию, ремонт и восстановление, стоимость площадей, занимаемых СИ и т.д.);
- на поверку и калибровку СИ;
- на аттестацию методик измерений;
- на внедрение новых методов измерений;
- на метрологическую экспертизу технической документации;
- на заработную плату специалистов-метрологов;
- на разработку, производство и аттестацию различных нестандартизованных СИ (технологических проверочных стендов на изделия, блоки, субблоки, аттенюаторов, калибров и т.д.).

В действующих положениях по бухгалтерскому учету такие затраты не выделены в отдельные статьи, соответственно, эти затраты не выделяются отдельной статьей расходов в калькуляции, а принимаются в обобщенном виде по статьям «Общепроизводственные» или «Общехозяйственные» расходы. Выделение затрат одной статьей, по нашему мнению, позволит сгруппировать эти затраты и затем оценить их эффективность, а значит и определить количественно влияние метрологии на качество жизни и на экономику страны в целом.

Метрология подразделяется на теоретическую законодательную и практическую (прикладную) [1], Задачей практической метрологии будет являться разработка компьютерных программ по автоматизации МЭ НТД, а задача законодательной метрологии – это корректировка действующих нормативных документов по учету состав затрат.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. РМГ 29-2013 ГСИ. Метрология. Основные термины и определения. – М.: Стандартиформ, 2024.
2. РМГ 63–2003 ГСИ. Метрологическая экспертиза технической документации. – М.: ИПК Изд-во стандартов, 2004.
3. Распоряжение Правительства РФ от 19.04.2017 № 737-р «Об утверждении Стратегии обеспечения единства измерений в Российской Федерации до 2025 года».

## ОБНАРУЖЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ В ОКРУЖЕНИИ ЕСТЕСТВЕННОГО ФОНА

В.А. Шумейко, старший преподаватель

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail: lordbayonet@yandex.ru*

**Аннотация.** Предлагается один из вариантов облегчения обнаружения искусственных объектов на естественном фоне, с помощью лазерной локации, импульсами наносекундной длительности.

**Ключевые слова:** лазерная локация, обнаружение объектов, беспилотный летательный аппарат.

**Abstract.** One of the options for facilitating the detection of artificial objects on a natural background, using laser location, with nanosecond pulses, is proposed.

**Keywords:** laser location, object detection, unmanned aerial vehicle.

Обнаружение технических объектов в окружении естественного фона до сих пор является достаточно сложным и ответственным делом - замаскированный грузовик в лесу с достаточной скоростью и достоверностью может обнаружить только квалифицированный оператор беспилотного летательного аппарата (БПЛА). В этом случае возможно использование вспомогательных аппаратных средств обнаружения, схема одного из которых предложена ниже.

Наиболее перспективной схемой является сканирование поверхности с БПЛА лазерными импульсами наносекундной длительности и последующей цифровой обработке полученных результатов. Для организации подобного решения потребуются мини Лазерная локационная станция (ЛЛС), по сути, представляющая собой лазерный дальномер с матрицей множества пар «излучатель-приемник», способная выдать серию замеров в достаточно короткий промежуток времени. Результатом работы такой системы будет матрица измеренных дальностей, которые в дальнейшем подвергнутся цифровой обработке с целью выявить плоскости, которые как раз и будут говорить об искусственном происхождении объекта.

Предполагаемая система сканирования устанавливается в передней части БПЛА и имеет следующий схематичный вид (рис. 1).

Интервал измерения расстояния составляет от десятков метров (полупроводниковый излучатель) до сотен метров (твердотельный лазер) при погрешности доли - единицы метров в угловом секторе от 0,02 мрад до 0,15 мрад. Формат дальномерной матрицы фотоприемного устройства определяется назначением ЛЛС (количество пар «излучатель-приемник» в сканирующей матрице). Примеры трехмерного кадра, полученные с помощью установленной на мачте сканирующей ЛС [1], показаны на рис. 2.

Используя результаты натуральных измерений или тестовый рельеф заданного объекта, было разработано специализированное программное обеспечение (ПО) для отработки алгоритма распознавания. В данной работе используются геометрические

признаки объектов (могут быть прямолинейные кромки, соотношение площади высотных сечений, отношение сторон прямоугольника и др.). Задачей ПО является реализация алгоритма грубого перебора, для обнаружения плоскостей на фоне матрицы высот.

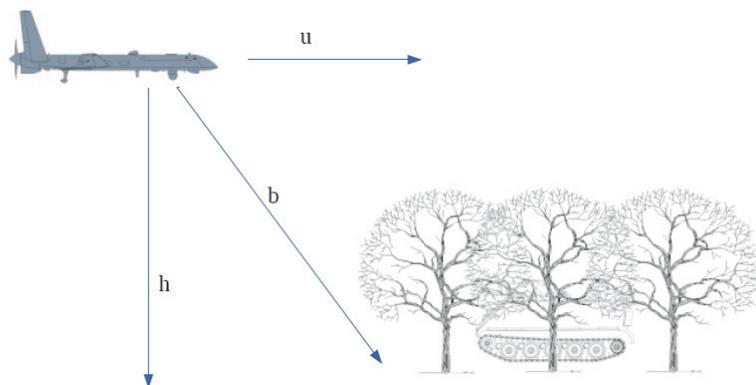


Рис. 1. Система сканирования рельефа под ракетой, где  $u$  – вектор скорости субъекта сканирования,  $b$  – измеряемое значение дальности,  $h$  – высота полета

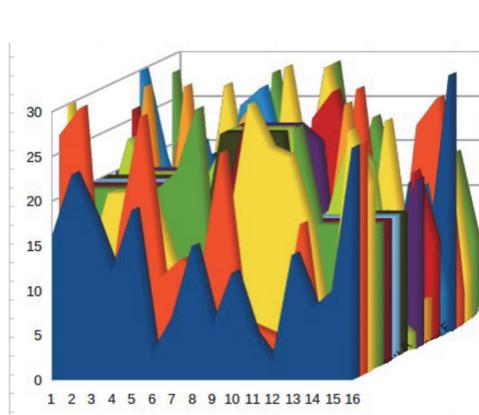


Рис. 2. Трехмерный кадр ЛС для объекта техники скрытый в кроне деревьев

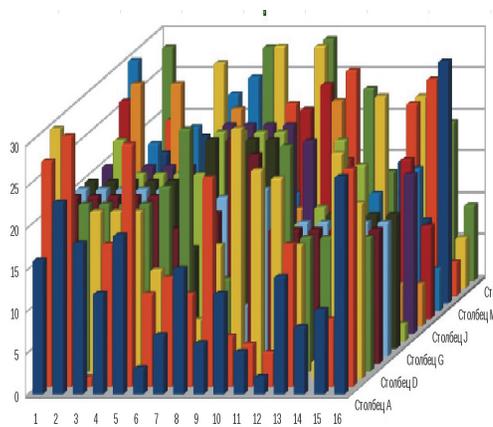


Рис. 3. Тот же объект, снятый путем пролета над ним ЛЛС размером 16 пар «излучатель-приемник»

Для тестирования алгоритма была получена матрица высот размером 16x16, полученная путем пролета над упомянутым выше объектом техники, скрытым под кронами деревьев.

Несмотря на явное наличие помех, четко просматриваются плоскости искусственного происхождения. На основе измерений (рис.3) составляется матрица расстояний

заданного формата. В результате обработки формируется матрица единичных областей (рис. 4), согласно выражению:

$$X \geq p(\tau_i), X=1; \quad X < p(\tau_i), X=0,$$

где  $p(\tau_i)$  - пороговое значение амплитуды при соответствии момента принятого сигнала определенному интервалу времени  $\tau_i$  в каждом элементе, определяемое в конкретном такте измерения.

Точками обозначены единичные области, прямоугольниками обозначены области выявленных заданных объектов путем оконтуривания найденных единичных областей.

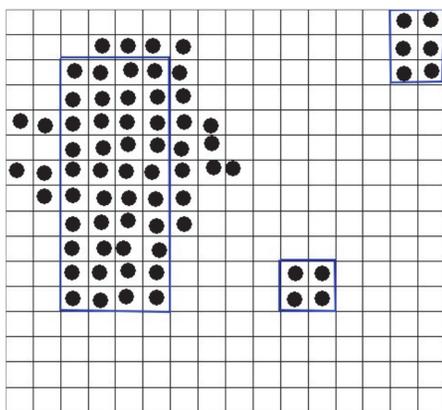


Рис. 4. Единичная матрица для объекта техники скрытого в кроне деревьев

Процесс обработки полученной матрицы заключается в нахождении одинаковых по высоте областей для какой-либо плоской поверхности в сканируемом участке пространства. Классические алгоритмы с построчным перебором двоичной матрицы с установкой маркеров на плоских участках, требуют значительное время обработки.

Предлагаемый усовершенствованный алгоритм построчного перебора двоичной матрицы дает выигрыш по времени обработки при некотором снижении точности определения границ равно-высотных областей. Основные затраты времени приходятся на перебор нулевых строк (содержащих только нули, назовем их «нулевыми»), а также на выделение отдельно расположенных единиц, обусловленных случайными ошибками измерения. Интерес представляют только области единиц, соответствующие плоскости в секторе сканирования. Для сокращения затрат времени следует применить грубый перебор матрицы, при котором, обработка матрицы разбивается на несколько этапов:

- грубый (предварительный) перебор матрицы — для обнаружения равновысотных (единичных) областей;
- аппроксимация областей, например, по условию заданной формы и максимальной площади;
- распознавание объекта и принятие решения.

Сначала используется параллельный перебор нескольких строк (рис. 5). Чем больше количество одновременно перебираемых строк, тем выше точность обнаружения единичных областей, при больших вычислительных ресурсах.

При обнаружении соседних единичных значений  $(x-1, x+1)$ , в граничных точках непрерывных плоских областей устанавливаются маркеры, а именно:  $\{x-1:=0, x:=1, x+1:=1\}$  и  $\{x-1:=1, x:=1, x+1:=0\}$ . На этом этапе определяются две недостающие координаты единичных областей путем перебора по координате  $Y$  от уставленных ранее маркеров, как стартовых точек – рис. 6.

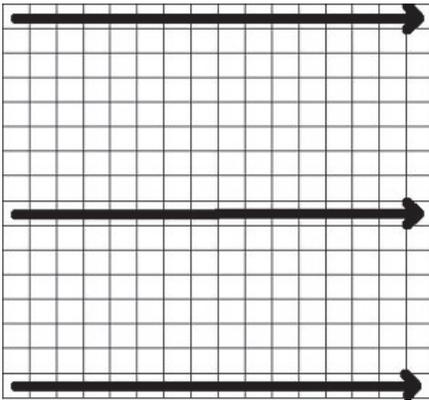


Рис. 5. Одновременный перебор значений в три потока

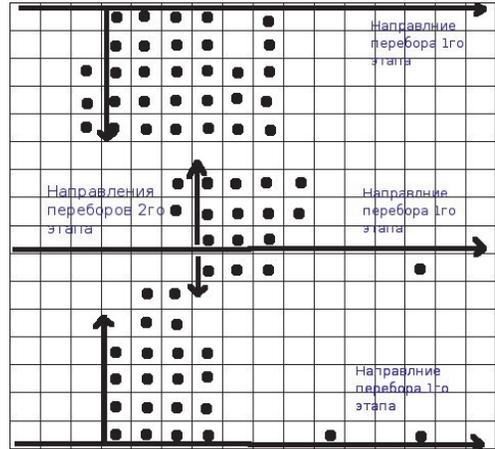


Рис. 6. Направление перебора по координате  $Y$

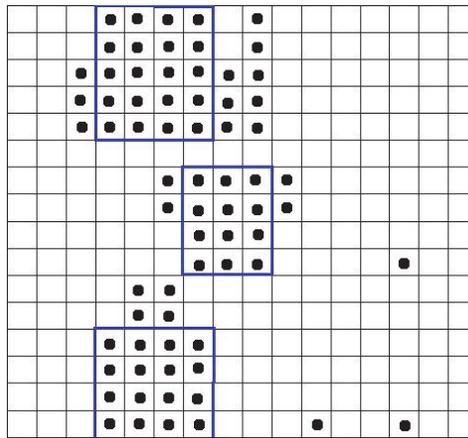


Рис. 7. Результат обработки с отбросом помеховых значений

Пусть на первом этапе обнаружены 3 единичные области, и несколько неустойчивых точек (помеховых значений). Единичные области в районах первой и последней строк уточняются, в результате повторного перебора по координате  $Y$ , до тех пор, пока последовательность единиц не прервется. На пороговые значения  $\{y-1:=1, y:=1, y+1:=0\}$  также устанавливаются маркеры. В центре кадра необходим двунаправленный перебор, для более точного установления границ единичной области. Контурные найденных единичных областей заданной формы (выявляются по максимальному числу внутренних точек), либо координаты центров масс сложных по форме единичных областей (рис. 7) передаются для дальнейшей обработки на этапе распознавания и принятия решения.

Достоверность позиционирования единичных областей может быть повышена при наличии дополнительных признаков (отношение сторон прямоугольника, размеры и площадь области и др.), а также, с применением технологии нейросетей.

### СПИСОК ИСПОЛЪЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Лазерные системы ближней локации. Оптоэлектронные датчики. / В.Н.Легкий, В.Д. Топорков, под ред. В.Н. Легкого. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2002. – 179 с.
2. Использование ультракоротких импульсов в лазерных локационных системах для задач распознавания. / Е.В.Бурый, С.А.Зубцов, С.Б.Савельев – М.: ГОНТИ МГТУ им. Н.Э.Баумана, 1990. – 61с.
3. *Легкий В.Н.* Моделирование алгоритма измерения профиля рельефа и распознавания объектов в бортовых сканирующих импульсных лазерных дальномерах / В.Н.Легкий, В.А.Шумейко, И.Ю. Баласов и др. // Международная конференция-семинар по микро/нанотехнологиям и электронным приборам EDM'2010. Секция 5. «Оптико-электронные приборы и системы: физика, электроника, применения». - Новосибирск: НГТУ, 2010. – С. 390–392.
4. Патент № 2254557 Российская Федерация, МПК G01C 3/08. Высокоинформативный распознающий дальномер: №2003131225/28: заявл. 23.10.2003: опубл. 20.06.2005, Бюл. № 17 / В.Н. Легкий, Е.В. Плешакова; заявитель В.Н. Легкий, Е.В. Плешакова. – 8 с.
5. *Сероштанов, К.В.* Перспективы применения лавинных фотодиодов в режиме Гейгера в системах двойного назначения / К.В. Сероштанов, А.Г. Батулин, С.А. Буднов, С.А. Андреев, В.Н. Легкий // Труды XVII всероссийской научно-технической конференции "Наука. Промышленность. Оборона». – Новосибирск: НГТУ, 2016. – С. 241–245.
6. Современное состояние и магистральные направления развития современной фотоэлектроники. / А.М. Филачев, И.И. Таубкин, М.А. Трищенко. – М.: Физматкнига, 2010. – 128 с.
7. *Beck, J.* Gated IR imaging with 128 x 128 HgCdTe electron avalanche photodiode FPA / J. Beck, M. Woodall, R. Scritchfield et al. // Journal of Electronic Materials. – 2008. – Vol. 37. – No. 9. – P. 1334–1343.
8. Оптоэлектронные элементы и устройства систем специального назначения / В.Н. Легкий, Б.В. Галун, О.В. Санков. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2011. – 455 с.
9. *Легкий В.Н.* Принципы построения помехоустойчивых миниатюрных лазерных импульсных дальномеров, высотометров и датчиков для бортовых и транспортных систем / В.Н.Легкий, Б.В. Галун, С.А. Литвиненко, О.В. Санков, В.А. Шумейко, И.Ю. Баласов, А.О. Башмаков // Оптический журнал. – 2011. – Т. 78, № 5. – С. 64–69.

## МЕТОДИКА АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ИЗМЕРЕНИЯ НЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ВЕЛИЧИН

С.А. Литвиненко<sup>а</sup>, ст. преп., О.В. Санков<sup>б</sup>, ст. преп.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
<sup>а</sup>E-mail: litoinenko@corp.nstu.ru, <sup>б</sup>E-mail: sankov@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** Рассматривается методика автоматизации оценки температурного напряжения металлического протяженного объекта магнитометрической системой.

**Ключевые слова:** неэлектрические величины, автоматизация измерений, магнитометрическая система.

**Abstract.** a technique for automating the assessment of the temperature stress of a metal extended object by a magnetometric system is considered.

**Keyword:** Non-electrical quantities, measurement automation, magnetometric system.

Не электрические величины (температура, давление, влажность, угловые и линейные размеры и многие прочие) достаточно широко распространены в народном хозяйстве, науке и технике. Вопрос автоматизированного измерения подобных величин, особенно на сложных комплексных объектах, функционирующих в условиях разнородных и неблагоприятных факторов, где нет возможности повсеместно «вручную» организовать регулярный контроль, таких как железные дороги, весьма актуален. Необходим постоянный мониторинг текущего состояния железнодорожного пути, что позволяет отслеживать процессы, происходящие на пути в режиме реального времени и принимать решения об ограничении скоростного режима, либо направления ремонтной бригады, не доводя до значительных ограничений скоростного режима.

В статье рассматривается метод автоматизации измерений температурного напряжения металлического протяженного объекта. Для удобства восприятия информации рассмотрим варианты измерения температурного напряжения на примере рельсовой плети бесстыкового пути на железной дороге, или как его еще называют «бархатный». Длина одного непрерывного рельса бесстыкового пути может составлять несколько километров в зависимости от ряда факторов. В силу климатических условий и ряда физических процессов на рельс действуют силы, вызывающие изменение его геометрических размеров. В связи с ограничением возможности продольного расширения (отсутствия зазоров каждые 12...25 метров) возникают внутренние температурные напряжения, приводящие к изменениям на кристаллическом уровне материала рельсов, и без должного контроля и обслуживания результат может быть таким, как на рис. 1.

Для штатного функционирования бесстыкового пути разработан технический регламент создания, мониторинга и обслуживания пути [1]. Сложность обслуживания бесстыкового пути заключается в том, что итоговый результат – безопасность эксплуатации зависит от множества факторов и качества контроля на каждом этапе жизненного цикла элементов бесстыкового пути. Так при изготовлении рельса могут сохраниться остаточные напряжения в металле [2]. При укладке бесстыкового пути

производится приведение пути в проектное положение, в частности по методу сглаживания в соответствии с геометрическими параметрами [3].



Рис. 1. Выброс плети на железнодорожном полотне

В процессе эксплуатации при проведении регламентных работ с помощью технических средств возможно определение температурных напряжений в рельсовых плетях [4]. Температурное напряжение определяется с помощью ультразвуковой тензометрии. Прибор в процессе работы позволяет получить информацию о состоянии кристаллической решетки материала (рельсовой стали). Для проведения такого рода работ необходимо наличия «окна» в движении составов и квалифицированного персонала. Таким образом технические средства позволяют провести измерения средствами дефектоскопии, однако носят локальный характер, на постоянной и непрерывной основе не применимы для большой протяженности пути.

Причины и следствия температурного напряжения рельса связаны с процессами изменения кристаллической решетки стали, под действием температуры внешней окружающей среды, механических напряжений, специально созданных при укладке железнодорожного пути и остаточные напряжения при производстве рельса в самой стали. При температурном напряжении металл стремится к сохранению кристаллической решетки, что приводит к изменению формы/размеров готового изделия, для рельса – это его протяженность. Соответственно если контролировать реперные точки на протяжении рельса, то можно судить о его температурном напряжении косвенным методом. Метод контроля по реперным точкам – «отметка контрольного сечения на плети и «маячной» шпале для контроля угона» приведен в «Инструкции по устройству, содержанию и ремонту бесстыкового пути» п.п. 4.2 [1].

Сложность контроля сечений на плети и «маячной» шпале заключается в протяженности и многочисленности этих сечений, удаленности от инфраструктурных объектов и сезонных осложнений в виде осадков и частично или полностью скрывающие отметки, что влечет за собой дополнительные трудозатраты. Пример контрольного сечения на рельсе и маячной шпале приведен на рис. 2.

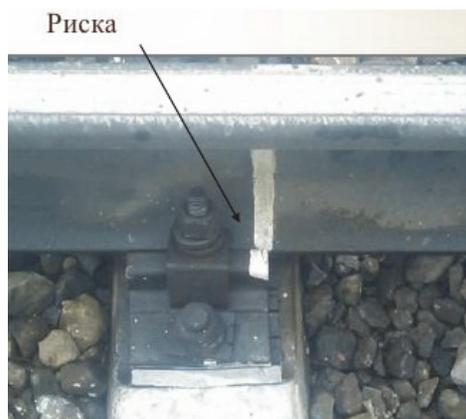


Рис. 2. Контрольное сечение (риска)  
на рельсе и маячной шпале

В 2015 году было сделано предложение – дополнить контрольные сечения магнитными метками и оборудовать локомотивы подвижного состава магнитометрической системой. В течении года производились испытания на опытном участке. Пример установки магнитных меток для локальных испытаний приведен на рис. 3.



Рис. 3. Размещение магнитных меток для локальных  
испытаний:

1 – метка на рельсе; 2 – метки на шпалах; 3 – кондуктор  
для установки меток

В 2016 году была сертифицирована измерительная система «Измеритель подвижек рельсовых плетей «СИ-1»» как метрологическое средство измерения [5].

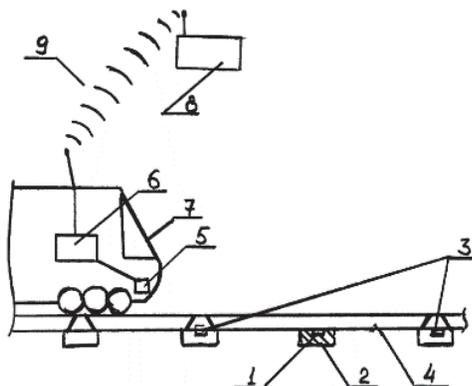
В 2017 году был получен патент на способ автоматического контроля состояния рельсовых плетей [6] (рис. 4), однако дальнейшая эксплуатация на опытных участках выявила зависимость от смежных систем обеспечения безопасности на железнодорожном транспорте, что приводило к срабатыванию системы локомотивной сигнализации.

Для решения проблемы срабатывания локомотивной сигнализации в «Измеритель подвижек рельсовых плетей «СИ-1»» были внесены конструктивные изменения, магнитные метки заменены на метку значительно меньшего размера, а измерительная

система выполнена в автономном варианте со своим автономным источником питания системой передачи данных в обрабатывающий центр.

Рис. 4. К способу автоматического контроля состояния рельсовых плетей:

1 - магнитная метка на рельсе; 2 - маячная шпала; 3 - магнитные метки в шпалах; 4 - рельс; 5 - считыватель магнитных меток; 6 - логический блок с передатчиком; 7 - локомотив; 8 - приёмный блок; 9 - электромагнитные волны [6]



### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Инструкция по устройству, укладке, содержанию и ремонту бесстыкового пути, утверждена распоряжением ОАО «РЖД» от 14.12.2016г. №2544р (ред. от 09.09.2022).
2. Тапков К.А. Разработка методики оценки остаточных напряжений в дифференцированно термоупрочнённых рельсах по данным акустического тензометрирования: дис. ... канд. тех. наук: 2.2.8 / Тапков К.А.; Удмуртский федеральный исследовательский центр Уральского отделения Российской академии наук. – Ижевск, 2022. – 132 с.
3. Анализ методов постановки железнодорожного пути в проектное положение Комягин С.А УДК 528.48, DOI:10.33764/2618-918X-2021-1-119-129.
4. Курашкин К.В. Определение температурных напряжений в рельсовых плетях с помощью ультразвуковой тензометрии // Путь и путевое хозяйство. – 2022. – №12. – С. 7-10.
5. Описание типа СИ, приложение к свидетельству № 63801 Измеритель подвижек рельсовых плетей СИ-1.
6. Патент № 2636200 Российская Федерация, МПК В61К 9/08(2006.01), E01В 35/12(2006.01). Способ автоматического контроля состояния рельсовых плетей бесстыкового пути и система для его реализации: 2015157281: заявл. 30.12.2015; опубл. 21.11.2017, Бюл. № 45 / А.Д. Калужин; заявитель Новосибирская городская Общественная организация "Центр развития и внедрения новых технологий". – 10 с.

## УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ ЭНЕРГОСЕТЕЙ С ПОМОЩЬЮ НАКОПИТЕЛЕЙ С РЕВЕРСИВНЫМ ВЫПРЯМИТЕЛЕМ

Е.Л. Анিকেев<sup>3</sup>, ассистент, А.Е. Анিকেева, ст. преп.

*Сибирский государственный университет телекоммуникаций и информатики  
630082, Россия, г. Новосибирск, ул. Кирова, 82  
\*E-mail: evan.56@mail.ru*

**Аннотация.** В данной статье рассмотрен принцип работы накопителя энергии с реверсивным выпрямителем как стабилизатора сети энергопотребления. Благодаря этой модели сглаживаются перегибы в потреблении электроэнергии у потребителей.

**Ключевые слова:** качество электроэнергии, электромагнитная совместимость, накопитель энергии, реверсивный выпрямитель.

**Abstract.** This article discusses the principle of operation of an energy storage device with a reversible rectifier as a stabilizer of the energy consumption network. Thanks to this model, the excesses in consumers' electricity consumption are smoothed out.

**Keyword:** power quality, electromagnetic compatibility, energy storage, reversible rectifier.

### Введение

Статья написана в рамках Государственного задания 071-03-2024-008 от 19.01.2024.

Вопрос, связанные с качеством электроэнергии (КЭ), что есть степень соответствия целого набора параметров электроэнергии их нормируемым значениям, на сегодняшний день так же актуален, как и прежде. Производственные процессы с широким применением регулируемых вентильных электроприводов, мощных дуговых печей, сварочных установок и других потребителей, оказывающих отрицательное влияние на КЭ питающих сетей непосредственно зависит от питающего напряжения. Взаимное влияние электрооборудования и питающей системы называют термином электромагнитная совместимость (ЭМС)

Отклонения напряжения вызывает изменение нагрузки любого производства. Предприятия с мощными сварочными устройствами порождают также колебания, несимметрию напряжения. Дуговые сталеплавильные печи – еще и несинусоидальность [1]. При работе тяговых подстанций – несинусоидальность и несимметрия напряжений. Развитие сетей и внедрение новых электрических устройств только повышают актуальность проблемы КЭ. С развитием электроэнергетики актуальность нормирования и контроля параметров качества электроэнергии будет возрастать [2].

Аналитический расчет параметров КЭ является очень непростой задачей. Для её решения необходимо составить схему замещения электрооборудования и питающей сети, определить её параметры, затем составить соответствующую системе дифференциальных уравнений и решить её. Что и воспроизводится с помощью известных и хорошо отработанных численных методов, реализованных в программах схемотехнического моделирования.

### Описание работы накопителя энергии

Из-за непериодических колебаний потребляемой мощности в нагрузках на электросеть она имеет пульсирующий характер. Выравнивание нагрузки, применение накопителей электроэнергии, поглощающих энергию из сети при малой нагрузке, и возвращающих её в сеть, или непосредственно потребителю при максимумах нагрузки есть одно из решений вопроса улучшения показателей КЭ. Использование накопительных элементов на постоянном токе (аккумуляторов) требует применения выпрямителя при заряде и инвертора при разряде накопителя. Одно из наиболее универсальных схемотехнических решений, позволяющих совместить функции выпрямителя и инвертора в одном устройстве есть реверсивный выпрямитель. Схема модели такого устройства приведена на рис. 1.

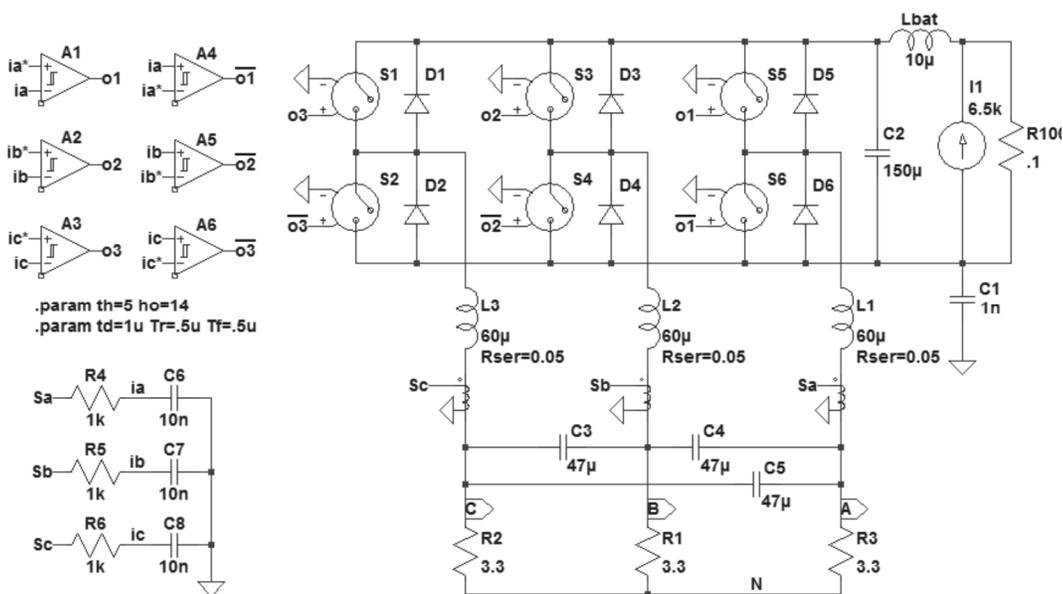


Рис. 1. Схема модели реверсивного выпрямителя

Диоды D1-D6 в составе реверсивного выпрямителя включены по схеме Ларионова и обеспечивают выпрямление переменного напряжения, подключаемого к клеммам А, В, С. Параллельно диодам подключены управляемые ключи S1-S6, выполненные на либо полевых, либо биполярных транзисторах с изолированным затвором. Здесь силовая часть устройства называется трехфазный транзисторный мост. При определенном алгоритме управления, ключи обеспечивают протекание тока от нагрузки выпрямителя в питающую сеть (что невозможно при наличии только диодов) – это и есть реверсивный режим работы. Накопитель энергии представлен источником тока I1, нагруженным на резистор R10. Сигналы управления ключами o1, o2, o3, o1, o2, o3 формируются с помощью компараторов A1-A6, которые сравнивают мгновенные значения фазных токов  $i_a$ ,  $i_b$ ,  $i_c$  (отфильтрованных цепочками из резисторов R4-R6 и конденсаторов

С6-С8) с их заданными значениями  $ia^*$ ,  $ib^*$ ,  $ic^*$  и формируют выходные сигналы, обеспечивающие приближение фазных токов к заданным значениям. Изменение состояния компараторов происходит только в том случае, если разность сигналов на их входах превысит установленную величину гистерезиса, что необходимо для уменьшения частоты переключения ключей S1-S6.

Если заданные значения токов формируются по синусоидальному закону, в одной фазе с фазными напряжениями, то потребляемый ток по форме будет приближаться к синусоидальному, а коэффициент мощности будет приближаться к единице [1]. Очевидно, что при этих условиях реверсивный выпрямитель представляет собой активную нагрузку для сети и не ухудшает КЭ.

Если заданные значения токов формировать в противофазе (со сдвигом на  $180^\circ$ ) с фазными напряжениями, то поток энергии будет направлен от накопителя в сеть, т. е. выпрямитель будет работать в режиме инвертора.

Если заданные значения токов формировать таким образом, чтобы в сумме с токами других потребителей получалась синусоидальная функция, то реверсивный выпрямитель будет ещё и выполнять функцию активного корректирующего устройства, улучшающего показатели КЭ.

Перед исследованием формы токов и напряжений ещё раз подчеркнём, что управление потоками энергии, проходящими через выпрямитель, осуществляется импульсным способом, с помощью дискретного изменения состояния ключей S1-S6 (ключ может быть включен или выключен), поэтому напряжения на верхних по схеме (см. рис. 1) выводах дросселей L1-L3 изменяются скачками, с величиной, равной напряжению накопителя (650 В). При этом, согласно первому закону коммутации, токи через дроссели и фазные токи выпрямителя также будут меняться, но уже не скачкообразно. Амплитуда пульсаций токов зависит от индуктивности дросселей и частоты переключения ключей, которая, в данном случае, зависит от параметров компараторов, указанных в директивах:  $param\ th = 5\ ho = 14$  ( $th$  – порог срабатывания,  $ho$  – величина гистерезиса) и  $param\ td = 1u\ Tr = .5u\ Tf = .5u$  ( $td$  – задержка переключения,  $Tr$  – время включения,  $Tf$  – время выключения). Увеличение частоты переключений выше определенного значения приведёт к недопустимому перегреву и выходу из строя транзисторного моста. Предельное значение принимается равным 16 – 20 кГц, но современные разработки в области полупроводниковых материалов (карбид кремния, нитрид галлия) позволяют уже сегодня повысить частоту переключений до нескольких мегагерц, однако стоимость преобразователя увеличится в десятки и даже сотни раз [1]. Увеличение индуктивности уменьшит пульсации тока, но приведёт к увеличению массы и габаритов дросселей. Поэтому, в каждом конкретном случае необходимо решать задачу выбора частоты переключений, индуктивности дросселей и номиналов других элементов преобразователя, чтобы обеспечить компромисс между габаритами, стоимостью и параметрами КЭ.

Результаты моделирования процессов выпрямителя в режиме заряда накопителя от сети представлены на рис. 2. Сетевое напряжение сформировано с помощью трех источников синусоидальной ЭДС, соединенных в звезду и подключенных к цепям А, В, С и N.

При моделировании порог переключения компараторов установлен равным 10 А, а величина гистерезиса – 15 А. Моделирование выполнено при заданном значении фазного тока, равном 75 А. При этом средний ток заряда накопителя составил также 75 А. На основе полученных результатов с помощью директивы four 50 I(La) вычислен коэффициент мощности (0,988) и фазного тока, который получился равным 15%. Такое значение вполне укладывается в требования ГОСТ 51317.3.12–2006, несмотря на высокочастотные пульсации тока, которые хорошо заметны на кривой фазного тока I(La) на рис. 2 [1]. По диаграмме напряжения в точке соединения ключей (V(p1) на рис. 2) можно определить частоту переключения ключей. Средняя частота переключений по результатам вычислений составила 5,5 кГц, а максимальная частота переключений – 18 кГц.

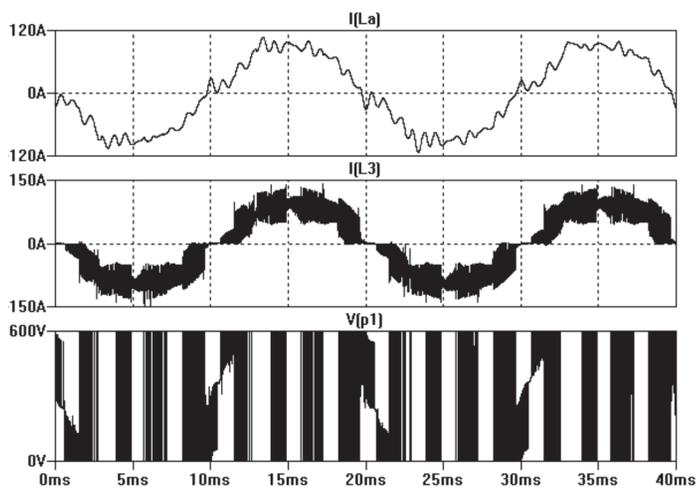


Рис. 2. Диаграммы сигналов реверсивного выпрямителя

### Заключение

Роль накопителя энергии как стабилизатора сети энергопотребления весьма существенна. Многие выходные характеристики имеют аналоговые составляющие и непосредственно влияют на качество электроэнергии, а некоторые дискретные, что приводит к стабилизации отклонений.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Булатов Б.Г. Методы и алгоритмы цифровой обработки сигналов в энергетике: конспект лекций / Б.Г. Булатов, Д.В. Коробатов. – Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2019. – 103 с.
2. Кононенко В. Ю. Роль систем накопления электрической энергии в распределительных электрических сетях: доклад Россети НТЦ (АО «ФИЦ»), 2018. – 20 с.
3. Анищенко В.А. Методы и средства управления энергоснабжением и потреблением электроэнергии: учебно-методическое пособие для студентов специальности 1-43 01 03 «Энергоснабжение» / В.А. Анищенко, В.Б. Козловская. – Минск: БНТУ, 2013. – 200 с.

## УЛЬТРАЗВУКОВАЯ ГОЛОГРАФИЯ ДЛЯ КОНТРОЛЯ ДЕФЕКТОВ ОТВЕТСТВЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ

А.К. Белик, студ., А.О. Калинин, студ., И.Д. Гельбутовский, студ.  
В.П. Ющенко, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail: belik\_2000@inbox.ru*

**Аннотация.** Рассмотрен метод акустической голографии, который можно адаптировать к визуализации внутренней структуры твёрдых предметов, например: ответственных деталей в самолётостроении. Ожидается, что этот метод визуализации внутренней структуры прочных деталей позволит выявить дефекты, структурные аномалии, нарушающие прочность детали.

**Ключевые слова:** Голография, акустика, интерферограмма, опорная волна, предметная волна.

**Abstract.** The method of acoustic holography is considered, which can be adapted to the visualization of the internal structure of solid objects, for example, critical parts in aircraft construction. It is expected that this method of visualizing the internal structure of durable parts will reveal defects, structural anomalies that violate the strength of the part

**Keyword:** Holography, acoustics, interferogram, reference wave, object wave.

Любой летательный аппарат содержит в своей конструкции много важных деталей. На этапе разработки конструкции самолета отрабатывается технология производства ответственных деталей, таких как: лопатки турбин реактивного двигателя. Они не должны иметь дефектов в виде раковин и прочих неоднородностей. Выявить дефекты можно с помощью ультразвука. Предлагается метод ультразвуковой голографии для выявления дефектов обрабатываемых деталей.

Ультразвук хорошо распространяется в жидкостях. Твёрдые вещества также не препятствуют распространению звука. Можно сказать, что они прозрачны для ультразвуковых колебаний. Это позволяет разглядеть внутреннюю структуру ответственных деталей [1]. Ультразвуковая волна позволяет создавать голограммы подобно когерентному свету. Прекрасная особенность ультразвука состоит в том, что он может проникать в твердые тела и позволяет обнаруживать трехмерные детали дефектов внутри тела.

Другой способ обнаружения внутренних дефектов основан на использовании рентгеновского излучения. Недостатком применения этого излучения является необходимость защищаться от вредного воздействия лучей Рентгена на здоровье человека.

Начнём с описания принципа акустической голографии. Изложим некоторые современные экспериментальные методы и проблемы, которые нужно разработать и решить, чтобы техника стала полезной в практике.

С самого начала голографических исследований было ясно, что можно записать голограмму на одной длине волны, а восстанавливать на другой. Поэтому, голограмма может быть записана на звуковых волнах, а восстановлена когерентным светом, который можно получить от лазера [2].

Будем называть этот приём: восстановления изображения акустической голограммой. Следует отметить преимущество звука перед лазерным излучением. Главное достоинство акустического колебания состоит в том, что оно проходит достаточно хорошо почти через все тела, через которые свет не проходит.

Для того, чтобы акустическая голография получила широкое распространение, нужно найти подходящее устройство для записи интерференционной картины. Кроме того, необходимо решить проблему, создаваемую разницей в длинах волн звука, используемого при записи акустической голограммы, и света, используемого для восстановления изображения. Эта разница в длинах акустической и оптической волны порождает значительную часть искажений [3].

Рассмотрим процесс регистрации голограммы с помощью поверхностного рельефа жидкости (рис. 1). Питание синхронных ультразвуковых излучателей  $S_1$  и  $S_2$  осуществляется от общего автогенератора. Объект на рис. 1 обозначен буквой А. Волны от излучателя  $S_2$  деформированные объектом А интерферируют с опорными волнами от когерентного источника  $S_1$ .

В результате интерференции на поверхности жидкости образуется интерференционный рельеф. Этот интерференционный рельеф образует голограмму. Рельеф на поверхности жидкости соответствует изменениям фазы и может быть зарегистрирован с помощью фотоаппарата. Полученный снимок позволяет преобразовать поверхностную деформацию жидкости в изменение интенсивности света. Улучшить голограмму можно, если поверхность воды покрыть тонкой плёнкой, на которую нанесено светоотражающее покрытие.

На рис. 2 изображена схема устройства, которое позволяет либо зарегистрировать голограмму, либо непосредственно наблюдать восстановленное изображение предмета.

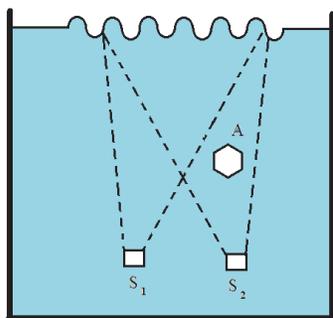


Рис. 1. Регистрация акустической голограммы с помощью поверхностного рельефа жидкости

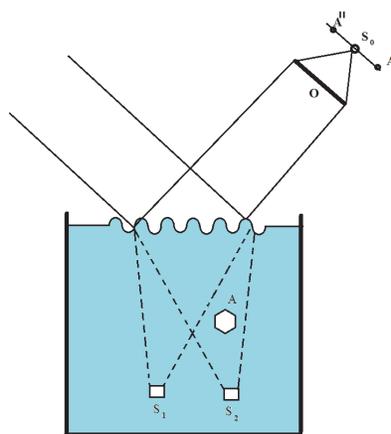


Рис. 2. Наблюдение изображения, восстановленного с помощью акустической голограммы

Поверхность жидкости освещается параллельным монохроматическим пучком света, длина волны которого гораздо меньше длины световой волны. Длина восстанавливающей световой волны 0,6 мкм, тогда как звуковая длина волны 20 мкм. Эта большая разница приводит к тому, что два восстановленных изображения находятся очень далеко от поверхности жидкости, то есть плоскости голограммы, которая совпадает с поверхностью воды.

Причём мнимое изображение находится над поверхностью жидкости, а действительное под поверхностью жидкости. Если поместить на пути световых пучков объектив  $O$ , то мы получим оба восстановленных изображения  $A'$  и  $A''$  близко от фокальной плоскости объектива  $O$  (рис. 2). В  $S_0$  образуется изображение источника. Таким образом, можно наблюдать оба изображения объекта (мнимое и действительное), каждое из которых является трёхмерным.

Недостатком рассмотренного метода является: во-первых, поверхность воды чувствительна к вибрациям, которые стремятся разорвать картину ряби (записанную голограмму), и, во-вторых, когда акустические интенсивности в предметном и опорном пучках не уравновешены, возникает поверхностное движение, которое разрушает голографическую картину.

Несмотря на эти трудности, метод имеет то преимущество, что он сравнительно прост и требует минимального количества приборов. В последнее время этим методом получают изображения достаточно хорошего качества [4].

Звуковые волны представляют особенный интерес потому, что могут проникать в оптически непрозрачные предметы. Следовательно, можно получить трехмерное изображение внутренних частей объекта, освещенного такими волнами.

Для наблюдения трёхмерных изображений используются электронные методы получения и восстановления акустических голограмм с излучением короткого импульсного сигнала. Это позволяет получать голограммы на различных расстояниях от приёмной апертуры. Каждая из таких голограмм восстанавливает двумерное изображение (сечение) предмета на определённой дальности, а трёхмерное изображение предмета отображается в виде набора таких сечений. Такая схема получения и восстановления голографических изображений ничем не отличается от методов получения звуковых изображений с помощью фазированных антенных решёток.

Почти все применяемые на практике методы получения голографических акустических изображений основаны на использовании матричных (одномерных или двумерных) антенных решёток с большим числом звукоприемников и электронных цифровых методов обработки сигналов с этих приёмников. Это связано прежде всего с высокой чувствительностью и большим пространственным разрешением таких методов. Применение оптических методов получения и восстановления акустических голограмм (метода поверхностного рельефа или метода динамической голографии) крайне ограничено из-за технологических трудностей создания акустооптических преобразователей с большими приёмными апертурами и высокой чувствительностью. Однако только такие методы позволяют получать акустические изображения, по качеству приближающиеся к оптическим.

Электронные методы восстановления акустической голограммы основаны на электронной обработке электрических сигналов (как правило, цифровым способом). Распределение сигналов подвергается преобразованиям типа двумерных преобразований Фурье – Френеля, в результате которых формируется восстановленное изображение.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Андреева О.В.* Прикладная голография: учебное пособие / О.В. Андреева. – Санкт-Петербург, 2008. – 188 с.
2. *Зверев В.А.* Принцип акустического обращения волн и голография // Акустический журнал. – 2004. – том 50. – № 6. – С. 792–801.
3. *Перминов А.В., Файзрахманова И.С.* Прикладная голография: курс лекций / А.В. Перминов, И.С. Файзрахманова. – Пермь: Пермский национальный исследовательский политехнический университет, 2017. – 89 с.
4. *Ярославский Л.П.* Цифровая обработка сигналов в оптике и голографии: Введение в цифровую оптику / Л.П. Ярославский. – М.: Радио и связь, 1987. – С. 243–286.

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ИЗЛУЧАЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ РАЗЛИЧНОЙ ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ФОРМЫ В ВОЛНОВОДНО-ЩЕЛЕВОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКЕ

Р.С. Троянов<sup>1</sup>, студ.; Л.В. Шебалкова<sup>2</sup>, старший преподаватель

*Новосибирский государственный технический университет,  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Маркса, 20*

*<sup>1</sup>E-mail: romeo552001@mail.ru, <sup>2</sup>E-mail: shebalkova@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В работе произведено моделирование SIW-волновода с излучающими элементами в виде щелей прямоугольной, дугообразной и Г-образной формы с различным их распределением. На основе полученных диаграмм направленности, коэффициента усиления и графиков S-параметров проведено сравнение характеристик излучения при использовании щелей различной геометрической формы.

**Ключевые слова:** щелевая антенна, излучающий элемент, антенная решетка, миллиметровые волны, дугообразная щель, Г-образная щель, модель.

**Abstract.** The SIW waveguide with radiating elements in the form of rectangular, arc-shaped and L-shaped slots with different distribution of slots has been modeled. Based on the obtained directivity diagrams, gain and S-parameter plots, a comparison of the radiation characteristics using slots of different geometric shapes has been carried out.

**Keywords:** slot antenna, radiating element, antenna array, millimeter waves, arc-shaped slot, L-shaped slot, model.

### Введение

Развитие технологии миллиметровых волн приводит к разработке систем, работающих на частотах 80 ГГц и выше. Одним из требований к таким структурам являются малые габариты при сохранении высокой разрешающей способности и скорости передачи данных. Решить данную задачу позволяет применение технологии волноводов, интегрированных в подложку (Substrate Integrated Waveguide, SIW). Такие волноводы технологичны и дешевы для изготовления [7, 8].

В настоящее время в волноводно-щелевых антенных решетках широко распространены излучающие элементы в виде прямоугольных щелей, которые хорошо изучены для применения на частотах до миллиметрового диапазона длин волн включительно [2, 3]. Однако также существуют примеры излучающих элементов другой геометрии. Например, в [4], [5] и [6] рассмотрены дугообразные щели для излучения на частоте до крайне высокочастотного диапазона. Применение излучающих элементов другой геометрии может позволить еще более уменьшить габариты антенн.

В данной работе сравниваются излучающие элементы в виде щелей различной геометрической формы, выполненные в SIW-волноводе.

### Методика экспериментального исследования

Для моделирования использовался пакет программ CST Studio Suite 2022. Спроектированы волноводы для рабочей частоты 80 ГГц. Типовая конструкция состоит из двух медных пластин 20x10 мм толщиной  $h = 0.017$  мм. Между ними слой диэлектрического материала Rogers RO3003 ( $\epsilon = 3$ ) толщиной 1 мм. Широкая стенка волновода  $a = 5$  мм, диаметр металлизированных отверстий  $d = 0.74$  мм, расстояние между соседними отверстиями  $p = 2d$  (рис. 1).

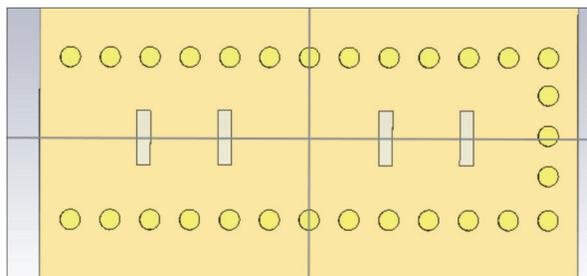


Рис. 1. Волновод с прямоугольными щелями. Вид сверху

Прямоугольные щели в первом варианте размером 2x0,5 мм расположены в верхней пластине на расстоянии, кратном половине длины волны (3 мм) от конца волновода, по оси симметрии. При таком расположении излучение щелей будет максимальным.

Второй вариант модели – волновод с дугообразными щелями (рис. 2). Внутренний радиус дуги  $r = 2$  мм, ширина  $b = 0,5$  мм, угол обреза  $90^\circ$ .

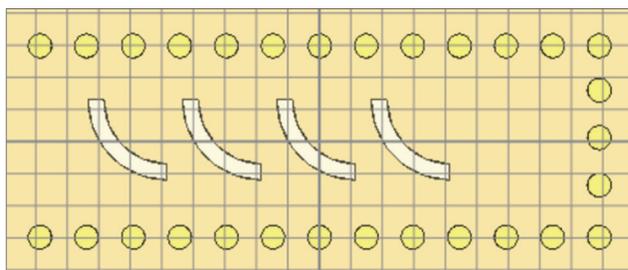


Рис. 2. Волновод с дугообразными щелями

Третья модель волновода имеет в верхней пластине такие же дуги, но чередующиеся – каждая вторая щель зеркально отражена по оси симметрии волновода (рис. 3).

В четвертом варианте используются четыре Г-образные щели, образованные щелями с параметрами из первой модели и совмещенными в одном из углов под  $90^\circ$  (рис. 4) [1].

Пятая модель волновода основана на четвертой с отличием в том, что Г-образные щели чередуются (каждая вторая щель отражена зеркально по оси симметрии волновода) (рис. 5).

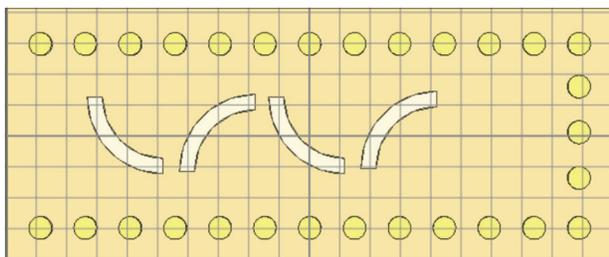


Рис. 3. Волновод с чередующимися дугообразными щелями

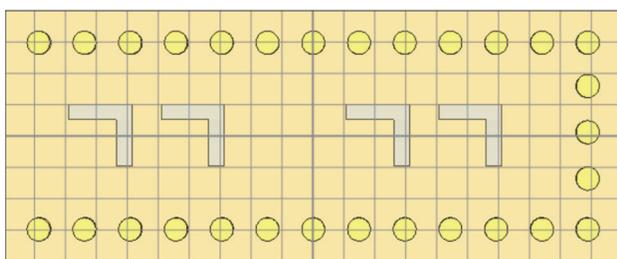


Рис. 4. Волновод с Г-образными щелями

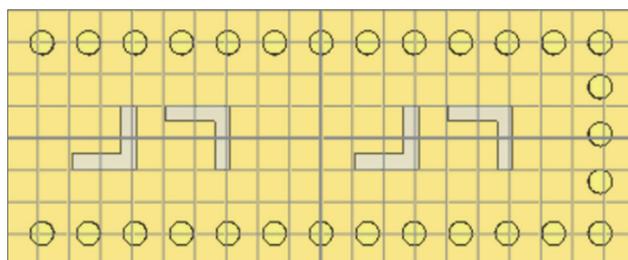


Рис. 5. Волновод с чередующимися Г-образными щелями

Таблица 1

#### Результаты моделирования волноводов со щелями различной геометрии

№ модели	Минимум $S(1,1)$ , дБ	На частоте $F$ , Гц	Коэффициент усиления $G$ , ед.	Ширина главного лепестка ДН, град	УБЛ, дБ
1	-37,7	70,4	6,24	12,6	-0,8
2	-28,3	88,6	3,84	14,0	-2,1
3	-32,9	79,7	2,89	18,0	-1,0
4	-24,2	86,6	6,88	10,1	-1,5
5	-20,3	86,9	6,16	10,0	-0,7

Результаты моделирования приведены в табл. 1. Сравнение проводилось по следующим характеристикам: минимум коэффициента отражения и частота, на которой он достигается; коэффициент усиления в направлении главного лепестка диаграммы

направленности (ДН); ширина главного лепестка ДН по уровню 3 дБ, уровень боковых лепестков. Диаграмма направленности рассматривалась в плоскости, перпендикулярной поверхности верхней пластины с щелями.

### Заключение

На основе полученных данных можно сделать следующие выводы. Дугообразные щели способны работать на более высокой частоте по сравнению с другими геометрическими формами, однако обладают относительно слабым усилением. Еще одним достоинством излучающих элементов в виде дуг является низкий уровень боковых лепестков диаграммы направленности.

Г-образные щели позволяют устранить недостаток в усилении, но имеют минимум коэффициента отражения на несколько меньшей частоте, чем дугообразные. При этом, Г-образные щели с постоянным и чередующимся распределением обладают узким главным лепестком диаграммы направленности, что говорит о повышенной разрешающей способности.

Основными проблемами в данных волноводно-щелевых решетках являются коэффициент усиления, который можно повысить увеличением количества излучающих элементов, а также недостаточно низкий уровень боковых лепестков.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Дикий Д.В., Акимов В.П., Сочава А.А., Черепанов А.С. Управление фазовым сдвигом с помощью волноводно-щелевого фазовращателя // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. – 2018. – Т. 11. – № 2. – С. 130 – 138 DOI: 10.18721/JPM.11212.
2. Исследование параметров щелей в стенках волновода: метод. указ. к лаб. работе №3 по дисц. «Электродинамика и распространение радиоволн», «Электромагнитные поля и волны», «Распространение радиоволн и антенно-фидерные устройства», «Основы электромагнитной теории» / сост. Ю. Ю. Бобков[и др.]. – Минск: БГУИР, 2011. – 23 с. ISBN978-985-488-703-6.
3. Кошкидько, В. Г. Волноводно-щелевая антенна на основе SIW-волновода / В. Г. Кошкидько, Я. О. Гальцов, Д. А. Портных // Изв. вузов России. Радиотехника. 2023. – Т. 26, №4. – С. 70–80. – ISBN DOI:10.32603/1993-8985-2023-26-4-70-80.
4. Banerjee, S., & Mohanty, T. (2017). A miniaturized half-mode siw based semi-circular antenna with arc-shaped slot. 2017 2nd International Conference for Convergence in Technology (I2CT). doi:10.1109/i2ct.2017.8226107.
5. Frequency Reconfigurable Circular Patch Antenna with an Arc-Shaped Slot Ground Controlled by PIN Diodes / Yao Chen, Longfang Ye, Jianliang Zhu // International Journal of Antennas and Propagation. – 2017. – С. 1-7. – <https://doi.org/10.1155/2017/7081978>.
6. Joković, J. Circular Patch Antenna with Arced Slots Analyzed by the Cylindrical TLM Solver / Jugoslav Joković, Tijana Dimitrijević, Nebojša Dončov // ICEST 2017. – Niš: 2017. – С. 224-227.
7. Junfeng Xu. 140-GHz Planar Broadband LTCC SIW Slot Antenna Array / Junfeng Xu, Zhi Ning Chen, Xianming Qing, and Wei Hong // IEEE TRANSACTIONS ON ANTENNAS AND PROPAGATION. – VOL. 60, NO. 6. – 2012. – С. 3025-3028. – ISBN 0018-926X DOI: 10.1109/TAP.2012.2194673.
8. Qiang J, Xu F, Yang L, Liu S and Zhan J (2023) A novel SW-ESIW slot antenna and its applications in millimeter-wave array design. *Front. Phys.* 11:1260982. doi: 10.3389/fphy.2023.1260982.

## ПЕРСПЕКТИВЫ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ГОЛОГРАФИИ: СРАВНЕНИЕ С УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ТОМОГРАФИЕЙ

Р.А. Мосейчук<sup>а</sup>, ассистент, В.П. Ющенко, д.т.н., с.н.с., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса. 20  
<sup>а</sup>E-mail: moseichuk-ruslan@mail.ru*

**Аннотация.** В данной статье проводится сравнительный анализ двух методов ультразвуковой визуализации: ультразвуковой голографии и ультразвуковой томографии. Оба метода широко используются в медицине и промышленности для создания детализированных изображений внутренних структур. В статье рассматриваются основные принципы работы этих методов, их сходства и различия, а также перспективы развития и применения.

**Ключевые слова:** ультразвуковая голография, ультразвуковая томография, трёхмерная визуализация, визуализация внутренних структур.

**Abstract.** This article presents a comparative analysis of two ultrasonic visualization methods: ultrasonic holography and ultrasonic tomography. Both methods are widely used in medicine and industry to create detailed images of internal structures. The article discusses the fundamental principles of these methods, their similarities and differences, as well as the prospects for their development and application.

**Keyword:** ultrasonic holography, ultrasonic tomography, three-dimensional visualization, internal structure visualization.

Ультразвуковая голография — это метод создания трёхмерных изображений с использованием ультразвуковых волн. Процесс начинается с генерации ультразвуковых волн с помощью преобразователей, таких как пьезоэлектрические элементы. Эти волны направляются на объект исследования. Проходя через объект, ультразвуковые волны создают интерференционную картину, которая фиксируется на чувствительном материале или в цифровом формате. Эта картина содержит информацию о фазе и амплитуде волн, прошедших через объект. Это позволяет сохранить информацию о трёхмерной структуре объекта [1, 2].

Данные интерференционной картины собираются и обрабатываются для дальнейшего анализа. Это может включать цифровую обработку сигналов для улучшения качества изображения и устранения шумов.

Одним из ключевых преимуществ ультразвуковой голографии является её высокая разрешающая способность, позволяющая получать детализированные изображения. Кроме того, ультразвуковые волны безопасны для живых тканей, что делает метод подходящим для медицинских применений. Ультразвуковая голография находит широкое применение в медицине для диагностики и планирования операций, а также в промышленности для неразрушающего контроля материалов и выявления дефектов.

Ультразвуковая томография — это метод визуализации, который также использует ультразвуковые волны, но для создания послойных изображений внутренних структур

объекта. Этот метод широко применяется в медицине для диагностики различных заболеваний и оценки состояния внутренних органов [3].

Ультразвуковые волны создаются с помощью пьезоэлектрических преобразователей. Эти преобразователи генерируют высокочастотные звуковые волны, которые направляются на исследуемый объект.

Ультразвуковые волны проходят через ткани и органы, отражаясь и преломляясь на границах различных структур. Отражённые волны возвращаются к преобразователю, где они улавливаются и преобразуются в электрические сигналы.

Электрические сигналы, полученные от отражённых волн, обрабатываются компьютером для создания изображений. Эти данные могут быть использованы для построения двухмерных и трёхмерных изображений внутренних структур объекта.

Компьютерная система анализирует полученные данные и строит послойные изображения (томограммы) объекта. Далее из данных слоев может быть получена трехмерная структура объекта.

### **Сходства и различия ультразвуковой голографии и томографии**

Хотя Оба метода основаны на использовании ультразвуковых волн для получения изображений внутренних структур объектов. Однако, несмотря на общие принципы, они имеют значительные различия как в техническом, так и в математическом аспектах.

К техническим аспектам можно отнести принцип действия, оборудование и области применения.

Принцип действия ультразвуковой голографии основан на записи и восстановлении волнового фронта, отраженного от объекта, с использованием интерференции ультразвуковых волн для фиксации амплитуды и фазы волны. В то время как ультразвуковая томография использует серию двумерных изображений, полученных при сканировании объекта под различными углами, которые затем комбинируются для создания трехмерной модели объекта.

В ультразвуковой голографии применяется такое оборудование как ультразвуковые преобразователи, голографические пластины или цифровые датчики, а также лазеры для создания когерентных ультразвуковых волн. В ультразвуковой томографии же применяются только ультразвуковые преобразователи с системами для обработки данных и реконструкции изображений [5].

Ультразвуковая голография применяется для высокоточной визуализации мелких деталей и дефектов в материалах, а также в биомедицинских исследованиях для изучения клеточных структур. В то же время ультразвуковая томография широко используется в медицине для диагностики заболеваний внутренних органов и в промышленности для неразрушающего контроля материалов [6].

К математическим аспектам относятся алгоритмы реконструкции и использующиеся математические модели.

Если в ультразвуковой голографии применяются методы реконструкции, основанные на преобразовании Фурье, приближении Френеля и методе углового спектра для

восстановления изображения объекта из интерференционной картины. То для ультразвуковой томографии используются методы обратного проецирования, итеративные алгоритмы и методы на основе преобразования Радона для реконструкции трехмерного изображения объекта из серии двумерных срезов [7, 8].

### **Перспективы дальнейшего развития**

Ультразвуковая голография имеет значительные перспективы развития благодаря технологическим улучшениям и расширению областей применения. Одним из ключевых направлений является повышение разрешающей способности, что позволит получать более детализированные изображения мелких структур. Интеграция с цифровыми технологиями, такими как новые датчики и алгоритмы обработки данных, способствует улучшению качества изображений и ускорению процесса восстановления.

Новые области применения включают биомедицинские исследования, где ультразвуковая голография может использоваться для изучения клеточных структур и процессов на микроуровне, что открывает новые возможности для диагностики и лечения заболеваний. В промышленности метод может применяться для контроля качества материалов и выявления дефектов в сложных конструкциях. Интердисциплинарные исследования, такие как сочетание ультразвуковой голографии с другими методами визуализации, могут привести к созданию новых гибридных технологий.

Ультразвуковая томография также имеет значительные перспективы благодаря технологическим улучшениям и расширению применения. Разработка новых алгоритмов реконструкции и улучшение аппаратного обеспечения позволяют получать более точные и быстрые результаты. Миниатюризация оборудования способствует созданию компактных и портативных ультразвуковых томографов, что расширяет возможности их применения в полевых условиях и удалённых районах [4].

Метод продолжает находить новые применения в медицине для диагностики и мониторинга различных заболеваний, включая онкологические и сердечно-сосудистые заболевания. В промышленности ультразвуковая томография активно используется для неразрушающего контроля материалов и конструкций, что способствует повышению безопасности и надёжности различных объектов.

Инновационные подходы, такие как внедрение технологий искусственного интеллекта и машинного обучения, позволяют автоматизировать анализ изображений и повышать точность диагностики. Разработка систем, способных создавать трёхмерные изображения в реальном времени, открывает новые возможности для хирургии и других медицинских процедур.

### **Выводы**

Ультразвуковая голография и томография, несмотря на общие принципы использования ультразвуковых волн, имеют значительные различия в технических и математических аспектах. Голография позволяет получать высокоточные изображения мелких структур благодаря записи фазовой информации, тогда как томография

обеспечивает детальную трехмерную визуализацию внутренних структур объектов. Оба метода продолжают развиваться, находя все новые области применения и совершенствуясь с точки зрения алгоритмов и технологий.

Перспективы развития ультразвуковой голографии и томографии связаны с технологическими улучшениями, расширением областей применения и интеграцией с новыми методами и технологиями. Эти методы продолжают играть важную роль в медицине и промышленности, обеспечивая высокую точность и безопасность при исследовании внутренних структур объектов.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Голограммы: что это, где используют и будут ли в будущем // Тренды и технологии. – 2022. – Т. 12, № 3. – С. 34–45.
2. Голография в научном понимании // Научно-технический журнал. – 2020. – Т. 45, № 2. – С. 56–67.
3. Компьютерная томография (КТ): что это такое в медицине, как делают, снимок // Медицинский портал. – URL: <https://rostgmu-nsd.ru/articles/kompyuternaya-tomografiya-obzormetoda-i-diagnosticheskikh-ustrojstv-pokazaniya-tehnika-issledovaniya> (дата обращения: 27.09.2024).
4. Рандомизированный алгоритм при обработке данных ультразвуковых исследований // Научный журнал. – 2020. – Т. 48, № 2. – С. 123–134.
5. Томография // Большая российская энциклопедия. – URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/Томография> (дата обращения: 27.09.2024).
6. Ультразвуковое исследование // Большая российская энциклопедия. – URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Ультразвуковое\\_исследование](https://ru.wikipedia.org/wiki/Ультразвуковое_исследование) (дата обращения: 27.09.2024).
7. Численные методы и алгоритмы восстановления голографических изображений // Журнал вычислительной математики и математической физики. – 2021. – Т. 61, № 4. – С. 99–110.
8. Восстановление особых областей по данным ультразвуковой томографии // Журнал прикладной математики. – 2019. – Т. 37, № 1. – С. 45–58.

## ИССЛЕДОВАНИЯ И ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА СТЕГАНОГРАФИЧЕСКИХ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ В РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ СПЕЦИАЛЬНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Э.Д. Рзаев, к.т.н., доцент, Б.Г. Ибрагимов, д.т.н., проф., А.А. Гамидова, соискатель

*Азербайджанский Технический Университет  
Az1073, Азербайджан, г.Баку, проспект Г.Джавида, 25  
E-mail: bayram.ibrahimov@aztu.edu.az*

**Аннотация.** Рассмотрены показатели качества функционирования стеганографических систем как радиотехнических систем связи для передачи скрытых данных, передаваемых по каналам связи. Проведены основные задачи исследования стеганографических методов и средств защиты информации при встраивании и извлечении данных с необходимыми параметрами. Проанализированы возможности стеганографических методов и средств защиты информации в радиотехнических системах специального назначения с помощью которого выбраны метрики стеганосистемы для количественное оценивания их стойкости в условиях информационно-технических воздействий. На основе исследования предложен новый подход к построению математической модели стеганографических систем для анализа комплексные показатели качества встраивания информации в стеганоконтейнер с использованием объективные так и субъективные категории. На основе модели исследованы комплексные показатели для оценки качества стеганографических систем с учетом параметров угроз и показателей устойчивости стеганосистем. В результате исследования модели выбран некоторых важных показателей метрики как среднеквадратичная ошибки, отношение сигнал/шум, нормированная среднеквадратичная ошибка так и пиковое отношение сигнал/шум с помощью которого использованы аналитические соотношения для оценки качества встраивания сообщения в стеганоконтейнер.

**Ключевые слова:** стеганоконтейнер, вложение информации, стеганографические системы, скрытые данных, контейнер, противодействие.

**Abstract.** The article considers the performance indicators steganographic systems as radio engineering communication systems for transmitting hidden data transmitted via communication channels. The main tasks of studying steganographic methods and means information protection during embedding and retrieval of data with the required parameters are carried out. The capabilities of steganographic methods and means information protection in special-purpose radio engineering systems are analyzed, with the help of which the metrics of the steganosystem are selected for quantitative assessment of their resistance under information technology influences. Based on the study, a new approach to constructing a mathematical model steganographic systems for analyzing complex indicators of the quality of embedding information in a steganocontainer using objective and subjective categories is proposed. Based on the model, complex indicators for assessing the quality of steganographic systems are studied, taking into account the parameters threats and indicators of the stability steganosystems. As a result of the study of the model, some important metric indicators were selected, such as the mean square error, signal-to-noise ratio, normalized mean square error, and peak signal-to-noise ratio, with the help of which analytical relationships were used to assess the quality of embedding a message in a stego container.

**Keyword:** steganocontainer, information embedding, steganographic systems, data hiding, container, counteraction.

## Введение

В настоящее время стремительное развитие инфраструктуры цифровой экономики и формирование стратегических планов цифровизации требуют применения новых принципов и глобальных подходов к построению высокоэффективной системы защиты информации в радиотехнических системах специального назначения с использованием стеганографических методов и средств [1, 2].

Известно [2, 3, 4], что система стеганография является искусством отправки скрытых или невидимых сообщений смешанного типа в текстовых документах, в аудиосигналах и в неподвижных изображениях.

Для решения рассматриваемых задач при совместном обеспечении конфиденциальности, доступности и целостности передаваемой сообщения по радиотехническим каналам связи достигается применением криптографических и стеганографических методов ее защиты [3, 5, 6]. Так как здесь, методы криптография имеет своей целью сохранение в тайне семантики передаваемых сообщений, а стеганография же направлена на сохранение в тайне самого факта передачи такого сообщения в радиотехнических системах специального назначения.

В радиотехнических системах задачей методы и технических средств стеганографии является скрытие факта существования секретной информации при ее передаче по каналам связи, обработке, хранении и приеме. При этом методы и средства стеганографии позволяют не только скрыто передавать данные, но и позволяют решать проблемы помехоустойчивой аутентификации, защиты информации от несанкционированного доступа и копирования, отслеживания распространения сообщения через информационную сеть связи, поиска информации в базах данных.

Следует отметить, что методы и средства система стеганография (от греч. *στεγανος* – скрытый и *γραφω* – пишу, буквально «тайнопись») – специальная наука о скрытой передаче пакетов путем сохранения в тайне самого факта передачи по открытым каналам связи [3, с. 6]. Кроме того, стеганография – это наука о методах передачи и хранения секретных данных в различных файлах - текстовых, звуковых, видео, графических, аудио и служебных сетевых пакетах [2, 4].

Учитывая вышеизложенные, стоит отметить, что в системе стеганографии скрывается не только факт пересылки некоторого конфиденциальных сообщения от Алисы к Бобу, но Ева не знает даже о том, что Алиса общается с Бобом.

Поэтому, исследования и оценки показателей качества стеганографических методов и технических средств защиты информации, передаваемых по каналам связи является чрезвычайно актуальной задачей в радиотехнических системах специального назначения и систем управление полетом летательных аппаратов, а также системах критических информационных инфраструктур.

В работах [3, 5, 7, 8] проанализированы методы, алгоритмы и перспективы развития технических средств стеганографических систем для сокрытия сообщения смешанного типа в текстовых документах, аудио сигналах и видео изображениях. Однако в работе [6, 8, 9] исследованы эффективности передачи конфиденциальных данных по скрытым каналам, основанных на способах противодействия утечке информации по сетевым скрытым каналам.

Проведенный анализ показывает [2, 8, 9, 10], что задача исследования и оценки комплексных показателей качества стеганографических методов и средств защиты информации в радиотехнических системах специального назначения с необходимыми параметрами не решена на достаточном уровне [1, 2, 3, 4, 5].

Учитывая вышеизложенные, в данной работе рассматривается решение сформулированной выше задачи исследование и оценка показателей качества методов и средств защиты информации при скрытии данных, передаваемых по каналам связи.

### Общая постановка задачи исследование

Для решения вышеперечисленных задач требуется новый подход к созданию математической модели для оценки показателей стеганографических систем и средств защиты информации в радиотехнических системах специального назначения.

Следует отметить, что в системе и средств защиты информации стеганографический процесс может быть отображен в виде функции от 2-х параметров как  $U$  так и  $L_k$ , которые функционально описывается следующим образом:

$$S_{CO}(\ell) = W[U, \ell].$$

Из последнее зависимости следует, что стеганографических систем и средств состоит из контейнера или стегоконтейнера  $U_C$ , встраиваемого сообщения  $L_k$ , стегосистемы кодирования и стегосистемы декодирования. С помощью стегосистемы кодирования встраиваемое сообщение скрывается в контейнере, формируя стегообъект  $S_{CO}(L_k)$ .

Учитывая составные технические компоненты вектора качества функционирования стеганографических систем и средств  $K_{CC}(C_i, S_i)$ , функционально описывается следующей зависимостью:

$$K_{CC}(C_i, S_i) = \{ \underset{(i)}{\text{Arg max}} [\text{SNR}(C_i, S_i)] \}, i = \overline{1, \ell}, \quad (1)$$

при следующих ограничениях

$$\begin{aligned} \sigma_M^2(C_i, S_i) &\leq \sigma_{M.\text{дон}}^2(C_i, S_i), K_E(B) \geq K_{E.\text{дон}}(B), \\ \text{PSNR}(C_i, S_i) &\geq \text{PSNR}_{\text{дон}}(C_i, S_i), i = \overline{1, \ell}, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $K_{CC}(C_i, S_i)$  – функция, учитывающая показатели качества функционирования стеганографических систем и технических средств в радиотехнических системах специального назначения с учетом определенным параметров метрики  $C_i$  и  $S_i$ , которые можно разделить на две большие категории как объективные так и субъективные;  $C_i$  – является параметр  $i$  – го бит пустого контейнера для оценки качества встраивания в системе,  $i = \overline{1, \ell}$ , где  $\ell$  – длина стеганоконтейнер.

$S_i$  – является параметр  $i$  – го бита заполненного контейнера для оценки качества встраивания в стеганоконтейнер,  $i = \overline{1, \ell}$ ;

$SNR(C_i, S_i)$  – отношение сигнал/шум (SNR, Signal to Noise Ratio) учитывающая, показатели качества работы стеганографических систем и технических средств с учетом параметров  $C_i$  и  $S_i$ , которые выражается следующим образом [8]:

$$SNR(C_i, S_i) = 10 \lg(C_i/S_i) \text{ , } dB \text{ , } i = \overline{1, \ell} \quad (3)$$

$\sigma_M^2(C_i, S_i)$  – критерия среднеквадратичная ошибки (MSE, Mean Square Error) с учетом определенным параметров метрики  $C_i$  и  $S_i$ , которые является одной из самих простых метрик для оценки качества встраивания информации в стеганоконтейнер;

$K_E(B)$  – критерия, учитывающая показателей коэффициент эффективного использования контейнера стеганографических систем с учетом параметров объема  $B$  – контейнера, связанные с эффективностью стеганосистем;

$PSNR(C_i, S_i)$  – критерия качества, учитывающие максимальное отношение сигнал/шум (Peak Signal to Noise Ratio) с учетом параметров метрики  $C_{i.max.}$  и  $S_i$ , которые используются при визуальной обработке сообщения ( $C_{i.max.}$  – максимальная допустимая значения параметров метрики  $C_i$ ), относятся к группе разностных показателей искажения сигнала, которое используется для оценивания качества встраивания сообщения и находится следующим формулам:

$$PSNR(C_i, S_i) = 10 \lg(C_{i.max.} / S_i) \text{ , } dB \text{ , } i = \overline{1, \ell} \quad (4)$$

Предложенные формулы (1), (2), (3) и (4) определяют сущность рассматриваемого нового подхода к построению математической модели для анализа комплексные показатели качества встраивания информация в контейнера, в условиях информационно-технических воздействий. Последние выражение может быть использованы как определенные метрики, которые можно разделить на две большие категории как объективные так и субъективные [--]. Кроме того, полученные выражение характеризуют постановки задачи исследование и видно, что являются достаточно сложной и многофакторной телекоммуникационных процессов встраивания информация при оценки искажения, полученные в ходе изменения файл и выбор субоптимальной эффективности радиотехнических систем связи специального назначения на основании критерия

$$K_{CC}(C_i, S_i) \rightarrow \max_i \text{ , } i = \overline{1, \ell}.$$

### Схема функционирования исследуемой модели сети стеганографической связи

На основе системно-технического анализа характеристик качества сети стеганографической связи, предлагается схема функционирования исследуемой модели звена, состоящая из передающих и приемных стеганографических систем в радиотехнических системах, которая показана на рис. 1.



Рис. 1. Структурная схема стеганосистемы как радиотехнические связи

Из схемы следует, что скрытый канал – это радиотехнический канал связи, пересылающий информацию разным способом и алгоритмом, который изначально был для этого не предназначен. Стеганосистема передается по каналу связи и в стеганосистеме декодирования из него извлекается встроенное сообщение.

### Исследования и оценка качества встраивания сообщений в стеганоконтейнер

Учитывая выше предложенные аналитические выражение, рассмотрим для оценки показателей качества встраивания сообщения в стеганоконтейнер. В качестве примера, для оценки качества встраивания информации в стеганоконтейнер, рассмотрим следующие важные метрики:

1. Среднеквадратичная ошибка, MSE [3, 8]:

$$\sigma_M^2(C_i, S_i) = \frac{1}{\ell} \sum_{i=1}^{\ell} (C_i - S_i)^2, \quad i = \overline{1, \ell}. \quad (5)$$

Выражения (5) являются одной из важных и самых простых метрик и характеризует для определения отклонения бит измененного контейнера от исходного.

2. Нормированная среднеквадратичная ошибка NMSE (Normalized MSE) [3, 9]:

$$\sigma_{NM}^2(C_i, S_i) = \sum_{i=1}^{\ell} (C_i - S_i)^2 / C_i^2, \quad i = \overline{1, \ell}. \quad (6)$$

3. Отношение сигнал/шум, SNR [3, 8]:

$$\text{SNR} (C_i, S_i) = \sum_{i=1}^{\ell} C_i^2 / (C_i^2 - S_i^2) , \text{ dB} \quad i = \overline{1, \ell}. \quad (7)$$

Формула (7) характеризует качества работы стеганографических систем и средств защиты информации при встраивании информации в стеганоконтейнер, передаваемых по радиотехническим каналам связи.

4. Пиковое отношение сигнал/шум, Peak SNR [3, 7]:

$$\text{PSNR} (C_i, S_i) = 20 \lg \frac{U_m}{[\sigma_M (C_i, S_i)]^{0.5}} , \text{ dB}, \quad i = \overline{1, \ell}. \quad (8)$$

где  $U_m$  – максимально возможная амплитуда сигнала.

Выражения (8) является логарифмическое отношение сигнал/шум, которое используется для оценивания качества встраивания сообщения в контейнер.

В результате исследования и оценка качества восприятия стеганоконтейнера после скрытия сообщения получены следующие числовые значение:

Рассмотрим метрики для оценки качества: Среднеквадратичная ошибка (MSE) и нормализованная MSE с относительным погрешностью:

1.  $\sigma_M^2 (C_i, S_i) = 0.69346 \%$  ;
2.  $\sigma_{NM}^2 (C_i, S_i) = 2.14 \cdot 10^{-5} \%$  . Отношение сигнал/шум ( SNR) и пиковое SNR:
3.  $\text{SNR} (C_i, S_i) = 104.8896, \text{ dB}$  ; 4.  $\text{PSNR} (C_i, S_i) = 46.9577, \text{ dB}$  .

Таким образом, на основании анализа рассмотрены современной стеганографических методов и средств защиты информации в радиотехнических системах специального назначения с помощью которого предлагается использовать оценки качества  $Q$  в соответствии с рекомендацией сектора радиосвязи ITU- ITLJ-R, Rec. 500 [2, 3, 10].

### Заключение

Проанализированы стеганографических методов и средств защиты информации в радиотехнических системах специального назначения и предложена общая постановка задачи исследование структуры стеганографической системы.

На основе исследования предложен новый подход к созданию математической модели для анализа комплексные показатели качества встраивания информация в стеганоконтейнер с использованием объективные так и субъективные категории.

В результате исследования модели предложены и выбраны некоторые важные показатели метрики, и использованы аналитические соотношения для оценки качества встраивания сообщения в стеганоконтейнер.

Исследованы модели и определены некоторых важных показателей метрики как среднеквадратичная ошибки, отношение сигнал/шум, нормированная среднеквадратичная ошибка так и пиковое отношение сигнал/шум при помощи которого

использованы аналитические соотношения для оценки качества встраивания сообщения в стеганоконтейнер. Полученные на базе модели аналитические соотношения, позволяют анализировать показатели угрозы и оценивать устойчивости стеганосистем.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Рябко Б.Я., Фионов А.Н. Основы современной криптографии и стеганографии. – 2-е изд. – М.: Горячая линия, Телеком 2020. – 232 с.
2. Ibrahimov B.G., Tahirova K.M. Method for calculation maximum throughput hidden channels in systems of steganographic communications // T-Comm. – 2022. – vol.16. – no. 9. – pp. 40–45.
3. Шелухин О.И., Канаев С.Д. Стеганография, Алгоритмы и программная реализация. – Москва: Горячая линия, Телеком, 2018. – 592 с.
4. Садов В.С. Компьютерная стеганография / В.С. Садов. – Минск: БГУ, 2010. – 232 с.
5. Ибрагимов Б.Г., Тахирова К.М. Анализ показателей информационной безопасности на базе технологии сетевой стеганографии // Сборник научных статей – X-Международная научно-техническая и научно-методическая конференция «Актуальные проблемы инфотелекоммуникаций в науке и образовании» (АПИНО, 24-25 февраль 2021). СПб.: СПбГУТ. – 2021. – Том 1. – С. 411–416.
6. Конахович Г.Ф. Компьютерная стеганография. Теория и практика / Г.Ф. Конахович, А.Ю. Пузыренко. – К.: МК-Пресс, 2006. – 288 с.
7. Грибунин В.Г. Цифровая стеганография / В.Г. Грибунин, И.Н. Оков, И.В. Трунцев. – М.: Солон-Пресс, 2009. – 272 с.
8. Ибрагимов Б. Г., Тахирова К. М. Исследование эффективности стеганографических систем при встраивании или извлечении скрытых данных // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2022. – Т. 19. – № 11. – С. 43–49.
9. Коржик В. И., Флакман Д. А. Система цифровых водяных знаков с возможностью их извлечения из бумажных копий цифровых документов // Труды учебных заведений связи. – 2019. – Т. 5. – № 3. – С. 75–85.
10. Шелухин О.И., Рыбаков С.Ю., Магомедова Д.И. Скрытие информации в аудиосигналах с использованием детерминированного хаоса // Научные технологии в космических исследованиях Земли. – 2021. – Т. 13. – № 1. – С. 80–91.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ С ПОМОЩЬЮ ГИРОСКОПА-АКСЕЛЕРОМЕТРА

Н.А. Парвоин, студ.; К.А. Колганов студ.

*Сибирский госуниверситет телекоммуникаций и информатики  
630102, Россия, Новосибирск, ул.Кирова, 86  
E-mail: xxfalmerxx@mail.ru*

**Аннотация.** Статья рассматривает измерения гироскопа-акселерометра, как он работает. Рассматриваются основные алгоритмы измерения угловых перемещений, также принцип работы этих устройств по отдельности и вместе.

**Ключевые слова:** гироскоп, акселерометр, MPU-6050, измерения, точность, устройства, робототехника.

**Abstract.** The article examines the measurements of the gyroscope-accelerometer, how it works. The basic algorithms for measuring angular displacements are considered, as well as the principle of operation of these devices separately and together.

**Keywords:** gyroscope, accelerometer, MPU-6050, measurements, accuracy, devices, robotics.

### 1. Введение

В современном мире технологии имеют важную роль в сфере техники и науки. В настоящее время очень сильно усовершенствовались беспилотные летательные аппараты. Эти технологии применяются в различных областях такие как робототехника, авиация, кинематограф, спорт и так далее.

В данной статье, нами была рассмотрена система измерения угловых перемещений с помощью гироскопа-акселерометра. Увидев данные измерения, можно будет понять об угловом и линейном перемещении объектов в пространстве.

### 2. Взаимодействие гироскопа с акселерометром в электронике

Гироскоп – это датчик, который измеряет угловую скорость и направления вращения. Главный их принцип заключается в инерции. В современных гироскопах содержатся колебательный элемент, он реагирует на изменения угловой скорости. Когда они взаимодействуют друг с другом появляются электрические сигналы, соответствующие направлению вращения и скорости [3].

Акселерометр – это датчик, измеряющие статическое и динамическое ускорение. Они очень широко применяются в электронных устройствах для измерения ускорения по осям  $x$ ,  $y$  и  $z$ .

Гироскоп и акселерометр объединяются с помощью фильтров, такие как комбинированный и Калмановский, чтобы получить более стабильное и точное измерения устройства. Акселерометры обычно ошибаются из-за линейного ускорения, а гироскопы обладают погрешность при долгих измерениях. По этому когда мы их взаимодействуем они дополняют друг друга.

Таким образом, эти устройства работают вместе, чтобы гарантировать высокоточные ориентации и движения, это крайне важно для всех современных электронных устройств и устройств [3].

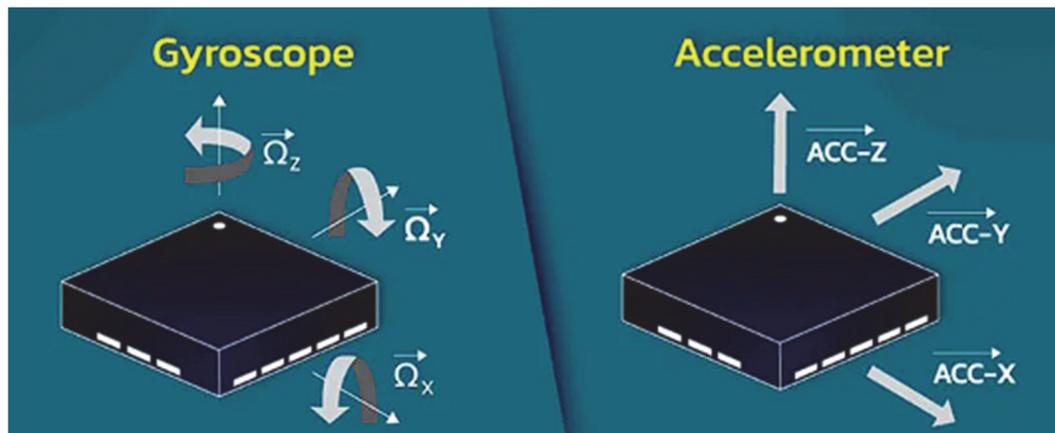


Рис. 1. Гироскоп и акселерометр[3]

### 3. Описание устройства гироскоп-акселерометр MPU-6050

Микросхема MPU-6050 в ней используется гироскоп и акселерометр, а также в ней есть температурный сенсор. На плате находятся подтягивающие резисторы интерфейса I2, помимо этого на ней находится стабилизатор напряжения 3.3 вольта с малым падением напряжения с фильтрующими конденсаторами [2].

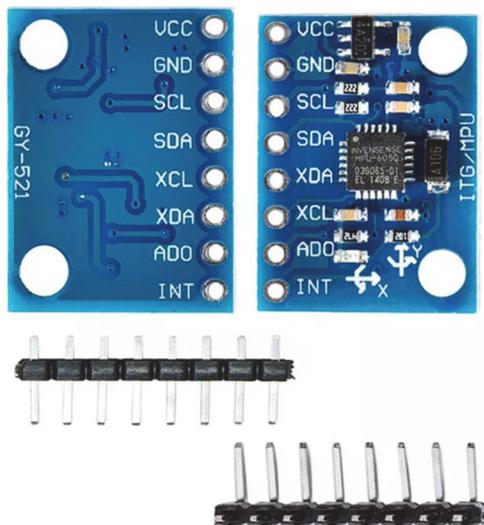


Рис. 2. Гироскоп-акселерометр MPU-6050[3]

Характеристика MPU-6050:

- Потребляемый ток: 500мкА;
- Диапазон измерения ускорения:  $\pm 2g$ ,  $\pm 4g$ ,  $\pm 8g$ ,  $\pm 16g$ ;
- Разрядность АЦП: 16;
- Обеспечивает компенсацию температурных погрешностей;
- Интерфейсы I2C и SPI для подключения к микроконтроллерам и другим устройствам;
- Малый размер корпуса (LGA 4x4 мм);
- Поддерживаемое напряжение питания: 2.3--3.4 В [1].

MPU-6050 предоставляет высокопроизводительные гироскоп и акселерометр с высокой точностью и минимальным уровнем шума для своей цены. Все это его делает идеальным кандидатом для разработки предложений [2].

#### 4. Схема подключения

Чтобы гироскоп-акселерометр MPU-6050 функционировал мы его подключим к отладочной плате Arduino UNO, данные из датчика она будет получать с помощью интерфейса I2C. Чтобы задать интерфейс I2C будем использовать контакты SCL и SDA, далее подключим питание 3.3v и землю [3].

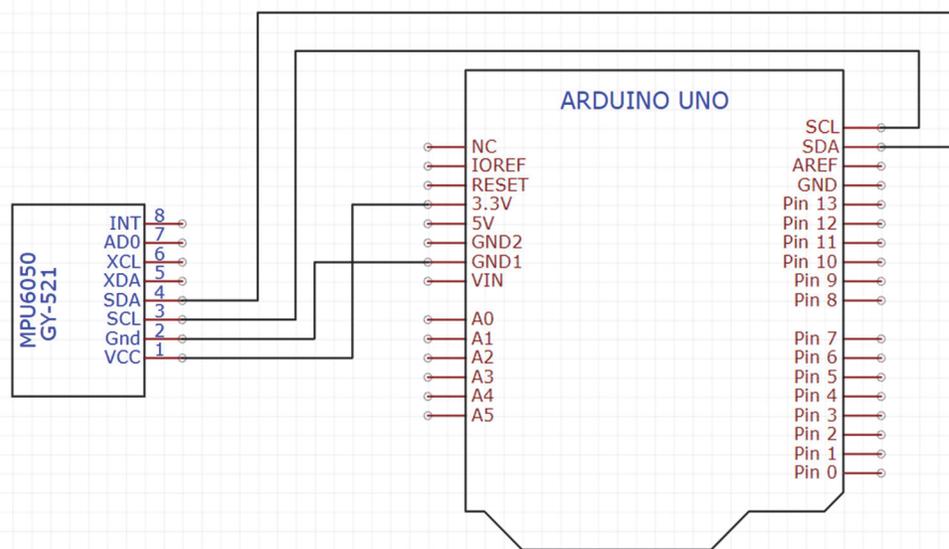


Рис. 3. Схема подключения гироскопа-акселерометр MPU-6050 к Arduino UNO[4]

## 5. Заключение

Рассмотрев датчик гироскоп-акселерометр с уверенностью могу назвать, что он является важной частью электронных устройств и робототехники, демонстрируя изменения движения и угла поворота устройства или техники, на которой установлен этот датчик. Ведь он используется в каждом гаджете, которым мы пользуемся ежедневно, также в электронных устройствах и техники, самолеты, корабли и другое.

Хочется отметить, для достижения максимальной точности и надежности требуется корректировка данных, а самое важное точность, полученная с гироскопа и акселерометра. Это служит для обеспечения высокой степени контроля и анализа угловых перемещений.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. MPU-6000 and MPU-6050 Product Specification Revision 3.4 // DataSheet URL: <https://mbitech.ru/> (дата обращения: 04.10.2024).
2. Микроэлектромеханические системы и датчики: учебное пособие / М.Е. Калинкина, О.И. Пирожникова, В.Л. Ткалич, А.В. Комарова. – Изд. 1-е. - Санкт-Петербург: Университет ИТМО, 2020. - 77 с. (дата обращения: 02.10.24).
3. Accelerometer vs Gyroscope sensor, and IMU, how to pick one? // Latest Open Tech From URL: <https://www.seeedstudio.com/> (дата обращения: 04.10.24).
4. Программное обеспечения для проектирования печатных плат // easyeda URL: <https://easyeda.com/> (дата обращения: 01.102024).

## МОДУЛЬ БАРОМЕТРИЧЕСКОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТЫ

К.А. Колганов<sup>а</sup>, студ.; Н.А. Парвоин, студ.

Сибирский госуниверситет телекоммуникаций и информатики  
630102, Россия, Новосибирск, ул. Кирова, 86  
<sup>а</sup>E-mail: kolganov\_kostya@list.ru

**Аннотация.** Статья рассматривает использование барометрического модуля на базе датчика BMP280 и платформе Arduino для определения высоты. Датчик BMP280 измеряет атмосферное давление и температуру, позволяя рассчитать высоту над уровнем моря. Рассмотрены принципы работы сенсора, и его подключения к микроконтроллеру ATmega328, а также его применения в различных задачах.

**Ключевые слова:** BMP280, Arduino, барометрический датчик, высота, давление, микроконтроллер, робототехника.

**Abstract.** The article examines the use of a barometric module based on the BMP280 sensor and the Arduino platform to determine altitude. The BMP280 sensor measures atmospheric pressure and temperature, allowing you to calculate altitude above sea level. The principles of operation of the sensor and its connection to the ATmega328 microcontroller, as well as its application in various tasks, are considered.

**Keywords:** BMP280, Arduino, barometric sensor, altitude, pressure, microcontroller, robotics.

### 1. Введение

В современном мире с распространением беспилотных летательных аппаратов остро вставал вопрос об измерении высоты над уровнем моря, недорогими датчиками и возможностью встраивать их в существующие (БПЛА). В данной статье рассмотрим работу модуля барометрического датчика BMP280, и подключения к микроконтроллеру ATmega328. А также алгоритмы преобразования данных для вычисления высоты.

### 2. Описание барометрического датчика BMP280

Модуль BMP280 – это высокоточный цифровой барометрический датчик давления и температуры, разработанный компанией Bosch Sensortec. Основная цель его применения – измерение атмосферного давления и температуры окружающей среды, что позволяет точно определять высоту над уровнем моря и прогнозировать изменения погоды. Модуль широко используется в таких сферах, как метеорология, геодезия, авионика, носимая электроника, а также робототехника [2]. Его основные характеристики:

- Напряжение питания - от 1.7 до 3.5 В;
- Интерфейс обмена данными – I2C или SPI;
- Ток потребления в рабочем режиме – 2.7 мкА при частоте опроса 1 Гц;
- Диапазон измерения давления – от 300 до 1100 ГПа (с точностью  $\pm 0.12$  ГПа);
- Диапазон измерения температуры – от  $-40^{\circ}\text{C}$  до  $+85^{\circ}\text{C}$  (с точностью  $\pm 0.01^{\circ}\text{C}$ );
- Максимальная частота работы интерфейса I2C – до 3.4 МГц;

- Максимальная частота работы интерфейса SPI – до 10 МГц;
- Размер модуля - 21 x 18 мм [3].

Плата также имеет три режима работы: «NORMAL» – работа модуля с заданной частотой опроса, «SLEEP» – режим минимального энергопотребления, «FORCED» – режим опроса после подачи управляющего сигнала [1]. BMP280 измеряет абсолютно атмосферное давление, используя его для расчета высоты относительно уровня моря. Встроенный температурный сенсор позволяет учесть влияние температуры на точность измерений. Высокая точность модуля позволяет ему определять изменения высоты от 20 сантиметров. Для повышения точности данные могут быть обработаны программным фильтром [1].

Особенности и преимущества модуля делают его идеальным для широкого применения, как и в потребительской электронике, так и в промышленных системах. Простота использования и наличие подробной документации и библиотек позволяют быстро интегрировать модуль в проекты. Кроме того, модуль уже имеет все необходимые компоненты вокруг микро чипа. (рис. 1).

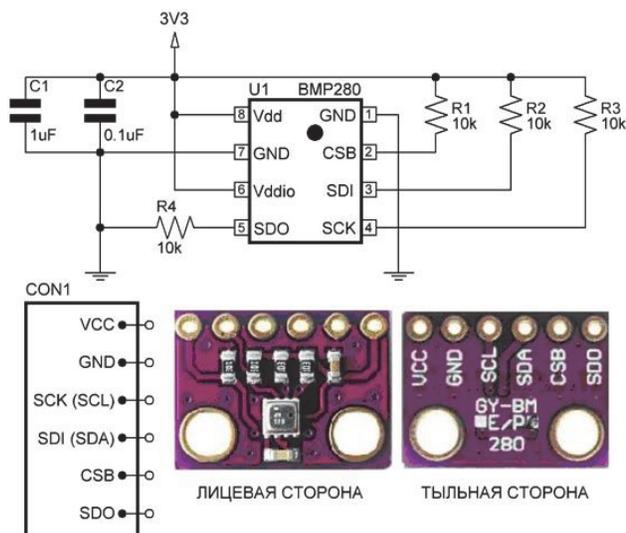


Рис. 1. Внешний вид и схема модуля BMP280[1]

### 3. Подключение BMP280 к микроконтроллеру ATMEGA328

Для взаимодействия с BMP280 используется отладочная плата Arduino uno, которая получает данные с датчика через интерфейс I2C [1]. Схема подключения к Arduino включает следующие элементы. (рис. 2). Вывод SCL подключается к аналоговому пину A5 для обеспечения связи по I2C. SDA подключается к аналоговому пину A4 [1].

Программная часть реализована с помощью использования библиотеки Adafruit BMP280, которая представляет функции для считывания данных с датчика и расчет высоты. (рис. 3).

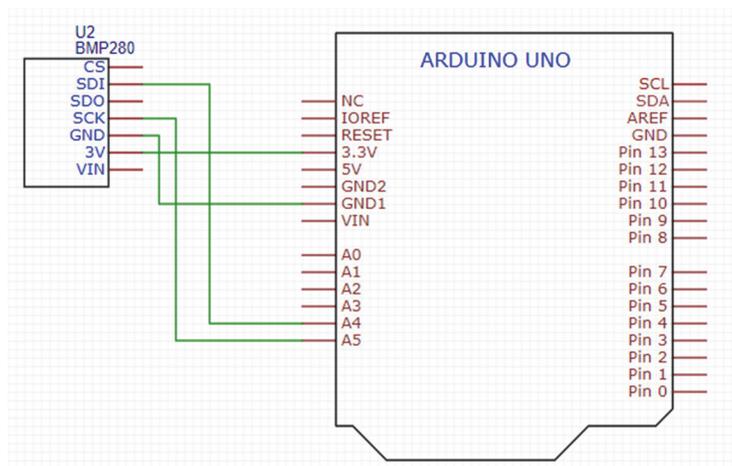


Рис. 2. Схема подключения [4]

```

1  #include <Wire.h>
2  #include <Adafruit_Sensor.h>
3  #include <Adafruit_BMP280.h>
4
5  #define SEALEVELPRESSURE_HPA (1013.25)
6
7  Adafruit_BMP280 bmp; // создание объекта для работы с датчиком
8
9  void setup() {
10     Serial.begin(9600);
11     if (!bmp.begin()) {
12         Serial.println("Ошибка при подключении BMP280!");
13         while (1);
14     }
15 }
16
17 void loop() {
18     float pressure = bmp.readPressure() / 100.0F; // давление в гПа
19     float altitude = bmp.readAltitude(SEALEVELPRESSURE_HPA); // высота в метрах
20     float temperature = bmp.readTemperature(); // температура в градусах Цельсия
21
22     Serial.print("Давление: ");
23     Serial.print(pressure);
24     Serial.println(" гПа");
25
26     Serial.print("Высота: ");
27     Serial.print(altitude);
28     Serial.println(" м");
29
30     Serial.print("Температура: ");
31     Serial.print(temperature);
32     Serial.println(" °C");
33
34     delay(2000); // задержка 2 секунды
35 }
36

```

Рис. 3. Программная реализация алгоритма

Алгоритм реализован следующим образом:

- Инициализация датчика BMP280 с помощью библиотеки;
- Измерение атмосферного давления и температуры;
- Применение барометрической формулы для расчёта высоты на основе полученных данных;
- Отображение результатов на экране или передача данных по сети [1].

#### 4. Заключение

В данной статье было рассмотрено использование барометрического модуля для определения высоты на базе датчика BMP280 с применением платформы Arduino. Барометрические датчики играют важную роль в робототехнических и навигационных системах, обеспечивая измерения атмосферного давления, позволяя, рассчитывать высоту относительно уровня моря.

Ключевой особенностью модуля является его способность измерять давление с высокой точностью. Это позволяет использовать его в условиях, требующих точного контроля положения в пространстве, таких как полеты дронов, а также при мониторинге атмосферного давления. Кроме того, встроенный температурный сенсор предоставляет дополнительную возможность корректировки значений и повышения их точности.

В будущем можно ожидать еще большего распространения сенсоров такого типа различных отраслях. Использование барометрических датчиков, таких как BMP28, не ограничивается только робототехникой и навигацией. Сенсоры могут быть полезны и в медицине, и в автомобиле строении и в носимой электронике. Таким образом, использование таких модулей открывает новые возможности для развития автономных систем и улучшения существующих технологий. Внедрение таких решений позволиткратно увеличить эффективность и надежность в самых разных условиях эксплуатации.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Датчик атмосферного давления BMP280 // 3d-diy URL: <https://3d-diy.ru/wiki/arduino-datchiki/sensor-bmp280/?ysclid=m20i8isjua252120551> (дата обращения: 25.09.2024).
2. Pressure sensor MP280 // bosch-sensortec URL: <https://www.bosch-sensortec.com/products/environmental-sensors/pressure-sensors/bmp280/> (дата обращения: 01.10.2024).
3. BMP280 датчик атмосферного давления и температуры (GY-68) // chipdip URL: <https://www.chipdip.ru/product0/8014700398> (дата обращения: 01.10.2024).
4. Программное обеспечения для проектирования печатных плат // easyeda URL: <https://easyeda.com/> (дата обращения: 01.10.2024).

## НЕЙРОСЕТЕВОЙ МОДУЛЬ ДЛЯ ИНТЕГРАЦИИ В ПЛАНИРОВЩИК ПОЛЕТНОГО ЗАДАНИЯ

А. Бабошин<sup>1</sup>, дир., М.В. Момот<sup>2а</sup> инж., к.т.н., доц.

<sup>1</sup>ООО «Гигагерц» г. Томск,

<sup>2</sup>Национальный исследовательский Томский политехнический университет,

Юргинский технологический институт ТПУ

652055, Россия, Кузбасс, г. Юрга, ул. Ленинградская, 26

E-mail: [momotmvu@yandex.ru](mailto:momotmvu@yandex.ru)

**Аннотация.** В статье описывается технология обнаружения и геолоцирования объектов с использованием нейросетевых технологий и разработанной по данному принципу программы, показана работа по распознаванию объектов на примере трубопроводов.

**Ключевые слова:** сверточные нейронные сети, YOLO V8 Segmentation.

**Abstract.** The article describes the technology of object detection and geolocation using neural network technologies and a program developed according to this principle, and shows the work on object recognition using the example of pipelines.

**Keywords:** convolutional neural networks, YOLO V8 Segmentation.

Мониторинг трубопроводов для транспортирования углеводородного сырья является важной задачей для обеспечения их безопасности и своевременного обнаружения возможных дефектов, утечек и незаконных врезок. Традиционные методы планирования полетных заданий для беспилотных летательных аппаратов (далее – БПЛА) требуют ручного построения маршрута, что особенно затруднительно при большой протяженности трубопровода. С развитием методов глубокого обучения и доступностью высококачественных спутниковых снимков возникает возможность автоматизировать этот процесс, используя сверточные нейронные сети (далее – СНС) для сегментации трубопроводов и автоматического построения маршрута полета. В статье представлено описание нейросетевого программного модуля, позволяющего автоматически строить маршрут движения БПЛА вдоль наземных трубопроводов, а также формировать контрольные точки полета БПЛА с привязкой к глобальным координатам.

### Обнаружение трубопроводов

Наземные трубопроводы представляют собой объекты, которые можно непосредственно обнаружить на спутниковых снимках благодаря их визуальным характеристикам. Используемая модель «YOLO V8 Segmentation», обладающая высокой точностью и скоростью обработки, позволяет эффективно сегментировать такие объекты. Обучение модели проводится на размеченном датасете, содержащем изображения трубопроводов в различных условиях освещения и окружающей среды [1]. Также, «YOLO V8 Segmentation» позволяет выводить информацию о координатах точек, формирующих замкнутый полигон вокруг сегментированного объекта, что позволяет на основании этих данных задать маршрут движения БПЛА вдоль трубопровода.

Одной из наиболее критичных проблем описываемого программного модуля является процесс разметки данных для обучающего датасета, так как сегментационная

модель подразумевает постановку большого количества точек для формирования цифровой маски участка трубопровода [2]. Данные точки формируются в замкнутый контур, внутри которого расположен рассматриваемый объект. Далее, полученные точки формируются в текстовый документ, содержащий координаты каждой точки на рассматриваемом изображении. Пример размеченного спутникового снимка представлен на рис. 1. Разметка производилась в программном обеспечении с открытым исходным кодом Label-Studio [3].



Рис. 1. Пример размеченного изображения, для обучения СНС, в сравнении с оригинальным изображением

Для автоматического расширения датасета, без необходимости ручной разметки данных, а также улучшения качества сегментации используются методы аугментации данных, позволяющие модели быть устойчивой к вариациям в данных. Аугментационные параметры позволяют графически преобразовать изображение, размеченное вручную. Например: изменить перспективу изображения, повернуть изображение, применить монохромный фильтр и прочее [4]. Резюмируя: используя одно размеченное вручную изображение, применив аугментацию, есть возможностькратно увеличить датасет, что положительно сказывается на точности сегментации. Функция потерь для обучения модели может включать комбинацию кросс-энтропии и коэффициента Дайса для учета как пиксельной точности, так и общей формы объекта [5]:

$$\zeta = \alpha \times \zeta_{CE} + (1 - \alpha) \times \zeta_{Dice}, \quad (1)$$

где  $\zeta_{CE}$  – кросс-энтропийная потеря,  $\zeta_{Dice}$  – потеря Дайса,  $\alpha$  – параметр баланса.

Увеличение выборки данных снижает кросс-энтропийные потери и потери по параметру Дайса, что положительно сказывается на общей точности сегментации, но при некорректном конфигурировании параметров аугментации, например, используя большие повороты или сильные масштабирования, модель может испытывать трудности

в предсказании, что приведет к увеличению функции потерь. Экспериментально был определен перечень аугментационных параметров и их значения, оптимальных для решения задачи сегментирования трубопроводов на спутниковых снимках (см. табл. 1).

Таблица 1

Перечень используемых аугментационных параметров модели Yolo V8

Параметр	Значение	Описание
hsv_h	0.1	Изменение оттенка в диапазоне 10% от исходного
hsv_s	0.7	Изменение насыщенности в диапазоне 70% от исходной
hsv_v	0.4	Изменение яркости в диапазоне 40% от исходной
degrees	180.0	Случайный поворот изображения на угол до 180 градусов
translate	0.1	Смещение изображения внутри размеченного контура по вертикали и горизонтали в диапазоне до 10% от исходного положения
scale	0.5	Случайное изменение масштаба изображения внутри размеченного контура в диапазоне до 50% от исходного
shear	10.0	Аффинные преобразования под углом до 10 градусов
perspective	0.0005	Изменение перспективы. Условный коэффициент.
flipud	0.1	Отражение изображения по вертикали с вероятностью 10 %
fliplr	0.5	Отражение изображения по горизонтали с вероятностью 50 %
mosaic	1.0	С вероятностью 100% преобразует четыре изображения в одно, объединяя их в одно
mixup	0.2	Линейная комбинация двух случайных изображений из датасета с вероятностью 20%

Еще одной критической проблемой в разработке описываемого программного модуля является загрузка в нейронную сеть спутникового снимка с трубопроводом большой протяженности. При большом масштабе трубопровод хорошо распознается СНС, но в снимок помещается небольшой участок. При уменьшении масштаба спутникового снимка увеличивается участок трубопровода в кадре, но он становится плохо различим СНС. Для решения этой проблемы предлагается использование API картографических сервисов, таких как «API Яндекс.Карты» или «ГИС-Панорама» [6], для автоматической загрузки и склеивания необходимых участков снимков. Применение данных сервисов позволит пользователю в малом масштабе выделить область, внутри которой необходимо сегментировать трубопроводы. Также, использование приведенных API решает проблемы привязки выделенных границ сегментированного трубопровода к глобальным координатам формата WGS-84 [7]. Далее, выделенную ограниченную область, без изменения качества снимка, преобразовать в серию связанных изображений в необходимом масштабе. Для связи изображений в единый «склеенный» снимок применяется алгоритм SIFT (Scale-Invariant Feature Transform) для обнаружения общих ключевых точек на границах снимков [8].

Пользовательский интерфейс, используемый для отладки программного модуля, а также результат работы сконфигурированной и обученной СНС приведены на рис. 2 и 3.

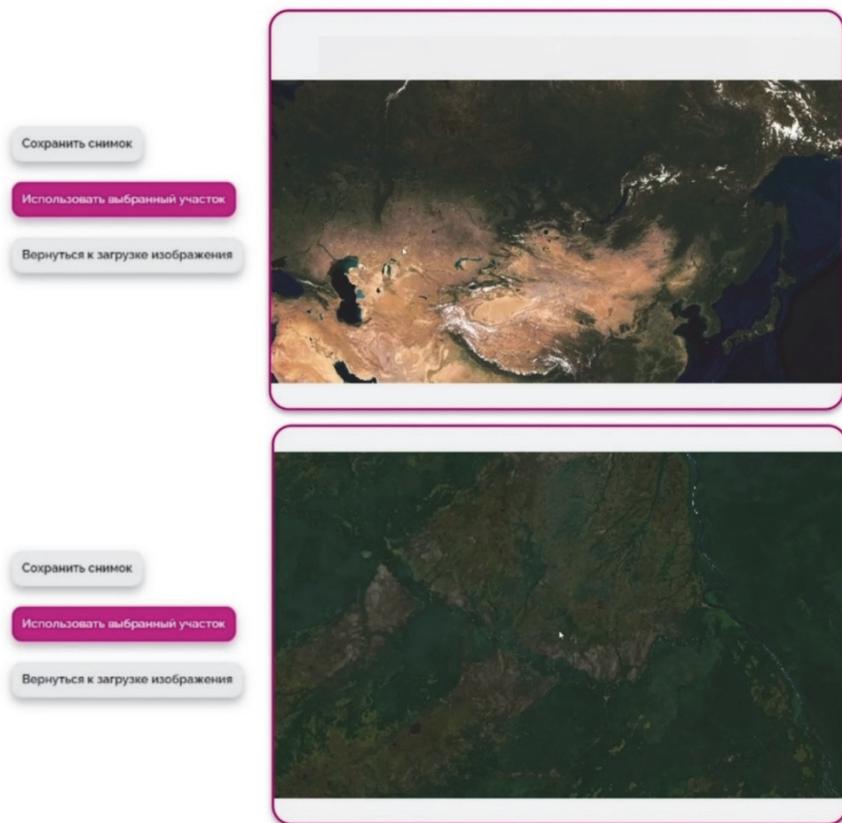


Рис. 2. Пользовательский интерфейс с демонстрацией подключения API «ГИС-Панорама»



Рис. 3. Демонстрация сегментации трубопровода СНС синим полигоном

Интеграция сверточных нейронных сетей в процесс планирования полетных заданий БПЛА для мониторинга трубопроводов представляет собой эффективное решение, позволяющее автоматизировать и оптимизировать данный процесс. Использование модели YOLO v8 Segmentation для сегментации трубопроводов на спутниковых снимках, расширение датасета с помощью аугментации на основе валидационных данных и разработка программного модуля для интеграции с планировщиками полетных заданий обеспечивают высокую точность и удобство использования системы.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Янишевский И.М., Арлазаров В.В. Обучение сверточной нейронной сети с автоматическим учетом искаженности входных данных // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2022. – Вып. 9.
2. Годунов А.И., Баламян С.Т., Егоров П.С. Сегментация изображений и распознавание объектов на основе технологии сверточных нейронных сетей // Reliability and quality of complex systems. – 2021. – № 3.
3. Label studio [Электронный ресурс] URL: <https://labelstud.io/> (дата обращения 17.08.2024).
4. YOLO documentation [Электронный ресурс]. - URL: <https://docs.ultralytics.com/ru/usage/cfg/#train-settings> (дата обращения 10.06.2024).
5. Петрова О.Г. Сегментация МРТ-изображений с использованием нейронных сетей [Электронный ресурс]. - URL: [https://dspace.spbu.ru/bitstream/11701/32557/1/VKR\\_PetrovaOG.pdf](https://dspace.spbu.ru/bitstream/11701/32557/1/VKR_PetrovaOG.pdf) (дата обращения 17.08.2024)
6. Web-геосервисы. Обзор современных решений [Электронный ресурс]. - URL: <https://habr.com/ru/articles/462011/> (дата обращения 10.06.2024).
7. Абдумуминов Б.О. Сравнение и анализ высоты систем СК-42 и WGS-84 // Экономика и социум. – 2024. – №6(121). – 1.
8. Сафонов А.С. Построение SIFT-дескрипторов и нахождение особых точек на изображениях // Известия ТулГУ. Технические науки. – 2017. – Вып. 2.

## УПРАВЛЕНИЕ БЕСКОЛЛЕКТОРНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К БЕСПИЛОТНЫМ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТАМ

П.М. Момот<sup>1</sup>, руководитель проекта; М.В. Момот<sup>2а</sup>, инж., к.т.н., доц.

<sup>1</sup>ООО Юрга-Технологии-Инновации

652050, Россия, Кузбасс, г. Юрга, ул. Ленинградская, 38

<sup>2</sup>Национальный исследовательский Томский политехнический университет,

Юргинский технологический институт ТПУ

652055, Россия, Кузбасс, г. Юрга, ул. Ленинградская, 26

E-mail: [pmomotmvi@yandex.ru](mailto:pmomotmvi@yandex.ru)

**Аннотация.** В статье описывается вариант управления двигателями постоянного тока на основе микроконтроллера и анализируются характеристики управления в зависимости от дополнительных элементов в схеме, даются рекомендации по выбору силовых ключей и драйвера управления транзисторами.

**Ключевые слова:** бесщеточный двигатель постоянного тока, плато Миллера.

**Abstract.** The article describes a variant of controlling DC motors based on a microcontroller and analyzes the control characteristics depending on additional elements in the circuit, provides recommendations on the choice of power switches and a transistor control driver.

**Keywords:** brushless DC motor, Miller plateau.

Для квадрокоптеров и схожих беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) с автономным питанием низкого напряжения (до 50 Вольт) в качестве преобразователя электрической энергии в механическую выступает электродвигатель постоянного тока, причем большую популярность заслужили бесщеточные двигатели постоянного тока, по сравнению с коллекторными машинами.

Несмотря на то, что коллекторные двигатели постоянного тока имеют лучшие показатели соотношения габаритов и мощности, в квадрокоптерных системах они применяются редко, по причине того, что сложно контролировать частоту вращения без датчика обратной связи, наличие которого обязует реализовать ряд аппаратных и программных решений, увеличивающих габариты аппарата. Однако их удобно применять в качестве тягового двигателя, например, на БПЛА самолетного типа.

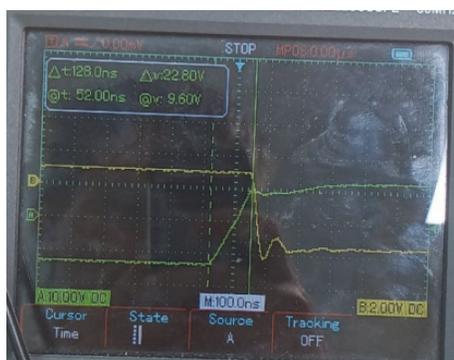
В данной статье приводится пример драйвера и алгоритма системы управления двигателями постоянного тока, описанными выше, на основе микроконтроллера серии motor control (примеры STM32F, ARM32F, GD32F) особенностью серии является наличие продвинутого таймера, позволяющего формировать аппаратные задержки мертвого времени, что необходимо для корректной работы системы управления двигателем.

На рис. 1 приводится электрическая принципиальная схема драйвера управления двигателем.

Основными элементами драйвера являются:

1. Драйвер управления полевыми транзисторами (DD2 на схеме).
2. Элементы бутстрепного питания драйвера (VD1, C3 для фазы W, по аналогии для фаз U и V).

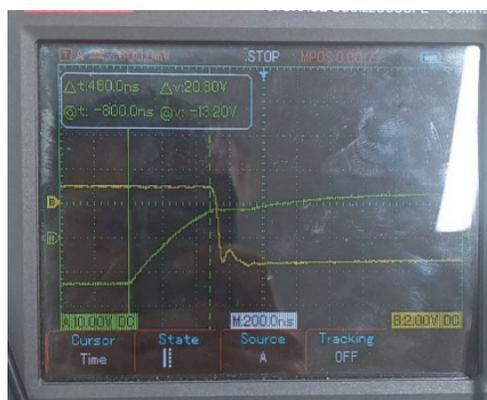




а



б



в

Рис. 2 Характеристики переходного процесса на затворе транзистора:  
 а - 10 Ом без емкости; б - 10 Ом с емкостью 10 нФ; в - 20 Ом с емкостью 10нФ

Время зарядки конденсатора до плато Миллера определяет нежелательную потерю мощности, которая уходит на нагрев транзистора, учитывая, что частота широтно-импульсной модуляции сигнала порядка 10-15 кГц, то для автономной системы эти потери являются значимыми. Как видно из рис. 1 транзисторы нужно выбирать с минимальной емкостью затвора, а драйвер управления транзисторами с максимальным управляющим током (можно делать транзисторный буфер в виде комплементарной пары транзисторов для усиления токовых характеристик драйвера, но в системах с ограниченным местом это не рационально).

Для управления двигателем применяется алгоритм управления BLDC мотором, подразумевающий поочередное чередование положения вектора тока в фазах U, V, W, без промежуточных положений вектора тока (см. табл. 1).

Т а б л и ц а 1

**Алгоритм работы системы управления двигателем**

Номер последовательности	Открываемые транзисторы
1	VT1,VT5
2	VT1,VT6
3	VT2,VT6
4	VT2,VT4
5	VT3,VT4
6	VT3,VT5

Драйвер должен обеспечивать защиту от резкого изменения задания на частоту вращения двигателя, иначе происходит потеря синхронизации поля двигателя и двигатель останавливается или не разгоняется. Для предотвращения явления потери синхронизма поля обмоток с полем магнитов применяется задатчик интенсивности, который при задании от полетного контроллера на резкое изменение скорости меняет ее ступенчато или по линейной траектории разгона, не давая двигателю выпасть из синхронизма.

**СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ**

1. *Анучин А.С.* Системы управления электроприводов: учебник для вузов / А.С. Анучин. – М.: Издательский дом МЭИ, 2015.–373 с.
2. *Момот П. М.* Применение преобразователя частоты и датчика тока для управления вентиляльным электродвигателем / П. М. Момот, А. А. Шилин // Современные проблемы машиностроения: сборник трудов XIII Международной научно-технической конференции, г. Томск, 26–30 октября 2020 г. – Томск: Томский политехнический университет, 2020. – С. 105–106.

## МОДЕЛЬ ЕМКОСТНОГО 3-D МЭМС АКСЕЛЕРОМЕТРА

А.В. Гридчин, к.т.н, доц.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail: gridchin@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** В статье представлена модель емкостного 3-D МЭМС акселерометра в виде круглой кремниевой мембраны, способная перемещаться в любом из трех взаимно перпендикулярных направлений, рассмотрена идея ее использования, физические принципы ее построения, предложена конструкция электродной группы для сенсора такого типа.

**Ключевые слова:** МЭМС, акселерометр, метод конечных элементов, моделирование.

**Abstract.** The article presents a model of a capacitive 3-D MEMS accelerometer in the form of a round silicon membrane capable of moving in any of three mutually perpendicular directions, considers the idea of its use, the physical principles of its construction, and proposes the design of an electrode group for a sensor of this type.

**Keyword:** MEMS, accelerometer, finite-element method, modeling.

## 1. Введение

В настоящее время акселерометры являются одним из важнейших видов сенсоров, востребованных современной жизнью. Наряду с сенсорами давления, акселерометры составляют комплекс измерительных средств, применяемых для построения устройств различного назначения, начиная от игрушек LEGO до подводной и космической техники. Особенную важность акселерометры приобрели в настоящее время, поскольку они входят в комплекс навигационного оборудования, применимого для создания беспилотных аппаратов воздушного, наземного, надводного и подводного базирования.

Важность применения акселерометров для беспилотных аппаратов подчеркнута следующими соображениями. Известно, что управление таким аппаратом осуществляет оператор, находящийся на удалении от него. Это управление осуществляется посредством радиосигнала, отправляемого на приемное устройство аппарата. Такое управление требуется постоянно, а следовательно, есть нужда в постоянной передаче управляющего сигнала. Однако применение современных средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ) позволяет заглушить управляющий сигнал, после чего управление беспилотным аппаратом будет потеряно. Следовательно, его необходимо оборудовать устройством, которое позволяло бы ему ориентироваться в пространстве самостоятельно.

Автономное движение беспилотных аппаратов возможно в том случае, если они имеют возможность самостоятельно загружать в свое запоминающее устройство координаты, получаемые в качестве отклика от внешней навигационной системы, такой как GPS или ГЛОНАСС. Однако спутниковая группировка при определенных

обстоятельствах также может быть выведена из строя, либо сигнал, поступающий от нее на беспилотный аппарат, также может быть заглушен средствами РЭБ. Поэтому такой аппарат должен обладать способностью ориентироваться и двигаться самостоятельно, не прибегая к каким бы то ни было внешним информационным сигналам.

Для правильной ориентации в пространстве необходимо измерять три компоненты ускорения. Это можно осуществить, например, синхронизируя работу трех одноосных акселерометров, установленных в различных осях координат. Однако подобная синхронизация трех отдельных устройств весьма затруднительна ввиду накопления вычислительной ошибки. С этой точки зрения желательной представляется разработка и создания устройства, которое могло бы измерять ускорение сразу по трем координатным осям. Такое устройство получило название 3-D акселерометр.

## II. Принцип работы

Сенсоры ускорения (акселерометры) известны в мире с 1979 года, когда студентка Стэнфордского университета *Линн Мишель Ройланс* [1] под руководством профессора *Джеймса Энджелла* построила устройство для управления работой миокарда. Это устройство имело тензорезистивный принцип измерения и кантилевер, способный перемещаться в вакууме под воздействием приложенного извне ускорения (рис. 1). Тензорезисторы, сформированные методом фотолитографии у края жесткого заземления кантилевера, подвергались растяжению и сжатию, изменяли форму и сопротивление, что приводило к его увеличению или уменьшению. В свою очередь, это приводило к изменению выходного сигнала такого устройства. Дальнейшие исследования позволили выяснить, что для успешной работы тензорезистивного акселерометра не требуется специальная камера с созданным в ней вакуумом, что существенно упростило конструкцию. Такой прибор позволял измерять ускорение с погрешностью не более 0,001g. Он был испытан на нагрузку  $\pm 200g$ , его чувствительность оказалась равной  $\sim 50$  мкВ/g. Температурный коэффициент был в пределах 0.2 ... 0.3 %/град, резонансная частота оказалась равна 2330 Гц.

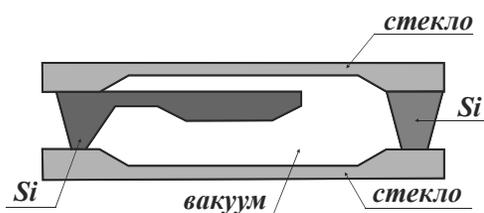


Рис. 1. Тензорезистивный акселерометр

Емкостные акселерометры – другой тип акселерометров, не менее распространенный, чем тензорезистивные. В качестве емкостного акселерометра может применяться точно та же конструкция, что и изображенная на рис. 1. Но если в уже рассмотренном случае информацию о величине ускорения можно было получить из растяжения

и сжатия тензорезисторов, то в случае емкостного акселерометра перемещение инерционной массы изменяет емкость конденсатора, образованного подвижным элементом и неподвижными крышками устройства. Однако это далеко не единственный, и не самый эффективный способ определения ускорения. В современных конструкциях инерционной массы, а также и электродам емкостных акселерометров придают **гребенчатую форму**. Для лучшего понимания причин этого рассмотрим физико-математическую модель емкостного акселерометра.

### III. Физико-математическая модель акселерометра

Начать рассмотрение необходимо с представления об электрической емкости некоторого конденсатора, который будем считать элементарной ячейкой рассматриваемой нами сложной конструкции. Такая элементарная ячейка изображена на рис. 2.

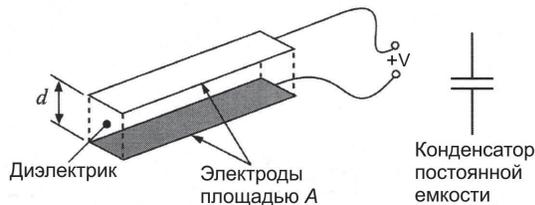


Рис. 2. Элементарная емкостная ячейка и ее изображение на схеме [2]

Электрическую емкость этой ячейки можно выразить простой формулой:

$$C = \frac{\epsilon A}{d}, \quad (1)$$

где  $\epsilon$  – диэлектрическая проницаемость материала диэлектрика.

Однако в реальности ее форма подвергается изменениям, в частности, один из электродов может двигаться, как показано на рис. 3.

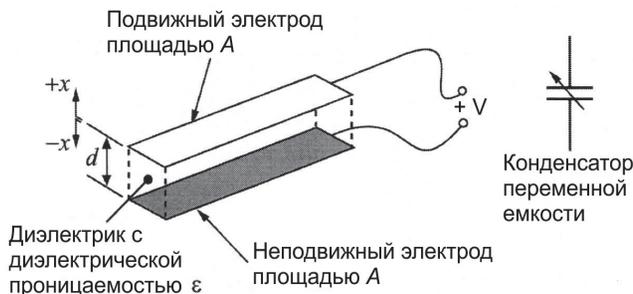


Рис. 3. Элементарная ячейка с одним подвижным и одним неподвижным электродами [2]

Конденсатор, образованный одним подвижным и одним неподвижным электродами, будет иметь переменную емкость:

$$C = \frac{\varepsilon A}{d + x}, \quad (2)$$

где  $x$  – смещение подвижного электрода относительно неподвижного.

Элементарную ячейку переменной электрической емкости можно построить и на других принципах, проиллюстрированных на рис. 4.

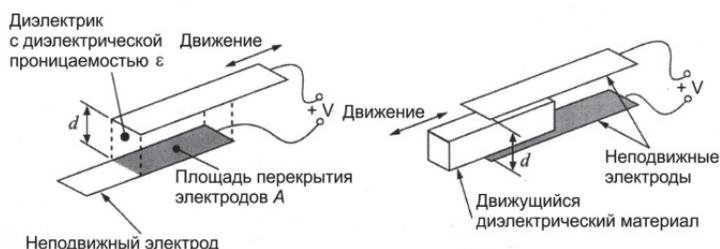


Рис. 4. Альтернативные способы изменения емкости элементарной ячейки

Верхний подвижный электрод может двигаться не только по вертикали, но и по горизонтали, так, что площадь перекрытия подвижного и неподвижного электродов может быть переменной. Кроме того, оба электрода могут быть подвижными и двигаться навстречу друг другу относительно неподвижного диэлектрика, а могут быть неподвижными – в этом случае будет двигаться сам диэлектрик. Все подобные концепции с успехом могут быть положены в основу работы емкостных акселерометров. Однако наибольшее распространение среди всех идей построения элементарной емкостной ячейки получила идея, созданная на основе моста Уитстона, и получившая название «полумостовая схема» (рис. 5).

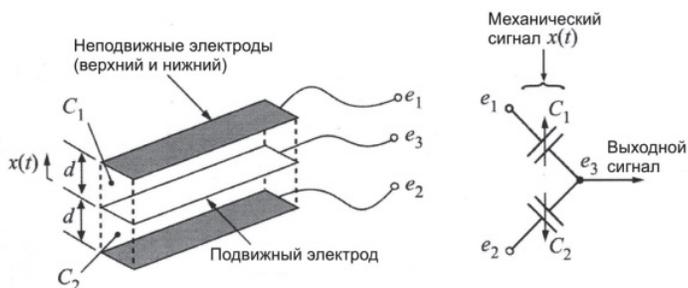


Рис. 5. Полумостовая схема элементарной емкостной ячейки

В этой ячейке один подвижный электрод находится между двумя неподвижными, при этом на неподвижные электроды поданы входные потенциалы  $e_1$  и  $e_2$ , в то время как выходной потенциал  $e_3$  снимается с подвижного электрода. При подаче на систему

внешнего механического сигнала, т.е. при возникновении ускорения, подвижный электрод смещается на некоторое расстояние в пределах зазора  $d$  между подвижным и неподвижным электродами. Это смещение вызывает изменение емкостей  $C_1$  и  $C_2$ , причем, одна из них увеличивается, а другая – уменьшается. Если предполагать, что изначально емкость каждой из половинок такого составного конденсатора равна  $C_0$ , тогда изменения емкостей будут выражаться уравнениями:

$$C_1 = C_0 + \Delta C_1 \quad C_2 = C_0 - \Delta C_2. \quad (3)$$

В соответствии с обозначениями, введенными на рис. 2–5, формулы (3) можно переписать в виде:

$$\Delta C_1 = \frac{\varepsilon A}{d-x} - \frac{\varepsilon A}{d}; \quad \Delta C_2 = -\frac{\varepsilon A}{d+x} + \frac{\varepsilon A}{d}. \quad (4)$$

$$\Delta C_1 = \frac{\varepsilon Ax}{d^2 - xd}; \quad \Delta C_2 = \frac{\varepsilon Ax}{d^2 + xd}. \quad (5)$$

Поскольку для большинства измеряемых ускорений выполняется условие  $x \ll d$ , в формулах (5) можно пренебречь слагаемым  $xd$ , и записать окончательно:

$$\Delta C(x) = \frac{\varepsilon A}{d^2} x. \quad (6)$$

Таким образом, изменение емкости как верхней, так и нижней половинок элементарной емкостной ячейки оказывается прямо пропорциональным величине механического смещения центрального подвижного электрода. Поскольку входные электрические потенциалы  $e_1$  и  $e_2$  поддерживаются постоянными, изменение емкостей влияет на потенциал центрального подвижного электрода. Тогда и выходной электрический сигнал, снимаемый с узла  $e_3$ , будет зависеть от этого механического смещения, а оно, в свою очередь, будет зависеть от ускорения, которое испытывает прибор.

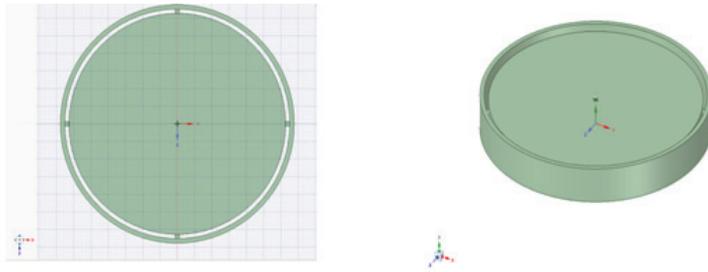
#### IV. Конечно-элементная модель акселерометра

В качестве рабочей была принята модель кремниевой структуры в виде опорного кольца с диском, свободно подвешенным на четырех торсионах (рис. 6).

Такая конструкция позволяет диску свободно перемещаться в различных направлениях, в том числе: параллельно вертикальной оси кольца, осуществлять наклоны относительно осей, проходящих через пары соответствующих торсионов, а также ограничено смещаться и вращаться в плоскости кольца. Таким образом, в данной системе возможно возбуждение различных мод колебаний (рис. 7–8).

Параметры модели были заданы следующие:

- Подвижная масса  $500 \times 50$  мкм;
- Упругие подвесы:  $10 \times 10 \times 5$  мкм;
- Внешняя часть неподвижной рамки  $540 \times 70$  мкм.



*а* *б*

Рис. 6. Чертеж круглой структуры:  
*а* – двумерный; *б* – трехмерный

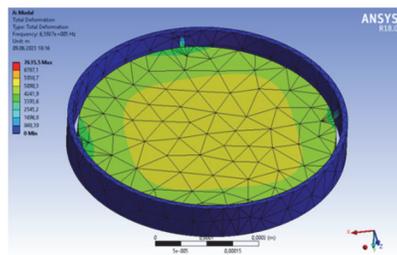
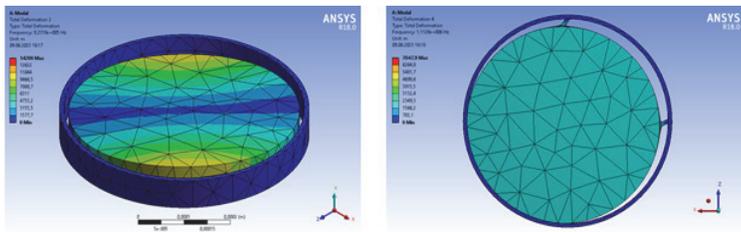
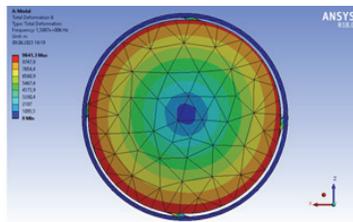


Рис. 7. Деформации при вертикальных колебаниях



*а* *б*



*в*

Рис. 8. Различные моды колебаний структуры:  
*а* – вторая; *б* – четвертая; *в* – первая

Возбуждение указанных мод показало, что рассмотренную структуру действительно можно взять за основу моделирования 3-D акселерометра, задав при моделировании параметры, требуемые для разрабатываемого устройства.

Для управления предложенным устройством создана модель системы электродов, представленная на рис. 9.

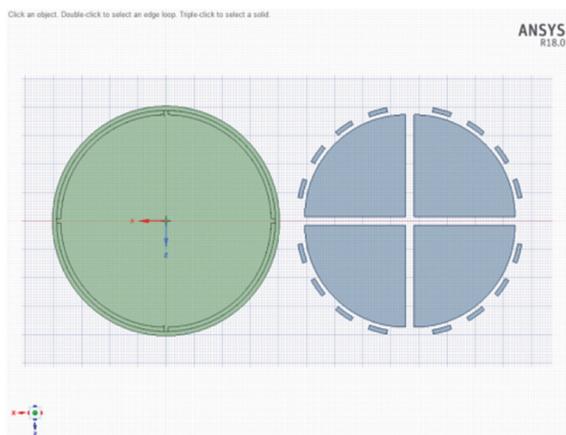


Рис. 9. Электродная группа для управления структурой

Результаты расчетов, проведенных по итогам моделирования, показали хорошее соответствие с теоретически ожидаемыми. Как показали расчеты, первых шести мод колебаний оказалось достаточно для достижения точности расчета 78–90%. Для улучшения точности можно рассматривать и другие возможные моды колебаний, дающие, однако, небольшой вклад в общий колебательный спектр рассматриваемой структуры.

Основное управление колебаниями структуры осуществляют 4 больших электрода, измеряющие емкость сверху и снизу от колеблющейся мембраны. При этом четыре электрода вместо одного позволяют исключить изменение емкости при неравномерном качании инерционной массы. Кроме этого, по окружности опорного кольца сделаны еще 16 электродов, измеряющих емкость мембраны при ее движении в плоскости опорного кольца (первая, вторая и четвертая моды колебаний). Измерение производится при их попарном параллельном включении. Поскольку ёмкость в том числе существенно зависит и от формы электрического поля, влияние угловых ускорений также будет исключаться взаимной работой электродов.

Количество электродов в каждом направлении измерений можно увеличить, тогда возрастёт и точность выходных показаний. Не рекомендуется располагать электроды близко к упругим подвесам, поскольку их деформация может влиять на измеряемую ёмкость, а также вблизи упругих подвесов располагается ось жесткости инерционной массы, что значит, что её перемещения в этой области будут отличаться от таковых вне этой области.

## В. Выводы и заключение

Рассмотренная структура позволяет сделать главный вывод о том, что принципиально возможно разработать 3-D кремниевый акселерометр, способный с удовлетворительной точностью измерять три компоненты внешнего ускорения. Прибор, построенный на основе рассмотренной структуры, будет обладать большими возможностями для масштабирования, а следовательно, возможностью применения в различных по размерам конструкциях. Такой вывод внушает оптимизм и открывает дорогу к дальнейшим исследованиям. В то же время рассмотренная модель далека от совершенства, нуждается в дальнейшем уточнении и верификации, а также в экспериментальной проверке на тестовых образцах.

## СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Lynn Michelle Roylance and James B. Angell*. A Batch-Fabricated Silicon Accelerometer. // IEEE Trans. on Electron Dev. – 1979. – Vol. ED-26. – No.12. – P. 1911-1917.
2. *Thomas M. Adams, Richard A. Layton*. Introductory MEMS: Fabrication and Applications. – New York: Springer Science + Business Media, LLC. – 2010. – 444 p.

## СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ШУМОПОДОБНЫХ СИГНАЛОВ В СИСТЕМАХ НАВИГАЦИИ

И.Д. Гельбутовский<sup>1</sup>, студ., В.П. Ющенко, д.т.н.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

*<sup>1</sup>E-mail: ivangelbutovski@icloud.com*

**Аннотация.** Данная научная статья посвящена изучению основных аспектов применения шумоподобных сигналов в системах навигации. В работе проведен анализ систем с шумоподобными сигналами, исследовано применение таких сигналов в системах управления, а также рассмотрены перспективы их применения для систем навигации. Данное исследование может быть полезно как систематизация существующих знаний и разработок систем навигации, а также как анализ последних улучшений в основных аспектах применения шумоподобных сигналов для построения систем навигации.

**Ключевые слова:** системы навигации, шумоподобные сигналы, оптимальная фильтрация, корреляционная функция, глобальная навигационная спутниковая система.

**Abstract.** This scientific article is dedicated to the study of the fundamental aspects of noise-like signals application in navigation systems. The paper presents an analysis of systems using noise-like signals, investigates the application of such signals in control systems, and explores the prospects for their use in navigation systems. This research can be valuable for both systematizing existing knowledge and developing navigation systems, as well as analyzing the latest improvements in the fundamental aspects of noise-like signals application for navigation system construction.

**Keywords:** navigation systems, noise-like signals, optimal filtering, correlation function, global navigation satellite system.

### Введение

В настоящее время системы навигации прочно вошли в повседневную жизнь, от игр и приложений до промышленных и военных применений. Вместе с их развитием возрастает необходимость обеспечить более точную и надежную навигацию для различных целей. Интересным направлением считается использование шумоподобных сигналов в системах навигации. Шум, как непредсказуемая составляющая сигнала, может быть использована для повышения разрешения и надежности детектирования объектов, а также для обеспечения более эффективной оценки параметров местоположения и движения. В данной статье мы рассмотрим основные особенности шумоподобных сигналов, анализ современных достижений и перспективы развития применения шумоподобных сигналов в системах навигации.

### Анализ систем с шумоподобными сигналами

Использование шумоподобных сигналов представляет серьезный шаг в усложнении анализа сигналов. В отличие от более простых сигналов, таких как импульсные и частотно-модулированные, где анализ проводится по параметрам, шумоподобные

сигналы анализируются исключительно по их форме. Это позволяет более точно обрабатывать сигналы, повышая их помехоустойчивость и улучшая прием полезного сигнала. Литература по этой теме содержит много теории и практики, но основная цель применения шумоподобных сигналов - достижение оптимальности системы, выражаемой в максимизации отношения сигнал/шум на выходе. Оптимальная фильтрация может быть достигнута с помощью согласованных фильтров и корреляторов, которые представляют анализ сигналов в частотной и временной областях, соответственно.

Для построения согласованного фильтра необходимо заранее знать частотный спектр принимаемого сигнала. В противном случае система оптимальной фильтрации должна содержать несколько фильтров, каждый из которых должен быть согласован с сигналом, имеющим присущий ему частотный спектр, или следящий фильтр с перестраиваемой частотной характеристикой.

Коррелятор сводит к определению взаимной корреляционной функции ожидаемого сигнала и принятого сигнала. Это достигается сравнением принятого сигнала с переданным, задержанным на время. Для построения коррелятора необходимо знать величину задержки. Если она заранее неизвестна, то коррелятор должен иметь либо линию с переменной задержкой, либо несколько линий с различными задержками.

Конечный эффект при обоих методах оптимальной фильтрации оказывается идентичным, так как энергетические спектры связаны с корреляционной функцией взаимно однозначным преобразованием.

В радиолокации для определения запаздывания и частоты отраженного сигнала требуется его анализ. Оптимальная фильтрация обеспечивает очищенную от помех форму сигнала, называемую корреляционной функцией. Ее модуль (функция неопределенности) зависит от величины запаздывания и частотного сдвига, что позволяет определять дальность и скорость отражающего объекта.

Теория сигналов рекомендует использование шумоподобных сигналов для максимальной точности и разрешающей способности. В системах ближней радиолокации с такими сигналами возможно применять как временные, так и спектральные методы обработки.

Временная обработка заключается в измерении задержки опорного сигнала, которая компенсирует запаздывание отраженного сигнала. Этот подход реализован в цифровом широкополосном корреляторе, сравнивающем полярность выборок из опорного и отраженного сигналов.

Коррелятор выдает сигнал, соответствующий задержанной автокорреляционной функции опорного сигнала. Задержка, при которой достигается пик корреляции, пропорциональна дальности до объекта. При движении объекта выход коррелятора колеблется с доплеровской частотой.

После коррелятора сигнал преобразуется в аналоговую форму и фильтруется. В зависимости от ширины полосы фильтра система может работать в разных режимах. В случае использования широкополосного фильтра происходит индикация всех объектов. При узкополосном полосовом фильтре на выходе индуцируются неподвижные

объекты, а при использовании узкополосного заграждающего фильтра распознаются движущиеся объекты.

С использованием стробов дальности и качающейся центральной частоты фильтра можно анализировать спектр доплеровских частот.

### **Исследования применения шумоподобных сигналов в системах управления**

Статья [1] посвящена исследованию применения широкополосных хаотических сигналов, таких как белый шум, в активной радиолокации и акустической локализации. Обсуждается, как эти сигналы, благодаря своим характеристикам, могут обеспечить высокую точность в определении дальности и скорости целей. Использование разнесённых малогабаритных приёмников позволяет улучшить определение угломестных характеристик объектов с помощью интерферометрии.

Несмотря на теоретическую привлекательность белого шума, его практическое применение затруднено, поэтому статья рассматривает использование длительных хаотических сигналов с полосой около октавы, которые обеспечивают требуемую точность и однозначность измерений. Подробно описаны сложности обработки таких сигналов, основывающиеся на корреляционных методах, а также проблемы, связанные с их оцифровкой в микроволновом диапазоне.

Работа содержит описание экспериментальных исследований, проведённых с радиолокатором, использующим аналогичные сигналы, и демонстрирует высокую эффективность определения координат и скорости объектов в радиолокации. Также рассматривается возможность работы с гидролокацией на более низких частотах, что упрощает обработку сигналов с помощью стандартной компьютерной техники.

Статья [2] посвящена разработке и исследованию шумового радиолокатора на основе сверхширокополосных радиолокационных технологий. Эти технологии характеризуются высокой электромагнитной совместимостью и могут эффективно использоваться для создания радиолокационного портрета объектов, а также в системах мониторинга, позиционирования и управления в условиях помех.

В работе представлен макет шумового радиолокатора, работающего в 8-мм диапазоне с шириной спектра частот шумового сигнала до 1 ГГц и использующего двойную спектральную обработку. Эксперименты, проведенные в лабораторных условиях, показали разрешающую способность по дальности примерно 15 см. Также исследовалась помехоустойчивость радиотехнического канала при воздействии двух типов помех — узкополосной синусоидальной и широкополосной, согласованной по спектру. Результаты экспериментов показали, что предел помехоустойчивости макета радиолокатора составляет примерно 25 дБ для обоих типов помех.

Авторы статьи [3] разрабатывают алгоритм для адаптивных систем радиосвязи, который позволяет одновременно передавать информационные сообщения и команды управления радиостанцией в одном канале.

Предлагается методология оценки параметров шумоподобных сигналов, используемых для передачи управляющей информации. В отличие от традиционных методов,

которые требуют дополнительных канальных ресурсов и создают перерывы в связи, предлагается передавать служебную информацию в общей полосе частот с помощью шумоподобных широкополосных сигналов. Эти сигналы обладают корреляционными функциями и спектром плотности, близкими к характеристикам квазизелого шума, что позволяет повышать эффективность использования частотного диапазона.

В заключении подчеркивается, что применение предложенного алгоритма улучшает информационную эффективность радиосетей за счет одновременной передачи как оперативной, так и служебной информации, минимизируя перерывы в связи и обеспечивая достоверность передачи сообщений.

### **Перспективы применения шумоподобных сигналов для систем навигации**

Шумоподобные сигналы имеют различные преимущества, такие как высокая помехозащищенность, скрытность и возможность широкополосной передачи данных. В данном контексте исследование и применение шумоподобных сигналов для систем навигации открывает новые перспективы для разработки более эффективных и точных методов определения местоположения.

Сначала стоит обратить внимание на перспективы развития ГЛОНАСС (глобальная навигационная спутниковая система), где одним из главных направлений является переход на кодовое разделение каналов и использование различных вариантов ВОС (Binary Offset Carrier) сигналов. Для увеличения помехозащищенности и качества сигнала можно использовать частотное разделение, включая замкнутый следящий контур Костаса, который увеличивает время когерентного накопления сигнала и повышает устойчивость к помехам.

Для обработки шумоподобных сигналов в системах навигации могут использоваться специализированные приборы, такие как СБИС 1879ВЯ1Я источник [4]. Структурная схема этой микросхемы предусматривает оцифровку и предварительную обработку сигналов от навигационных космических аппаратов. Программируемые характеристики этой микросхемы позволяют использовать её не только в навигационных целях, но и для обработки шумоподобных сигналов в целом, что открывает возможность строить программно-определяемые радиосистемы.

Обработка шумоподобных сигналов требует значительных вычислительных ресурсов, так как первоочередная задача состоит в обнаружении таких сигналов, что сводится к поиску синхронизирующей последовательности. В цифровых приемниках для обнаружения шумоподобных сигналов используется обработка в согласованном фильтре, где различные варианты обработки таких сигналов могут быть применены в зависимости от их характеристик и доступных аппаратных ресурсов.

В целом, применение шумоподобных сигналов для систем навигации открывает новые перспективы для повышения помехозащищенности и точности определения местоположения. Специализированные микросхемы, такие как СБИС 1879ВЯ1Я, обеспечивают возможность использования программно-определяемых радиосистем для обработки шумоподобных сигналов в контексте навигационных приложений.

### Заключение

Данная научная статья подчеркивает важную роль применения шумоподобных сигналов в системах навигации. В ходе работы был проведен анализ систем с шумоподобными сигналами, а также исследованы потенциальные возможности применения данных сигналов в системах навигации. Было также выявлено, что шумоподобные сигналы обладают рядом преимуществ, таких как устойчивость к помехам и способность обеспечивать высокую надежность и точность навигационных систем.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Залогин Н.Н., Калинин В.И., Скнаря А.В.* Активная локация с использованием широкополосных хаотических сигналов // Ренсит. – 2011. – Том 3. – Номер 1. – С. 3–17.
2. *Колесов В. В., Мясин Е. А.* Шумовой радиолокатор миллиметрового диапазона // РЭНСИТ. – 2018. – Том 10. – Номер 2. – С. 235–256.
3. *Назаров С.Н., Шагарова А.А.* Применение шумоподобных сигналов при передаче команд по каналам управления радиосвязи // Научный вестник МГТУ ГА. – 2011. – № 164. – С. 43–47. – УДК 517.9.
4. *Ландышев С. В., Клименко М. Ю.* СБИС 1879ВЯ1Я. Обработка шумоподобных сигналов // ЗАО НТЦ «Модуль».

## КАМЕРЫ В РОБОТОТЕХНИКЕ

О.Р. Умхаев, студ.

*Сибирский госуниверситет телекоммуникаций и информатики  
630102, Россия, Новосибирск, ул.Кирова, 86  
E-mail: oleg.r3f@gmail.com*

**Аннотация.** Статья рассматривает камеры в робототехнике, как они работают, их виды и разницу между ними. Рассматриваются основные алгоритмы распознавания объектов, которые могут позволить роботам самостоятельно определять, что перед ними находится принимать решения в реальном времени.

**Ключевые слова:** камера, CCD, CMOS, компьютерное зрение, изображение, роботы, робототехника.

**Abstract.** The article examines cameras in robotics, how they work, their types and the difference between them. The main algorithms for object recognition are considered, which can allow robots to independently determine what is in front of them and make decisions in real time.

**Keywords:** camera, CCD, CMOS, computer vision, image, robots, robotics.

### 1. Введение

Робототехника в современном мире становится все более востребованной, количество отраслей в которых она применяется постоянно увеличивается, к примеру в медицине, промышленном производстве, в автомобилях и дронах. Камеры в робототехнике имеют возможно, что самую главную роль, поскольку автономному роботу, как и человеку, который получает 90% информации через глаза, необходимы камеры. Так же робот должен уметь различать объекты, которые он видит.

В этой статье, мной было рассмотрены типы камер, их свойства и разница между ними, их применения в реальном мире связанной с робототехникой. Так же рассмотрели, как работает компьютерное зрение, привели примеры использования. Рассмотрев эти аспекты, можно будет понять почему камеры для робота являются необходимой частью.

### 2. Типы камер

Камера в робототехнике нужна для захвата изображений и использование их для получения информации в процессе обработки. Изображение создается по пикселям, что бы система компьютерного зрения могла определить есть ли необходимый признак или нет, этот метод именуется извлечением признаков из изображения. Есть два основных категории методов для определения объектов. Первый из методов основанный на модели, функции кодируются вручную. Второй метод сделан на основе данных. А именно на машинном обучении, он стал более распространённым с развитием новых алгоритмов для обучения.

Для робототехники нужно качественное изображения, а в стандартных потребительских камерах изображения сжимаются, что не идеально для поставленных задач. Камеры так же выбираются специально для каждой сферы использования, скорости с которой движутся объекты, требованию к пространству, температур рабочей среды, освещения и конечно же стоимости [1].

Камеры для сканирования площади оснащены прямоугольным датчиком со множеством пикселей, которые позволяют одновременно захватить все изображение. Такой тип камер может быть использован на роботизированных складах, предприятиях, в местах с большой площадью. Камеры линейного сканирования используются для высокоскоростных приложений, захватывая несколько строк пикселей для создания изображения. Такой тип камер используют для роботизированной проверки на высоких скоростях, к примеру сортировка почты, проверка качества или качество печати.

Если нет необходимости в передаче света используют монохромные камеры. Они способны передавать более детализированные изображения, чем цветные, поскольку у них нет цветного фильтра.

CCD или прибор с зарядовой связью, являются не сложными устройствами на своей поверхности, что делает их менее дорогими. (рис. 1). Датчики с CCD хорошо справляются с задачами при низкой освещённости и где низкая скорость, потому что, они способны захватывать больше света, чем камеры с датчиками CMOS, и у них меньше шумов, более точная цветопередача.

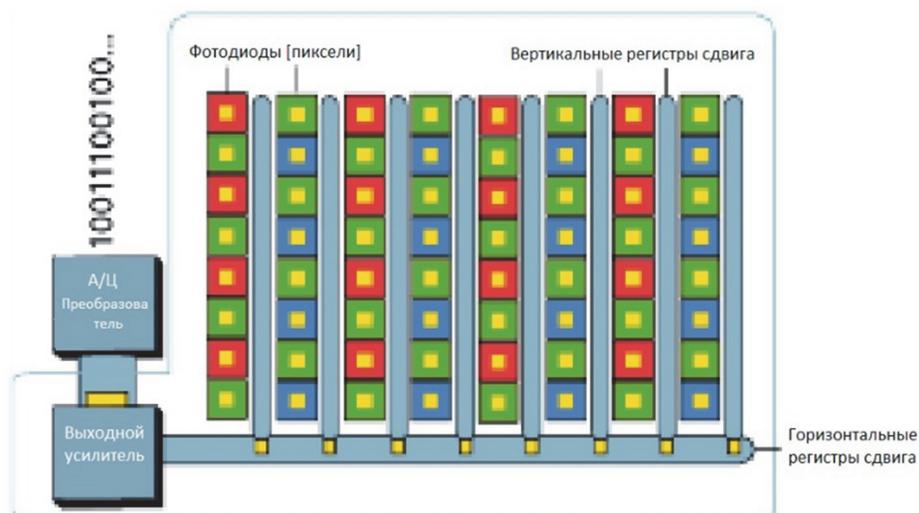


Рис. 1. Схема строения матрицы CCD [2]

CMOS или комплементарный металл оксидный проводник, обладает свойством преобразовании света в электронные сигналы, находится на внешней части датчика, благодаря чему информация передается быстрее. (рис. 2). Датчики с CMOS обладают более широким динамическим диапазоном, по сравнению с CCD.

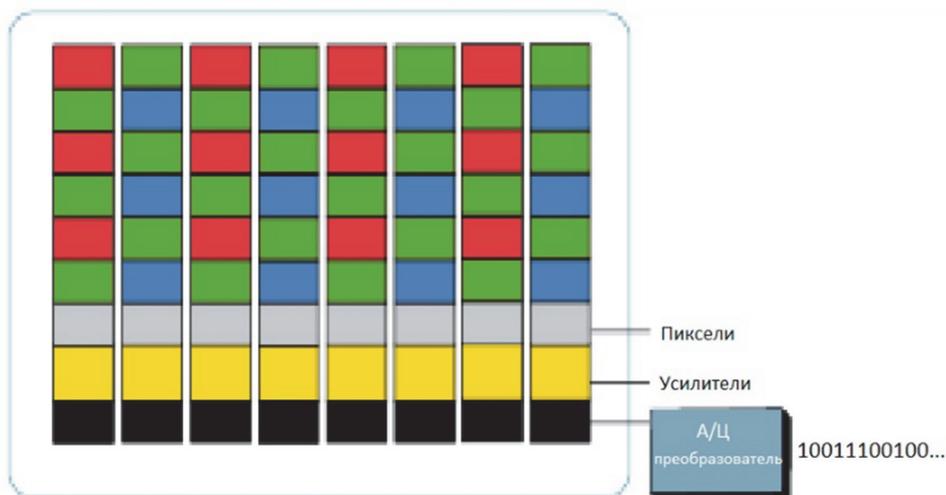


Рис. 2. Схема строения матрица CMOS [2]

Рассмотрим пару типов затворов, а именно скользящие и глобальные. Скользящие затворы используются только в камерах с CMOS, для построочного сканирования изображения. Камера с таким затвором склонна искажать изображения, при плохом освещении или при быстром движении объектов, из-за захвата изображения линиями, которые компонуется в одно изображение. Глобальный затвор может осветить всю площадь датчика одновременно, уменьшая количество шумов, но увеличивает цену [2].

Частота кадров камеры отвечает за количество изображений, которые камера может сделать за одну секунду. Высокая частота кадров нужна для быстро движущихся задач, таких как контроль качества или сортировка почты. Камеры с низкой частотой кадров может быть использована в микроскопах.

### 3. Распознавание объектов

Распознавание объектов является задачей компьютерного зрения. Оно работает следующим образом: для начало обнаруживает объект, затем определяет является ли он заданным для категории по его параметрам, а затем распознает объект. Так же программное обеспечение может помечать объекты, присваивая им характеристики, которые имеются в алгоритме [1]. Благодаря этому можно идентифицировать изображение, к примеру собаки и определить ее породу. К примеру, библиотеку OpenCV можно использовать для распознавания объектов, для обучения алгоритма.

Различные методы могут быть использованы алгоритмом для распознавания и маркирования объектов:

- *соответствие шаблону* – этот метод сравнивает объекты, используется для распознавания символов, объектов;

- *сопоставление по цвету* – если цвет является основным отличительным признаком, то можно использовать этот алгоритм;
- *активное и пассивное* - пассивное распознает объекты на существующих объектах, а активное живое изображение, к примеру через камеру телефона в реальном времени;
- *распознавание, основываясь на форме* – работает так же, как по цвету, только основываясь на форме [3].

Технологию распознавания объектов можно использовать в автоматизированной индустрии для распознавания объектов во круг беспилотного автомобиля; в наблюдение и безопасности для предприятий, чтобы распознавать лица или объекты; в розничной торговле для обнаружения клиентов и отслеживание их перемещения по магазинам, к примеру автономный магазин Amazon Go, где нет сотрудников.

#### 4. Заключение

Рассмотрев камеры и способы распознавания объектов можно с уверенностью сказать, что они являются важной частью в робототехнике, предоставляя необходимую информацию, которая помогает роботам воспринимать окружающую среду и взаимодействовать с ней. В независимости для чего использована камера, она может расширить возможности и эффективность робота.

Перспективным направлением для робототехники является искусственное зрение с машинным обучением. Роботы со машинным зрением могут быть использованы в медицине, промышленности и так далее. Камеры, как и их программная часть, связанная с распознаванием объектов являются одним из самых важных факторов в робототехнике давая роботам возможность воспринимать окружающий мир.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Компьютерное зрение. Теория и алгоритмы / пер. с англ. А. А. Слинкин. – М.: ДМК Пресс, 2019. – 506 с.
2. A Guide to the Cameras Used in Robotics // AZO ROBOTICS URL: <https://www.azorobotics.com/Article.aspx?ArticleID=321> (дата обращения: 20.03.24).
3. What is Object Recognition and How Does it Work? // cprime URL: <https://www.cprime.com/resources/blog/what-is-object-recognition-and-how-does-it-work/> (дата обращения: 18.03.24).

---

---

## Круглый стол

### «НАУКА И КАДРЫ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ АВИАСТРОЕНИЯ»

---

---

#### ПОДГОТОВКА ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ В ОБЛАСТИ ПРОИЗВОДСТВА И ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ УЧЕБНЫМИ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯМИ ФЛА НГТУ

С.В. Шайдунов, зам. директора НОЦ «Авиастроение»,  
Г.Г. Нарышева, ст.преп., Н.В. Курлаев, д.т.н., проф.

*Новосибирский государственный технический университет  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20а*

*E-mail: shajdurov@corp.nstu.ru  
kurlaev@corp.nstu.ru*

**Аннотация.** Взаимодействие вузов с предприятиями-работодателями региона охватывает непосредственную подготовку кадров для предприятий авиационной отрасли, в том числе – целевую, переподготовку и повышение квалификации кадров для обучения современным технологиям, подготовку кадров высшей квалификации в магистратуре и аспирантуре с подготовкой диссертаций по целевым тематикам предприятий с внедрением результатов путем проведения хоздоговорных НИР.

**Ключевые слова:** Целевая подготовка кадров, переподготовка и повышение квалификации, хоздоговорные НИР.

**Abstract.** The interaction of universities with enterprises-employers of the region covers direct training of personnel for enterprises of the aviation industry, including targeted, retraining and advanced training of personnel for training in modern technologies, training of highly qualified personnel in graduate and postgraduate studies with the preparation of dissertations on target topics of enterprises with the introduction of results through contractual research.

**Keyword:** Targeted personnel training, retraining and advanced training, contractual research.

На ФЛА НГТУ подготовка студентов по направлениям «Авиастроение», «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей» и другим направления, связанным с авиацией, проводится в непосредственном контакте с основными предприятиями-работодателями по физтеховской системе или «Завод-ВТУЗ».

Учебный процесс оснащен аутентичным оборудованием. Действующие образцы самолетов и вертолетов (Су-27, Ми-8), залы конструкций и технологий летательных аппаратов – составляют основу лабораторного фонда. Собственные терминальные классы оснащены актуальным ПО.

Практики студентов проводятся на крупнейших предприятиях-работодателях Новосибирска: Филиале ПАО «ОАК» «НАЗ им. В.П. Чкалова», Новосибирском авиаремонтном заводе (НАРЗ), ООО «С7 ИНЖИНИРИНГ», отраслевых научно-исследовательских институтах и академических институтах Сибирского отделения РАН. По программам Объединенной авиационной корпорации проводятся выездные практики на авиапредприятиях Казани, Воронежа, Москвы, Иркутска, Комсомольска-на-Амуре.

На базе НАЗ им. В.П. Чкалова и НГТУ действует Консорциум «Научно-производственный образовательный кластер авиастроения Новосибирской области», в который также входят Сибирский научно-исследовательский институт авиации (СибНИА) им. С.А. Чаплыгина, Новосибирский авиационный технический колледж и Новосибирский авиастроительный лицей. Целевая подготовка студентов, осуществление научно-производственно-образовательных проектов в совместном взаимодействии участников Консорциума

Реализуются мероприятия по привлечению в состав Консорциума предприятий ООО «С7 ИНЖИНИРИНГ» и НАРЗ. Путем взаимодействия с этими предприятиями проводится необходимые изменения в учебных планах целевой подготовки студентов по направлению «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей».

На Филиале ПАО «ОАК» «НАЗ им. В.П. Чкалова» работает структурное подразделение НГТУ - Базовый учебный научно-производственный центр «Технологии высоко-ресурсных авиационных конструкций», получивший субсидию 50 млн руб. в результате победы в конкурсе инфраструктурных проектов Минобрнауки.

С 2021 г. ведется целевая подготовка студентов по направлению «Авиастроение» для ПАО «Сухой» в рамках проекта «Крылья Ростеха».

Подготовка специалистов для авиастроения в современных экономических условиях требует целевого обучения для конкретных производств и этапов жизненного цикла изделий.

В развитии системы подготовки и дополнительной профессиональной подготовки инженерных кадров для авиационной отрасли Западно-Сибирского региона в настоящее время одну из главных ролей играет ФЛА НГТУ, его учебные подразделения - кафедры и научно-образовательные центры, такие как Научно-образовательный центр (НОЦ) «Авиастроение», созданный в НГТУ по инициативе Департамента науки, инноваций и информатизации Администрации Новосибирской области.

На ФЛА основная координация учебных планов и рабочих программ изучаемых дисциплин и программ практик по авиационным направлениям основной и дополнительно подготовки постоянно проводится в соответствии с актуальными требованиями предприятий-работодателей. Во время практик проводится проф. ориентационная работа со студентами с отбором кандидатур, для индивидуальной целевой подготовки. Совместно с предприятиями проводится составление тематик курсовых работ и проектов, выпускных квалификационных работ и дипломных проектов в соответствии с реальными производственными заданиями.

Разработана система заключения договоров между студентом и предприятием-работодателем на индивидуальную целевую подготовку для работы на предприятии после окончания НГТУ. Обязательное предоставление рабочих мест на предприятии

холдинга ПАО «ОАК» или другом авиационного предприятия для работы по совместительству студентам, имеющих индивидуальные планы целевой подготовки, начиная с 3-го курса. При этом обеспечивается возможность особо одаренным студентам НГТУ завершать индивидуальную целевую подготовку для предприятия-работодателя в магистратуре и аспирантуре НГТУ.

К проведению части учебных занятий по спец. дисциплинам учебные подразделения ФЛА привлекают ведущих специалистов предприятий-работодателей авиационного направления Новосибирского региона таких, как НАЗ им. В.П. Чкалова и др. В свою очередь преподаватели и студенты НГТУ привлекаются к решению научно-производственных задач авиастроительных предприятий в рамках хоздоговорных работ.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Управление человеческими ресурсами в авиационной промышленности / С.М. Ряковский, С.А. Смирнов, Н.В. Курлаев. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. - 559 с.
2. Курлаев Н. В. Концепция практико-ориентированного обучения студентов НГТУ по программам кластерной подготовки, магистров и специалистов для ОПК / Н. В. Курлаев, С. Д. Саленко. - Текст: непосредственный // Аэрокосмическое образование в России. Кадровое обеспечение оборонно-промышленного комплекса: коллектив. моногр. - Москва: МАИ, 2021. - Гл. 8.1. - С. 216-232.

## ВЫПУСКНИКИ ФЛА В ЛАБОРАТОРИИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ ИТПМ СО РАН

А.В. Кашковский<sup>а</sup>, к.т.н, Д.В. Хотяновский, к.ф.-м.н, П.В. Ващенко, к.т.н,  
Ю.В. Кратова, к.ф.-м.н, Д.П. Полевщиков, аспирант

*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
<sup>а</sup>E-mail:sasa@itam.nsc.ru*

**Аннотация.** Рассматриваются программные комплексы и программы созданные в лаборатории вычислительной аэродинамики ИТПМ СО РАН, в разработке которых ведущее участие принимали выпускники Факультета Летательных Аппаратов.

**Ключевые слова:** метод ПСМ, уравнения Навье-Стокса, прямое численное моделирование,

**Abstract.** The software packages and programs created in the laboratory of computational aerodynamics of the ITAM SB RAS, in which graduates of the Aircraft Engineering Department took key part in the development, are considered.

**Keyword:** DSMC method, Navier-Stokes equations, direct numerical simulation.

Лаборатория вычислительной аэродинамики организована в 1995 г. д.ф.-м.н. М.С. Ивановым. Основная деятельность лаборатории связана с развитием современных методов численного моделирования и их применением к расчёту высокоскоростных течений сплошной среды, разреженного газа и низкотемпературной плазмы. С самого начала лаборатория ориентировалась на практическое использование своих разработок. Поэтому, одним из направлений деятельности лаборатории является создание программных комплексов, которые могут быть переданы в конструкторские бюро и решать практические задачи.

Одним из первых таких комплексов был RuSat (Rapid Unified Satellite Aerodynamic Tool или быстрая унифицированная система расчета аэродинамики спутников) [1], предназначенная для получения аэродинамических характеристик (АДХ) космических аппаратов (КА) на орбите (свободномолекулярный режим, высоты более 200 км) и на траектории спуска (переходной режим, высоты 50-200).

Вычисления основываются на теории локальности: когда соседние элементы поверхности слабо влияют друг на друга. Это совершенно справедливо для свободномолекулярного течения, и частично для высокоскоростного переходного режима. Поэтому, поверхность КА представляется набором треугольников, и каждый рассматривается независимо от других. Этим достигается высокая скорость вычислений.

Комплекс RuSat изначально проектировался на использование в космической промышленности. На практике, для КА на орбите редко проводят расчеты только для одного набора параметров. Обычно это матрицы расчетов (например, для вариации углов атаки или скольжения). Потому, с использованием графического интерфейса (см. рис. 1) комплекс RuSat позволяет создавать многопараметрические наборы (таблицы) и проводить расчеты для всей матрицы, сравнивать с другими расчетами, демонстрировать графики и т.д. Комплекс активно используется в РКК Энергия.

Одной из интересных работ, выполненной данным комплексом была оптимизация углов поворота солнечных батарей (СБ) станции Мир для ее затопления [2]. По сценарию затопления, до высоты 200 км, станция должна была спускаться за счет аэродинамического торможения. При этом, необходимо обеспечить максимальное сопротивление и минимальный момент. Расчеты позволили подобрать несколько конфигураций (одна из них показана на рис. 2), в которых сопротивление увеличилось в 1.5 раза, а аэродинамический момент уменьшился в 50-100 раз (практически до нуля).

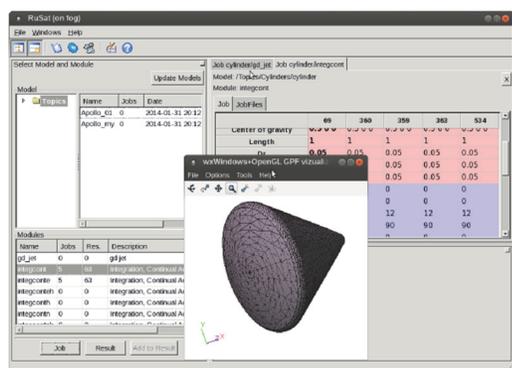


Рис. 1. Комплекс RuSat

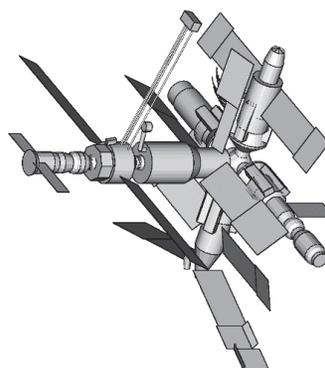


Рис. 2. Оптимальный поворот СБ Мир

Практически всю разработку комплекса RuSat выполнили выпускниками ФЛА: О.Н. Мосейчук, С.Б. Никифоров, А.В. Кашковский, П.В. Ващенко. Комплекс RuSat рассчитан на «космические» скорости, но используя теорию локальности Д.П. Полевщиков разработал теорию и создал расчетный модуль для моделирования сверхзвуковых течений. Конечно, данный метод значительно менее точный, чем например, решение уравнений Навье-Стокса, но на этапе концептуальных проработок, когда точность не сильно принципиальна позволяет получать АДХ почти мгновенно.

Для получения АДХ, тепловых потоков на поверхность и полей течения в переходном режиме с высокой точностью во всем мире используется метод прямого статистического моделирования (ПСМ). Этот метод моделирует течение набором частиц которые двигаются и сталкиваются между собой подобно молекулам газа. Разработка программ, моделирующих течения методом ПСМ ведутся в ИТПМ СО РАН с начала 90-х годов. Созданный комплекс SMILE (Statistical Modeling in Low-Density Environment – статистическое моделирование в средах с низкой плотностью) [3] известен во всем мире. Он позволяет моделировать течение смеси газов, с учетом обмена поступательной и внутренней энергии, химических реакций диссоциации и обмена в зоне ударной волны и каталитических реакций на поверхности. Комплекс SMILE имеет развитый графический пользовательский интерфейс, базу данных свойств газов и химических реакций. Параллельные вычисления осуществляются по протоколу MPI.

В основном SMILE для решения задач внешней аэродинамики - получения АДХ КА на орбите или траектории спуска. В РКК Энергия, SMILE более 15 лет используется для получения АДХ всех разрабатываемых КА. Например, на рис. 3 показано поле течения

вокруг одного из проектных вариантов КА Клипер на высоте 90 км [4]. Другой задачей SMILE является моделирование струйных течений, истекающих из сопел реактивных двигателей управления и взаимодействие струй с поверхностью КА. На рис. 4 показано поле течения вокруг телескопа XEUS, находящегося на орбите Земли. Несмотря на то, что сам телескоп прикрыт от двигателя управления блендой, часть продуктов сгорания все же попадает на поверхность телескопа.

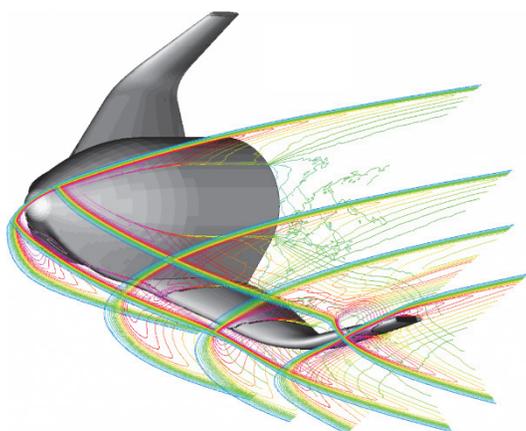


Рис. 3. Поле течения около КА «Клипер». Изолинии давления

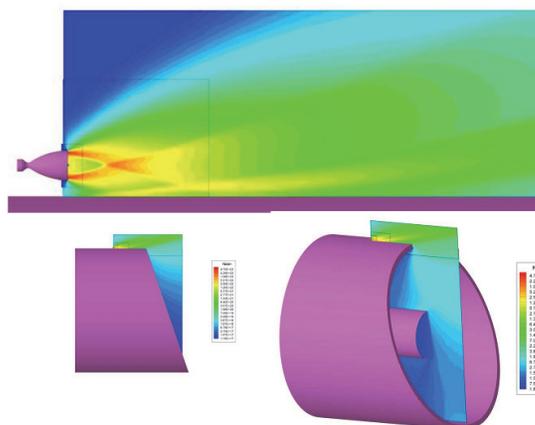


Рис. 4. Взаимодействие струи двигателя управления с КА XEUS

Существенный вклад в реализацию комплекса SMILE внесли выпускники ФЛА (ССФ): С.Г. Антонов, Г.Н. Маркелов, А.В. Кашковский, П.В. Ващенко, С.Б. Никифоров, О.Н. Мосейчук.

К сожалению, в комплекс SMILE из-за использования языка Фортран и связанной с этим архитектурой было тяжело вставлять новые модели физических явлений. Нужно было вносить изменения почти во все исходные файлы. С начала 2000 г. ведется разработка и практическая эксплуатация объектно-ориентированной версии SMILE на языке C++ - SMILE++ [5]. Объектно-ориентированный подход разделяет программу на отдельные объекты, каждый из которых содержит данные (свойства) и методы (процедуры), которые изменяют свойства. Взаимодействие объектов осуществляется через вызовы методов. В SMILE++ такими объектами являются например, свойства частиц, свойства ячеек и модели физических явлений. Поэтому, замена одного объекта (физической модели) на другой подобный объект (альтернативную физическую модель) не требует больших изменений. Такой подход позволяет достаточно просто внедрять в программу новые модели и алгоритмы и проводить их сравнение с другими вариантами.

Как говорилось выше, метод ПСМ для моделирования течений использует частицы, которых на ячейку в виде куба длиной ребра пропорциональной средней длине свободного пробега молекул ( $\lambda$ ) должно быть не менее пяти. Очевидно, что с уменьшением высоты полета плотность возрастает,  $\lambda$  уменьшается, что требует миллионы ячеек

и миллиарды частиц, и огромной производительности, чтобы решать практические задачи за приемлемое время. Существенный скачок в повышении производительности дают Графические Процессорные Устройства (ГПУ), но требуют немного специфического программирования и алгоритмов, наиболее эффективных именно на ГПУ. Задачей разработки SMILE-GPU [6] было именно достижение максимальной производительности. Это потребовало значительно переработки алгоритмов как самого метода ПСМ, так и алгоритмов обеспечивающих сбалансированную загрузку ГПУ. Так, на рис. 5 показано поле плотности вокруг КА Аполлон при спуске с орбиты со скоростью 9.6 км/с на высоте 85 км [7]. Вычисления выполнены на 48 ГПУ NVIDIA Tesla M2090, с использованием 1.59 миллиарда частиц и 215 миллионов ячеек за 9 часов 39 минут. На рис. 6. показано время вычисления отдельных этапов метода ПСМ каждым ГПУ за один вычислительный шаг. Время вычисления каждого этапа зависит от числа частиц и ячеек оказавшихся на ГПУ, и как видно на диаграмме, может заметно отличаться. Но используемый алгоритм динамической балансировки загрузки так разделил ячейки между ГПУ, что суммарное время вычислений практически одинаково. Эффективность параллелизации вычислений  $E_p = 97.1\%$ . Проведение подобного расчета за такое же время потребовало бы порядка 2000 обычных процессорах, что в условиях нашей страны, к сожалению, может обеспечить не каждый вычислительный центр. Хотя в разработке SMILE++ и SMILE-GPU принимали участие большая часть сотрудников лаборатории, основными разработчиками являются А.В. Кашковский и П.В. Ващенко.

Другим важным направлением научных исследований лаборатории является развитие программ базе континуального подхода – на основе решения уравнений Навье-Стокса. Д.В. Хотяновский усовершенствовал программу CFS для проведения различных фундаментальных исследований. В частности, Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Хотяновский Д.В. – удостоены премии имени А.Н. Крылова за серию работ "Гистерезис перехода между регулярным и маховским отражением стационарных ударных волн". Они показали, что ударные волны, образованные двумя клиньями в области двойного решения может образовывать как регулярное, так и маховское отражение, и это зависит от предыстории вращения клиньев. На рис. 7. показана численная шпирен-визуализация регулярного и маховского отражений ударной волны от плоскости симметрии при  $M = 4$ ,  $\alpha = 38^\circ$ ,  $g/w = 0.56$ .

Объединение алгоритмов CFS с опытом разработки SMILE-GPU позволили создать комплекс NuCFS-R [8], схема параллелизации которого представлена на рис. 8. Повышение производительности в первую очередь было использовано для проведения расчетов АДХ КА на траектории спуска в плотных слоях атмосферы. Связка с комплексом SMILE-GPU позволяет проводить тракторные расчеты спускаемых аппаратов от орбиты до поверхности Земли.

Комплекс также используется и для других исследований: течения внутри сопел ракетных двигателе, течения в тракте сверхзвуковых аэродинамических труб, неустойчивости течения и т. д. Одним направлений является моделирование гетерогенной детонации в разработке которой участвовала Ю.В. Кратова.

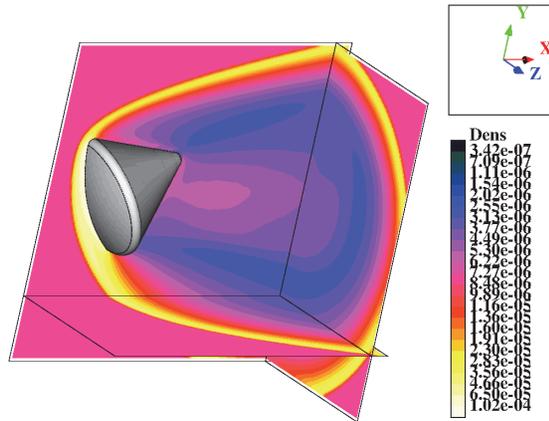


Рис. 5. Поле плотности. КА Аполлон, Н 85 км

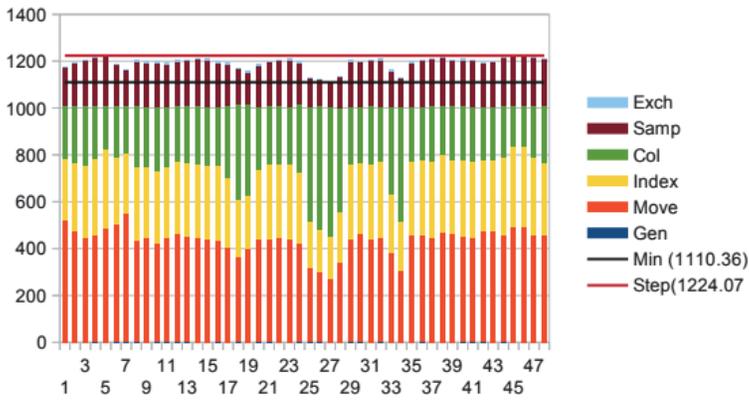


Рис. 6. Время вычислений на одном шаге для каждого ГПУ

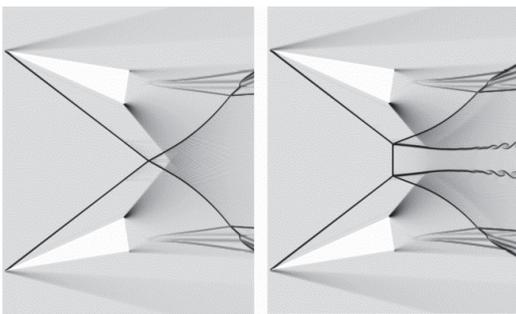


Рис. 7. Два волновых решения для одного угла НуCFS-R

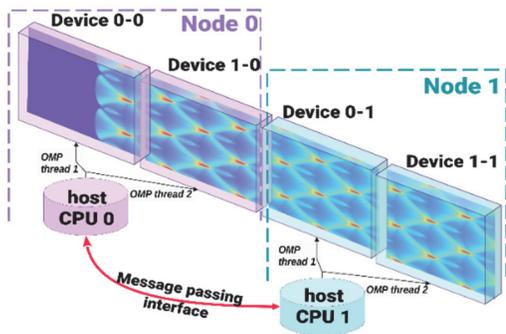


Рис. 8. Схема параллелизации разворота клиньев

На рис. 9 представлено сравнение развития детонации взвеси частиц алюминия в кислородной среде [9] полученного комплексом NuCFS-R (нижний рисунок) с другими авторами (врезка справа сверху).

Очевидно, что основное направление исследований лаборатории «вычислительной аэродинамики» является численно моделирование течений газа, и вокруг летательных и космических аппаратов в первую очередь. Требование к точности вычислений постоянно растет, и это требует использования новых моделей физических явлений. Оперативно использовать такие модели можно только если есть собственный программный код, в которых их можно внести. Использование сторонних программ практически исключают такую возможность, потому что как правило, недоступен исходный код этих программ. И даже для таких распространенных во всем мире, универсальных пакетов программ (например, Fluent) зачастую невозможно понять какие физические явления они учитывают, и какой моделью. Это приводит к необходимости создания собственных программных продуктов. Более того, взаимодействие с проектными организациями позволяет уловить актуальные запросы и пожелания промышленности, и адаптировать свои программы под практические нужды.

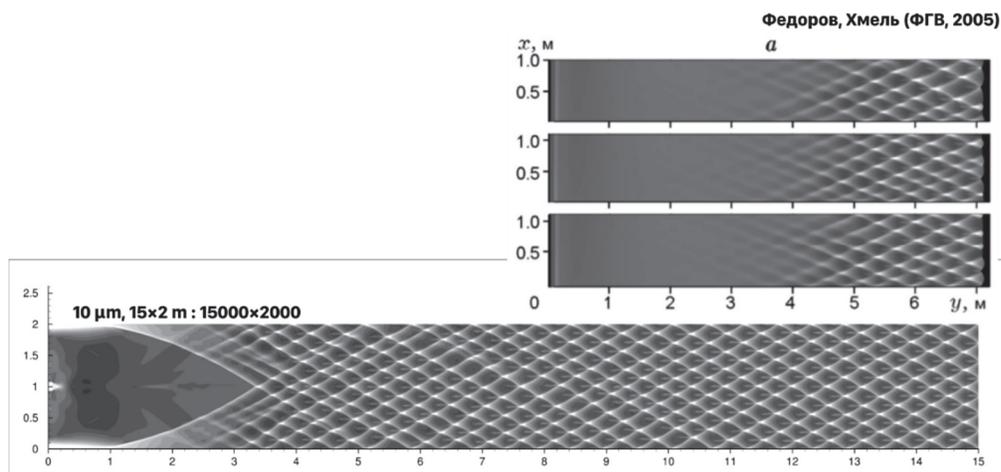


Рис. 9. Детонация взвеси частиц алюминия в кислородной среде

### Выводы

Все сотрудники лаборатории умеют писать программы, причем на разных языках, и написание программ является существенной частью их научной деятельности. Казалось бы, для этого необходимо привлекать специалистов из IT технологий, которых этому специально обучали. Однако, если коснуться проблем практической аэродинамики, выпускники ФЛА имеют неоспоримое преимущество: они знают для чего это делается, что нужно делать, и в каком виде нужен результат. Гораздо проще научить аэродинамика писать программы (даже пусть плохо, но лишь бы работало), чем IT профессионала аэродинамике. Если в техническом задании указано например, «нужны

графики зависимости от углов атаки и скольжения и поляра крыла», то для аэродинамика не нужно еще несколько пунктов ТЗ, которые объясняли бы зависимости каких величин, и что это такое вообще. Именно поэтому, продукты разработанные сотрудниками лаборатории находятся в тренде потребностей проектных аэрокосмических организаций, и создают востребованные программные комплексы, которые активно используются.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Кашиковский А.В., Ващенко П.В., Иванов М.С.* Программная система для расчета аэродинамики космических аппаратов // Теплофизика и аэромеханика. – 2008. – Т.15. – No.1. – С. 79–91.
2. *Markelov G.N., Kashkovsky A.V., Ivanov M.S.* Space station MIR aerodynamics along the descent trajectory // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2001. – Vol. 38. – No. 1. – P. 43–50.
3. *Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Gimelshein S.F., Markelov G.N., Alexeenko A.A., Bondar Ye.A., Zhukova G.A., Nikiforov S.B., Vashenkov P.V.* SMILE System for 2D/3D DSMC computations, Proc. of 25th Int. Symp. On RGD., Saint-Petersburg (Russia, July 21-28, 2006), Publishing House of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 2007. – Pp. 539–544.
4. *Vashchenkov P.V., Kashkovsky A.V., Dyadkin A., Krylov A., Ivanov M.S.* Numerical Study of High-Altitude Aerodynamics of the Clipper Reentry Vehicle. – S.l., 2008. – (AIAA Paper: 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (Reno, NV, United States, 7 – 10 Jan., 2008) / AIAA Publ.; No.2008 – 1188). – DOI: 10.2514/6.2008-1188
5. *Ivanov M.S., Kashkovsky A.V., Vashchenkov P.V., Bondar Ye.A.* Parallel object-oriented software system for DSMC modeling of high-altitude aerothermodynamic problems // 27th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics 2010 ( Pacific Grove, California, (USA), 10–15 July, 2010 ): Proceedings AIP Conference. -Vol.1333. -New York, 2011. - P. 211-218. - (AIP Conference Proceedings, V.1333). – DOI: 10.1063/1.3562650
6. *Kashkovsky A.V.* 3D DSMC computations on a heterogeneous CPU-GPU cluster with a large number of GPUs // 29th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics (RGD) (China, Xian, 13–18 Jul., 2014): Proceedings AIP Conference. – Vol.1628. – Melville; New York, 2014. – P. 192-198. – (AIP Conference Proceedings, V.1628). – DOI: 10.1063/1.4902592
7. *Kashkovsky A.V.* DSMC investigations of reentry vehicle aerothermodynamics on GPU // 29th International Symposium on Rarefied Gas Dynamics (RGD) (China, Xian, 13-18 Jul., 2014): Proceedings AIP Conference. -Vol.1628. -Melville; New York, 2014. – P. 199–204. – (AIP Conference Proceedings, V.1628). – DOI: 10.1063/1.4902593
8. *Shershnev A.A., Kudryavtsev A.N., Kashkovsky A.V., Khotyanovsky D.V.* HyCFS, a high-resolution shock capturing code for numerical simulation on hybrid computational clusters // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR2016) (Russia, Perm, 27 Jun. –3 Jul., 2016): AIP Conference Proceedings. – Vol.1770. – S.l., 2016. – 030076 p. – DOI: 10.1063/1.4964018
9. *Shershnev A., Kashkovsky A., Kratova Yu., Kudryavtsev A.* 3D numerical simulation of heterogeneous detonations in channels with rectangular and circular cross-sections // AIP Conference Proceedings: Actual Problems of Continuum Mechanics: Experiment, Theory, and Applications. – Vol. 2504, No.1. – S.l.: AIP Publishing, 2023. – 030110 p. – DOI: 10.1063/5.0132265.

## МАРКЕРЫ ВЕРБАЛИЗАЦИИ ИДЕЙ И УСТАНОВОК, ГОСПОДСТВУЮЩИХ В ПРЕДСТАВЛЕНИЯХ МОЛОДЕЖИ О ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ЛИДЕРСТВЕ

Н.А. Лукьянова, д.ф.н., проф.

*Национальный исследовательский Томский политехнический университет  
634021, Россия, г. Томск, проспект Ленина, 30 а  
E-mail: Lukianova@tpu.ru*

**Аннотация.** Концепт «образ будущего» связан с жизненными позициями, устремлениями, внутренним миром человека и тесно связан с осознанием перспектив развития своего государства. В статье демонстрируется необходимость выявления маркеров вербализации идей и установок, господствующих в представлениях молодежи о технологическом лидерстве в процессах осмысления образа будущего страны. Целью исследования являлась разработка методического подхода для комплексной экспликации вариантов «сборки» (классификации) многообразия дискурсов молодежи о технологическом лидерстве в образе будущего России посредством изучения репрезентаций повседневности, в которых процесс означивания является непрерывным, включенным в активный мыслительный процесс, связывающий будущее (которое осмысливается и субъективно переживается как настоящее), прошлое и настоящее.

**Ключевые слова:** репрезентации, технологическое лидерство, технологический суверенитет, молодежь, мировоззрение, образ будущего.

**Abstract.** The concept of "image of the future" is associated with life positions, aspirations, the inner world of a person and is closely related to the awareness of the prospects for the development of their state. The article demonstrates the need to identify markers of verbalization of ideas and attitudes that dominate in the ideas of young people about technological leadership in the processes of understanding the image of the country's future. The aim of the study was to develop a methodological approach for a comprehensive explication of the options for "assembling" (classifying) the diversity of youth discourses about technological leadership in the image of the future of Russia through the study of everyday representations in which the process of signification is continuous, included in an active thought process linking the future (which is understood and subjectively experienced as the present), the past and the present.

**Keywords:** Representations, technological leadership, technological sovereignty, youth, worldview, image of the future.

Агрессивная санкционная политика с 2020 года привела к тому, что Россия стала испытывать трудности в обеспечении информационно-технологическими ресурсами (программное обеспечение, комплектующие для оборудования и расходных материалов и пр.), большинство из которых поставлялись из-за рубежа. Это наглядно продемонстрировало что, с одной стороны, Россия имеет значительную зависимость в этой области, а, с другой стороны, четко обозначило необходимость развития собственной информационно-технологической базы и готовность граждан принимать активное участие в преодолении этого кризиса. Особый оптимизм в успешном преодолении кризиса в этой области внушает то, что молодые граждане страны с высокой долей позитива оценивают перспективы России выйти на лидирующие позиции в сфере технологий и охотно готовы вносить свой вклад для достижения той цели [1].

Необходимость выявления маркеров вербализации идей и установок, господствующих в представлениях молодежи о технологическом лидерстве в процессах осмысления образа будущего страны, определило выбор инструментария, учитывающего современные тенденции многоплановых коммуникационных процессов, инициируемых множеством коммуникативных партнеров, опосредованных в том числе и технологически, турбулентность геополитической ситуации, нарастающей воспитательно-идеологической формирующей работой со стороны государства в отношении как всех граждан в целом, так и молодежи в частности. Мы остановились на инструменте «Структура бесед о будущем» (Futures Conversations Framework) (далее СББ) – концептуальная платформа для того, чтобы получать как можно больше предположений о будущем [2]. Метод СББ обладает большим когнитивным потенциалом и многовариантностью качественного анализа выявленных маркеров. Кроме того, он позволяет получить объективные результаты о репрезентациях будущего в вербализованном формате.

Данный инструмент позволил описать семиотические коды дискурсов молодежи, которые объединяют как индивидуальные, так и коллективные допущения (маркеры) касающиеся отношения с будущим, как соотношении внутренней/внешней и индивидуальной/коллективной областей, интегрирующих человеческое сознание и эмпирические явления в разговоры о будущем России в парадигме «технологическое лидерство». Он был разработан в австралийском центре по изучению тем, связанных с будущим (Foresight Futures). Основана данная техника получения массива данных на понятии «интегральное множественное будущее» (Integral Futures), объединяющее дискурсы респондентов относительно категорий «Я», «Культура», «Изменение» и «Будущее». Полученные данные из «бесед» отражающее динамику формирования образа будущего уже в настоящее время [3]. М. Конвей (M. Conway), автор и методолог данного инструмента, акцентирует, что СББ объединяет как индивидуальные, так и коллективные допущения об образе будущего. Все они считаются в равной степени значимыми при поиске всего спектра возможных вариантов будущего, о котором ведется беседа в настоящем.

В основе каждого разговора о будущем лежат неоспоримые предположения по умолчанию, которые в совокупности формируют широту и глубину воображаемого будущего, которое можно предвидеть и использовать сегодня. Теория М. Конвей предназначена для того, чтобы эти неявные предположения о воображаемом будущем стали явными. Более того, Т. Ломбардо считает, что желаемое будущее можно создавать [4] уже сейчас средствами целенаправленной работы (например, воспитательного или идеологического характера, пропаганды и т.д.). Использование заявленного инструмента призвано не только выявить маркеры, вербализующие идеи и установки, господствующие в представлениях молодежи о технологическом лидерстве в процессах осмысления образа будущего, но и способствовать развитию их осознанности в отношении к будущему. Желаемый результат при этом – обеспечить процесс, направленный на развитие сознания, критической мыслительной способности, активного отношения к конструированию будущего, а также активной гражданской позиции.

Организация и реализация эмпирического исследования. Объект – студенческая молодежь 17–22 лет. Предмет – представления молодежи о технологическом лидерстве в процессах осмысления образа будущего России. Цель – выявить маркеры вербализации идей и установок, господствующих в представлениях молодежи о технологическом лидерстве в процессах осмысления образа будущего страны. Гипотезы, заложенные в исследовании: 1. Смысловая наполненности концепта «технологическое лидерство» среди молодежи связана прежде всего с технологиями, а не с субъектом их создающим. 2. Контекстная тональность об обретении технологического лидерства нашей страной преимущественно позитивная. 3. Представители студенческой молодежи проявляют целеустремленную заинтересованность и веру в обретение Россией технологического лидерства, демонстрируют готовность личного участия для обретения технологического суверенитета. 4. Господствующие представления в процессах осмысления образа будущего страны среди молодежной целевой аудитории артикулируются через общий оптимизм о перспективах достижения технологического лидерства Россией, его положительного влияния на благосостояние нации, карьерные возможности и экологическое здоровье.

Всего было проанализировано 142 эссе студентов технических специальностей. Эссе представляет собой небольшое по объему и свободное по композиции прозаическое сочинение, выражающее индивидуальные впечатления и соображения по конкретному поводу. Личностное (рефлексивное) эссе отражает осмысление той или иной стороны авторской личности. Были получены следующие результаты исследования.

Вербализуя смысловую наполненность технологического лидерства студенты отмечают, что технологии играют ключевую роль в современной жизни, способствуя ее развитию и прогрессу, повышению качества жизни, обеспечению безопасности, повышению рейтинга страны и ее конкурентоспособности в общемировом пространстве. Маркируют технологическое лидерство через информационное и техническое оснащение, т.е. цифровые сети, мобильные приложения, системы информационной безопасности, стратегические системы обнаружения, машинное и лабораторное оборудование и аппаратура; автоматизацию процессов; управление данными и эффективное использование аналитики данных; искусственный интеллект (ИИ); интернет вещей; биотехнологии; нейросети; отраслевые программные продукты; энергосберегающие технологии. Кроме того, прослеживается осознанность в том, что для России технологии являются неотъемлемой частью для обеспечения благополучия страны, которого можно достичь, не просто следуя «за течением современных инноваций, а скорее создание собственных технологических решений, которые формируют будущее» (студент ИШНКБ – Инженерная школа неразрушающего контроля и безопасности ТПУ) и суверенитет государства. Эта мысль вербализована во фразе «быть на шаг впереди всех, если для этого даже придется идти к цели малыми шагами» (студент ИШНПТ – Инженерная школа новых производственных технологий). В свете сложившейся в настоящее время ситуации для нашей страны респонденты акцентируют внимание на том, что следует все больше заботиться о развитии отечественных технологий, чтобы оставаться лидером в космической, энергетической, военных отраслях, а также «старых» отраслях промышленности (вероятно, речь идет о металлургии и машиностроении).

Позитивным моментом является то, что в большом количестве «разговоров» о технологическом лидерстве студенты отмечают, что Россия, с одной стороны, имеет потенциал и ресурсы становления технологического лидерства, в частности в области ИИ, квантовой коммуникации, технологиях цифровой трансформации, кибербезопасности, систем накопления энергии, а, с другой стороны, уже достигла определенных побед в этой области (в частности, упоминается телемедицина, нейросети, коллайдер NICA, тактильные дисплеи и т. д.). При этом довольно явно прослеживается идея о том, что отсутствие возможностей для развития в области технологий, например, проведения экспериментов, исследований, получения достоверных сведений будет значительно препятствовать экономическому развитию и иметь катастрофические последствия. Есть и открытые опасения: «Сегодня Россия старается вернуть свое технологическое лидерство и возможно ей удастся повторить опыт Советского Союза. Но нужно потратить очень много сил и ресурсов для этого. Если наука не будет занимать один из важнейших приоритетов в России, то мы никогда не наверстаем упущенного времени» (студент ИШНКБ). «Для России технологическое лидерство над соседями является одной из главных задач, поскольку нынешние события показывают, что у России всегда будут многочисленные недруги, давящие своими новаторскими технологиями и диктующие собственные правила» (студент ИШНКБ). Встречаются и горькие негодования: «Наша страна давно не является даже претендентом на технологического лидера, большое количество интеллектуалов уехало в другие страны, так как для них это оказалось выгоднее» (студент ИШПР – Инженерная школа природных ресурсов).

Важной составляющей обеспечения технологического лидерства видится подготовка квалифицированных специалистов и предоставление возможностей для молодежи для реализации своего потенциала: «Технологическое лидерство – это подготовка профессионалов в какой-либо сфере, которые будут разбираться в новых технологиях и внедрение их в общественную жизнь» (студент ИШНПТ); «Для меня, как представителя российской молодежи, технологическое лидерство олицетворяет собой не только возможность нашей страны быть на переднем крае прогресса, но и способность молодых людей вносить вклад в это лидерство» (студент ИШНПТ). Следует отметить, что студенты поколения Z уважительно относятся к научному наследию и научным традициям. Они отмечают, что страна «обладает багажом советской инженерной школы», имеет опору «на опыт наших предшественников» при решении технологических задач, «гордится своими изобретателями-инженерами». В некоторых эссе подмечают, что система образования советского периода была более структурирована и вовлекающей.

Из эссе студентов видно, что они не просто связывают себя с Россией сейчас и в будущем, но и демонстрируют осознанную ответственность за внесение своего вклада в формирование технологического лидерства страны. Их позитивная и наполненная оптимизмом позиция (демонстрирующая реализацию ценности соборности, входящей в ядро цивилизационных ценностей России) о том, что «в будущем Россия станет одним из главных игроков в сфере технологического лидерства и внесет значительный вклад в общественное благосостояние, технологический прогресс» (студент ИШНПТ) дает уверенность в защищенности и безопасности в будущем. Кроме того, эта позиция

актуальна в свете реализации государственной политики по формированию духовно-нравственных ценностей [5]. Несмотря на то, что сейчас преобладают индивидуалистский ценности, свойственные западной цивилизации, идеи патриотизма отнюдь не чужды молодежи на поколенческом уровне они их признают.

В завершении следует отметить, что технологическое лидерство в глазах молодежи связано не только с производственными мощностями, программными продуктами, но связано и с изменениями в культуре. Они отмечают, что развитие технологий значительно влияет на культуру. Причем это влияние носит как позитивный, так и имеет негативный характер. Например, именно благодаря технологизации появляется возможность посетить виртуальную экскурсию во многих музеях внутри страны и за ее пределами, не выходя из дома; оптимизировать процесс оказания качества услуг в области культуры с учетом нынешнего социокультурного и информационно-коммуникативного контекста; развивать востребованные форматы и подходы к организации культурных мероприятий и осуществлению взаимодействия с публикой. Это повышает уровень просвещения граждан в целом, а также дает возможность большей социальной интеграции людям с какими-либо ограничениями по здоровью. Кроме того, студенты отмечают актуальность технологий для создания арт-объектов, внедрения 3D и 5D форматов для визуализации спектаклей и создания декораций (например, аппаратно-программный комплекс для визуализации спектаклей используется в Большом театре), дополненной реальности, создания фильмов и пр.

Однако, следует отметить и отрицательный момент технологизации культуры. Один из респондентов отмечает, что технологическое развитие ведет «к обескультуриванию страны, народ перестает интересоваться духовным, людям становится не интересно культура их страны» (студент ИШНПТ).

Подводя итог качественному анализу вербализации идей и установок через интеграцию дискурсов молодежи в отношении «Я», «Культура», «Изменение» и «Будущее» можем отметить, что: - гипотеза о смысловой наполненности концепта «технологическое лидерство» именно технологиями, а не с субъектом, их создающим подтвердилась частично. Респонденты однозначно на первое место выводят по смысловому контенту разнообразные технологии, но при этом совершенно точно осознают роль субъекта-творца, создающего и модернизирующего эти технологии; - подтвердилась гипотеза о позитивной контекстной тональности в части перспектив обретения технологического лидерства нашей страной. При этом существует как осторожно-настороженная позиция, так и открыто негодующая в связи с тем, что много времени было упущено и придется значительные усилия и ресурсы вкладывать для обретения достаточно уровня развития технологий, а также сожаления, что недостаточно удовлетворительные и мотивирующие условия труда привели к оттоку кадров, нехватку которых необходимо минимизировать как можно скорее; - третья гипотеза и том, что представители студенческой молодежи проявляют целеустремленную заинтересованность и веру в обретение Россией технологического лидерства, демонстрируют готовность личного участия для обретения технологического суверенитета подтвердилась в полной мере. При этом респонденты четко осознают, что это не сиюминутный процесс и на достижение заметного результата требуется время; - четвертая гипотеза о господствующих

представлениях в процессах осмысления образа будущего страны среди молодежной целевой аудитории, как и предполагали, артикулируются через чаще встречающийся оптимизм о перспективах достижения технологического лидерства и его положительного влияния на благосостояние нации и карьерные возможности.

Рассмотрение студенческих работ, отражающих их установки и представления о технологическом лидерстве в процессах осмысления образа будущего для себя и для страны в личностной сфере и сфере культуры, в области возможных изменений, затрагивающих будущее, показал, что основными маркерами вербализации, отражающими общие установки, выступают позитивно наполненные словесные конструкты, оформленные в предложениях, а не отдельных словах. Анализируя смысловую наполненность концепта «технологическое лидерство» студентами, мы частично подтвердили гипотезу о том, что эта наполненности связана прежде всего с технологиями, а не с субъектом их создающим. Однозначно, что на первом смысловом плане находятся разноплановые технологии. При этом совершенно точно молодые люди осознают значимость и неотъемлемость роли субъекта-творца, создающего и модернизирующего эти технологии. Технологическое лидерство глазами российской молодежи представляет собой важный аспект развития страны, имеющий потенциал к реализации. С помощью анализа «структур бесед о будущем» и больших языковых моделей мы выявили, что общее отношение респондентов к технологическому лидерству и его влиянию на различные аспекты жизни в России в основном позитивное, но с оговорками или высказываемыми сомнениями (опасениями) о том, что потребуются значительные усилия и вливания со стороны государства. Высоко оценивается опыт прошлого, когда были разработаны прорывные технологии, традиции российского и советского инженерного образования. Они выступают своего рода маяками, к которым нужно стремиться, чтобы достичь результата. Студенты признают потенциал технологий оказать положительное влияние на благосостояние нации.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Реализация государственной молодежной политики в Российской Федерации в условиях современных вызовов и неопределенностей: монография / А.И. Андриянова, И.Г. Арцыбашев, М.А. Бедулева [и др.]; [под общ. ред. А.В. Пономарева и Н.В. Поповой]; Министерство науки и высшего образования РФ; Уральский федеральный университет. – Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2022. – 212 с.
2. Maree Conway An integrated frame for designing conversations about futures, *Futures*. – Vol. 136. - 2022, <https://doi.org/10.1016/j.futures.2021.102887>
3. Ellard J. The future has begun, *Australasian Psychiatry*. - 2003. – Vol.11. - Is.4. – P. 473-475, DOI: 10.1046/j.1440-1665.2003.02044.x
4. Lombardo, T. Future Consciousness: The Path to Purposeful Evolution – An Introduction. *World Futures Review*. – 2016. – 8(3). – P. 116-140. <https://doi.org/10.1177/1946756716673636>
5. Указ Президента РФ от 9 ноября 2022 г. № 809 «Об утверждении Основ государственной политики по сохранению и укреплению традиционных российских духовно-нравственных ценностей».

## ЭКРАНОПЛАНЫ-НОСИТЕЛИ БОЕВЫХ САМОЛЁТОВ АВИАКОНСТРУКТОРА РОБЕРТА БАРТИНИ

<sup>1,2</sup> В.Л. Чемезов, к.т.н., доцент, научный руководитель института,  
<sup>1,2</sup> Д.Н. Смирнов, к.т.н., заместитель директора по научной работе,  
<sup>1</sup> В.А. Мырнин, ведущий инженер

<sup>1</sup> ФАУ «СибНИА им. С.А. Чаплыгина»  
630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, д. 21/1  
<sup>2</sup> ФГБОУ ВО «НГТУ»  
630073, Россия, г. Новосибирск, проспект Карла Маркса, 20  
E-mail v.chemezov@sibnia.ru

**Аннотация.** Приводится описание истории возникновения и особенности проекта океанского авианесущего экраноплана главного авиаконструктора Р. Л. Бартини.

**Ключевые слова:** главный конструктор Р. Л. Бартини; океанский многоцелевой экраноплан, составное крыло, катамаран, поддув, экраноплан носитель боевых самолётов.

**Annotation.** The description of the origin history and features of the project of the ocean aircraft-carrying ekranoplane of the main aircraft designer R. L. Bartini is given.

**Key words:** chief designer R. L. Bartini; ocean multipurpose ekranoplane, composite wing, catamaran, blowing, ekranoplane carrier of combat aircraft.

### 1. Введение

В декабре 2024 года исполняется 50 лет со дня ухода из жизни Роберта Людвиговича Бартини – советского авиаконструктора, создавшего ряд передовых для своего времени летательных аппаратов. На его самолётах были установлены рекорды скорости и дальности полёта [1], реализованы оригинальные технические решения [2]. Многие отечественные генеральные конструкторы авиакосмической техники О. К. Антонов, С. П. Королёв, М. П. Симонов, Г. С. Панатов и С. В. Михеев считали Р. Л. Бартини своим учителем. С большим уважением к нему относились С. В. Ильюшин, В. Б. Шавров, М. Л. Миль и А. С. Яковлев [3].

С 1952 по 1957 годы Р. Л. Бартини работал в отделении аэродинамики СибНИА им. С.А. Чаплыгина, где разработал и обосновал проект сверхзвукового стратегического бомбардировщика с амфибийным базированием А-57 [4]. С этим проектом он был переведён в Москву. Однако творческое сотрудничество с коллективом СибНИА Р.Л. Бартини сохранял до самого своего ухода из жизни. Многие научные сотрудники института такие как: В.Г. Сувернев, С.Т. Кашафутдинов, Ю.А. Прудников, В.Л. Чемезов, В.И.Петошин и другие, ставшие преподавателями самолётостроительного факультета НЭТИ, смогли передать искру творчества студентам ССФ (ФЛА), которую они обрели в процессе выполнения совместных работ с Р.Л. Бартини по созданию перспективных летательных аппаратов. Одним из таких примеров являлся проект по разработке и созданию сверхтяжёлого экраноплана носителя боевых самолётов.

## 2. Концепция экраноплана-носителя боевых самолётов

В 60-ые годы прошлого столетия Бартини Р. Л. сделал предложение о создании сверхтяжёлого экраноплана-авианосца для парирования угроз, исходящих от авианосных ударных корабельных соединений и ядерных подводных лодок с баллистическими ракетами западных стран. Это предложение нашло понимание и поддержку у политического и военного руководства нашей страны [5].

В 1970 году Бартини Р. Л., как главному конструктору Ухтомского филиала Таганрогского Машиностроительного Завода (ТМЗ), решением ВПК № 184 была поручена разработка авианесущих экранопланов-носителей боевых самолётов (ЭНБС).

Основой нового вида авианосцев по замыслам Бартини Р. Л. являлись сверхтяжёлые экранопланы, создаваемые по его универсальной схеме летательных аппаратов «бесконтактного движения с составным крылом» (рис. 1) [6]. Такие авианосцы, благодаря уникальным особенностям аэродинамической схемы, могли иметь существенные преимущества по сравнению с классическими авианосцами-кораблями.

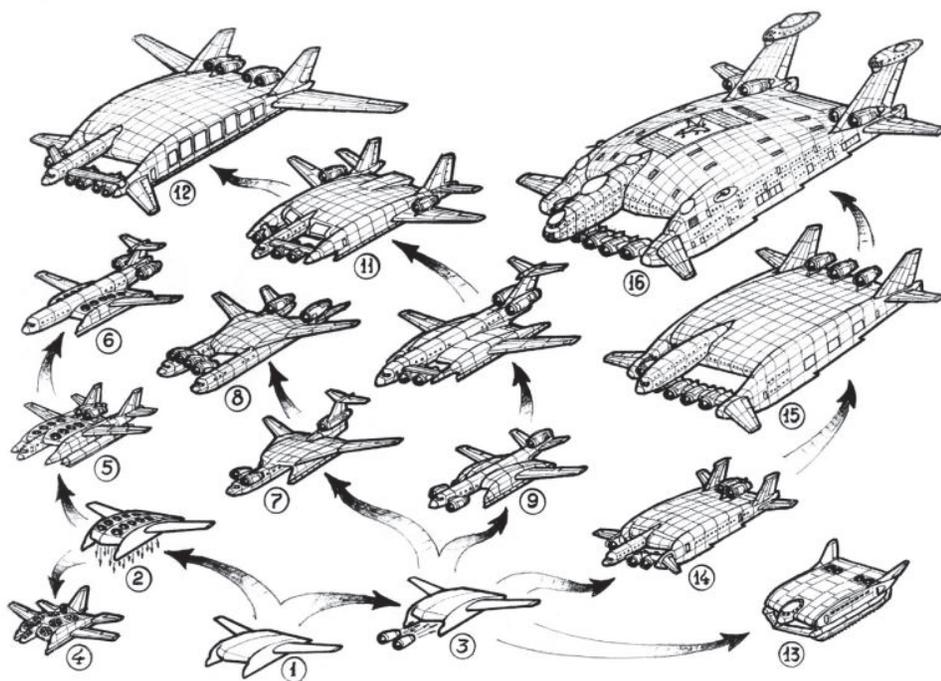


Рис. 1. Схема семейства летательных аппаратов «бесконтактного движения с составным крылом», предложенная Бартини Р.Л.

При взлётной массе в 2000...2500 т, хорде центроплана 110...120 м с размахом 50...60 м и толщиной профиля 20...25 м можно было разместить внутри экраноплана-авианосца до 15-25 боевых самолётов и все необходимые средства для эффективного функционирования авиационной техники и самого экраноплана (рис. 2).

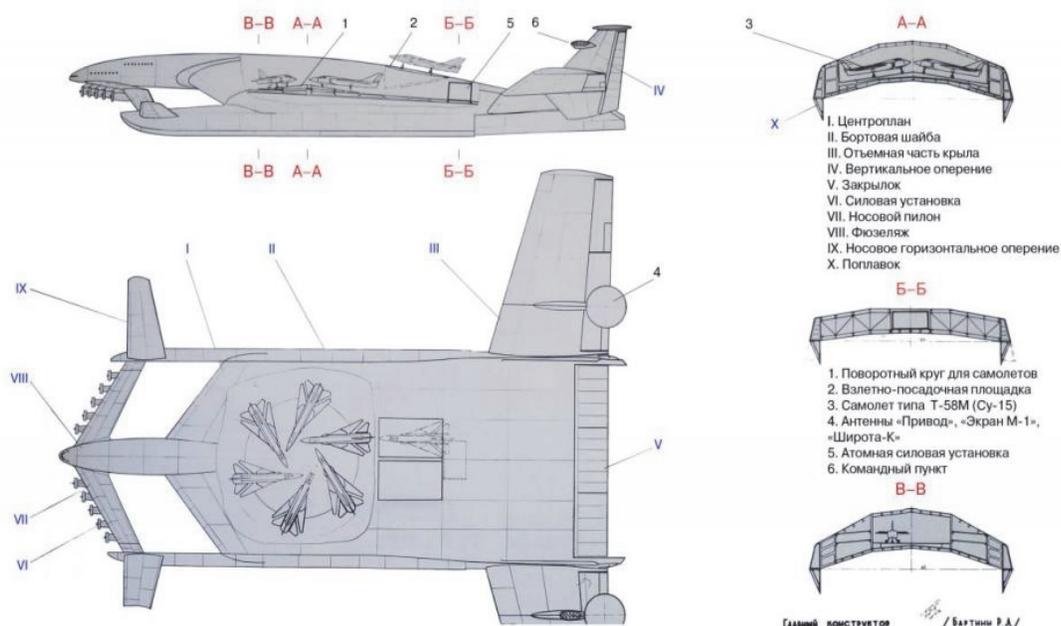


Рис. 2. Компоновка экраноплана А-2000 в авианесущем варианте

Одной из главных особенностей такого авианесущего экраноплана–авианосца являлась его способность двигаться в экранном режиме со скоростями до 550...600 км/ч, в том числе и со скоростями 200...350 км/ч, которые сопоставимы со взлётно-посадочными скоростями боевых самолётов. Эта способность позволяла бы осуществлять взлёты и посадки самолётов по методике, принципиально отличной от применяемой на классических авианосцах [5]. На экраноплане–авианосце эволютивная скорость для базирующегося боевого самолёта при взлёте и при посадке обеспечивалась бы ходом самого экраноплана. Методика взлёта и посадки, исключая разгон и торможение самолёта по корпусу экраноплана, позволяла бы обойтись без взлётно-посадочной палубы, без таких сложных, громоздких и энергоёмких механизмов, как катапульты и аэрофинишеры. В свою очередь отсутствие этих механизмов позволяло бы обеспечить неискажённую, хорошо обтекаемую верхнюю поверхность профиля центроплана и ограничиться только стартовой площадкой с платформой подъёмника самолётов в её центре (см. рис. 2).

Но ещё более важное преимущество такой методики взлёта и посадки самолётов заключалось в том, что она позволяла применять на экраноплане–авианосце любой тип обычных сухопутных боевых самолётов с взлётной массой до 35...42 т, находящихся в эксплуатации в подразделениях ВВС и ВМФ, и отказаться от создания и применения специальных палубных самолётов. Это расширяло боевые и тактические возможности авиационных подразделений, базирующихся на экранопланах–авианосцах, по сравнению с авиационными подразделениями авианесущих кораблей.

Способность экранопланов-авианосцев двигаться с максимальной скоростью в 10 раз быстрее, чем самые быстроходные корабли-авианосцы придаёт этому виду вооружения новое боевое качество и широкие тактические возможности. Быстрое прибытие в назначенный район (в течение нескольких часов на расстояние в несколько тысяч километров, а за сутки на 10–12 тыс. км) позволяет оперативно реагировать на изменение военной и политической обстановки в различных регионах Земного шара, обеспечивает внезапность проведения военных операций, а возможность широкого маневра при этой скорости способствует скрытности таких операций. Большая скорость перемещения, очень хорошая маневренность, полёт над водной поверхностью на малой высоте, в результате чего мала вероятность обнаружения радиолокационными средствами, обеспечивают экранопланам-авианосцам при их движении на марше полную неуязвимость от минного и торпедного оружия и существенно уменьшают опасность поражения корабельным и авиационным ракетным и артиллерийским оружием противника. Это позволяет им при выполнении определённых тактических, а иногда и стратегических операций, действовать самостоятельно и независимо от других подразделений флота, в отличие от кораблей-авианосцев, для которых при выполнении таких же операций требуется сопровождение для обслуживания и защита объединённой группы боевых и вспомогательных кораблей.

Поскольку центроплан предлагаемого экраноплана-авианосца имеет хорду не менее 100 м, позволяющую реализовать малые относительные высоты при полёте в экранном режиме на абсолютной высоте ~10...12 м от водной поверхности, то удаётся получить на крейсерском режиме полёта высокое аэродинамическое качество порядка 35...40 единиц. Благодаря этому имеется возможность эксплуатации ЭНБС при волнении моря вплоть до девятибалльного шторма, а при возникновении опасности попадания в ураган, необходимый запас дальности, скорости и маневренности даёт возможность своевременно обойти опасную зону.

Разработка экраноплана-авианосца выполнялась Ухтомским филиалом ТМЗ и являлась продолжением работ филиала, проводившихся с ЦАГИ и СибНИА по судам с динамическим принципом поддержания.

Основой конструкторских проработок являлся катамаран, состоящий из центроплана малого удлинения с бортовыми шайбами, к которым крепились водоизмещающие поплавки и консоли крыла и оперения. Высокое аэродинамическое качество и хорошие характеристики мореходности такой схемы подтвердились экспериментами в аэродинамических трубах и в гидроканалах, проведенных в ЦАГИ, СибНИА и ЦНИИ им. акад. А. Н. Крылова (ныне «Крыловский государственный научный центр»).

В задачу разработки входило также составление общего плана организации работ по созданию экранопланного флота, в том числе и авианесущего, создание проекта организационной структуры вновь образуемой отрасли экранопланостроения и оценочное определение финансовых затрат на все эти работы. Благодаря хорошим рабочим контактам с военными и гражданскими институтами удалось провести целый ряд уникальных исследований, выполнить предэскизную проработку нескольких вариантов экранопланов-авианосцев (рис. 3), провести предварительный сравнительный анализ их технических характеристик, оценить показатели их экономической и боевой эффективности [5].

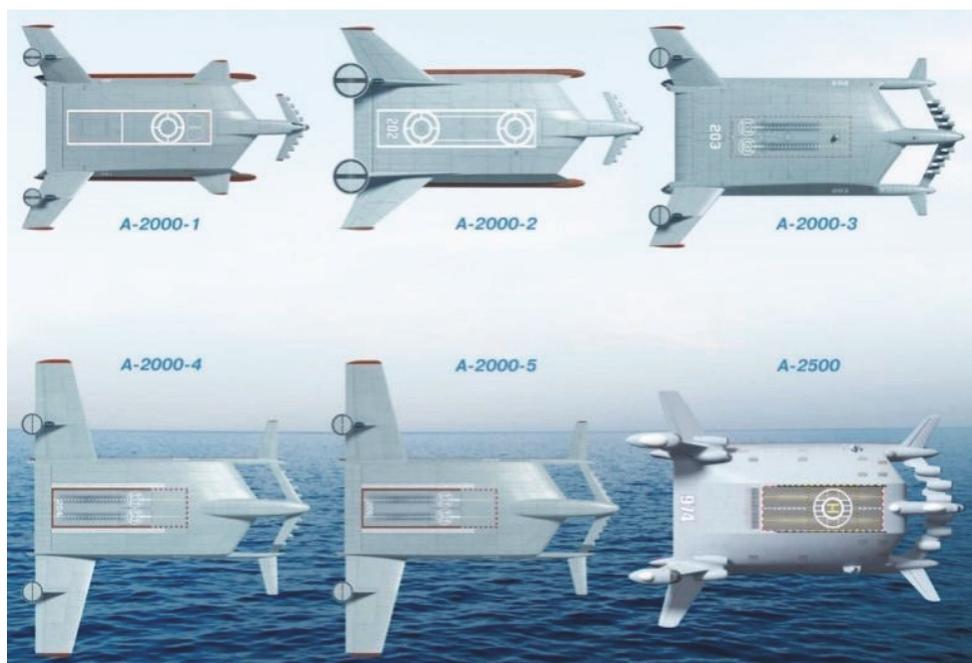


Рис. 3. Схема развития экранопланов-носителей боевых самолётов

В результате проведенных работ были получены интересные компоновочные и конструктивные решения, а также намечены направления более глубокой дальнейшей проработки. Так, для обеспечения практически неограниченной дальности действия было обосновано применение в качестве главного энергоузла атомной силовой установки на быстрых нейтронах с биологической защитой, обеспечивающей нормальные условия её эксплуатации.

Кроме носителя сверхзвуковых ударных самолётов и дальнобойных ракет для уничтожения авиационных ударных корабельных соединений стратегический экраноплан мог использоваться для ликвидации межконтинентальных воздушных мостов противника и нанесения ракетных ударов по любым континентальным объектам; выполнять функции скоростного военно-десантного и транспортного средства для проведения операций в любых акваториях Земного шара, а также активной плавбазы противолодочной обороны и минного заградителя большой производительности при внезапных операциях на удаленных театрах военных действий. В гражданском исполнении океанский экраноплан мог быть эффективным аппаратом для скоростных и грузовых перевозок.

Основные сведения о возможных технических характеристиках одного из наиболее совершенных вариантов сверхтяжёлого океанского экраноплана-авианосца А-2500: длина-183 метра; размах-129 метров; высота 48 метров [5]. Сравнение боковых профилей экраноплана А-2500 и американского корабля-авианосца «Нимиц» показано на рис. 4.

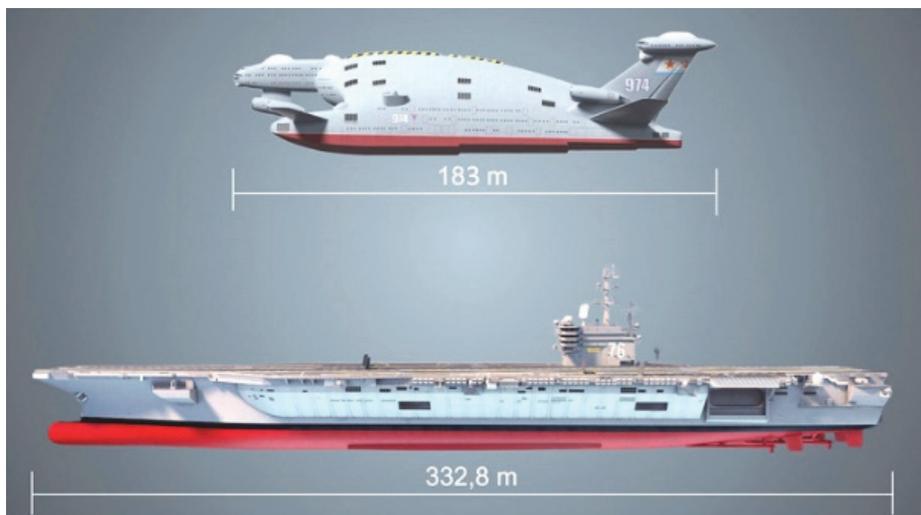


Рис. 4. Сравнение А-2500 и корабля-авианосца «Нимиц»

Силовая установка экраноплана А-2500 состояла из 10 турбовентиляторных двигателей взлётной тягой по 30...33 т каждый (рис. 5).



Рис. 5. Экраноплан-авианосец А-2500

Четыре из этих двигателей предназначались для создания тяги на крейсерском режиме полёта в экранном режиме и располагались в хвостовой части центроплана у основания килей. Гондолы этих двигателей имели реверсные устройства для создания силы торможения. Шесть других двигателей предназначались для создания воздушной подушки под корпусом экраноплана за счёт торможения выхлопных струй двигателей. Поддувные двигатели работали только на старте на режимах выхода из воды и разгона до эволютивной скорости полёта у экрана, а также при остановке экраноплана и переходе его в режим плавания. Эти поддувные двигатели размещались впереди центроплана и устанавливались на горизонтальном пилоне. Центроплан экраноплана, имеющий размеры центральной хорды 120 м, размах 60 м и максимальную

толщину профиля 28 м (рис. 6), плавно сопрягался по внешним обводам с двумя катаннанными килеватыми реданными поплавками.

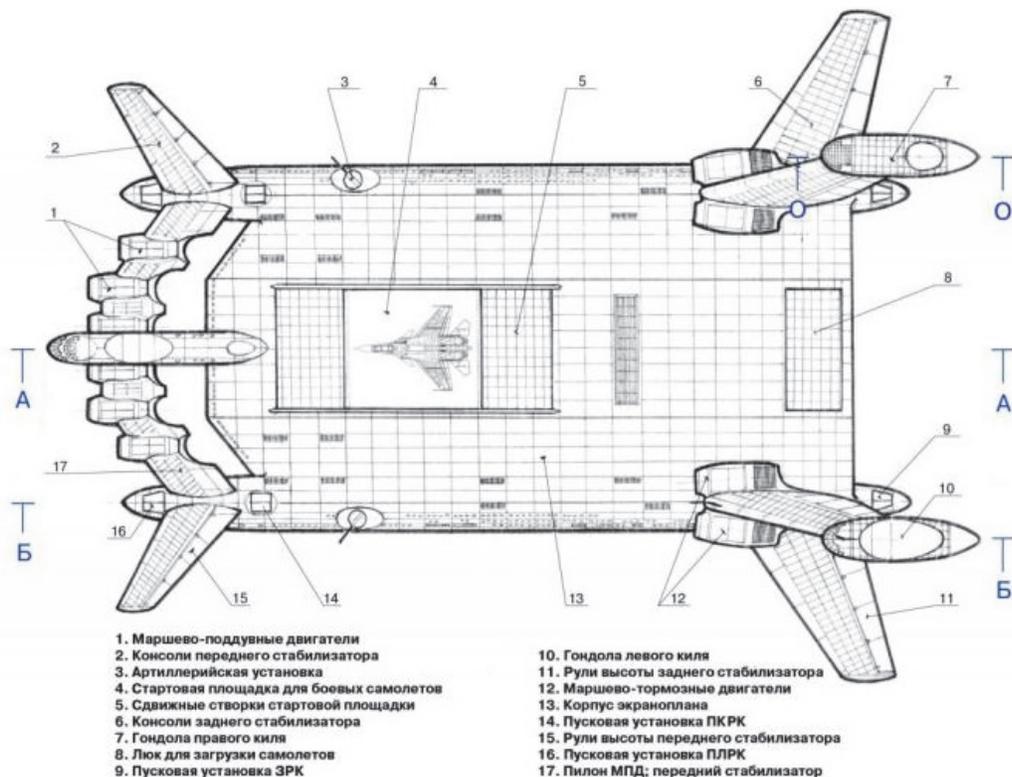


Рис. 6. Вид в плане А-25000

На экраноплане-авианосце А-2500 возможна эксплуатация боевых самолётов различных типов с габаритами до  $20 \times 20 \times 5,8$  м и с максимальными взлётными массами до 42 000 кг.

По площади ангарных палуб, по количеству и по производственным возможностям технических служб на борту экраноплана-авианосца А-2500 могли размещаться:

- 18 самолётов типа Су-24, Су-25, Су-27, МиГ-29;
- 24 самолёта типа Су-22, МиГ-23, МиГ-27;
- 42 самолёта типа МиГ-21, Як-38, Як-141.

В целом, в зависимости от задач, которые ставятся в каждом конкретном случае перед экранопланом-авианосцем А-2500, состав авиаподразделения может комплектоваться самолётами различного назначения. К боевым самолётам одного назначения (например, к истребителям-бомбардировщикам) за счёт уменьшения их количества могут добавляться боевые самолёты другого назначения (например, штурмовики, лёгкие истребители, самолёты ПВО и т.п.) или вспомогательные самолёты (разведывательные, самолёты ДРЛО, РЭБ и другие).

Оценки показали, что суммарная тяговооружённость А-2500 на 25–30 % ниже тяговооружённости тяжёлых самолётов. При этом затраты топлива на транспортировку единицы полезной нагрузки на единицу расстояния и значение полной весовой отдачи близки к соответствующим величинам современных транспортных самолётов.

Таким образом, благодаря применению схемы «составного крыла» с оптимально выбранными параметрами в компоновке сверхтяжёлого авианесущего экраноплана-носителя боевых самолётов А-2500 главному конструктору Роберту Бартини (на итальянский манер имя Роберт произносится как Роберто, что означает «Блестящий от

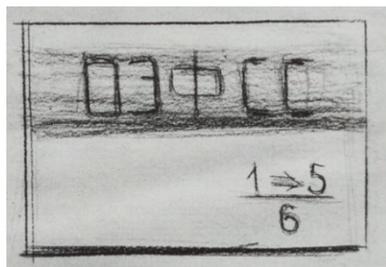


Рис. 7. Карандашный рисунок, выполненный рукой Р.Л. Бартини

Славы») удалось максимально приблизить его проектный технический уровень к достигнутым показателям тяжёлых военно-транспортных и пассажирских самолётов отечественного и зарубежного производства [5].

Можно предположить, что, своевременное принятие предложений Р. Л. Бартини в области создания Океанского Экранопланного Флота Советского Союза (ОЭФСС, рис. 7), позволило бы осуществить настоящий технический прорыв в области военноморских авианесущих средств и в скоростном морском транспорте принципиально нового типа.

### Заключение

Для современной России с учётом поступления на вооружение армии и флота современного ракетного оружия представляется целесообразным создание для него практически неуязвимых экранопланов-носителей с ядерными силовыми установками и неограниченной дальностью действия, основанных на научно-техническом заделе, полученном Р. Л. Бартини и его единомышленниками. И тогда лозунг, выдвинутый Р.Л. Бартини – «ОДНА ШЕСТАЯ СТАНЕТ ПЯТЬ ШЕСТЫХ», претворится в жизнь.

### СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ:

1. Шавров В.Б. История конструкций самолётов в СССР до 1938 г / В.Б. Шавров. – М.: Машиностроение, 1978. – 576 с.
2. Удалов К.Г. Самолёт ВВА-14 / К.Г. Удалов, Г.С. Панатов, Н.Г. Фортинов. – М.: АВИКО ПРЕСС, 1998. – 280 с.
3. Маслов А.Н. Роберт Орос ди Бартини – советский авиаконструктор, физик-теоретик, философ. Сборник статей по физике и философии «Мир Бартини» / А.Н. Маслов. – М.: Самообразование, 2009 г. – 224 с.
4. Якубович Н.В. Самолёты Бартини / Н.В. Якубович М.: Русское авиационное общество, 2006 г. - 108 с.
5. Удалов К.Г., Рысь М. Бартини и его проекты. Том 4. Боевые экранопланы. – М., 2021, – 176 с.
6. Погорелов Н.А. Невостребованное наследие. Монография. – Харьков: Типография ХГАПП, 2011. - 747 с.

## УЧЕБНО- И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ОПЫТНОЕ ПРОИЗВОДСТВО – НЕОТЪЕМЛЕМАЯ ЧАСТЬ ИННОВАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ СОВРЕМЕННОГО ТЕХНИЧЕСКОГО ВУЗА

И.О. Леушин<sup>1</sup>, д.т.н., зав. кафедрой, И.В. Леушина<sup>1</sup>, д. пед. н., проф.

*Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева  
(федеральный опорный университет)  
603155, г. Нижний Новгород, ул. Минина, 24  
E-mail: igoleu@yandex.ru*

**Аннотация.** В центре внимания авторов находится проблема возрождения учебно-и/или экспериментально-опытного производства отечественных технических вузов. Анализируется опыт советского и российского периода истории нашей страны и его место в цикле «наука – производство». Предлагаются приемлемые варианты разрешения обозначенной проблемы.

**Ключевые слова:** учебно-опытное производство, экспериментально-опытное производство, технический вуз, инновационная инфраструктура.

**Abstract.** The authors focus on the problem of reviving the educational and/or experimental production of domestic technical universities. The experience of the Soviet and Russian periods of our country's history and its place in the «science – production» cycle are analyzed. Acceptable options for resolving the problem are proposed.

**Keywords:** educational and experimental production, experimental and experimental production, technical university, innovative infrastructure.

Значение учебно- и/или экспериментально-опытного производства (УЭОП) технического вуза советского периода истории нашей страны и его место в цикле «наука – производство» определялось тем, что именно на площадке УЭОП проверялись в производственных условиях полученные специалистами вуза технические решения с целью их скорейшего внедрения в народное хозяйство. Основными задачами УЭОП были верификация и уточнение технических, эксплуатационных и экономических параметров разработок, воплощение в металле результатов конструкторских и технологических расчетов, изготовление и испытание опытных образцов новых типов техники, отработка технологических процессов, создание специализированного оборудования, необходимого для выполнения экспериментальных исследований, выработка рекомендаций для запуска изделий в серию. Около 60% технических вузов имели в своей структуре УЭОП, а остальные активно занимались формированием и открытием по причине очевидных преимуществ: организации, включающие УЭОП, осваивали выпуск новейших образцов продукции, причем время на их создание сокращалось в 1,5–2 раза, а затраты – на 50–60% [1–2].

Как известно, в 90-е годы прошлого столетия инфраструктура подавляющего большинства российских технических вузов серьезно пострадала, потеряв такой важнейший компонент, как УЭОП. Решения о закрытии подобных производств и выводе их из состава вузов чаще всего были обусловлены недостатком финансирования системы высшего образования в целом, резким падением спроса отечественного рынка

на наукоемкую продукцию и стремлением руководства вузов освободиться от «неэффективных активов». Осознание ошибочности принятых решений и прозрение пришли позднее, в первое десятилетие 2000-х, причем связаны они были с началом подъема промышленности и, как следствие, ростом спроса со стороны предприятий как на научно-технические разработки, так и на квалифицированные инженерные кадры. Но, как известно, строить значительно труднее, чем разрушать, поэтому процесс возрождения утерянных УЭОП в структуре отечественных технических вузов продолжается до сих пор.

В настоящее время в силу резкого осложнения международной обстановки и в контексте стремления России добиться технологического суверенитета, сделав ставку на собственную науку, этот процесс получил новый импульс к развитию. Появилась необходимость провести анализ ситуации, получить ответы на возникшие вопросы, осмыслить масштаб проблемы и наметить пути ее разрешения.

Начать следует с предназначения УЭОП, которое, по мнению авторов данной статьи, состоит в выполнении функций «мостика» между наукой и действующим производством, обеспечивающего постоянную подпитку последнего не только творческими идеями, находками, интересными проектами, но и, что очень важно в условиях дефицита инженерных кадров, конкретными высококвалифицированными специалистами – их разработчиками и носителями творческих идей (учеными, аспирантами, студентами, выпускниками), сопровождающими инновации по всему циклу их жизни и принимающими непосредственное участие в их практической реализации и совершенствовании.

Принимая это во внимание, нетрудно оценить ситуацию с утерей техническими вузами УЭОП как критическую, чреватую серьезными негативными последствиями и для российской промышленности, и для самих вузов.

В этой связи ценным представляется опыт разрешения обозначенной проблемы современными российскими вузами.

Например, в работе [3] рассматриваются актуальные вопросы функционирования инновационной инфраструктуры университетов на примере нескольких национальных исследовательских университетов Российской Федерации, среди которых Пермский национальный исследовательский политехнический университет. Важнейшим элементом его инфраструктуры является Центр экспериментального производства, к основным функциям которого относятся разработка проектной, конструкторской, нормативно-технической, эксплуатационной документации на научно-техническую продукцию и технологии, а также создание экспериментальных изделий и опытных образцов. Этот центр включает в себя несколько конструкторских и технологических бюро, а также более двадцати инновационно-технологических центров по отдельным направлениям и работает в тесной взаимосвязи с другими элементами инфраструктуры вуза. Автор обращает внимание на лидирующие позиции технических университетов в сравнении с классическими практически по всем показателям инновационной инфраструктуры.

В связи с анализируемой проблемой нельзя не упомянуть Экспериментально-производственный комбинат Уральского федерального университета им. первого Президента России Б.Н. Ельцина, где создаются прототипы, опытные образцы и мелкие серии наукоемких изделий, разработанных учеными университета. Его экспериментальное производство – одно из самых оснащенных обрабатывающих производств в Уральском регионе. На площадке комбината силами университета осуществляется полный цикл работ по подготовке производства, включая НИР, конструкторскую и технологическую подготовку, а в экспериментальном производстве – весь путь от материала и заготовки до готовых детали, узла или изделия самой высокой сложности и ответственности.

Современный взгляд на УЭОП подробно изложен в работе [4]. По мнению ее авторов, опытное производство – это особый тип производства, созданный для обеспечения научно-технического прогресса и развития промышленности страны согласно постановлениям правительства РФ, и/или по инициативе научных учреждений, и/или выделенный в составе промышленного предприятия, и / или по инициативе самостоятельных физических и юридических лиц, целью которого является: разработка и проектирование новых видов техники, технологий и продукции; изготовление, испытание и доведение до серийного производства современных, оригинальных, уникальных опытных образцов, соответствующих запланированным технико-экономическим характеристикам с заданным или превосходящим экономическим эффектом в условиях, максимально приближенных к промышленным; и / или изготовление специального оборудования для проведения новых научных исследований и разработок.

Еще один пример – экспериментально-опытное производство Научно-производственного учебного технологического центра Санкт-Петербургского государственного морского технического университета, размещенное в четырех цехах, оснащенное самым современным оборудованием, занимающееся производством инструмента и средств технологического оснащения, разработанных Научно-исследовательской технологической лабораторией, входящей в структуру этого же центра, которое успешно выполняет функции площадки для прохождения производственных практик студентов вуза.

К числу приемлемых вариантов разрешения обозначенной проблемы возрождения УЭОП технических вузов авторы данной статьи относят:

- создание профильных подразделений внутри действующей инфраструктуры вузов путем высвобождения площадей и их оснащения необходимым оборудованием;
- расширение действующей инфраструктуры вузов путем присоединения к ней обособленных подразделений в виде небольших цехов, участков и производств с последующей модернизацией и использованием богатого опыта советских заводов-втузов;
- формирование в рамках научно-производственных комплексов межвузовских УЭОП, а также отраслевых и межотраслевых УЭОП, в которых соучредителями выступают технический вуз, Министерство высшего образования и науки и Министерство промышленности и торговли России, заинтересованные предприятия или организации-партнеры.

Очевидно, все представленные варианты требуют привлечения инвестиций. При этом инвесторами могут выступать не только бюджеты различных уровней, но и различные заинтересованные бизнес-структуры, а также предприятия и организации.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Глаголева Г.М.* Технологическое освоение научных открытий и разработок / Г.М. Глаголева. – М.: Экономика, 1977. – 111 с.
2. *Основы управления наукой: экономические проблемы* / И.В. Лихачева, Г.А. Лахтин, Е.Н. Блиок. – М.: Наука, 1983. – 215 с.
3. *Суханова П.А.* Действующая инновационная инфраструктура российских национальных исследовательских университетов в региональной инновационной системе: проблемы и решения // *Современные проблемы науки и образования*. – 2013. – №4. – URL: <https://science-education.ru/ru/article/view?id=9836> (дата обращения: 24.09.2024)
4. *Ширяева Ю.С., Оранова М.В.* Современный взгляд на опытное производство и механизм управления им на промышленном предприятии // *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*. – 2007. – №6. – С. 197–200.

#### REFERENCES

1. *Glagoleva G.M.* Technological development of scientific discoveries and developments / G.M. Glagoleva. – M.: Economica, 1977. – 111 p.
2. *Fundamentals of science management: economic problems* / I.V. Likhacheva, G.A. Lakhtin, E.N. Bliokov. – M.: Nauka, 1983. – 215 p.
3. *Sukhanova P.A.* Acting innovative infrastructure of Russian national research universities in the regional innovation system: challenges and solutions // *Modern problems of science and education*. – 2013. – No. 4. – URL: <https://science-education.ru/ru/article/view?id=9836> (date of the application 24.09.2024)
4. *Shiryayeva Yu.S., Oranova M.V.* Modern views of experimental production and the mechanism of its management at an industrial enterprise // *Bulletin of the Nizhny Novgorod University*. N.I. Lobachevsky. – 2007. – No. 6. – Pp. 197–200.

## СОЗДАНИЕ АНТИОБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПУТЁМ ОСАЖДЕНИЯ ФТОРПОЛИМЕРНОГО ПОКРЫТИЯ НА ОБРАБОТАННУЮ ПОВЕРХНОСТЬ МЕТАЛЛА

А.И. Сафонов<sup>а</sup>, к.ф.-м.н., с.н.с., А.В. Петрова, аспирант, инженер-исследователь,  
С.В. Старинский, д.ф.-м.н., с.н.с., И.К. Кабардин, к.ф.-м.н., с.н.с.

*Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН  
630090, Россия, г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, 1  
<sup>а</sup>E-mail: safonov@itp.nsc.ru*

**Аннотация.** В представленной работе рассмотрена возможность создания поверхностей с антиобледенительными свойствами путём осаждения фторполимерного покрытия на поверхность металла, предварительно обработанную различными методами, такими как лазерная абляция и абразивная пескоструйная обработка. Фторполимерные покрытия наносились методом химического осаждения из газовой фазы, активированной горячим проволочным катализатором. Измерены свойства смачивания и шероховатость полученных поверхностей. Исследовано влияние строения созданных поверхностей на их антиобледенительные свойства. Показано, что представленный подход может быть использован для получения покрытий с антиобледенительными свойствами.

**Ключевые слова:** антиобледенение, супергидрофобность, фторполимер, металл, микроструктурирование, импульсное лазерное излучение, лазерная обработка, абразивная обработка.

**Abstract.** The presented work considers the possibility of creating surfaces with anti-icing properties by depositing a fluoropolymer coating on a metal surface pre-treated by various methods, such as laser ablation and abrasive sandblasting. Fluoropolymer coatings were applied by the hot wire chemical vapor deposition method. The wetting properties and roughness of the obtained surfaces were measured. The effect of the structure of the created surfaces on their anti-icing properties was studied. It is shown that the presented approach can be used to obtain coatings with anti-icing properties.

**Keyword:** anti-icing, superhydrophobicity, fluoropolymer, metal, microstructuring, pulsed laser radiation, laser treatment, abrasive treatment.

Антиобледенение имеет важное значение для безопасности и эффективности в авиации и наземном транспорте, при выработке и транспортировке электроэнергии, в строительстве и т. д. Современные подходы к предотвращению нарастания льда являются ресурсоемкими, основанными на использовании химикатов или высоком потреблении энергии. По этой причине существует потребность в разработке новых пассивных подходов к предотвращению льдообразования. Эти подходы связаны с применением устойчивых супергидрофобных поверхностей. На таких поверхностях за счёт их уникального свойства происходит отталкивание переохлаждённых капель воды, задержание процесса замерзания, отслаивание образовавшегося льда в результате его низкой адгезии к ним. Несмотря на большое количество работ, нет чёткого понимания, какие процессы преобладают и являются наиболее приемлемыми для решения этой задачи.

В представленной работе использовался комбинированный подход для формирования поверхностей с супергидрофобными свойствами. Известно, что такие покрытия

обладают и антиобледенительными свойствами, так как препятствуют закреплению капель воды на поверхности, не давая им эффективно примерзнуть к ней. Ключевым условием для получения супергидрофобных поверхностей является наличие развитой микро- и/или наноструктурированной архитектуры. Важным аспектом при этом является обеспечение низкой свободной поверхностной энергии для данных структур, которое достигается нанесением гидрофобизирующих покрытий.

В данной работе были получены супергидрофобные покрытия путем нанесения фторполимерного покрытия на предварительно обработанные различными методами поверхности металлов. В качестве предварительной обработки использовались такие методы, как импульсная лазерная абляция и абразивная пескоструйная обработка. В исследовании участвовали: алюминий сплав Д16Т и нержавеющая сталь 12Х18Н10Т. Лазерная обработка применялась для трубы диаметром 30 мм из сплава Д16Т. Параметры применённой лазерной обработки были идентичными описанным в работе [1]. Кусочки из нержавеющей стали размером 120×40 мм<sup>2</sup> были обработаны пескоструйным методом.

Осаждение фторполимерных покрытий на обработанные поверхности проводилось методом химического осаждения из газовой фазы, активированной горячим проволочным катализатором (Hot Wire Chemical Vapor Deposition, HW CVD) на установке, подробно описанной в работе [2]. Параметры процесса осаждения были следующие: температура нихромовой нити активатора была 580 °С, давление газа-предшественника 67 Па, расход газа предшественника 120 ст. см<sup>3</sup>/мин, расстояние между нитью активатора и поверхностью подложки 50 мм. В качестве газа-предшественника использовалась газообразная окись гексафторпропилена (ОГФП, C<sub>3</sub>F<sub>6</sub>O). Материалом каталитической нити был нихром (Х20Н80). Толщина осаждаемого фторполимерного покрытия определяется временем экспозиции. При заданных параметрах скорость роста покрытия составляет порядка 8 нм/мин.

Исследование смачиваемости проводили методом лежащей капли на установке DSA-E100 (KRUSS, Германия). На поверхность образца наносили каплю объемом 3 микролитра. Изображение капли было снято с помощью теневой техники, далее программой была определена форма капли и выбрана геометрическая модель её контура. Для точного определения краевого угла смачивания (КУС) образцов было проведено по 5 измерений в 3 различных точках образца. Все полученные образцы обладали супергидрофобными свойствами с КУС более 150°.

Антиобледенительные свойства поверхностей испытывались в климатической аэродинамической трубе (КАТ) Института теплофизики СО РАН, конструкция и параметры установки подробно описаны в работах [3–6]. В рабочем участке КАТ размером 400×400 мм<sup>2</sup> с помощью водораспылительной системы создается водокапельный поток холодного воздуха, контролируемый средствами измерения технологических параметров установки. В состав КАТ входят: охладитель воздуха (проточный трубный жидкостно-воздушный теплообменник NWP 700-400/2-R, необходим для поддержания заданной температуры воздуха от – 25 до 40 °С, с точностью ±0,5 °С); хонейкомб (используется для выравнивания поля течения воздушного потока и для снижения уровня турбулентности); центробежный вентилятор ВР 280-46-5,0 (предназначен

для создания воздушного потока с регулируемой скоростью) и проточный криотермостат LOIP FT-600. Установка предназначена для организации условий искусственного обледенения в ходе выполнения экспериментальных исследований и позволяет регистрировать следующие параметры: скорость и температуру потока, температурное поле исследуемой поверхности, толщину образующейся наледи, спектр размеров капель и влажность водовоздушного потока.

Испытания на обледенение проводились в трёх температурных режимах ( $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,  $-8\text{ }^{\circ}\text{C}$  и  $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$ ). Пластинки предварительно не замораживались. Продолжительность обледенения в каждом режиме составляла 30 минут. На фотографиях Рисунка 1 можно наблюдать, что в режиме при  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  лед не образуется на открытых участках поверхности, а только на кромках и стыках с подставкой. На поверхности формируются капли, но не замерзают. Через некоторое время капли уносятся потоком или стекают и задерживаются на необработанной кромке поверхности, где замерзают. С этого места начинает нарастать лед. В режиме при  $-8\text{ }^{\circ}\text{C}$  лед продолжает расти на кромках, появляются замерзшие капли в центре пластинки.

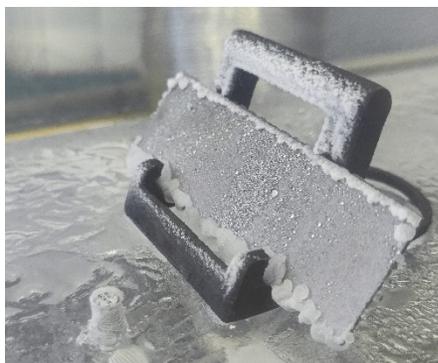
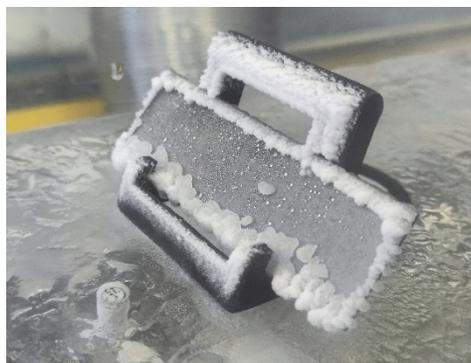
*а**б**в**г*

Рис. 1. Фотографии образца из нержавеющей стали до (а) и после испытаний в КАТ при различных температурных режимах:  $-4\text{ }^{\circ}\text{C}$  (б),  $-8\text{ }^{\circ}\text{C}$  (в),  $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$  (г)

В режиме при  $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$  замерзают все капли, осевшие при прошлых режимах, в первую очередь вокруг больших замерзших капель. Полученные поверхности эффективно сопротивляются образованию льда только при условии супергидрофобных свойств, когда в результате предварительной обработки КУС достигает  $150^{\circ}$  и выше. Пример этого представлен на образце из сплава Д16Т (рис. 2). Несмотря на то, что весь образец покрыт фторполимером, образование льда не происходит только в той области, которая предварительно до осаждения фторполимера была обработана лазером. Измерения КУС поверхности показали, что покрытия на необработанной поверхности имеют угол смачивания  $132^{\circ}$ , а на обработанной  $-165^{\circ}$ .



Рис. 2. Фотография поверхности трубы из сплава Д16Т после испытания в КАТ при температуре потока  $-15\text{ }^{\circ}\text{C}$

Полученные результаты показывают возможность применения предлагаемого подхода для создания супергидрофобных покрытий с антиобледенительными свойствами комбинацией методов HW CVD и лазерной абляции, либо HW CVD и абразивной пескоструйной обработкой. Данные покрытия могут быть применены в качестве дополнительной защиты от обледенения при производстве беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), лопастей ветрогенераторов, элементов планера самолёта и навесного оборудования, а также в других отраслях.

#### СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. *Lebedev A. et al.* Control of the turbulent wake flow behind a circular cylinder by asymmetric sectoral hydrophobic coatings // *Physics of Fluids*. – 2021. – Vol. 33. – №. 12. – P. 121703.
2. *Safonov A.I. et al.* Deposition features and wettability behavior of fluoropolymer coatings from hexafluoropropylene oxide activated by NiCr wire // *Thin Solid Films*. – 2018. – Vol. 653. – P. 165-172.
3. *Meledin V. G. et al.* Reducing Ice Adhesion by Using Nanostructured Plastic Polymer Coatings for De-Icing of Wind Turbine Blades // *Journal of Engineering Thermophysics*. – 2023. – Vol. 32. – №. 3. – P. 591-595.
4. *Kabardin I. K. et al.* Features of Using Nanostructured Plastic Polymer Coatings for Protection against Icing of Industrial Structures // *Journal of Engineering Thermophysics*. – 2023. – Vol. 32. – №. 1. – P. 54-61.
5. *Zuev V. O. et al.* Measuring the geometric parameters of ice by phase triangulation method in a limited volume with refraction of optical signals // *Thermophysics and Aeromechanics*. – 2023. – Vol. 30. – №. 1. – P. 121-126.
6. *Kabardin I. K. et al.* Development of multivariable triangulation method for diagnostics of icing of wind turbine blades // *Journal of Engineering Thermophysics*. – 2022. – Vol. 31. – №. 4. – P. 567-572.

## СОДЕРЖАНИЕ

<b>Секция № 1. Авиационные системы</b> .....	7
<i>Зверков И.Д., Крюков А.В., Семухин Р.И.</i> Новые подходы к определению облика стратосферного воздушного судна самолётного типа .....	7
<i>Рудзей Г.Ф., Смирнов Д.Н., Шейфер С.В.</i> Оценка влияния ударных повреждений, в том числе града, на механические характеристики конструктивных элементов.....	16
<i>Глуздов Д.С., Хахленкова А.А., Шаталина Д.А., Михайлова О.А.</i> Разработка подходов к снижению трудозатрат на проведение подетальных расчетов прочности пассажирского самолета .....	24
<i>Поливанов П.А., Маркин В.В., Беркон Г.А., Вишняков О.И., Сидоренко А.А.</i> Использование поверхностных датчиков для определения режимов полета летательных аппаратов.....	29
<i>Чичиндаев А.В., Хромова И.В.</i> Проблемы проектирования элементов СКВ и особенности подготовки инженерных кадров .....	35
<i>Богданов В.И., Яковлев В.В.</i> Беспилотный летательный аппарат второго поколения .....	41
<i>Сергеев Д.С., Чинахов Д.А., Горбачев М.В.</i> Активные и пассивные методы распределения воздушных потоков на БПЛА мультироторного типа.....	45
<i>Крюков А.В., Зверков И.Д., Чехов В.П., Матвеев Д.А., Мешков А.А.</i> Вариоформное секционное крыло как основательных аппаратов нового поколения. ....	49
<i>Абзалов Я.С.</i> Концептуальное проектирование аппарата внешнего пилотирования с прямым крылом .....	56
<i>Матвеев Д.А., Зверков И.Д., Крюков А.В.</i> Испытания на кручение хвостовой балки самолета «Сарма» .....	61
<i>Косачева В.С.</i> Исследование прочности крыла в среде ANSYS.....	67
<i>Алтацкий Е.С., Абзалов Я.С., Иванов Д.В., Попов Д.А., Сергеев Д.С.</i> Концептуальное проектирование защитного каркаса БПЛА мультироторного типа для сохранения полезной нагрузки .....	71
<i>Алтацкий Е.С., Иванов Д.В., Попов Д.А.</i> Проектирование БПЛА вертикального взлета и посадки с неподвижным крылом .....	76
<i>Салморбекова Р.Б.</i> Перспективы развития систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов в Кыргызстане.....	83
<i>Серокуров М.И.</i> Основные проблемы эксплуатации двигателей вертолета .....	87
<b>Секция № 2. Технологии получения и обработки материалов для авиастроения</b> .....	91
<i>Чумаевский А.В., Панфилов А.О., Сидоров Е.А., Княжев Е.О., Колубаев Е.А.</i> Структурные изменения в композиционных материалах на основе титана при получении методом фрикционной перемешивающей обработки с использованием инструмента из никелевого сплава .....	91
<i>Чумаевский А.В., Оситович К.С., Рубцов В.Е., Тарасов С.Ю., Колубаев Е.А.</i> Получение биметаллических элементов на основе стали и меди методом проволочной аддитивной электронно-лучевой технологии .....	97

<i>Шайдуров С.В., Рынгач Н.А., Тагоев Ф.М., Курлаев Н.В.</i> Численное моделирование магнитно-импульсного формообразования патрубка с жалпозы.....	102
<i>Бурдина Е.И., Чинахов Д.А., Чернухин Р.В., Чжан Ц.</i> Исследование влияния режимов сварки на формообразование и геометрию валиков при многослойной наплавке .....	108
<i>Аралбаев М.К.</i> Теоретические и прикладные аспекты современного материаловедения в авиации .....	113
<i>Чжана Ц., Козлов В.Н., Чинахов Д.А., Чернухин Р.В., Бурдина Е.И.</i> Оптимизация параметров фрезерования при электронно-лучевой 3D-печати мартенситной нержавеющей стали 40 x 13 с использованием метода тагучи на основе сил.....	118
<i>Федоров Н.А., Приходько И.Ю., Березников Н.В.</i> Влияние полисилоксановых стабилизаторов пены на структуру ячейки пенополиимида .....	123
<i>Смирнов Н.И., Баранов Е.А., Попелух А.И., Старинский С.В.</i> Импульсная лазерная обработка металлов для повышения их механостойкости и снижения трения .....	129
<i>Мешков А.А., Черкашин Т.О., Зверков И.Д.</i> Разработка легких шарнирных наконечников из алюминиевого сплава для пространственных систем управления.....	134
<i>Гусейнов А.Г., Абасов В.А., Асадов Ш.Н., Мамедов Ч.М., Керимов А.Ф.</i> Влияние некоторых параметров на процесс экструзии с конструкциям шнеков .....	139
<i>Савин И.А.</i> Обработка быстрорежущих сталей импульсным лазерным излучением.....	145
<i>Аббасов В.А., Насиров М.С.</i> Исследование износа и деформации зубьев дисковых фрез при обработке прямоугольных канавок при производстве мебельных деталей для авиации .....	150
<i>Баширов Р.Д., Аббасов В.А., Астанова Э.Р., Рзаев Э.Д., Гамдуллаева, И.Г.</i> Влияние технологических параметров при шлифовании на неровности поверхности, восстановленной покрытиями на основе никеля .....	155
<i>Баширов Р.Д., Рзаев Э.Д., Астанова Э.Р., Дживишов В.Ф., Расулов Ф.Р.</i> Особенности выбора инструмента для механической обработки полимерных композиционных материалов.....	161
<i>Ильященко Д.П., Лаврова Е.В., Титова И.И.</i> Параметры переносимых капель электродного металла при РДС .....	168
<i>Полтавец М.Н., Рынгач Н.А., Бобин К.Н., Курлаев Н.В.</i> Особенности технологии укладки медной шины на поверхность корпуса крупногабаритного индуктора импульсного магнитного поля.....	173
<i>Николенко К.А., Фомичев Д.С., Попов И.П.</i> Расчет технологических параметров процесса осадки трубной заготовки с внутренним давлением .....	176
<i>Николенко К.А., Шляпугин А.Г., Казаков А.В., Ласкин Е.П.</i> Совершенствование технологии листовой высокотемпературной штамповки изделия «Тройник» из титанового сплава VT20.....	182
<i>Николенко К.А., Попов И.П., Казаков А.В., Ласкин Е.П.</i> Моделирование процесса листовой высокотемпературной штамповки изделия «тройник» из титанового сплава VT20 в программном комплексе QForm V10 .....	187
<i>Охапкин Ю.С.</i> Схемы деформирования крупногабаритного днища .....	193
<i>Нестеренко Е.С., Трифонов А.И.</i> Моделирование процесса гибки в штампе с упругим элементом из алюминиевых сплавов в программном комплексе QForm .....	198

<i>Батина А.В., Стройков М.М., Демьяненко Е.Г.</i> Использованием инженерного метода решения при проектировании нового технологического процесса.....	203
<i>Синичкин А.С., Нестеренко Е.С.</i> Процесс вытяжки осесимметричных деталей из сплава Д16 ....	206
<i>Шевченко А.В., Рынгач Н.А.</i> Термографический метод исследования повреждений в газотурбинных двигателях.....	210
<i>Бабаев Азад Мамед Оглы.</i> К вопросу о применении полимерных и композиционных материалов в авиастроении .....	217
<b>Секция № 3. Численные методы моделирования процессов .....</b>	<b>223</b>
<i>Краус А.Е., Краус.И., Шабалин И.И.</i> Численное моделирование ударного воздействия на гетерогенные материалы .....	223
<i>Уткин А.В., Фомин В.М.</i> Исследование высокоскоростного взаимодействия нанокластеров с преградой методом молекулярной динамики.....	228
<i>Горбачев М.В.</i> Моделирование процесса обледенения поверхности летательного аппарата ....	233
<i>Мельников А.Ю.</i> Трение сверхзвукового потока в цилиндрических каналах .....	239
<i>Подшивалов А.А., Баланчук В.Р. Абдуллин А.Д.</i> Компьютерное моделирование технологических процессов в авиастроении .....	243
<i>Наумкин В.С., Горбачев М.В.</i> Моделирование термодеструкций оптической аппаратуры источника синхротронного излучения .....	248
<i>Примаков А.В.</i> Влияние граничных условий на газодинамические характеристики в резонирующих волноводах при взаимодействии с недорасширенной струёй .....	253
<i>Доненко Л.Н., Доненко И.Л., Курманов У.Э.</i> Фрактально-кластерное исследование состояния взлетно-посадочных полос при помощи ИИ.....	259
<i>Орлов Е.А., Горбачев М.В.</i> Анализ напряженно-деформированного состояния участка трубопровода комплексной системы кондиционирования воздуха летательного аппарата ....	267
<i>Ахмед Солиман М.Э., Анисимов А.Г.</i> Численное моделирование и экспериментальное исследование удара стального шарика об алюминиевую пластину из Д16 .....	272
<i>Ахмед Солиман М.Э., Курлаев Н.В.</i> Численное исследование высокоскоростной обработки ортогональным резанием титанового сплава ВТ6 методом сглаженных частиц Галёркина ....	281
<i>Афанасенков А.А., Лаврук С.А., Хмель Т.А.</i> Подавление ячеистой гетерогенной детонации в нанодисперсной газозвеси частиц алюминия облаком инертных частиц оксида алюминия .....	289
<i>Ян Лун Н., Терехов В.И.</i> Аэродинамика турбулентного течения в системе наклонных траншейных лунок, расположенных на стенке плоского канала.....	293
<i>Кульпанович Г.Т., Дьяченко А.Ю., Смутьский Я.И., Терехов В.И.</i> Исследование градиентных течений в прямоугольном канале .....	300
<i>Черкашин Т.О., Мешков А.А., Зверков И.Д.</i> Применение численного пакета «Flow simulation» в системе solid works для нахождения аэродинамических сил, действующих на транспортный контейнер при перевозке грузов.....	306
<i>Скворцов М.Д., Баницкова И.А.</i> Расчет коэффициента интенсивности напряжений в вершине трещины нормального отрыва в Ansys .....	312
<i>Чернов Г.А., Акинин С.А.</i> Численное моделирование огневых испытаний маслобака самолёта ....	316

<i>Клочков Н.И., Зверков И.Д.</i> Мониторинг целостности композитных сотовых конструкций с применением теплового метода неразрушающего контроля .....	321
<i>Николенко К.А., Фомичев Д.С., Попов И.П.</i> Анализ распределения толщины в устройстве для осадки полуфабриката с внутренним давлением .....	329
<b>Секция № 4. Высокэнергетические процессы для научных задач и технологий .....</b>	<b>335</b>
<i>Jian Cheng, Yan Ge, Zikun Xing, Ruiqi Shen, Wei Zhang.</i> Microwave ignition of ADN/AMINDCA ionic liquid deposited nano-metal particles.....	335
<i>Wei Zhang, Zhiwen Wang, Ruiqi Shen.</i> Combustion characteristics of electrically controlled solid propellant at high pressure.....	338
<i>Фомичев В.П., Ядренкин М.А.</i> Оценка эффективности локального МГД-взаимодействия в высокоскоростном потоке газа .....	342
<i>Ядренкин М.А., Громыко Ю.В.</i> Особенности вихревого течения, созданного миниатюрным электромагнитным актуатором .....	347
<i>Бедарева И.А.</i> Математическое моделирование горения мелкодисперсных частиц бора в условиях физических экспериментов .....	350
<i>Темербекоев В.М., Тропин Д.А.</i> Численное моделирование распространения газовой детонации в канале с пластинами различной ориентации .....	359
<i>Федоренко В.А., Лукашов В.В., Тупикин А.В., Леманов В.В., Шаров К.А.</i> Особенности каталитической нейтрализации газовых потоков в переходных режимах течения .....	364
<i>Белюсова Н.С., Глотов О.Г., Сорокин И.В., Суродин Г.С.</i> Исследование процесса горения титаносодержащих смесевых топлив .....	369
<i>Зубашевский К.М., Гуськов А.В.</i> Определение критериев для инженерной методики определения ресурса узла трения.....	378
<i>Цыбрий А.И., Гуськов А.В.</i> Пуск неуправляемых авиационных ракет с носителя .....	383
<i>Гуськов А.В., Милевский К.Е., Шептунюва А.А.</i> Влияние скорости ветра на рассеивание при сбросе груза с БПЛА.....	388
<i>Халеменичук В.П., Тен К.А., Прууэл Э.Р. Кашкаров А.О., Рубцов И.А., Туманик А.С., Асылкаев А.М.</i> Разработка компактной детонационной пушки для исследований динамических свойств материалов с использованием синхротронного излучения.....	394
<i>Аввакумов И.И.</i> Перспективы развития сварки взрывом .....	396
<b>Секция № 5. Датчики и системы управления .....</b>	<b>401</b>
<i>Бялик А.Д., Горин А.С., Ямщиков Д.Б.</i> Моделирование распределения температур в области расположения чувствительных элементов волоконно-оптических датчиков температуры на основе AWG –демультиплексоров .....	401
<i>Макаров Г.В., Загидулин И.Р., Мышляев Л.П., Свинцов М.М.</i> Обеспечение ресурсов на регулирование изменением структуры объекта .....	406
<i>Тагильцев-Галета К.В., Макаров Г.В.</i> Когнитивные методы диагностики состояния метрологического оборудования .....	413
<i>Аникеева А.Е., Аникеев Е.Л.</i> Управление качеством энергосетей с помощью контрольных карт .....	417
<i>Шабронов А.А., Игнатов А.Н.</i> Схема и программа для измерения влажности и температуры воздушных потоков.....	423

<i>Борисова И.В., Нельзин М.Л.</i> Метод формирования эталонов для бортовых систем машинного зрения .....	429
<i>Семенов В.Т.</i> Анализ обеспечения единства измерений при производстве радиотехники.....	434
<i>Шумейко В.А.</i> Обнаружение технических объектов в окружении естественного фона .....	437
<i>Литвиненко С.А., Санков О.В.</i> Методика автоматизированного измерения не электрических величин.....	442
<i>Аникеев Е.Л., Аникеева А.Е.</i> Управление качеством энергосетей с помощью накопителей с реверсивным выпрямителем .....	446
<i>Белик А.К., Калинин А.О., Гельбутовский И.Д., Ющенко В.П.</i> Ультразвуковая голография для контроля дефектов ответственных деталей .....	450
<i>Троянов Р.С., Шебалкова Л.В.</i> Сравнительный анализ излучающих элементов различной геометрической формы в волноводно-щелевой антенной решетке.....	454
<i>Мосейчук Р.А. Ющенко В.П.</i> Перспективы ультразвуковой голографии: сравнение с ультразвуковой томографией .....	458
<i>Рзаев Э.Д., Ибрагимов Б.Г., Гамидова А.А.</i> Исследования и оценки показателей качества стеганографических методов и средств защиты информации в радиотехнических системах специального назначения.....	462
<i>Парвоин Н.А., Колганов К.А.</i> Использование системы измерения угловых перемещений с помощью гироскопа-акселерометра .....	469
<i>Колганов К.А., Парвоин Н.А.</i> Модуль барометрического определения высоты .....	473
<i>Бабошин А., Момот М.В.</i> Нейросетевой модуль для интеграции в планировщик полетного задания.....	477
<i>Момот П.М., Момот М.В.</i> Управление бесколлекторным двигателем применительно к беспилотным летательным аппаратам .....	482
<i>Гридчин А.В.</i> Модель емкостного 3-D МЭМС акселерометра .....	486
<i>Гельбутовский И.Д., Ющенко В.П.</i> Современное состояние и перспективы применения шумоподобных сигналов в системах навигации .....	494
<i>Умхаев О.Р.</i> Камеры в робототехнике .....	499
<b>Круглый стол. «Наука и кадры для предприятий авиастроения» .....</b>	<b>503</b>
<i>Шайдуров С.В., Нарышева Г.Г., Курлаев Н.В.</i> Подготовка инженерных кадров в области производства и эксплуатации авиационной техники учебными подразделениями ФЛА НГТУ .....	503
<i>Кашиковский А.В. Хотьяновский Д.В., Ващенко П.В., Кратова Ю.В., Полевицкий Д.П.</i> Выпускники ФЛА в лаборатории вычислительной аэродинамики ИППМ СО РАН.....	506
<i>Лукьянова Н.А.</i> Маркеры вербализации идей и установок, господствующих в представлениях молодежи о технологическом лидерстве .....	513
<i>Чемезов В.Л., Смирнов Д.Н., Мымрин В.А.</i> Экранопланы-носители боевых самолётов авиаконструктора Роберта Бартини.....	519
<i>Леушин И.О., Леушина И.В.</i> Учебно- и экспериментально-опытное производство – неотъемлемая часть инновационной инфраструктуры современного технического вуза.....	527
<i>Сафонов А.И.</i> Создание антиобледенительных поверхностей путём осаждения фторполимерного покрытия на обработанную поверхность металла .....	531

## НАУКА И КАДРЫ ДЛЯ АВИАСТРОЕНИЯ

### ТРУДЫ

Международной научно-практической конференции,  
посвященной 65-летию факультета летательных аппаратов  
и 75-летию Новосибирского государственного технического университета

г. Новосибирск, 17–21 декабря 2024 г.

## SCIENCE AND STAFF FOR AIRCRAFT ENGINEERING

### PROCEEDINGS

of International scientific and practical conference dedicated  
to the 65th anniversary of the Faculty of Aircraft Engineering  
and the 75th anniversary of Novosibirsk State Technical University

Novosibirsk, 17–21 December 2024

Выпускающий редактор *И.П. Брованова*

Дизайн обложки *А.В. Ладыжская*

Компьютерная верстка *А.В. Федан, Л.А. Веселовская*

Налоговая льгота – Общероссийский классификатор продукции

Издание соответствует коду 95 3000 ОК 005-93 (ОКП)

---

Подписано в печать 14.11.2024. Формат 70 × 100 1/16. Бумага офсетная. Тираж 150 экз.  
Уч.-изд. л. 43,53. Печ. л. 33,75. Изд. № 176. Заказ № 222. Цена договорная

---

Отпечатано в типографии  
Новосибирского государственного технического университета  
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20