

НАУКА ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ОБОРОНА

ТРУДЫ
XXV ВСЕРОССИЙСКОЙ
НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 17–19 апреля 2024 г.

ТОМ I



Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Новосибирский государственный технический университет
Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет)
Сибирское отделение Российской академии наук
Академия военных наук
Региональный уральско-сибирский центр
Российской академии ракетных и артиллерийских наук
Межрегиональная ассоциация «Сибирское соглашение»
Новосибирское высшее военное командное ордена Жукова училище
Министерство обороны Российской Федерации

НАУКА ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ОБОРОНА

ТРУДЫ XXV ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 17-19 апреля 2024 г.

Том I

СЕКЦИИ:

ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

*САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ, И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ
АППАРАТОВ И АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ*

*ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ
И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ*

Новосибирск
2024

УДК 62+623](063)
ББК 72я431
Н34

Н34 Наука Промышленность Оборона: труды XXV Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией А. В. Гуськова. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2024.

ISBN 978-5-7782-5207-3

Том 1: – 220 с.

ISBN 978-5-7782-5208-0

Редакторы тома:

Красноруцкий Д. А., к.т.н., доцент (Секция №5. Динамика и прочность машин)

Рынгач Н. А., к.т.н., доцент (Секция №3. Самолето- и вертолетостроение, и эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей)

Обуховский А. Д., к.т.н., доцент (Секция №8. Гидроаэродинамика)

Чичиндаев А. В., д.т.н., профессор (Секция №9. Техника и физика низких температур. Системы жизнеобеспечения и защиты ЛА)

Представлены труды XXV Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука Промышленность Оборона – 2024». Материалы представлены по следующим секциям:

- *динамика и прочность машин;*
- *техника и физика низких температур. Системы жизнеобеспечения ла;*
- *гидроаэродинамика;*
- *самолето- и вертолётостроение, и эксплуатация летательных аппаратов и авиационных двигателей.*

УДК 62+623](063)

ISBN 978-5-7782-5208-0 (Том 1)
ISBN 978-5-7782-5207-3

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

Состав Оргкомитета

Председатель оргкомитета:

Пустовой Н.В., д.т.н., профессор, председатель совета ректоров Сибирского Федерального округа, президент Новосибирского государственного технического университета (НГТУ).

Сопредседатели:

Алексеев С. В., академик РАН, профессор, д.ф.-м.н.;

Григорьев А.С., главный технолог ВАТ, филиал ПАО "ОАК" - НАЗ им.В.П.Чкалова;

Денискин Ю.И., д.т.н., профессор кафедры 901 "Технология конструкционных материалов" ФГБОУ ВО "МАИ(НИУ)"

Диканский Н.С., академик РАН, советник РАН, профессор, д.ф.-м.н.;

Дохнич Е.Н., главный конструктор ВАТ, филиал ПАО "ОАК" - НАЗ им.В.П.Чкалова;

Кравченко Е.А., руководитель группы ОНИРС НГТУ;

Марковчин С.Г., генерал-майор, начальник Новосибирского Высшего Военного Командного училища, заместитель главнокомандующего Сухопутными войсками по военно-политической работе;

Социоховский А.Б., технический директор ВАТ, филиал ПАО "ОАК" - НАЗ им.В.П.Чкалова;

Терехов В.И., д.т.н., профессор кафедры Технической теплофизики (ТТФ), ведущий научный сотрудник лаб. Термогазодинамики Института теплофизики СО РАН им. С.С. Кутателадзе;

Фомин В.М., академик РАН, профессор, д.ф.-м.н., научный руководитель Федерального государственного бюджетного учреждения науки Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (ИТПМ СО РАН);

Хмельников Е.А., д.т.н., профессор, Нижнетагильского технологического института (филиала) Уральского федерального университета имени первого президента России Б.Н. Ельцина, ученый секретарь РУСЦ РАН, член-корреспондент РАН, действительный член АВН;

Чинахов Д.А., д.т.н., доцент, декан факультета летательных аппаратов НГТУ

Эдвабник В.Г., д.э.н., с.н.с., профессор кафедры «Автономных информационных и управляющих систем» (АИУС) НГТУ, член-корреспондент РАН, Генеральный директор организации ОА "Научно-исследовательский институт электронных приборов"

Организационный комитет:

Атапин В.Г., д.т.н., профессор, кафедра прочности летательных аппаратов (ПЛА) НГТУ;

Балаганский И.А., д.т.н., профессор, кафедра газодинамических импульсных устройств (ГДУ) НГТУ;

Гуськов А.В., д.т.н., доцент, заведующий кафедрой газодинамических импульсных устройств (ГДУ) НГТУ – ответственный секретарь, действительный член Академии военных наук АВН;

Горбачев М.В., к.т.н., доцент, зав. кафедрой технической теплофизики (ТТФ) НГТУ;

Громов Н.В., к.х.м., заведующий кафедрой инженерных проблемы экологии (ИПЭ) НГТУ;

Дьяченко Ю.В., д.т.н., профессор, кафедра технической теплофизики (ТТФ) НГТУ;

Ермолаева Е.Н., к.э.н., доцент кафедры 502 ««Экономика промышленности: учёт, анализ и аудит» ФГБОУ ВО «МАИ(НИУ)»

Киселёв А.В., д.т.н., профессор кафедры радиоприемных и радиопередающих устройств (РПиРПУ) НГТУ;

Коробейников С.М., д.ф.-м.н., профессор, заведующий кафедрой безопасность труда (БТ) НГТУ;

Костин В.В., президент ООО «Авиатехснаб»;

Кравченко Е.А., ст. преподаватель каф. ТОЭ, рук. Группы ОНИРС НГТУ;

Курлаев Н.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой самолето- и вертолетостроения (СиВС) НГТУ;

Ларичкин В.В., д.т.н., профессор кафедры инженерных проблем экологии (ИПЭ) НГТУ;

Левкина А.А., ст. преподаватель кафедры 507«Экономическая теория» ФГБОУ ВО «МАИ (НИУ)»

Литвинцева Г.П., д.э.н., профессор кафедры экономической теории и прикладной экономики (ЭТПЭ) НГТУ;

Милевский К.Е., к.т.н., доцент, кафедра ГДУ НГТУ, член-корреспондент АВН;

Немировский Ю.В., д.ф.-м.н., профессор, главный научный сотрудник ИТПМ СО РАН, действительный член АВН;

Обуховский А.Д., к.т.н., доцент, заместитель заведующего кафедрой аэрогидродинамики (АГД) НГТУ;

Орлова М.В., к.т.н., доцент, заведующая кафедрой автономных информационных и управляющих систем (АИУС) НГТУ;

Поляков С.А., к.ю.н., доцент, заведующий кафедрой правоведения НГТУ;

Подружин Е.Г., д.т.н., профессор, кафедра прочности летательных аппаратов (ПЛА) НГТУ;

Рынгач Н.А., к.т.н., доцент, кафедра самолето- и вертолетостроения (СиВС) НГТУ;

Саленко С.Д., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой аэрогидродинамика (АГД) НГТУ;

Санков О.В., ст.преподаватель, кафедра автономных информационных и управляющих систем (АИУС) НГТУ;

Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор, кафедра технической теплофизики (ТТФ) НГТУ.

**Редакционная коллегия сборника трудов научно-технической конференции
«НПО-2024»**

Саленко С.Д., д.т.н., профессор- председатель

Атапин В.Г., д.т.н., профессор

Балаганский И.А., д.т.н., профессор

Гуськов А.В., д.т.н., доцент- учёный секретарь

Горбачев М.В., к.т.н., доцент

Ермолаева Е.Н. , к.э.н., доцент

Коробейников С.М., д.ф-м.н., профессор

Красноруцкий Д.А., к.т.н., доцент

Курлаев Н.В., д.т.н., профессор

Ларичкин В.В., д.т.н., профессор

Литвинцева Г.П., д.э.н., профессор

Обуховский А.Д., к.т.н., доцент

Поляков С.А., к.ю.н., доцент

*СЕКЦИЯ: САМОЛЁТО- И ВЕРТОЛЁТОСТРОЕНИЕ И
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ*

УДК: 539.89, 519.633

**ВЛИЯНИЕ ТИПА ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА ИНТЕРФЕЙС
МАТРИЦА-ВКЛЮЧЕНИЕ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ
КОМПОЗИТА**

Алпацкий Егор Сергеевич^{1,2}, Краус Александр Евгеньевич¹

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
СО РАН, 630090, Россия, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1*

² *Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

Алпацкий Е.С., email alubka324jkl@yandex.ru

Краус А.Е., email akraus@itam.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Алпацкий Егор Сергеевич,

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО
РАН, 630090, Россия, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1*

Аннотация: Рассмотрена задача о нагружении плоской ударной волной гетерогенной преграды, состоящей из сплава алюминия А356 с макровключениями из стали марки 316L. Моделирование процесса происходит без разрушения. В качестве результатов представлена зависимость скорости ударной волны в гетерогенной среде от массовой скорости для разной объемной доли макровключений. Найдены продольная и поперечная скорости звука гетерогенного материала, а также упругие модули, а именно: модуль сдвига и модуль всестороннего сжатия.

Ключевые слова: ударная волна, численное моделирование, граничные условия, металло-матричный композит, межфазный слой, а356, 316L.

Введение: Гетерогенной средой будем называть среду с матрицей и включениями [1]. В настоящее время гетерогенные материалы широко применяются во многих областях промышленности поскольку имеют особые характеристики, которые не способны обеспечить гомогенные материалы.

Постановка задачи

Рассмотрена задача о нагружении плоской ударной волной гетерогенной преграды, состоящей из сплава алюминия А356 с макровключениями из стали марки 316L. Моделирование процесса происходит без разрушения. Система уравнений, которая решается в данной задаче, подробно описана в работе [2]. Моделирование процесса нагружения гетерогенного материала производится при помощи программного комплекса «Reactor3D» [3].

Граничные условия

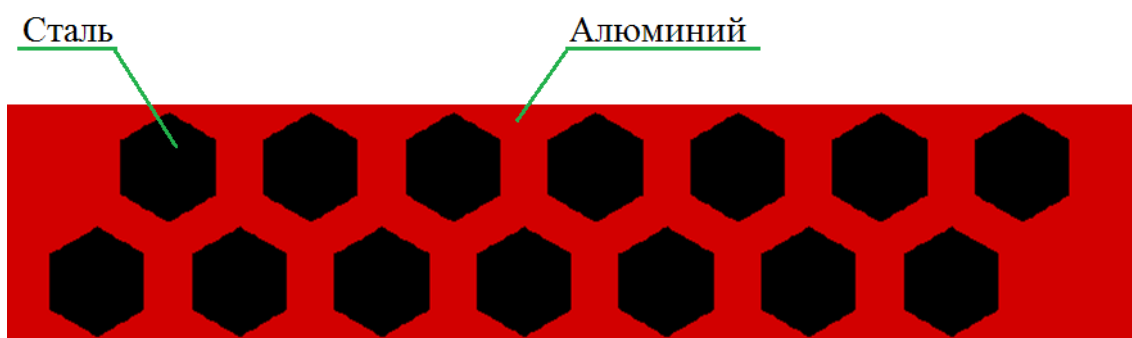


Рис. 1 - Модель металло-матричного композита без межфазного слоя (Модель №2)

Геометрическая модель металло-матричного композита показана на рисунке 1. Включения имеют форму шестиугольников. Между матрицей и включением выполняется условие идеального контакта. Объемная концентрация стальных включений: 39%. Модель №1, с которой происходит сравнение всех расчётных моделей представляет собой аддитивную модель смеси [1], то есть равномерную смесь алюминия и стали. Модель №2 - металло-матричный композит без межфазного слоя. Модель №3 - металло-матричного композит с межфазным слоем между матрицей и включением. Межфазный слой имеет характеристики смеси с 50% концентрацией алюминия и стали. Модель №4 - модель с микровключениями, равномерно распределенными по всему объему тела.

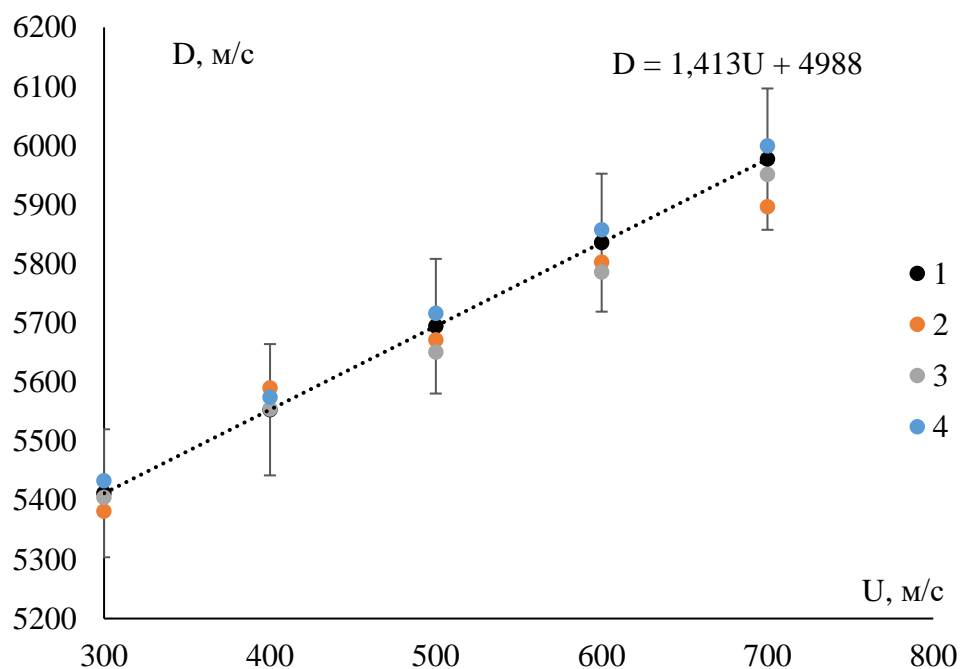


Рис. 2 - График зависимость скорости ударной волны от скорости удара: 1 – Аддитивная модель смеси, 2 - метало-матричный композит без межфазного слоя, 3 - метало-матричного композит с межфазным слоем, 4 - модель с микровключениями

Определены величина скорости ударной волны и массовая скорость, показанные на рисунке 2. Значения линейно аппроксимируются и на основании полученных данных удается определить коэффициенты уравнения состояния, формула (1), опираясь на соотношения Ренкина-Гюгонио, при помощи метода наименьших квадратов с погрешностью не более 2%.

$$D = c_0 + S_1 \cdot u_p; \quad (1)$$

Данный анализ позволил определить величину объемной, продольной и поперечной скоростей звука [1] в гетерогенном материале, а также упругих модулей, результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1

Полученные данные и их отклонения

	K , ГПа	G , ГПа	c_s , м/с	c_l , м/с	% K	% G	% c_s	% c_l
Модель №1	116,69	36,55	2791,72	5939				
Модель №2	119,48	29,46	2506,08	5818	2,39	19,42	10,23	2,04
Модель №3	117,57	36,98	2808,01	5965	0,76	1,17	0,58	0,44
Модель №4	116,91	36,63	2769,02	5942	0,82	1,61	0,81	0,05

Выводы

- Результаты расчетов при всех граничных условиях имеют отклонение от аддитивной модели смеси не более 2% по параметрам скорости ударной волны от массовой скорости частиц.

- Межфазный слой сглаживает интерференцию на границе между матрицей и включением, что обеспечивает меньшее отклонение по упругим модулям и скоростям звука от результатов расчетов аддитивной модели, не превышающее 2%.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-29-00777, <https://rscf.ru/project/23-29-00777/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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.
2. Wilkins M.L. Computer Simulation of Dynamic Phenomena. - 1999.
3. 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/ eds. M.Y. Orlov, V.P. M. – Springer International Publishing, 2023. – P. 83-101.

THE EFFECT OF THE TYPE OF BOUNDARY CONDITIONS ON THE MATRIX-INCLUSION INTERFACE ON THE MECHANICAL PARAMETERS OF THE COMPOSITE

Alpatsky Egor Sergeevich^{1,2}, *Kraus Alexander Evgenievich*¹

¹ *S.A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, 4/1
Institutskaya str., Novosibirsk, 630090, Russia*

² *Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia*

Alpatsky E.S., email alubka324jkl@yandex.ru

Kraus A.E., email akraus@itam.nsc.ru

Correspondence address: Alpatsky Egor Sergeevich,

¹ *S.A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, 4/1
Institutskaya str., Novosibirsk, 630090, Russia*

Abstract: The problem of loading by a flat shock wave of a heterogeneous barrier consisting of aluminum alloy A356 with macroinclusions of steel 316L is considered. The process is modeled without fracture. The dependence of the shock wave velocity in the heterogeneous medium on the mass velocity for different volume fraction of macroinclusions is presented as results. The longitudinal and transverse sound velocities of the heterogeneous material, as well as elastic moduli, namely: shear modulus and modulus of all-round compression are found.

Keywords: shock wave, numerical modeling, boundary conditions, metal-matrix composite, interfacial layer, a356, 316L.

МОДЕРНИЗАЦИЯ САЙТА ПО СБОРУ ДАННЫХ ОТ ЭКСПЛУАТАНТОВ ПО ГРАЖДАНСКИМ САМОЛЕТАМ ТИПА АН-2

*Вебер Татьяна Александровна; Рынгач Николай Анатольевич, к.т.н.,
доцент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Вебер Т.А., e-mail: taka.veber98@mail.ru

Рынгач Н.А., e-mail: ryngach@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Вебер Татьяна Александровна,
Новосибирский*

*государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск, пр.*

Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

В статье приведен анализ текущего интерфейса и функциональности веб-сайта Разработчика самолетов типа Ан-2, а также рассмотрена его дальнейшая модернизация для более удобного и продуктивного взаимодействия пользователя (эксплуатанта ВС) с Разработчиком.

Ключевые слова: безопасность, веб-сайт, база данных, интерфейс, функциональность, пользователь, Эксплуатант, авиационная техника, Разработчик, отказ, дефект, неисправность, Интернет.

Введение

Согласно ФАП-21, Разделу I, п. 21.265 (6) Держатель Сертификата Разработчика должен сообщать в Уполномоченный орган и Независимую инспекцию любую информацию о событиях, которые привели или могут привести к угрозе безопасности полетов [1]. Для выполнения этого требования необходима непрерывная связь Разработчика с Эксплуатантами и авиаремонтными заводами для поддержания общей осведомленности по возникшим отказам, дефектам и неисправностям, а также дальнейшего их предупреждения.

Разработка и сопровождение собственного веб-сайта, содержащего в себе базу данных по всем самолетам, подпадающих под действие Сертификата типа, способствует быстрому обмену информацией и сбору статистических данных для последующего изучения и анализа причин возникших отказов.

С увеличением количества эксплуатантов (пользователей) ВС необходима модернизация веб-сайта для более удобного и продуктивного взаимодействия с Разработчиком ВС.

Анализ интерфейса сайта

При посещении сайтов в Интернете первое, на что обращает внимание пользователь, - это интерфейс. Интерфейс состоит из визуального оформления и

предлагаемой разработчиком сайта функциональности. Функциональность сайта задается разработчиком и напрямую зависит от цели и задач, которые он перед собой ставит. Интуитивно понятный интерфейс, продуманность функциональных возможностей, а также соответствующее визуальное оформление оказывают сильное влияние на качественное взаимодействие пользователей с веб-сайтом.

Сайт Разработчика ВС типа Ан-2 и его модификаций (рис. 1) обладает рядом функций. При взаимодействии с ними открываются либо информационные окна, либо окна для внесения информации, для ее дальнейшей обработки и выдаче результирующего окна.

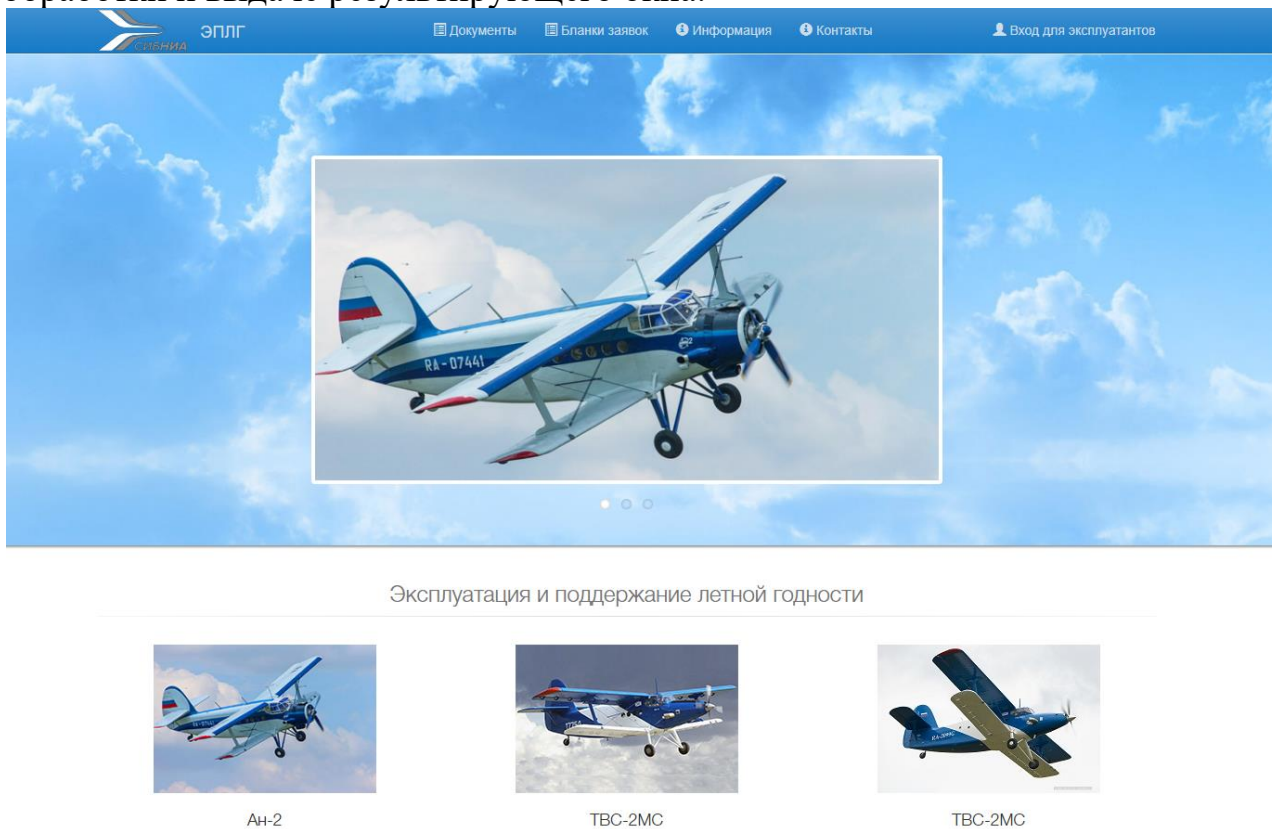


Рис. 1 - Сайт Разработчика ВС

Для входа в кабинет Эксплуатанта используется сгенерированный и предоставленный Разработчиком ВС логин и пароль. Кабинет Эксплуатанта имеет больше функциональных возможностей (рис. 2). Эксплуатант получает доступ к вводу информации о ВС, находящихся в его пользовании, просмотру открытой информации по ВС и нормативно-справочной документации, формированию отчетов по запросу.

Интерфейс сайта Разработчика ВС приведен из [2].

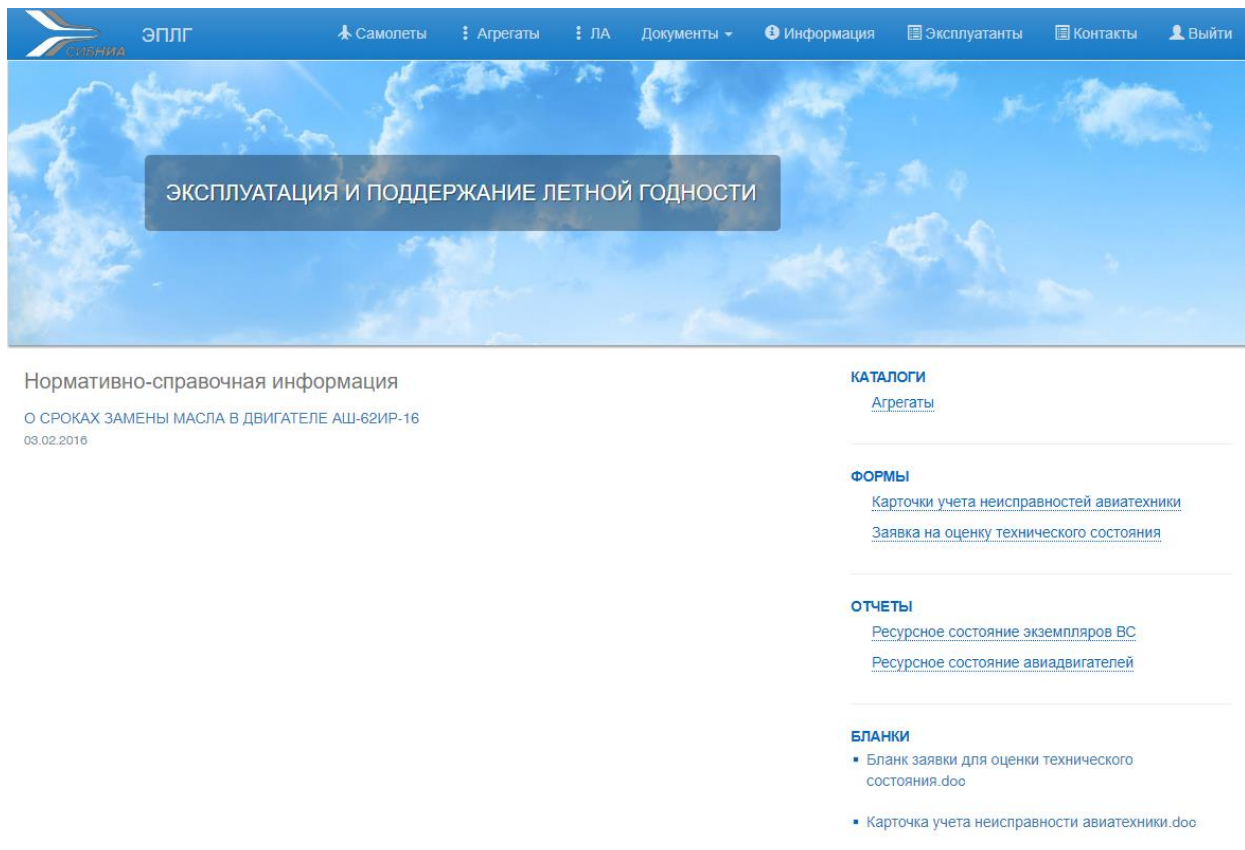


Рис. 2 - Интерфейс кабинета Эксплуатанта

На основании вносимой пользователем информации в общую базу данных, Разработчик может сформировать свой отчет, включающий в себя данные по всем пользователям (Эксплуатантам). В отчет могут входить данные по ресурсам ВС и авиационной техники, их отказам, дефектам и неисправностям, информация по установленным на самолетах агрегатам. Отчеты по отказам направляются в Уполномоченный орган в сфере обеспечения безопасности полетов авиации РФ.

Модернизация веб-сайта

На текущий момент интерфейс сайта имеет ограниченные функциональные возможности, не предоставляющие полного понимания об уровне эксплуатации и летной годности гражданских самолетов типа Ан-2 и его модификаций. Увеличение базы Эксплуатантов, а также требования ФАП-21 показали потребность в более эффективной работе веб-сайта. Его модернизация, а именно расширение функциональных возможностей и улучшение интерфейса, сделают процесс вноса (Эксплуатантом) и сбора, анализа и передачи (Разработчиком) информации интуитивно понятным, а значит менее ресурсозатратным.

Предоставление авиаремонтным заводам прав на внесение информации о проведенных работах на ВС и авиационной технике расширит общее понимание о техническом состоянии гражданских самолетов типа Ан-2 (его модификаций) и его агрегатов.

Заключение

Целью данной дипломной работы является модернизация веб-сайта Разработчика самолета типа Ан-2, включающая в себя улучшение интерфейса и добавление новых функциональных возможностей. Итоговая версия модернизированного сайта должна представлять базу данных по всем гражданским самолетам типа Ан-2 (его модификациям) и его агрегатам, находящихся или вышедших из эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Об утверждении Федеральных авиационных правил "Сертификация авиационной техники, организаций разработчиков и изготовителей. Часть 21" (с изменениями на 29 мая 2023 года): Приказ Минтранса России от 17.06.2019 N 184 // Техэксперт : справ. система. – Режим доступа: локальная сеть ФАУ СибНИА.
2. Эксплуатация и поддержание летной годности : сайт. Новосибирск. URL: <https://plg.sibnia.ru/> (дата обращения: 10.04.2024).

MODERNIZATION OF THE WEBSITE FOR ACCUMULATION DATA FROM OPERATORS ON AN-2 AIRCRAFT

Veber Tatyana Aleksandrovna; Ryngach Nikolai Anatolievich, c.t.s.,
Associate Professor

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl
Marx Ave., 20, phone (913)005-48-19

Veber T.A., e-mail: taka.veber98@mail.ru

Ryngach N.A., e-mail: ryngach@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Veber Tatyana Aleksandrovna, Novosibirsk
State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, phone
(913)005-48-19

Annotation: The article analyzes the current interface and functionality of the website of the Developer of An-2 aircraft, and also discusses its further modernization for more convenient and productive interaction between the user (aircraft operator) and the Developer.

Keywords: safety, website, database, interface, functionality, user, Operator, aviation technology, Developer, fault, defect, nonoperation, Internet.

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ НАДЕЖНОСТЬ ДАТЧИКА УГЛОВОГО ПЕРЕМЕЩЕНИЯ

*Герасимчук Вадим Вячеславович, студент, Рынгач Николай Анатольевич,
к.т.н., доцент.*

Новосибирский государственный технический университет,
630073, Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

Герасимчук В.В., email vadyusha.geraimchuk@inbox.ru

Рынгач Н.А., email ryngach@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Герасимчук Вадим Вячеславович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

Аннотация:

В данной работе предметом исследования является потенциометрический датчик регистрации угловых перемещений. Исследование предлагает обзор принципа и назначения его работы, процесс подготовки датчика к работе, описание проведения комплексного осмотра, возникающие проблемы при эксплуатации и методы их устранения. Результаты исследования позволяют сделать вывод о надежности использования данного датчика в летательных аппаратах, целесообразности его ремонта или замена на новый.

Ключевые слова: датчик угловых перемещений, поверка

При эксплуатации изделий авиационной техники актуальной задачей является регистрация угловых перемещений для сохранения полетных данных в бортовых самописцах. Наиболее широко распространены резистивные датчики типа МУ-615А, которые входят в состав систем управления самолета, в том числе в систему контроля параметров шасси, для измерения значения перемещения штока амортизатора передней и основных опор шасси[1-4].

Но основным недостатком датчиков угловых перемещений, используемых в системах самолета, является недостаточная надежность, так как съем информации осуществляется с единственного канала.

К основным неисправностям относятся нарушение контакта из-за обрыва обмотки, обрыва выводного провода, недостатка контактного давления, износ контактных поверхностей.

Проверка датчика производится на стенде. Схема подключения датчика к осциллографу предоставлена на рис.1[5].

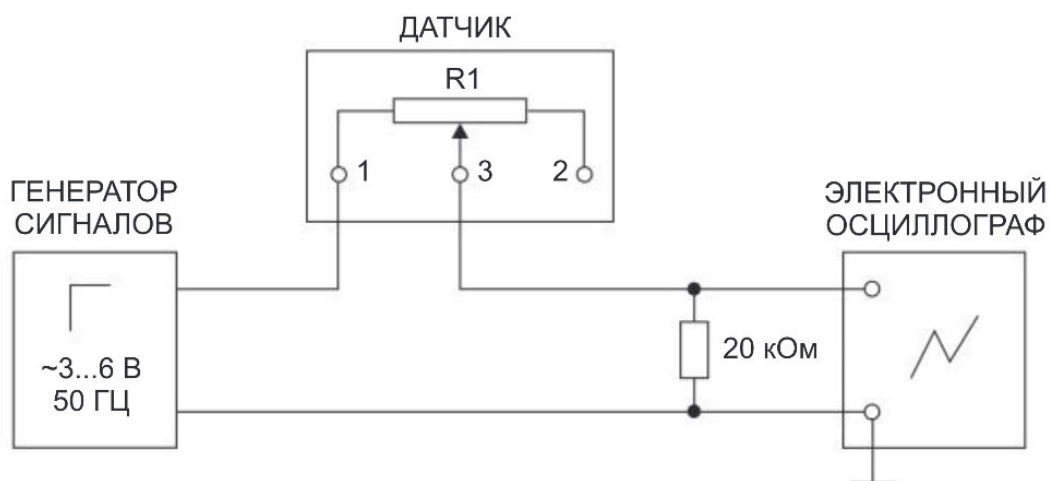


Рис.1 Схема подключения датчика к электронному осциллографу

При надежном контакте в цепи датчика на экране осциллографа наблюдается синусоидальная кривая, при отсутствии контакта горизонтальная прямая (напряжение равно нулю)[6].

Контактирование считается удовлетворительным, если не обнаружено разрывов синусоиды с падением напряжения до нуля, которые фиксируются при неподвижном положении оси при повторном перемещении. При отклонении от технических условий датчик заменяют.

Если погрешность превышает значение, указанное в паспорте датчика, то причиной может быть повышенный износ обмотки потенциометра, затирание оси, люфт подвижной системы.

В процессе тарирования данных снимаются показания значения углов в проверяемых точках. По снятым показаниям вычисляется погрешность датчика по формуле(1)[6]:

$$\Delta_0 = \frac{\alpha_{хп} - \alpha_{хд}}{A} \cdot 100\% \quad (1)$$

где: A- диапазон угла измерения, (1-60°);

$\alpha_{хп}$ - значение угла в точке "X", определенное по градуировочной характеристике паспорта;

$\alpha_{хд}$ - значение угла в точке "X", полученное при проверке диапазон измерения, (1-60°).

Таким образом, надежность датчика перемещения МУ-615А зависит от многих факторов, таких как качество изготовления, условия эксплуатации, правильная установка и техническое обслуживание. Он имеет хорошую надежность и долговечность при правильном использовании. Однако рекомендуется следовать инструкциям производителя и регулярно проверять состояние датчика для обеспечения его надежной работы. При этом следует отметить, что в настоящее время отсутствуют документы, регламентирующие ресурс датчика и его долговечность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Трофимов А. А., Гладков А. В., Трофимова Н. С. [и др.]. Датчик угловых перемещений для газотурбинного двигателя // Измерения. Мониторинг Управление. Контроль. 2021. № 2. С. 71–76.
2. Дмитриенко А. Г., Трофимов А. Н., Трофимов А. А. Вопросы разработки унифицированных конструкций датчиков для перспективных систем измерения и контроля специальной техники // Измерительная техника. 2010. № 10. С. 18–21.
3. Дмитриенко А. Г., Блинов А. В., Трофимов А. Н., Трофимов А. А. Тенденции развития датчиков, преобразователей и на их основе систем измерения, мониторинга и контроля технически сложных объектов ракетно-космической техники // Датчики и системы. 2012. № 9. С. 4–6.
4. Трофимов А. А. Датчик угловых перемещений // Датчики и системы. 2005. № 9. С. 13–14.
5. Галкин Е.Ф., Шабалов П.Г. Агрегаты и режимы работы систем автоматического управления. 2004.
6. ОАО КАМОВ. Руководство по технической эксплуатации. Бортовые средства контроля и регистрация полетных данных.

RELIABILITY OF THE ANGLE ENCODER

Gerasimchuk Vadim Vyacheslavovich, student, Ryngach Nikolay Anatolyevich, candidate of technical sciences, associate professor.

Novosibirsk State Technical University, 630073,

Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave

Gerasimchuk V.V., email vadyusha.geraimchuk@inbox.ru

Ryngach N.A., email ryngach@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Vadim Vyacheslavovich Gerasimchuk*,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave.,
20

Annotation:

In this work, the subject of research is a potentiometric sensor for recording angular displacements. The study offers an overview of the principle and purpose of its operation, the process of preparing the sensor for operation, a description of a comprehensive inspection, problems that arise during operation and methods for eliminating them. The results of the study allow us to draw a conclusion about the reliability of using this sensor in aircraft, the feasibility of repairing it or replacing it with a new one.

Keywords:

angular encoder, calibration

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЙ ПРОЕКТ БПЛА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ

Иванов Денис Витальевич, Алпацкий Егор Сергеевич,

Попов Данил Андреевич

Новосибирский государственный технический университет, 630073,

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

Иванов Д.В., e-mail chelovekpilorama@gmail.com

Алпацкий Е.С., e-mail alubka324jkl@yandex.ru

Попов Д.А., e-mail Poudy0pоеm@gmail.com

Адрес для корреспонденции: *Иванов Денис Витальевич*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20.

Аннотация: в работе рассматривается разработка концепта беспилотного летательного аппарата (БПЛА) с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП) для студенческого конкурса авиационного творчества (СКАТ). По предложенному техническому заданию рассчитываются основные параметры БПЛА: профиль и площадь крыла, необходимая тяга двигателей. Подбирается электронное оборудование и разрабатывается схема его связи.

Ключевые слова: СВВП, VTOL, беспилотный летательный аппарат.

Введение

Самолеты и квадрокоптеры являются наиболее часто используемыми типами беспилотных летательных аппаратов. Мульти роторные системы отличаются возможностью вертикального взлета, зависания на одной точке. К преимуществам самолетных БПЛА относятся большие дальность и полетное время, однако для запуска им необходима взлетная полоса или вспомогательное устройство. Дроны вертикального взлета и посадки с возможностью перехода в горизонтальный полет с использованием неподвижного крыла объединяют в себе преимущества обеих схем.

Техническое задание

Для участия в конкурсе летательный аппарат должен выполнять требования, представленные в таблице 1.

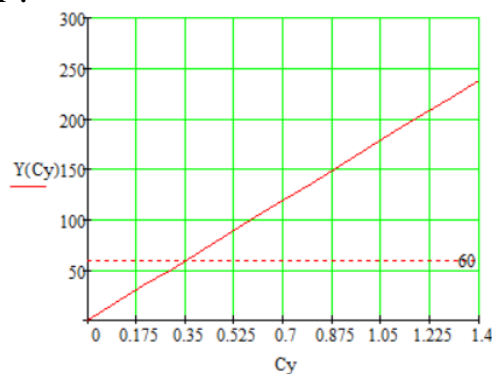
Техническое задание

1	Габариты в сложенном виде, м	1,5x0,35x0,35
2	Взлетная масса с полезной нагрузкой, кг	≤ 3
3	Способ взлета	С рук или VTOL
4	Характеристики контейнеров для груза	170x70x70мм, 250-500г
5	Полетное время, мин.	<20
6	Минимальная длина маршрута, м	5000

Задача проектируемого БПЛА заключается в автономном полете по заранее проложенному маршруту со сбросом груза в обозначенных местах. Помимо этого, грузы должны оснащаться системой снижения перегрузки при падении.

Аэродинамическая компоновка

Выбрана нормальная аэродинамическая схема с двухбалочным фюзеляжем и двумя киями. Удлинение крыла принимается равным 8 [1]. Для стабильного горизонтального полета угол установки крыла принимаем равным 3° . Из анализа профилей [3] коэффициент подъемной силы для выбранного профиля А-12% $C_y \approx 0,35$. Из зависимости удельной нагрузки на крыло от C_y (рис.1) принимаем $F=60$ н/м².

Рисунок 1 - Зависимость удельной нагрузки на крыло от C_y

В таком случае площадь крыла будет равняться:

$$S = \frac{mg}{F} = \frac{3 \cdot 9,81}{60} \approx 0,5(\text{м}^2) \quad (1)$$

Геометрические размеры примем равными: размах $l=2$ м, хорда $b=0,25$ м.

Расчет тяги для режима взлет-посадка

Для возможности совершения вертикального взлета необходимо иметь тяговооруженность более 1. Примем ее равной 1,5. Тогда потребная тяга двигателей составит:

$$F_{\text{двиг}} = mg \cdot 1,5 = 3 \cdot 9,81 \cdot 1,5 \approx 45(\text{Н}) \quad (2)$$

крыла. Далее из геометрических построений вычисляют расстояние между двигателями. Эскиз беспилотника представлен на рисунке 3.

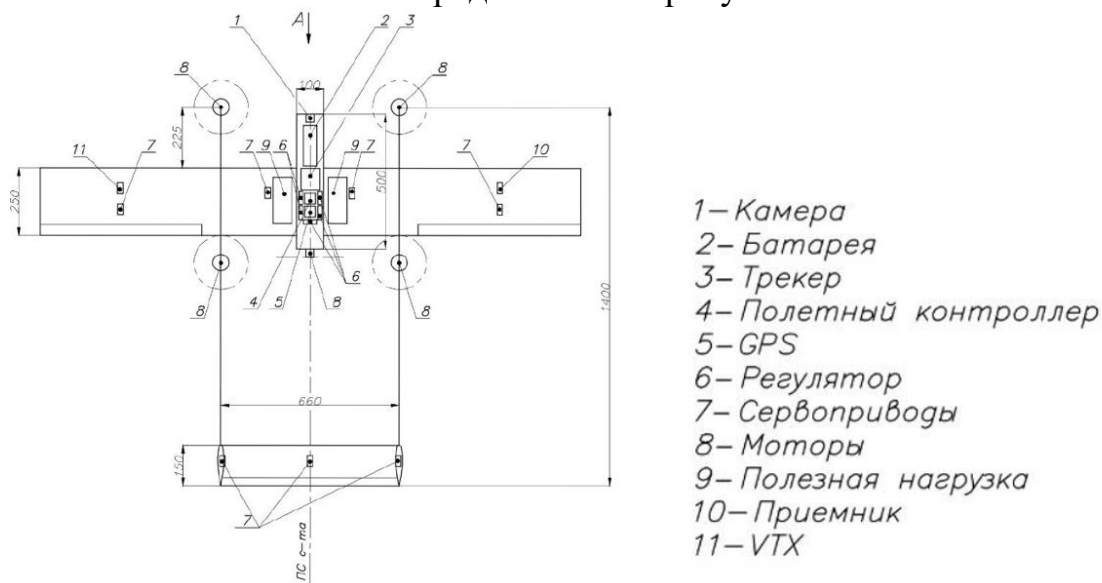


Рисунок 3 - Эскиз БПЛА

Вывод

В ходе работы был спроектирован концепт БПЛА вертикального взлета и посадки. Рассчитаны основные характеристики: удельная нагрузка на крыло, тяговооруженность, геометрические размеры. Также был определен список необходимой электроники. Дальнейшими этапами работы будут: детальная проработка конструкции, постройка и запуск БПЛА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Conceptual Design of a Fixed Wing Vertical Take-Off and Landing Unmanned Aerial Vehicle, Nehal Kankanawadi, Gurubasavaraj Karinagshetru - Department of Aeronautical Engineering, MVJ College of Engineering, Bengaluru - 560067, India.

2. Zosimovych, N. (2022) Flight Transient Estimation of VTOL Aircraft with Propellers. Advances in Aerospace Science and Technology, 7, 85-95.

3. Кашафутдинов, С.Т. Атлас аэродинамических характеристик крыловых профилей / С.Т. Кашафутдинов, В.Н. Лушин. – Новосибирск: СибНИА им. С.А. Чаплыгина, 1994. – 78с.

CONCEPTUAL DESIGN OF A VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING UAV WITH A FIXED WING

*Ivanov Denis Vitalievich, Alpatsky Egor Sergeevich,
Popov Danil Andreevich*

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk,
630073, Russia

Ivanov D.V., chelovekpilorama@gmail.com

Alpatskii E.S., alubka324jkl@yandex.ru

Popov D.A., Poudy0poem@gmail.com

Annotation: the article discusses the development of the concept of an unmanned aerial vehicle (UAV) with vertical takeoff and landing (VTOL) for the student aviation creativity competition (SACC). According to the proposed technical specification, the main parameters of the UAV are calculated: wing profile and area, required thrust of the engines. The electronic equipment is selected and a diagram of its communication is developed.

Keywords: VTOL, VTOL, unmanned aerial vehicle.

УДК 629.7.02

ИССЛЕДОВАНИЕ ПО СТАНДАРТИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИИ О СТРУКТУРНЫХ ДЕФЕКТАХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Кишканов Никита Геннадьевич, магистрант;

Рынгач Николай Анатольевич, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
г. Новосибирск, Россия; Новосибирск, пр-т К. Маркса, д. 20

Кишканов Н.Г., email nik.kishkanov@mail.ru

Рынгач Н.А., email ryngach@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Рынгач Николай Анатольевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073,
г. Новосибирск, Россия; Новосибирск, пр-т К. Маркса, д. 20

Аннотация: В данной работе рассматривается текущий процесс работы с техническими документами воздушных судов (ВС), а также новая методология извлечения и обработки данных. Предлагаемая методология основывается на непрерывном процессе работы с информацией с помощью систем управления документацией. Кроме того, в исследовании представлены требования к работе данных систем, которые позволят упростить взаимодействие инженерно-технического персонала с ними.

Ключевые слова: методология, распознавание данных, система управления документацией.

Введение

В связи с тем, что ежегодно для гражданского ВС выдаются десятки тысяч страниц технической документацией, инженерно-технический персонал (ИТП) организации по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) вынужден уделять много времени на обработку всей имеющейся информации для принятия правильного решения и предоставления корректной информации. Для того, чтобы систематизировать данные трудозатраты, многие компании задумываются над внедрением в работу современных систем управления документацией,

которые способны выполнять задачи по сканированию, обработке и систематизации технической информации.

В следующих параграфах приводится общая информация о предлагаемом способе работы с документацией, описывается методология её обработки, а также формулируются требования к системе управления документами. В заключении подтверждается актуальность темы и делаются соответствующие выводы.

Предлагаемый способ работы с документацией

Оптимизированный способ работы с документацией предполагает совместное принятие решений (человек – система управления документацией) по допустимости выявленных повреждений, а также по возможности выполнения ремонта без обращения в конструкторское бюро (КБ). Для внедрения этого подхода, от организаций по ТОиР требуется собрать информацию по комфортным для ИТП способам работы с системами управления документацией, а также необходимо организовать работу по сбору всей необходимой технической информации в электронном виде.

С внедрением данных изменений прогнозируется сокращение времени работы ИТП на этапе обработки полученных данных. Кроме того, улучшится качество предоставляемой и регистрируемой информации, так как внедряемые оптимизационные процессы направлены на снижение влияния человеческого фактора.

Методология обработки информации

В настоящее время, при работе с технической документацией, ИТП обрабатывает большие объёмы визуальной и текстовой информации, осуществляя поиск и оформление результатов проделанной работы. В рамках изучения данной проблемы, была предложена методология работы системы управления документацией по обработке и извлечению данных из имеющихся источников.

В основе данной методологии лежит замкнутый цикл работы с документами. Её особенностью является их потоковое сканирование без необходимости выделения различных тем в отдельные файлы. Процесс распознавания при этом выглядит следующим образом:

1. конвертация pdf-файлов в изображения,
2. обработка изображения (поиск области, которую необходимо распознать),
3. распознавание каждого символа с помощью компьютерного зрения OCR,
4. выгрузка изображений с требуемой информацией,
5. добавление полученных данных в базу знаний (после их одобрения со стороны ИТП).

Стоит отметить, что предлагаемая методология не исключает участия человека в обработке информации. На первоначальной стадии это крайне необходимо, так как никто кроме него не сможет научить информационную

систему работать без ошибок в дальнейшем. Далее участие ИТП в обработке будет носить лишь контролирующий характер.

Требования к системе управления документами

Для корректного функционирования предлагаемого способа обработки и предоставления информации, были сформулированы основные требования, которым должна отвечать система управления документами. Данные требования разделены на 4 категории (табл. 1): распознавание информации, обработка информации, предоставление информации.

Таблица 1

Требования к системе управления документацией

Категории	Требования
Распознавание информации	<ul style="list-style-type: none"> • Распознавание машинописного текста • Распознавание табличных данных • Распознавание данных с изображений • Извлечение необходимых данных из текста
Обработка информации	<ul style="list-style-type: none"> • Определение взаимосвязи между текстовой информацией • Определение взаимосвязи между числовыми данными
Предоставление информации	<ul style="list-style-type: none"> • Выгрузка изображений с требуемой информацией • Предоставление анализа введённых данных • Визуализация результатов анализа с помощью цветовой индикации

Выводы

Предлагаемая методология предоставляет возможность сократить время, затрачиваемое ИТП на обработку полученной информации и создание отчёта о результатах проделанной работы. Кроме того, за счёт правильной систематизации имеющейся технической документации, она может поспособствовать повышению качества предоставляемой информации, то есть уменьшить влияние человеческого фактора на процесс её анализа.

Стоит отметить и то, что предлагаемый метод работы с технической документацией поможет создать обширную базу данных. При должном подходе к её формированию, она способна стать уникальным инструментом в обучении

нового поколения инженеров. Благодаря ней можно не только передать знания о возможных дефектах, но и ускорить процесс адаптации нового сотрудника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Aleshi, A., Seker, R., Babiceanu, R.F., 2019. Blockchain Model for Enhancing Aircraft Maintenance Records Security, in: 2019 IEEE International Symposium on Technologies for Homeland Security (HST). Presented at the 2019 IEEE International Symposium on Technologies for Homeland Security (HST), IEEE, Woburn, MA, USA, pp. 1–7. <https://doi.org/10.1109/HST47167.2019.9032943>
2. Biten, A.F., Tito, R., Gomez, L., Valveny, E., Karatzas, D., 2022. OCR-IDL: OCR Annotations for Industry Document Library Dataset.
3. Cheng, H., 2020. Analysis and Improvement of Aircraft Structural Maintenance Records, in: Proceedings of the 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology. Presented at the ICASIT 2020: 2020 International Conference on Aviation Safety and Information Technology, ACM, Weihai City China, pp. 42–48. <https://doi.org/10.1145/3434581.3434588>
4. Dixit, S., Mulwad, V., Saxena, A., n.d. Extracting Semantics from Maintenance Records 7.
5. Gu, J., Kuen, J., Morariu, V.I., Zhao, H., Barmpalios, N., Jain, R., Nenkova, A., Sun, T., 2022. Unified Pretraining Framework for Document Understanding.
6. Huang, Y., Lv, T., Cui, L., Lu, Y., Wei, F., 2022. LayoutLMv3: Pre-training for Document AI with Unified Text and Image Masking.
7. Niraula, N.B., Kao, A., Whyatt, D., 2020. Part and Condition Extraction from Aircraft Maintenance Records, in: 2020 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management (ICPHM). Presented at the 2020 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management (ICPHM), IEEE, Detroit, MI, USA, pp. 1–7. <https://doi.org/10.1109/ICPHM49022.2020.9187064>

Research on standardization of information on structural defects of aircraft

Kishkanov Nikita Gennadievich, undergraduate student;
Ryngach Nikolai Anatolyevich, Ph.D.Eng., Associate Professor
Novosibirsk State Technical University, 630073,
Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marks Ave
Kishkanov N.G., email nik.kishkanov@mail.ru
Ryngach N.A., email ryngach@corp.nstu.ru
Address for correspondence: *Ryngach Nikolai Anatolyevich,*

Novosibirsk State Technical University, 630073,
Russia, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20

Annotation: This paper examines the current process of working with aircraft technical documents, as well as a new methodology for data extraction and processing. The proposed methodology is based on a continuous process of working with information using documentation management systems. In addition, the study presents the requirements for the operation of these systems, which will simplify the interaction of engineering and technical personnel with them.

Keywords: methodology, data recognition, records management system.

УДК 629.7.023

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Мещерина Наталья Викторовна, аспирант; Рынгач Николай Анатольевич,
к.т.н., доцент*

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

Мещерина Н.В., email natmesharina@yandex.ru

Рынгач Н.А., e-mail ryngach@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Мещерина Наталья Викторовна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20*

Аннотация:

В данной работе выполняется обзор существующих методов топологической оптимизации, а так же применение данного метода на практике и, в частности, в авиастроении. Показана актуальность использования этого метода.

Ключевые слова:

топонимическое проектирование, прочность конструкции, уменьшение веса конструкций

Введение

Топологическое проектирование - это способ проектирования различных объектов либо конструкции, благодаря которым можно уменьшить вес и увеличить прочность изделия за счет изменения формы конструкции.

Топологическая оптимизация- это оптимизация распределения материала детали с целью повышения их весовой отдачи.

Топологическая оптимизация включает в себя анализ нагрузок, а так же определение наиболее уязвимых либо прочных мест данной конструкции и

поиск решения по устранению уязвимых мест. Топологическая оптимизация популярна в качестве ориентировочного или концептуального инструмента для создания детали или же для улучшения характеристик, необходимых для работы в существующей конструкции.

Основной задачей топологического проектирования является разработка основ для топологической оптимизации- решения, позволяющие облегчить конструкцию летательного аппарата;

Метод топонимического проектирования набирает популярность в машиностроении, и, в частности, в авиации, благодаря тому, что появляется возможность изготавливать силовые элементы сложной формы с любыми толщинами, сетчатыми и ячеистыми структурами. К тому же, благодаря послойному построению, детали, изготовленные данным способом, будут иметь еще большую прочность и устойчивость к нагрузкам.

Примеры использования метода

Рассмотрим пример оптимизации конструкций летательного аппарата на примере статьи «Topology Optimization in Aircraft and Aerospace Structures Design», заимствованной в [5], где целью оптимизации топологии было найти оптимальную структурную конфигурацию в рамках заданной области проектирования- для определенных целей, ограничений, нагрузок и граничных условий, а основная задача заключается в решении крупномасштабной задачи целочисленного программирования, где высокая стоимость вычислений исключает использования алгоритмов.

Хабер и др [1] предложили метод контроля периметра для управления шахматным рисунком и некоторыми детализированными структурами между сплошными и пустыми элементами.

Джанг и др [2] показали, что использование несоответствующих конечных элементов с четырьмя узлами может полностью подавить шахматные узоры, поскольку жесткость несоответствующего элемента демонстрирует правильное предельное поведение.

Зигмунд [3] еще больше усовершенствовал фильтр плотности, введя новый класс схем ограничения, основанных на морфологии.

Чжан и Дуйсинкс [4] также предложили квадратичную форму улучшенного контроля периметра, применяемого при двойственном подходе. Благодаря этим техническим достижениям оптимизация топологии стала одной из самых сложных задач.

На этапе начального проектирования конструктивные детали, такие как фаски и скругления, ребра жесткости, стыки, поперечные сечения и т.д. не учитываются и должны быть спроектированы на следующих этапах.

Чтобы представить основную процедуру оптимизации топологии, рассмотрим типичное применение пилон при проектировании большого грузового самолета, как показано на рисунке. 1. Пилон представляет собой типичная консольная конструкция, позволяющая подвешивать

газотурбинный двигатель или другие полезные грузы к крылу самолета. Конструкция должна быть тщательно оптимизирована, чтобы соответствовать требованиям к жесткости, прочности и весу. Чтобы получить разумную и практичную конфигурацию конструкции, необходимо тщательно определить множество условий, прежде чем приступить к проектированию инженерных конструкций с оптимизацией топологии. В-первых, из-за сложности конструктивной системы самолета определение конструктивных особенностей является основополагающим фактором для оптимизации топологии.

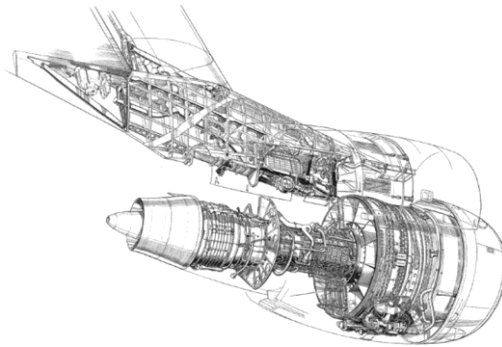


Рис.1.Пилон

Для выполнения проектирования конструкции выполняются различные условия:

Что бы выполнить проектирование детали необходимо учитывать ряд конструктивных особенностей, которые будут выявлены при проектировании детали методом топологической оптимизации. Проектируемые и не проектируемые области должны быть предварительно согласованы в соответствии с требованиями к функциональным устройствам, аэродинамическим поверхностям, производственным ограничениям и т.д. В этом случае тело пилона назначается в качестве области проектирования, которая разбита на более чем 240 000 повторно обработанных твердых конечных элементов (рис. 2). Два положения подвешивания, т.е. кончик балки и нижние выступы, назначены в качестве невоспламеняющихся компонентов, которые должны быть зафиксированы во время процедуры настройки. Двумя другими важными факторами являются определение вариантов нагрузки и граничных условий, которые определяют траекторию перемещения груза.

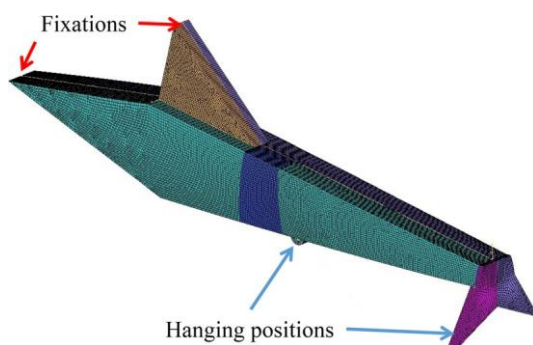


Рис.2.КЭ модель пилона

Здесь применяется фильтрация чувствительности, чтобы избежать числовых нестабильностей. Верхняя граница использования материала установлена на 10%, и соответствующий результат проектирования показан на рис. 3. Оптимизированное распределение материала в конструкции указывает на эффективную траекторию несущей способности и должно быть учтено на следующих этапах проектирования при разработке более детальных конструктивных элементов.

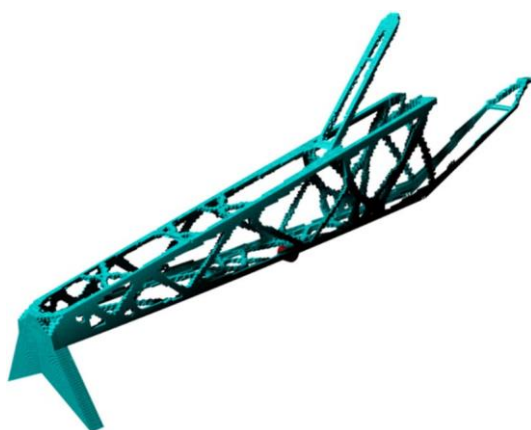


Рис.3.Результат топологического проектирования

Заключение

Метод топологического проектирования нашел широкое применение в современном машиностроении как в России, так и за рубежом.

Вся суть исследования заключается в том, чтобы рассмотреть целесообразность метода изготовления силовых элементов, таких как шпангоуты при помощи топологического проектирования.

Использование данного метода позволяет изготовить силовые элементы конструкции самолета, в частности детали сложной формы с сохранением прочности, что обеспечит большую устойчивость к нагрузкам.

В этой статье рассматриваются последние достижения в области методов оптимизации топологии, в частности подходы, основанные на плотности, применяемые при проектировании авиационных и аэрокосмических конструкций. Оптимизация топологии была признана одним из самых мощных и эффективных инструментов проектирования и широко используется в авиационной и аэрокосмической технике с различными успешными приложениями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Haber R. B., Jog C. S., Bendsoe M. P. A new approach to variable-topology shape design using a constraint on perimeter // *Structural Optimization*. 1996. № 1–2 (11). С. 1–12.
2. Jang G. [и др.]. Checkerboard-free topology optimization using non-conforming finite elements // *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. 2003. № 12 (57). С. 1717–1735.
3. Sigmund O., Maute K. Topology optimization approaches: A comparative review // *Structural and Multidisciplinary Optimization*. 2013. № 6 (48). С. 1031–1055.
4. Zhang W. H., Duysinx P. Dual approach using a variant perimeter constraint and efficient sub-iteration scheme for topology optimization // *Computers & Structures*. 2003. № 22–23 (81). С. 2173–2181.
5. Zhu J.-H., Zhang W.-H., Xia L. Topology Optimization in Aircraft and Aerospace Structures Design // *Archives of Computational Methods in Engineering*. 2016. № 4 (23). С. 595–622.

TOPOLOGICAL OPTIMIZATION OF AIRCRAFT COMPONENTS

Meshcherina Natalia Viktorovna, PhD student; Ryngach Nikolay Anatolyevich, PhD, Associate Professor
Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia

Meshcherina N.V., email natmeshcherina@yandex.ru

Ryngach N.A., e-mail ryngach@corp.nstu.ru

Correspondence address: Natalia V. Meshcherina, Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia

Annotation:

This paper provides an overview of existing methods of topological optimization, as well as the application of this method in practice and, in particular, in the aircraft industry. The relevance of using this method is shown.

Keywords:

toponymic design, structural strength, weight reduction of structures

ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА

*Мискевич Анастасия Евгеньевна, студент; Рынгач Николай Анатольевич,
к.т.н. доцент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-02-31

Мискевич А.Е., email miskevich3007@gmail.com

*Адрес для корреспонденции: Мискевич Анастасия Евгеньевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20*

Аннотация

Данная статья рассматривает методы обеспечения точности, а также методы компенсации в соединении дивертора с измерительной линией в многоходовом переключателе оборудования. Актуальность данной темы обусловлена тем, что необходимо минимизировать потери и протечки при измерении потока жидкости. За счёт этого тратятся как денежные ресурсы предприятия, так и временные ресурсы. Чтобы избежать эти или иные проблемы, необходимо рассмотреть все возможные способы устранения протечек с усовершенствованием уже имеющейся конструкции. В данной статье приведены возможные методы точности и методы компенсации для решения вышеизложенной проблемы.

Ключевые слова

Дивертор, точность, компенсация, жесткость.

Введение

Непрерывно возрастающие требования к качеству выпускаемых деталей связаны с необходимостью повышения их точности и надежности, производительности и коэффициента полезного действия, которые в значительной мере определяются эксплуатационными свойствами деталей и их соединений. Контактная жесткость сказывается на точности установки деталей в приспособлениях, обработки и сборки их, т.е. на точности и качестве работы изделий.

Обеспечение точности соединения измерительной линии и дивертора

Точностью сборки называют степень совпадения материальных осей контактирующих поверхностей или иных элементов сопрягающихся деталей с положением их условных прототипов, определяемым соответствующими размерами на чертеже. Для того, чтобы обеспечить высокую точность при соединении дивертора с измерительной линией, необходимо точно обозначить отверстия в корпусе для стыковки.

Для точного высверливания отверстий в корпусе, относительно установленного дивертора, используется новейшее технологическое

изобретение для контроля геометрии измерительная рука Absolute Arm Compact от Hexagon MI (Рис.1).



Рис. 1 – Измерительная рука Absolute Arm Compact от Hexagon MI

Измерение проходит по следующему принципу:

1. Наметить центры отверстий по оси расположения дивертора в корпусе (согласно сборочному чертежу).
2. Собрать установку – установить дивертор в посадочное место в корпусе.
3. Установить начальное положение дивертора с помощью электропривода.
4. Подать давление и осуществить прижим дивертора к измерительной линии.
5. С помощью измерительной руки Absolute Arm Compact от Hexagon MI произвести образмеривание дивертора на внутренней части корпуса.
6. Отключить подачу давления и перевести дивертор в исходное положение до прижима.
7. Осуществить с помощью электропривода поворот на 45 градусов к предполагаемому следующему отверстию под патрубком.
8. Повторить пункты 4,5,6 до тех пор, пока все 8 отверстий под будущие патрубки не будут образмерены.
9. С помощью станка с ЧПУ рассверлить отверстия согласно разметке.

Методы компенсации в соединении дивертора с измерительной линией

Для улучшения контакта поверхности дивертора и патрубка при соединении из предыдущей конструкции многоходового переключателя оборудования необходимо убрать уплотнительное кольцо из маслобензостойкой резины и усовершенствовать конструкцию дивертора так, чтобы был сохранен контакт поверхностей металл + металл.

После изменения конструкции дивертора его поверхность шлифуется до точности высокого качества для улучшения сцепления и покрывается нитридом титана, что позволяет увеличить срок службы изделия в условиях агрессивной среды.

Вывод

Результатом работы стало применение методов для обеспечения точности и методов компенсации в соединениях составных деталей многоходового переключателя оборудования, которые помогут минимизировать протечки при использовании оборудования и увеличить точность измеряемого потока жидкости в конструкции, работающей под высоким давлением. Решение проблемы с протечками также положительно повлияет на экологию окружающей среды, т.к. уменьшит выбросы в атмосферу опасных веществ, таких как, нефть и газ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Суслов А.Г. Технологическое обеспечение и повышение эксплуатационных свойств деталей и их соединений. – М.: Машиностроение, 2006. – 448 с.
2. Дальский, А.М. Технологическое обеспечение надежности высокоточных деталей машин. / А.М. Дальский //- М.: Машиностроение. -1975. 223 с.
3. Иванов, А.С. Учет контактной жесткости при расчете неподвижных соединений / А.С. Иванов // Вестник машиностроения.- 2005. -№3. С. 4648.

INCREASING PRECISION OF THE DISTRIBUTION MECHANISM

*Miskevich Anastassiya Evgenievna, Ryngach Nikolay Anatolievich, Ph.D.,
Associate Professor*

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20

Miskevich A.E., email miskevich3007@gmail.com

Correspondence address: Miskevich Anastassiya Evgenievna, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20

Abstract

This article discusses methods for ensuring accuracy, as well as compensation methods for connecting a diverter to a measuring line in a multi-pass switch equipment. The relevance of this topic is due to the fact that it is necessary to minimize losses and leaks when measuring fluid flow. Due to this, both the company's monetary resources

and time resources are wasted. To avoid these or other problems, it is necessary to consider all possible ways to eliminate leaks by improving the existing design. This article provides possible accuracy methods and compensation methods to solve the above problem.

Keywords

Diverter, accuracy, compensation, rigidity.

УДК 629.7.03

ВЫБОР СХЕМЫ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОЛГОЛЕТАЮЩЕГО ВЫСОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

Семухин Роман Игоревич¹, студент; Зверков Илья Дмитриевич^{1,2}, доктор техн. наук, профессор

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

²Институт теоретической и прикладной механики СО РАН им. С.А. Христиановича, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

Семухин Р. И., semrom9@yandex.ru

Зверков И. Д., e-mail zverkov75@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Семухин Роман Игоревич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(961)-768-75-96

Аннотация

В данный момент активно развивается рынок стратосферных летательных аппаратов самолётно-го типа. Одной из главных проблем является проблема энергоснабжения таких летательных аппаратов в длительном полёте в условиях разряженного воздуха и температурных перепадов.

Ключевые слова

Стратосферный самолёт, атмосферный спутник, псевдокосмический аппарат, топливные элементы, электрический самолёт, самолёт на солнечных батареях.

Введение

Сегодня активно разрабатываются проекты с применением стратосферных летательных аппаратов (ЛА), также называемых псевдокосмическими аппаратами (ПКА). Для выполнения многих задач необходимы ПКА самолётно-го типа. Одной из главных проблем таких самолётов является обеспечение длительного полёта в стратосфере.

Основная часть

Для изучения данной проблемы был проанализирован ряд ПКА [1–4]. Были выявлены их характерные особенности: малая масса и большая геометрическая размерность крыла [1, 4]. Это обусловлено особенностями полёта в стратосфере. Добавляется проблема снижения удельной мощности [1,

5] и коэффициента полезного действия (КПД) любой традиционной тепловой силовой установки ПКА при попадании в стратосферу. По этой причине на ПКА применяют привод с электродвигателем и винтом изменяемого шага, а в качестве источника питания используют специальные энергоустановки и накопители энергии, которые будут описаны далее.

При этом долголетающий ПКА для взлёта должен иметь избыток мощности, который не используется на основном этапе полёта, и дополнительный энергозапас, что приводит к увеличению его веса. Однако на основном этапе полёта требуется энергоустановка с высоким КПД либо с возможностью забирать энергию для полёта из вне, то есть максимальная экономия энергозапаса. Тогда энергоустановку можно разделить на две части: энергоустановку для набора высоты и энергоустановку для основной части полёта. Для выбора первой части главный критерий – удельная мощность, для второй – экономичность.

Малая эффективность любой традиционной энергоустановки ПКА при полёте в разреженном воздухе приводит к необходимости анализа применимости других типов энергоустановок для ПКА. Один из них – технология фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) – способ, наиболее распространённый в ПКА по причине способности поддерживать длительный полёт, забирая энергию из вне. Но у солнечных батарей есть и недостатки: низкий КПД, малая удельная мощность (Таблица 1).

Для обеспечения ночного полёта ПКА с ФЭП и для запасания избытков энергии часто используются литиевые аккумуляторные батареи, но они обладают малой энергоёмкостью (до 0,35 кВт*ч/кг) [2]. Прибавка энергозапаса за счёт аккумуляторов приводит к существенному увеличению веса ПКА.

Технология топливных элементов (ТЭ) – один из наиболее инновационных способов создания энергоэффективного самолёта. ТЭ за счёт происходящей в них электрохимической реакции вырабатывают электроэнергию [2], используемую для работы двигателя и других систем ПКА. Главные недостатки: невозможность возобновления топлива в стратосферном полете, необходимость в окислителе, малая удельная мощность (таблица 1).

Технология термоэмиссионных преобразователей (ТЭП) [6] также широко распространена в аэрокосмической отрасли, так как позволяет извлекать энергию за счёт любого источника теплоты и обладает высокой удельной мощностью (таблица 1). Наиболее распространены элементы, использующие эффекты Пельтье, Томсона и Зеебека.

Также для применения в аэрокосмической отрасли исследуются двигатели внешнего сгорания: двигатели Стирлинга, паровые двигатели на низкокипящих жидкостях, термоакустический двигатель, роторный двигатель Стирлинга [7]. Многие из них, обладают, как правило, малой удельной мощностью и высоким КПД (Таблица 1), так как необходимым условием высокого КПД является высокое давление и температура рабочего тела.

Таблица 1 [2, 5, 6, 7]

Тип энергоустановки	Элементы Пельтье	Топливные элементы	Солнечные батареи (ФЭП)	Двигатель Стирлинга	Газотурбинная установка	Двигатель внутреннего сгорания
КПД, %	20	60	24	45	40	35
Удельная мощность, кВт/кг	7,5	0,7	0,46	0,48	6	1,2

В таблице 1 сравниваются различные типы энергетических установок для того, чтобы определить, какие из них нужно применять на этапе взлёта и набора высоты, а какие на этапе основного полёта.

Результаты и обсуждения

На основании данных из таблицы 1 видно, что самой высокой удельной мощностью обладают термоэлектрические генераторы на основе элементов Пельтье и газотурбинные силовые установки, но первые обладают более низким КПД и имеют ряд температурных ограничений, поэтому оптимальная энергоустановкой для взлёта и набора высоты – газотурбинная установка.

Оптимальным вариантом бестопливной энергоустановки для основной части полёта являются солнечные батареи на основе ФЭП, так как батареи на основе элементов Пельтье, используют энергию солнечных лучей только в инфракрасном диапазоне, и их КПД ниже КПД ФЭП. В случае, если основная часть полёта проходит в условиях полярного дня, солнечные батареи могут использоваться без необходимости иметь дополнительный энергозапас или дополнительную энергоустановку для ночной фазы полёта, что позволит снизить стоимость эксплуатации ПКА.

Из всех рассмотренных энергоустановок (таблица 1) самым высоким КПД обладают энергоустановки на основе водородных топливных элементов. Они могут работать вместо солнечных батарей, во время полёта ночью, и в случае, если основная часть полёта проходит в условиях короткого светового дня или полярной ночи и являются единственным вариантом топливной энергоустановки для основной части полёта.

Выводы

На сегодняшний день оптимальным вариантом схемы гибридной силовой установки для долголетающего стратосферного воздушного судна является установка, где в качестве энергоустановки набора высоты используется газотурбинный двигатель, а в качестве энергоустановки для основной части полёта – комбинированная установка из фотоэлектрических преобразователей и водородных топливных элементов. При этом схема гибридной силовой установки без солнечных батарей более выгодна, если основная часть полёта будет проходить в условиях короткого светового дня.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Самойловский А. А. Методика формирования облика беспилотных летательных аппаратов с силовой установкой на солнечной энергии : дис. канд. техн. наук Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов наук: 05.07.02. - М., 2016. - 148 с.
2. Клименко Н.Н. Предварительное проектирование псевдокосмических летательных аппаратов: базовые методы и критерии осуществимости. Вестник НПО имени С. А. Лавочкина № 1, 2015, с. 55 – 65.
3. SolarStratos // SolarStratos URL: <https://www.solarstratos.com/en/> (дата обращения: 30.09.2022).
4. Solar Impulse // SolarStratos URL: <https://solarimpulse.com/> (дата обращения: 30.09.2022).
5. Обуховский А. Д., Телкова Ю. В. / Теория авиационных двигателей: учебное пособие. - Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2012. - 138 с.
6. Исследование основных характеристик термоэлектрического охладителя и генератора: лаб. практикум / [В.Н. Белозерцев и др.]. – Самара: Изд -во СГАУ, 2015. – 76 с.: ил
7. Коноваленко В. А., Макаров С. И. Двигатели высокой удельной мощности. - 1-е изд. - СПб: Изд-во СПбПУ, 2011. - 50 с.

CHOOSE OF A HYBRID POWER PLANT SCHEME FOR A LONG-FLYING STRATOSPHERE AIRCRAFT

*Semukhin Roman Igorevich¹, student; Zverkov Ilya Dmitrievich¹²,
D. Eng. Sc.*

*¹Novosibirsk State Technical University, 630073,
20 Karl Marx Ave, Novosibirsk, Russia*

*²Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS named after. S.A.
Khristianovicha, 630090, Russia, Novosibirsk, st. Institutskaya, 4/1*

Semukhin R. I., semrom9@yandex.ru

Zverkov I. D., e-mail zverkov75@mail.ru

*Correspondence address: Semukhin Roman I., Novosibirsk State Technical
University, 630073, Russia.*

20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, Russia, 630073, tel. +7(961)-768-75-96

Abstract

The market for aircraft-type stratospheric aircraft is currently actively developing. One of the main problems is the problem of power supply to such aircraft during a long flight in conditions of rarefied air and temperature changes.

Keywords

Stratospheric aircraft, atmospheric satellite, pseudo-spacecraft, fuel cells, electric aircraft, solar-powered aircraft.

ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ПАТРУБКА С «ЖАЛЮЗИ» ДАВЛЕНИЕМ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОГО ПОЛЯ

*Шайдуrow Сергей Владимирович¹, аспирант; Рынгач Николай
Анатольевич¹, доцент; Курлаев Николай Васильевич¹, профессор;*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Шайдуrow С.В., e-mail shajdurov@corp.nstu.ru

Рынгач Н.А., e-mail ryngach@corp.nstu.ru

Курлаев Н.В., e-mail kurlaev@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Курлаев Николай Васильевич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20*

Аннотация:

В данной работе проведено численное моделирование процесса разделения и калибровки трубок с применением магнитно-импульсной штамповки. С помощью метода конечных элементов исследовано напряженно-деформированное состояние трубчатой детали. В качестве объекта исследования выбрана трубка, служащая для смешивания потоков горячего и холодного воздуха в системе кондиционирования самолета

Ключевые слова:

Магнитно-импульсная штамповка, трубчатые заготовки

Сложные по форме трубчатые детали (рис. 1), изготовленные из материалов, пригодных для сварки и пайки, используются в соединениях трубопроводов. Строгие требования к точности размеров и форм этих деталей обусловлены необходимостью их соединения с другими элементами без дополнительных операций, как, например, правка или подгонка на месте.



Рис. 3. Типовая трубчатая деталь с «жалюзи»

Магнитно-импульсная обработка металлов (МИОМ) является современной и перспективной технологией, использующей мощные

электродинамические силы, возникающие в алюминиевых сплавах, для изменения формы деталей и заготовок. Эта технология основана на применении импульсных магнитных полей (ИМП), которые возникают в следствии индуцирования в материале вихревыми токами, создавая в материале усилия, приводящими к деформации заготовки.

МИОМ позволяет осуществлять различные операции, такие как штамповка, формовка, разделение, сварка, сборка и другие, с высокой производительностью, точностью и экономичностью. Данная технология находит применение в различных отраслях промышленности.

Одним из ключевых преимуществ магнитно-импульсной обработки металлов является упрощение оснастки, что снижает затраты на производство и повышает экологическую безопасность процесса. Несмотря на все преимущества, МИОМ также сталкивается с некоторыми проблемами, такими как высокие требования к аппаратуре, необходимость в специальных мерах безопасности при работе с сильными магнитными полями и ограничения по мощности обработки.

Для дальнейшей оценки и анализа процесса раздачи трубчатой был использован пакет программного обеспечения ANSYS с модулем Explicit Dynamics, что позволяет решать задачи, связанные с быстрыми, высоко нелинейными процессами. Это позволяет оптимизировать параметры процесса для достижения наилучших результатов.

На рисунке 2 приведена схема нагружения заготовки импульсным магнитным полем. По внутренней поверхности детали равномерно распределено давление P , которое меняется по затухающей квадратичной синусоиде.

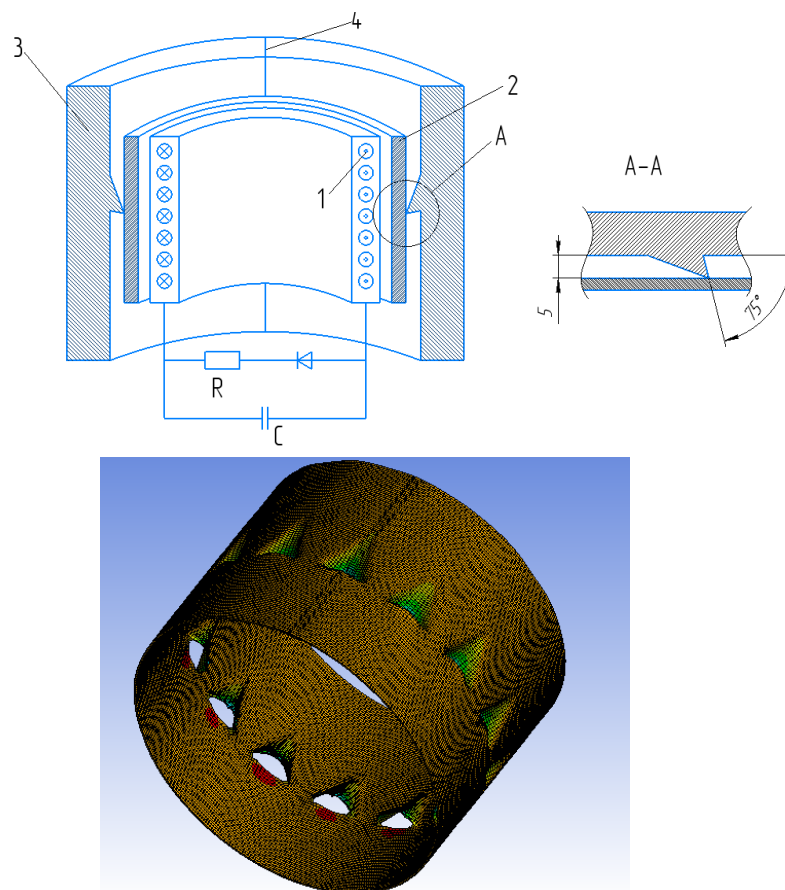


Рис. 2. Типовая трубчатая деталь с «жалюзи»

При моделировании импульсной обработки давлением ИМП определено, что наиболее эффективным методом является метод «раздачи», где зазор между заготовкой и матрицей минимален.

Результаты численного моделирования показывает, что формообразования зига для трубчатых деталей диаметром больше 50мм и толщиной стенки более 2мм происходит без утонения стенок заготовки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зверев И.В., Проскуряков Н.Е., Черников Д.Г. Моделирование процесса раздачи корпусных деталей специального назначения// Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2021. № 6. С. 401-406.
2. Петров Д.М., Ушаков А.С. прогрессивные методы изготовления листовых деталей// Сборник научных трудов Новосибирского государственного технического университета. 2016. № 2 (84). С. 131-142.
3. Черников Д.Г., Алехина В.К. Применение магнитно-импульсных технологий при производстве высокотехнологичной продукции// Исследования и перспективные разработки в машиностроении. Материалы VII научно-

практической конференции молодых ученых и специалистов. Комсомольск-на-Амуре, 2022. С. 220-231.

DUCT FORMATION BY MAGNETIC PULSE FIELD PRESSURE

Sergei Vladimirovich Shaidurov¹, postgraduate student; Nikolai Anatolievich Ryngach¹, assistant professor; Nikolai Vasilevich Kurlaev¹

¹ Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave,

Shaidurov S.V., e-mail shajdurov@corp.nstu.ru

Ryngach N.A., e-mail ryngach@corp.nstu.ru

Kurlaev N.V., e-mail kurlaev@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Nikolai Vasilevich Kurlaev¹*, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 20 Karla Marksa Ave., Novosibirsk, 630073, Russia

Annotation:

This paper presents numerical simulation of the separation and calibration process of tubes using magnetic pulse technology. The stress-strain state of a tubular part is studied using the finite element method. The research object is a tube that serves to mix hot and cold air flows in an aircraft conditioning system

Keywords:

magnetic pulse forming, tubular part

УДК 355.692.4

**КЛАССИФИКАЦИЯ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ ДЕЙСТВУЮЩИХ
НА ЗАЩИЩЁННЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ МАШИНЫ**

*Баранов Илья Игоревич, аспирант; Кислицын Сергей Александрович,
аспирант; Хмельников Евгений Александрович, член-корреспондент
РАРАН, д.т.н., профессор; Шадрин Иван Дмитриевич, аспирант*

Нижнетагильский технологический институт, филиал Уральского федерального
университета им. первого Президента России Б. Н. Ельцина, 622031, Россия, г.

Нижний Тагил, ул. Красногвардейска 59

Баранов И.И., e-mail baranovii@yandex.ru

Кислицын С.А., e-mail ksay@bk.ru

Хмельников Е.А., e-mail khmelnikov7@gmail.com

Шадрин И. Д., e-mail ivan.shadrin12@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Хмельников Евгений Александрович,

Нижнетагильский технологический институт (филиал) Уральского
федерального университета им. первого Президента России Б. Н. Ельцина,
622031, Россия, г. Нижний Тагил, ул. Красногвардейская 59, тел. (3435) 420918

Аннотация:

В докладе рассмотрены особенности моделирования воздействия противотанковых средств на защищённые транспортные машины с точки зрения оценки результатов. Предложена классификация поражающих факторов по их влиянию на защитные свойства брони.

Ключевые слова:

Классификация, защищённые транспортные машины, защищённость, моделирование, боеприпасы, поражающие факторы, средства поражения, системы автоматизации инженерных расчётов.

Введение

Одним из основных качеств защищённых транспортных машин является их способность сохранять свою функциональность в процессе воздействия на них ударных средств комплексов комплекса вооружений противника.

Данное свойство обычно описывают в разделе «Требования по стойкости к воздействию противотанковых средств» и оно может содержать следующие формулировки: «...должна быть гарантированно обеспечена боеспособность экипажа и работоспособность внутреннего оборудования при следующих условиях...».

Теория

Удивительно, но термина, объединяющего два этих требования, в нормативной документации нет. В классической книге Антонова «Танк» сказано: «Защищённость — это способность машины сохранять свою боевую способность под огнём противника» [1]. Однако, в действующих межгосударственных стандартах (ГОСТ) термин «Защищённость» относится только к способности сохранить боеспособность экипажа, а в отношении аппаратуры стандартизированы термины «Стойкость», «Устойчивость» и «Прочность» к внешним воздействующим факторам (ВВФ).

- «Стойкость изделия к ВВФ» – свойство изделия сохранять работоспособное состояние во время и после воздействия на изделие определенного ВВФ в течение всего срока службы в пределах заданных значений.

- «Устойчивость изделия к ВВФ» – свойство изделия сохранять работоспособное состояние во время действия на него определенного ВВФ в пределах заданных значений.

- «Прочность изделия к ВВФ» – свойство изделия сохранять работоспособное состояние после воздействия на него определенного ВВФ в пределах заданных значений.

В монографии академика ракетно-артиллерийской российской академии наук В.А. Григоряна «Частные вопросы конечной баллистики» приведены следующие определения основных понятий, применяемых в области броневой защиты [2]:

- «Предел кондиционных поражений (ПКП) броневой преграды» – экстремальное значение измеряемого в заданных условиях испытаний параметра, при котором на данной броневой преграде получены только кондиционные поражения;

- «Предел сквозных поражений (ПСП) броневой преграды» (скорость, дальность, угол, толщина) – экстремальное значение измеряемого в заданных условиях испытаний параметра, при котором средство поражения или его элемент проходит за данную броневую преграду;

- «Показатель противоккумулятивной стойкости (ППС) броневой преграды» – частота получения кондиционных поражений (непробития) для данной броневой преграды при заданных условиях испытаний кумулятивными средствами;

- «Некондиционные поражения» – недопустимая степень разрушения броневой преграды, устанавливаемая в нормативно-технической документации.

Обращаю внимание, речь идёт о параметрах броневой преграды, то есть одного из компонентов брони. Обеспечение ПКП и достижение ПСП в общем случае не является критерием уничтожения машины или мерой величины вреда для защищённой транспортной машины.

Из не стандартизированных терминов лучше всего подходит термин «Живучесть», который военно-технический словарь трактует как «Свойство

боевой системы (БС) в целом и ее структурных частей в отдельности сохранять и восстанавливать возможность выполнять заданные функции в условиях всех видов воздействия противника и прочих факторов, не предусмотренных условиями нормальной эксплуатации. Является одним из важнейших факторов, влияющих на эффективность выполнения БС поставленных боевых задач» [3].

Результаты и обсуждение

Основной угрозой для защищённых транспортных машин в настоящее время являются противотанковые средства (ПТС), в роли которых выступают средства поражения, формируемые ударными средствами комплексов вооружения. Современные комплексы вооружения чрезвычайно разнообразны и используют широкую номенклатуру боеприпасов, которые для борьбы с бронетехникой могут формировать средства поражения нескольких видов, например, бронебойные, бронебойные подкалиберные, кумулятивные, снарядоформирующие заряды, осколочно-фугасные. Для моделирования имеет смысл представлять любое средство поражения как комплекс поражающих факторов, при этом высокая детализация модели взаимодействия потребует создания совершенно новых средств моделирования. Для решения задачи определения параметров защищённости защищённой транспортной машины от ПТС требуется метод позволяющий использовать имеющиеся в распоряжении инженеров средства САЕ (*Computer-aided engineering* – системы автоматизации инженерных расчётов).

Исследования методом конечных элементов с помощью средств САЕ широко используются в инженерных задачах, связанных с военной техникой. Разработаны численные процедуры, позволяющие проводить моделирование высокоскоростных процессов взаимодействия поражающих факторов с защитной конструкцией. Реакцию защитных структур транспортных средств при воздействии различных поражающих факторов можно моделировать с использованием мощных компьютеров и программных комплексов [4].

Освоенные программные пакеты САЕ предназначены для решения задач определённых классов, на соответствие которым необходимо классифицировать поражающие факторы (ПФ) ПТС. Кроме того, необходимо определить критерии сохранения работоспособности, то есть стойкости, устойчивости и прочности функциональных компонентов. Характер воздействия ПФ на защищённую транспортную машину имеет два существенных отличия по последствиям для брони, что делает логичным разделение ПФ на 2 типа по характеру воздействия на преграду: проникающие (не наносящие ущерб броневой преграде при поражении защищённой транспортной машины) и разрушающие (приводящие к деградации защитных свойств броневой преграды). В первом случае определяем параметры преобразования и предельный уровень (предельные параметры поражения), не приводящий к смене типа ПФ. Во втором случае определяем параметры ущерба броне, ПКП и живучесть бронепреграды, а также параметры ПФ после единичного поражения.

После анализа поражения определяем спектр ПФ на местах экипажа и уровень каждого из них, на основании чего делаем вывод об их критичности для функционирования машины в целом. При этом для моделирования ПФ разрушающего типа существенны локализация, параметры взаимодействия и последовательность воздействия, а для проникающих – проекция, частотно-энергетический спектр и экспозиция.

Выводы

Для комплексного описания при моделировании процессов боевых воздействий на защищённые транспортные машины следует переходить от видов боеприпасов к ПФ. ПФ проникающего типа не требуют оценки сохранения конструктивной прочности и степени деградации брони. ПФ разрушающего типа не гарантируют выведения защищённой транспортной машины из строя только лишь фактом локального разрушения брони. В обоих случаях необходим анализ воздействия вторичных ПФ на членов экипажа и анализ видов, последствий и критичности отказов оборудования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Антонов А.А., Артамонов Б.А., Коробков Б.М., Магидович Е.И. Танк. Москва: Воениздат, 1954. 608 с. Маликов Р.Ф. Основы разработки компьютерных моделей сложных систем: учеб. пособие. г. Уфа: Изд-во БГПУ, 2012. – 256 с.
2. Григорян В.А., Белобородько А.Н., Дорохов Н.С. Частные вопросы конечной баллистики. Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 592 с.
3. Словари // Минобороны России. 2024. URL: <https://encyclopedia.mil.ru/encyclopedia/dictionary/details.htm?id=13071@morfDictionary> (дата обращения: 06.04.2024).
4. Du Bois P. LS-DYNA homeland security course blast and penetration. 2015. 120 pp.

CLASSIFICATION OF DAMAGING FACTORS AFFECTING PROTECTED TRANSPORT VEHICLES

Baranov Ilya Igorevich, graduate student; Kislitsyn Sergey Alexandrovich, graduate student; Khmel'nikov Evgeniy Alexandrovich, Correspondent member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, d.t.s., head professor

Department;

Shadrin Ivan Dmitrievich, graduate student

Nizhny Tagil Institute of Technology (branch) of the Ural Federal University, Russia, 622031, Nizhny Tagil, Krasnogvardeyskaya street, 59; nti@urfu.ru

Correspondence address: Khmelnikov Evgeniy Alexandrovich, Nizhny Tagil Institute of Technology (branch) of the Ural Federal University, Russia, 622031, Nizhny Tagil, Krasnogvardeyskaya street, 59, phone (3435) 420918

Abstract:

The report examines the features of modeling the impact of anti-tank weapons on protected transport vehicles from the point of view of evaluating the results. A classification of damaging factors according to their influence on the protective properties of armor is proposed.

Keywords:

Classification, protected transport vehicles, modeling, damaging factors, security, ammunition, means of destruction, computer-aided engineering.

УДК 623.4

**АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЕЙ КОМПАНИИ
MTU FRIEDRICHSHAFEN GMBH ДЛЯ БРОНЕТАНКОВОЙ ТЕХНИКИ**

Гаев Евгений Геннадьевич^{1,2}, *начальник отдела, аспирант;*
*Пегашкин Владимир Фёдорович*², *заведующий кафедрой, доктор техн. наук,*
профессор

¹ Уральское конструкторское бюро транспортного машиностроения,
622007, Россия, г. Нижний Тагил, Восточное шоссе, 38

² Нижнетагильский технологический институт (филиал) Уральского
федерального университета имени первого Президента России Б.Н. Ельцина,
622012, Россия, г. Нижний Тагил, ул. Красногвардейская, 59

Гаев Е.Г., e-mail ga-ev@mail.ru

Пегашкин В.Ф., e-mail v.f.pegashkin@urfu.ru

Аннотация:

До настоящего времени внешнеторговое сотрудничество было обязательным атрибутом современной мировой экономики. Направлением такого взаимодействия могли являться закупки у иностранных производителей двигателей военных гусеничных машин, силовых блоков и технологий с поэтапной локализацией производства продукции на территории России. Сегодняшние международные реалии накладывают непреодолимые трудности на этом пути. Данный факт подтверждает необходимость ускорения решения проблем отрасли поршневого двигателестроения и трансмиссионных установок Российской Федерации с целью сохранения государственного суверенитета. Процесс разработки и изготовления отечественных моторно-трансмиссионных установок (МТУ) должен сопровождаться изучением опыта передовых зарубежных компаний.

В материалах доклада выполнен анализ характеристик дизельных двигателей и особенностей компоновок силовых блоков (СБ) компании MTU Friedrichshafen GmbH (MTU). Перечислены реализованные на дизелях компании MTU конструктивные мероприятия.

Ключевые слова:

Танк, силовой блок, моторно-трансмиссионная установка, моторно-трансмиссионное отделение, силовая установка, дизельный двигатель, система охлаждения, трансмиссия, мощность, компактность.

Введение

До вхождения Республики Крым в состав Российской Федерации западные высокотехнологичные фирмы демонстрировали высокий интерес к международному взаимодействию с предприятиями оборонно-промышленного комплекса России в области военно-технического сотрудничества.

С началом специальной военной операции на Украине этот процесс сведён к нулю. Данный факт подтверждает необходимость срочной разработки и реализации в Российской Федерации современных МТУ ВГМ и СБ, включающих дизельные двигатели, системы (охлаждения, воздухоочистки, смазки и другие) силовых установок (СУ), трансмиссии, системы управления СУ и трансмиссией [2].

Процесс разработки отечественных МТУ должен сопровождаться постоянным анализом характеристик, особенностей агрегатирования дизелей и методов организации процессов передовых зарубежных компаний [1].

Наиболее авторитетным и успешным поставщиком военных дизельных двигателей на международном рынке является компания MTU Friedrichshafen GmbH (MTU) из Германии.

Теория

Двигатели военного назначения являются важным компонентом продукции компании MTU. Только для танков типа «Леопард» разработаны и адаптированы к условиям силового блока и всесторонне испытаны 3 серии двигателей (830, 870, 880), четвертая серия 890 предназначена для машин нового поколения.

Понимая важность создания оптимальных конструкций двигателей ВГМ, компания MTU уделяет особое внимание интеграции двигателей в состав СБ, что стало её характерной особенностью. Результатом комплексной, самостоятельной разработки СБ со своими двигателями является высокая взаимная оптимизация двигателей и систем СУ, системные снижения объемов (рисунок), масс, тепловыделения двигателей – параметров, в значительной степени, влияющих на тактико-технические характеристики ВГМ.

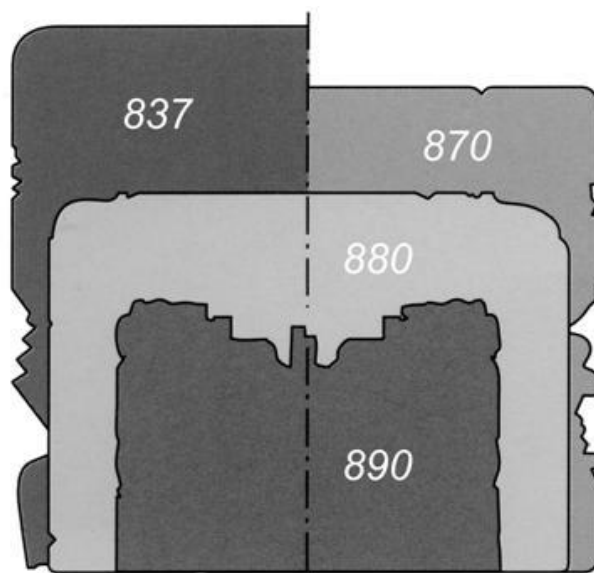


Рис. Изменение габаритов двигателей по сериям от 830 до 890

Двигатели серии 870

По схеме, сопоставляющей геометрические размеры различных серий двигателей (на рисунке), видно, что двигатели серии 870 обладают большими габаритами, объёмом и массой (табл. 1).

Двигатель МВ 873 Ка-501, являющийся основным двигателем всех модификаций основного боевого танка «Леопард-2», устанавливается в МТО продольно в составе СБ.

Двигатель МВ 873 Ка-501 имеет уникально-большую размерность 170/175 мм (диаметр/ход). Для сравнения, у двигателей ООО «ЧТЗ-Уралтрак» типа В-2 размерность 150/180 мм, у 2В-12-3А – 150/160 мм.

Двигатель МВ 873 Ка-501 оснащён двумя турбокомпрессорами и двумя охладителями наддувочного воздуха, включенными в общую систему охлаждения.

Таблица 1

Основные характеристики двигателей серии 870

Серия	Тип	Количество цилиндров	Угол развала, град	Размерность, мм	Номинальная мощность, кВт (л.с.)	Номинальные обороты, об/мин
870	МВ 871 Ка-501	8	90°	170/175	880 (1200)	2600
	МВ 873 Ка-501	12	90°	170/175	1100 (1500)	2600

Турбокомпрессоры и воздухоохладители расположены по обеим сторонам двигателя, исходя из рациональности компоновки СУ с продольным расположением двигателя. Воздухоочистители жестко закреплены на двигателе. Двигатель обладает высоким уровнем теплоотдачи. Суммарная теплоотдача

двигателя и трансмиссии на режиме максимальной мощности 1100 кВт (1500 л.с.) составляла для первых серий «Леопардов» 943 кВт (810000 ккал/ч).

Силовой блок с двигателем MB 873 Ka-501 оснащён механизмом ограничения мощности, снижающим возможную загрузку до 660 кВт (900 л.с.) при температуре окружающего воздуха 35 °С.

Затраты мощности на привод вентиляторов и обеспечение работы системы охлаждения на режиме максимальной мощности при окружающей температуре 40 °С достигают 175-200 кВт (240-270 л.с.).

Некоторое снижение затрат мощности обеспечивается управляемой гидромuftой, обеспечивающей необходимые обороты вентиляторов в зависимости от температуры охлаждающей жидкости по сигналам системы управления силовым блоком.

Двигатель MB 873 Ka-501 относится к устаревшему поколению высокогабаритных двигателей, с продольным расположением в объёмном МТО, обладающих высоким уровнем теплоотдач.

Двигатели серии 880

Двигатели MTU серии 880 [5, 6] образуют ряд, представленный в табл. 2, и представляют собой одну из наиболее совершенных генераций дизельных двигателей военного назначения для тяжелых машин.

Реализация теплового баланса двигателя, характеризующегося большим отводом тепла в охладители наддувочного воздуха позволяет обеспечить приемлемые температурные условия работы цилиндрико-поршневой группы с относительно невысокой температурой охлаждающей жидкости.

Следствием таких технических решений становится общее снижение температурного напора между средней температурой радиатора и температурой охлаждающего воздуха (обычно принимается 40°С) и необходимость значительного наращивания расхода воздуха через радиаторы, что оплачивается повышенным расходом мощности на вентиляторы.

В силовом блоке EuroPowerPack затраты мощности на вентиляторы могут достигать 200 кВт (270 л.с.) при требуемом малом сопротивлении аэродинамической сети. Снижение сопротивления обеспечивается низкими значениями сопротивлений жалюзи на входе в МТО и выходе воздуха в корму через обширную (~1,5 м²) решетку с малым сопротивлением.

Основные характеристики двигателей серии 880

Тип двигателя	Количество и расположение цилиндров	Размерность	Стендовая мощность, кВт (л.с.)	Обороты максимальной мощности, об/мин
MT 881 Ka-500	8V - 90°	144/140	735 (1000)	3000
MT 881 Ka-501	8V - 90°	144/140	880 (1200)	3000
MT 883 Ka-500	12V - 90°	144/140	1100 (1500)	3000
MT 883 Ka-501	12V - 90°	144/140	1200 (1630)	3000

Перечисленные технические решения наращивают затраты мощности на обслуживание систем и снижают баллистическую защиту танков.

В настоящее время двигатель MT 883 Ka-500 может поставляться в страны НАТО в составе силового блока EuroPowerPack (EPP).

Двигатели серии 890

В связи принятой западными специалистами концепцией стратегической мобильности, для достижения высокой подвижности и авиатранспортабельности потребовалось уменьшение массы (20-50 т) и габаритов ВГМ.

Характерным представителем этого направления являются высокоагрегатированные, высококомпактные двигатели MTU серии 890 (табл. 3), имеющие 1-литровый объем цилиндров двигателя, обороты максимальной мощности 4250 об/мин, оснащенные высокоэффективными агрегатами наддува и топливными системами типа «Common Rail» с электронной системой управления. Двигатели серии 890 [7, 8] выбраны базовыми для перспективного семейства аэромобильных боевых машин США.

Двигатели серии 890 отличаются высокой компактностью, но ряд вопросов обеспечения их успешного функционирования «переносится» на системы силовой установки в ущерб компактности систем.

Требуются новые, ужесточенные требования к системам по очистке воздуха, рассеиванию тепла, качеству масла и топлив, охлаждающих жидкостей.

К достоинствам двигателей серии 890 следует отнести дальнейшее продвижение в направлении высокотемпературного охлаждения, температуры ОЖ и масел длительно – не менее 130 °С.

Реализация высокоэффективного процесса в компактной 1-литровой камере сгорания цилиндра, при столь высокой форсировке, (более 73,6 кВт/л (100 л.с./л), требует применения электронной системы впрыска и управления двигателем, для гражданских и военных образцов.

Анализ габаритов и массы свидетельствует об их росте, по сравнению с данными рекламных материалов предыдущих лет.

Основные характеристики двигателей серии 890

Тип привода					Для электрического привода	Для механического привода
Серия 890	Схема	Количество цилиндров	Расположение цилиндров	Размерность, мм	Номинальная мощность, кВт (л.с.) при 4250 об/мин	Номинальная мощность, кВт (л.с.) при 3800 об/мин
Схема и основные параметры	4R 890	4R	рядное	115/107	410 (558)	360 (490)
	5R 890	5R	рядное	115/107	512 (696)	450 (612)
	6V 890	6V	90°	109/107	552 (750)	480 (653)
	8V 890	8V	90°	109/107	735 (1000)	640 (870)
	10V 890	10V	90°	109/107	920 (1250)	800 (1088)
	12V 890	12V	90°	109/107	1100 (1500)	960 (1300)

Использование короткоходных высокооборотных двигателей серии 890 целесообразно на постоянных оборотах в изделиях с гибридным или электрическими трансмиссиями.

Выводы

В результате масштабных по глубине исследований и объёму привлекаемых средств специалистам компании MTU удаётся находить новые конструктивные решения, позволяющие уменьшать габаритный объём двигателя при реализации каждой новой серии моторов на 30...40 %. В основном это связано с уменьшением рабочего объёма и существенным увеличением литровой мощности двигателей от серии к серии.

Примерами успешно внедренных мероприятий являются:

разделение контура системы охлаждения рабочих сред на два – низкотемпературный и высокотемпературный, позволившее существенно уменьшить её потребный объём;

индивидуальные топливные форсунки с электрогидравлической системой регулирования топливоподачи;

регистрационный наддув с возможностью отключения на промежуточных режимах части агрегатов наддува;

внедрение металлокерамического уплотнения газового стыка, позволившее повысить среднее эффективное давление в цилиндре двигателя;

применение двухступенчатого охладителя наддувочного воздуха для повышения энергетики рабочего процесса;

оригинальные компоновочные решения: минимизация габаритов кривошипно-шатунного и механизма газораспределения, применение сухого масляного картера для обеспечения работы изделия на кренах и дифферентах с высокими значениями углов, размещение в блоке цилиндров и картере двигателя вспомогательных узлов и агрегатов, обычно устанавливаемых вне дизеля и многое другое [3, 4].

Реализуемый инженерами MTU системный подход в исследованиях, взвешенный подход в практическом применении новейших достижений мирового двигателестроения, смежных отраслей науки и техники (материаловедении, электроники, компьютерного моделирования, химии и других), и вместе с тем, регулярно-достаточное финансирование заказчиком и акционером новых разработок дают зарубежной отрасли непрерывное эволюционное развитие, без революционных изменений, т.е. без принятия повышенных рисков на всех стадиях реализации проекта.

Существующие проблемы отечественной отрасли поршневого двигателестроения двойного назначения требуют скорейшего решения с учётом обозначенных практик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Энергетические установки транспортных средств специального назначения : учебно-методическое пособие к выполнению практических работ / М. А. Бадртдинов; М-во науки и высш. образования РФ, ФГАОУ ВО «УрФУ им. первого Президента России Б. Н. Ельцина», Нижнетагил. технол. ин-т (фил.). – Нижний Тагил: НТИ (филиал) УрФУ, 2022. – 53 с.

2. Определение требований к двигателю перспективного танка. / Исупов Е.В., Гаев Е.Г., Юдинцев Д.В., Бадртдинов М.А.; В сборнике: Наука Промышленность Оборона. Труды XXIV Всероссийской научно-технической конференции. В 4-х томах. Том 1. Под редакцией А.В. Гуськова. Новосибирск, 2023. Издательство: Новосибирский государственный технический университет (Новосибирск). С.: 38-45.

3. Состояние, направление развития и технические пути совершенствования двигателей зарубежных образцов БТВТ. / Апекунов В.В.; Презентационные материалы ФГБУ «38 НИИИ БТВТ» Минобороны России, 2019.

4. Основные требования к подвижности перспективных и модернизируемых образцов БТВТ. / Макоклюев А.И.; Презентационные материалы ФГБУ «38 НИИИ БТВТ» Минобороны России, 2019.

5. Рекламные материалы фирмы MTU. Twelve – Cylinder Diesel Engine MT 883 for Heavy Military Vehicles 1100 kW (1500 HP).

6. Рекламные материалы фирмы MTU. Twelve – Cylinder Diesel Engine

MT 883 Common Rail Injection (CRI) for Heavy Military Vehicles 1100 kW (1500 HP), 1200 kW (1630 HP).

7. Рекламные материалы фирмы MTU по БМП «Puma».

8. Рекламные материалы фирмы MTU. Diesel Engine 10V890 for Medium and Heavy Military Vehicles, 920 kW (1250 hp), 1000 kW (1360 hp).

ANALYSIS OF THE CHARACTERISTICS OF MTU FRIEDRICHSHAFEN GMBH ENGINES FOR ARMORED VEHICLES

*Gaev Evgeniy Gennadyevich*¹², *head of the department, Ph.D. student,*
*Pegashkin Vladimir Fedorovich*², *head of the department, D.Sc. (Engineering),*
Professor

¹The Ural Design Office of Transport Mechanical Engineering,
38, Vostochnoe Shosse, Nizhniy Tagil, 622007, Russia

²Nizhny Tagil Technology Institute (branch) Ural Federal University,
59, Krasnogvardeyskaya St., Nizhniy Tagil, 622013, Russia

Abstract:

Until now, foreign trade cooperation has been a mandatory attribute of the modern world economy. The direction of such interaction could be the purchase of engines for military tracked vehicles, power units and technologies from foreign manufacturers with the gradual localization of production in Russia. Today's international realities impose insurmountable difficulties on this path. This fact confirms the need to accelerate the solution of problems in the piston engine industry and transmission units of the Russian Federation in order to preserve state sovereignty. The process of developing and manufacturing domestic engine-transmission units should be accompanied by studying the experience of leading foreign companies.

The report contains an analysis of the characteristics of diesel engines and the design features of power units from MTU Friedrichshafen GmbH. The constructive measures implemented on MTU diesel engines are listed.

Keywords:

Tank, power unit, engine and transmission unit, engine and compartment, power plant, diesel engine, cooling system, transmission, power, compactness.

ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ БРОНЕЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Ерохин Георгий Юрьевич, студент; Крюкова Яна Сергеевна

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Крюкова Я.С., e-mail krjanik@icloud.com

Ерохин Г. Ю., e-mail georgi-erokhin@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: *Крюкова Яна Сергеевна*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(923)-627-65-38

Аннотация:

В статье рассматривается влияние применяемых современных материалов на защитные характеристики бронезилетов (БЖ) Бр-4 и Бр-5. Проведен литературный обзор бронезащитных материалов с выявлением их достоинств и недостатков.

Ключевые слова:

Структура бронезилета, материалы, эксперименты.

Введение

Появление новых видов боеприпасов и оружия актуализирует задачу разработки штурмового (БЖ), с учётом уменьшения его массы, обладающего улучшенными защитными свойствами. Ограничение по массе обусловлено тем, что при выполнении даже средней физической работы экипированный военнослужащий испытывает значительные нагрузки на организм, порой превышающие допустимые медико-физиологические нормы. Решение поставленной задачи представляется возможным за счёт изменения состава противопульной защиты жизненно-важных органов (ЖВО) грудной клетки – жесткой бронепанели (БП) – масса которой составляет от 40 до 70% массы современного (БЖ), и которая занимает от 10 до 30% его площади [11].

Назначение (БП) – остановить поражающий элемент, максимально погасить его кинетическую энергию и распределить оставшуюся его часть на максимальную площадь поверхности тела. Ультравысокопрочные броневые стали и композиты на основе керамики и высокомодульного полиэтилена, алюминиевая и титановая броня- это всего лишь небольшой перечень материалов, используемых при изготовлении (БП). Изучение установленных общих технических требований к бронеодежде и анализ характеристик перечисленных материалов позволит выявить возможные варианты состава (БП).

Обзор основных материалов, используемых при создании бронепанели

Главным параметром защитных свойств СИБЗ является пулестойкость,

которая определяется свойствами баллистических материалов, каждый из которых имеет свои особенности, недостатки и преимущества. В современных СИБЗ, как правило, применяется комбинированный состав бронезащиты [3]. Рассмотрим материалы, которые широко применяются в этой сфере:

- стальные бронеплиты - первые появившиеся и обладающие хорошими физическими свойствами, определяющими их прочность, но в то же время достаточно большой массой [5];
- легкие сплавы алюминия и титана обладают низкой массой и отсутствием образования осколков, но их дорогостоящая обработка и высокая стоимость могут ограничить их применение [6];
- керамические (БП) являются гибридными композитами с твердым керамическим экраном и полимерной подложкой, предназначенными для разрушения и поглощения энергии пули [1];
- арамидные волокна представляют собой легкие материалы с высокой прочностью, надежно защищающие от осколков, но не от ударов острыми предметами [2-4];
- сверхвысокомолекулярный полиэтилен или СВМПЭ обладает высокой прочностью и низкими гигроскопическими свойствами, но его применение ограничено из-за низкой термостойкости [5-7].

Панели, изготовленные из этих материалов, обладают анизотропными свойствами [15]. Упругие характеристики панелей определяются по результатам численного расчета или натурных испытаний.

Методы оценки защитных свойств бронезащитных материалов

Методы оценки защитных свойств материалов включают в себя измерение и анализ таких характеристик, как пуленепробиваемость, способность поглощения энергии удара, абразивная стойкость и другие параметры, определяющие эффективность (БЖ).

В АО ЦНИИТОЧМАШ была проведена серия экспериментов на обстрел (БЖ), оснащенного бронеплитой класс БР-5 (СВМПЭ + бронекерамика). По результатам испытаний было получено, что испытываемая плита обладает высокой степенью пуленепробиваемости и способна эффективно поглощать энергию удара, минимизируя заброневое воздействие [12].

В статье [13] авторы разработали математическую модель, описывающую торможение поражающего элемента вследствие рассеяния энергии, затрачиваемой на необратимые деформации растяжения нитей ткани, трение при взаимном проскальзывании нитей и нагрев материала преграды. Показали возможность контроля качества броневого композиционного материала на основе ткани с помощью анализа динамических температурных полей в реальном времени при взаимодействии с поражающим элементом.

В статье [8] М.А. Олейниченко и А.П. Цепляев провели испытания опытных образцов (БП) в составе защитной композиции (БЖ). Образцы подвергались воздействию средств поражения под углом $90^{\circ} \pm 5^{\circ}$ к лицевой

поверхности манекена. Каждая защитная панель проходила не менее пяти выстрелов из образцов нарезного оружия. Состав панели представлял собой бронепакет, изготовленный на основе алюмооксидной керамики и арамидной ткани. Осмотр внешнего вида и характера попадания пули проводился после каждого выстрела. Результаты оценивались с учетом места попадания пули в площадь панели и квалифицировались по следующим критериям:

А) Зачетные поражения:

- Попадание пули в тело панели.

- Минимальное расстояние от центра поражения до края панели и расстояния между центрами соседних поражений более или равное 50 мм.

Б) Незачетные поражения:

- Минимальное расстояние от центра поражения до края панели и расстояния между центрами соседних поражений менее 50 мм.

Сквозным пробитием считается пробитие осколками пули или фрагментами взаимодействия пули и образца защитной композиции.

Эти методы испытаний так же могут быть распространены на бронепластины, изготовленные из других материалов.

Выводы

В настоящее время наблюдается повышенный спрос на бронежилеты с улучшенными характеристиками бронезащиты. Однако часто проводятся только натурные испытания, которые не учитывают изменение толщины отдельных элементов, составляющих бронепанель. Для оптимизации бронезащиты необходимо проведение вычислительного эксперимента, в рамках которого варьируются толщина и материалы, а также их компоновка. Это позволит настроить наилучший состав защитного пакета, соответствующий требуемым характеристикам и обеспечивающий оптимальный уровень защиты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Харченко, Е. Ф. Новая модификация высокоэффективных композитных бронематериалов / Е. Ф. Харченко // Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. – 2022. – № 2(122). – С. 125-129. – EDN FAQYDW.

2. Бронежилет: типы и классы, из чего состоит / [Электронный ресурс] // DELTA системы безопасности : [сайт]. — URL: <https://www.delta.ru/blog/klassy-zashchity-bronezhiletov/> (дата обращения: 10.04.2024).

3. Бородай, В. В. Методические подходы к исследованию возможности использования средств индивидуальной бронезащиты в условиях экстремально низкой температуры / В. В. Бородай, В. В. Конюшев // Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2023. – № 9-10(183-184). – С. 148-157. – DOI 10.53816/23061456_2023_9-10_148. – EDN SEDJVU.

4. Анализ материалов и их свойств, применяемых для средств индивидуальной бронезащиты / В. В. Мыльников, А. А. Абросимов, И. Д. Романов, А. Д. Романов // Успехи современного естествознания. – 2014. – № 9-2. – С. 143-147. – EDN SOBXFD.

5. Популярныe материалы для бронеплит жилетов / [Электронный ресурс] // ALMI ARMOR : [сайт]. — URL: [5.https://almi-armor.ru/stati/iz-kakih-materialov-izgotavlivayut-broneplity-dlya-bronezhiletov](https://almi-armor.ru/stati/iz-kakih-materialov-izgotavlivayut-broneplity-dlya-bronezhiletov) (дата обращения: 10.04.2024).

6. Алексеев М.О., Чистяков Е.Н., Купрюнин Д.Г БРОНЕВЫЕ МАТЕРИАЛЫ. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ / Алексеев М.О., Чистяков Е.Н., Купрюнин Д.Г [Электронный ресурс] // АО НИИ СТАЛИ : [сайт]. — URL: <https://www.niistali.ru/about-company/stati-nashikh-avtorov/bronevye-materialy/> (дата обращения: 10.04.2024).

7. Новиков, В. А. Бронежилеты: современные материалы и их свойства / В. А. Новиков // Международная научно-техническая конференция молодых ученых БГТУ им. В.Г. Шухова, Белгород, 01–30 мая 2015 года / Белгородский государственный технологический университет им. В.Г. Шухова. – Белгород: Белгородский государственный технологический университет им. В.Г. Шухова, 2015. – С. 1443-1446. – EDN USQKND.

8. Олейниченко, М. А. Разработка керамокомпозитных бронепанелей по классам защиты Бр4, Бр5 ГОСТ 34286-2017 / М. А. Олейниченко, А. П. Цепляев // Инженерный вестник Дона. – 2022. – № 3(87). – С. 635-653. – EDN NMRKVH.

9. Сафонов, П. Е. Разработка оптимальных технологических параметров изготовления арамидных тканей технического назначения : специальность 05.19.02 "Технология и первичная обработка текстильных материалов и сырья" : автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук / Сафонов Павел Евгеньевич. – Москва, 2013. – 16 с. – EDN ZPADDN.

10. Киселев, М. В. Разработка геометрической 3D-модели бронежилета / М. В. Киселев, К. В. Зайков // Технологии и качество. – 2017. – № 1(37). – С. 5-8. – EDN YMQRK.

11. Славинский, С. Т. НПФ «ТЕХИНКОМ»: Штурмовой бронежилет второго поколения / С. Т. Славинский [Текст] // МЕЖДУНАРОДНАЯ НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ СПЕЦСРЕДСТВА ИНДИВИДУАЛЬНОЙ БРОНЕЗАЩИТЫ. — Москва:, 2013. — С. 30-32.

12. ПРОТОКОЛ СЕРТИФИКАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ / [Электронный ресурс] //

БРОНЕПЛАСТ : [сайт]. — URL: <https://broneplast-arm.ru/testing/> (дата обращения: 10.04.2024).

13. Контроль качества бронеткани с использованием моделирования термомеханических процессов при ударе поражающим элементом / В. О. Каледин, О. Н. Будадин, С. О. Козельская, А. Е. Гилева // Дефектоскопия. – 2018. – № 5. – С. 41-49. – EDN XNFRMD.

14. Современные материалы для средств индивидуальной бронезащиты / [Электронный ресурс] // КОМПОЗИТНЫЙ МИР : [сайт]. — URL: <https://compositeworld.ru/articles/materials/id636a0b3dfb445b0019831bd8> (дата обращения: 10.04.2024).

15. Аморфные и кристаллические тела. Анизотропия кристаллов. Классификация кристаллов по типу связей. Дефекты в кристаллах. Жидкие кристаллы. / [Электронный ресурс] // : [сайт]. — URL: <https://phys.bspu.by/static/um/phys/molek/lekcsmolek/lekmol21.pdf> (дата обращения: 10.04.2024).

REVIEW OF MODERN BODY ARMOR MATERIALS

Erokhin Georgiy Yurievich, student; Kryukova Yana Sergeevna

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave,

Kryukova Y.S., e-mail krjanik@yandex.ru

Erokhin G.Y., e-mail georgi-erokhin@yandex.ru

Correspondence address: *Kryukova Yana Sergeevna*, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 20 Karla Marksa Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone +7(923)-627-65-38

Abstract:

The article examines the influence of modern materials used on the protective characteristics of body armor Br-4 and Br-5. The requirements of the state standard for the considered body armor are studied, highlighting their key characteristics and parameters, such as protection level, weight, usability, and others. A literature review of body armor materials is conducted, identifying their strengths and weaknesses.

Keywords:

The structure of the body armor, materials, experiments.

УДК 358.119.1

ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОТИВОМИННОЙ СТОЙКОСТИ ВОЕННЫХ ГУСЕНИЧНЫХ МАШИН

Кислицын Сергей Александрович¹², аспирант; Баранов Илья Игоревич¹², аспирант; Хмельников Евгений Александрович¹, член-корреспондент РАН, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Специальное машиностроение»; Шадрин Иван Дмитриевич¹², аспирант

¹ Нижнетагильский Технологический Институт (филиал) Уральского Федерального Университета имени первого Президента России Б.Н. Ельцина, 622031, Россия, г. Нижний Тагил, ул. Красногвардейская, 59

² АО Уральское конструкторское бюро транспортного машиностроения, 622007, Россия, г. Нижний Тагил, Восточное шоссе, 38

Кислицын С.А., e-mail ksay@bk.ru

Баранов И.И., e-mail baranovii@yandex.ru

Хмельников Е.А., e-mail khmelnikov7@gmail.com

Шадрин И.Д., e-mail ivan.shadrin12@gmail.com

Адрес для корреспонденции: *Кислицын Сергей Александрович*, АО Уральское конструкторское бюро транспортного машиностроения, 622007, Россия, г. Нижний Тагил, Восточное шоссе, 38, тел. +7(912)279-97-35

Аннотация:

В статье рассматриваются основные способы повышения противоминной стойкости современных российских изделий бронетанкового вооружения и техники по сравнению с иностранными образцами, а также методы математического моделирования, позволяющие оценить влияние защитной структуры на противоминную стойкость разрабатываемого или модернизируемого изделия.

Ключевые слова:

Противоминная защита, военная гусеничная техника, параметризованная математическая модель, расчётная модель.

Введение

Как показывает опыт боевых действий в XX и XXI веке, применение танков является определяющим условием в достижении победы над противником, «нет и не предвидится более дешёвой и более мощной системы вооружения, которая могла бы сравниться с танком по своим характеристикам и была бы способна обеспечить высокую манёвренность, защиту от огня противника, огневую мощь и возможность действовать в любую погоду, днём и ночью, в различных видах боя» [1].

С момента создания и по настоящее время танки способны решать широкий круг боевых задач и являются главной ударной силой сухопутных войск, из-за чего их обнаружению и уничтожению уделяется особое внимание. Одним из видов оружия, способных лишить танк подвижности и управляемости, причинить урон экипажу, а, следовательно, снизить его боеспособность, являются инженерные боеприпасы.

Опыт проведения специальной военной операции показал актуальность вопроса повышения живучести военных гусеничных машин (ВГМ) в боевых условиях. По данным открытых источников, «количество мин и неразорвавшихся боеприпасов на территории Украины стало крупнейшим в Европе со времён Второй мировой войны». По некоторым оценкам, количество установленных противотанковых мин составляет от 2 до 2,5 миллионов [2, 3]. [2] [3] Поэтому при проектировании, доводке и модернизации ВГМ одним из важных факторов, влияющих на конструктивное исполнение изделия, является его противоминная стойкость.

Повысить противоминную стойкость современных серийных изделий БТВТ довольно трудно. Однако для перспективных изделий ВГМ можно обеспечить защиту экипажа от подрыва взрывного устройства (ВУ) значительной энергетикой в тротиловом эквиваленте (ТЭ) путём усовершенствования конструкции днища корпуса.

Применение наполнителей в днище позволяет повысить стойкость днища корпуса при подрыве специальных противоднищевых мин. Использование днища, обладающего высокой жёсткостью, даёт возможность установить приспособления для амортизации внутреннего оборудования от ударных

воздействий при подрывах и повысить живучесть и боеспособность изделия в целом.

Проектирование противоминной защиты современных ВГМ

Процесс проектирования противоминной защиты транспортных средств сложен, поскольку зачастую выдвигаются различные, а зачастую, противоречивые конструктивные требования к транспортному средству (максимальная подвижность при максимальной защите). Однако, простое наращивание толщины брони увеличивает полную боевую массу изделия (масса всех современных ВГМ составляет более сорока тонн). Это существенно ограничивает проходимость транспортного средства и в целом снижает его подвижность.

Поэтому, баланс между защитой и подвижностью должен быть учтён ещё на стадии проектирования изделия. Конструктор должен грамотно сопоставлять эффективность и целесообразность вариантов защитных противоминных структур с такими факторами, как стабильная управляемость транспортного средства, устойчивость к опрокидыванию, ограничение и распределение веса, а также клиренс изделия.

Структура противоминной защиты должна противостоять взрыву и предотвращать разгерметизацию обитаемых отделений транспортных средств. Кроме того, она должна минимизировать локальные импульсные перегрузки в области воздействия ударной волны. Её главная задача – сохранение жизни, здоровья и боеспособности членов экипажа, а также предотвращение повреждений функционального оборудования.

Предотвращение воздействия эффектов ударной волны достигается увеличением расстояния между днищем и точкой подрыва (или землёй), то есть увеличением клиренса изделия. Однако, данное техническое решение приводит к поднятию центра тяжести транспортного средства, таким образом увеличивая склонность транспортного средства к опрокидыванию.

Отклонение ударной волны в стороны от корпуса транспортного средства достигается днищем V-образной формы, что является обычной практикой применения в современных легкобронированных машинах (ЛБМ) или, по классификации НАТО – *MRAP (Mine Resistant Ambush Protection – Устойчивый к подрыву мин и защищённый от атак из засад)*.

Тем не менее, использование днища V-образной формы возможно только при защите ЛБМ. Для защиты изделий ВГМ тяжёлого класса такие конструкции неприемлемы ввиду низко расположенного обитаемого отделения. Поэтому необходимо конструировать днище с как можно большей жёсткостью, чтобы минимизировать прогиб внутрь обитаемого отделения. Однако кроме конструктивных сложностей и значительного роста массы, простое повышение жёсткости приведёт к распространению энергии взрыва по элементам конструкции и поражению экипажа и оборудования вторичными поражающими факторами (вторичные осколки, ударная волна, высокочастотные вибрации) [4].

Следовательно, необходимо использовать структуры и материалы, позволяющие поглощать энергию взрыва путём расходования её на пластическую деформацию и разрушение специальных элементов (сдающих звеньев).

Многослойные защитные структуры (или сэндвич-структуры) успешно используются в качестве элементов защиты бронированных транспортных средств. Такие структуры являются эффективными поглотителями энергии взрыва [5, 6]. [5] [6]

Также, в настоящее время, некоторые зарубежные компании, например, *RUAG* (Швеция) [7] предлагают решение по повышению противоминной стойкости днища танка «*Leopard 2A6*» путём установки дополнительного наружного днища системы *MinePro* (рис. 1).

Тем не менее, структуры, подобные системе противоминной защиты *MinePro*, чрезвычайно трудоёмки в изготовлении и требуют применения специального сложного и дорогостоящего оборудования (рис. 2).

По информации разработчика [7], данная система обеспечивает защиту днища от противотанковых мин по классу *3a STANAG 4569* [8].



Рис. 1. Установка системы противоминной защиты *MinePro* на днище танка «*Leopard 2A6*»

Сравнивая результаты математического моделирования воздействия ударной волны и продуктов детонации на плоское днище и днище с сэндвич-структурой, рассмотренные в работе [9], эффективность днища с энергопоглощающим модулем выше в 3,5 раза предлагаемой конструкции.



Рис. 2. Вакуумная камера для изготовления противоминной защиты *MinePro* днища танка «Leopard 2A6» [7]

Результаты и их обсуждение

Для снижения деформации днища перспективного изделия ВГМ были разработаны и промоделированы в условиях подрыва различные конструктивные варианты исполнения энергопоглощающих модулей, состоящих из дополнительного листа, установленного на наполнитель. В качестве наполнителя рассматривались «периодически» расположенные элементы из конструкционной стали.

На рисунке 3 представлена расчётная модель энергопоглощающего модуля, а на рисунке 4 – схема нагружения.

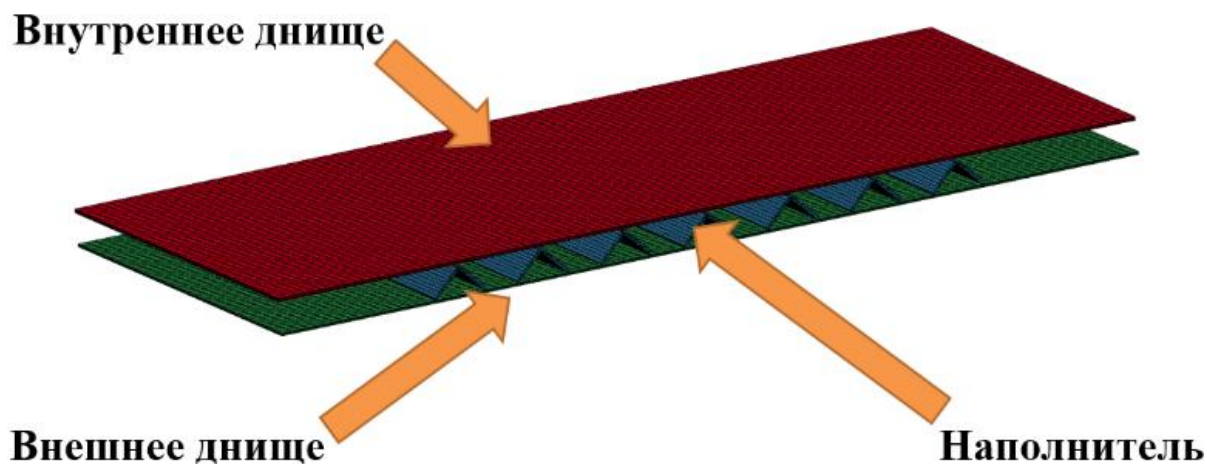


Рис. 3. Расчётная модель энергопоглощающего модуля

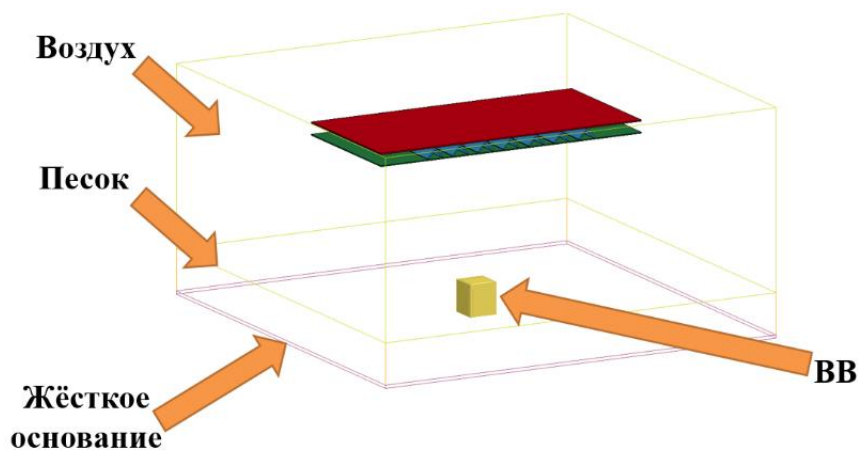


Рис. 4. Схема нагружения

При моделировании взаимодействия продуктов детонации с защитной структурой использовался явный метод конечных элементов в независимых переменных Лагранжа-Эйлера. Конечно-элементная модель включала приблизительно десять миллионов восьмиузловых объёмных элементов.

На рисунке 5 представлены результаты моделирования (максимальные остаточные деформации, мм) взаимодействия продуктов детонации с защитной структурой.

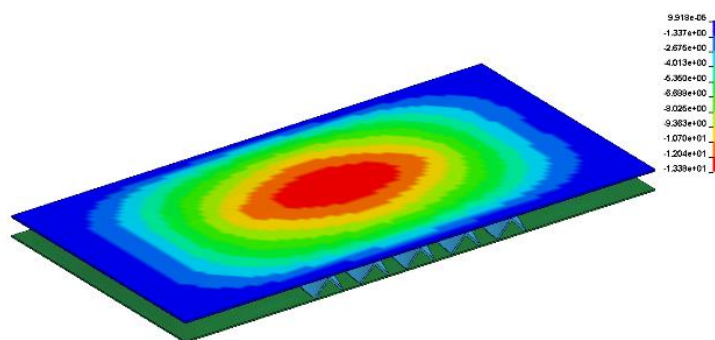


Рис. 5. Результаты моделирования

Таким образом, в результате численного эксперимента по подрыву ВВ под днищем корпуса, установлено, что при использовании энергопоглощающего модуля максимальные остаточные деформации днища уменьшились в 3,5 раза, а энергия уменьшилась в 2,5 раза.

Для верификации модели и подтверждения результатов численного эксперимента был проведён натурный опыт с использованием макета энергопоглощающего модуля. Сравнительный анализ результатов численного и натурального экспериментов показал достаточно высокую сходимость результатов (расхождение составило не более 10 %).

По результатам моделирования воздействия ударной волны на усиленную конструкцию днища, а также серии подтверждающих натуральных экспериментов, было определено, что минимальный расчётный прогиб, при приемлемой технологичности изготовления, обеспечивает предложенная конструкция

энергопоглощающего модуля со сдающими элементами из конструкционной стали.

Выводы

В работе были предложены мероприятия по повышению противоминной стойкости днища корпуса перспективного изделия ВГМ. Для оценки предложенной конструкции было проведено конечно-элементное моделирование подрыва различных конструктивных вариантов исполнения энергопоглощающих модулей, состоящих из дополнительного листа, установленного на наполнитель.

Далее была проведена верификация расчётной модели для подтверждения результатов численного эксперимента путём постановки натурного опыта с использованием макета энергопоглощающего модуля.

В результате численного и натурного экспериментов установлено, что предложенная конструкция энергопоглощающего модуля позволяет снизить максимальные остаточные деформации днища в 3,5 раза и в 2,5 раза уменьшить влияние энергии ударной волны.

На основании проделанного исследования по повышению противоминной стойкости ВГМ был получен патент № 2550060 «Ударозащитный амортизатор» [10].

Подводя итоги, можно сделать вывод, что исследование и применение возможностей энергопоглощающих элементов имеет огромный потенциал для повышения противоминной защиты проектируемых изделий ВГМ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Бабаджанян А.Х., редактор. Танки и танковые войска. 2-е изд. М. : Воениздат, 1980. 432 с.
2. В ООН заявили о рекордном количестве мин на территории Украины // РБК. URL: <https://www.rbc.ru/rbcfreenews/6563f3bf9a79476686a789aa?ysclid=lu0npmujq8513145165> (дата обращения: 01.03.2024).
3. Западные аналитики подсчитали количество поставленного на Украину с начала российской СВО оружия и техники // Военное обозрение. URL: <https://topwar.ru/208841-zapadnye-analitiki-podschitali-kolichestvo-postavlennogo-na-ukrainu-s-nachala-rossijskoj-svo-oruzhija-i-tehniki.html> (дата обращения: 03.03.2024).
4. Баранов И.И., Кислицын С.А., д.т.н. профессор Хмельников Е.А., Шадрин И.Д. Боеприпасы, средства поражения и поражающие факторы. Общность и различия понятий для целей математического моделирования // Молодежь и наука : Материалы международной научно-практической конференции старшеклассников, студентов и аспирантов, Нижний Тагил, 26 мая

2023 года. Нижний Тагил. 2023. С. 53.

5. Lee D.K., O'Tolle B.J. Energy absorbing sandwich structures under blast loading // 8th International LS-DYNA Users Conference. 2015. pp. 20-31.

6. Stanczak M., Fras T., Blanc L., Pawlowski P., Rusinek A. Numerical modeling of honeycomb structure subjected to blast loading // 12th European LS-DYNA Conference. Koblenz, Germany. 2019. pp. 10-15.

7. MinePro // RUAG. URL: <https://ruag-ch.picturepark.com/v/SyoP3FE3> (дата обращения: 19.03.2024).

8. Стандарт НАТО. NATO STANAG 4569 "Уровни защиты экипажей машин материально-технического обеспечения и ЛБМ". 2004. 864 с.

9. Кислицын С.А., Баранов И.И., Хмельников Е.А., Шадрин И.Д. Повышение противоминной стойкости изделий бронетанкового вооружения и техники путём использования ударозащитного амортизатора // НТИИМ. Нижний Тагил. 2023.

10. Алексеев М.О., Гонин В.А., Камаев А.В., Кислицын С.А., Макеев А.Г., Хомяк Е.В. Ударозащитный амортизатор, 2550060, апрель 03, 2015.

MATHEMATICAL MODELING FOR ASSESS MINE RESISTANCE OF MILITARY TRACKED VEHICLES

Kislitsyn Sergey Aleksandrovich¹², graduate student; Baranov Ilya Igorevich¹², graduate student; Khmelnikov Evgeniy Aleksandrovich¹, Correspondent member of Russian Academy of Missile and Artillery Sciences, d.t.s., head professor Department; Shadrin Ivan Dmitrievich¹², graduate student

¹ Nizhny Tagil Institute of Technology (branch) of the Ural Federal University, Russia, 622031, Nizhny Tagil, Krasnogvardeyskaya street, 59; nti@urfu.ru

² Joint Stock Company «Ural Design Bureau of Transport Engineering», Russia, 622007, Nizhny Tagil, Vostochnoye shosse, 38; mail@ukbtm.ru

Kislitsyn S.A., e-mail ksay@bk.ru

Baranov I.I., e-mail baranovii@yandwex.ru

Khmelnikov E.A., e-mail khmelnikov7@gmail.com

Shadrin I.D., e-mail ivan.shadrin12@gmail.com

Correspondence address: *Kislitsyn Sergey Aleksandrovich*, Joint Stock Company «Ural Design Bureau of Transport Engineering», Russia, 622007, Nizhny Tagil, Vostochnoye shosse, 38, phone +7(912)279-97-35

Abstract:

In the article discusses ways to increase the mine resistance of modern Russian armored weapons and equipment products with foreign models. Mathematical

modeling methods to assess the effect of the protective structure on the mine resistance of the military tracked vehicles.

Keywords:

Mine protection, military tracked vehicles, parameterized mathematical model, calculation model.

УДК 53.05

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗРУШАЮЩЕЙ
УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ СТЕКЛОПЛАСТИКОВЫХ ПАНЕЛЕЙ**

*Копылов Владимир Михайлович, студент; Газизов Сергей Ринатович,
студент; Кожевников Алексей Николаевич, доцент*

Новосибирский государственный технический университет
630073, г. Новосибирск, Россия; Новосибирск, пр-т К. Маркса, д. 20

Копылов В.М., email kopylovv61@mail.ru

Газизов С.Р., e-mail gazizovsergey@mail.ru

Кожевников А.Н., e-mail kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Кожевников Алексей Николаевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (961) 846-56-24*

Аннотация:

Работа посвящена экспериментальному исследованию влияния ударных нагрузок на стеклопластиковые панели. Испытания проводились на разработанной в НГТУ баллистической установке. Рабочее давление варьировалось до пробития образцов насквозь. Получена зависимость между скоростью полета «снаряда» и давлением в баллоне установки.

Ключевые слова:

Удар, стеклопластик, воздействие града, экспериментальная установка, повреждение, давление и скорость.

Введение

В наши дни часто применяются композитные материалы они подвергаются воздействию внешних нагрузок, таких как удар градом, камнями, мусором, влияние температуры, влаги и так далее [1–2]. Удар градом достаточно распространённое явление и повреждения им могут быть не обнаружены на поверхности, но проявляются внутри материала и понижают его несущую способность. В данной работе был проведён эксперимент по определению минимальной скорости, необходимой для сквозного пробития пластины в месте попадания ледяной частицей.

В данной работе рассмотрены стеклопластиковые панели. Это один из видов композитных материалов. Его наполнителем служит стекловолокно, а

матрицей является фенолформальдегидная смола. Наряду с другими полимерными композиционными материалами (ПКМ) широко применяется в авиации, строительстве, судостроении, изготовлении дорожных знаков, панелей и так далее.

Данный вид материала имеет ряд преимуществ, по сравнению с традиционными материалами: прочность, не уступающая металлу, малый удельный вес, низкая теплопроводность, диэлектрические свойства, высокая химическая и коррозионная стойкость, долговечность.

Методика эксперимента

Эксперимент проводился на специально разработанной баллистической установке (Рис.1) [3]. К баллону приварена металлическая труба с отверстием под ледяной шарик, на которой установлен, электромагнитный клапан. В баллон закачивается воздух до нужного нам давления с помощью компрессора, далее в трубу через отверстие кладется ледяной шарик ($d=35\text{мм}$), и по команде открывается клапан. Накопленный сжатый воздух под давлением (P) высвобождается через трубу и выталкивает шарик из трубы. Испытание проводилось без удлинения ствола (базовая длина один метр), а после с удлинённым (два метра) для увеличения скорости полета ледяного шарика. Диапазон давления составил от 4 до 8 атмосфер. Шарик, вылетая из трубы, пролетает через хронограф, измеряющий скорость, и попадает в мишень, нанося удар по стеклопластиковой панели.

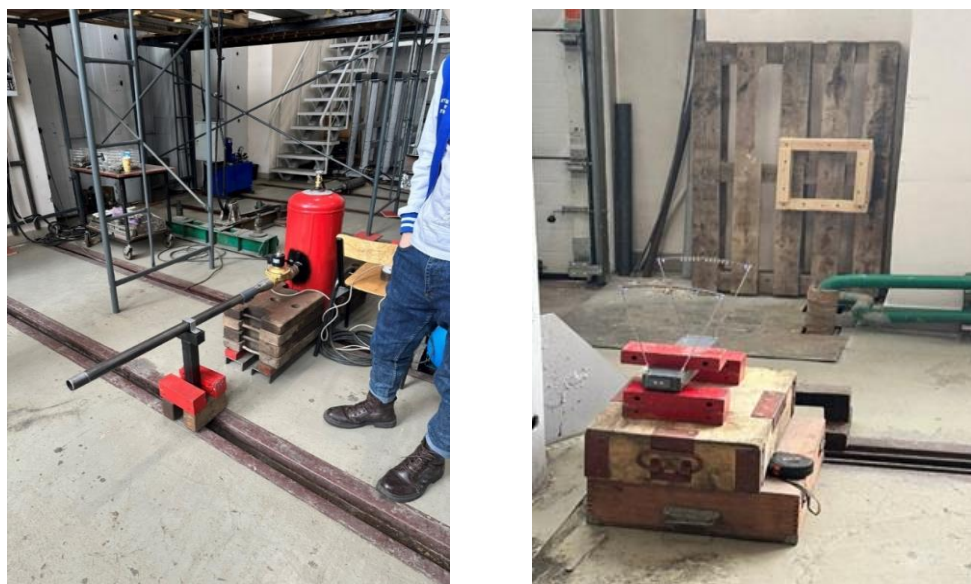


Рис. 1. Установка (слева); место для установки пластины и хронограф (справа)

Мишень изготовлена из стекловолокна и имеет размеры (0.25 x 0.25 м). Размер образцам придавался с помощью углошлифмашинки (Рис. 2 (слева)). После отладки работы установки и хронографа, начали испытания образцов панелей ледяными шариками. Место попадания «снаряда» определялось с помощью тепловизора (Рис. 2 (справа)).

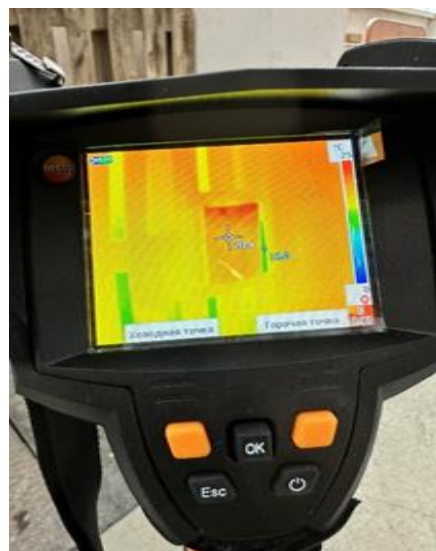


Рис. 2. Подготовка образцов (слева); изображение с тепловизора (справа)

По ходу эксперимента выяснилось, что с коротким стволом при среднем давлении в диапазоне 3-5 атмосфер образец получает минимальные повреждения. Поэтому ствол был удлинен до двух метров для увеличения времени разгона и, соответственно, скорости полета шарика от 100 до 205 (м/с). При создаваемом давлении 7,5-8 атмосфер хронограф зачастую сбоил в работе и определял скорость не во всех случаях.

Ниже приведена (таблица) со сводными результатами проведенных испытаний. На каждой пластине перед выстрелом отчерчивали карандашом места дефектов изготовления: те участки панелей, где повреждение наиболее вероятны [4].

Таблица 1

Сводные результаты экспериментов

№ образца	P, атм	V _{ср} , м/с	Комментарий
9-13	7	200,72	Отчетливо видно место попадания, сквозные расслоение образцов и пробитие насквозь.
14-16	7,5	199,3	Трещины, от удара сквозное отверстие, с обратной стороны трещины в центре по всей ширине, в которых образец погнулся и почти сломался на пополам

На показанных ниже образцах удалось добиться практически полного разрушения образца. Фотографии полученных повреждений показаны на рисунке 3.



Рис. 3. Примеры поврежденных образцов

Экспериментальную зависимость между давлением в баллоне и скоростью ледяного шарика удобно представить в виде графика (Рис. 4).

Среднюю скорость необходимую для сквозного пробития образца определяем как среднее арифметическое среди всех результатов – 200,4 (м/с).

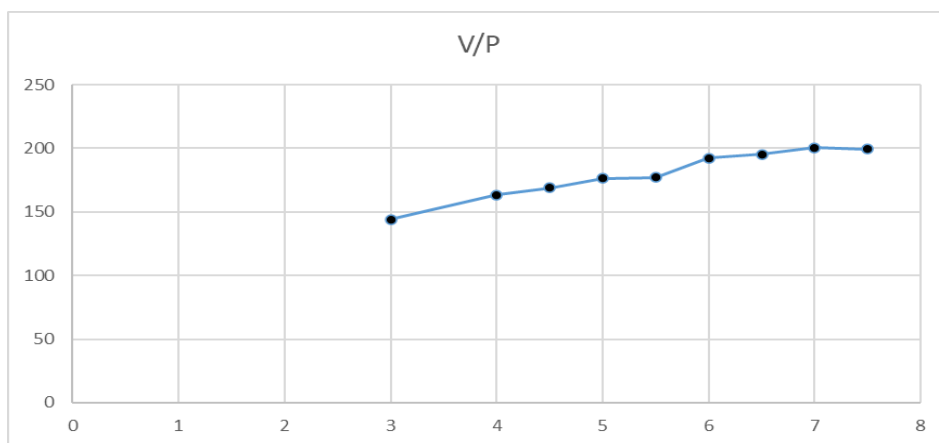


Рис. 4. Полученная зависимость между скоростью и давлением

Выводы

В работе экспериментально определена критическая нагрузка на пластину, при которой образец был пробит насквозь. Среди направлений дальнейших исследований выполнение численного расчета ударного взаимодействия частицы льда и стеклопластиковой панели, повторение экспериментов для набора статистики и расширение типов ледяных «снарядов».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Машиностроение. Энциклопедия. Том 3-6. Технология производства изделий из композиционных материалов, пластмасс, стекла и керамики. - Москва: СПб. [и др.] : Питер, 2006 - 272 с.
2. Качанов Л.М. Разрушение композитных материалов путём расслоения // Механика полимеров. 1976 №5. С. 918-922.
3. Ле В. Т. Численное моделирование ударных повреждений льдом

композитных панелей самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 120–129. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177613>

4. Закономерности и особенности разрушения стеклопластика в различных температурно-силовых условиях / М. Г. ПЕТРОВ, А. Н. БЛАЗНОВ // Фундаментальное и прикладное материаловедение. 2023 С. 163-169.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF BREAKING LOAD FOR FIBERGLASS PANELS

Vladimir Mikhailovich Kopylov, student; Sergey Rinatovich Gazizov, student; Aleksei Nikolaevich Kozhevnikov, associate professor

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave, phone (961)846-56-24

Kopylov V.M., e-mail kopylovv61@mail.ru

Gazizov S.R., e-mail gazizovsergey@mail.ru

Kozhevnikov A.N., e-mail kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Correspondence address: Kozhevnikov Alexei Nikolaevich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave, phone +7(961)846-56-24

Abstract:

The paper is devoted to the experimental study of the effect of impact loads on fiberglass panels. The tests were carried out on the ballistic system developed in NGTU. The working pressure varied until the samples were punched through. The dependence between the flight speed of the «projectile» and the pressure in the cylinder of the installation is obtained.

Keywords:

Hail, fiberglass, hail, experimental stand, damage, pressure and speed.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ КРЫЛА В СРЕДЕ ANSYS

Косачева Вероника Сергеевна

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

Косачева В.С., e-mail nika12rom16@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Красноруцкий Дмитрий Александрович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(953)888-61-44

Аннотация:

Работа посвящена анализу напряженно-деформированного состояния крыльев самолета-биплана ТВС-2МС (модификация самолета Ан-2). 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.

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 С.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.

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 [3].

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.

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 [2].

ТВС-2МС — это модификация Ан-2, в которой используется силовая установка Honeywell ТРЕ331-12, взлётной мощностью 1100 л. с. и работающей на авиационном керосине, что позволяет увеличить полезную нагрузку, уменьшить стоимость и увеличить доступность эксплуатации самолёта [1].

Поставленная задача состоит из нескольких этапов:

- составить 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 ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Руководство по летной эксплуатации самолета ТВС-2МС/ Анохин Г.Г.; Москва 2015. — 86 с.
2. Применение системы ANSYS к решению задач геометрического и конечно-элементного моделирования. / А.В. Жидков: Учебно-методический материал. — Нижний Новгород: Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского, 2006. — 115 с.
3. Из истории решения проблемы флаттера / А.А. Борин – Труды ЦАГИ, 1940. — 76 с.

WING STRENGTH STUDY IN ANSYS ENVIRONMENT

Kosacheva Veronika Sergeevna

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia

Kosacheva V.S., e-mail nika12rom16@gmail.com

Scientific supervisor: Krasnorutskiy A.A., Candidate of Technical Sciences,
Associate Professor

Correspondence address: Dmitry Krasnorutskiy, Novosibirsk State Technical
University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone +7(953)888-61-

Abstract:

The work is devoted to the analysis of the stress-strain state of the wings of the TVS-2MS biplane aircraft (modification of the An-2 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.

УДК 539.3

**ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ
ИЗМЕЛЬЧЁННОГО КОСТНОГО КСЕНОТРАНСПЛАНТАТА**

Косинов Александр Михайлович^{1,2}, студент; *Фёдорова Наталья
Витальевна*^{1,2}, к.т.н.

¹ Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Косинов А. М., e-mail kosinov.2019@stud.nstu.ru

Фёдорова Н. В., e-mail veter-nata@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Косинов Александр Михайлович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 960 924 52 64

Аннотация:

В работе проводится экспериментальное исследование механических параметров ксенотрансплантата. Проведены одноцикловые испытания образцов на сжатие. Получены значения мгновенного модуля Юнга и коэффициента Пуассона. С использованием полученных параметров и модели Био была решена контактная осесимметричная задача о вдавливании сферического эндопротеза в пороупругий ксенотрансплантат.

Ключевые слова:

Ксенотрансплантат, модуль Юнга, коэффициент Пуассона, модель Био

При эндопротезировании тазобедренного сустава, компоненты протеза подвержены износу на стыках протез-кость (Рис. 1, а). Со временем это приводит к разрушению здоровой тазовой кости вокруг имплантата до такой степени, что требуется ревизионная операция. В этом случае используется техника импакционной костной пластики (ИКП) с применением различных костно-пластических материалов (КПМ) (Рис. 1, б). Аллотрансплантат или иначе

аллокость является разновидностью КПМ – это смесь измельчённых частиц кортикальной и трабекулярной кости человека. Ксенотрансплантат (ксенокость) – смесь измельчённых частиц кости животного. Из этических соображений и схожести свойств с костью человека в экспериментах рассматривался ксенотрансплантат.

Образцы ксенокости, помещались в цилиндрический стакан и испытывались на одноосное сжатие поршнем при нагрузке 1500 Н (Рис. 2, а). Образцы №3, 4 и 5 пропитывались водным раствором глицерина, моделирующим кровь. В результате получены диаграммы (Рис. 2, б).

Мгновенный модуль Юнга образцов находился по формуле (1) [1]. Точки, в которых определялись эти значения, выделены на уменьшенной схеме (Рис. 2, б). После одноцикловых испытаний образцы вынимались и сжимались на 30% без стакана. Процесс эксперимента фиксировался с помощью системы камер Vis 3D. Коэффициент Пуассона находился по двум ракурсам камеры, как отношение продольных и поперечных деформаций. Полученные значения приведены в таблице 1.

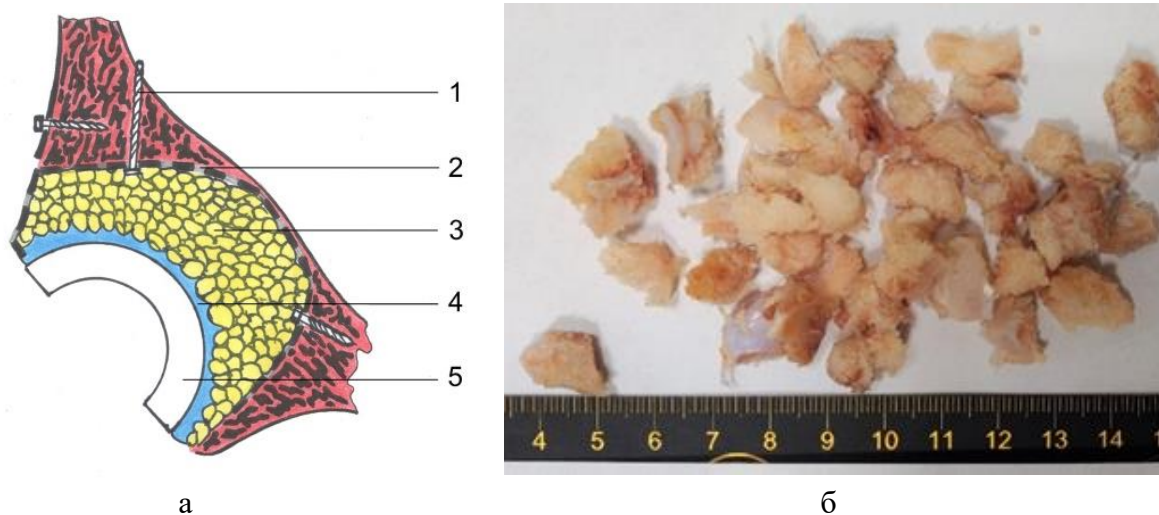


Рис. 1. а – Схема реконструированной впадины: 1 – винтовая фиксация; 2 – сетка; 3 – костно-пластический материал; 4 – костный цемент; 5 – ацетабулярный компонент. б – Частицы ксенокости 5-12 мм

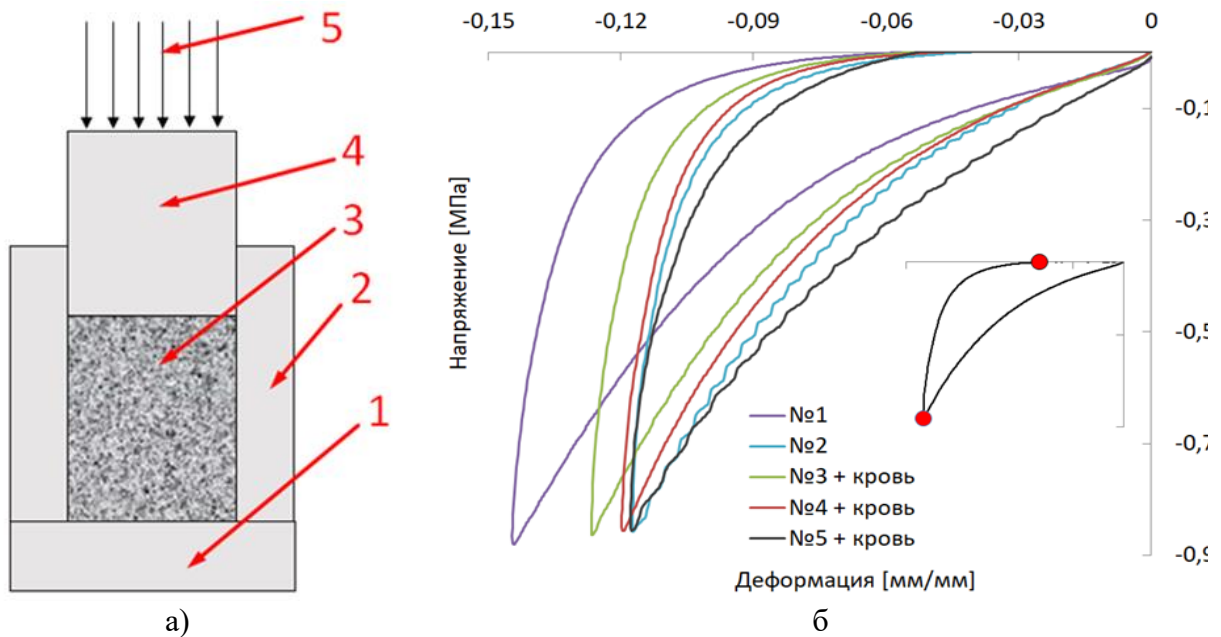


Рис. 2. Испытание образцов. а - Схема испытания ксенотрансплантата на стеснённое сжатие в разрезе: 1 – круглая платформа, 2 – цилиндр, 3 – образец ксенотрансплантата, 4 – штамп, 5 – нагрузка 1500 Н, прикладываемая к образцу. б - Диаграммы зависимости напряжений от деформации для образцов

$$E = \frac{\sigma^{\max} - \sigma^{\min}}{\varepsilon^{\max} - \varepsilon^{\min}} \quad (1)$$

Таблица 1

Упругие характеристики образцов

	Образец №				
	1	2	3	4	5
Мгновенный модуль Юнга E, МПа	10,78	12,19	12,84	13,02	14,02
Коэффициент Пуассона	0,348	0,240	0,000	0,123	0,109

Кость состоит из пористой губчатой кости и внешней плотной оболочки кортикальной кости. Полагаем, что применение пороупругой модели Био позволит смоделировать клиническую ситуацию, когда во время операции с применением КППМ в поровое пространство проникает кровь, как между фрагментами аллокости, так и между трабекулами пористой губчатой кости.

Для описания поведения такой пористой среды, была использована модель Био. Пористость [2] $\varphi = 0,73$ и проницаемость [3] $k = 8,82 \times 10^{-12} \text{ м}^4/\text{Нс}$ были взяты из литературы. Коэффициент Био $\alpha = 0,85$ брался между величиной пористости и 1. Исходя из несжимаемости поровой жидкости, можно оценить

модуль Био (2).

$$\alpha = 1 - \frac{K}{K_s}; \quad M = \frac{K_s^2}{(1-\varphi)K_s - K} = \frac{K}{(1-\alpha)(1-\varphi) - (1-\alpha)^2} \quad (2)$$

Контактная задача по вдавливанию сферического эндопротеза силой 1500 Н в образец решалась в осесимметричной постановке (Рис. 3, а) в пакете ANSYS. Контакт титанового шара и образца задавался с трением [4] $\mu_s = 0,16$ и решался методом штрафных функций. При решении задачи получены вертикальные перемещения для образцов № 1-5, на Рис. 3, б приведены вертикальные перемещения для образца №5.

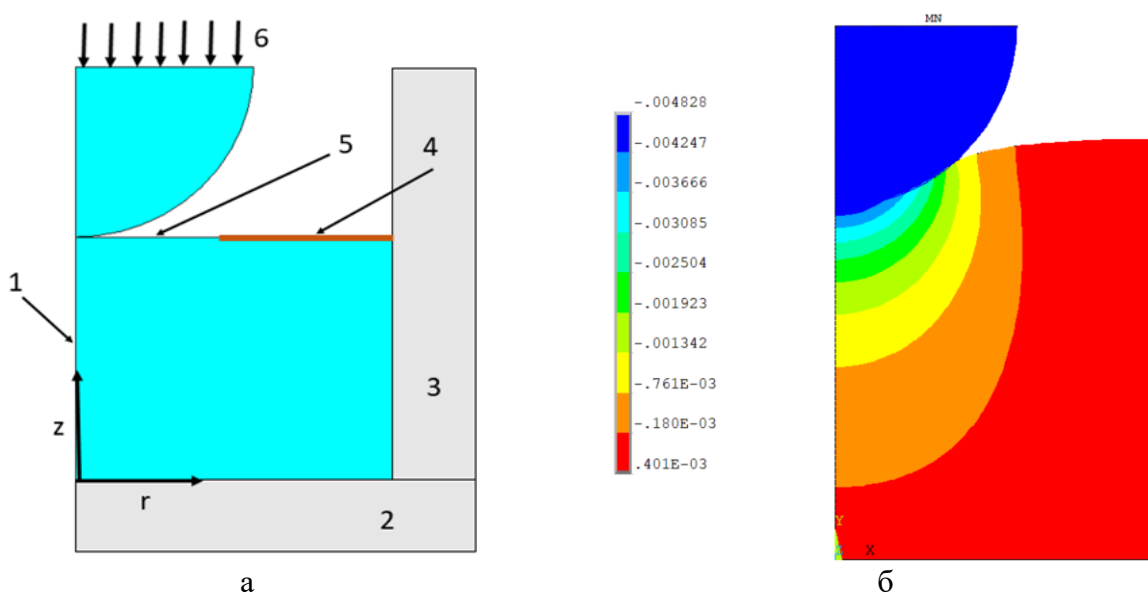


Рис. 3. Конечно-элементная модель вдавливания шара. а - Схема нагружения: 1 – ось симметрии, 2 – дно, 3 – боковая стенка, 4 – свободное вытекание жидкости, 5 – запрет вытекания жидкости, 6 – нагрузка на шар $F = 1500$ Н. б - Перемещение по z, м

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда No 22-79-00213, <https://rscf.ru/project/22-79-00213/>

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Phillips A.T., Pankaj, Brown D.T., Oram T.Z., Howie C.R., Usmani A.S. The elastic properties of morsellised cortico-cancellous bone graft are dependent on its prior loading // Journal of biomechanics. – 2006. – Том 39. – №. 8. – С. 1517-1526.
2. Albert C. I. Mechanical characteristics in impaction allografting-the role of graft density and cement penetration profile: дис. – University of British Columbia, 2009.
3. Giesen E. B. W. et al. Mechanical characteristics of impacted morsellised bone grafts used in revision of total hip arthroplasty //The Journal of Bone & Joint

Surgery British Volume. – 1999. – Tom 81. – №. 6. – C. 1052-1057.

5. Damm N. B., Morlock M. M., Bishop N. E. Friction coefficient and effective interference at the implant-bone interface //Journal of biomechanics. – 2015. – Tom 48. – №. 12. – C. 3517-3521.

STUDY OF MECHANICAL BEHAVIOR OF CRUSHED BONE XENOGRAFTS

Kosinov Alexander Mikhailovich¹², *student*; ***Fedorova Natalia Vitalievna***¹², *Ph.D.*

¹ Institute of Hydrodynamics named after M. A. Lavrentiev SB RAS. M. A.

Lavrentiev Institute of Hydrodynamics, Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 630090, Russia, Novosibirsk, 15, Akademika Lavrentiev Ave.

² Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave, tel. (913)005-48-19.

Kosinov A.M., e-mail kosinov.2019@stud.nstu.ru

Fedorova N.V., e-mail veter-nata@mail.ru

Correspondence address: Kosinov Alexander Mikhailovich, Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone +7 960 924 52 64

Abstracet:

In this work the experimental study of mechanical parameters of xenograft is carried out. Single-cycle compression tests of specimens are carried out. The values of the instantaneous Young's modulus and Poisson's ratio were obtained. Using the obtained parameters and the Biot model, the contact axisymmetric problem of spherical endoprosthesis indentation into poroelastic xenograft was solved.

Keywords:

Xenograft, Young's modulus, Poisson's ratio, Biot model

СОВРЕМЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ И СТРУКТУРЫ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЕ ДЛЯ ИНДИВИДУАЛЬНОЙ БРОНЕЗАЩИТЫ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПУЛЬ

*Крюкова Яна Сергеевна, к.т.н., доцент; Туровников Кирилл Сергеевич,
аспирант*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(963)942-80-98

Крюкова Я.С., e-mail krjanik@icloud.com

Туровников К.С., e-mail turovnikov@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Туровников Кирилл Сергеевич,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(963)942-80-98

Аннотация:

В данной статье оцениваются различные материалы, используемые для создания легкой брони в индивидуальной бронезащите. Исследуются характеристики, преимущества и недостатки таких материалов как, арамидные волокна, сверхвысокомолекулярный полиэтилен, корундовые керамические пластины и пластины, выполненные из алюминиевых и титановых сплавов. Проводится сравнительный анализ материалов, с целью определения наиболее эффективных и доступных материалов для производства средств индивидуальной бронезащиты в настоящее время на территории России. Предложены дальнейшие исследования для оптимизации защитных щитов, включая численное моделирование и дальнейшее изучение структуры и материалов с целью минимизации массы при сохранении защитных свойств.

Ключевые слова:

Средства индивидуальной бронезащиты, конструкции и элементы бронирования, материалы бронирования, керамика, металлокерамический композиционный материал, полимерные композиционные материалы, титановый сплав, алюминиевый сплав.

Введение

Для индивидуальной бронезащиты от воздействия высокоскоростных пуль и осколков используют широкий круг защитных противопульных и противоосколочных структур, называемых легкой броней. Такую броневую защиту применяют в средствах индивидуальной бронезащиты, в том числе и в бронежилетах.

Бронежилет имеет многослойную структуру, состоящую из чехла, пакета, специального щита и климатической амортизирующей прокладки (рис.1).

Специальный щит представлен маленькими пластинами, которые осуществляют защиту только жизненно важных органов.

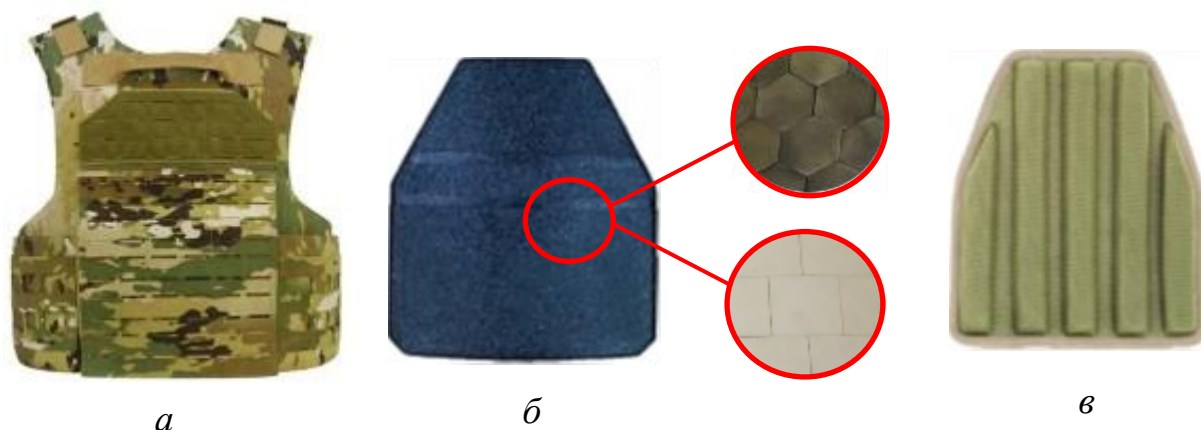


Рис.1. Основные компоненты бронежилета: а) чехол, б) бронеплита, в) климатико-амортизационный подпор

Широкое применение при изготовлении бронежилетов получили композитные материалы [3, 6, 8]. Рассмотрим их основные преимущества и недостатки.

Арамидные волокна – Kevlar (страна-производитель: США), Русар и СВМ (страна-производитель: Россия), и аналогичные волокна, схожие по химическому составу. Арамидные волокна обладают высокой прочностью при небольшом весе, отлично «тормозят» осколки и пулевые объекты, движущиеся со скоростями ниже 500 м/с [1]. Как следствие, слой из арамидных волокон не годится для противопулевой защиты. Основной недостаток - гигроскопичность, которая приводит к существенному снижению их защитных характеристик. Поэтому такой слой обычно «упаковывается» в водонепроницаемый чехол. Но при попадании осколков покрытие обычно рвется, так что жилеты, имеющие в качестве защитной начинки арамидное волокно, можно назвать одноразовыми.

Сверхвысокомодульный полиэтилен (СВМПЭ), используемый для повышения защитных свойств бронежилета [5]. В такой броне благодаря свойствам этих нитей энергия пули (или осколка) рассеивается лучше, чем при использовании арамидных волокон. Использование данного материала позволяет снизить массу бронепанели до 15% при сохранении защитных свойств [7]. Однако данный материал не производится в промышленных масштабах в России.

Корундовые керамические пластины, применяемые в комбинации с подложкой из ряда конструкционных баллистических материалов, для защиты от пуль автоматического стрелкового вооружения калибра 7,62 мм (автоматы АКМ, АК-74, снайперская винтовка СВД) [2, 4]. Пластины обладают высокой твердостью и способностью сопротивляться проникновению, они могут сохранять свои свойства при высоких температурах. Однако керамические компоненты являются хрупкими и подвержены разрушению при сильных ударах, что приводит к образованию большого количества опасных осколков.

Благодаря постоянному развитию и обновлению оружия необходимо совершенствование легкой брони (с учетом требования не увеличения массы защиты), что приводит к необходимости исследования возможности применения новых материалов при ее изготовлении.

С целью выявления наиболее перспективных материалов был проведен сравнительный анализ. По результатам этого анализа в качестве наиболее эффективных и доступных материалов были выбраны: оксид алюминия в качестве основного материала бронеплиты, а также в качестве материала подложки использовать пластины из алюминиевых и титановых сплавов. Так же необходимо исследовать возможность упрочнения таких сплавов, например с использованием технологии оксидирования. Данные материалы представляют наибольший интерес для использования при изготовлении специального щита бронезащиты.

Представляется необходимым дальнейшее исследование данных материалов, проведение численного исследования влияния комбинаций материалов при изготовлении структур защитного щита, исследование структуры и материалов защитного щита на его пробивные свойства с учётом уменьшения его массы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Борисов, Н. Н. Применение параарамидных нитей в элементах бронезащиты и проблемы их эксплуатации / Н. Н. Борисов, А. В. Баздырев // Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2020. – № 5-6(143-144). – С. 106-111.

2. Губанов Е. В. Поведение керамических броневых элементов при воздействии кинетических боеприпасов / Е. В. Губанов, Г. Е. Королев, В. Н. Марков, Я. В. Шевченко // Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2014. – № 9-10(75-76). – С. 117-121.

3. Мыльников В. В. Анализ материалов и их свойств, применяемых для средств индивидуальной бронезащиты / В. В. Мыльников, А. А. Абросимов, И. Д. Романов, А. Д. Романов // Успехи современного естествознания. – 2014. – № 9-2. – С. 143-147.

4. Перевислов С. Н. Керамические броневые материалы на основе карбида кремния и карбида бора производства ОАО "ЦНИИМ" / С. Н. Перевислов, Д. А. Трубин // Вопросы оборонной техники. Серия 16: Технические средства противодействия терроризму. – 2014. – № 9-10(75-76). – С. 110-116.

5. Попов А. А. Структурно-механические свойства волокон сверхвысокомолекулярного полиэтилена / А. А. Попов, П. А. Белов, Л. П. Кобец [и др.] // Материаловедение. – 2014. – № 5. – С. 6-12.

6. Сериков С. В. Перспективные технологии бронезащиты: модели,

материалы, конструкции / С. В. Сериков, И. К. Устинов, А. П. Коржавый // Научные технологии. – 2021. – Т. 22, № 2. – С. 43-51.

7. Современные материалы для средств индивидуальной бронезащиты / [Электронный ресурс] // Композитный мир : [сайт]. — URL: <https://compositeworld.ru/articles/materials/id636a0b3dfb445b0019831bd8> (дата обращения: 04.03.2024).

8. Терентьев С. А. Материалы, применяемые в изготовлении средств индивидуальной бронезащиты / С. А. Терентьев, П. Ю. Игнатъев // Альманах Пермского военного института войск национальной гвардии. – 2021. – № 4(4). – С. 390-398.

MODERN MATERIALS AND STRUCTURES DESIGNED FOR INDIVIDUAL ARMOR PROTECTION FROM INFLUENCE OF HIGH-SPEED BULLETS

Kryukova Yana Sergeevna, Ph.D., Associate Professor; Turovnikov Kirill Sergeevich, Ph.D student

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave, phone +7(963)942-80-98

Kryukova Y.S., e-mail krjanik@icloud.com

Turovnikov K.S., e-mail turovnikov@corp.nstu.ru

Correspondence address: Turovnikov Kirill Sergeevich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave, phone +7(963)942-80-98

Abstract:

This article evaluates the various materials used to create lightweight armor in personal protective equipment. The characteristics, advantages and disadvantages of such materials as aramid fibers, ultra-high modulus polyethylene, corundum ceramic plates and plates made of aluminum and titanium alloys are studied. A comparative analysis of materials is being carried out in order to determine the most effective and affordable materials for the production of personal armor protection equipment currently in Russia. Further research is proposed to optimize protective shields, including numerical modeling and further study of the structure and materials with the aim of minimizing mass while maintaining protective properties.

Keywords:

Personal armor protection, structures and armor elements, armor materials, ceramics, metal-ceramic composite material, polymer composite materials, titanium alloy, aluminum alloy.

**ПРИМЕНЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ
ИССЛЕДОВАНИЯ ФАКТИЧЕСКОГО ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ
ОПОР ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ**

*Ласточкин Павел Валерьевич аспирант; Кожевников Алексей Николаевич
к.т.н. доцент; Матвеев Константин Александрович д.т.н. профессор*
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Ласточкин П.В., e-mail l.pasha.v@gmail.com

Кожевников А.Н., e-mail kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Матвеев К. А., e-mail matveev@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Кожевников Алексей Николаевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-31-21

Аннотация:

В статье приведены результаты распределения металлических решетчатых башенных опор воздушных линий электропередачи на группы на основе их фактического технического состояния путем анализа экспериментальных данных, а также при помощи экспертной оценки. Для каждой обследованной конструкции расчетным и экспериментальным способами были определены спектры частот собственных колебаний, что позволило оценить их остаточный ресурс. Исследование было проведено на основе 46 решетчатых металлических опор марки П110-3 двух линий электропередачи. Расхождение между результатами применения обоих методов классификации составило менее 5 %.

Ключевые слова:

Операционный модальный анализ, частоты собственных колебаний, опоры линий электропередачи, техническое состояние.

Опыт эксплуатации воздушных линий электропередачи показал, что, помимо обрыва проводов и тросов, возможно разрушение отдельных элементов опор в результате динамических воздействий, которые влияют на сооружение в течение всего срока эксплуатации [1-2]. При этом одним из наиболее перспективных методов определения остаточного ресурса работы данных конструкций является модальный анализ, позволяющий определить фактические физико-механические свойства изделий и материалов. Появление дефектов или нарушения целостности конструкций опор приводит к снижению значений частот собственных колебаний [3].

В литературе встречаются подходы, нацеленные на ранжирование сооружений в зависимости от значений декрементов колебаний. Однако сами

декременты существенно зависят от типа и уровня внешнего воздействия. Поэтому данную величину можно использовать только с точки зрения дополнительного проверочного критерия, но никак не основного. В отличие от частоты собственных колебаний, изменение жесткости или массы в конструкции не проявляется так очевидно и закономерно, как в соответствующей гармонике колебаний механической системы [4-6]. Таким образом, пристальное внимание и большой интерес к проблеме определения остаточного ресурса опор воздушных линий электропередачи прослеживается во многих литературных источниках.

Целью работы является сопоставление различных методов распределения опор воздушных линий электропередачи на группы на основе определения их технического состояния.

Объектом исследования в работе являлись динамические параметры (частоты и формы собственных колебаний) металлических пространственных решетчатых опор линий электропередачи марки П110-3. На основании собранных экспериментальных данных было проведено ранжирование конструкций на группы технического состояния.

Алгоритм определения фактического технического состояния опор воздушных линий электропередачи включал основные этапы, связанные с выполнением расчетов опорных значений частот собственных колебаний опор на основе использования конечно-элементного моделирования; со сбором значений фактических частот собственных колебаний для уже рассчитанных конструкций; а также с выполнением анализа полученных результатов. Для проверки корректности полученных экспериментальным путем данных было проведено их сопоставление с результатами выполненной экспертной оценки.

В качестве тестовой выборки были выбраны экспериментальные данные для решетчатых металлических опор марки П110-3 двух линий электропередачи с общим числом опор – 46 штук. Тестовая выборка была проанализирована двумя методами: путем оценки экспериментальных данных и при помощи экспертной оценки.

Экспериментальное определение частот собственных колебаний на этих линиях выполнялось в одних и тех же климатических условиях в одном календарном сезоне. Операторы измерительного комплекса действовали по инструкции и имеют обширный опыт выполнения подобных измерений. В связи с этим, все имеющиеся данные можно рассматривать как равнозначные.

Экспертную оценку данных выполнял специалист со значительным опытом работы со спектрограммами различной природы, в том числе и получаемыми с использованного измерительного комплекса «ЛЭПТОН-1». Выявление частот собственных колебаний выполнялось по единой методике для всех обследованных опор воздушных линий электропередачи.

Сопоставление результатов расчета и эксперимента проводилось с целью распределения обследованных конструкций на группы технического состояния: работоспособные и ограниченно-работоспособные. Критерием попадания в

каждую из групп являлось снижение значений частот собственных колебаний на заданный уровень.

Для каждой обследованной опоры воздушной линии электропередачи были определены спектры частот собственных колебаний и рассчитаны коэффициенты износа каждой опоры. Таким образом, коэффициент износа характеризует, насколько реальное значение частоты отличается от теоретического или опорного. Для каждой опоры воздушной линии электропередачи определялся коэффициент остаточного ресурса опоры. Если значение коэффициента составляло менее 40%, то опора относилась к категории «ограниченно-работоспособной».

Структура распределения опор воздушных линий электропередачи на группы на основе их фактического технического состояния, полученного разными методами, приведена на рис. 1.

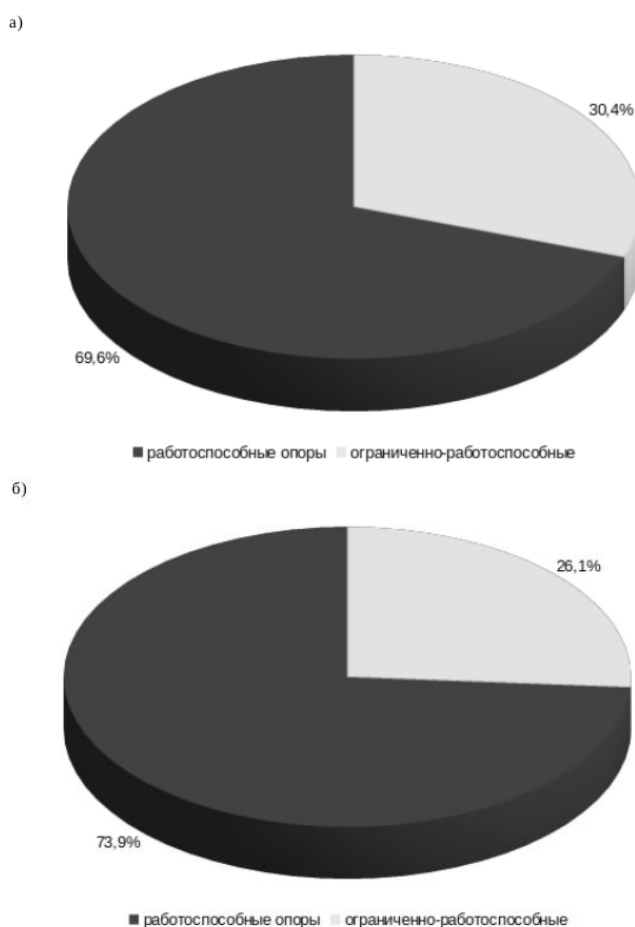


Рис. 1. Результаты ранжирования опор на группы на основе: а) анализа экспериментальных данных; б) экспертной оценки

При сопоставлении результатов применения различных методов оценивания работоспособности опор было установлено, что различия в числе работоспособных и ограниченно-работоспособных конструкций в выборках, где определение технического состояния производилось с применением экспериментальных данных и при помощи экспертной оценки составляет

менее 5 %. Таким образом, выполненное исследование показало удовлетворительный уровень совпадения анализа экспериментальных результатов с экспертной оценкой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. РД 34.20.504-94 Типовая инструкция по эксплуатации воздушных линий электропередачи напряжением 35-800 кВ. 1994. 100 с.
2. Новоселов А.А., Пичкурова Н.С. Анализ расчета стальных конструкций ЛЭП по современным нормативно-техническим документам // Вестник Сибирского государственного университета путей сообщения. 2022. №4 (63). С. 86-93.
3. Истратова Е.Е., Кожевников А.Н., Ласточкин П.В., Глинин Е.В. Разработка программного обеспечения для мониторинга динамических характеристик пространственных решетчатых конструкций // International Journal of Open Information Technologies. 2023. №11. С. 45-52.
4. Кожевников А. Н., Красноруцкий Д.А., Левин В.Е. Определение частот малых колебаний опоры линии электропередачи в среде ANSYS // Труды 15 Всероссийской научно-технической конференции «Наука. Промышленность. Оборона» / коллектив авторов; под редакцией К. А. Матвеева. Новосибирск: Изд-во НГТУ. 2014. С. 308-311.
5. Гатиятов И.З., Сабитов Л.С., Кашапов Н.Ф. Разработка методики динамических испытаний опор // Известия вузов. Проблемы энергетики. 2018. №9-10. С. 129-137.
6. Ступицкий В.П., Худоногов И.А., Тихомиров В.А. Определение остаточной несущей способности металлических конструкций контактной сети // Известия Транссиба. 2019. №3 (39). С. 88-99.

INVESTIGATION OF OVERHEAD POWER TRANSMISSION LINE PYLON ACTUAL TECHNICAL STATE BY STRUCTURE DYNAMIC PARAMETERS

Pavel Valeryevich Lastochkin post-graduate student; Aleksei Nikolaevich Kozhevnikov Ph.D., associate professor; Konstantin Aleksandrovich Matveev D.Sc, professor

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave

Lastochkin P.V., e-mail l.pasha.v@gmail.com
Kozhevnikov A.N., e-mail kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru
Matveev K.A., e-mail matveev@corp.nstu.ru

Correspondence address: Kozhevnikov Alexey Nikolaevich, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 20 Karla Marksa Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone (383) 346-31-21

Abstract:

The article presents the results of the distribution of metal lattice tower pylons of overhead power transmission lines into defined groups based on their actual technical state by analyzing experimental data, as well as using expert assessment. For each structure examined, the eigenvalues and eigenvectors, if applicable, were determined by numerical calculation and experimental modal methods, which made it possible to estimate their residual life. The study was carried out on the basis of 46 lattice metal pylons of grade P110-3 of two power lines. Maximum discrepancy between the results of both classification methods was less than 5% and considered as acceptable.

Keywords:

Operational modal analysis, eigenvalues, power transmission lines, lattice structures, technical state, residual life of the structure.

УДК 539.422.52

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ
КОМПОЗИТНЫХ ПЛАСТИН ПОСЛЕ УДАРА ГРАДИНЫ**

Ле Вьет Туан, аспирант

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(933)350-78-55

Ле В. Т., e-mail tuanleviet86@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Ле Вьет Туан, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(933)350-78-55

Аннотация:

В данной работе представлено исследование образования дефектов и расхода энергии при взаимодействии ударника с композитным материалом. Создана лабораторная баллистическая установка в НГТУ. Экспериментальная установка включает газовую пушку для разгона снарядов до 200 м/с. Использовались силиконовые формы для создания сферических образцов диаметром 35 мм. Исследованы композитные панели из материала Toray T800-24K/UD. Натурные испытания, проведенные с использованием частиц града диаметром 35 мм, подтвердили формирование повреждений при скорости индентора от 130 м/с и выше. Результаты эксперимента, включая визуальный осмотр и ультразвуковой контроль, позволили определить повреждения внутри пластины. Результаты представлены в виде таблиц и графиков, демонстрирующих зависимость между кинетической энергией удара и

состоянием повреждения.

Ключевые слова:

Повреждение, газовая пушка, удар градины, композитная пластина, ультразвуковой контроль.

Введение

Современные материалы, используемые в аэрокосмических конструкциях, обычно представляют собой композиты из углерода и стекловолокна. Конструкции из этих материалов преимущественно имеют тонкие стенки и выдерживают высокие нагрузки. В процессе эксплуатации самолета могут возникать различные виды воздействий (птицы, град, и тд.) на конструкции из слоистых композиционных материалов, приводящим к образованию различных дефектов: расслоение, разрыв волокон, разрушение матрицы [1; 2].

Такие повреждения могут существенно повлиять на структурную целостность композитных конструкций, развитие межслойных дефектов может привести структуру к полному разрушению. Визуальным осмотром невозможно обнаружить повреждение композитных ламинатов. Методы неразрушающего контроля позволяют выявить дефекты в композитных материалов [3].

Прогнозирование повреждений в структурах высокопрочных углеродных/эпоксидных композитов, вызванных ударом ледяного шара, было выполнено с использованием испытаний. Эксперименты предоставили базу данных о повреждениях от удара, включая скорость, энергию, состояние повреждения, ультразвуковое сканирование. Эксперименты установили условия, при которых достигается предельная энергия, при которой возникают повреждения внутри композитной пластины.

Экспериментальная установка

Для изучения образования дефектов и оценки диссипации энергии при взаимодействии ударника и композитного материала В НГТУ создана лабораторная баллистическая установка. Схема экспериментальной лабораторной баллистической установки показана на рисунке 1. Газовый баллон объемом 50 литров может быть заполнен воздухом давлением до 2,5 МПа воздушным компрессором. Стальной ствол длиной 2 м и диаметром 45 мм соединен с баллоном через быстродействующий электроклапан диаметром 50 мм с временем открытия 3-5 мс. Эти компоненты обеспечивают начальную кинетическую энергию для льда. Установка включает газовую пушку, способную разгонять снаряд массой до 27 г до скорости 200 м/с. Скорость снаряда измеряется хронографом, расположенным на траектории снаряда перед целевой пластиной.

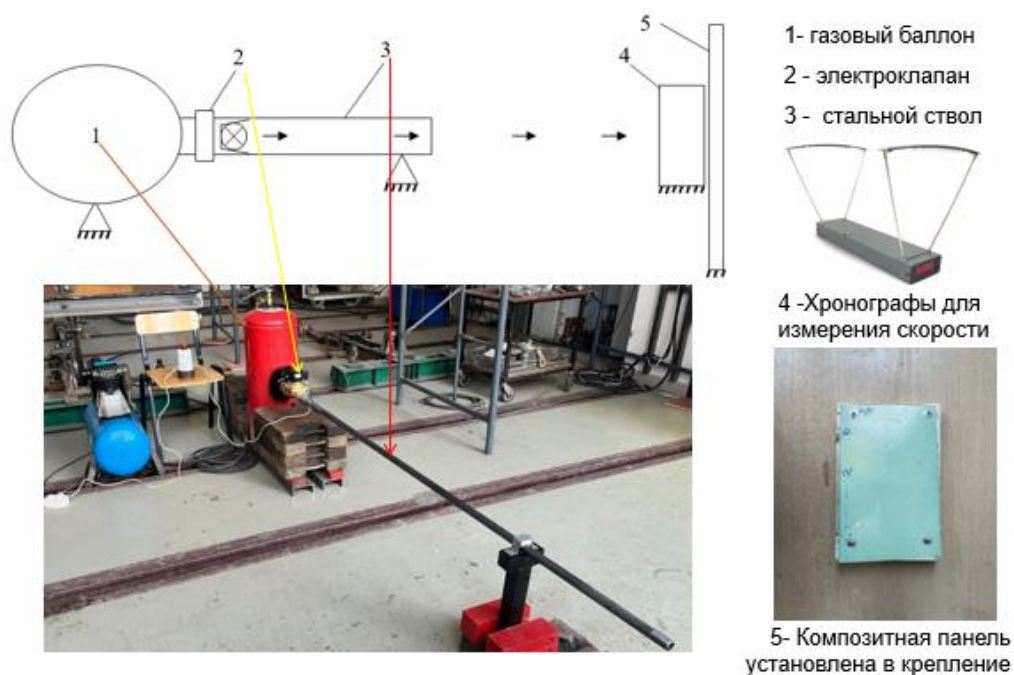


Рис. 1. Схема экспериментальной лабораторной баллистической установки

Использовались силиконовые формы для создания сферических образцов диаметром 35 мм. Эти образцы были изготовлены с использованием процесса заморозки воды в силиконовых формах, что способствовало расширению материала и облегчало процесс отделения формы. Использование силиконовых форм также помогало предотвратить образование дефектов в образцах.

Композитные панели из Toray T800-24K/UD, состоящего из углеродных волокон, со схемой укладки слоев $[\mp 45/\mp 45/90/0/\mp 45/90/0]_s$. Толщина композитной панели 2,46 мм. Удары направлены в центр панели, а направление ледяной траектории перпендикулярно ее поверхности. Для избежания воздействия высокого давления газового потока на композитную панель выбрано расстояние 4 м от конца ствола установки.

Результаты эксперимента

Проведены 11 испытаний на воздействие града с использованием 11 композитных панелей. После удара образец панели был снят и подвергнут ультразвуковому контролю (УЗК) независимо от наличия визуальных признаков повреждений. УЗК позволяет оценить размер и форму любых внутренних повреждений, присутствующих в композитной панели.

На рисунке 2 приведены фотографии образца композитной пластины №1 до удара и после. Скорость удара составила 170,1 м/с, давление в баллоне 5 атм. Визуальный осмотр показал, что слой краски разрушен, волокна порваны, и имеются межслойные расслоения в поперечном сечении. После УЗК был обнаружен разрыв волокон, длина зоны межслойных расслоений составляет 185 мм.

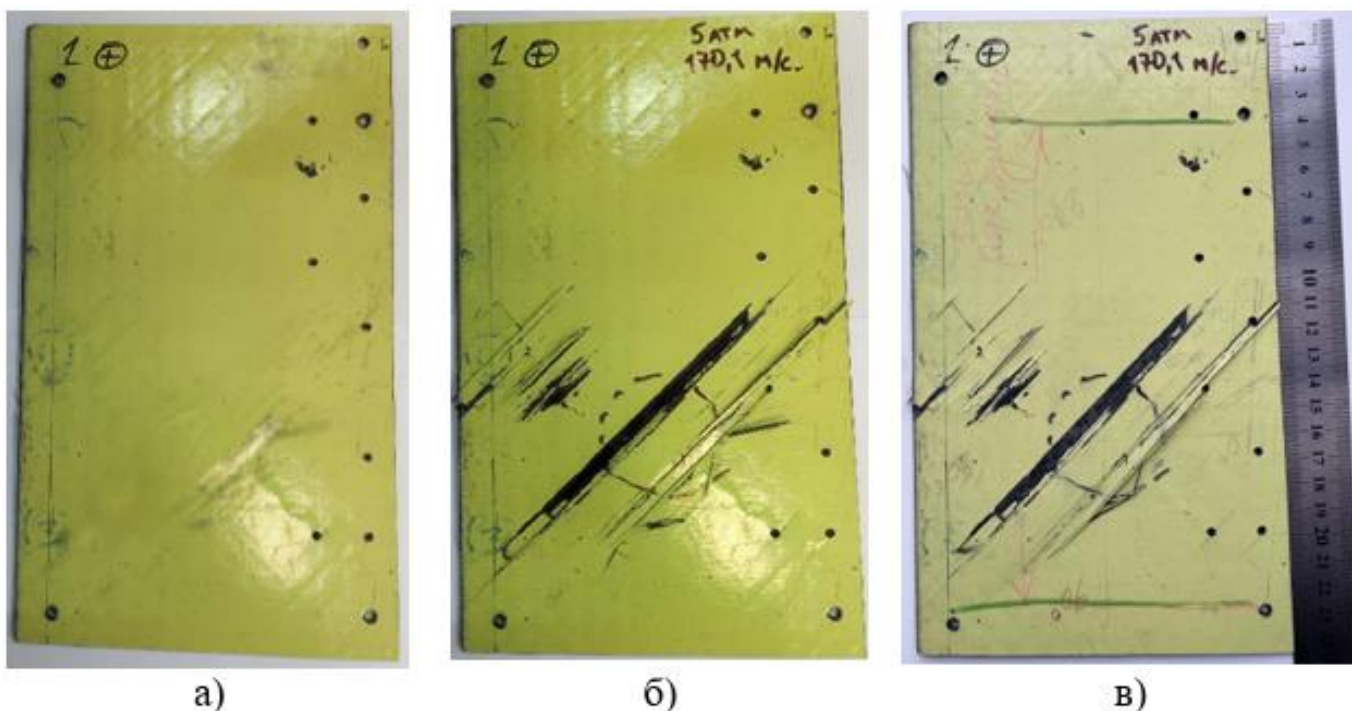


Рис. 2. Образец № 1 композитной пластины: а) перед ударом; б) после удара; в) после УЗК

В таблице представлены результаты визуального осмотра композитных пластин после удара и результаты УЗК.

Таблица

Результаты разрушения образцов композитных панелей после удара частицы льда

№ обр.	V, м/с	Кинетическая энергия, Дж	Повреждения	
			Визуальный осмотр	УЗК
1	170,1	390,61	Слой краски разрушен, волокна порваны, межслойные расслоения в поперечном сечении.	Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 185 мм.
2	167	376,50		Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 175 мм.
3	167,7	379,66		Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 170 мм.
4	155,5	326,43	Слой краски разрушен	Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 220 мм.
5	154,2	321,00		Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 187 мм.
6	152,5	313,96		Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 215 мм.
7	125,4	212,29	Не разрушен	Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 120 мм.
8	133,3	239,88		Разрушений нет
9	130,7	230,61		Разрушений нет
10	136,1	250,06		Разрыв волокон. Длина зоны межслойных расслоений 175 мм.
11	109,7	162,46		Разрушений нет

Результаты УЗК композитных панелей после воздействия частицы града были представлены в двоичной системе счисления. Неповрежденным панелям соответствует значение 0, а поврежденным - значение 1. Трансформация от неповрежденного к поврежденному состоянию неоднозначна, поэтому проведен регрессионный анализ с использованием функции логистической регрессии:

$$f(t) = \frac{1}{1 + e^{-t}},$$

где $t = AW + B$; W - кинетическая энергия градины, параметры A и B определяются из величин, полученных на основе результатов натуральных испытаний с использованием однородных композитных пластин.

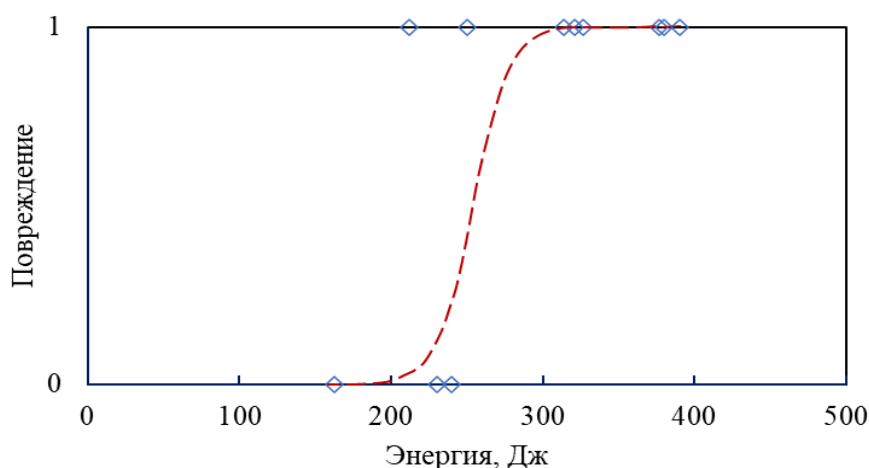


Рис. 3. График логистической регрессионной зависимости состояния повреждения от кинетической энергии

Таким образом, можно сказать, что внутренние разрушения пластины происходят при ударе, энергия которого достигает и превышает определенный пороговый уровень. Повреждения наиболее четко проявляются в месте удара и распространяются на прилегающую зону. Отметим, что развитие зоны расслоения внутри пластины происходит даже тогда, когда поверхность пластины не разрушена (как в образцах № 7 и 10). Чем больше энергия удара, тем легче заметить повреждение на поверхности. Для композитной пластины из материала Toray T800-24K UD при ударном воздействии градины диаметром 35 мм внешние и внутренние повреждения в пластине возникают при скорости индентора от 130 м/с и выше.

Выводы

На базе НГТУ была разработана и внедрена лабораторная баллистическая установка по исследованию последствий воздействия на композиционные материалы. Тщательные испытания с участием частиц града диаметром 35 мм были проведены на композитных панелях Toray T800-24K/UD для подтверждения возникновения повреждений. Результаты показывают, что повреждения панелей наблюдались при скоростях ударника 130 м/с и выше.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Freitas M. Impact Damage of Composite Structures / M. Freitas, L. Reis // *Mechanics of Composite Materials and Structures*. – Dordrecht : Springer Netherlands, 1999. – Vol. 361. – P. 319-329.
2. Samira G. A review of impact behaviour in composite materials / G. Samira // *International Journal of Mechanical and Production Engineering*. – 2019. – Vol. 7, № 3. – P. 35-46.
3. Ultrasonic non-destructive evaluation of composites: A review / J. Jodhani, A. Handa, A. Gautam [et al.] // *Materials Today: Proceedings*. – 2023. – Vol. 78. – P. 627-632.

NUMERICAL MODELING OF HAIL IMPACT ON COMPOSITE PLATE

Le Viet Tuan, postgraduate

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. +7(933)350-78-55

Le V. T., e-mail tuanleviet86@gmail.com

Correspondence address: Le Viet Tuan, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. +7(933)350-78-55

Abstract:

This paper presents research on the formation of defects and energy dissipation during the interaction between a projectile and a composite material. A ballistic laboratory setup has been developed at NSTU. The experimental setup includes a gas gun capable of accelerating projectiles to speeds of up to 200 m/s. Silicone molds were used to create spherical ice with a diameter of 35 mm. Composite panels made of Toray T800-24K/UD material were examined. Experiment conducted using hail particles confirmed the occurrence of damage at impact velocities of 130 m/s and above. The results of the experiment, including visual inspection and ultrasonic testing, allowed for the identification of damage within the panels. The results are presented in the form of tables, photos and graphs illustrating the relationship between the kinetic energy of impact and the extent of damage.

Keywords:

Damage, gas gun, hailstone impact, composite plate, ultrasonic testing.

МЕХАНИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ПО АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ

Матыцин Валерий Павлович, студент; Крюкова Яна Сергеевна

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

Матыцин В. П., e-mail v.jisca@gmail.com

Крюкова Я. С., e-mail krjanik@icloud.com

Адрес для корреспонденции: Крюкова Яна Сергеевна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 923 627-65-38.

Аннотация:

Проведены испытания на растяжение: образцов из D16T; образцов из материала AlSi10Mg изготовленных с использованием технологии SLS печати; образцов из PLA пластика, изготовленных на FDM принтере. По результатам проведенных испытаний рассчитаны физико-механические характеристики исследуемых материалов.

Ключевые слова:

Аддитивные технологии, 3D печать, FDM печать, SLS печать, физико-механические характеристики материала.

Введение

Последнее десятилетие наблюдается активный рост исследований в области применения топологической оптимизации и аддитивных технологий для создания оптимизированных авиационных деталей [1-6]. Использование топологической оптимизации позволяет проектировать и создавать цифровые 3D модели изделия с новыми, недостижимыми ранее качествами. Как правило, оптимизированная 3D модель детали имеет сложную геометрию, для изготовления которой не подходят традиционные методы. Наиболее перспективным направлением развития промышленного производства является аддитивные технологии [5], позволяющие получить детали самой сложной формы, не прибегая к изготовлению оснастки.

По результатам литературного обзора выбраны следующие два вида аддитивных технологий изготовления образцов материалов: технология моделирования методом наплавления (Fused deposition modeling или FDM) и технология печати, где лазер спекает порошок вместо фотополимера (Selective Laser Sintering или SLS) [5]. Материалы, созданные выбранными методами аддитивного производства, являются анизотропными, а потому не всегда могут применяться в любой ответственной детали. Цель работы – экспериментальное определение физико-механических характеристик материалов, полученных

методом 3D печати.

Методика экспериментального исследования

С целью определения физико-механических характеристик материалов были проведены испытания на растяжение: трёх образцов из алюминия Д16Т, физико-механические характеристики которого известны; девяти образцов AlSi10Mg, изготовленный на 3D принтере с разной ориентацией слоев (по три образца каждого вида ориентации); тридцати образцов из пластика PLA, используемого FDM-принтерами.

Эксперимент проводился на двух разрывных машинах: Instron 3369 с максимальной нагрузкой до 50 кН для материалов Д16Т и AlSi10Mg, и LF-01-2510 с максимальной нагрузкой до 10 кН для материала PLA. На внешние поверхности каждого образца были наклеены тензодатчики, по два тензодатчика на каждый образец. Нагружение для образцов из Д16Т и AlSi10Mg проводилось со скоростью 1 мм/мин до деформации 3 %, затем скорость нагружения увеличивалась до 5 мм/мин. Для образцов из PLA пластика нагружение проводилось с постоянной скоростью 6 мм/мин.

В ходе проведения испытаний с помощью встроенного программного обеспечения на базе деформации от 0,15% до 0,5 % вычислялся модуль Юнга. Кроме того, для всех образцов был установлен условный предел текучести $\sigma_{0,2}$. В процессе испытаний велась запись текущих результатов с частотой 0,5 Гц. После окончания испытания эти данные автоматически формируются в виде Excel таблицы для каждого образца. С помощью этих файлов были получены значения предела пропорциональности для каждого образца. Вычисления были построены на основе ГОСТ 1497-84 п. 4.1.2. В каждой точке диаграммы вычислялось значение модуля Юнга. Затем вычислялось отношение модуля Юнга, полученного для прямолинейного участка диаграммы, к текущему значению модуля. Напряжение, соответствующее отношению 1,5 принимается за предел пропорциональности.

По записям показаний тензорезисторов и машинных файлов было проведено сравнение деформационных кривых.

Результаты и обсуждение

После проведения испытаний были получены значения модуля Юнга и предела прочности для каждого материала. На рисунке 1 представлены диаграммы деформирования образцов при испытаниях на растяжение, а на рисунке 2 — фотографии разрушенных образцы после завершения испытаний.

На диаграммах графически изображены зависимости между напряжениями и деформациями образцов, где красным цветом, показаны данные, полученные по испытанию первого образца, коричневым — второго и зеленым — третьего.

По диаграмме 1 а видно, что образец №3 из материала Д16Т разрушился при существенно меньших деформациях, чем остальные образцы. Разрушение

образца №3 произошло у окончания скругления перед рабочей частью и, возможно, обусловлено местным дефектом (рис. 2 а).

На рисунке 1 б показаны диаграммы, полученные в результате испытаний трех образцов серии В (печать осуществлялась в плоскости, перпендикулярной направлению растяжения) напечатанных на 3D принтере из материала AlSi10Mg. По рисунку видно, что все три кривые в своей линейной части имеют существенно разные углы наклона. Аналогичных характер имеют диаграммы, полученных для образцов, напечатанных в плоскости, параллельной направлению растяжения и для образцов, напечатанных под углом в 45 градусов. На рисунке 2 б приведены фотографии образцов В1-В3 после проведения испытаний. Разрушения образцов носило хрупкий характер без образования шейки.

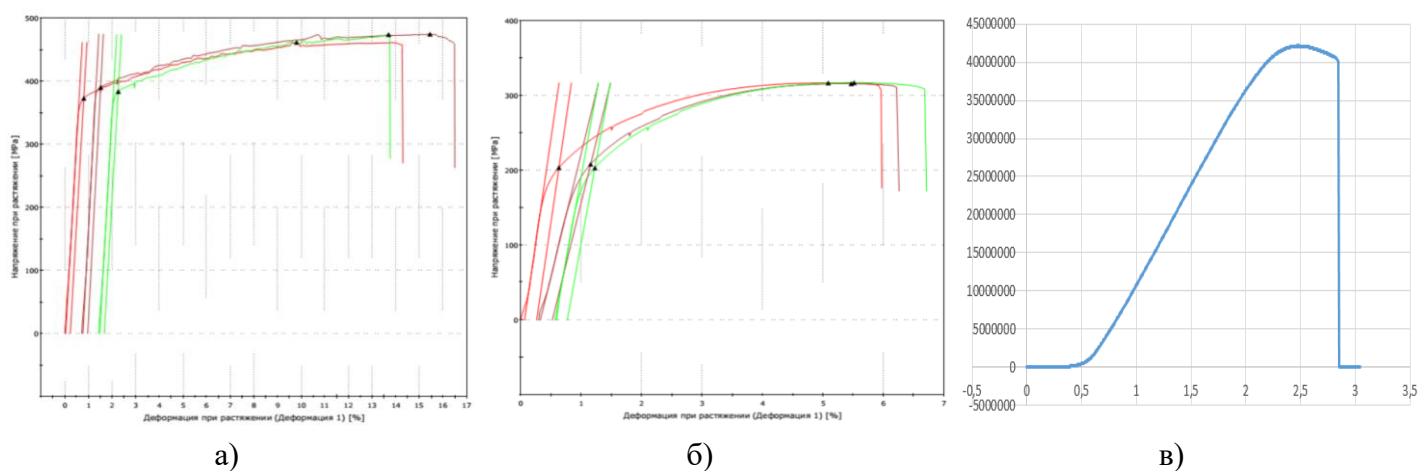


Рис. 1. Диаграммы деформаций образцов при испытаниях на растяжение: а) материал Д16Т; б) материал AlSi10Mg; в) материал PLA

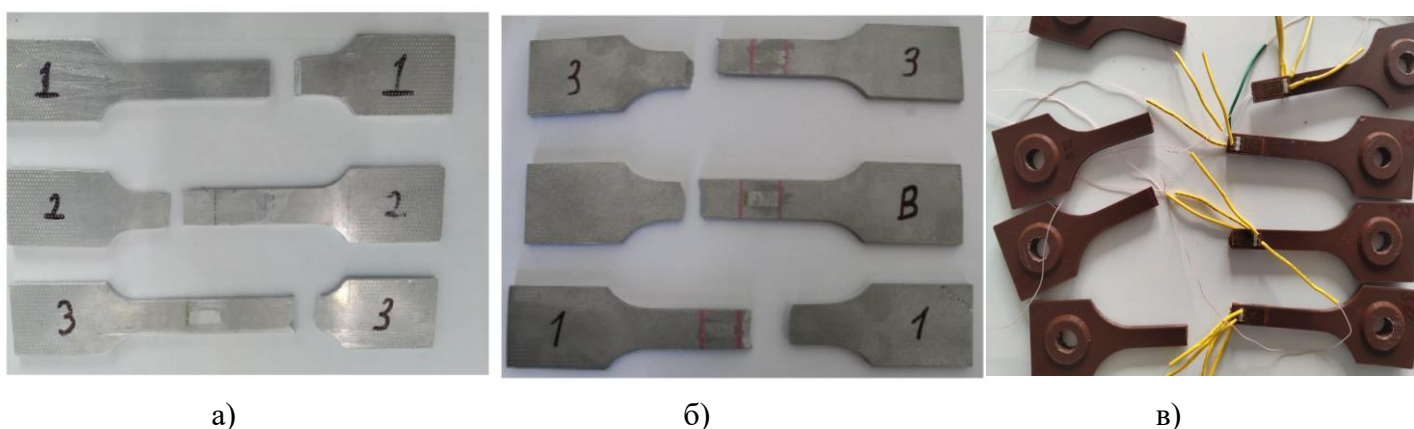


Рис. 2. Фотографии образцов после испытаний на растяжение: а) материал Д16Т; б) материал AlSi10Mg; в) материал PLA

В результате исследования были установлены основные механические характеристики предоставленных образцов: предел пропорциональности, предел текучести, предел прочности и модуль Юнга. Средние значения, полученные в

ходе испытаний на разрыв модулей Юнга и пределов прочности представлены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты испытаний на разрыв образцов

Материал	Д16Т	AlSi10Mg	PLA
Модуль Юнга [МПа]	67434,6	56396,84	1694,05
Предел прочности [МПа]	469,7	317,6	32,4

Выводы

Проведенные исследования позволяют сформулировать следующие выводы: образцы изготовленные из AlSi10Mg с помощью SLS печати обладают меньшей пластичностью (3D образцы), чем образцы изготовленные механической обработкой из листового материала Д16Т (Д16 образцы). Деформации при разрыве образцов из AlSi10Mg составляют 6-7% по сравнению с 12-14% для образцов из Д16Т; предел прочности 3D образцов несколько ниже предела прочности Д16 образцов, тоже касается модуля Юнга и предела текучести. Предел пропорциональности 3D образцов напротив несколько выше предела пропорциональности Д16 образцов; Данные полученные после испытания на разрыв образцов изготовленных из PLA пластика хоть и не обладают большой точностью, но позволяют их использовать для дальнейшего моделирования с целью валидации данных между алюминиевыми и пластиковыми образцами.

В целом нужно отметить, что количество образцов в каждой серии было недостаточно для надежного определения механических характеристик и полученные значения можно рекомендовать лишь как ориентировочные для проведения расчетов на статическую прочность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Громова В.К., Громов С.Ю. Топологическая оптимизация для аддитивных технологий [Текст] / В.К. Громова, С.Ю. Громов // Молодежный Вестник УГАТУ. — 2021. — С. 25-26.

2. Железнов Л.П., Лапердина Н.А. Исследования синтеза бионических тонкостенных конструкций типа отсека фюзеляжа самолета [Текст] / Л.П. Железнов, Н.А. Лапердина // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. — 2023. — № 4 (757). — С. 62-71.

3. Зеленкевич А.Д. Проектирование кронштейна подвески перспективного авиационного двигателя с помощью топологической оптимизации [Текст] / А.Д. Зеленкевич, А.М. Уланов, Р.В. Уклеин, В.К. Радомский // Вестник РГАТА имени П. А. Соловьева. — 2022. — № 3 (62). — С. 37-43.

4. Кирюшкин Г.А. Основные методы аддитивного производства

[Текст] / Г.А. Кирюшкин, Д.А. Анашкин, В.В. Алексеенко, В.И. Шестерня, Н.С. Жуков, М.И. Толстопятов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. — 2022. — С. 191-193.

5. Магидов И.С., Михайловский К.В. Топологическая оптимизация силового элемента отсека летательного аппарата из металломатричного композиционного материала [Текст] / И.С. Магидов, К.В. Михайловский // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. — 2022. — № 1 (742). — С. 53-60.

6. Шегидевич А., Жукова А., Заико А. Роль аддитивных технологий в авиации [Текст] / Шегидевич А., Жукова А., Заико А. // Наука и инновации. — 2019. — № 9. — С. 29-34.

MECHANICAL TESTING OF ADDITIVE TECHNOLOGY SAMPLES

Matygin Valery Pavlovich, student; Kryukova Yana Sergeevna

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave *Matygin V. P.*, e-mail v.jisca@gmail.com

Kryukova J. S., e-mail krjanik@icloud.com

Correspondence address: Kryukova Yana Sergeevna, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 20 Karla Marksa Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone +7 923 627-65-38.

Abstract:

Tensile tests: D16T samples; AlSi10Mg material samples made using SLS printing technology; PLA plastic samples made by FDM printer. Based on the results of the tests carried out, the physical and mechanical characteristics of the materials under examination have been calculated.

Keywords:

Additive technology, 3D printing, FDM printing, SLS printing, physical-mechanical material characteristics.

РАЗРУШЕНИЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБРАЗЦОВ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ОТВЕРСТИЕМ ИЗ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА

*Мосиенко Дмитрий Сергеевич*¹, аспирант; *Леган Михаил Антонович*^{1,2}, доктор техн. наук; *Донских Сергей Васильевич*²

¹ Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Мосиенко Д. С., e-mail mosienko.d.s@hydro.nsc.ru

Леган М. А., e-mail leganma@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Мосиенко Дмитрий Сергеевич, Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15, тел. +7(953)767-77-53

Аннотация:

Проведена серия экспериментов по разрушению цилиндров с отверстием из алюминиевого сплава Д16Т с целью качественной оценки механизма разрушения и поведения упругопластического материала в образцах с концентратором напряжений. Сжатие образцов вдоль диаметра соответствует схеме модифицированного бразильского теста. Получены данные о предельных нагрузках в зависимости от размеров концентратора напряжений. Серия испытаний показала сложный механизм разрушения, включающий начальный отрыв в области максимальных растягивающих напряжений и последующий сдвиг в плоскости максимальных касательных напряжений.

Ключевые слова:

Алюминиевый сплав Д16Т, модифицированный бразильский тест, трещина нормального отрыва, разрушение сдвигом, несингулярная концентрация напряжений.

Введение

Модифицированный бразильский тест (далее МБТ) применяется для определения предела прочности на растяжение хрупких материалов [1–3]. Данный тип испытаний удобен в первую очередь тем, что разрушение происходит прогнозируемо по диаметральной линии нагружения вследствие действия высоких нормальных напряжений. Однако для пластичных материалов МБТ не применяется. Стандартная расчетная модель не подходит, так как не учитывает пластические деформации и большие перемещения. К тому же, высока вероятность смятия образцов без разрушения. В данной работе представлены результаты серии экспериментов по схеме МБТ для упругопластического материала. Основной целью работы является качественная

оценка пригодности МБТ для исследования разрушения образцов из квазихрупких и упругопластических материалов при наличии концентраторов напряжений.

Методика экспериментального исследования

Расчетная схема испытаний МБТ представлена на рисунке 1. Образцы были изготовлены из алюминиевого сплава Д16Т. Сортамент КР50 соответствует ГОСТ 21488-97 [4]. Основные механические характеристики: модуль упругости 72 ГПа, коэффициент Пуассона 0,33, предел текучести 295 МПа, предел прочности 410 МПа, плотность 2770 кг/м³. Внешний диаметр цилиндрических образцов равен 50 мм, толщина 20 мм. Диаметр внутреннего отверстия равен 1; 2; 3; 5 и 8 мм для каждого из пяти образцов соответственно (рис. 2).

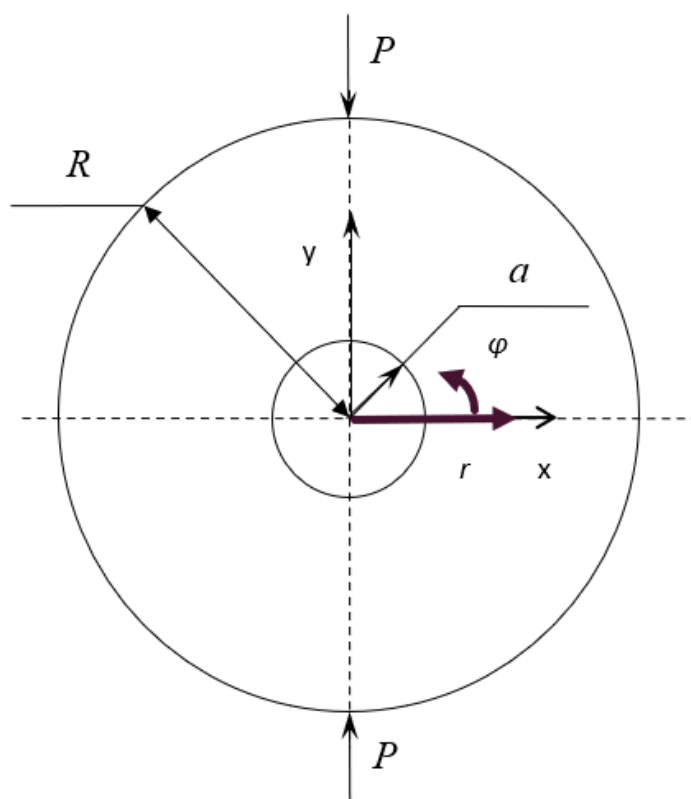


Рис. 1. Расчетная схема модифицированного бразильского теста



Рис. 2. Цилиндрические образцы из сплава Д16Т

Серия экспериментов проводилась на установке INSTRON 300DX. Плиты, между которыми сжимались цилиндрические образцы, были изготовлены из стали 30ХГСА. Скорость нагружения равнялась 5 мм/мин.

Результаты

На рисунке 3 представлены основные стадии разрушения образцов. После начала сдавливания длительное время происходит деформирование диска, при котором увеличивается площадь контакта с плитами, а форма центрального отверстия становится эллиптической. Затем начинается образование и медленное развитие трещины нормального отрыва в зоне наибольшей концентрации нормальных напряжений, что соответствует классическим экспериментам по схеме модифицированного бразильского теста. Однако развития трещины нормального отрыва до полного разрушения образца не происходит. По достижению критической нагрузки образец мгновенно разрушается вследствие действия касательных напряжений с образованием плоскостей сдвига.

В таблице приведены данные о нагрузках, при которых начинается рост трещины нормального отрыва (определены по временным меткам), а также критические нагрузки, при которых происходит полное разрушение образца. На рисунке 4 представлены снимки образцов после разрушения.

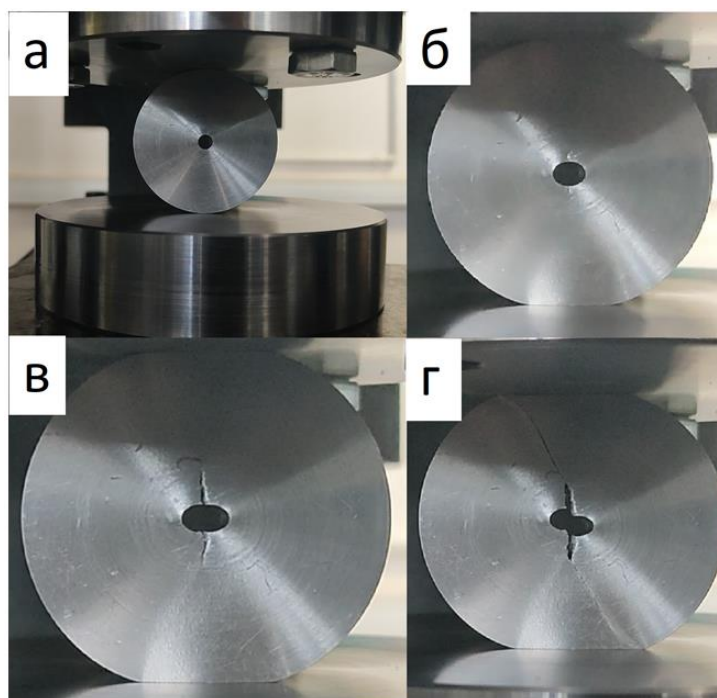


Рис. 3. Этапы разрушения образцов: а – начальное состояние; б – смятие в зонах контакта с плитами и начало образования трещины нормального отрыва; в – развитие трещины нормального отрыва с дальнейшим сплющиванием образца; г – полное разрушение образца с образованием сдвиговых площадок

Значения нагрузок

Диаметр центр. отверстия, [мм]	1	2	3	5	8
Нагрузка начала разрушения, [Н]	210000	197000	179000	187000	176000
Критическая нагрузка, [Н]	254180	233473	214163	216012	207870

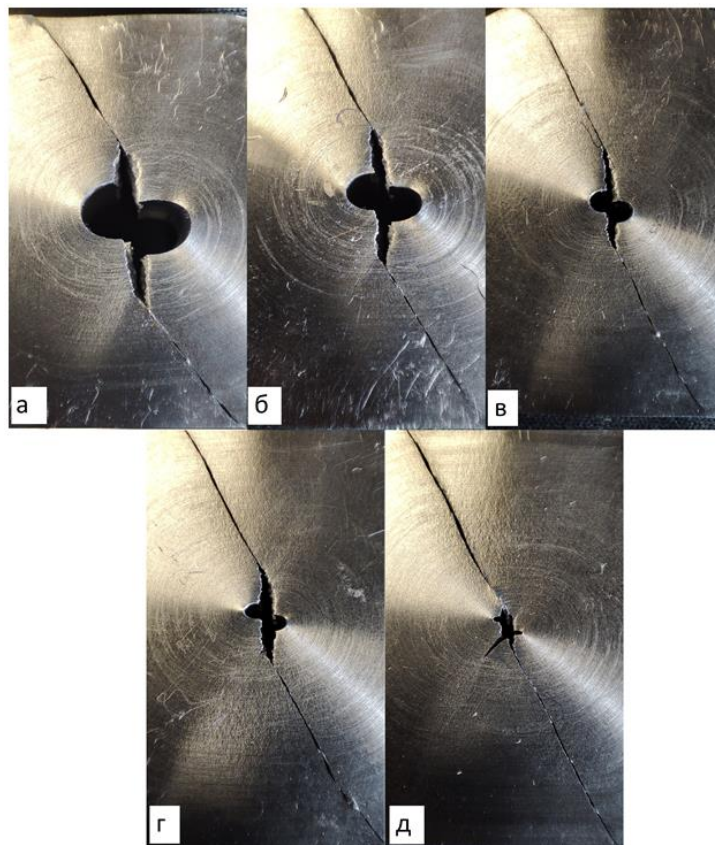


Рис. 4. Снимки разрушенных образцов: а – диаметр центрального отверстия 8 мм, б – 5 мм, в – 3 мм, г – 2 мм, д – 1 мм.

Выводы

Эксперименты по разрушению цилиндров с отверстием из алюминиевого сплава Д16Т продемонстрировали сложный механизм разрушения. Несингулярная концентрация нормальных напряжений спровоцировала первичный рост трещины нормального отрыва. При дальнейшем нагружении и пластической деформации образцы разрушились мгновенно, сформировав плоскости сдвига. Представленный метод испытания может представлять интерес для исследования критериев упругопластического разрушения материалов при неоднородном напряженном состоянии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Mellor, M. Measurement of tensile strength by diametral compression of discs and annuli / M. Mellor, I. Hawkes // Eng. Geol. – 1971. – № 5. – С. 173-225.

2. Ефимов, В. П. Испытания горных пород в неоднородных полях растягивающих напряжений // Прикладная механика и техническая физика. – 2013. – Т. 54, № 5. – С. 199-209.

3. Леган, М. А. Расчет на прочность цилиндров с отверстием при совместном использовании метода граничных элементов и нелокальных критериев разрушения / М. А. Леган, В. А. Блинов // Вычислительная механика сплошных сред – 2017. – Т. 10, № 3. – С. 332-340.

4. ГОСТ 21488–97. Прутки прессованные из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия. — Введ.1999-01-01.— М.: Изд-во стандартов, 2001.— 22 с.

DESTRUCTION OF CYLINDRICAL SPECIMENS WITH A CENTRAL HOLE MADE OF PLASTIC MATERIAL

Mosienko Dmitry Sergeevich¹, Ph.D. student; Legan Mikhail Antonovich^{1,2}, D.Sc.; Donskikh Sergey Vasilievich²

¹ Institute of hydrodynamics. M.A. Lavrentiev Siberian branch of the Russian academy of sciences, 630090, Russia, Novosibirsk, Academician Lavrentiev Ave., 15

² Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave

Mosienko D. S., e-mail mosienko.d.s@hydro.nsc.ru

Legan M.A., e-mail leganma@yandex.ru

Correspondence address: Mosienko Dmitry Sergeevich, Institute of hydrodynamics.

M.A. Lavrentiev Siberian branch of the Russian academy of sciences, 630090, Russia, Novosibirsk, Academician Lavrentiev Ave., 15, phone +7(953)767-77-53

Abstract:

A series of experiments was carried out on the destruction of cylinders with a hole made of aluminum alloy D16T with the aim of qualitatively assessing the mechanism of destruction and the behavior of the elastoplastic material in samples with a stress concentrator. The compression of the samples along the diameter corresponds to the modified Brazilian test. Data were obtained on the maximum loads depending on the size of the stress concentrator. A series of tests showed a complex failure mechanism, including an initial separation in the region of maximum tensile stresses and subsequent shear in the plane of maximum shear stresses.

Keywords:

Aluminum alloy D16T, modified Brazilian test, normal tensile crack, shear fracture, non-singular stress concentration.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО КРОНШТЕЙНА С ПРИМЕНЕНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

Прокопович Артем Витальевич, студент; Крюкова Яна Сергеевна;

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

Крюкова Я. С., e-mail krjanik@icloud.com

Прокопович А. В., e-mail pav.rl@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Крюкова Яна Сергеевна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (923)627-65-38.

Аннотация:

Для повышения весовой эффективности деталей перспективных объектов авиационной техники активно внедряются аддитивные технологии и методы топологической оптимизации, направленные на существенное снижение временных и финансовых затрат при изготовлении и создании принципиально новых геометрических решений. В работе проведена топологическая оптимизация геометрии конструктивно—подобного образца авиационного кронштейна. Оптимизация топологии была выполнена в программе ANSYS Workbench, в качестве метода оптимизации использовался метод твердого изотропного материала с пенализацией (SIMP метод). Сглаживание полученной в результате оптимизации геометрии модели осуществлялось в среде Altair Inspire. Была проведена верификации результатов расчета напряжений под нагрузкой оптимизированной геометрии детали.

Ключевые слова:

Аддитивные технологии, топологическая оптимизация, метод SIMP, авиационный кронштейн.

Введение

В последнее время мировые производители авиационной техники активно применяют аддитивные технологии (технологии трёхмерной печати или 3D-печать) при производстве деталей летательного аппарата [2, 4]. Интерес к аддитивным технологиям обусловлен тем, что 3D-печать позволяет значительно расширить область возможных конструктивных исполнений одного и того же изделия. Эти новые возможности ставят задачу оптимизации формы изделия с учётом ряда ограничений, в первую очередь по прочности и жёсткости. Одним из методов решения этой задачи является использование конечно-элементной топологической оптимизации [3].

Топологическая оптимизация (ТО) – оптимизация распределения материала в проектной области при воздействии на нее заданных нагрузок и

использовании ограничений различного рода: геометрических, прочностных, жесткостных и др. [1]. К основным методам ТО относятся: метод твёрдого изотропного материала с пенализацией (Solid Isotropic Material with Penalization или SIMP), метод эволюционной структурной оптимизации (Evolutionary Structural Optimization или ESO), метод установления уровня (Level-Set) и их различные модификации. Данные методы имеют особенности, но в то же время тесно связаны друг с другом.

С точки зрения реализации программного обеспечения топологическая оптимизация встроена в виде модулей в большинство коммерческих CAD/CAE-систем, в том числе и в ANSYS [1], использование которых позволяет произвести оптимизацию конструкции такими методами как SIMP и Level-set.

В рамках научно-исследовательской работы была поставлена задача проектирования геометрии конструктивно-подобного образца (КПО) кронштейна створок шасси летательного аппарата при сохранении массы и удельной прочности с использованием конечно-элементной топологической оптимизации.

Применение метода SIMP для проектирования кронштейна

Для решения задачи ТО был выбран программный комплекс ANSYS Workbench. В используемом программном комплексе применяется метод SIMP, основополагающая идея которого заключается в создании поля виртуальной плотности, представляющей аналог некоторой реальной характеристики объекта. Назначение метода состоит в уменьшении податливости конструкции вследствие перераспределения материала в рассматриваемой области пространства при известных граничных условиях.

Объектом исследования является кронштейн цилиндров уборки-выпуска фюзеляжных створок основных опор шасси (ООШ), изображенный на рис.1 а. Кронштейн изготовлен из алюминия марки Д16Т, вес составляет 2,73 кг. Рассматривалось 6 вариантов нагружения кронштейна: силы P_1 в левой и правой проушине действуют одновременно, сила P_1 в правой проушине, сила P_1 в левой проушине и для силы P_2 аналогично. Схема приложения нагрузок показана на рисунке 1 б. Численные значения сил P_1 и P_2 выбраны равными нагрузкам на кронштейн при проведении испытаний на остаточную прочность: $P_1 = 5074$ кгс, $P_2 = 3088$ кгс.

Для имитации давления, действующего на всю внутреннюю область проушин кронштейна, в проушины были помещены закладные элементы из конструкционной стали, полностью заполняющие размеры отверстий. Условием закрепления выбрана жёсткая заделка опорной (нижней) части кронштейна (рис. 1 в).

С целью получения наибольшей информации возможностей ТО проектная область выбрана в виде кронштейна, в котором восстановлены все внутренние полости (рис. 2 а). В таком виде масса модели составила 10,83 кг.

В качестве целевой функции выбрана функция массы, процент сохранения

составляет примерно 25%, но с учётом восстановлением модели после ТО, данный параметр задавался как 20%. Граничные условия описываются как запрет нарушения внешнего контура модели, за исключением верхнего выреза между проушинами. Так же было поставлено ограничение на оптимизацию проушин и крепёжной части детали.

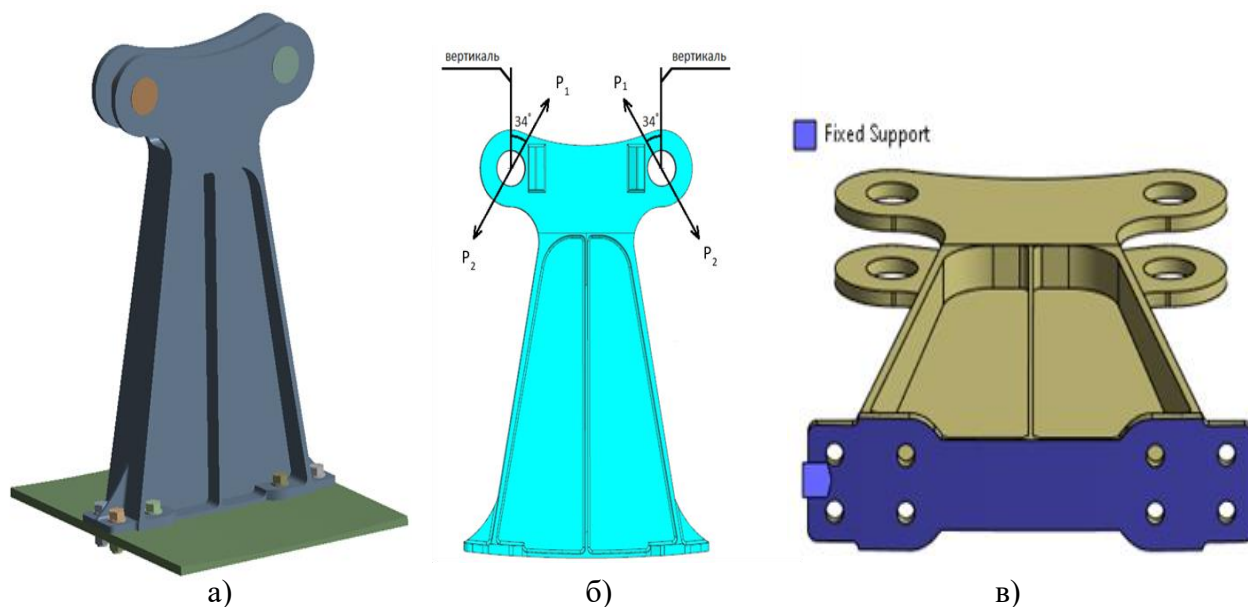


Рис. 1. Кронштейн створок шасси летательного аппарата: а) 3D модель исходного изделия; б) схема нагружения; в) закрепление модели кронштейна

После запуска решателя и получение новой геометрии, во встроенном программном обеспечении SpaceClaim, была восстановлена часть геометрии, а именно все отверстия и толщина двух пластин с проушинами до исходных размеров, рисунок 2(б).

На рисунке 2 б видно, что полученная модель имеет ярко выраженную фасетированную поверхность, которая годится для расчётов, но которую будет невозможно изготовить традиционным методом. Сглаживание всех неровностей полученной модели было проведено в среде Altair Inspire (рис. 2 в).

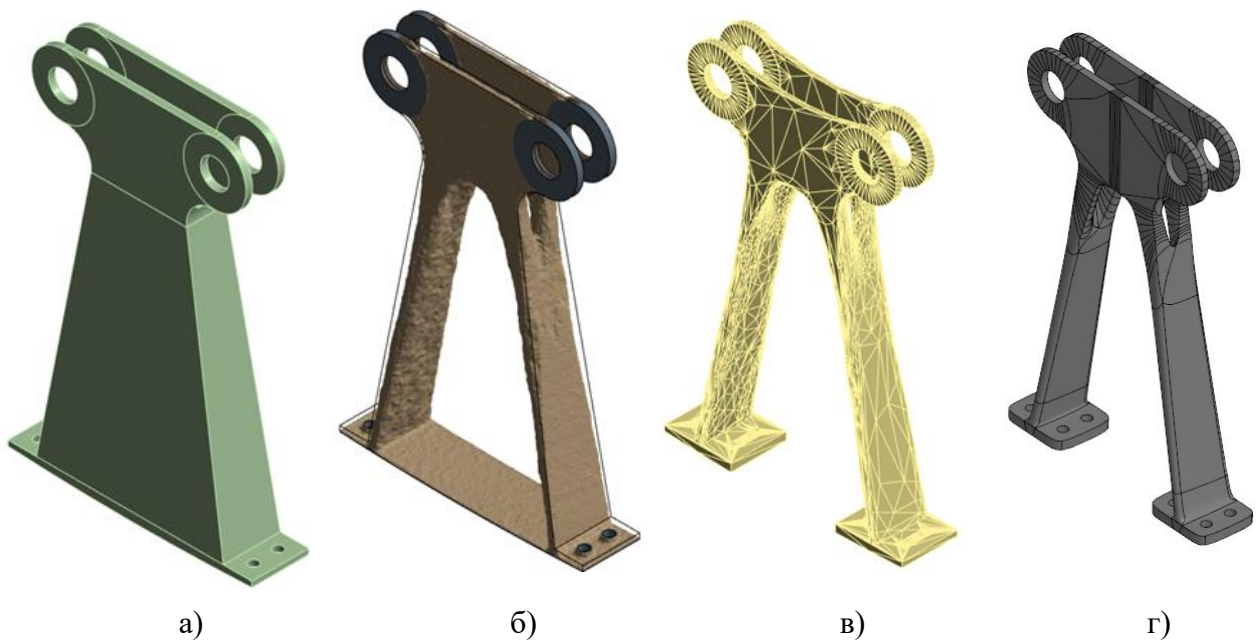


Рис. 2. Модель КПО кронштейна створок шасси летательного аппарата:
 а) начальная модель; б) топологически оптимизированная модель;
 в) восстановленная фасетированная модель; г) сглаженная модель

После выполненной постобработки полученной оптимизированной модели был проведен расчёт на прочность сглаженной модели, который показал уменьшение эквивалентных напряжений на 62,41 МПа, при первом случае нагружения (обе силы вверх), что составило примерно 21.5%, рисунок 3(а,б). Зона максимальных напряжений не меняется.

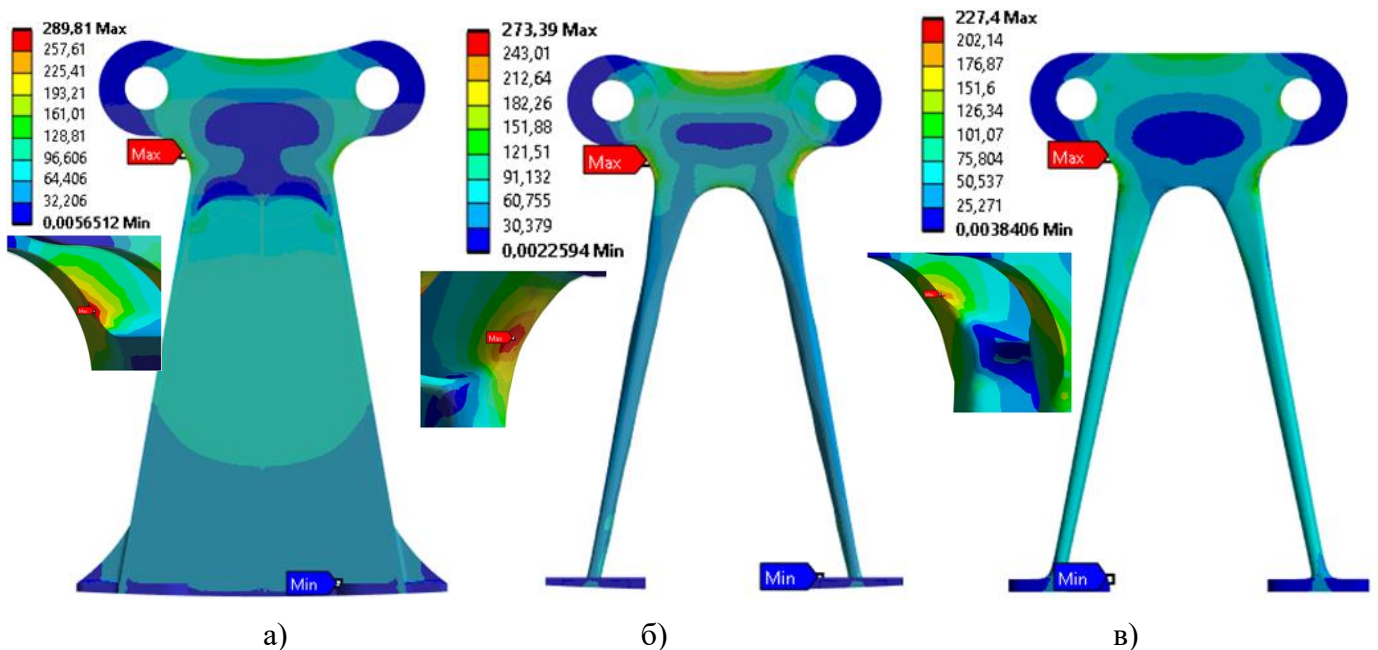


Рис. 3. Поле напряжений в модели кронштейна при первом случае нагружения:
 а) модель исходного кронштейна; б) оптимизированная модель КПО кронштейна до сглаживания; в) оптимизированная модель КПО кронштейна после сглаживания

Заключение

В данной работе было рассмотрено применение метода SIMP для топологической оптимизации кронштейна цилиндров уборки-выпуска фюзеляжных створок (ООШ) летательного аппарата. Геометрия кронштейна была изменена с учётом всех граничных условий, разница между напряжениями составила 21.5%, что является хорошим результатом. Далее планируется изготовить кронштейны и экспериментально проверить расчёты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Башин, К. А., Торсунов, Р. А., Семенов, С. В. Методы топологической оптимизации конструкций, применяющиеся в аэрокосмической отрасли [Текст] / К. А. Башин, Р. А. Торсунов, С. В. Семенов // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. — 2017. — № 51. — С. 51-61.
2. Васильев Б. Е., Магеррамова Л. А. Анализ возможности применения топологической оптимизации при проектировании неохлаждаемых рабочих лопаток турбин [Текст] / Б. Е. Васильев, Л. А. Магеррамова // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). — 2015. — Т. 14. № 3-1. — С. 139-147.
3. Сыроева, В. В., Чедрик, В. В. Алгоритмы оптимизации топологии силовых конструкций [Текст] / В. В. Сыроева, В. В. Чедрик // Ученые записки ЦАГИ. — 2011. — Т. 42. № 2. — С. 91-102.
4. Шегидевич А., Жукова А., Заико А. Роль аддитивных технологий в авиации [Текст] / Шегидевич А., Жукова А., Заико А. // Наука и инновации. — 2019. — № 9. — С. 29-34.

DESIGNING OF AN AIRCRAFT BRACKET USING TOPOLOGICAL OPTIMIZATION

Prokopovich Artem Vitalievich, student; Kryukova Yana Sergeevna;

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave.

Kryukova Ya. S., e-mail krjanik@icloud.com

Prokopovich A. V., e-mail pav.r1@mail.ru

Correspondence address: *Kryukova Ya. S.*, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 20 Karla Marksa Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone (923)627-65-38.

Abstract:

Additive technologies and topological optimization methods are actively introduced to increase the weight efficiency of the details of prospective objects of

aviation technology, aimed at significant reduction of time and financial costs in manufacturing and creation of fundamentally new geometric solutions. The topological optimization of the geometry of a structurally similar model of an aviation bracket was carried out. Topology optimization was performed in the ANSYS Workbench program, using the Solid Isotropic Foam Method (SIMP Method) as the optimization method. Smoothing of the resulting model geometry optimization was done in Altair Inspire environment. The results of the stress calculation under the load of the optimized part geometry were verified.

Keywords:

Additive technologies, topological optimization, SIMP method, aircraft bracket

О ПРИМЕНЕНИИ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ К ЗАДАЧЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

*Селиванов Юрий Сергеевич, аспирант, Матвеев Константин
Александрович, д.т.н., профессор*

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

Селиванов Ю. С., e-mail u.s.selivanov@mail.ru

Матвеев К. А., e-mail matveev@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Селиванов Юрий Сергеевич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Новосибирск, пр. Карла
Маркса, 20, корпус 3, тел. (383)346-31-21

Аннотация:

В данной работе рассмотрено применение нейронных сетей и методов глубокого обучения к задаче топологической оптимизации. Рассмотрена задача изгиба консольной пластины. Полученные результаты сравнены с результатами, полученными с помощью пакета Ansys Workbench.

Ключевые слова:

Нейронные сети, топологическая оптимизация.

Введение

Топологическая оптимизация конструкций – вид оптимизации, при котором определяется оптимальное распределение материала внутри заданного объема с учетом дополнительных ограничения. Основные методы топологической оптимизации, это SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization), метод установления уровня (level-set method), методы однонаправленной и двунаправленной топологической оптимизации (ESO/BESO methods)[1]. Данные методы являются основополагающими в области топологической оптимизации, но в общем существует достаточно много методов оптимизации в целом. Одним из подходов к оптимизации является использование нейронных сетей (НН) и современных методов глубокого обучения[2].

Целью данной статьи является демонстрация возможности применения нейронных сетей к топологической оптимизации конструкций. Рассмотрена топологическая оптимизация консольной пластины, находящейся в плосконапряженном состоянии, выполнено визуальное и численное сравнение результатов оптимизации, полученных с помощью нейронных сетей и результатов, полученных с помощью пакета Ansys Workbench.

Нейронная сеть и алгоритм оптимизации топологии

Целью оптимизации топологии является нахождение оптимальной компоновки структуры в пределах заданной области. Единственными известными в данной задаче являются нагрузки, граничные условия, объем конструкции, а также, возможно, некоторые дополнительные конструктивные ограничения, такие, например, как расположение и размер predetermined отверстий крепления и т.п. Как правило, задачи топологической оптимизации решаются методом конечных элементов, тогда как постановка задачи с учетом дискретизации области записывается следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} \min C &= F^T \cdot U \\ G_0(\rho) &= \frac{\sum v_i \rho_i}{V_0} - f \leq 0 \\ 0 &\leq \rho_i \leq 1, i = 1, \dots, N \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

Здесь U – вектор узловых перемещений, F – вектор узловых сил, ρ – вектор проектных переменных длины N , v – объемы конечных элементов, V_0 – исходный объем, f – требуемый результирующий объем. Эта дискретизированная постановка является основой для большинства части подходов к оптимизации топологии. Задача (1) это задача на условный экстремум (задача с ограничениями)[3].

Для топологической оптимизации целесообразно задачу на условный экстремум (1) преобразовать в задачу на безусловный экстремум. Сделать это возможно с использованием метода квадратичных штрафов [6]. Таким образом, приходим к задаче на безусловный экстремум для функции:

$$L(w, \alpha) = F^T U + \alpha \left(\frac{\sum v_i \rho(w)_i}{V_0} - f \right)^2 \quad (2)$$

Здесь α – штрафной параметр, который увеличивается на 0,1 каждую итерацию. Далее, функцию (2) можно нормализовать:

$$L(w, \alpha) = \frac{F^T U}{C_0} + \alpha \left(\frac{\sum \rho(w)_i}{i \cdot f} - 1 \right)^2 \quad (3)$$

Пришли к задаче на безусловный экстремум для функции (3). Эту задачу можно решать с использованием нейронных сетей. Данная функция называется также «лосс-функция» (loss function). В данной работе использована нейронная сеть, состоящая из 5 слоев, в которых находится по 20 нейронов. Для каждого нейрона 4-х первых слое была выбрана функция активации LeakyReLU[4], для последнего слоя выбрана функция softMax[5], которая имеет столько выходов, сколько входов. Алгоритм топологической оптимизации с помощью нейронных сетей представлен на рисунке 0.

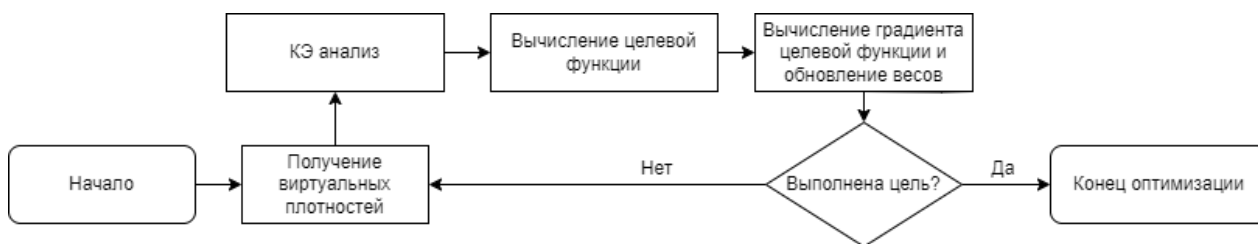


Рис. 1. Алгоритм топологической оптимизации с помощью нейронных сетей

Суть алгоритма в следующем – деталь аппроксимируется конечными элементами, в данном случае 4-х узловыми квадратными, на вход нейронной сети подаются координаты центров каждого элемента, получаем виртуальные плотности каждого элемента как результат работы нейронной сети. После получения виртуальных плотностей каждого из элементов, согласно методу SIMP пересчитываются характеристики материалов[1]:

$$E = E_{\min} + \rho^p \cdot (E_{\max} - E_{\min}) \quad (4)$$

Здесь $E_{\min} = 0,001$, $E_{\max} = 1$. Штрафной параметр p изменяется во время итераций по следующему закону:

$$p = \min(4, 1 + n \cdot 0,02), n - \text{номер итерации} \quad (5)$$

Далее идет решения системы уравнений конечно-элементной задачи и вычисление целевой функции (3). В терминах нейронных сетей это называется прямой проход. Далее следует обратный проход. Суть обратного прохода заключается в нахождении градиентов по каждому из весов нейронной сети для определения того, как необходимо изменить веса для минимизации функции:

$$\frac{\partial}{\partial w_i} L(w) = \sum_e \frac{\partial L(w)}{\partial \rho_e} \frac{\partial \rho_e}{\partial w_i} \quad (6)$$

После нахождения необходимо обновить веса и снова повторить цикл, веса обновлялись с помощью оптимизатора Adam[7]. Критерием остановки является определенное количество пройденных итераций оптимизации.

Результаты

В данной работе решалась задача консольного изгиба пластины в плоскости, находящейся в плоско напряженном состоянии, расчетная схема представлена на рисунке 0. Пластина имеет длину 60 мм, ширину 30 мм, размер ребра конечного элемента 1 мм. Общее количество конечных элементов в данном случае равно 1800. Значение силы $P = -10$ Н. Задача решалась с помощью алгоритма, применяющего нейронные сети и пакета Ansys Workbench.

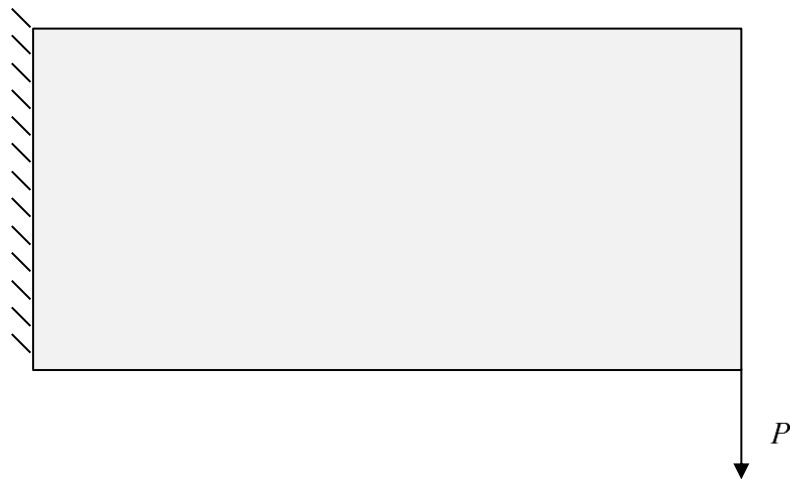


Рис. 2. Расчетная схема

Результаты полученной топологии для ограничения объема $f = 0,9$, $f = 0,8$, $f = 0,7$ представлены на рисунках 0, 0 и 0. Слева показан результат, полученный с помощью алгоритма, справа, полученный с помощью пакета Ansys Workbench. Количество итераций в обоих случаях было задано 200.

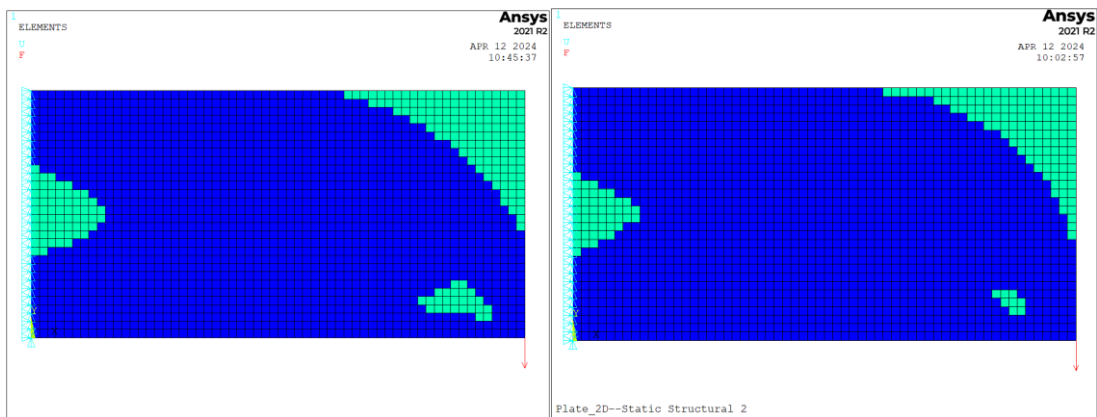


Рис. 3. Результаты оптимизации для $f = 0,9$

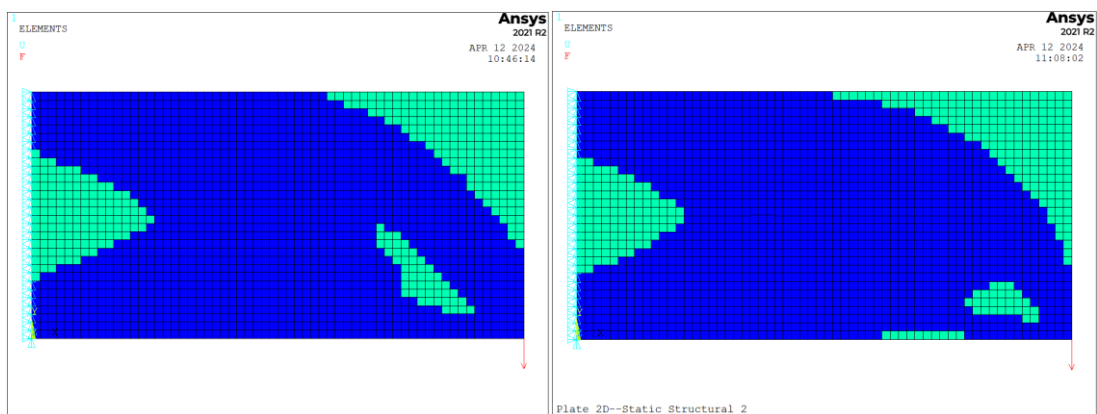


Рис. 4. Результаты оптимизации для $f = 0,8$

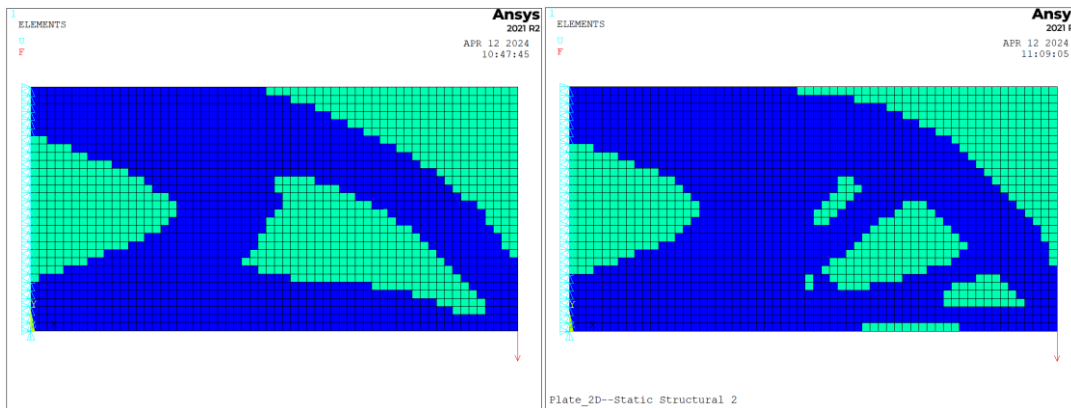


Рис. 5. Результаты оптимизации для $f = 0,7$

Сравнение численных результатов представлено в таблице 1. Было вычислено значение целевой функции, указанной в выражении (1) для результата, полученного с помощью алгоритма и результата, полученного в Ansys Workbench

Таблица 1

Результаты оптимизации

Ограничение объема	Значение целевой функции, Н·м	
	Алгоритм с НН	Ansys Workbench
0,9	4,7122	6,1825
0,8	5,0200	6,5621
0,7	5,5938	7,1049

Выводы

Результатом работы является алгоритм, позволяющий применять нейронные сети для получения оптимальных форм деталей в плоской задаче. С помощью него получено решения для пластины, имеющей консольное защемление для различных ограничений на результирующий объем. Выполнен расчет аналогичных задач в пакете Ansys Workbench и сравнены результирующие значения целевой функции. Из таблицы 1 видно, что алгоритм, применяющий нейронные сети дает лучший результат значения целевой функции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Bendsøe M.P., Sigmund O. Topology optimization: theory, methods and applications. Berlin: Springer, 2003. 370 p.
2. Seungyeon Shin, Dongju Shin, Namwoo Kang, Topology optimization via machine learning and deep learning: a review, Journal of Computational Design and Engineering, Volume 10, Issue 4, August 2023, Pages 1736–1766
3. Краснов М.Л., Макаренко Г.И., Киселёв А.И. Вариационное исчисление. – М.: Изд-во «Наука», – 1973.

4. Lu Lu, Yeonjong Shin, Yanhui Su & George Em Karniadakis. (2020). Dying ReLU and Initialization: Theory and Numerical Examples. *Communications in Computational Physics*. 28 (5). 1671-1706.
5. Николенко С., Кадурин А., Архангельская Е. Глубокое обучение. — СПб.: Питер, 2018. — 480 с.: ил.
6. Nocedal, J., Wright, S. J. (2006). *Numerical optimization*. New York, NY: Springer.
7. Kingma, D. P. & Ba, J. (2014). Adam: A method for stochastic optimization. arXiv preprint arXiv:1412.6980,

INVESTIGATION OF THE POSSIBILITY OF APPLYING NEURAL NETWORKS TO TOPOLOGICAL OPTIMIZATION OF STRUCTURES

Selivanov Yuri Sergeevich¹, postgraduate student, Matveev Konstantin Alexandrovich¹, Doctor of Technical Sciences, Professor

¹ Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave

Selivanov Y. S., e-mail u.s.selivanov@mail.ru

Matveev K. A., e-mail matveev@corp.nstu.ru

Correspondence address: Selivanov Yuriy Sergeevich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, building 3, phone (383)346-31-21

Abstract:

In this paper, the application of neural networks and deep learning methods to the problem of topological optimization is considered. The simplest problem of cantilever bending of a plate in a flat stressed state is considered, the results obtained are compared with the results obtained using the Ansys Workbench package.

Keyword:

Neural networks, topology optimization.

РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ В ВЕРШИНЕ ТРЕЩИНЫ В ПАКЕТЕ ANSYS

*Скворцов Максим Денисович¹, магистрант; Банищикова Инна
Анатольевна², д.ф.-м.н.*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

² Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия,
г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15

Скворцов М.Д., e-mail max4emodan@gmail.com

Банищикова И.А., e-mail bia@hydro.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Банищикова Инна Анатольевна, Институт
гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск,
пр. Академика Лаврентьева, 15, тел. (383)346-31-32

Аннотация:

Процессы распространения трещины и разрушения определяются коэффициентом интенсивности напряжений, зная который, можно рассчитать время до разрушения. 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.

Введение

Развитие методов исследования напряжений позволило точнее определять их локализацию, что снизило коэффициент запаса и сэкономило вес конструкций. Выполненные из высокопрочных материалов конструкции имеют небольшую прочность, из-за чего рабочие напряжения могут привести к образованию трещин, особенно при наличии концентраций напряжений и раковин. Высокопрочные материалы имеют малую трещиностойкость и низкую остаточную прочность, поэтому даже при наличии маленьких трещин конструкция может разрушиться при меньших рабочих напряжениях. Разрушения от маленьких трещин имеют свойства хрупкости, но механизм разделения аналогичен пластическому разрушению. Стимулирование развития механики разрушения было обусловлено случаями разрушения высокопрочных

материалов при низких напряжениях [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 в силу симметрии моделируется половина исходного параллелепипеда, который разбивается тетраэдральными **конечными элементами** типа Solid72 и дополнительно более мелко разбивается область вокруг трещины (рис. 1, б) В качестве материала выбрана сталь с характеристиками: плотность – $7850 \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$, модуль Юнга – $2 \cdot 10^{11}$ Па, коэффициент Пуассона – 0,3.

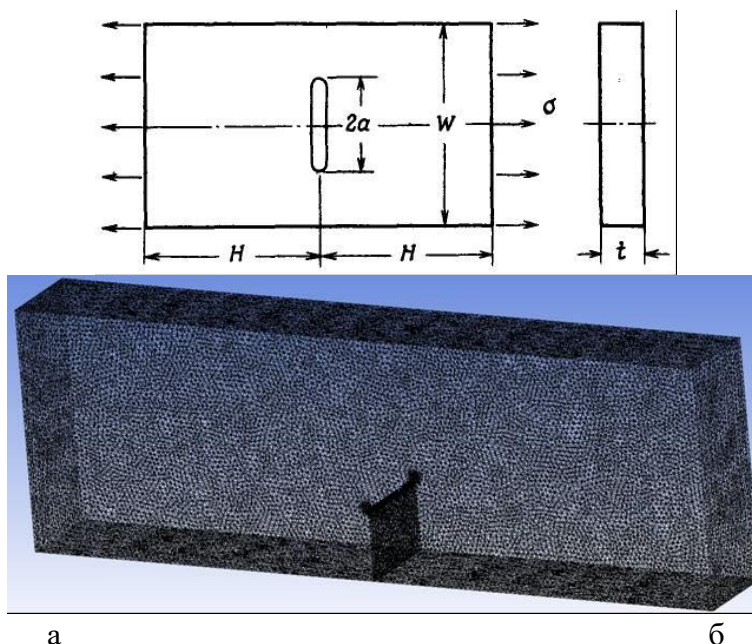


Рис.1. Исходная расчетная схема (а); конечно – элементная сетка (б)

При моделировании трещины необходимо задать в дереве расчетов фронт и берега трещины. Поскольку в данном случае трещина представляет собой физический разрез, то в разделе Fracture необходимо выбрать Pre – Meshed Crack. Далее задаются граничные условия и прикладывается нагрузка. Для вывода градиента значений коэффициента интенсивности напряжений вдоль фронта трещины необходимо в разделе Solution выбрать инструмент Fracture tool. В дереве построения расчета появится папка Fracture tool, в которой находится рассчитанный коэффициент интенсивности напряжений (SIFS (K1)).

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]

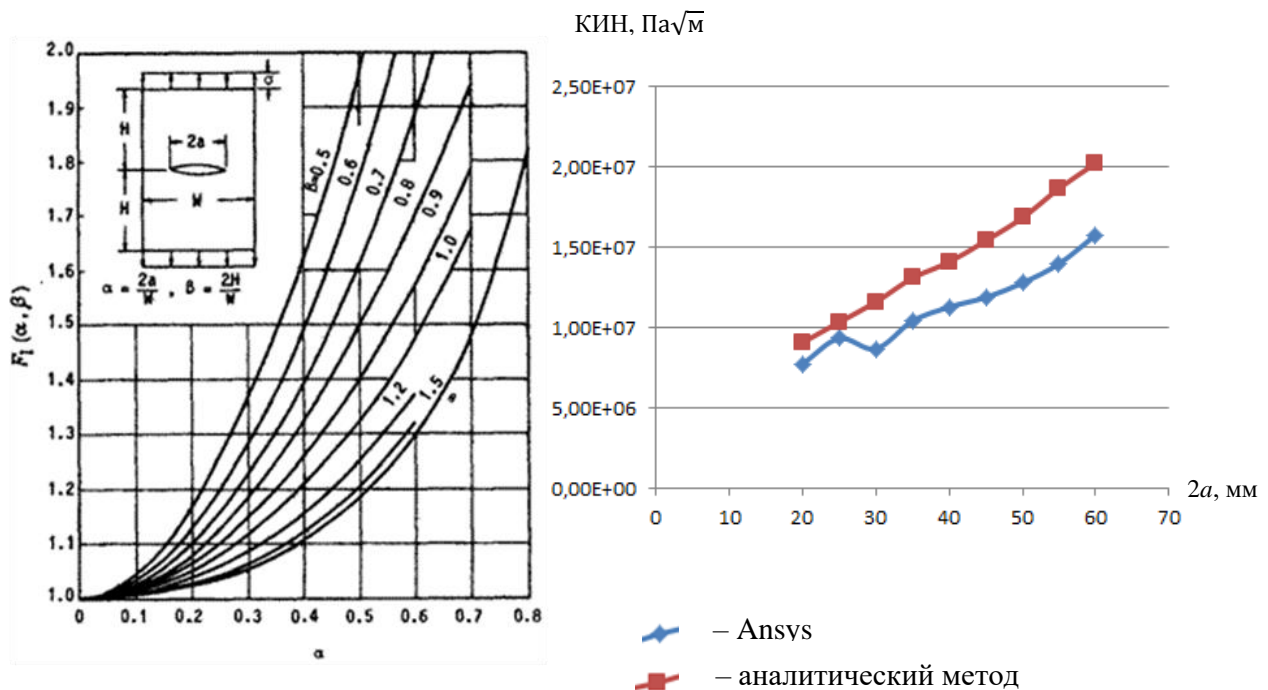
$$K_I = \sigma \sqrt{\pi a} \cdot F_I(\alpha, \beta), \quad \alpha = \frac{2a}{W}, \quad \beta = \frac{2H}{W},$$

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.



а

б

Рис. 2. Зависимость $F_I(\alpha, \beta)$ от α (а); зависимости значения КИН от длины трещины, вычисленные двумя методами (б)

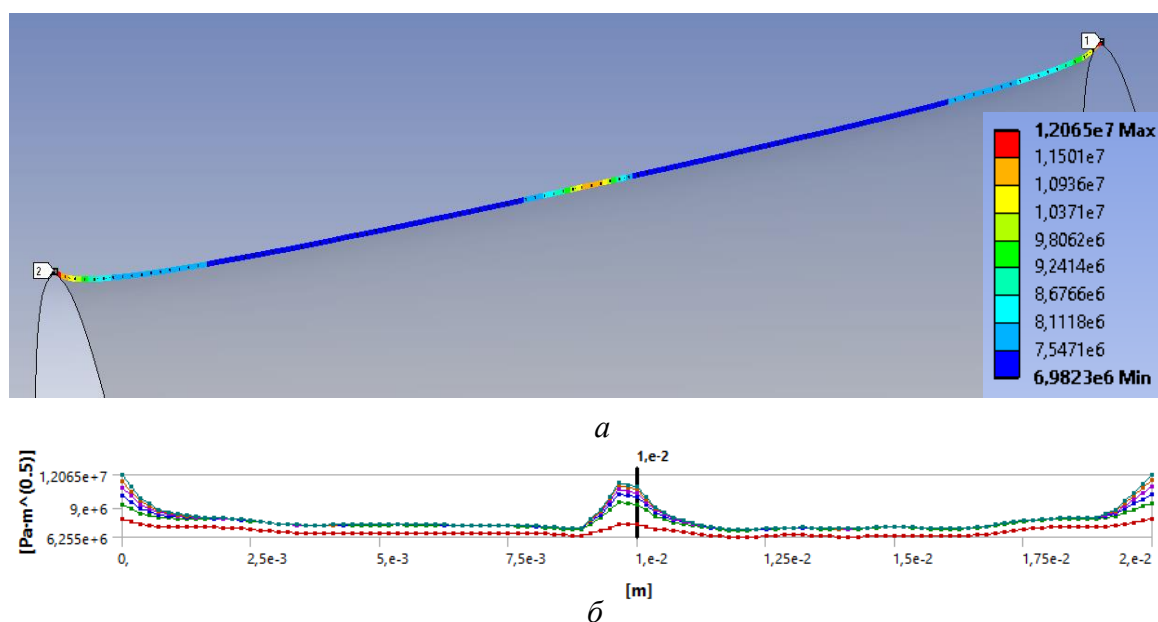


Рис.3. Распределение КИН по длине трещины, вычисленное методом конечных элементов на последней итерации (а); последовательно на каждой из итераций (б)

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. 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 ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Брок Д. Основы механики разрушения: Пер. с англ. – М.: Высшая школа, 1980.
2. Мураками Ю. Справочник по коэффициентам напряжений: Т.1: Пер. с англ. – М.: Мир, 1990.

CALCULATION OF THE STRESS INTENSITY COEFFICIENT AT THE CRACK TIP IN THE ANSYS PACKAGE

Skvortsov Maxim Denisovich¹, graduate students; Banshchikova Inna Anatolyevna¹², D.Sc. (Physics and Mathematics)

¹ Novosibirsk State Technical University, 20, Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia

² Lavrentiev Institute of Hydrodynamics SB RAS, 15, Akademika Lavrentieva Ave., Novosibirsk, 630090, Russia

Skvortsov M.D., e-mail max4emodan@gmail.com

Banshchikova I.A., e-mail bia@hydro.nsc.ru

Correspondence address: Banshchikova Inna Anatolyevna, Lavrentiev Institute of Hydrodynamics SB RAS, 15, Akademika Lavrentieva Ave., Novosibirsk, 630090, Russia, phone (383)346-31-32

Abstract:

The processes of crack propagation and destruction are determined by the stress intensity factor. If stress intensity factor is known the time to failure can be calculated. 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.

Keywords:

Crack, stress intensity factor, plane strain, normal separation, finite element method.

**ГЕОМЕТРИЧЕСКИ НЕЛИНЕЙНЫЕ УРАВНЕНИЯ
НЕКЛАССИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ ОБОЛОЧЕК НА ОСНОВЕ
РАЗРЕШАЮЩИХ ФУНКЦИЙ В ГЛОБАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ
КООРДИНАТ**

Шелевая Дарья Руслановна^{1,2}, аспирант; Красноруцкий Дмитрий Александрович^{2,3}

¹ Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

³ СибНИА им. С. А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1

Шелевая Д.Р., e-mail shelevaya.d.r@hydro.nsc.ru

Красноруцкий Д.А., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Красноруцкий Дмитрий Александрович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(953)888-61-44

Аннотация:

На основе классической теории оболочек с учетом поперечного сдвига по модели Тимошенко получены дифференциальные уравнения статического деформирования, разрешающими функциями которых являются проекции вектора перемещений, поворота, внутренних усилий и моментов на оси глобальной системы координат. Для аппроксимации производных на произвольной сетке узлов предлагается применить метод конечных разностей на основе сплайн-интерполяции радиальными базисными функциями.

Ключевые слова:

Поперечный сдвиг, вектор Эйлера, радиальные базисные функции, разрешающая система, РБФ-КР

Введение

При проектировании различных сооружений важной задачей является обеспечение их прочности при заданном спектре нагружения. Для расчета сложных конструкций принято пользоваться математическими моделями. Например, для расчета баков ракета-носителей, танкеров, взрывных камер и т.д., используется математическая модель деформирования тонких и толстых оболочек. В данной работе представлен вывод дифференциальных уравнений

общей теории оболочек с учетом поперечного сдвига по модели Тимошенко [1].

1. Кинематические соотношения

Запишем кинематику деформирования срединной поверхности оболочки, полный вывод соотношений представлен в работе [2]:

$$\frac{\partial \vec{U}}{\partial s_1} = \left[(1 + \varepsilon_1) (\eta_{1j} \beta_{jk} \lambda_{kn} + R_{1n}) - \beta_{1n} \right] \vec{i}_n, \quad \frac{\partial \vec{U}}{\partial s_2} = \left[(1 + \varepsilon_2) (\eta_{2j} \beta_{jk} \lambda_{kn} + R_{2n}) - \beta_{2n} \right] \vec{i}_n, \quad (1)$$

где $k, n = 1, 2, 3$, $j = 1, 2$; \vec{U} — вектор перемещений; $R_{1n} = \frac{T_{1i}}{\kappa G h^*} \lambda_{ki} \beta_{3k} \beta_{3p} \lambda_{pn}$,

$R_{2n} = \frac{T_{2i}}{\kappa G h^*} \lambda_{ki} \beta_{3k} \beta_{3p} \lambda_{pn}$ — углы за счет поперечного сдвига ($i, k, p, n = 1, 2, 3$);

T_{1i}, T_{2i} — глобальные проекции погонных внутренних усилий \vec{T}_1, \vec{T}_2 на главных площадках, G — модуль сдвига; h^* — толщина деформированной оболочки; κ — корректирующий коэффициент сдвига прямоугольного сечения [1]; β — матрица поворота, описывающая начальную ориентацию главных направлений;

λ — матрица поворота за счет деформирования; $\eta = \begin{bmatrix} \cos \gamma & \sin \gamma \\ \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}$ — матрица

сдвига в плоскости; γ — угол сдвига; $\varepsilon_1, \varepsilon_2$ — удлинения вдоль главных направлений; \vec{i}_n — орты глобальной системы координат; по повторяющимся индексам ведется суммирование от 1 до 3, для j ведется суммирование от 1 до 2.

2. Уравнения равновесия

Представим малый элемент оболочки, начальное положение которого определяется радиус-вектором $\vec{r}(\alpha_1, \alpha_2)$, ограниченный ортогональными координатными линиями $\alpha_1, \alpha_1 + d\alpha_1, \alpha_2, \alpha_2 + d\alpha_2$. К боковым граням элемента приложены распределенные силы и моменты, заменяющие влияние соседних частей оболочки [3]. Длины линейного элемента до и после деформации выражаются через параметры Ламе A_1 и A_2 следующим образом:

$$ds_1 = A_1 d\alpha_1, ds_2 = A_2 d\alpha_2, ds_1^* = A_1^* d\alpha_1, ds_2^* = A_2^* d\alpha_2. \quad (2)$$

Разница длин обусловлена линейной деформацией в направлениях α_1, α_2 , между ними существует зависимости:

$$ds_1^* = ds_1 (1 + \varepsilon_1), A_1^* d\alpha_1 = A_1 d\alpha_1 (1 + \varepsilon_1), ds_2^* = ds_2 (1 + \varepsilon_2), A_2^* d\alpha_2 = A_2 d\alpha_2 (1 + \varepsilon_2).$$

Уравнения равновесия сил и моментов в векторном виде для деформированного состояния, имеют вид:

$$\frac{\partial (A_2 \vec{T}_1)}{\partial \alpha_1} + \frac{\partial (A_1 \vec{T}_2)}{\partial \alpha_2} + \vec{q} A_1^* A_2^* = 0, \quad (3)$$

$$\frac{\partial(A_2 \vec{M}_1)}{\partial \alpha_1} + \frac{\partial(A_1 \vec{M}_2)}{\partial \alpha_2} + (\vec{e}_1^* A_1^*) \times (\vec{T}_1 A_2) + (\vec{e}_2^* A_2^*) \times (\vec{T}_2 A_1) + \vec{m} A_1^* A_2^* = 0, \quad (4)$$

где $\vec{T}_{1,2}$, $\vec{M}_{1,2}$ — внутренние погонные усилия и моменты, \vec{q} — внешняя распределенная нагрузка (давление), \vec{m} — внешний распределенный момент.

Из физического смысла и введения определения внутренних моментов как интегралов от напряжений по толщине, следует, что на нормальное к срединной поверхности направление внутренние моменты $\vec{M}_{1,2}$ должны иметь нулевую проекцию:

$$\vec{M}_1 \vec{e}_3^* = \vec{M}_2 \vec{e}_3^* = 0. \quad (5)$$

Поэтому векторное уравнение равновесия (4) можно спроецировать на локальные главные оси \vec{e}_1^* и \vec{e}_2^* (проекция уравнения (4) на нормаль \vec{e}_3^* даст тождество), которые могут быть вычислены как касательные векторы:

$$\vec{e}_1^* = \frac{d\vec{r}^*}{ds_1^*} = \beta_{1k} \vec{i}_k^* = \beta_{1k} \lambda_{kn} \vec{i}_n, \quad \vec{e}_2^* = \frac{d\vec{r}^*}{ds_2^*} = \beta_{2k} \vec{i}_k^* = \beta_{2k} \lambda_{kn} \vec{i}_n, \quad (6)$$

тогда проекции уравнения равновесия (4) на главные оси запишутся:

$$\begin{aligned} & \frac{1}{A_1^* A_2^*} \frac{\partial(A_2 M_{1p} \vec{i}_p)}{\partial \alpha_1} \beta_{jl} \lambda_{lr} \vec{i}_r + \frac{1}{A_1^* A_2^*} \frac{\partial(A_1 M_{2p} \vec{i}_p)}{\partial \alpha_2} \beta_{jl} \lambda_{lr} \vec{i}_r + m_p \vec{i}_p \beta_{jl} \lambda_{lr} \vec{i}_r + \\ & + \left[\beta_{1k} \lambda_{kn} \vec{i}_n \times T_{1p} \vec{i}_p \right] \frac{\beta_{jl} \lambda_{lr} \vec{i}_r}{(1 + \varepsilon_2)} + \left[\beta_{2k} \lambda_{kn} \vec{i}_n \times T_{2p} \vec{i}_p \right] \frac{\beta_{jl} \lambda_{lr} \vec{i}_r}{(1 + \varepsilon_1)} = 0, \quad j = 1, 2. \end{aligned} \quad (7)$$

Заметим, что $\vec{i}_r \cdot \vec{i}_n \times \vec{i}_p = e^{mp}$ — символ Леви-Чивиты, а $\vec{i}_p \cdot \vec{i}_r = \delta_{pr}$ — символ Кронекера, тогда получим два скалярных уравнения вместо векторного (4), выпишем их ниже в общей системе уравнений.

Здесь следует отметить, что проецировать векторные уравнения (3) и (4) можно на любой ортогональный базис, так для построения граничных условий удобно проецировать уравнения на оси, ориентированные по границе.

3. Физические соотношения

Запишем упрощенные соотношения для изотропного материала [3], выражая усилия и моменты в принятых обозначениях:

$$\hat{\varepsilon}_1 = \frac{1}{Eh} (\vec{T}_1 \vec{e}_1^* - \nu \vec{T}_2 \vec{e}_2^*), \quad \hat{\varepsilon}_2 = \frac{1}{Eh} (\vec{T}_2 \vec{e}_2^* - \nu \vec{T}_1 \vec{e}_1^*), \quad (8)$$

$$\kappa_1 = \frac{12}{Eh^3} (\vec{M}_1 \vec{e}_2^* - \nu \vec{M}_2 \vec{e}_1^*), \quad \kappa_2 = \frac{12}{Eh^3} (\vec{M}_2 \vec{e}_1^* - \nu \vec{M}_1 \vec{e}_2^*), \quad (9)$$

$$\gamma = \frac{2(1+\nu)}{Eh} \vec{T}_1 \vec{e}_2^* = \frac{2(1+\nu)}{Eh} \vec{T}_2 \vec{e}_1^*, \quad \tau = \frac{12(1+\nu)}{Eh^3} \vec{M}_1 \vec{e}_1^* = \frac{12(1+\nu)}{Eh^3} \vec{M}_2 \vec{e}_2^*. \quad (10)$$

где h — толщина оболочки; E — модуль Юнга; ν — коэффициент Пуассона; $\hat{\varepsilon}_1, \hat{\varepsilon}_2$ — меры деформации в главных направлениях, они связаны с удлинениями следующим образом: $\hat{\varepsilon}_1 = \ln(1 + \varepsilon_1)$, $\hat{\varepsilon}_2 = \ln(1 + \varepsilon_2)$ [4]; γ — деформация сдвига; κ_1, κ_2 — изменения кривизн срединной поверхности; τ — кручение.

Получим уравнения изменения кривизн. Начальная и конечная кривизны имеют следующие выражения:

$$k_1 = \frac{\partial \vec{e}_3}{\partial s_1} \vec{e}_1, \quad k_1^* = \frac{\partial \vec{e}_3^*}{\partial s_1} \vec{e}_1^{**}, \quad k_2 = \frac{\partial \vec{e}_3}{\partial s_2} \vec{e}_2, \quad k_2^* = \frac{\partial \vec{e}_3^*}{\partial s_2} \vec{e}_2^{**}, \quad (11)$$

тогда, определяя начальную кривизну относительно главных направлений с учетом сдвига в плоскости: $k_1 = \frac{\partial \vec{e}_3}{\partial s_1} \eta_{1j} \vec{e}_j$, $k_2 = \frac{\partial \vec{e}_3}{\partial s_2} \eta_{2j} \vec{e}_j$; изменение кривизн запишется:

$$k_1^* - k_1 = \left(\frac{\partial \beta_{3k}}{\partial s_1} \eta_{1j} \beta_{jk} + \eta_{1j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial s_1} \right) - \frac{\partial \beta_{3k}}{\partial s_1} \eta_{1j} \beta_{jk} = \eta_{1j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial s_1}, \quad (12)$$

$$k_2^* - k_2 = \left(\frac{\partial \beta_{3k}}{\partial s_2} \eta_{2j} \beta_{jk} + \eta_{2j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial s_2} \right) - \eta_{2j} \beta_{jk} \frac{\partial \beta_{3k}}{\partial s_2} = \eta_{2j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial s_2}, \quad (13)$$

аналогично получим выражение для кручения:

$$\tau^* - \tau = \frac{\partial \vec{e}_3^*}{\partial s_2} \vec{e}_1^{**} - \frac{\partial \vec{e}_3}{\partial s_2} \eta_{1j} \vec{e}_j = \eta_{1j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial s_2}, \quad (14)$$

Для определения матрицы поворота при деформировании λ будем использовать вектор Эйлера (вектор конечного поворота) — $\vec{\omega} = \omega_k \vec{i}_k$.

4. Полная система разрешающих уравнений

Разыскиваемыми являются 18 функций двух переменных α_1, α_2 : U_1, U_2, U_3 , $\omega_1, \omega_2, \omega_3, T_{11}, T_{12}, T_{13}, T_{21}, T_{22}, T_{23}, M_{11}, M_{12}, M_{13}, M_{21}, M_{22}, M_{23}$. В итоге имеем систему 18-ти разрешающих уравнений, 14 из которых содержат частные производные:

кинематические соотношения:

$$1-3) \quad \frac{\partial U_i}{A_1 \partial \alpha_1} = (1 + \varepsilon_1) (\eta_{1j} \beta_{jk} \lambda_{ki} + R_{1i}) - \beta_{1i}, \quad i = 1, 2, 3; \quad (15)$$

$$4-6) \quad \frac{\partial U_i}{A_2 \partial \alpha_2} = (1 + \varepsilon_2) (\eta_{2j} \beta_{jk} \lambda_{ki} + R_{2i}) - \beta_{2i}, \quad i = 1, 2, 3; \quad (16)$$

физические соотношения:

$$7) \quad \eta_{1j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial \omega_\ell} \frac{\partial \omega_\ell}{A_1 \partial \alpha_1} = \frac{12}{Eh^3} (M_{1i} \beta_{2k} - \nu M_{2i} \beta_{1k}) \lambda_{ki}, \quad (17)$$

$$8) \quad \eta_{2j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial \omega_\ell} \frac{\partial \omega_\ell}{A_2 \partial \alpha_2} = \frac{12}{Eh^3} (M_{2i} \beta_{1k} - \nu M_{1i} \beta_{2k}) \lambda_{ki}, \quad (18)$$

$$9) \quad \eta_{1j} \beta_{jp} \lambda_{pi} \beta_{3k} \frac{\partial \lambda_{ki}}{\partial \omega_\ell} \frac{\partial \omega_\ell}{A_2 \partial \alpha_2} = \frac{12(1+\nu)}{Eh^3} M_{1i} \beta_{1k} \lambda_{ki}, \quad (19)$$

уравнения равновесия:

$$10-12) \quad \frac{1}{A_1^* A_2^*} \frac{\partial (A_2 T_{1i})}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1^* A_2^*} \frac{\partial (A_1 T_{2i})}{\partial \alpha_2} + q_i = 0, \quad i=1,2,3; \quad (20)$$

$$13-14) \quad \left[\frac{1}{A_1^* A_2^*} \frac{\partial (A_2 M_{1p})}{\partial \alpha_1} + \frac{1}{A_1^* A_2^*} \frac{\partial (A_1 M_{2p})}{\partial \alpha_2} + m_p \right] \lambda_{lp} \beta_{j\ell} + \quad (21)$$

$$+ \left[\frac{\beta_{1k}}{(1+\varepsilon_2)} T_{1p} + \frac{\beta_{2k}}{(1+\varepsilon_1)} T_{2p} \right] \lambda_{kn} \lambda_{lr} e^{mp} \beta_{j\ell} = 0, \quad j=1,2;$$

недифференциальные уравнения:

$$15) \quad T_{1i} \beta_{2k} \lambda_{ki} - T_{2i} \beta_{1k} \lambda_{ki} = 0, \quad (22)$$

$$16) \quad M_{1i} \beta_{1k} \lambda_{ki} - M_{2i} \beta_{2k} \lambda_{ki} = 0, \quad (23)$$

$$17) \quad M_{1i} \beta_{3k} \lambda_{ki} = 0, \quad (24)$$

$$18) \quad M_{2i} \beta_{3k} \lambda_{ki} = 0, \quad (25)$$

дополнительные обозначения:

$$\hat{\varepsilon}_1 = \frac{1}{Eh} (T_{1i} \beta_{1k} - \nu T_{2i} \beta_{2k}) \lambda_{ki}, \quad \hat{\varepsilon}_2 = \frac{1}{Eh} (T_{2i} \beta_{2k} - \nu T_{1i} \beta_{1k}) \lambda_{ki},$$

$$\gamma = \frac{2(1+\nu)}{Eh} T_{1i} \beta_{2k} \lambda_{ki}, \quad (1+\varepsilon_1) = \exp(\hat{\varepsilon}_1), \quad (1+\varepsilon_2) = \exp(\hat{\varepsilon}_2). \quad (26)$$

Необходимо отметить, что уравнения (22) и (23) следуют из физических соотношений (10). А уравнения (24) и (25) получены из (5). Представление разрешающих функций в глобальной системе координат позволило получить уравнения, которые не содержат начальной кривизны, а также это упростит стыковку нескольких оболочек.

5. Граничные условия

В качестве точек коллокации, в которых должны быть выполнены все уравнения, будем использовать точки срединной поверхности оболочки включая граничные точки. Введем законтурные точки для уравнивания общего числа неизвестных и уравнений, а также для повышения точности аппроксимации производных от усилий и моментов на границе. Законтурные точки будут

содержать неизвестные узловые значения пяти функций: N — нормальное усилие, Q — перерезывающее усилие, S — сдвиговое усилие, M — изгибающий момент, H — крутящий момент.

Для формирования граничных условий в общем виде, на каждой точке границы введем нормаль к граничной поверхности $\vec{n}^* = \vec{e}_1^* \cos(\alpha) + \vec{e}_2^* \sin(\alpha)$, касательный вектор $\vec{\tau}^* = \vec{e}_1^* \sin(\alpha) + \vec{e}_2^* \cos(\alpha)$ и бинормаль $\vec{\nu}^* = \vec{e}_3^*$, которая одновременно является нормалью к срединной поверхности оболочки. Угол α определяет направление нормали к граничной поверхности относительно первого главного направления \vec{e}_1 до деформации, то есть $\cos(\alpha) = \vec{n} \cdot \vec{e}_1$. Погонные усилия и моменты на площадке, ориентированной по углу α можно рассчитать следующим образом [5]:

$$\begin{aligned} \vec{T} &= \vec{T}_1 \cos(\alpha) + \vec{T}_2 \sin(\alpha), \\ \vec{M} &= \vec{M}_1 \cos(\alpha) + \vec{M}_2 \sin(\alpha). \end{aligned} \quad (27)$$

В соответствии с технической теорией оболочек и пластин [3, 5] вследствие их приближенности, на кромках могут быть заданы только 4 граничных условия. Утверждается, что крутящий момент не может быть задан отдельным условием. Вводятся приведенные (обобщенные) усилия, связывающие перерезывающие усилия и крутящий момент, что, по сути, приводит к перераспределению напряжений на границе. С другой стороны, крутящий момент и перерезывающая сила были введены как интеграл от напряжений по толщине, и они не обязаны быть связаны напрямую, потому что являются суммой и моментов от касательных напряжений в перпендикулярных направлениях. Поэтому авторы данной статьи считают, что для замыкания полученной системы уравнений необходимо задать всё-таки 5 граничных условий по отдельности. Сделанное предположение будет проверено в будущем на практике. В таблице 1 приведены группы тривиальных граничных условий. Возможны комбинации кинематических и статических условий, но для замыкания системы уравнений на законтурных точках для граничных точек должны быть заданы все 5 групп, в каждой из которых может быть задано либо кинематическое, либо статическое условие.

Таблица 1

Тривиальные граничные условия для граничной точки

Группа	Кинематические	Статические
1	$\vec{U} \cdot \vec{n}^* = 0$	$N = \vec{T} \cdot \vec{n}^* = 0$ (нормальное усилие)
2	$\vec{U} \cdot \vec{\tau}^* = 0$	$S = \vec{T} \cdot \vec{\tau}^* = 0$ (сдвиговое усилие)
3	$\vec{U} \cdot \vec{\nu}^* = 0$	$Q = \vec{T} \cdot \vec{\nu}^* = 0$ (обобщенная перерезывающая сила)
4	$\vec{\omega} \cdot \vec{\tau}^* = 0$	$M = \vec{M} \cdot \vec{\tau}^* = 0$ (изгибающий момент)
5	$\vec{\omega} \cdot \vec{n}^* = 0$	$H = \vec{M} \cdot \vec{n}^* = 0$ (крутящий момент)

Группы граничных условий будут записаны отдельными уравнениями, а усилия и моменты в законтурных точках в виде проекций войдут в уравнения соседних точек коллокации, тем самым число неизвестных и уравнений станет одинаковым.

6. Численный метод решения краевой задачи

Система уравнений (15)–(25) совместно с граничными условиями образуют краевую задачу. Для ее решения предлагается применить современную разновидность метода конечных разностей, в которой для генерирования весовых коэффициентов разностных схем на произвольном трафарете (шаблоне) используется сплайн-интерполяция радиальными базисными функциями (РБФ-КР, RBF-FD) [6, 7].

Существует много видов РБФ, но в этой работе мы отдадим предпочтение полигармонической [6], так как она не имеет параметра формы:

$$\phi(\rho) = \rho^{2m} \ln(\rho), \quad (28)$$

где ρ — евклидово расстояние, m — степень чётной полигармонической РБФ.

Рассмотрим алгоритм вычисления весовых коэффициентов для разностных схем. Интерполяционный сплайн на основе РБФ записывается в стандартном виде с дополнительным полиномом первой степени, гарантирующим уникальность решения [7], а также условиями ортогональности весовых коэффициентов следующим образом:

$$S(\alpha_1, \alpha_2) = \sum_{k=1}^n \mu_k \phi(\vec{\rho} - \vec{\rho}_k) + \gamma_1 + \gamma_2 \alpha_1 + \gamma_3 \alpha_2, \quad (29)$$

$$\sum_{k=1}^n \mu_k = \sum_{k=1}^n \mu_k \alpha_1^k = \sum_{k=1}^n \mu_k \alpha_2^k = 0, \quad (30)$$

где $\vec{\rho} = (\alpha_1, \alpha_2)$ — узлы интерполяции, n — число узлов интерполяции, μ_k — весовые коэффициенты РБФ, $\gamma_{1,2,3}$ — коэффициенты дополнительного многочлена.

Пусть интерполируемая функция имеет узловые значения f_k , тогда из (29)–(30) СЛАУ для определения весовых коэффициентов будет иметь вид:

$$\begin{bmatrix} \phi(\vec{\rho}_1 - \vec{\rho}_1) & \phi(\vec{\rho}_1 - \vec{\rho}_2) & \dots & \phi(\vec{\rho}_1 - \vec{\rho}_n) & 1 & \alpha_1^1 & \alpha_2^1 \\ \phi(\vec{\rho}_2 - \vec{\rho}_1) & \phi(\vec{\rho}_2 - \vec{\rho}_2) & \dots & \phi(\vec{\rho}_2 - \vec{\rho}_n) & 1 & \alpha_1^2 & \alpha_2^2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \phi(\vec{\rho}_n - \vec{\rho}_1) & \phi(\vec{\rho}_n - \vec{\rho}_2) & \dots & \phi(\vec{\rho}_n - \vec{\rho}_n) & 1 & \alpha_1^n & \alpha_2^n \\ 1 & 1 & \dots & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \alpha_1^1 & \alpha_1^2 & \dots & \alpha_1^n & 0 & 0 & 0 \\ \alpha_2^1 & \alpha_2^2 & \dots & \alpha_2^n & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \dots \\ \mu_n \\ \gamma_1 \\ \gamma_2 \\ \gamma_3 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ \dots \\ f_n \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{Bmatrix}. \quad (31)$$

Пусть необходимо найти весовые коэффициенты w_j разложения по узловым значениям функции f_j дифференциального оператора L в центральной точке $\vec{\rho}_c = (\alpha_1^c, \alpha_2^c)$ трафарета из n узлов:

$$\sum_{j=1}^n w_j f_j + \left[w_{n+1} \sum_{j=1}^n \mu_j + w_{n+2} \sum_{j=1}^n \mu_j \alpha_1^j + w_{n+3} \sum_{j=1}^n \mu_j \alpha_2^j \right] = L S(\alpha_1, \alpha_2) \Big|_{\substack{\alpha_1 = \alpha_1^c \\ \alpha_2 = \alpha_2^c}}, \quad (32)$$

здесь, в силу условия ортогональности (30), слагаемые в квадратных скобках равны нулю, то есть значимыми в разложении будут только n весов w_j .

В итоге получим СЛАУ для определения весовых коэффициентов w_j разложения дифференциального оператора по узловым значениям функции f_j , в которой матрица совпадает с (31):

$$\begin{bmatrix} \phi(\vec{\rho}_1 - \vec{\rho}_1) & \phi(\vec{\rho}_1 - \vec{\rho}_2) & \dots & \phi(\vec{\rho}_1 - \vec{\rho}_n) & 1 & \alpha_1^1 & \alpha_2^1 \\ \phi(\vec{\rho}_2 - \vec{\rho}_1) & \phi(\vec{\rho}_2 - \vec{\rho}_2) & \dots & \phi(\vec{\rho}_2 - \vec{\rho}_n) & 1 & \alpha_1^2 & \alpha_2^2 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ \phi(\vec{\rho}_n - \vec{\rho}_1) & \phi(\vec{\rho}_n - \vec{\rho}_2) & \dots & \phi(\vec{\rho}_n - \vec{\rho}_n) & 1 & \alpha_1^n & \alpha_2^n \\ 1 & 1 & \dots & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \alpha_1^1 & \alpha_1^2 & \dots & \alpha_1^n & 0 & 0 & 0 \\ \alpha_2^1 & \alpha_2^2 & \dots & \alpha_2^n & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1 \\ w_2 \\ \dots \\ w_n \\ w_{n+1} \\ w_{n+2} \\ w_{n+3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L\phi(\vec{\rho} - \vec{\rho}_1) \\ L\phi(\vec{\rho} - \vec{\rho}_2) \\ \dots \\ L\phi(\vec{\rho} - \vec{\rho}_n) \\ L1 \\ L\alpha_1 \\ L\alpha_2 \end{bmatrix} \Big|_{\vec{\rho} = \vec{\rho}_c} \quad (33)$$

Таким образом, заменяя производные в системе уравнений с учетом найденных весовых коэффициентов w_j , получим конечно-разностную аппроксимацию разрешающей системы. Решение разыскивается в дискретных точках, которыми заполняется расчетная область. Получается система нелинейных уравнений относительно узловых значений 18-ти функций, которую можно решить итерационным методом Ньютона.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Тимошенко С.П., Войновский-Кригер С. Пластины и оболочки // Издательство «Наука», 1966. — Т. 41. — 636 с.
2. Нгуен, К. М. Расчет статического деформирования осесимметричных оболочек вращения по дифференциальной модели / К. М. Нгуен, Д. Р. Шелевая, Д. А. Красноруцкий // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. — 2024. — № 1. — С. 75-95. — DOI 10.15593/perm.mech/2024.1.07
3. Филин А.П. Элементы теории оболочек. — 3-е изд. // Ленинград: Стройиздат. Ленинградское отделение, 1987. — 384 с.

4. Садаков О. С., Щербакова А.О. Об использовании тензора логарифмической деформации // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Математика. Механика. Физика. — 2014. — Т. 6, № 3. — С. 78–85.

5. Гольденвейзер А.Л. Теория упругих тонких оболочек / А. Л. Гольденвейзер. - 2-е изд., перераб. и доп. - Москва : Наука, 1976. - 512 с.

6. Shankar V. The overlapped radial basis function-finite difference (RBF-FD) method: A generalization of RBF-FD // Journal of Computational Physics. — 2017. — Vol. 342. — P. 211–228. DOI: 10.1016/j.jcp.2017.04.037.

7. On the role of polynomials in RBF-FD approximations: I. Interpolation and accuracy / N. Flyer, B. Fornberg, V. Bayona, G.A. Barnett // Journal of Computational Physics. — 2016. — Vol. 321. — P. 21–38. DOI: 10.1016/j.jcp.2016.05.026.

GEOMETRICALLY NONLINEAR EQUATIONS OF NONCLASSICAL SHELL THEORY ON THE BASIS OF SOLVING FUNCTIONS IN THE GLOBAL COORDINATE SYSTEM

Shelevaya Darya Ruslanovna¹², graduate student; Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich²³

¹ Lavrentyev Institute of Hydrodynamics SB RAS, Lavrentyev Ave. 15, Novosibirsk, 630090, Russia

² Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, 630073, Russia

³«Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin», 21/1 Polzunova St., Novosibirsk, 630051, Russia.

Shelevaya D. R., e-mail shelevaya.d.r@hydro.nsc.ru

Krasnorutskiy D. A., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Correspondence address: Dmitry Krasnorutskiy, Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, phone +7(953)888-61-

44

Abstract:

On the basis of the classical theory of shells with transverse shear by the Timoshenko model, the differential equations of static deformation are derived, the solving functions of which are the projections of the vector of displacements, rotation, internal forces and moments on the axes of the global coordinate system. The finite difference method based on spline interpolation by radial basis functions is proposed to approximate the derivatives on an arbitrary grid of nodes.

Keywords:

Transverse shear, Euler vector, radial basis functions, resolving system, RBF-FD

СПОСОБ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ОБЪЕМНОГО ВИБРОУДАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ

*Шлишевский Антон Владимирович; Проскурин Анатолий Викторович,
доктор техн. наук*

«Российский Федеральный Ядерный Центр – Всероссийский научно-исследовательский институт технической физики имени академика Е. И. Забабахина («РФЯЦ – ВНИИТФ им. академ. Е. И. Забабахина»), Россия, 456770, Челябинская область, г. Снежинск, ул. Васильева, 13, а. я. 245

Шлишевский А.В., e-mail niik@vniitf.ru

Адрес для корреспонденции: Шлишевский Антон Владимирович, «РФЯЦ – ВНИИТФ им. академ. Е. И. Забабахина», Россия, 456770, Челябинская область, г. Снежинск, ул. Васильева, 13, а. я. 245

Аннотация:

Данная работа посвящена разработке метода воспроизведения виброударной нагрузки в частотном диапазоне до 2000 Гц, позволяющего при однократном ударном нагружении объекта испытаний, установленного в испытательную оснастку, воспроизвести виброударные воздействия, заданные в виде ударных спектров для каждой оси из ортогональной системы XYZ, связанной с объектом испытаний.

Ключевые слова:

Виброударное воздействие, ударный спектр ускорений, маятниковая установка, резонатор, «генератор колебаний».

Введение

Основными методами воспроизведения виброударного воздействия по ударному спектру, являются испытания на вибростендах, копровые испытания, испытания на специализированных стендах с пороховыми источниками энергии. Каждый из перечисленных экспериментальных методов имеет свою область применения, и имеет свои достоинства и недостатки. Например, на вибростендах невозможно воспроизвести высокоинтенсивные воздействия, копровые испытания приводят к критическому перегружению низкочастотных областей, пороховые источники энергии являются одноразовыми и удорожают испытания.

В данной статье рассматриваются расчетно-экспериментальные исследования, направленные на разработку универсального метода воспроизведения высокоинтенсивных виброударных воздействий в частотном диапазоне до 2000 Гц, ударный спектр которых перекрывает, с учетом допусков на воспроизведение, заданные значения ударного спектра. Суть метода заключается в выборе, с использованием модального анализа, «генераторов колебаний» и резонаторов обладающих набором собственных частот колебаний

в рассматриваемом диапазоне, а также выборе способа нагружения «генераторов колебаний» и резонаторов, позволяющего с минимальными материальными затратами обеспечить ударное нагружение с малой длительностью и высокой амплитудой ускорения. Актуальность данных расчетно-экспериментальных исследований продиктована необходимостью проведения виброударных испытаний различных объектов в лабораторных условиях [1-2].

Расчетные исследования

По ортогональным осям объекта испытаний XYZ заданы виброударные воздействия в виде ударных спектров.

В результате расчетных исследований, с применением конечно-элементного модального анализа, в качестве основных «генераторов колебаний» при разработке схемы виброударных испытаний были выбраны алюминиевый стержень с поперечным сечением 200×260 мм и прямоугольными боковыми выборками длиной 1999 мм (масса 250 кг) и алюминиевая плита диаметром 810 мм с толщиной 40 мм (масса 55 кг), выполненных из алюминиевого сплава Д16, у которых 15 собственных частот колебаний находится в диапазоне от 0 до 2000 Гц.

Дополнительно, с целью обеспечения возможности изменения реакции механической системы на входное воздействие, и усиления реакции в определенном частотном диапазоне, были внедрены резонаторы. Резонаторы представляли собой линейные осцилляторы, упругий элемент которых работал на изгиб. Упругий элемент представлял собой шпильку М12×340 из стали 30ХГСА, а груз – цилиндр из стали 20 с внутренним отверстием, массой 0,2 кг. Упругий элемент вворачивался в испытательную оснастку, груз стопорилась с применением гаек.

За счет изменения положения груза изменялась частота колебаний резонатора. Конструкция резонатора позволяла варьировать частоту в диапазоне от ~ 50 до 1000 Гц.

Методика проведения эксперимента

Используя выбранные «генераторы колебаний» и резонаторы, была разработана схема проведения виброударных испытаний, представленная на рисунке 1. Резонаторы были настроены на частоту ~ 400 Гц.

Для нагружения использовалась маятниковая установка, позволяющая формировать высокоинтенсивное ударное воздействие (до 50000 м/с²) с короткой длительностью (0,4÷1 мс). Ударное воздействие зависит от угла отклонения ударника, массы ударника и его формы, что позволяет в широком диапазоне варьировать параметры входного воздействия для объекта испытаний.

На подкатной опоре с использованием гибкой подвески вывешивалась испытательная сборка. Испытательная сборка представляла собой объект испытаний, на который с помощью ложементов закреплялись «генераторы колебаний» (стержень и плита). Дополнительно на ложементах были закреплены

резонаторы. Ударная нагрузка формировалась за счет взаимодействия ударника маятниковой установки и стального силоприемника, установленного на алюминиевой плите.

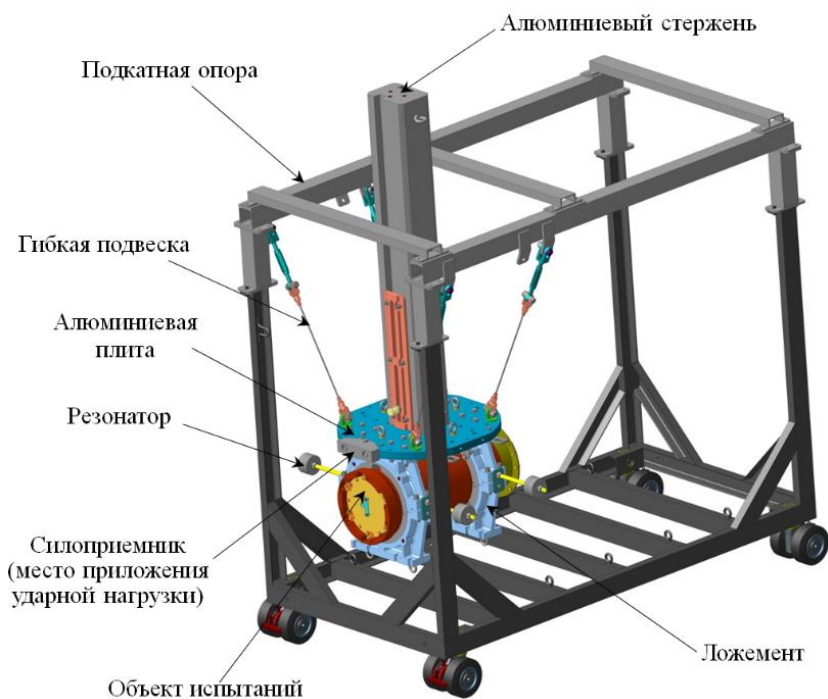


Рис. 1. Схема проведения виброударных испытаний

Для регистрации ускорений в 4-х контрольных точках были установлены 12 вибропреобразователей типа AP1077M-01 на клей-герметик ВГО-1. Для регистрации сигналов с вибропреобразователей использовался усилитель сигнала и аналого-цифровой преобразователь МПС-553. Контрольные точки располагались на цилиндрической поверхности объекта испытаний в зонах близких к ложементам, диаметрально противоположно. В контрольной точке устанавливалось по три вибропреобразователя, оси чувствительности которых ориентировались в трех взаимоперпендикулярных направлениях, совпадающих с направлением осей объекта испытаний XYZ.

Зарегистрированные сигналы фильтровались цифровым фильтром Баттерворта 4-го порядка с верхней граничной частотой 2000 Гц. После фильтрации вычислялись обобщенные ударные спектры при добротности линейных осцилляторов $Q=10$. За реализованный ударный спектр по заданной оси объекта испытаний принимался среднеарифметический ударный спектр спектров сигналов ускорений, зарегистрированных вибропреобразователями, оси чувствительности которых совпадали с направлением оси объекта испытаний.

Результаты эксперимента

Характерный вид зарегистрированного вибропреобразователем сигнала ускорения, представлял собой комбинацию затухающих синусоид.

На рисунке 2 приведены ударные спектры реализованных и заданных, с учетом допусков, воздействий.

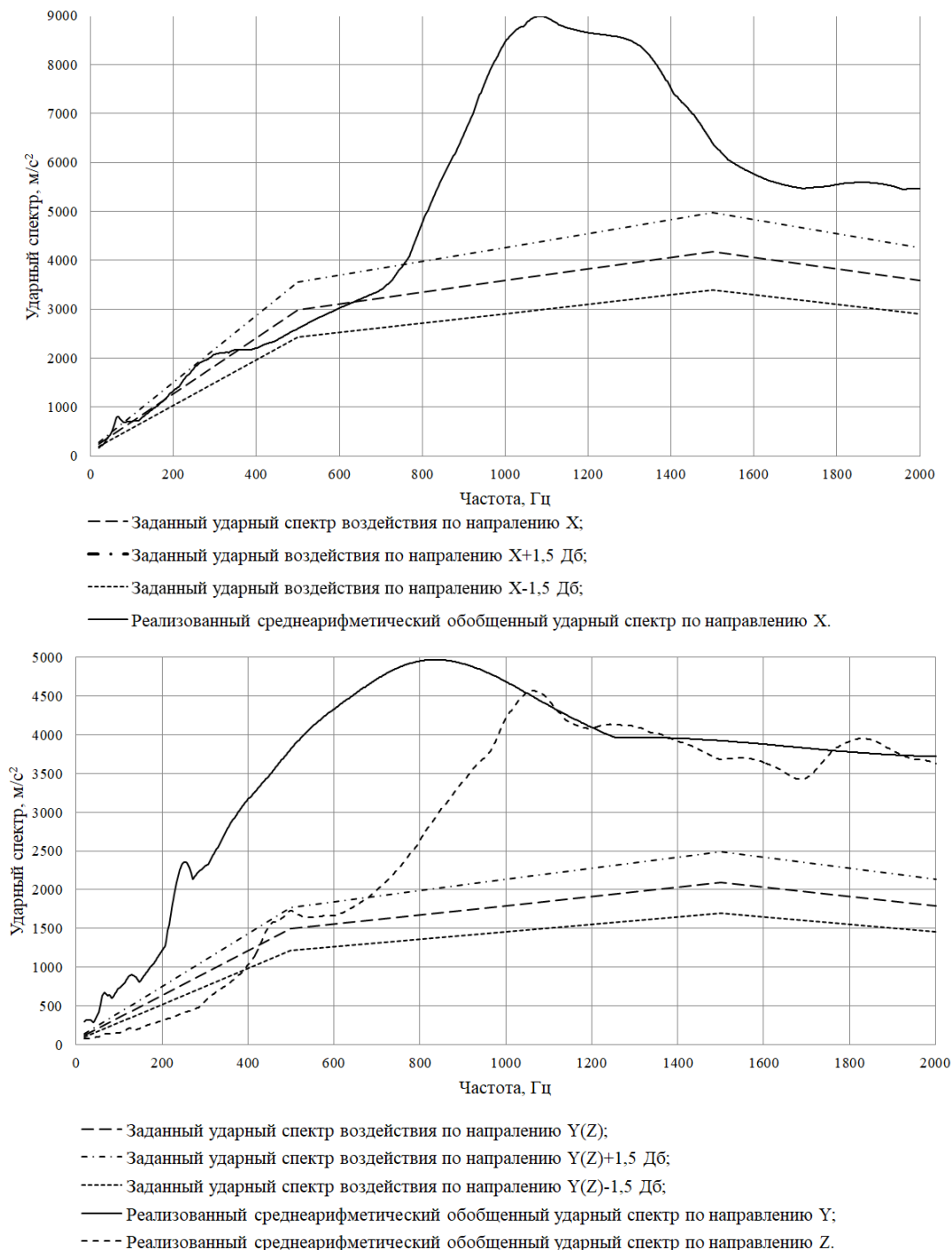


Рис. 2. Сравнение ударного спектра реализованного и заданного, с учетом допусков, воздействия в направлении X, Y, Z

Из опыта испытательной практики известно, что воспроизвести ударный спектр лежащий в пределах допусков на воспроизведение в лабораторных условиях крайне затруднительно, поэтому соответствие реализованного и заданного ударного спектра с учетом ГОСТ Р 53190-2008, принимается в виде, что в некоторой области или областях частот (в сумме не превышающих 20% диапазона частот) кривая реализованного обобщенного ударного спектра должна находиться не ниже нижней границы допуска на воспроизведение.

Анализируя результаты, приведенные на рисунке 2 можно сказать, что реализованный ударный спектр перекрывает заданный для каждой оси из ортогональной системы XYZ, связанной с объектом испытаний.

Заключение

Таким образом, был разработан метод воспроизведения виброударных воздействий с заданным ударным спектром в частотном диапазоне до 2000 Гц в лабораторных условиях. Особенностью данного метода является возможность формирования пространственного нагружения исследуемой конструкции, а не нагружения по каждому направлению в отдельности, что позволяет сократить количество нагружений и избежать перегрузки конструкции в целом. Данный метод с минимальными затратами может быть адаптирован для различных конструкций.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Способ испытаний на высокоинтенсивные ударные воздействия приборов и оборудования: пат. 2787813 Рос. Федерация: МПК G01M 7/00 Орлов А.С, Орлов С.А.; заявитель и патентообладатель Акционерное общество "Информационные спутниковые системы" имени академика М.Ф. Решетнёва" – № 2022114140; заявл. 26.05.2022; опубл. 12.01.2023, Бюл. № 2.

2. Грабилин А.О., Зубренков Б.И., Пустобаев М.В., Судомоев А.Д., Шматков А.В. Моделирование режимов ударного нагружения на аппаратуру космического аппарата при срабатывании пиротехнических средств разделения. Методы испытаний изделий и оборудования. Вопросы электромеханики, 2014, т. 138. с. 35–42.

METHOD FOR REPRODUCING VOLUMETRIC VIBRATION IMPACT IN LABORATORY CONDITIONS

*Shlishevskiy Anton Vladimirovich; Proskurin Anatoliy Viktorovich,
D.Sc. (Engineering)*

«Russian Federal Nuclear Center– Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute of Technical Physics («RFNC-VNIITF named after Academ. E.I. Zababakhin »), Russia, 456770, Chelyabinsk Region, Snezhinsk, Vasileva ul. 13, p/o box 245.

Shlishevskiy A. V., e-mail niik@vniitf.ru

Correspondence address: Shlishevskiy Anton Vladimirovich, «Russian Federal Nuclear Center– Zababakhin All-Russian Scientific Research Institute of Technical Physics («RFNC-VNIITF named after Academ. E.I. Zababakhin »), Russia, 456770, Chelyabinsk Region, Snezhinsk, Vasileva ul. 13, p/o box 245.

Abstract:

His work is devoted to the development of a method for reproducing vibration-impact loads in the frequency range up to 2000 Hz, which allows, with a single shock loading of a test object installed in a test fixture, to reproduce vibration-impact impacts specified in the form of shock spectra for each axis from the orthogonal XYZ system associated with the test object.

Keywords:

Vibro-impact impact, shock spectrum of accelerations, natural frequency of oscillations, pendulum installation, resonator, "oscillation generator".

УДК 536.46

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ УНОСА ЛЕГКОПЛАВКИХ
МАТЕРИАЛОВ В ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОМ ПОТОКЕ ГАЗА**

Даниличев Денис Евгеньевич^{1,2}, студент; *Наливайченко Денис Геннадиевич*², старший научный сотрудник

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

² Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

Даниличев Д. Е., email danilichevdenis@yandex.ru

Наливайченко Д. Г., email denis@itam.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Даниличев Денис Евгеньевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)880-18-87

Аннотация:

В данной статье рассматривается методика и техника экспериментального исследования процессов плавления, газификации и уноса легкоплавких материалов в высокоэнтальпийном потоке газа. В качестве модельного топлива используется парафин. Была проведена серия экспериментов с различными расходами воздуха, температурами и скоростями потока. Сделаны выводы о влиянии параметров потока на унос материала. Конечной целью работы является проверка возможности управления процессами уноса топлива посредством внесения дополнительных возмущений в жидкий слой на его поверхности.

Ключевые слова:

Высокоэнтальпийный поток газа, легкоплавкие материалы, парафин, газификация, плавление, унос, неустойчивость Кельвина-Гельмгольца.

1. Введение

Актуальность исследования процессов уноса, газификации и горения в потоке высокоэнтальпийного газа легкоплавких материалов обусловлена большим количеством практических приложений, среди которых: силовые установки летательных аппаратов, газогенераторы проточного типа, энергетические установки утилизации полимерных отходов, бытовые и промышленные нагреватели и другие.

Учитывая широкое применение газогенераторов, актуальным является расчет процессов, происходящих в них. Методы численного моделирования процессов в газогенераторах активно развиваются. Однако, сложные процессы горения, испарения, пиролиза, происходящие внутри газогенератора, не позволяют с достаточной точностью прогнозировать ключевые характеристики

процесса. Поэтому, основным направлением исследования физики процесса остается экспериментальное моделирование [1].

Теория

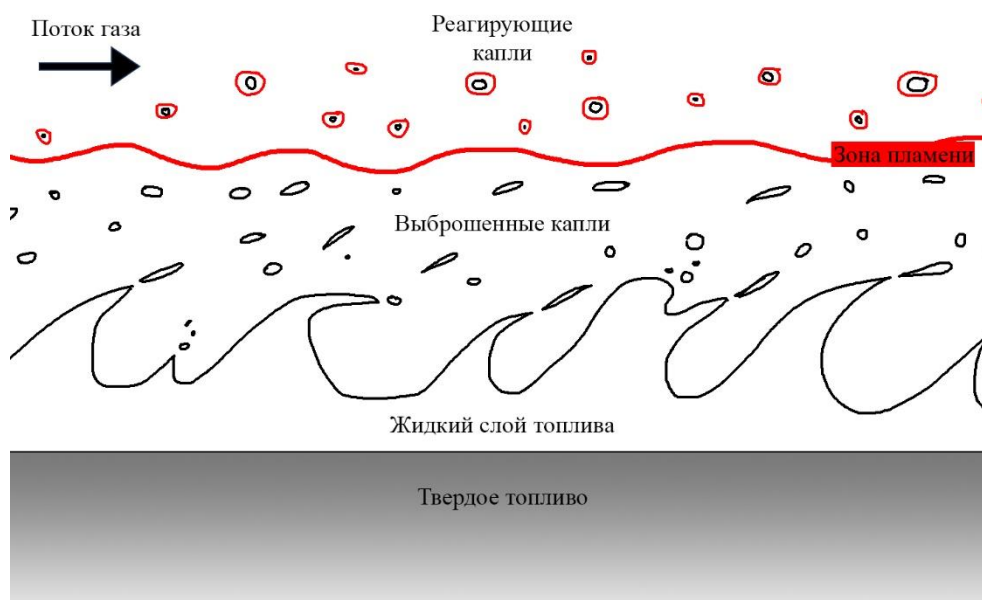


Рис. 1. Капельный унос с поверхности парафина.

Данная работа посвящена рассмотрению использования легкоплавких материалов в качестве топлива. Такие топлива образуют тонкий слой жидкости на поверхности во время горения, который становится неустойчивым под действием набегающего потока (рис. 1). Ожидается, что касательные силы между слоем жидкости и потоком окислителя способны запустить процесс неустойчивости Кельвина-Гельмгольца: в жидком слое будут образовываться волны, и капли топлива будут срывать с их гребней и выбрасываться в поток [2]. Таким образом, эти легкоплавкие топлива интересны дополнительным механизмом передачи массы, помимо газификации, приводящим к увеличению общей скорости уноса.

2. Экспериментальные исследования и результаты

Установка для исследования процессов газификации и уноса легкоплавких материалов в высокоэнтальпийном потоке газа представляет собой кауперный воздухонагреватель и рабочую камеру. Воздух из баллонов, проходя через каупер, нагревается и течет в рабочую камеру. В рабочей камере располагается пилон, на который устанавливается образец топлива. Камера оборудована измерительными элементами (датчики давления и термопары). Топливные образцы изготавливались путем отливки жидкого парафина в специальную форму.

На данный момент было проведено 27 пусков, различающихся по плотности тока ρV , температуре в камере и скорости потока. Нагреватель был

установлен на температуры 200, 300 и 400 °С. Регулировка расхода воздуха в канале (соответственно, и ρV) производилась при помощи изменения начального давления в баллонах (3, 6 и 12 атм). Скорость потока в рабочей камере регулировалось посредством установки разных дросселей на выходе (10, 15 и 20 мм в диаметре). Доля унесенного материала определялась путем взвешивания образца топлива до и после пуска.

Результаты экспериментов представлены на рис. 2.

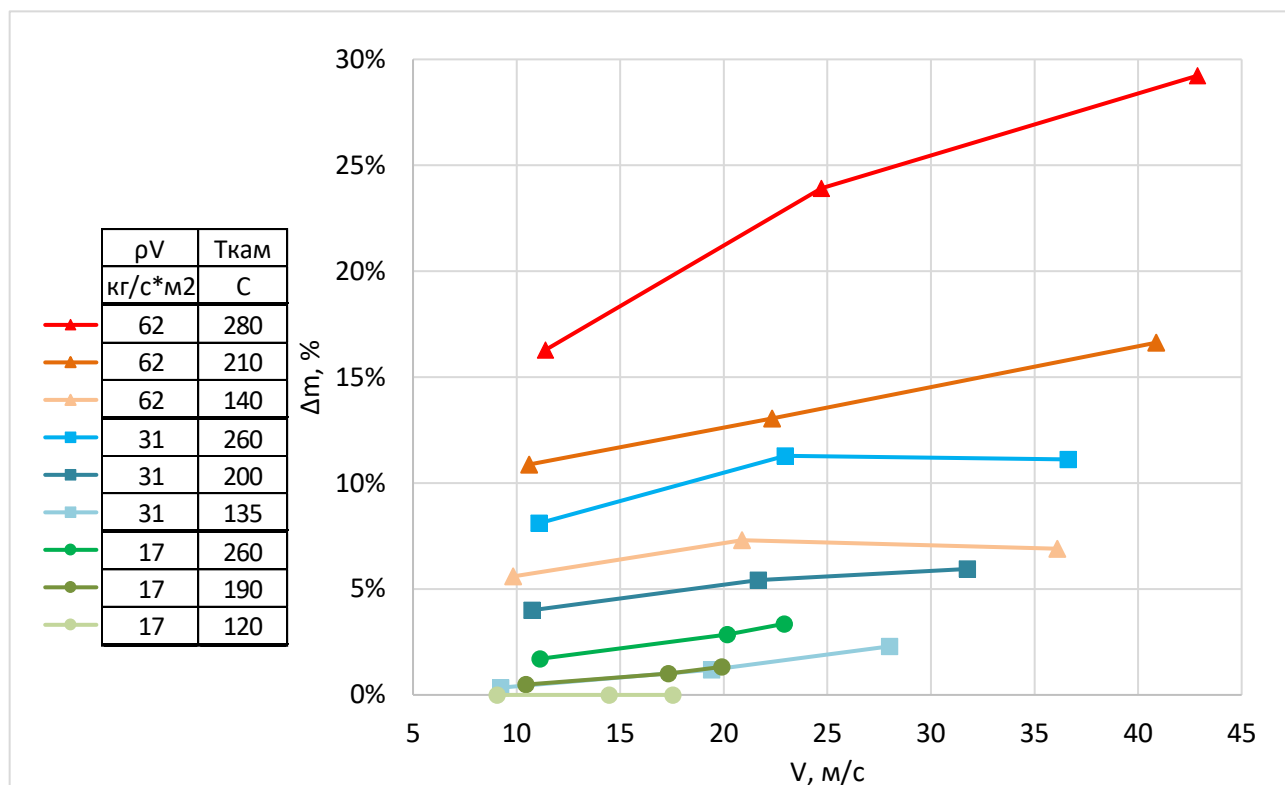


Рис. 2. Зависимость доли унесенного парафина от скорости потока.

Увеличение ρV потока приводит к росту уноса материала. Чем больше ρV , тем больше теплообмен между газом и топливом.

С ростом скорости потока увеличивается доля унесенного материала, особенно на больших ρV и температурах в камере. С другими топливами, не образующими жидкого слоя на поверхности (полиуретан, полипропилен), такого влияния не обнаруживалось. Это может быть связано с тем, что при большей скорости потока растут и касательные силы, срывающие капли с поверхности парафина.

Было проведено несколько экспериментов с использованием высокоскоростной видеокамеры и на видео было обнаружено, что волны, возникающие на поверхности, имеют периодический характер. Поэтому есть предположение, что возможно управлять процессом волнообразования и выброса капель парафина с поверхности путем создания дополнительных возмущений. Для проверки этой гипотезы под образец необходимо установить вибрирующую платформу (пьезоэлемент) и провести серию пусков с

различными частотами колебаний. Далее необходимо провести сравнение с серий пусков без пьезоэлемента и определить, какое влияние оказывает внесение дополнительных возмущений на жидкий слой парафина.

4. Выводы

В данной работе рассматривается методика и техника экспериментального исследования процессов плавления, газификации и уноса материалов с низкой температурой плавления в потоке газа высокой энтальпии.

В первой серии испытаний были реализованы различные режимы течений в рабочей камере, измерены характерные значения реализуемых давлений, температур и скоростей потока. С ростом ρV потока растет и унос материала образца. Чем больше ρV , тем больше теплообмен между газом и топливом. Увеличение скорости в камере приводит к росту уноса материала, так как при этом возрастают касательные силы.

Следующий этап – проведение серий пусков с пьезоэлементом под топливным образцом. Предполагается, что возможно управлять процессом уноса парафина путем возбуждения определенных частот на поверхности жидкого слоя.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

4. Shipliyuk A. N., Zvegintsev V. I., Frolov S. M., Vnuchkov D. A., Kiseleva T. A., Kislovsky V. A., Lukashovich S. V., Melnikov A. Yu., Nalivaichenko D. G.. Gasification of low-melting hydrocarbon material in the airflow heated by hydrogen combustion // Int. J. Hydrogen Energ., 2020. Vol. 45. P. 9098–9112.
5. Petrarolo A., Kobald M., Schlechtriem S. Understanding Kelvin–Helmholtz instability in paraffin-based hybrid rocket fuels // Experiments in Fluids., 2018. Vol. 59(4). P. 62.

INVESTIGATION OF ENTRAINMENT PROCESSES OF LOW-MELTING MATERIALS IN A HIGH ENTHALPY GAS FLOW

Danilichev Denis Evgenievich^{1,2}, student; *Nalivaichenko Denis Gennadievich*², senior researcher

¹ Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Avenue, Novosibirsk 630073, Russia

² S.A. Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics, SB RAS, 4/1 Institutskaya Street, Novosibirsk 630090, Russia

Danilichev D. E., email danilichevdenis@yandex.ru

Nalivaichenko D. G., email denis@itam.nsc.ru

Abstract:

This article presents the methodology and technique of experimental research on the melting, gasification, and entrainment processes of low-melting materials in a high-

enthalpy gas flow. Paraffin is used as a model fuel. A series of experiments were conducted with various air flow rates, temperatures, and flow velocities. Conclusions were drawn regarding the influence of flow parameters on material entrainment. The goal of the study is to verify the possibility of controlling fuel entrainment processes by introducing additional disturbances into the liquid layer on its surface.

Keywords:

High-enthalpy gas flow, low-melting materials, paraffin, gasification, melting, entrainment, Kelvin-Helmholtz instability.

УДК 536.46

**ВЛИЯНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ИЗМЕНЕНИЕ
ЭФФЕКТИВНОСТИ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ**

Запорожский Данил Сергеевич

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

Запорожский Д.С., email zazyu1544743378@gmail.com

*Адрес для корреспонденции: Запорожский Данил Сергеевич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (953)880-18-87*

Аннотация: *Оценка влияния силовой установки на изменение
эффективности вихрегенераторов.*

Ключевые слова: *аэродинамика, вихрь, вихревые генераторы*

Снижение подъемных свойств крыла летательного аппарата с увеличением угла атаки или эффективности устройств большой подъемной силы крыла и органов управления при больших углах отклонения обусловлено появлением явлений отрыва на их поверхности. Одним из способов отсрочить появление отрывов, может быть, организация устойчивых вихревых образований в возможных зонах отрыва с использованием специальных устройств — вихрегенераторов (ВГ).

Объектом исследования является модель регионального реактивного самолета с мотогондолами двигателей, на которых установлены вихрегенераторы.

Целями исследований являются:

- 1) получение экспериментальных данных для оценки влияния и эффективности вихрегенераторов, установленных на мотогондолах, на несущие свойства самолета при различных положениях механизации крыла и выбор оптимального положения вихрегенераторов;
- 2) получение экспериментальных данных для оценки влияния силовой установки на изменение эффективности вихрегенераторов.

Исследования проведены на модели самолёта, выполненной в масштабе 1:11,1 натуры. Основные геометрические параметры модели:

- длина модели $l_M = 2,697$ м;
- размах крыла $l = 2,475$ м;
- расстояние между мотогондолами $l_M = 0,807$ м;
- площадь крыла $S = 0,68$ м²;
- средняя аэродинамическая хорда $b_A = 0,276$ м;

1) Для оценки аэродинамических характеристик модели самолёта с МГ двигателя и выбора оптимального положения ВГ на МГ был изготовлен комплект МГ двигателей в проточном варианте (без имитации работы двигателей). На модель МГ с внутренней и с внешней стороны устанавливались съёмные вихрегенераторы.

Коэффициент расхода воздуха при пассивном протоке через воздухозаборники мотогондол $f_{вз} = 0,32$, соответствующий площади входного сечения воздухозаборника $S_{МГ} = 0,011$.

2) Для моделирования работы силовой установки использовался встроенный в проточный канал двигателя импеллер промышленного изготовления, представляющий собой 11-лопасный вентилятор диаметром 100 мм, работающий от автономного аккумулятора и развивающий тягу $P = 8$ кгс на скорости $V_{\infty} = 0$ м/с.

Коэффициент расхода воздуха через воздухозаборники мотогондол с работающей силовой установкой, при свободном протоке $f_{вз} = 0,35$ до максимально реализованного значения $f_{вз} = 0,8$

Конструкцией мотогондол двигателей и программой испытаний были предусмотрены испытания с тремя положениями вихрегенераторов по продольной координате, отнесенной к длине МГ $X_{ВГ}(0,17; 0,18; 0,20)$, с тремя положениями по угловой азимутальной координате $\varphi_{ВГ}(20^{\circ}; 24^{\circ}; 28^{\circ})$ и с четырьмя углами заклинения ВГ относительно продольной оси МГ $\alpha_{ВГ}(2^{\circ}; 4^{\circ}; 5^{\circ}; 7^{\circ})$.

Испытания модели самолета с вихрегенераторами на мотогондолах проводились в трех конфигурациях:

- крейсерской ($\delta_{ПР} = 0^{\circ}; \delta_3 = 0^{\circ}$);
- взлётной ($\delta_{ПР} = 18^{\circ}; \delta_3 = 9^{\circ}$);
- посадочной ($\delta_{ПР} = 24^{\circ}; \delta_3 = 36^{\circ}$).

В результате экспериментальных исследований в аэродинамической трубе Т-203 модели самолёта с различными вариантами положения вихрегенераторов на мотогондолах можно сделать следующие выводы:

1. Установка внешних ВГ на исследованных вариантах мотогондол двигателей не приводит к повышению несущих свойств модели самолёта.

2. Установка только внутренних ВГ с координатами $X_{ВГ} = 0,18; \varphi_{ВГ} = 24^{\circ}; \alpha_{ВГ} = 4^{\circ}$ на мотогондолы двигателей с пассивным протоком воздуха позволяет повысить максимальное значение коэффициента подъёмной силы

($\Delta c_{y_{a_{max}}} = 0,02 \dots 0,03$) во всех исследованных конфигурациях, также улучшит протекание зависимости $m_{z_a}(\alpha)$ на закритических углах атаки.

3. При моделировании активного потока воздуха через МГ с коэффициентами расхода, близкими к взлётным режимам работы натуральных двигателей не выявлено значительного влияния этого моделирования на изменение эффективности ВГ по повышению максимального значения коэффициентов подъёмной силы модели. Выбор и оптимизация геометрических параметров ВГ на под крыльевых мотогондолах может осуществляться без моделирования работы силовой установки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Н.Н. Брагин, А.Л. Болсуновский, Н.П. Бузоверя, М.А. Губанова, С.И. Скоморохов, Г.В. Хозяинова. Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолёта // Учёные записки ЦАГИ. - 2013. - №4. - С. 3-13
2. ISSN 1068-7998, Russian Aeronautics, 2022, Vol. 65, No. 1, pp. 165–172. © Allerton Press, Inc., 2022. Russian Text © The Author(s), 2022, published in IzvestiyaVysshikhUchebnykhZavedenii. AviatsionnayaTekhnika, 2022, No. 1, pp. 145–151.

THE INFLUENCE OF THE POWER PLANT ON THE CHANGE IN THE EFFICIENCY OF VORTEX GENERATORS

Zaporozhsky Danil Sergeevich

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia

Zaporozhsky D.S., email zazyal544743378@gmail.com

*Correspondence address: Danil Sergeevich Zaporozhsky, Novosibirsk State
Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (953)880-
18-87*

Abstract: Evaluation of the influence of the power plant on the change in the efficiency of vortex generators.

Keywords: aerodynamics, vortex, vortex generators

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ ПАНОРАМНЫМИ МЕТОДАМИ

*Лузгин Николай Константинович^{1,2}, Сидоренко Андрей Анатольевич¹,
Будовский Алексей Дмитриевич¹.*

¹Институт Теоретической и Прикладной Механики им. С.А. Христиановича СО РАН Россия, 630090, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1.

² Новосибирский государственный технический университет, Россия, 630073, Новосибирск, пр Карла Маркса, 20.

Лузгин Н.К. lyzginnikolay@mail.ru

Сидоренко А.А. sidorenko@itam.nsc.ru

Будовский А.Д. budovsky@itam.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Лузгин Николай Константинович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)379-00-34

Выполнено исследование взаимодействия ударной волны с пограничным слоем на модели полупрофиля. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе для числа Маха набегающего потока $M \approx 0,75$ и давления торможения $P_0 = 1$ бар. Использовалась модель полупрофиля, установленная на стенке рабочей части аэродинамической трубы. Получены данные о распределении давления на поверхности модели методом люминесцентных преобразователей давления (ЛПД). Выполнена визуализация предельных линий тока на модели, а также термографическая визуализация. Для параметров эксперимента выполнено численное моделирование течения в рамках RANS подхода. Проанализирована трехмерная структура течения и выявлено существенное различие в результатах измерений и численного моделирования течения в угловых отрывах.

Ключевые слова - трансзвуковой поток, взаимодействие ударной волны с пограничным слоем, люминесцентные преобразователи давления, численное моделирование, отрыв потока.

Введение

Явление взаимодействия ударной волны с пограничным слоем часто встречается при обтекании элементов трансзвуковых летательных аппаратов и турбомашин и активно исследуется вплоть до настоящего времени [1]. Для летательных аппаратов такие течения встречаются, например, в стыках крыла и фюзеляжа. В аэродинамическом эксперименте подобные течения исследуются на линейных решетках профилей [2] или, в упрощенной постановке, в искривленных каналах, моделирующих межлопаточное пространство компрессора [3].

Одним из важнейших методов диагностики течений в экспериментальной аэродинамике, является измерение поверхностного давления. Классическим методом измерения давления является метод дренажных отверстий [4], который имеет ряд недостатков. Большинство из них можно обойти, используя относительно новый метод измерения давления PSP (Pressure sensitive paint) [5], в русскоязычной литературе - ЛПД (люминесцентные преобразователи давления). В этом методе распределение давления на поверхности определяется путем оптического измерения интенсивности люминесценции покрытия. К основным достоинствам метода относятся: большая информативность, полевой характер измерений, бесконтактность, возможность измерять давление на сложных поверхностях.

В настоящей работе течение в канале с установленным профилем исследуется методом ЛПД с целью оценки его применимости к диагностике сложных трехмерных течений в АДТ Т-325. Проводится сравнительный анализ результатов измерения давления и визуализации течения с привлечением численного моделирования в рамках RANS подхода.

Экспериментальная часть

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной АДТ Т-325 ИТПМ СО РАН с использованием сопловых вставок, образующих канал прямоугольного сечения. В конце рабочей части располагалось, так называемое, второе горло, образованное стенками вставок и эллиптическим валом, проходящим поперек канала. Плавная регулировка скорости потока обеспечивалась поворотом вала вокруг оси. На боковой стенке канала установлена модель полупрофиля, спроектированная так, чтобы над ней возникала локальная сверхзвуковая зона, замыкающаяся скачком уплотнения.

Пример картины поверхностного давления, полученного при помощи ЛПД, и экстрагированные из полей линии показан на Рис. 1.

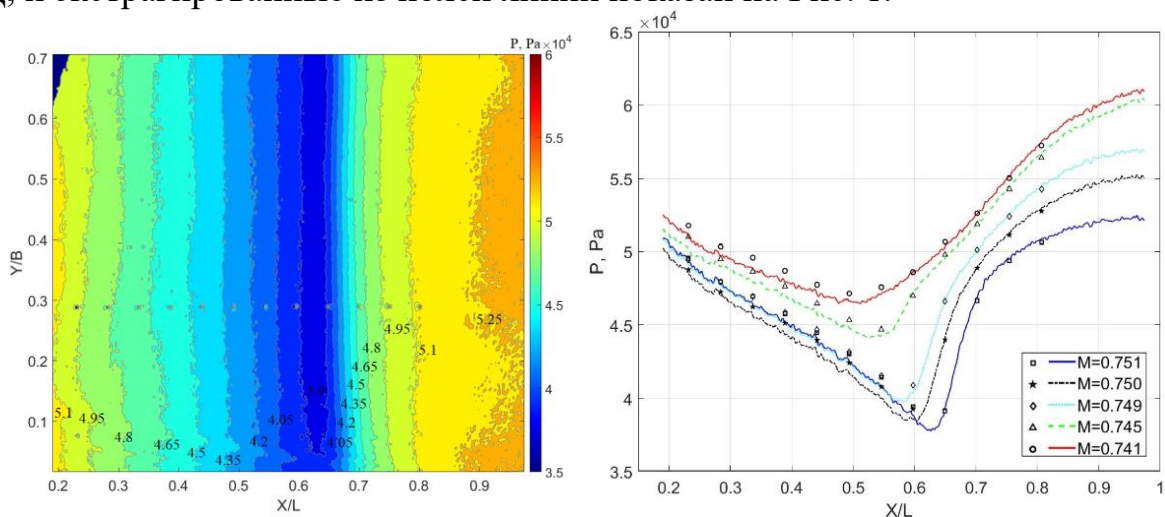


Рис. 1 Поле поверхностного давления, измеренное ЛПД и графики распределения давления по линии датчиков. ($P_0 = 1$ бар, $M=0,751$)

Из рисунка видно, что давление плавно уменьшается слева-направо по мере разгона потока над моделью. Формируется область сверхзвукового течения,

которая замыкается ударной волной. Обращает на себя внимание то, что течение очень чувствительно к изменению числа Маха набегающего потока. Положение фронта ударной волны при измерениях датчиками давления и ЛПД совпадает достаточно хорошо.

Дополнительные исследования течения были выполнены при помощи визуализации предельных линий тока методом "сажа-масло" и путем панорамного измерения температуры поверхности модели с помощью тепловизора (Рис. 3). В целом результаты тепловизионной визуализации показывают такую же структуру течения с явно выраженной ударной волной.

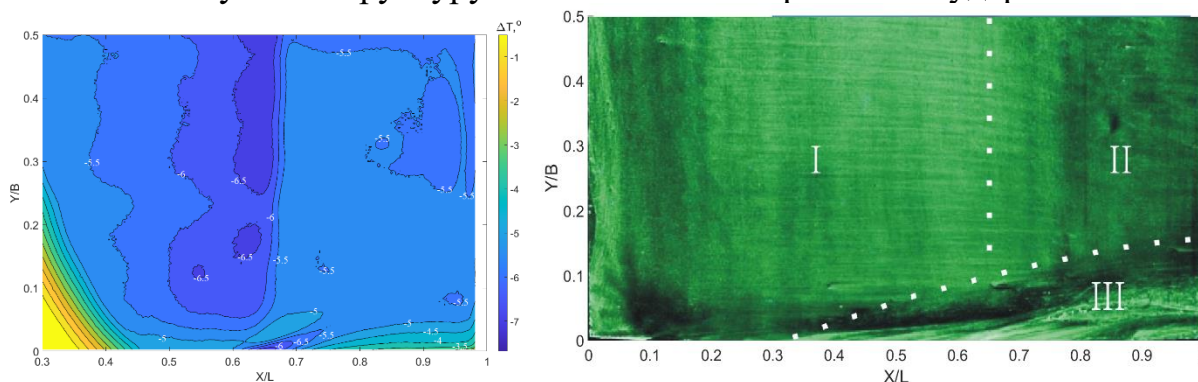


Рис. 3. Поле температуры и визуализация предельных линий тока. ($P_0 = 1$ бар, $M = 0,751$)

На картине сажа-масляной визуализации, отчетливо видно наличие трех характерных областей течения: разгонная область (I), область отрывного течения (II) и область интерференции пограничных слоев в угловой конфигурации (III).

Численное моделирование

Для данной экспериментальной конфигурации были выполнены численные эксперименты с помощью пакета ANSYS Fluent в 3D RANS постановке, с использованием блочной структурированной сетки. Подбор корректных граничных условий численного моделирования, при которых достигается воспроизведение локальных параметров потока в зоне модели, производился путем решения оптимизационной задачи встроенными средствами ANSYS Workbench.

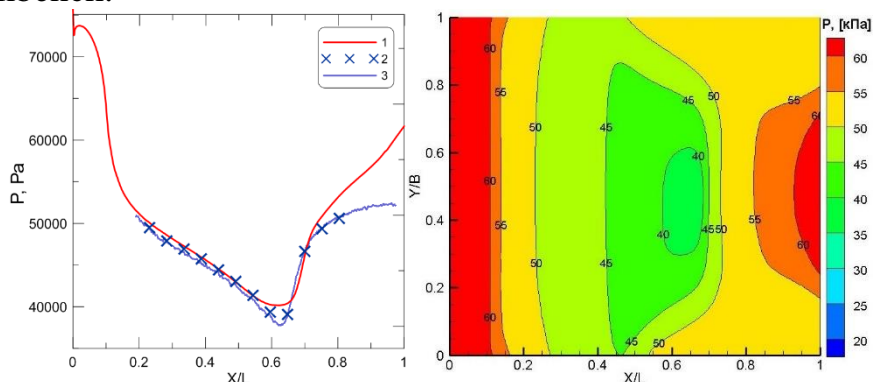


Рис. 2. Сравнение распределений поверхностного давления в плоскости дренажных отверстий и поле давления, CFD. ($P_0 = 1$ бар, $M = 0,751$)

В результате решения оптимизационной задачи, было достигнуто хорошее согласование распределений давления в расчете и эксперименте. Продольные распределения давления хорошо совпадают на разгонном участке течения и в зоне ударной волны. При моделировании варьировались степень турбулентности и масштаб турбулентности. Во всех случаях было отмечено присутствие более развитого углового отрыва по сравнению с экспериментом.

Выводы

Для исследования трехмерной структуры трансзвукового обтекания полупрофиля использован метод люминесцентных преобразователей давления, который хорошо зарекомендовал себя в условиях аэродинамической трубы Т-325. При помощи метода ЛПД были получены пространственные распределения давления на поверхности модели полупрофиля. Получено, что метод ЛПД обладает достаточной точностью и пространственным разрешением для исследования данного течения. Вместе с тем, метод не позволил обнаружить угловые отрывы при трансзвуковом обтекании полупрофиля, которые видны при саже-масляной и термографической визуализации течения. Численное моделирование, в целом верно воспроизводит структуру обтекания модели. Однако в расчете значительно переоценен размер угловых отрывных зон.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Gaitonde, D. Progress in Shock Wave/Boundary Layer Interactions. 43rd AIAA Fluid Dynamics Conference (2013).
2. Hilgenfeld, L. & Fottner, L. в Engineering Turbulence Modelling and Experiments 5 779—788 (Elsevier, 2002).
3. Flaszynski, P., Doerffer, P., Szwaba, R., Kaczynski, P. & Piotrowicz, M. Shock wave boundary layer interaction on suction side of compressor profile in single passage test section. Journal of Thermal Science 24, 510—515 (2015).
4. Петунин, А. Определение параметров потока пневмометрическим методом и методом скорости. Ученые записки ЦАГИ 19, 1—8 (1988).
5. Liu, T. и др. Pressure and temperature sensitive paints (Springer, 2021).

INVESTIGATION OF THE INTERACTION OF THE SHOCK WAVE WITH THE BOUNDARY LAYER PANORAMIC METHODS

Nikolay Konstantinovich Luzgin^{1,2}, Andrey Anatolievich Sidorenko¹, Alexey Dmitrievich Budovsky¹.

¹ Institute of Theoretical and Applied Mechanics S.A. Khristianovich SB RAS, 630090, Russia, Novosibirsk, Institutskaya, 4/1, tel. (383)330-42-68

² Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (913)005-48-19

Abstract:

The interaction of the shock wave with the boundary layer has been investigated on a half profile model. The experiments were performed in a wind tunnel for Mach number of the incoming flow $M \approx 0,75$ and braking pressure $P_0 = 1$ bar. A half profile model installed on the wall of the working part of the wind tunnel was used. Data on the pressure distribution on the model surface were obtained using the pressure sensitive paint (PSP) method. Visualization of the limiting current lines on the model as well as thermographic visualization was performed. Numerical simulation of the flow within the RANS approach was performed for the experimental parameters. The three-dimensional structure of the flow is analyzed and a significant difference in the results of measurements and numerical simulation of the flow in angular openings is revealed.

Key words: transonic flow, interaction of shock wave with boundary layer, pressure sensitive paint, numerical modeling, flow detachment.

УДК 533.17

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ МИКРОСТРУЙ

Смяцких Анастасия Алексеевна^{1,2}, Литвиненко Юрий Алексеевич¹

¹Институт теоретической и прикладной механики

им. С.А. Христиановича СО РАН,

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

²Новосибирский государственный технический университет, 630073,

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

Смяцких А.А. n-smyatskih@mail.ru

Литвиненко Ю.А. litur@itam.nsc.ru

В работе представлены результаты экспериментальных исследований процесса взаимодействия двух соударяющихся ламинарных воздушных микроструй. Истечение осуществлялось через круглые трубки с равными скоростями. В процессе эксперимента выявлены особенности формирования результирующей струи. В результате взаимодействия двух струй формируется вторичная струя, развивающаяся в ортогональной плоскости по отношению к плоскости струй. Вторичная струя является плоской, с углом раствора более 100° . Проведены экспериментальные исследования по подавлению формирующейся вторичной струей неустойчивости Кельвина-Гельмгольца, развивающейся в круглой струе. Установлено, что использование вторичной струи способствует локальному подавлению низкочастотных когерентных

структур (неустойчивость Кельвина-Гельмгольца), развивающихся в круглой струе.

Ключевые слова: соударение микроструй, ламинарные струи, неустойчивость Кельвина-Гельмгольца.

Введение

Развитие круглых струй, истекающих из коротких сопел связано с появлением неустойчивости Кельвина-Гельмгольца. Предпосылками возникновения неустойчивости является наличие значительного градиента скорости, температуры или плотности. На начальном этапе развития неустойчивость проявляется как возникновение волнистости в области градиента, которая ниже по потоку прогрессирует и сворачивается в вихревые структуры [1]. Как правило такого рода неустойчивость развивается в низкочастотной области спектра. На практике неустойчивость Кельвина-Гельмгольца встречается во множестве приложений, в частности в авиационных двигателях, тепловых турбинах и т.д. Генерация таких возмущений связана с низкочастотной вибрацией, шумом, что отрицательно сказывается как на работе агрегатов, так и самочувствии обслуживающего персонала или пассажиров. Существуют различные подходы по подавлению развития вихревых колец. Например, в [2] авторами представлен метод формирования профиля скорости струи, включающий в себя использование дополнительного входного диффузора. В тоже время метод имеет ограничения по использованию в практических приложениях в связи со значительной протяженностью конструкции формирующего аппарата. Другим способом борьбы с неустойчивостью, является использование шевронов на задней кромке сопла двигателя. Таким образом можно частично подавить развитие осесимметричного вихря. В данной работе мы попытались разрушить эту неустойчивость с помощью ортогональной струи, сформированной двумя микроструями, расположенными под некоторым углом между осями их симметрии, и располагающимися на периферии основного сопла.

Экспериментальная установка и методика

Эксперименты проводились на струйной установке в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН. Установка состояла из двух из двух идентичных цилиндрических стальных трубок длиной 40 мм и внутренним диаметром 0,6 мм, расположенных под углом 60° между осями симметрии сопел. Расстояние между срезами сопел 4 мм. Схема установки представлена на рис.1. Сжатый воздух подавался из пневмотрассы на

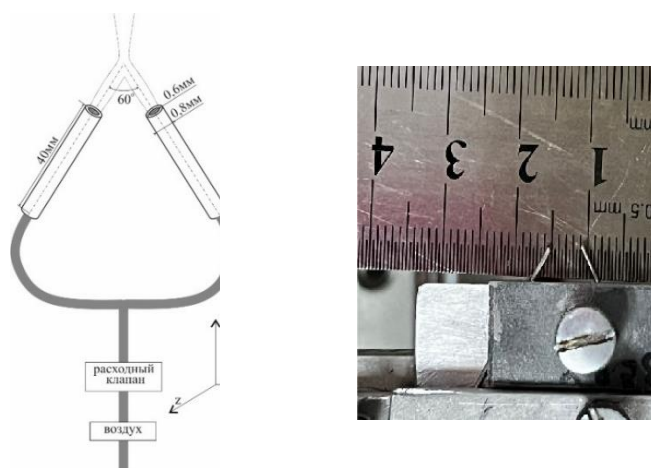


Рис. 1. Расположение сопел. Схема струйной установки

управляемый клапан массового расхода MKS MASS-FLO CONTROLLER, после чего разделялся тройником на две трассы, подводящие воздух к микросоплам. Управление регулятором массового расхода осуществлялось через двухканальный модуль MKS PR4000B. Расчетная скорость воздуха, истекающего через каждое сопло $U_1=U_2=10,2$ м/с, что соответствовало числу $Re=271$. Исследования струйного течения производились с использованием термоанемометрических измерений. Датчик термоанемометра перемещался по заданным координатам автоматизированным координатным устройством и в каждой точке регистрировалась осциллограмма скорости потока некоторого временного отрезка. Полученный сигнал обрабатывался в АЦП и записывался в текстовый файл. После проведения эксперимента полученные данные обрабатывались в программе MatLab.

Для контроля по воздействию на неустойчивость круглой струи использовался метод лазерно-дымовой визуализации. Метод основывается на введении в тракт основной струйной установки дыма в виде испаренного глицеринового раствора, и рассеяние плоского лазерного излучения на частицах дыма. Диаметр сопла основной струи 22 мм, скорость истечения не более 2 м/с. На периферии основного сопла, располагались 2 трубки с внутренним диаметром 0,6 мм для генерации микроструй.

На рис. 2 представлены результаты термоанемометрических измерений в виде изоповерхности пульсаций скорости при 100% перекрытии струй. В результате столкновения двух микроструй воздуха образуется ортогональная струя большой относительной ширины. При этом наблюдается устойчивое пространственное положение вторичной струи с сохранением ламинарного режима течения. Следующим этапом исследований стало использование трансформации взаимодействующих микроструй в плоскую струю с целью разрушения осесимметричных кольцевых вихрей, формирующихся на относительно больших круглых струях.



Рис. 2. Исоповерхность пульсаций скорости

На рис. 3 представлены результаты лазерно-дымовой визуализации, демонстрирующие влияние вторичной струи на кольцевые вихри. Воздействие

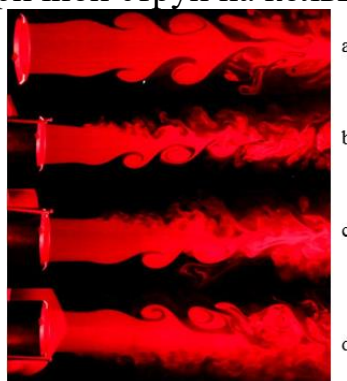


Рис. 3. Лазерно-дымовая визуализация разрушения кольцевых вихрей взаимодействующими микроструями при акустическом воздействии ($f=25$ Гц): а – без воздействия; b, c, d – с воздействием

осуществлялось локально по окружности основной струи с постоянным расходом воздуха, истекающего из микроструй. Установлено, что вторичная струя, развиваясь в сдвиговом слое основной струи взаимодействует с ее вихревыми структурами и ниже по течению разрушает их. При этом разрушение вихревого кольца носит локальный характер и для повышения эффективности воздействия необходимо установить несколько парных микроструй по всему диаметру основного сопла.

Заключение

1) Получены сценарии развития вторичной струи при столкновении двух воздушных микроструй в естественных условиях и в условиях внешнего акустического воздействия. Установлена возможность управления развитием вторичной струи акустическим воздействием.

2) В результате взаимодействия двух микроструй, в естественном случае, реализуется плоская вторичная струя большой относительной ширины. При акустическом воздействии ширина значительно уменьшается. Также меняется структура течения.

3) При воздействии вторичной струи, сформированной двумя сталкивающимися воздушными микроструями, на кольцевые вихри основной струи, происходит локальное разрушение осесимметричных вихрей (неустойчивости Кельвина-Гельмгольца).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Грек Г.Р., Козлов В.В., Литвиненко Ю.А. Устойчивость дозвуковых струйных течений и горение: Учеб. Пособие. 2-е изд., перераб. и доп. // Новосибир. Гос. Ун-т. Новосибирск, 2013. 240 с.
2. Спасова А.А., Зайко Ю.С. Разработка алгоритма формирования затопленной струи с заданными характеристиками профиля скорости. // Прикладная механика и техническая физика. 2023. Т. 64, № 4.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE COLLISION OF AIR MICRO JETS

Smyatskih Anastasia Alekseevna, n-smyatskih@mail.ru

Litvinenko Yury Alekseevich, litur@itam.nsc.ru

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics. S.A. Khristianovich, SB
RAS, 630090, Russia, Novosibirsk, str. Institutskaya, 4/1*

The paper presents the results of experimental studies of the interaction of two colliding laminar air microjets. The outflow was carried out through round tubes with equal speeds. During the experiment, the peculiarities of the formation of the resulting jet were revealed. As a result of the interaction of two jets, a secondary jet is formed, developing in an orthogonal plane with respect to the plane of the jets. The secondary jet is flat, with a solution angle of more than 100° . Experimental studies was carried out to suppress the Kelvin-Helmholtz instability developing in a circular jet formed by a secondary jet. It is established that the use of a secondary jet contributes to the local suppression of low-frequency coherent structures (Kelvin-Helmholtz instability) developing in a circular jet.

Keywords: microjet collision, laminar jets, Kelvin-Helmholtz instability.

ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ФАКЕЛА ПРИ СТОЛКНОВЕНИИ ДВУХ ЛАМИНАРНЫХ ГАЗОВЫХ СТРУЙ

Смяцких Анастасия Алексеевна^{1,2}, Литвиненко Юрий Алексеевич¹

*¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН,*

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

*²Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г.Новосибирск, пр.Карла Маркса, 20*

Смяцких А.А. n-smyatskih@mail.ru

Литвиненко Ю.А. litur@itam.nsc.ru

В работе представлены результаты исследований процесса взаимодействия двух соударяющихся осесимметричных ламинарных микроструй пропан/бутановой смеси при диффузионном горении и без горения. Истечение газовой смеси осуществлялось через круглые трубки с равными скоростями. В процессе эксперимента варьировалось поперечное положение трубок относительно друг друга с сохранением угла между ними. Выявлены особенности формирования результирующей струи в зависимости от поперечного положения трубок. Так, если трубки находятся в одной плоскости, то результирующая струя формируется в ортогональной к ней плоскости. Данный процесс наблюдается при взаимодействии горящих и не горящих струй. При увеличении скорости истечения струй обнаружена область локального разрыва фронта пламени.

Ключевые слова: соударение газовых микроструй, деформация факела, диффузионный факел, ламинарные струи.

Введение

Решение целого ряда практических задач, связанных, в частности с разработкой оптимальной конструкции тепло- и массообменных устройств, камер сгорания, топочных печей, и т.п., требует изучения как химических, так и газодинамических процессов, протекающих в таких системах. Развитие струйных течений связано с возникновением различных типов гидродинамической неустойчивости. Так, например, для струй, сформированных в каналах с малым удлинением характерно развитие неустойчивости Кельвина-Гельмгольца варикозного или синусоидального типа с ранней турбулизацией. Для струй, сформированных каналами с большим удлинением, такая неустойчивость не реализуется, и струя имеет протяженный ламинарный участок [1]. Данные особенности проявляются и при реализации соударяющихся струй. Использование соударяющихся струй позволяет,

например управлять скоростными параметрами результирующей струи [см. 2-3], формировать форму факела, тем самым увеличивать полноту сгорания топлива. Особенность данных исследований состоит в том, что оси симметрии соударяющихся струй расположены под острым углом друг к другу, а поперечное положение сопел изменяется от полного перекрытия струй, когда оси симметрии находятся в одной плоскости, до полного расхождения струй, когда сопла разведены в поперечном направлении.

Экспериментальная установка и методика

Эксперименты проводились на струйной установке в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН. Установка состояла из двух идентичных цилиндрических трубок длиной 50мм и внутренним диаметром 0.4мм, расположенных под углом 50° между осями симметрии сопел. Расстояние между срезами сопел 7мм. Схема установки представлена на рис.1. В качестве газа использовалась пропан/бутановая смесь в

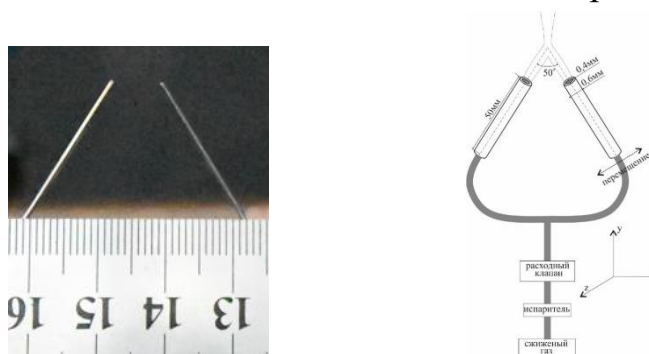


Рис.1. Расположение сопел. Схема струйной установки.

процентном соотношении 70/30. Сжиженный газ подавался из баллона через испаритель на редуктор GCE DINOX 03-10, затем на регулятор массового расхода MKS MASS FLOW, после чего разделялся тройником на две трассы подводящие газ к микросоплам. Управление регулятором массового расхода осуществлялось через двухканальный модуль MKS PR4000B. Расход газа контролировался с точностью $\pm 0.7\%$. Перед регулятором массового расхода создавалось пространство при 20°C и атмосферном давлении. Поджог осуществлялся без предварительного смешения. Расход газа через каждое сопло соответствовал $\frac{1}{2}$ устанавливаемого расхода на регуляторе и был равен $1.0 \times 10^{-7} \text{ м}^3/\text{с}$. Расчетная скорость газа, истекающего через каждое сопло $U_1=U_2=0.39 \text{ м/с}$, что соответствовало числу $Re_{\text{пропан}}=42$. Регистрация процесса горения осуществлялась на цифровую камеру с использованием теневого метода на базе прибора ИАБ-461.

На рис.2 представлены теневые фотографии развития двух сталкивающихся струй газа без поджога с различной степенью перекрытия.

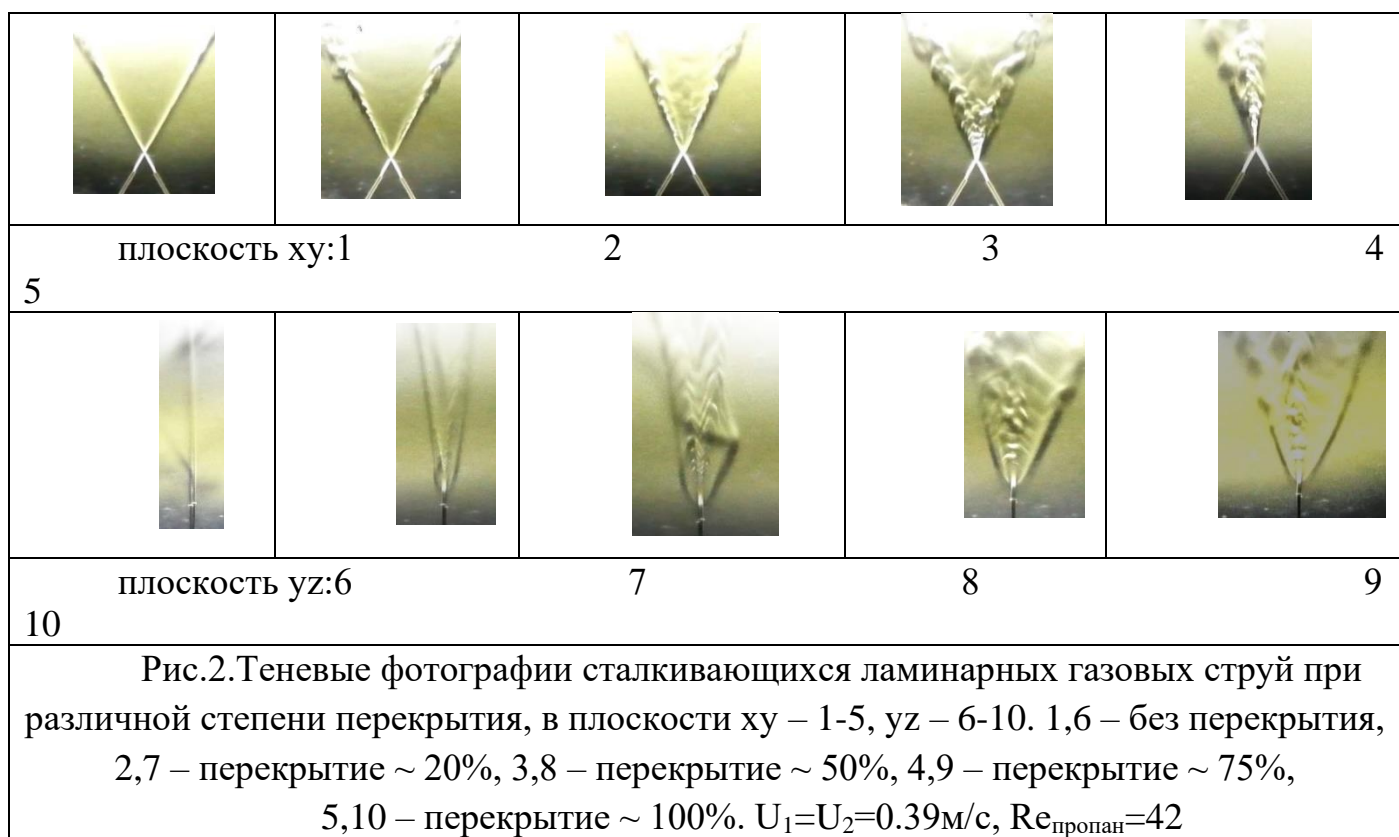


Фото 5, 10 рис. 2 демонстрируют истечение струй с пересечением в одной плоскости, что соответствует полному перекрытию. В результате реализуется разворот результирующей струи в плоскость, ортогональную по отношению к начальной плоскости развития струй. На рис. 3 показан сценарий развития сталкивающихся газовых струй при диффузионном горении при различной степени перекрытия. Как и выше, пары фотографий 1-6, 2-7, 3-8 и т.д. иллюстрируют факела в двух плоскостях ху и уz при различной степени перекрытия (1-6 – без перекрытия, 2-7 – 20%, 3-8 – 50%, 4-9 – 75%, 5-10–100%). По мере нарастания степени перекрытия наблюдается слияние факелов с формированием ортогонального факела в плоскости уz.

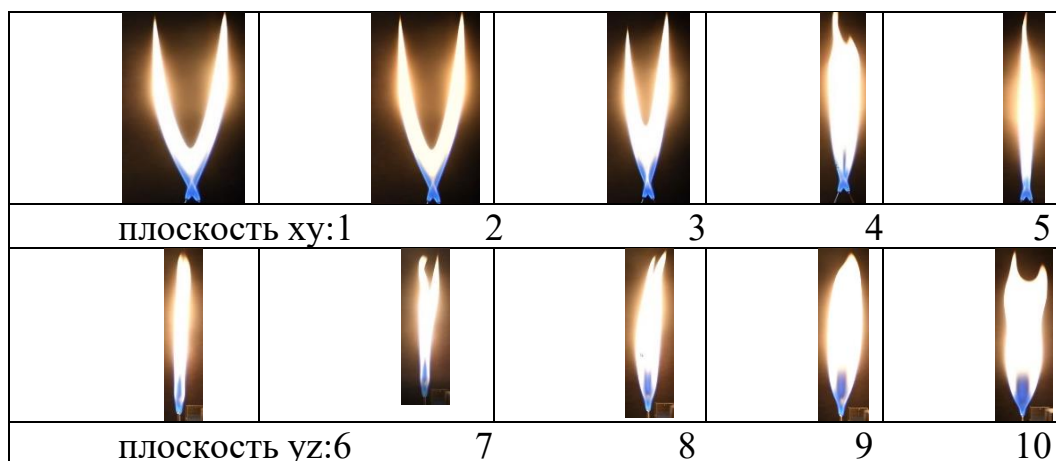


Рис.3. Визуализация ламинарного диффузионного пламени сталкивающихся газовых струй при различной степени перекрытия, в плоскости xy – 1-5, yz – 6-10. 1,6 – без перекрытия, 2,7 – перекрытие ~ 20%, 3,8 – перекрытие ~ 50%, 4,9 – перекрытие ~ 75%, 5,10 – перекрытие ~ 100%. $U_1=U_2=0.39\text{м/с}$, $Re_{\text{пропан}}=42$.

Заключение

1) При истечении с 100% перекрытием газовых микроструй происходит формирование ортогонального к плоскости микроструй результирующего факела. При отсутствии горения формирование результирующей газовой струи происходит аналогично, в ортогональной плоскости.

2) Установлено, что форма факела и во многом процесс диффузионного горения двух сталкивающихся газовых микроструй определяются гидродинамическими свойствами струйных течений.

3) В результате взаимодействия двух микроструй с 100% перекрытием, реализуется плоский ортогональный факел большой относительной ширины, поле температур свидетельствует о наличии обширной высокотемпературной зоны в таком факеле.

Работа поддержана грантом Российского научного фонда No 22-19-00151, <https://rscf.ru/project/22-19-00151/>

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

3. Грек Г.Р., Козлов В.В., Литвиненко Ю.А. Устойчивость дозвуковых струйных течений и горение: Учеб. Пособие. 2-е изд., перераб. и доп.//Новосиб. Гос. Ун-т. Новосибирск, 2013. 240 с.
4. Кулумбаев Э.Б., Никуличева Т.Б. Взаимодействие плазменных струй в двухструйной электрической дуге//Теплофизика Высоких Температур, 2012, том 50, No 4, с. 483–490
5. E. Laurendeau, P. Jordan, J. P. Bonnet, A. J. Delville, P. Parnaudeau, and E. Lamballais Subsonic jet noise reduction by fluidic control: The interaction region and the global effect // PHYSICS OF FLUIDS 20, 101519 2008

FEATURES OF THE FORMATION OF A FLAME AT A COLLISION OF TWO LAMINAR GAS JETS

Smyatskih Anastasia Alekseevna, n-smyatskih@mail.ru

Litvinenko Yury Alekseevich, litur@itam.nsc.ru

*Institute of Theoretical and Applied Mechanics. S.A. Khristianovich, SB RAS,
630090, Russia, Novosibirsk, str. Institutskaya, 4/1*

The results of experimental studies of the process of diffusion combustion during the collision of two axisymmetric laminar propane microjets are presented in this paper. The flowing out of gas through round nozzles is carried out at equal velocities. During the experiment, the transverse position of the nozzles relative to each other is varied while keeping the angle between them. The option of full overlap corresponds to the position when the symmetry axes of both jets are in the same plane. As a result, a flame formation scenario is shown for various positions of the nozzles. The features of the development of the torch at intermediate positions of the nozzles are presented. It has been established that when the outflowing jets are completely blocked, the torch deforms with the formation of an orthogonal torch. This process has common features with a similar outflow of air jets. With an increase in the exhaust velocity, a region of local gap of the flame front was found.

Keywords: propane microjet impact, flame deformation, diffusion flame, laminar jets

ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ НАПОРНОГО КРУГЛОГО Y - ТРОЙНИКА

*Аспирант; Федоренко Виктор Александрович*¹

*К. т. н.; Леманов Вадим Владимирович*¹

¹ Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Лаврентьева, 1

Федоренко В. А., e-mail vitya.fedorenko.335@mail.ru

Адрес для корреспонденции: **Федоренко Виктор Александрович**, Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Лаврентьева, 1, тел. (913)929-87-10

Аннотация:

В работе представлено экспериментальное исследование режимов работы напорного круглого Y - тройника с углом разводки 50° в диапазоне чисел Рейнольдса $Re=400-7200$. Выполнены измерения скорости и пульсаций скорости с помощью термоанемометра как на входе, так и на двух выходах тройника. Рабочий газ воздух. Показаны диапазоны чисел Рейнольдса характерных для ламинарного, переходного и турбулентного режима течения в таком тройнике.

Ключевые слова:

Напорный тройник, три режима течения, термоанемометр, пульсации скорости

Введение

Известно, что на трубопроводах вентиляции и воздухообеспечения широко используются тройники. Напорный тройник – соединительная деталь трубопровода с одним входом и двумя выходными отверстиями. Одной из важных задач при проектировании трубопроводов с тройниками является определение местных гидравлических сопротивлений в них [1,2]. В настоящее время потери полного давления хорошо исследованы на ламинарном и турбулентном режиме течения [1]. В то же время режимы ламинарно-турбулентного перехода в тройниках изучены недостаточно. В настоящей работе проведено экспериментальное исследование три режима течения напорного круглого тройника с углом разводки 50° в диапазоне чисел Рейнольдса $Re=400-7200$. Основное внимание уделено измерению скорости и пульсаций скорости с помощью термоанемометра как на входе, так и на двух выходах тройника.

Экспериментальная установка

Для экспериментального исследования режимов работы напорного круглого Y - тройника, напечатанного на 3-d принтере жидкой печати с внутренними диаметрами на входе и на выходе $d = 8$ мм и углом разводки 50° была создана экспериментальная установка, изображённая на рисунке 1.

Установка состоит из гидравлической и измерительной частей, схемы которых представлены на рисунке 2.

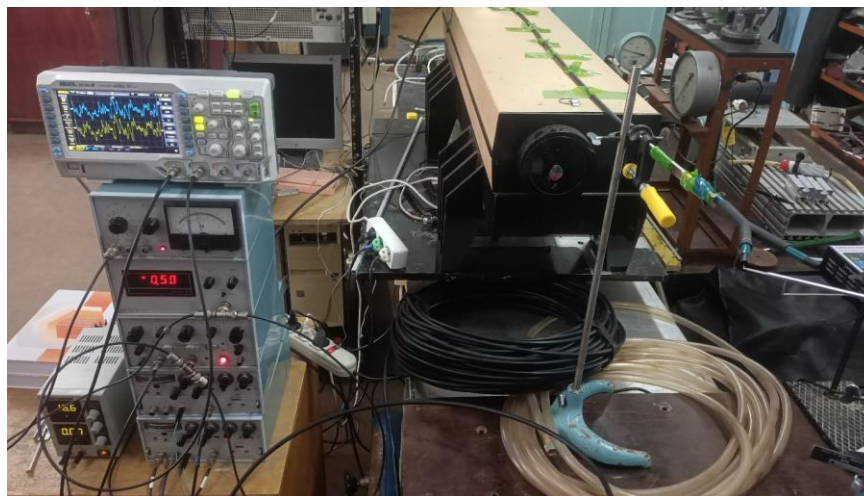


Рис. 4. Экспериментальная установка

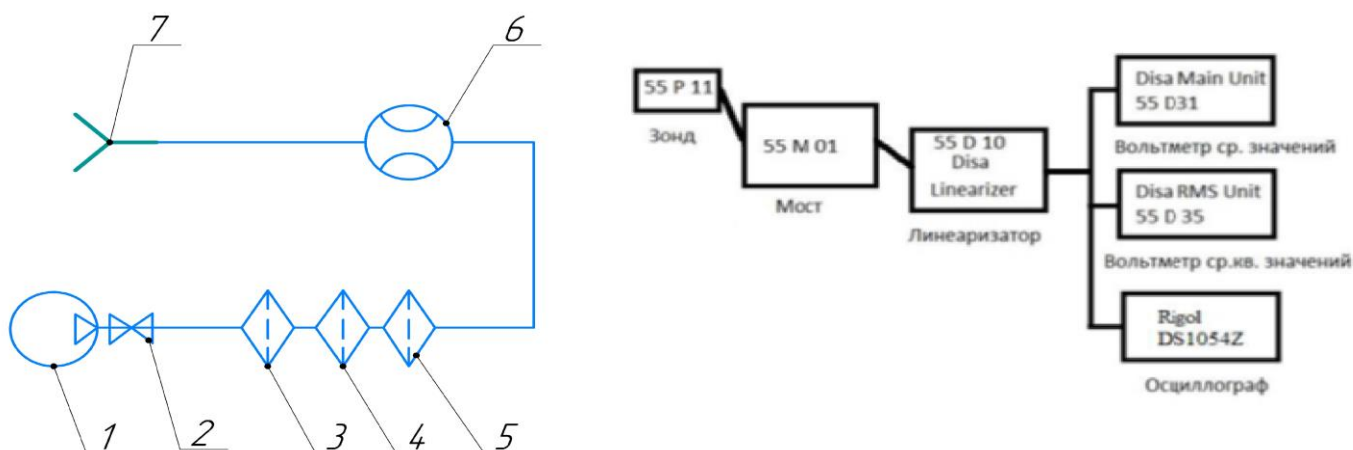


Рис. 2. Гидравлическая схема (слева) и электрическая схема (справа):

1 – компрессор СБ4/С-200.LB40; 2 – вентиль; 3 – фильтр АМЕ 350С – F04; 4 – фильтр АМЕ 350С – F04; 5 - фильтр АМЕ 350С – F04 – Т; 6 - расходомер Bronkhorst Mass View; 7 – тройник. Электрическая схема (справа): зонд, мост, линейризатор, вольтметр ср. значений, вольтметр кв. значений, осциллограф

Принцип работы установки заключается в следующем: воздух нагнетается компрессором СБ4/С-200.LB40 (1) и фильтровался в (3-5). Затем поток, управляемый расходомером Bronkhorst Mass View (6), попадает из круглой трубки $d = 8$ мм с прямым участком в Y - тройник (7). В данной работе для измерения скорости и пульсаций скорости потока использовался термоанемометр постоянной температуры фирмы «Disa Elektronik» в составе: миниатюрный зонд DISA55P11, мост СТА DISA55M, линейризатор DISA55D10, вольтметры средних и среднеквадратичных значений DISA55D31 и DISA55D35. По показаниям вольтметров определялись значения скорости и пульсаций скорости с учетом тарировки по закону Кинга. Цифровой осциллограф RIGOL DS1054 использовался для наблюдения сигнала термоанемометра в режиме

реального времени. Затем при помощи программы Ultra Scope данные с осциллографа передавались на компьютер и обрабатывались в программе Excel. В частности строились графические зависимости пульсаций скорости (u) и степень турбулентности (Tu) от Re . Здесь $Re=Ud/v$, $Tu = u/U*100$, где U – среднерасходное значение скорости на входе в тройник, u - среднеквадратичное значение скорости, d – диаметр входного отверстия, v – вязкость воздуха.

Исследование и результаты

Выполнены измерения скорости и пульсаций скорости как на входе, так и на двух выходах Y - тройника в диапазоне чисел Рейнольдса $Re=400-7200$. Эти данные представлены в виде графической зависимости пульсации скорости потока и степени турбулентности от числа Рейнольдса на рис.3-4. Для случая измерения на входе в тройник режим перехода к турбулентности наблюдается в узком диапазоне $Re=3272-3458$, который соответствует известным данным для перехода в трубе [3]. На выходе из тройника можно выделить три режима течения: ламинарный участок при $Re<1003$, переходный – $Re=1100-3500$, турбулентный – $Re>3500$. Низкое число Рейнольдса перехода для напорного тройника, по-видимому, связано с областью разделения потока.

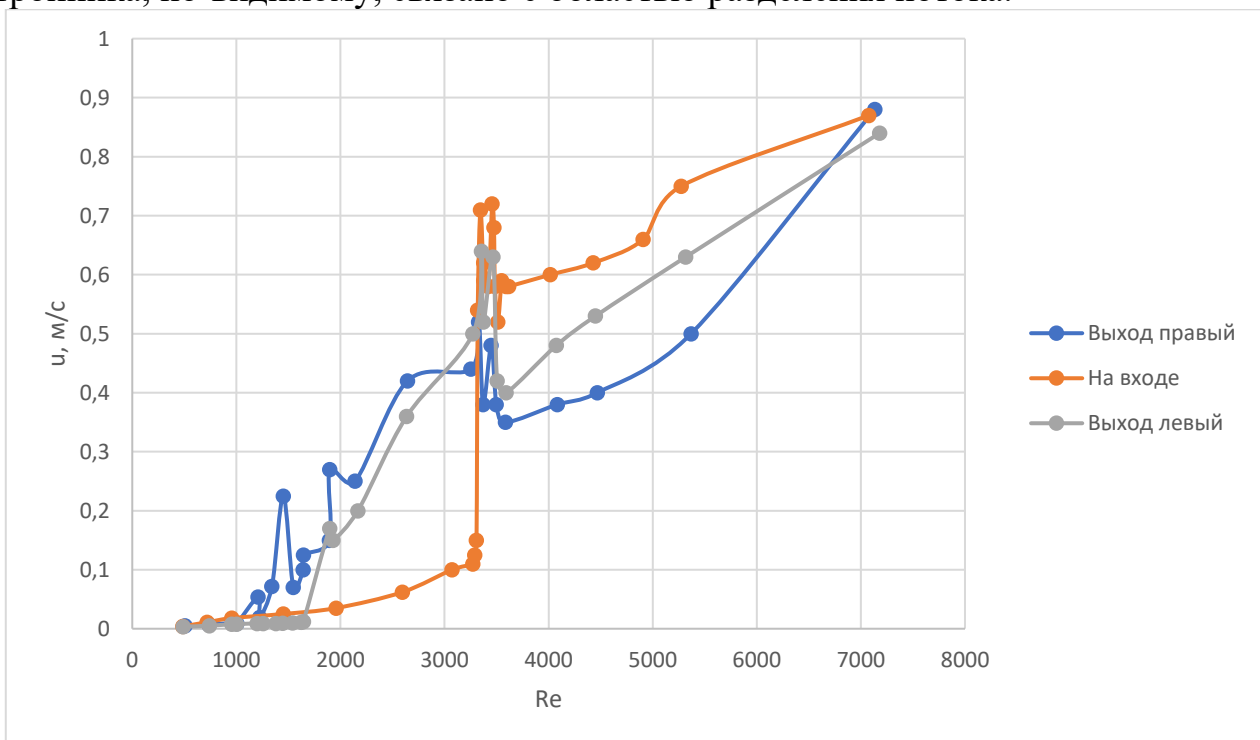


Рис. 3. Пульсации скорости в тройнике

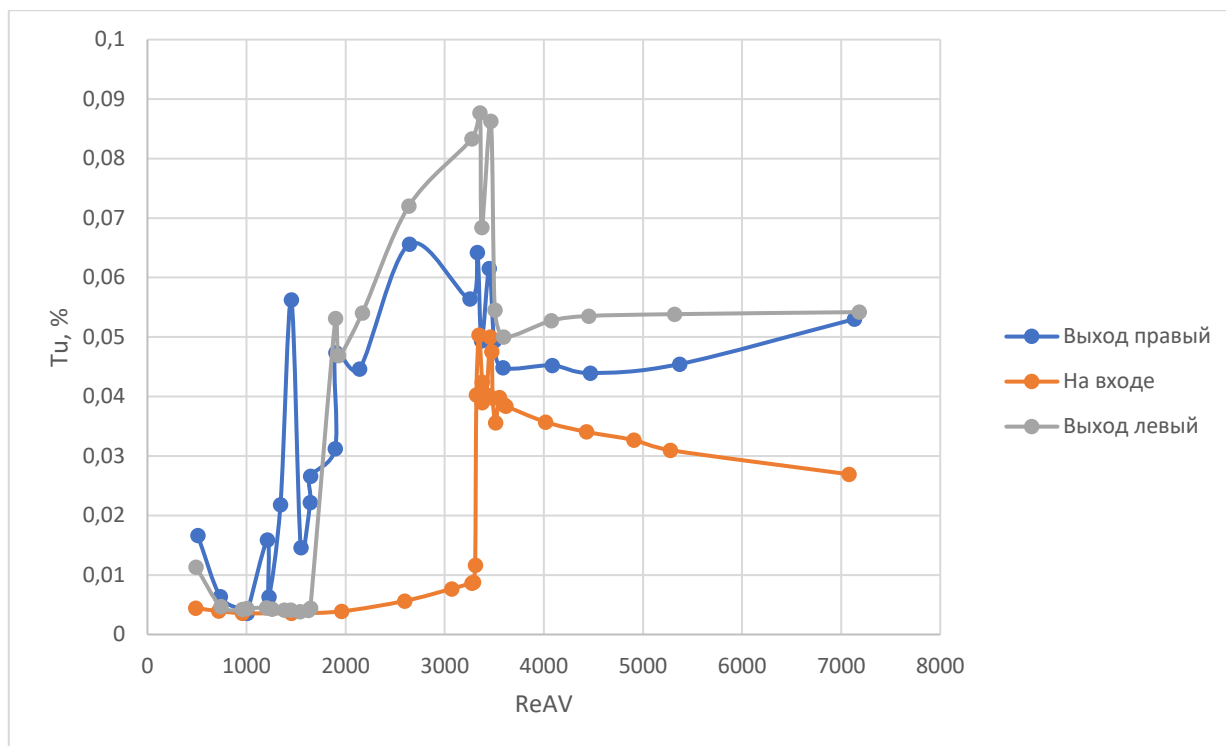


Рис. 4. Степень турбулентности в тройнике

Заключение

Выполнены измерения скорости и пульсаций скорости для напорного круглого Y - тройника с углом разводки 50° в диапазоне чисел Рейнольдса $Re=400-7200$. Опыты выполнены с использованием термоанемометра в потоке воздуха. Показаны диапазоны чисел Рейнольдса характерных для ламинарного, переходного и турбулентного режима течения в таком тройнике. Полученные данные можно использовать для уточнения диапазона использования табулированных данных, для ламинарных и турбулентных режимов течения в напорных круглых тройниках.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

6. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям/Под ред. М. О. Штейнберга. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1992.- 672 с.
7. Потери давления в трубопроводах. Тройники [Электронный ресурс]/ К.т.н. С.Б. Горуневич, инженер ПТО, «Усть-Илимская ТЭЦ» филиал ОАО «Иркутскэнерго», г. Усть-Илимск Иркутской обл.
8. Переход к турбулентности через перемежаемость в инертных и реагирующих струях / В. В. Леманов, В. В. Лукашов, К. А. Шаров // Известия РАН. Механика жидкости и газа, 2020, № 6, с. 50–59.

INVESTIGATION OF THE LAMINAR-TURBULENT TRANSITION AT THE OUTLET OF A ROUND TUBE USING A TEE AND WITHOUT IT

*Graduate student Fedorenko Viktor Aleksandrovich¹
K. t. s.; Lemanov Vadim Vladimirovich¹*

¹ S.S. Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 1 Lavrentieva Ave.,
Novosibirsk, 630090, Russia

Fedorenko V. A., e-mail vitya.fedorenko.335@mail.ru

Address for correspondence: *Fedorenko Viktor Aleksandrovich*, S.S.
Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 1 Lavrentieva Ave., Novosibirsk,
630090, Russia, tel. (913)929-87-10

Annotation:

The paper presents an experimental study of the operating modes of a pressure round Y - junction with a 50 ° wiring angle in the range of Reynolds numbers $Re=400-7200$. Velocity and velocity pulsations were measured using a hot wire anemometer both at the inlet and at the two outputs of the tee. The working gas is air. The ranges of Reynolds numbers characteristic of laminar, transient and turbulent flow regimes in such a tee are shown.

Keywords:

Pressure tee, three flow modes, thermal anemometer, velocity pulsations

УДК 629.7.048

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРЕНИРОВОЧНОГО МОТОПЛАНЕРА F3K

Афанасьев Егор Александрович, студент

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

Афанасьев Е.А., e-mail afegal07@gmail.com

*Адрес для корреспонденции: **Афанасьев Егор Александрович**, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (383)346-24-76*

Аннотация

Исследование по созданию модели мотопланера F3K представляет собой комплексный подход к разработке легкого и прочного воздушного судна. В работе подробно описаны особенности конструкции, материалы и методы крепления элементов, такие как скотч, резинки и бальза. Полученная модель демонстрирует высокую производительность в воздухе, что делает ее подходящей как для обучения новичков, так и для участия в соревнованиях и шоу. Разработанный мотопланер F3K представляет собой успешный проект, который может быть использован в различных авиационных мероприятиях.

Ключевые слова

Мотопланер F3K, конструкция, материалы, крепление, производительность, обучение, соревнования, авиашоу.

В области авиационного моделирования существует постоянный интерес к разработке новых моделей самолетов и планеров. Создание модели мотопланера представляет собой инновационный подход к комбинированию функций самолета и планера.

Целью проекта является разработка модели мотопланера, которая могла бы быть использована для обучения, соревнований и шоу. Задачи включают в себя создание конструкции самолета, подбор материалов, проведение полетов и оценку производительности.

Для достижения поставленных цели и задач были использованы методы аэродинамики, конструирования и тестирования моделей самолетов. Также важным было подбирать подходящие материалы для обеспечения легкости и прочности планера.

Фюзеляж можно разделить на две основные части: носовую и хвостовую (рис. 1). Носовая часть состоит из электроники планера (тяга, управление, питание, прием сигнала с передатчика) и выполнена из 1 мм фанеры и 3 мм фанеры. Миллиметровая фанера служит обшивкой для носа, а

трехмиллиметровая фанера (из которой сделаны шпангоуты) придает ему форму и прочность. В передней части носа расположен двигатель. Чтобы он не загрязнился и не повредился во время посадки или падения, был установлен обтекатель, выполненный из обычной бутылки, обработанной строительным феном. Это также улучшает аэродинамику планера.

Винт был выбран складной, так как при каждой посадке он бы ломался (из-за отсутствия шасси) и это также улучшает его аэродинамику при планировании. Также в носовой части присутствует одно из креплений крыла – бамбуковая палочка, протянутая перед вторым шпангоутом и балкой с отверстием за тем же вторым шпангоутом. Носовая часть заканчивается заглушкой из бальзы, из которой выходит вторая часть фюзеляжа (хвост).



Рис. 1. Модель тренировочного мотопланера F3K

Хвостовая часть состоит из второго колена трехметровой или третьего колена пятиколенной карбоновой удочки. На ней находится второе крепление крыла к фюзеляжу – это отверстие, просверленное в колене и усиленное кольцом дюрала. Через колено также протянуты тяги из поводкового материала к самому хвостовому оперению. Все хвостовое оперение сделано полностью из бальзы в целях его безопасности, так как часто удар приходится именно на него. Кроме того, при посадке оно выполняет роль заднего шасси.

Стабилизатор стоит на блоке из упрочненной бальзы, так как при посадке или падении часто ударяется именно стабилизатор, и благодаря этому блоку он не ломается, а просто слетает с него. Под стабилизатором можно заметить идущий от удочки к килю подъем (треугольник) – это часть была сделана для посадки планера. Она и выполняет роль заднего шасси, плюс благодаря ей

планер при посадке не цепляет килем траву, землю, камни и прочее. Эта часть тоже выполнена из бальзы, но она в нижней части еще немного укреплена, так как буквально все приходится на нее.

Крыло, лонжероны крыла изготовлены из двух сосновых реек, скрепленных между собою пластинами дюрэли, образующими V крыла. От лонжерона только по передней кромке крыла проходят нервюры (по 8 с каждой стороны), изготовленные из обыкновенных зубочисток. Нервюры проходят сквозь два стрингера, сделанных из пенопласта, и упираются в большую бамбуковую палку, протянутую вдоль всего крыла (кроме части, где установлены элероны и концов крыла (там установлена бальза)). Эта палка как раз принимает на себя удар, который рассеивается по всей этой конструкции. Крыло полностью обшито пенопластом, который является пластичным и легким и прекрасно выдерживает все удары. Но если все-таки образовалась пробоина, то ее легко заменить на новый пенопласт. Только элерон выполнен из бальзы.

Крыло на местах его крепления к фюзеляжу усилено дюрэлю, эти места находятся по центру спереди и сзади. В местах крепления по середине просверлены отверстия, в которые были вставлены бамбуковые палочки. Само крепление крыла к фюзеляжу осуществляется с помощью резинок, так как они при посадке или падении действуют как амортизаторы, в особо жестких случаях крыло просто вылетает как стабилизатор с рулем высоты и остается целым.

Примечания:

1. Обтягивать планер можно и цветным скотчем. Скотч также защищает от влаги и от повреждений, будет держаться дольше, чем пленка.
2. Элероны к крыльям прикреплены не петлями, а скотчем (как показано на схеме ниже в приложениях), так же прикреплен руль высоты к стабилизатору. Но руль поворота к килю прикреплен петлями.
3. Поводковый материал все время находится под натяжением, так как между стабилизатором и рулем высоты расположена пружина. При ослаблении она тянет руль вниз - планер летит вверх, при обратном натяжении руль поворачивается вверх - планер летит вниз. Аналогично поступили с килем и рулем поворота. Тягами у элеронов служат палочки чий.
4. Места крепления крыла к фюзеляжу приматываются разными резинками. Переднее место крепления приматывается хорошей тугой резинкой (оно не должно шататься), а заднее место крепления приматывается любой дешевой плохой резинкой (может не очень сильно шататься). Это сделано для более легкого вылета крыла при ударе.
5. Для быстрого доступа к электронике в носовой части планера сделана крышка (капот).

В результате работы была успешно создана модель мотопланера, которая демонстрирует хорошую производительность в воздухе. Планер может быть использован как обучающий инструмент для новичков, а также для участия в соревнованиях и проведения шоу.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Болонкин, А.А. Теория полета летающих моделей. М.: ДОСААФ, 1962. – 327 с.
2. Вилле, Р. Постройка летающих моделей копий. М.: ДОСААФ 1986. – 222 с.
3. Смирнов, И.И. Основы аэродинамики. М.: Издательство «Техника», 2005. – 180 с.
4. Петров, П.П. Механика полета. СПб.: Издательство «Авиация», 2010. – 250 с.
5. Иванов, И.И. Элементы конструкции летательных аппаратов. М.: Издательство «Летучий объект», 2013. – 300 с.
6. Козлов, К.К. Теория авиационных двигателей. М.: Издательство «Авиатехника», 2008. – 280 с.
7. Григорьев, Г.Г. Управление полетом. М.: Издательство «Авиапроф», 2015. – 220 с.

DESIGN OF TRAINING MOTOR GLIDER F3K

Afanasev Egor Aleksandrovich, Student

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Afanasev E.A., e-mail afegal07@gmail.com

Address for correspondence: *Afanasev Egor Aleksandrovich*, Novosibirsk
state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Abstract

The research on creating a model of the F3K motor glider represents a comprehensive approach to developing a lightweight and durable aircraft. The work extensively describes the features of the design, materials, and methods of attaching elements, such as tape, rubber bands, and balsa wood. The resulting model demonstrates high performance in the air, making it suitable for training beginners as well as participating in competitions and shows. The developed F3K motor glider is a successful project that can be used in various aviation events.

Keywords

Training Motor Glider F3K, design, materials, attachment, performance, training, competitions, aviation shows.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВИДОВ ФИЗИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ
ДЛЯ КОМПЕНСАЦИИ ГИПОДИНАМИИ
В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ**

*Беляева Елизавета Валерьевна, студент; Хромова Ирина Владимировна,
к.т.н., доцент,*

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

Беляева Е. В., e-mail liza_belyaeva_2014@mail.ru

Хромова И. В., e-mail xromova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: *Хромова Ирина Владимировна*, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-24-76

Аннотация

В работе представлен анализ влияния факторов космического полета на организм человека. Выполнены модельные исследования влияния гиподинамии, сохранения и потери мышечной массы в условиях длительной невесомости на работу кровеносной системы человека. Проведен анализ средств компенсации негативного воздействия и адаптации к условиям невесомости для усовершенствования и разработки индивидуальных систем жизнеобеспечения. Представлена концептуальная дизайн-схема тренажера-трансформера для выполнения комплексной тренировки различных групп мышц с целью сохранения мышечной массы космонавта.

Ключевые слова

Системы жизнеобеспечения, длительная невесомость, гиподинамия, тренажеры, физическая активность.

Актуальной проблемой в области безопасности космических полетов является разработка методик и систем, направленных на компенсацию нарушений в организме человека вызванных гиподинамией в условиях длительной невесомости для поддержания нормальной работы организма космонавта и сокращения периода реабилитации по окончании миссии.

Целью настоящей работы является исследование влияния гиподинамии в невесомости на системы организма человека. В задачи входят анализ существующих проблем при разработке современных средств компенсации, проведение модельных исследований влияния невесомости и гиподинамии на гидравлические характеристики кровеносной системы человека, а так же оценка эффективности средств ее профилактики при помощи различных видов физической активности.

Методика расчета гидравлических характеристик состоит из трех этапов: расчет гидравлических сопротивлений участков сосудистого русла; расчет перепадов давлений в контуре кровеносной системы; расчет распределения крови по расчетным элементам (минутный объем крови (МОК) в % от общего количества циркулирующей крови). Методика учитывает особенности строения участков (диаметры, длины, количество сосудов и скорости движения в них), эффект вращения крови в аорте и крупных артериях, потери напора по длине участков и местные сопротивления, вызванных ответвлениями сосудов [1-6].

В работе проводится исследование влияния гиподинамии в условиях невесомости на распределение крови по потребителям (части тела). Сравнительный анализ МОК по потребителям на Земле и в невесомости показал, что в невесомости происходит значительное перераспределение крови между частями тела, наиболее существенное от ног к голове. Расход крови на голову увеличивается на 20 %, кроме того практически в 2 раза снижается расход крови на ноги, руки и миокард. Это необходимо учитывать при компенсации недостатка нагрузки на мышечный аппарат и сердечнососудистую систему.

Потеря до 5 кг мышечной массы вследствие гиподинамии в невесомости ведет к дополнительным ухудшениям показателей МОК, поэтому важной задачей является поддержание мышечной массы на предполетном уровне (рис. 1). Для этого необходимо выполнить подбор оптимальных типов и интенсивности силовых тренировок:

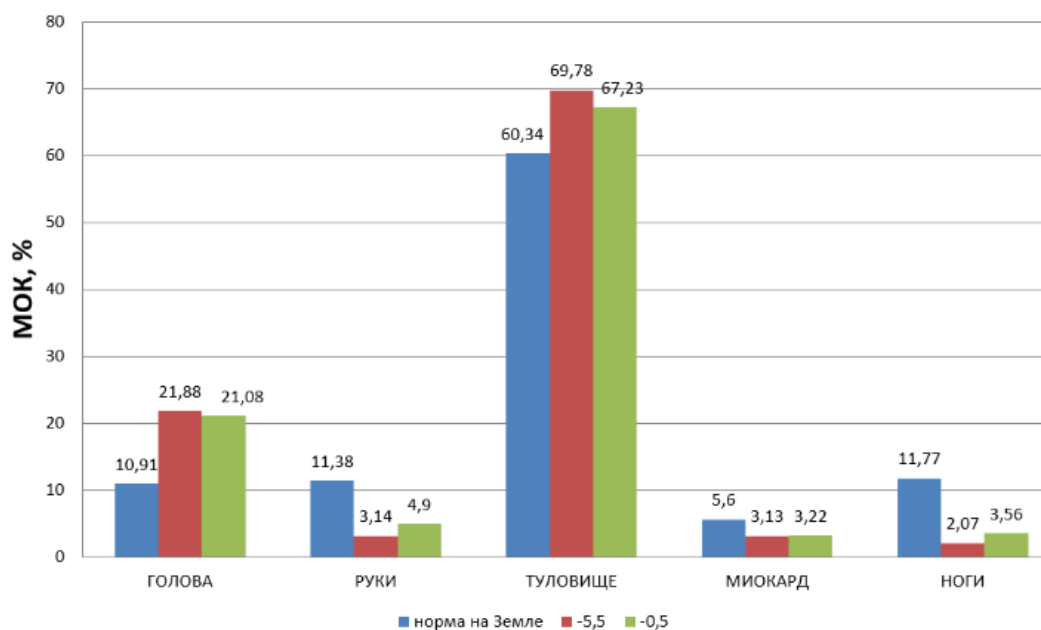


Рис. 1. Расход крови по потребителям в невесомости с сохранением (0 кг) и потерей (5 кг) мышечной массы

В работе выполняется сравнение комплексной тренировки рук, ног и туловища различной интенсивности с классическим велотренажером. Комплексная тренировка кроме приближений к значениям нормы расхода крови

по потребителям позволяет не допустить потерю мышечной массы не только в ногах, но и в других частях тела, что окажет положительное влияние как во время полета, так и после приземления.

Однако, необходимо проводить тренировки комбинированного типа: кардио-тренировки – для сердечнососудистой системы и силовые – для поддержания мышечного аппарата. В настоящий момент не представлены тренажеры, позволяющие совместить оба этих вида тренировок. При этом необходимо предусмотреть их достаточную, но не изнуряющую интенсивность.

В работе предложена концептуальная дизайн-схема силового тренажера трансформера. Платформа для выполнения упражнений позволяет комбинировать упражнения на мышцы ног, рук и туловища с помощью регулируемых упоров и съемной гимнастической скамьи. В дальнейшем планируется предусмотреть возможность подключения при необходимости к данному тренажеру беговой дорожки или блока велотренажера, что сможет полностью обеспечить выполнение кардио- и силовых тренировок.

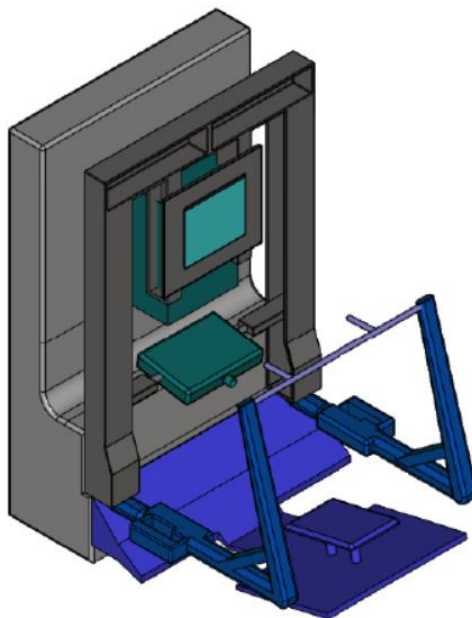


Рис. 2. Концептуальная дизайн-схема силового тренажера трансформера со съемной гимнастической скамьей.

Анализ получаемых результатов позволяет качественно и количественно оценить уровень негативного воздействия гиподинамии в условиях длительной невесомости, а также способы ее компенсации. Результаты исследований могут быть полезны специалистам при проектировании индивидуальных систем жизнеобеспечения космических летательных аппаратов, а также специализированных тренажеров для программ реабилитации людей с ограниченными возможностями здоровья.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Чичиндаев А. В.* Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, В. А. Спарин, И. В. Хромова; под ред. А. В. Чичиндаева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019 – 319 с. (Серия «Учебники НГТУ»).
2. *Чичиндаев А. В.* Теплообмен в системе «человек – окружающая среда» в условиях низких температур : монография / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. – 214 с. (Монографии НГТУ).
3. *Морман Д., Хеллер Л.* Физиология сердечно сосудистой системы. – СПб.: Изд-во Питер, 2000 – 256 с.
4. Основы космической биологии и медицины. Том I. Космическое пространство как среда обитания. М.: Наука, 1975. - 450 с.
5. Основы космической биологии и медицины. Том II. Книга первая. Экологические и физиологические основы космической биологии и медицины. М.: Наука, 1975. - 422 с.
6. *Березовский В.А. Колотилов Н.Н.* Биофизические характеристики тканей человека. Справочник. – Киев.: Наук. думка, 1990. – 224 с.
7. *Пичулин В.С.* Математическое моделирование и проектирование индивидуальных систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов : Учеб. пособие. – М.: МАИ, 2001. – 88 с.

RESEARCH OF PHYSICAL ACTIVITY TYPES TO BALANCING FOR INACTIVITY IN PROLONGED WEIGHTLESSNESS CONDITIONS

*Belyaeva Elizaveta Valerevna, Student; Khromova Irina Vladimirovna,
Ph.D. (Engineering), Associate Professor*

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Belyaeva E. V., e-mail liza_belyaeva_2014@mail.ru

Khromova I. V., e-mail khromova@corp.nstu.ru

Address for correspondence: ***Khromova Irina Vladimirovna***, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Abstract

The paper presents an analysis of the space flight factors influence on the human body. Model studies of the physical inactivity effect, preservation and loss of muscle mass in conditions of prolonged weightlessness on the functioning of the human circulatory system have been performed. The analysis of the compensating means for the negative impact and adaptation to the conditions of weightlessness for the improvement and development of individual life support systems has been carried out. A conceptual design scheme of a transformer simulator for performing complex training of various muscle groups in order to preserve the muscle mass of an astronaut is presented.

Keywords

Life support systems, prolonged weightlessness, physical inactivity, exercise equipment, physical activity.

УДК 621.565.944

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА

Выборов Максим Романович, аспирант

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Выборов М.Р., e-mail: vyborov.2016@stud.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: ***Выборов Максим Романович***, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Аннотация

В работе выполнен анализ работы теплообменника-конденсатора системы кондиционирования воздуха. Целью настоящей работы является расчет работы теплообменника-конденсатора с заданной геометрией при изменении шагов холодного и горячего оребрений и влагосодержания. Работа выполнена с целью дальнейшего исследования процессов тепломассообмена в компактных пластинчато-ребристых теплообменниках.

Ключевые слова

СКВ, теплообменник, конденсатор, компактный пластинчато-ребристый теплообменник, оребрение, проектирование.

В современных системах кондиционирования теплообменник-конденсатор играет важнейшую роль в процессе охлаждения. Конденсатор отвечает за выделение тепла из газообразного хладагента, который был сжат и нагрет в системе.

Теплообменник-конденсатор обычно изготавливается в виде перекрестно-точного пластинчато-ребристого компактного теплообменника.

В современных системах кондиционирования воздуха часто используются современные материалы и конструкции теплообменника-конденсатора для повышения эффективности и снижения энергопотребления.

Теплообменник-конденсатор. Основной целью теплообменника-конденсатора в системах кондиционирования воздуха является отвод тепла от хладагента в состоянии газа после его сжатия компрессором. В процессе работы системы кондиционирования хладагент циркулирует по замкнутой системе, меняя свое агрегатное состояние с газа на жидкость и обратно. Когда сжатый газообразный хладагент проходит через теплообменник-конденсатор, он отдает

тепло окружающему воздуху или другому охлаждающему агенту, что приводит к его конденсации, то есть переходу из газообразного состояния в жидкое.

Этот процесс отвода тепла крайне важен, так как он позволяет выполнять основную функцию системы кондиционирования — охлаждать воздух в помещении, путем поглощения тепла на испарителе и его последующего отвода наружу через конденсатор. Кроме того, переход хладагента в жидкую фазу необходим для поддержания эффективности циркуляции хладагента в системе и обеспечения постоянной работы кондиционера. Конденсатор обычно изготавливается в виде перекрестно-точного пластинчато-ребристого компактного теплообменника.

Ключевая проблема в работе конденсатора заключается в необходимости поддержания охлаждающей жидкости в холодном состоянии при ее функционировании. Это усложняет процесс теплообмена, поскольку в воздухе после прохождения через турбину формируется переохлажденный аэрозоль, а также возникают частицы снега и льда. Кроме того, на поверхности теплообменной части начинают протекать изменчивые процессы ледообразования и таяния, а в части, где температура выше, происходит замерзание конденсированной влаги. Проблемы, связанные с формированием льда, усугубляются в отсутствие системы удаления влаги, что превращает турбину в источник снежной каши, закупоривающей выпускное отверстие и вход в теплообменник. Это ведет к сокращению объема воздуха, протекающего через турбину, из-за чего становится критически важным при проектировании конденсатора внедрение систем, предотвращающих образование льда в горячей части и накопление снега на передних кромках теплообменника в холодной части.

Одним из способов борьбы с обмерзанием теплопередающей поверхности является использование переменных оребрений по длине горячего и холодного тракта (рис. 1).

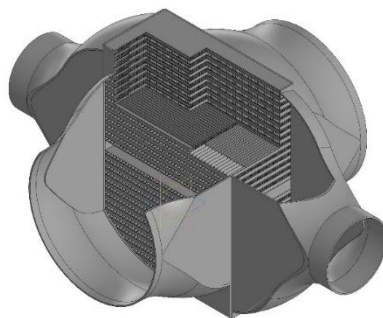


Рис. 1. Конструкция теплообменника-конденсатора с переменным оребрением по горячему и холодному трактам

В работе выполнен анализ и выбор оптимального теплообменника из трех исследований: изменение шага горячего оребрения, изменение шага холодного оребрения и изменение шага обоих оребрений. Исходные данные для каждого исследования, такие как: параметры теплоносителей, геометрия оребрений и режимные параметры были идентичны.

Отдельное исследование было направлено на изучение влияния шага обоих оребрений и влагосодержания на распределение температур теплопередающей поверхности (рис. 2).

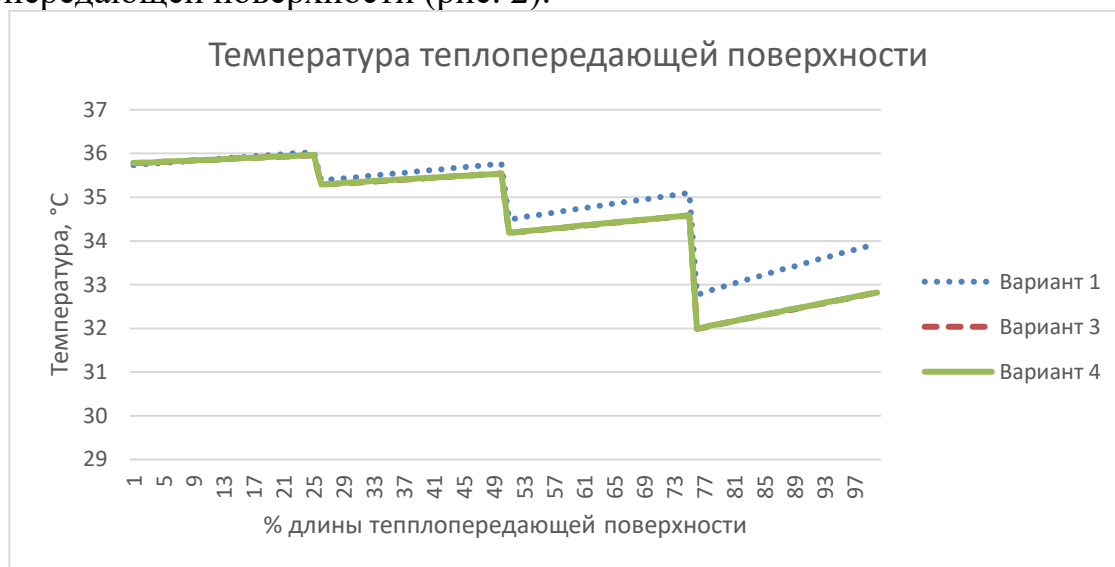


Рис. 2. Влияние влагосодержания воздуха на температуру теплопередающей поверхности

Вывод: в работе выполнен комплекс исследований распределения температур теплопередающей поверхности при изменении шагов оребрений. Изменение шага оребрений в горячем и холодном трактах в сумме с изменениями влажности приводит к кардинальным изменениям в распределении температур в теплообменнике-конденсаторе. Путем опытного исследования было определено, что лучшими противообледенительными характеристиками обладает теплообменник при изменении обоих шагов оребрения, при котором наблюдается отсутствие отрицательной температуры поверхности, т.е. ее обмерзание.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чичиндаев А.В., Хромова И.В. Массовый открытый онлайн-курс «Современные авиационные системы кондиционирования воздуха». Размещен на платформе Stepik: <https://stepik.org/112062>. Победитель конкурса Учебной сессии НГТУ 2022 года в номинации «Лучший массовый открытый онлайн курс года».

2. Чичиндаев А.В. Современные системы кондиционирования воздуха: [Электронный ресурс] : рец. электрон. учеб. изд. НГТУ / А.В. Чичиндаев, И.В.

Хромова. - Новосибирск, 2022. - URL:
<https://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/12086>.

3. Чичиндаев А. В. Современные системы кондиционирования воздуха: учебное пособие / А. В. Чичиндаев.- Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2022. – 80 с.

4. Чичиндаев А. В., Хромова И. В. Современные авиационные системы кондиционирования воздуха: курс ФПК по **дополнительному профессиональному обучению. Размещен на сайте НГТУ https://nstu.ru/dpo_edu/education/corporate_private**.

5. Чичиндаев А. В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Теоретические основы: учебное пособие / А.В. Чичиндаев. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – 436 с. – (Серия «Учеб-ники НГТУ»).

6. Дьяченко Ю.В. Особенности работы авиационных систем кондиционирования на влажном воздухе: учеб пособие / Ю.В. Дьяченко, А.В. Чичиндаев. – 2-е изд. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – 87 с.

STUDY OF HEAT EXCHANGER-CONDENSER OPERATION

Vyborov Maxim Romanovich, postgraduate student

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk,
630073, Russia, tel. 346-24-76

Vyborov M.R., e-mail: vyborov.2016@stud.nstu.ru

Address for correspondence: Vyborov Maxim Romanovich, Novosibirsk State
Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia,
tel. 346-24-76

Abstract

The work analyzed and selected the optimal heat exchanger from three studies: changing the pitch of the hot fins, changing the pitch of the cold fins and changing the pitch of both fins. The initial data for each study, such as coolant parameters, fin geometry and operating parameters, were identical. Through an experimental study, it was determined that the heat exchanger has the best anti-icing characteristics when both fin steps are changed, in which there is no negative surface temperature, i.e. her frostbite.

Keywords

ACS, heat exchanger, condenser, compact plate-fin heat exchanger, fins, design.

ТЕПЛОПЕРЕДАЧА С ПОВЕРХНОСТИ ПЛАСТИНЫ АЛЮМИНИЯ МОДИФИЦИРОВАННОЙ ОТКРЫТЫМИ МИКРОКАНАЛАМИ

*Гусаченко Дмитрий Витальевич; Горбачев Максим Викторович, канд.
техн. наук, доцент, заведующий кафедрой ТТФ НГТУ*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346–50–01

Гусаченко Д. В., e-mail gusachenko.2021@stud.nstu.ru

Горбачев М. В., e-mail m.gorbachev@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Горбачев Максим Викторович, Новосибирский
государственный технический университет (кафедра ТТФ), 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346–06–01*

Аннотация:

Развитие технологий требует поиска новых способов отвода теплоты, одним из которых является омывание модифицированной поверхности теплообменного аппарата рабочей жидкостью с последующим её испарением. В работе проведено экспериментальное исследование по испарению водно-этаноловой смеси в условиях свободной конвекции с модифицированной открытыми микроканалами поверхности пластины. В результате получена зависимость температур от концентрации этанола в рабочей жидкости, получена интенсификация теплопередачи в окружающую среду. Полученные результаты могут быть применены при создании компактных устройств для утилизации теплоты от термонагруженных электронных компонентов.

Ключевые слова: теплообмен, теплопередача, испарение, открытые микроканалы, водно-этаноловые смеси

Тенденции развития техники ведут к миниатюризации изделий с сохранением или увеличением функциональности, производительности, происходит рост плотностей энергий и удельных тепловых потоков. В следствие этого применяемая электроника требует поиска новых материалов и способов их обработки, улучшающие тепловые характеристики компонентов.

В данной работе проводилось исследование теплопередачи между пластиной алюминия и окружающей средой. Поверхность пластины модифицирована с помощью фемтосекундного лазерного излучения, были созданы три области, расположенные вдоль продольной оси пластины, с различными глубинами открытых микроканалов. Каждая область представляет из себя массив параллельных одинаковых капилляров.

В ходе экспериментов вертикально ориентированная пластина погружалась в термостабилизируемую кювету, заполненную водно-этаноловой

смесью. Рабочая жидкость при омывании пластины занимала пространство открытых микроканалов за счёт капиллярных явлений, при этом непрерывно происходил процесс испарения и, как следствие, интенсификации теплопередачи. Наблюдение велось посредством термометрии пластины, жидкости и поверхности кюветы, а также фиксацией параметров окружающей среды.

Произведено исследование зависимости распределения температур от концентрации этанола в смеси. За счёт процессов испарения с капиллярной поверхности была получена интенсификация теплопередачи на 50 % по сравнению с погружением в воду аналогичной пластины без модификации поверхности.

Рассматриваемая модификация может применяться при создании устройств утилизации теплоты термонагруженных компонентов или целых блоков, быть составной частью систем летательных аппаратов, аэродромного обслуживания, комплексов различного назначения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Den Bouter J. A. D. L., De Munnik B., Heertjes P. M. Simultaneous heat and mass transfer in laminar free convection from a vertical plate // *Chemical Engineering Science*. – 1968. – Vol. 23, N 10. – P. 1185-1190.
2. Fang R. et al. Temperature effect on capillary flow dynamics in 1D array of open nanotextured microchannels produced by femtosecond laser on silicon // *Nanomaterials*. – 2020. – Vol. 10, N 4. – P. 796.

HEAT TRANSFER FROM THE SURFACE OF AN ALUMINUM PLATE MODIFIED BY OPEN MICROCHANNELS

Gusachenko Dmitriy Vitalievich; Gorbachev Maxim Viktorovich, Ph.D. (Engineering), Associate Professor, Head of department TTP NSTU

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20
Prospekt K. Marksa, tel. +7 (383) 346–50–01

Gusachenko D. V., e-mail gusachenko.2021@stud.nstu.ru

Gorbachev M. V., e-mail m.gorbachev@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Gorbachev Maxim Viktorovich*, Novosibirsk State Technical University (Department TTP), 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, tel. +7 (383) 346–06–01

Annotation:

The development of technologies requires the search for new ways to remove heat, one of which is washing the modified surface of the heat exchanger with a working fluid followed by its evaporation. An experimental study on the evaporation of a water-ethanol mixture under conditions of free convection with modified open

microchannels of the plate surface was carried out. As a result, the temperature dependence on the concentration of ethanol in the working fluid was obtained, and the intensification of heat transfer to the environment was obtained. The results obtained can be applied in the creation of compact devices for the utilization of heat from thermally loaded electronic components.

Keywords: heat and mass transfer, heat transfer, evaporation, open microchannels, water-ethanol mixtures

УДК 629.7.048

ВЛИЯНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА В СИСТЕМЕ ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА

Григоревская Валерия Максимовна¹, студент; Хромова Ирина Владимировна^{1,2}, к.т.н., доцент; Дьяченко Юрий Васильевич¹, д.т.н., профессор

¹Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

²Сибирский государственный университет водного транспорта, г. Новосибирск, 630099, Россия, г. Новосибирск, ул. Щетинкина, 33

Григоревская В. М., e-mail leranikagrigor@mail.ru

Хромова И. В., e-mail xromova@corp.nstu.ru

Дьяченко Ю. В., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-24-76

Аннотация

В работе представлены результаты модельных исследований влияния половозрастных характеристик и типа конституции на тепловые процессы в системе терморегуляции человека в условиях низких температур. Проведено сравнение расчетных данных для исследовательской группы с различным набором индивидуальных параметров со среднестатистическим человеком в соответствии с полом и возрастом. Даны рекомендации о внедрении дополнительных утепляющих элементов защитной одежды.

Ключевые слова

Системы жизнеобеспечения, система терморегуляции человека, низкие температуры, тепловой комфорт, защитная одежда.

При неблагоприятных погодных условиях российского климата актуальной задачей является обеспечение теплового комфорта сотрудников транспортной отрасли. Люди обладают различным набором индивидуальных и половозрастных характеристик, поэтому цель работы заключается в исследовании влияния данных параметров на тепловое состояние в условиях низких температур.

В данной работе для моделирования работы системы терморегуляции человека применяется подход относительного деления объекта на «оболочку» – покровные ткани тела и «ядро» – внутренние органы и мышцы. Это многослойная многоэлементная модель, в которой каждая часть тела представлена расчетным элементом с соответствующим количеством и видом слоев. Кровеносная система работает совместно с системой терморегуляции и осуществляет перенос тепла от внутренних органов к поверхности и между расчетными элементами [1-2].

На работу системы терморегуляции оказывают влияние индивидуальные характеристики организма человека: пол, возраст и тип конституции. В физиологии принято разделение на три типа конституции в зависимости от антропометрических характеристик тела человека. Процентное содержание жировой ткани в организме мужчины и женщины с возрастом изменяется по-разному. Кроме того, для мужчин нормой является 10-16 % жира, а для женщин – 22-27 % (рис. 1 а, б) [3-6].

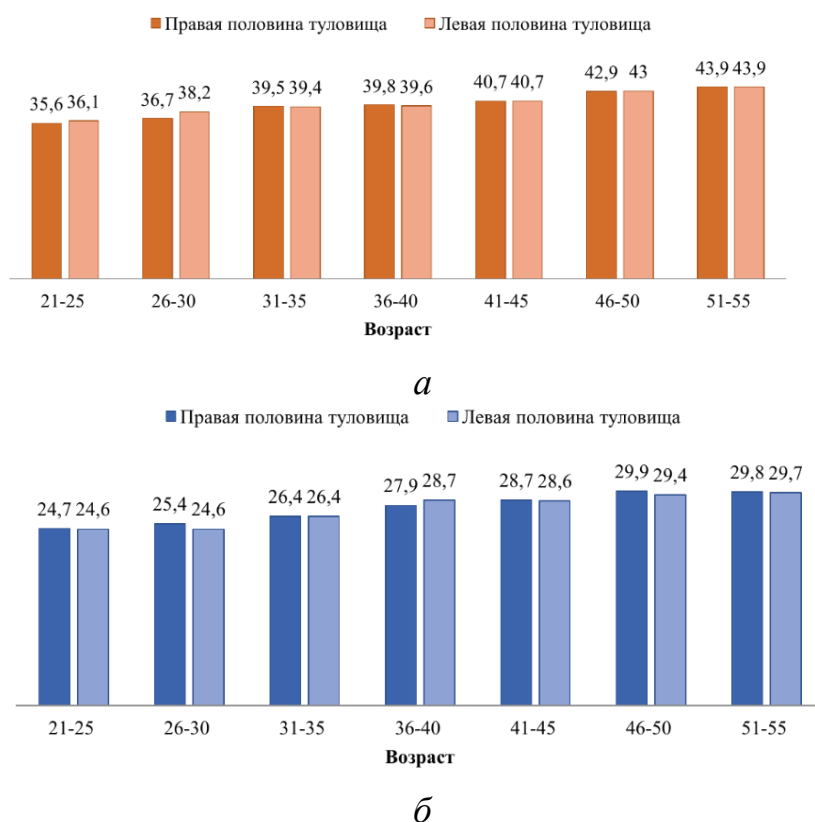


Рис. 1. Процентное содержание жира по отношению к массе мягких тканей:
а – мужчины; б – женщины

Проведенные исследования показали, что пол и возраст человека значительно влияют на величину тепловых потерь при нахождении в неблагоприятных температурных условиях (рис. 2). Перепад температур кожи через 30 мин нахождения в воздухе с температурой 0 °С у женщин больше, чем у мужчин, кроме того, он повышается с возрастом. Так как наибольшее влияние на увеличение перепада температур кожи и сокращение временного диапазона теплового комфорта оказывает возраст, то целесообразно предусматривать дополнительные съемные элементы одежды для уязвимых элементов (руки, ноги, грудная клетка), исходя из возрастных групп работников (после 40 лет).

Для оценки влияния типов конституции была собрана исследовательская группа мужчин и женщин 30 и 50 лет с различным набором индивидуальных параметров. Проведено сравнение расчетных данных для исследовательской группы со среднестатистическим человеком в соответствии с полом и возрастом.

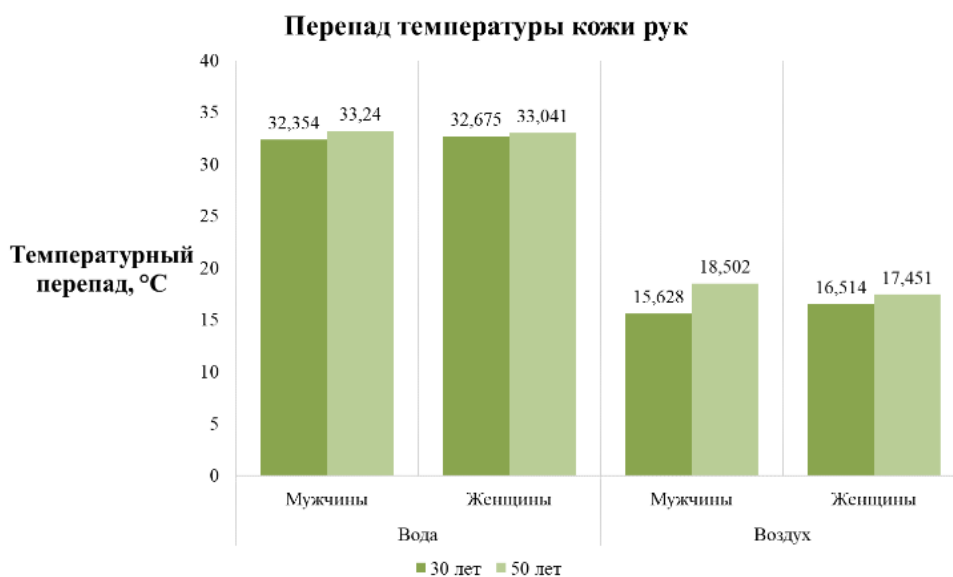


Рис. 2. Перепад температуры кожи рук мужчин и женщин разного возраста в воде и в воздухе при 0 °С за 30 мин

Установлено, что средние температуры кожи практически не отличаются от показателей среднестатистических людей, в среднем расхождения не более 0,5...0,8 °С. Тип конституции имеет небольшое влияние на тепловое состояние человека, поэтому нецелесообразно вводить дополнительные утепляющие элементы в зависимости от размерной сетки изделий.

Анализ результатов позволяет проводить оценку теплового комфорта человека при проектировании индивидуальных систем жизнеобеспечения летательных аппаратов: высотно-компенсирующих костюмов летчиков, костюмов постоянного ношения для космонавтов, а также при совершенствовании элементов систем охлаждения скафандров. Кроме того, результаты исследований могут быть полезны при разработке

специализированной одежды для работы в неблагоприятных климатических условиях горнодобывающей промышленности, при обслуживании инфраструктуры железнодорожного транспорта и портов Северного морского пути РФ; спортивной одежды, термобелья для людей с ограниченными возможностями физического здоровья, специализированных костюмов пожарных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Чичиндаев А. В.* Теплообмен в системе «человек – окружающая среда» в условиях низких температур : монография / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. – 214 с. (Монографии НГТУ).

2. *Чичиндаев А. В.* Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, В. А. Спарин, И. В. Хромова; под ред. А. В. Чичиндаева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019 – 319 с. (Серия «Учебники НГТУ»).

3. *Березовский В.А. Колотилов Н.Н.* Биофизические характеристики тканей человека. Справочник. – Киев.: Наук. думка, 1990. – 224 с.

4. *Шевцов В. И.* Возрастные изменения массы мышечной, соединительной и жировой тканей у здоровых людей / В. И. Шевцов, А. А. Свешников, Е. Н. Овчинников Е. Н., Буровцева А. И., Репина И. В. // Гений ортопедии. – 2006. – №1 – С. 58-66.

5. *Клинцевич Г.Н.* Поражения холодом. – Л.: 1973. – 215 с.

[1] 6. *Афанасьева Р.Ф.* Холод. Критерии оценки и прогнозирование риска охлаждения / Р. Ф. Афанасьева, О. Б. Бурмистрова, А. Ф. Бобров // Бюллетень ВСНЦ СО РАМН. – 2006. – № 3 (49). – С. 13–18.

THE INFLUENCE OF INDIVIDUAL PARAMETERS ON THE HEAT TRANSFER PROCESSES IN THE HUMAN THERMOREGULATION SYSTEM

Grigorevskaya Valeriya Maksimovna¹, Student; Khromova Irina Vladimirovna^{1,2}, Ph.D. (Engineering), Associate Professor; Dyachenko Yurii. Vasilevich¹, D.Sc. (Engineering), Professor

¹Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

²Siberian state university of water transport, 630099, Russia, Novosibirsk,
Schetinkina st., 33, tel. (383) 222-04-43

Grigorevskaya V. M., e-mail leranikagrigo@mail.ru

Khromova I. V., e-mail xromova@corp.nstu.ru

Dyachenko Yu. V., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Khromova Irina Vladimirovna*, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Abstract

The paper presents the model studies results of the influence of gender and age characteristics and constitution type on thermal processes in the human thermoregulation system at low temperatures. The calculated data for a research group with a different set of individual parameters were compared with the average person in accordance with gender and age. Recommendations on the introduction of additional insulating elements in protective clothing are given.

Keywords

Life support systems, human thermoregulation system, low temperatures, thermal comfort, protective clothing.

УДК 629.7.048

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА САМОЛЕТА ЯК-40

***Земсков Виктор Сергеевич, Матвеев Иван Андреевич, Александр
Александрович Пяткин, к.т.н. Горбачев Максим Викторович***

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(913)005-48-19

Земсков В. С., email v1kt0rz3msk0v@gmail.com

Матвеев И. А., email vanomatv@yandex.ru

Пяткин А. А., email pyatkin-sasha@mail.ru

Горбачев М. В., email m.gorbachev@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(913)005-48-19

Аннотация: обледенение крыла самолета является одной из наиболее серьезных проблем, с которыми сталкиваются пилоты и инженеры во время полетов в условиях низких температур и высокой влажности. Обледенение крыла приводит к значительному изменению аэродинамических характеристик самолета, что может привести к потере управляемости и аварии. Поэтому исследование обледенения крыла является важной задачей для обеспечения безопасности полетов.

Ключевые слова: обледенение, аэродинамические характеристики, профиль крыла, Як-40, ANSYS.

Исследование обледенения крыла самолета проводится с целью выявления причин и последствий этого явления, разработки методов предотвращения и снятия ледяного налета, а также повышения безопасности полетов [1]. Для этого проводятся лабораторные и полевые исследования с использованием специального оборудования и моделей крыльев самолетов.

Анализ литературных данных показал, что в работах зачастую исследования приведены применительно к «стандартным» аэродинамическим профилям (например, НАСА-0012). Целью настоящей работы является моделирование процесса обледенения аэродинамического профиля крыла самолета Як-40.

Актуальность данной темы заключается в том, что обледенение аэродинамических профилей крыльев самолетов является серьезной проблемой, которая может привести к серьезным авиационным происшествиям. Численное моделирование таких процессов позволяет предсказать возможные последствия и разработать эффективные методы предотвращения обледенения крыльев. А так как существуют новые модификации самолета Як-40, то исследование данного профиля не потеряло своей значимости.

Для оценки влияния данного процесса была выполнена оценка аэродинамических параметров с использованием ANSYS FLUENT, а срастание льда моделировалось с помощью модуля ICE-3D[2].

Расчетная схема (см. рис. 1) представляла собой аэродинамический профиль корневого сечения. Для моделирования процесса обледенения выделили дополнительную подобласть с целью уточнения аэродинамических характеристик профиля [3].

При помощи модуля Mesh построили расчетную сетку, на которой моделировались процессы обледенения профиля крыла (см. рис. 2). Для разрешения течения воздуха в пределах пограничного слоя выделялись призматические слои, непосредственно прилегающие к аэродинамическому профилю (см. рис. 3).

Параметры расчетной сетки (285825 элементов, 572010 узлов, 10 призматических слоев).

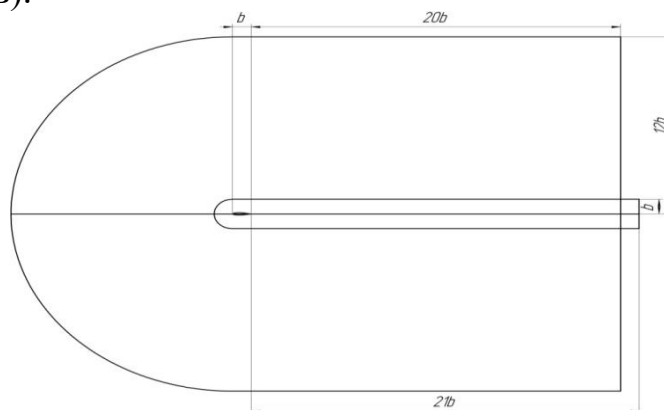


Рис. 1. Расчетная область

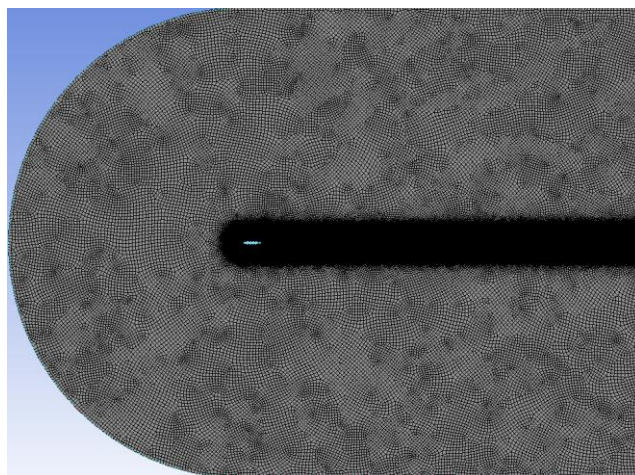


Рис. 2. Расчетная сетка

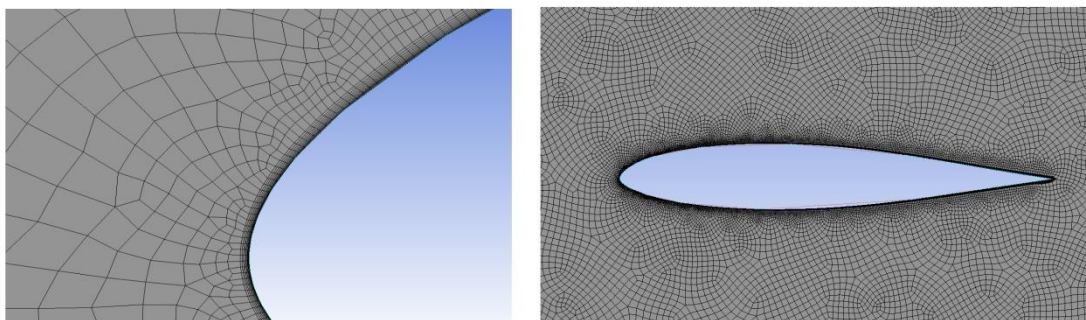


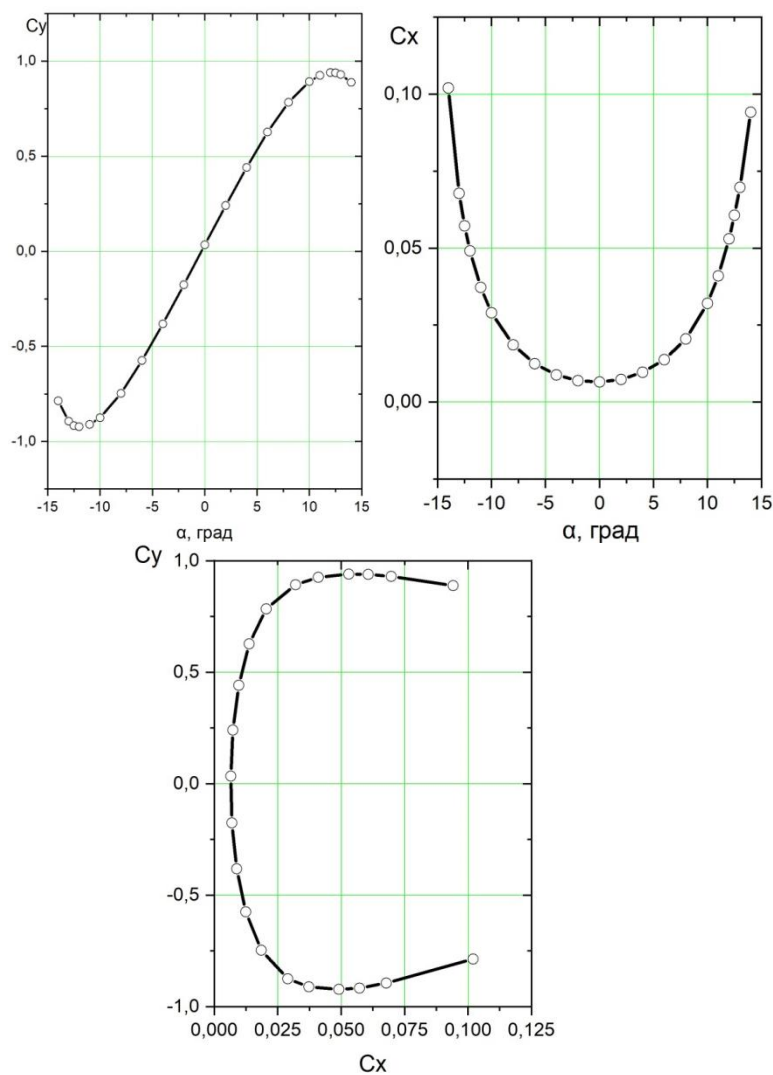
Рис. 3. Построенная математическая сетка с призматическими слоями

Процесс обледенения моделировался поэтапно:

1. Определение аэродинамики обтекания (FENSAP).
2. Определение траектории движения капель и зоны захвата (DROP-3D).
3. Определение распределения ледяной корки по поверхности аэродинамического профиля (ICE-3D).
4. Определение аэродинамики обтекания профиля с обледенением (FENSAP).

1. Проводя расчеты с использованием программного комплекса ANSYS FLUENT в модуле FENSAP, задались исходными данными ($V_0 = 120$ [м/с]; $H = 1200$ [м]; Водность равна $0,55$ [г/м³]; Диаметр капель равен 27 [мкм]), выяснили зависимости коэффициента подъемной силы и коэффициента лобового сопротивления (см. рис. 4 а, б) от углов атаки.

На основе полученных данных построили графическую зависимость поляры аэродинамического профиля (см. рис. 4 в).



а) б) в)

Рис. 4. а) зависимость значений коэффициента подъемной силы от угла атаки; б) зависимость значений лобового коэффициента от угла атаки; в) зависимость значений коэффициента подъемной силы от коэффициента лобового сопротивления.

2. С помощью модуля DROP-3D определили траекторию движения капель и зоны захвата.

3. Для моделирования процесса обледенения воспользовались модулем ICE-3D, где провели расчеты с изменением угла атаки, для этого задали три угла ($\alpha_1 = -3^\circ$; $\alpha_1 = 0^\circ$; $\alpha_1 = +3^\circ$). Получив точки в результате расчета и задав временной промежуток в 360 секунд с шагом 90 секунд, мы построили форму профиля с обледенением (см. рис. 5).

4. В следующем шаге с использованием модуля FENSAP, провели оценку аэродинамических характеристик профиля с учетом наличия корки льда на поверхности крыла (см. рис. 6).

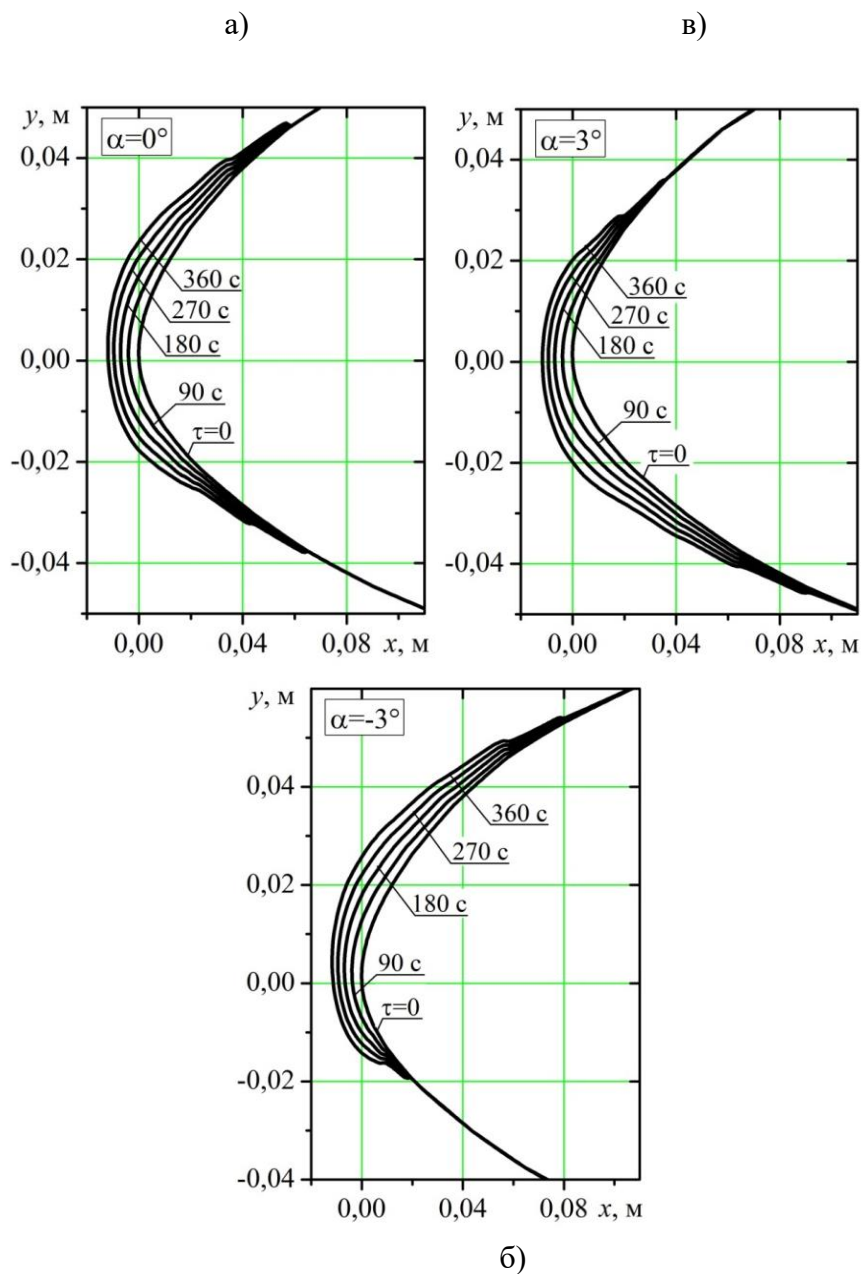


Рис. 5. Форма профиля крыла с обледенением: а) при $\alpha = 0^\circ$, б) при $\alpha = +3^\circ$, в) при $\alpha = -3^\circ$

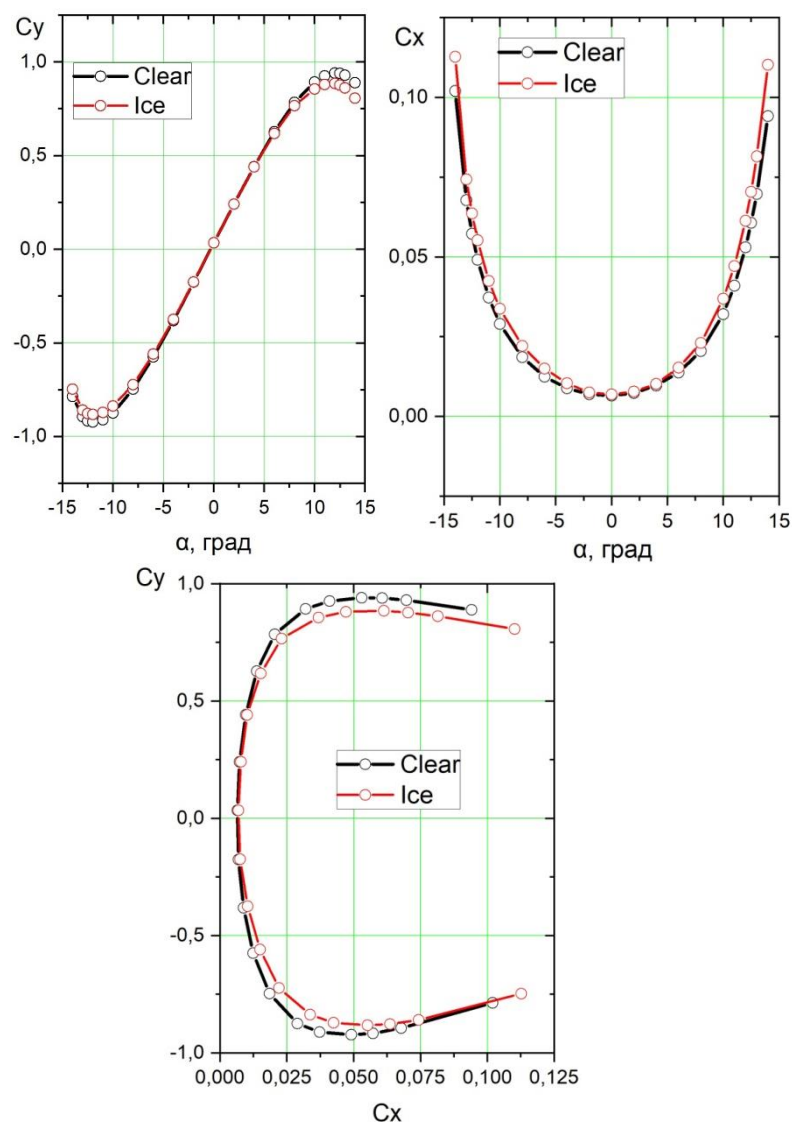


Рис. 6. Сравнение аэродинамических характеристик чистого профиля и профиля с обледенением

Разработана методика моделирования динамики нарастания льда, применительно к реальному аэродинамическому профилю крыла самолета Як-40. По результатам работы, выяснили, что для данного профиля критический угол атаки находится в диапазоне $\alpha_{кр} = 12 \dots 12,5^\circ$. Получены данные о влиянии льда на аэродинамические характеристики профиля с учетом и без учета образования льда. Так, например, для угла атаки равным $+12^\circ$ за 360 секунд пребывания летательного аппарата в зоне обледенения приводит к тому, что коэффициент подъемной силы крыла уменьшается на 5,905%, коэффициент аэродинамического сопротивления увеличивается на 15,666%. При нулевом угле атаки толщина льда составила 11,8 мм.

В дальнейшем планируем перейти от 2D задачи к 3D, чтобы рассмотреть влияние крутки крыла, стреловидности в вертикальном и поперечном направлении определить динамику зоны захвата, а также предложить и обосновать противообледенительную систему.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Противообледенительные системы летательных аппаратов: Основы проектирования и методы испытаний / Р. Х. Тенишев, Б. А. Строганов, В. С. Савин и др.; Под ред. канд. техн. наук Р. Х. Тенишева. - Москва: Машиностроение, 1967. - 320 с.
2. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов: [Учеб. пособие для авиац. специальностей вузов] / Т.П. Мещерякова. - Москва: Машиностроение, 1977. - 232 с.
3. Fajt, Nicolas and Richard Hann. "The Influence of Meteorological Conditions on the Icing Performance Penalties on a UAV Airfoil." (2019).
4. Белых Ю. Е., Кузнецов А. И. Особенности обледенения крыла летательных аппаратов // Авиационно-космическая техника и технологии. 2018. Выпуск 3.
5. Лапчин В. А., Попов В. И. Теоретические аспекты обледенения крыла в условиях аэродинамических испытаний // Журнал «Авиационное и ракетное оборудование». 2017. Том 12, № 4.

NUMERICAL MODELING OF THE PROCESSES OF ICING OF THE AERODYNAMIC PROFILE OF THE YAK-40 AIRCRAFT WING

Zemskov Viktor Sergeevich, Matveev Ivan Andreevich, Alexander Alexandrovich Pyatkin, Candidate of Technical Sciences Gorbachev Maxim Viktorovich
Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (913)005-48-19

Zemskov V. S., email v1kt0rz3msk0v@gmail.com

Matveev I. A., email vanomatv@yandex.ru

Pyatkin A. A., email pyatkin-sasha@mail.ru

Gorbachev M. V., email m.gorbachev@corp.nstu.ru

Correspondence address: Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (913)005-48-19

Annotation: Aircraft wing icing is one of the most serious problems faced by pilots and engineers during flights in low temperatures and high humidity. Icing of the wing leads to a significant change in the aerodynamic characteristics of the aircraft, which can lead to loss of control and an accident. Therefore, the study of wing icing is an important task to ensure flight safety. The study of aircraft wing icing is carried out in order to identify the causes and consequences of this phenomenon, develop methods to prevent and remove ice plaque, as well as improve flight safety. To do this, laboratory and field studies are carried out using special equipment and models of aircraft wings.

After analyzing the scientific literature and articles on the topic of aircraft icing, we came to the conclusion that in such works, studies are often brought to standard

aerodynamic profiles, for example, to NACA-0012. The emphasis in our work is on the analysis of the real aerodynamic profile of the wing of the Yak-40 aircraft.

Keywords: icing, aerodynamic characteristics, wing profile, Yak-40, ANSYS.

УДК 629.7.048

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА АВИАЦИОННОЙ СКВ

Окунева Анастасия Александровна, студент,

Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Окунева А.А., e-mail: okuneva_2001@list.ru

Чичиндаев А.В., e-mail: chichindaev@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Аннотация

В работе выполнен анализ конструкций теплообменника-конденсатора в современных авиационных системах кондиционирования воздуха. Целью настоящей работы является трехмерное САД-моделирование теплообменника-конденсатора и теплообменника-регенератора в составе конденсаторного блока СКВ ЛА. Работа выполнена с целью разработки МООК «Агрегаты систем кондиционирования воздуха» для внедрения в учебный процесс кафедры ТТФ НГТУ.

Ключевые слова

авиационные СКВ, теплообменник, конденсатор, регенератор.

В настоящее время на всех современных самолетах: Ту-204, Superjet 100, МС-21 и зарубежных Boeing, Airbus получили распространение схемы СКВ нового поколения с отделением влаги на линии высокого давления.

Теплообменник-конденсатор. Основная цель теплообменника в СКВ ЛА – произвести конденсацию паров воды на высоком давлении воздуха. Охлаждение осуществляется холодным воздухом с отрицательной температурой, получаемым на турбине ТХУ. В итоге на входе в горячем тракте имеется воздух с температурой порядка 40 °С с капельной влагой. На входе в холодный тракт воздух с температурой порядка -40 °С со взвешенным переохлажденным водным аэрозолем, образуемым турбиной ТХУ. Вторая цель теплообменника – получить температуру на выходе узла охлаждения -8 °С, необходимую для работы системы рециркуляции каabinного воздуха. Основная эксплуатационная особенность – обмерзание теплопередающей поверхности в

холодном тракте и ее обледенение в горячем. Кроме того, происходящий в обоих трактах тепломассообмен изменяет теплофизические параметры воздуха в них, что существенным образом влияет на локальный процесс теплопередачи в теплообменнике.

Одним из способов борьбы с обмерзанием теплопередающей поверхности является использование переменных оребрений по длине горячего и холодного тракта (рис. 1).

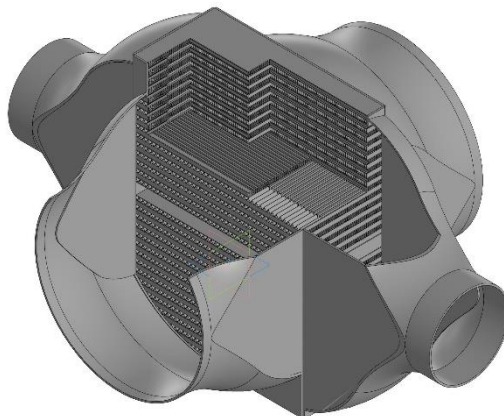


Рис. 1. Конструкция теплообменника-конденсатора с переменным оребрением по горячему и холодному трактам

В работе выполнено исследование влияния параметров переменных параметров оребрений на распределения температур горячего, холодного теплоносителей, а также температур теплопередающей поверхности (рис. 2)

Вывод: в работе выполнен комплекс исследований распределения температур теплопередающей поверхности в широком диапазоне параметров оребрений. Изменение оребрений в горячем и холодном трактах в сумме с изменениями влажности приводит к кардинальным изменениям в распределении температур в конденсаторе. Путем опытного исследования получили оптимальные значения переменных оребрений, при которых наблюдается отсутствие отрицательной температуры поверхности, т.е. ее обмерзание.

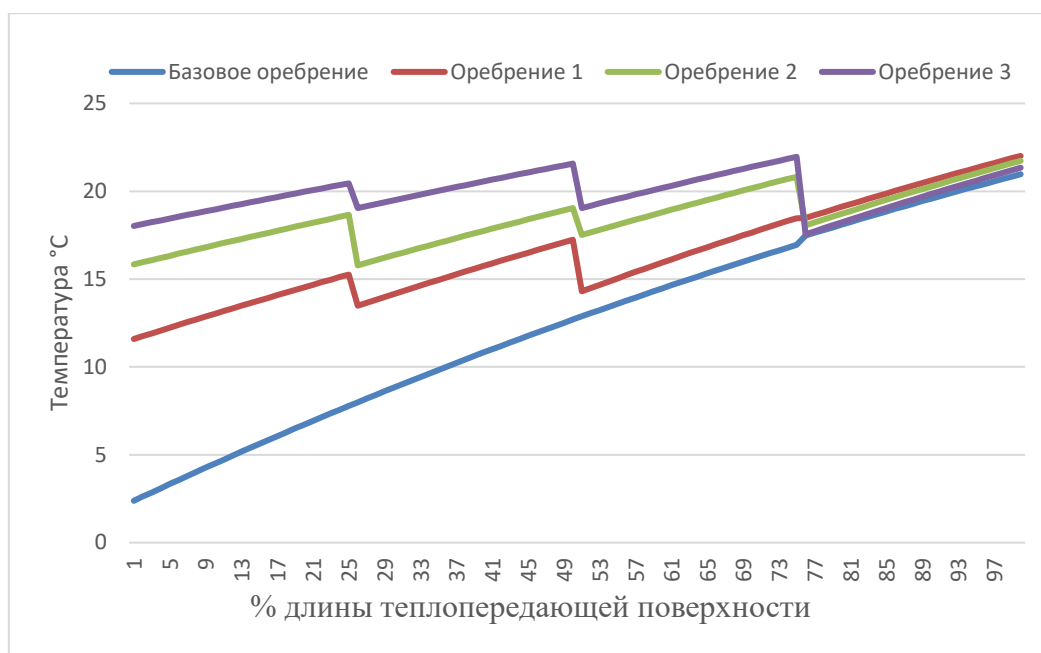


Рис. 2. Влияние параметров оребрений на температуру теплопередающей поверхности

Литература:

1. Чичиндаев А.В., Хромова И.В. Массовый открытый онлайн-курс «Современные авиационные системы кондиционирования воздуха». Размещен на платформе Stepik: <https://stepik.org/112062>. Победитель конкурса Учебной сессии НГТУ 2022 года в номинации «Лучший массовый открытый онлайн курс года».

2. Чичиндаев А.В. Современные системы кондиционирования воздуха : [Электронный ресурс] : рец. электрон. учеб. изд. НГТУ / А.В. Чичиндаев, И.В. Хромова. - Новосибирск, 2022. - URL: <https://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/12086>.

3. Чичиндаев А. В. Современные системы кондиционирования воздуха : учебное пособие / А. В. Чичиндаев.- Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2022. – 80 с.

4. Чичиндаев А. В., Хромова И. В. Современные авиационные системы кондиционирования воздуха : курс ФПК по **дополнительному профессиональному обучению**. Размещен на сайте НГТУ https://nstu.ru/dpo_edu/education/corporate_private.

5. Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А.В. Чичиндаев, Ю.В. Дьяченко, В.А. Спарин, И.В. Хромова; под ред. А.В. Чичиндаева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019. – 319 с. (Серия «Учебники НГТУ»).

6. Дьяченко Ю.В. Особенности работы авиационных систем кондиционирования на влажном воздухе: учеб пособие / Ю.В. Дьяченко, А.В. Чичиндаев. – 2-е изд. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – 87 с.

STUDY OF THE OPERATION OF HEAT EXCHANGER-CONDENSER OF AIRCRAFT SCR

Okuneva Anastasiya Alexandrovna, student,

Chichindaev Alexander Vasilyevich, Doctor of Technical Sciences, Professor,
Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Okuneva A.A., e-mail: okuneva_2001@list.ru

Chichindaev A.V., e-mail: chichindaev@corp.nstu.ru

*Address for correspondence: Chichindaev Alexander Vasilyevich, Novosibirsk State
Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia,
tel. 346-24-76*

Abstract

The paper analyzes the designs of the heat exchanger-condenser in modern aviation air conditioning systems. The purpose of this work is a three-dimensional CAD modeling of the heat exchanger-condenser and heat exchanger-regenerator as part of the condenser unit of the aircraft ACS. The work was carried out with the aim of developing the MOOC "Units of air conditioning systems" for implementation in the educational process of the department of TTF NSTU.

Keywords

aviation ACS, heat exchanger, condenser, regenerator.

РАЗРАБОТКА БЛОК-СХЕМЫ ИНТЕГРАЦИИ МИНИ-КАРДИОГРАФА С ИНФОРМАЦИОННОЙ БОРТОВОЙ СИСТЕМОЙ

Скоробогатов Ярослав Максимович, студент;

Научный руководитель: Хромова Ирина Владимировна, к.т.н., доцент

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

Скоробогатов Я.М., e-mail aroslavskorobogatov59539@gmail.com

Хромова И. В., e-mail xromova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Скоробогатов Ярослав Максимович,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-24-76

Аннотация

В настоящей работе предложен прототип мини-кардиографа на базе платы *arduino nano* с использованием датчика сердечного ритма AD8232. Данное устройство позволяет в режиме реального времени снимать необходимые показатели сердечной деятельности пилота. Для анализа полученных данных разработано программное обеспечение, позволяющее оценивать полученные данные путем сравнения ключевых точек с predetermined стандартами и нормами. Представлена блок-схема интеграции устройства в информационную бортовую систему самолета с целью усовершенствования индивидуальных систем жизнеобеспечения пилота.

Ключевые слова

Мини-кардиограф, контроль здоровья, индивидуальные системы жизнеобеспечения, пилот.

В современной авиационной отрасли имеется потребность в разработке технологий, улучшающих контроль за здоровьем пилотов. По статистике за 2017-2019 года основной причиной аварий и авиакатастроф является плохое самочувствие или усталость пилотов [1]. Решить данную проблему могут помочь современные методы мониторинга и диагностики состояния пилота в режиме реального времени, интегрированные в информационную бортовую систему.

Целью настоящей работы на данном этапе является проектирование прототипа мини-кардиографа, разработка программного обеспечения для чтения и верификации данных, а также моделирование схемы дальнейшей интеграции прибора в информационную бортовую систему.

Методы и способы достижения цели и задач заключается в использование современных технологий в области биомедицины для создания мини-кардиографа, разработке специального программного обеспечения для анализа

кардиограммы и блок-схемы для дальнейшей интеграции информационных систем на борту летательного аппарата с медицинскими системами.

Медицинский модуль, встраиваемый в высотно-компенсирующий костюм пилота или находящийся на поясе в специальной кобуре, состоит из кардиографа, который непрерывно регистрирует электрическую активность сердца. Для достижения необходимых целей кардиограф должен быть компактным и не вызывать дискомфорт при длительном ношении.

Для проекта выбран прототип мини-кардиографа на базе платы *arduino nano* с использованием датчика сердечного ритма *AD8232* [2-4]. Схема подключения выглядит следующим образом (рис. 1, а): *GND* – *GND*, *3,3V* – *3,3V*, *OUTPUT* – *A0*, *LO-* – 11, *LO+* – 10 **цифровые входы/выходы** (*GND* – «земля» микроконтроллера (0 В), *A0* АЦП пин, 11 и 10 – ШИМ пины). В собранном виде устройство представлено на рисунке 1, б.

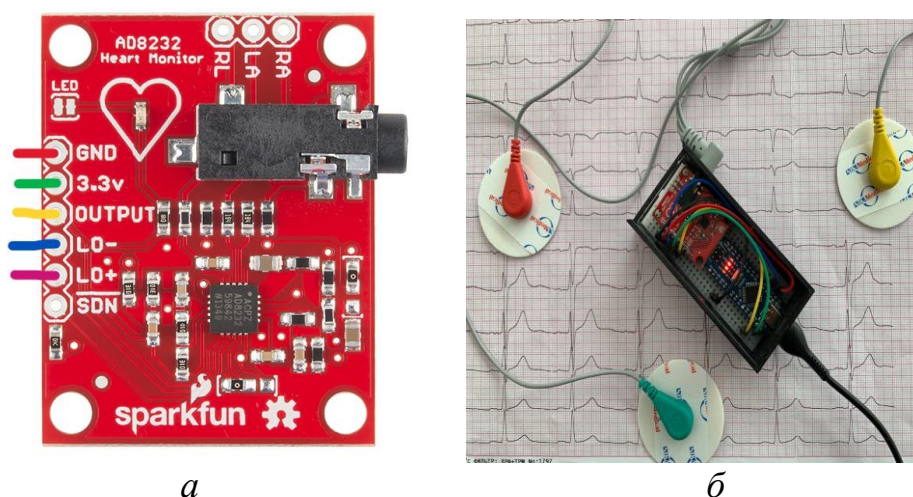


Рис. 1. а – Схема прототипа мини-кардиографа: *GND* – красный, *3,3V* – зелёный, *OUTPUT* – жёлтый, *LO-* – синий, *LO+* – фиолетовый; б – прототип мини-кардиографа

Устройство позволяет в режиме реального времени снимать необходимые показатели. Для анализа полученных данных было разработано программное обеспечение, позволяющее оценивать полученные данные путем сравнения ключевых точек с predetermined стандартами и нормами (рис. 2) [5, 6].

Для дальнейшей реализации проекта разработана принципиальная блок-схема интеграции мини-кардиографа в информационную бортовую систему (рис. 3). Согласно схеме собранные данные о кардиограмме предлагается передавать в режиме реального времени с помощью провода на экран, расположенный на панели управления летательного аппарата. В случае обнаружения аномалий или возможных патологий, система активирует звуковой сигнал, предупреждая пилота о необходимости внимания к состоянию его здоровья и отправляет информацию об этом авиадиспетчеру. Дополнительно, система сохраняет данные кардиограммы на встроенном накопителе для последующего анализа и изучения. После каждого полета информация о состоянии здоровья пилота передается

оператору для анализа и обеспечения соответствующих мер по поддержанию показателей и безопасности.

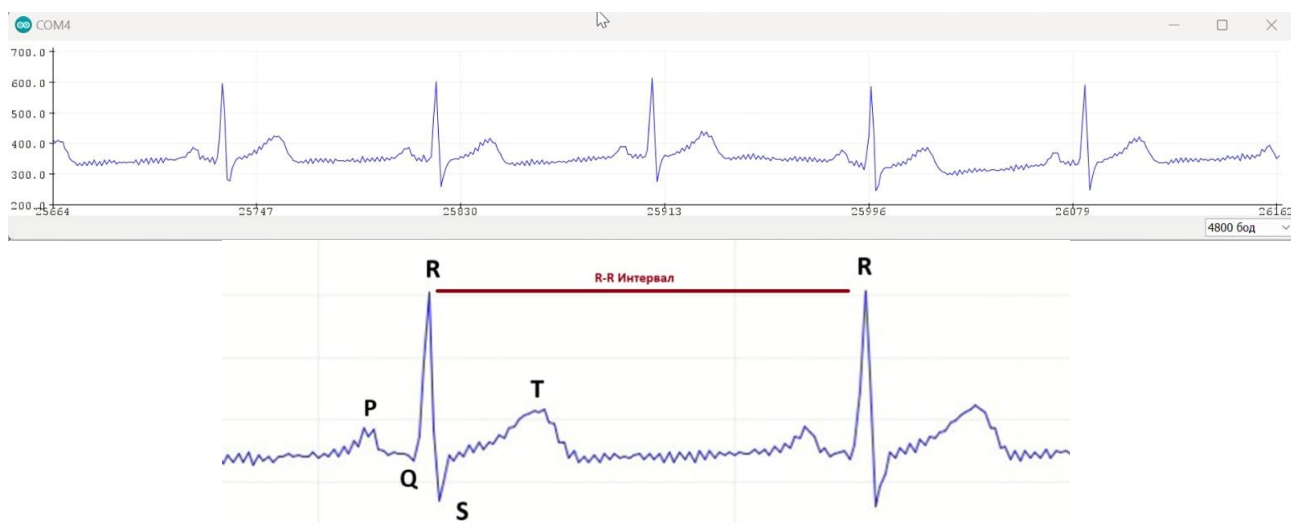


Рис. 2. Визуализация получаемых результатов



Рис. 4. Блок-схема интеграции в информационную бортовую систему.

В дальнейшем планируется разработка методов реализации и проектирование испытательного стенда для данной схемы. Результаты настоящей работы могут быть полезны в области разработки индивидуальных систем жизнеобеспечения летательных аппаратов как для пилотов, так и для модернизации оборудования на борту пассажирских самолетов в целях обеспечения безопасности полетов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дьячков Д. В., Золотарев О. В. (2020). Анализ статистики авиакатастроф на основе исследования множества факторов. Материалы 8-ой Международной конференции «Физико-техническая информатика – СРТ2020», – Нижний-Новгород: Издательство: «Научно-исследовательский центр физико-технической информатики», 2020, – Часть 2, – С. 289-320. DOI: 10.30987/conferencearticle_5fd755c09f2c91.06817396.
2. Jabborov A. Recording egg signals with ad8232 processor module // The scientific heritage – 2020 – N 55 – P. 3-6.
3. Накоряков Е.Г Arduino Nano: распиновка, схема подключения и программирование [Электронный ресурс] // Амперка – 2021. – URL: <http://wiki.amperka.ru/%D0%BF%D1%80%D0%BE%D0%B4%D1%83%D0%BA%D1%82%D1%8B:arduino-nano> (дата обращения 09.02.2024).
4. Баранов Б. Н., Применение микроконтроллеров AVR: схемы, алгоритмы, программы (+CD), 2-е изд. испр. – М.: Издательский дом «Додека – XXI», 2006, – 288 с.; ил. (серия «Мировая электроника»).
5. Хэмптон Дж. Р., Основы ЭКГ: пер. с англ. – М.: Мед. лит., 2006 – 224 с., ил.
6. Физиология кровообращения: Физиология сердца: Руководство по физиологии. – Л. Наука, 1980 – 598 с.

DEVELOPMENT OF A FLOWCHART FOR THE INTEGRATION OF A MINI-CARDIOGRAPH WITH AN ON-BOARD INFORMATION SYSTEM

Skorobogatov Yaroslav Maksimovich, Student; Scientific adviser: Khromova Irina Vladimirovna, Ph.D. (Engineering), Associate Professor

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Skorobogatov Ya.M., e-mail aroslavskorobogatov59539@gmail.com

Khromova I. V., e-mail xromova@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Skorobogatov Yaroslav Maksimovich*,
Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Abstract

In this paper, a prototype of a mini-cardiograph based on an arduino nano board is proposed. The AD8232 heart rate sensor is used in the device. This device allows to record the necessary indicators of the pilot's cardiac activity in real time. Software has been developed for analyzing the received data, which allows evaluating the received data. Key points are identified and compared with predefined standards and norms. A flowchart for integrating the device into the aircraft's on-board information system is presented in order to improve the pilot's individual life support systems.

Keywords

Mini-cardiograph, health monitoring, individual life support systems, pilot.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА АВИАЦИОННОЙ СКВ

Степанов Дмитрий Денисович, студент,

Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Степанов Д.Д., e-mail: stepanov.2019@stud.nstu.ru

Чичиндаев А.В., e-mail: chichindaev@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Аннотация

В работе выполнен проверочный расчет теплообменника-конденсатора авиационной СКВ. Целью настоящей работы является изучение влияния изменения геометрических параметров ребер и влагосодержания теплоносителей на температуру пластины теплообменной поверхности и теплоносителей.

Ключевые слова

авиационные СКВ, теплообменник, конденсатор, проверочный расчет, проектирование

Во время полета летательного аппарата подача воздуха и регулирование температуры в кабине регулируется системой кондиционирования воздуха, она обеспечивает комфортные условия для пассажиров и экипажа самолета. В настоящее время современные самолеты Superjet 100, МС-21, Ту-204 и зарубежные машины имеют схему СКВ нового поколения с отделением влаги на линии высокого давления («петли» в отечественной, «*shoestring*» в англоязычной литературе). Особенности схемы: отделение влаги на линии высокого давления с использованием конденсатора (охлаждаемого воздухом из турбохолодильника) и регенератора; применение 50 % рециркуляции cabinного воздуха за счет снижения температуры на выходе «петли» до минус 8 °С; установка трехколесного турбохолодильника с газовыми опорами (подшипниками), используемого для дополнительного сжатия воздуха высокого давления (ВВД) и принудительной продувки первичного и основного теплообменников.

Конденсаторный блок. Основная цель конденсаторного блока современной авиационной СКВ предназначен для охлаждения сжатого воздуха, поступающего от основного теплообменника, до температур, приемлемых для конденсации водяных паров из влажного воздуха. Блок состоит из трех элементов: конденсатора для конденсации водяных паров, регенератора – для

подогрева сжатого воздуха с целью испарения неуловленной капельной влаги, а также влагоотделителя – для отделения от воздуха капельной жидкости, полученной в конденсаторе.

Устройство конденсатора. Внутри кожуха конденсатора находится его теплообменная секция для обмена теплотой между сжатым горячим воздухом и холодным воздухом, поступающим из турбины ТХУ. Теплообменная секция состоит из горячего оребрения, предназначенного для отвода теплоты от горячего сжатого воздуха, а также холодного оребрения, предназначенного для передачи теплоты холодному воздуху атмосферного давления с отрицательной температурой, поступающему из турбины ТХУ. Теплообменная секция конденсатора разделена на две части, между которыми располагается противообледенительный обводной канал, который используется для перепуска холодного воздуха мимо теплообменной секции в случае ее обледенения (рис. 1).

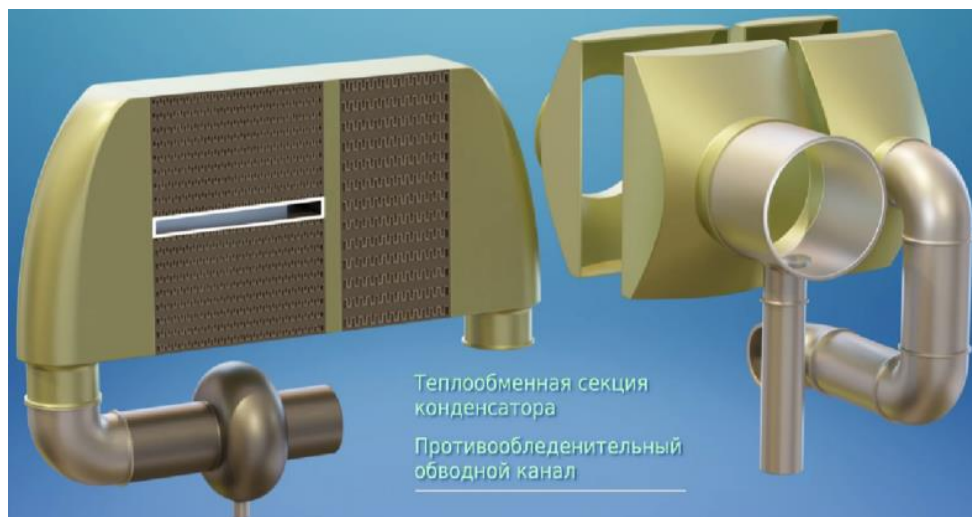


Рис. 1. Теплообменная секция конденсатора

В работе выполнено исследование влияния переменных параметров оребрений на распределения температур горячего, холодного теплоносителей, а также температур теплопередающей поверхности теплообменника-конденсатора (рис. 2)

Вывод: в работе выполнено четыре серии проверочных расчетов распределения температур теплопередающей поверхности и теплоносителей теплообменника-конденсатора авиационной СКВ. При изменении параметров холодного или горячего оребрений происходит изменение значений температур пластины теплообменной поверхности и параметров теплоносителей на выходе из теплообменника-конденсатора. Получили значение переменных оребрений, при которых получаются оптимальные параметры теплоносителей на выходе и температура поверхности теплообменной поверхности.

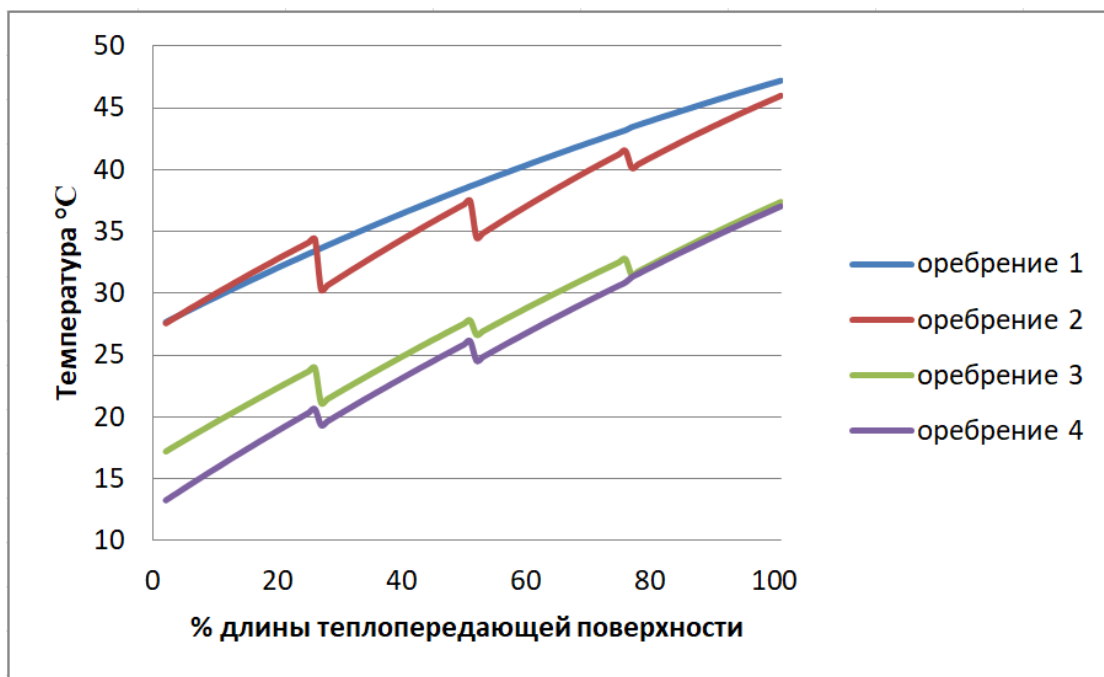


Рис. 2. Влияние параметров оребрений на температуру теплопередающей поверхности

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чичиндаев А.В., Хромова И.В. Массовый открытый онлайн-курс «Современные авиационные системы кондиционирования воздуха». Размещен на платформе Stepik: <https://stepik.org/112062>. Победитель конкурса Учебной сессии НГТУ 2022 года в номинации «Лучший массовый открытый онлайн курс года».

2. Чичиндаев А.В. Современные системы кондиционирования воздуха : [Электронный ресурс] : рец. электрон. учеб. изд. НГТУ / А.В. Чичиндаев, И.В. Хромова. - Новосибирск, 2022. - URL: <https://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/12086>.

3. Чичиндаев А. В. Современные системы кондиционирования воздуха : учебное пособие / А. В. Чичиндаев.- Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2022. – 80 с.

4. Чичиндаев А. В., Хромова И. В. Современные авиационные системы кондиционирования воздуха : курс ФПК по дополнительному профессиональному обучению. Рамещен на сайте НГТУ https://nstu.ru/dpo_edu/education/corporate_private.

5. Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А.В. Чичиндаев, Ю.В. Дьяченко, В.А. Спарин, И.В. Хромова; под ред. А.В. Чичиндаева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019. – 319 с. (Серия «Учебники НГТУ»).

6. Дьяченко Ю.В. Особенности работы авиационных систем кондиционирования на влажном воздухе: учеб пособие / Ю.В. Дьяченко, А.В. Чичиндаев. – 2-е изд. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – 87 с.

STUDY OF THE OPERATION OF HEAT EXCHANGER-CONDENSER OF AIRCRAFT SCR

Stepanov Dmitry Denisovich, student,

Chichindaev Alexander Vasilyevich, Doctor of Technical Sciences, Professor,
Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Stepanov D.D., e-mail: stepanov.2019@stud.nstu.ru

Chichindaev A.V., e-mail: chichindaev@corp.nstu.ru

*Address for correspondence: Chichindaev Alexander Vasilyevich, Novosibirsk State
Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia,
tel. 346-24-76*

Abstract

In the work, a verification calculation of the heat exchanger-condenser of the aviation ACS was performed. The purpose of this work is to study the effect of changes in the geometric parameters of the ribs and the moisture content of heat carriers on the temperature of the plate of the heat exchange surface and heat carriers.

Keywords

aviation ACS, heat exchanger, condenser, verification calculation, design

УДК 532.5:536.24

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ДВУХФАЗНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПРЯМОУГОЛЬНОМ КАНАЛЕ С ВНЕЗАПНЫМ РАСШИРЕНИЕМ ПРИ МАЛЫХ ГАЗОСОДЕРЖАНИЯХ

**Филиппский Кирилл Андреевич, студент¹; Евдокименко Илья Анатольевич,
инженер-исследователь²; Лобанов Павел Дмитриевич, д.т.н. старший
научный сотрудник²;**

¹ Кафедра ТТФ, группа ГС-11, Новосибирский государственный технический
университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

² Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе, 630090, Россия, г.
Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д. 1. тел. +7(383)30-90-40

Филиппский К.А., email fill2004kirill@gmail.com

Евдокименко И.А., email evdokimenko@itp.nsc.ru

Лобанов П.Д., email lobanov@itp.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: **Филиппский К.А.**

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

Аннотация:

Представлены результаты исследования влияния расходных параметров двухфазного пузырькового потока на теплоотдачу нагреваемой стенки в прямоугольном канале с внезапным расширением с высотой ступени (уступа) 8 мм. Эксперименты проводились в диапазоне чисел Рейнольдса по жидкой фазе Re_n от 5000 до 12500 и газосодержания от 0% до 5%. Показано, что введение пузырей в поток позволяет интенсифицировать теплообмен на величину вплоть до 20%.

Ключевые слова: Двухфазный поток, теплообмен, уступ, пузыри, отрывные течения.

Двухфазные газожидкостные потоки представляют собой смесь жидкости и газа, которые перемещаются одновременно внутри канала. Такие потоки широко распространены в авиа- и машиностроении, энергетике, химической технологии и биотехнологии. Существуют несколько режимов течения газожидкостных потоков: пузырьковый, снарядный, пенный, пленочный. В работе изучался пузырьковый режим. При данном режиме течения газ принимает форму пузырьков, что оказывает влияние на структуру потока.

Другим способом влияния на структуру потока является изменение геометрии сечения канала, что может привести к отрыву течения [1]. Моделирование отрывных течений представляет собой сложную задачу из-за их неоднородной структуры, включающей область обратного течения, образующуюся за препятствием, вызывающим отрыв [2,3]. Несмотря на возросший интерес к таким течениям благодаря развитию вычислительных технологий, отсутствие обширных экспериментальных данных, особенно для двухфазных течений, затрудняет создание универсальной математической модели. Такая модель должна учитывать влияние структуры течения на процессы переноса в различных геометрических конфигурациях канала. Однако количество материалов посвящённых теплообмену двухфазных потоков в каналах с отрывом ограничено. Целью данной работы является изучение влияния расходных параметров двухфазного пузырькового потока на теплообмен на стенке в прямоугольном канале с внезапным расширением.

Полученные данные можно применить в области систем жизнеобеспечения летательных аппаратов для систем кондиционирования воздуха для повышения эффективности существующих установок.

Экспериментальный стенд представляет собой оргстеклянный канал прямоугольного сечения с размерами 200×1000×16 мм. Для ввода газа в канал используется газовый смеситель, установленный у входа в канал. Подача газа осуществляется через 9 капилляров диаметром 0,3 мм, расположенными по всей ширине канала. Для создания внезапного расширения в канал вставляется оргстеклянная пластина с размерами 200×500×8 мм. Теплообменный участок располагается на высоте 730 мм от основания канала и представляет собой пластину из нержавеющей стали с размерами 70×140 мм с толщиной 0,2 мм

установленную заподлицо со стенкой канала. Пластина нагревается посредством пропускания через нее электрического тока в 120 А от источника ($q=9100 \text{ Вт/м}^2=\text{const}$). Проводились измерения температуры внешней стенки пластины. Съемка проводилась при помощи тепловизора марки Fluke Ti32.

Рабочая жидкость (дистиллированная вода) подается в канал с помощью центробежного насоса из бака. Для равномерного распределения потока жидкости, на входе в канал установлен хонейкомб. Температура жидкости в контуре составляет $25 \text{ }^\circ\text{C}$ и поддерживается постоянной. Температура воды в контуре контролируется при помощи терморегулятора марки ОВЕН.

Эксперименты проводились в диапазоне чисел Re от 5000 до 12500 по жидкой фазе и газосодержанию от 0% до 5%.

Были получены данные о распределении интенсивности теплопередачи за внезапным расширением при различных расходных параметрах газа и жидкости. На рисунке 1 приведено распределение числа Nu за внезапным расширением для однофазного ($\beta=0\%$) и двухфазного потоков ($\beta=3\%$) при числе $Re=5000$. Для однофазного потока сразу за уступом наблюдается зона пониженных значений Nu , но по мере удаления уступа число Nu возрастает достигая пика в области $6H$. Предполагается, что зона с низкими значениями Nu соответствует зоне рециркуляции потока, а зона с максимальным значением соответствует точке присоединения. Далее идет постепенное уменьшение числа Nu вплоть до стабилизации, что соответствует зоне релаксации.

Для двухфазного потока форма кривой имеет схожую форму, как и для однофазного потока. Стоит отметить, что зона пониженных Nu для двухфазного потока уменьшается и Nu_{max} располагается ближе к уступу. Также, было выяснено, что увеличение газосодержания приводит к увеличению числа Nu в зоне релаксации по сравнению с однофазным потоком.

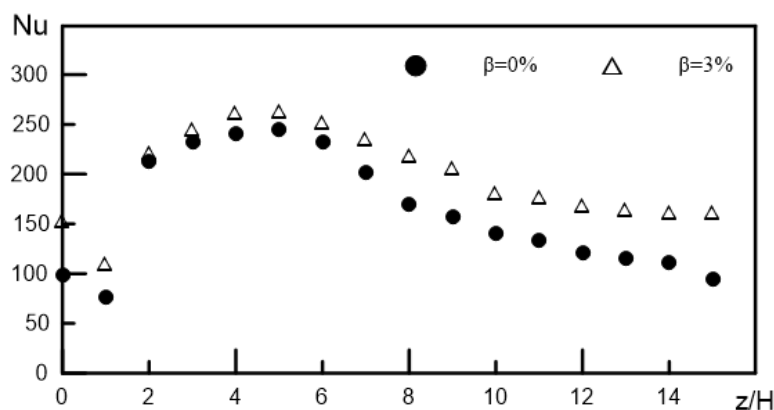


Рис.1 Распределение числа Nu за уступом.

Было проведено исследование влияния расходных параметров двухфазного пузырькового потока на теплообмен на стенке в прямоугольном канале с внезапным расширением в диапазоне чисел Рейнольдса от 5000 до 12500 и газосодержании от 0% до 5%. Были получены термограммы поля температуры

по внешней стенке нагреваемой пластины. Было выяснено, что введение пузырей в поток приводит к улучшению теплообмена по сравнению с однофазным потоком. Таким образом, величина интенсификации теплообмена достигает 20%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Митрофанова О. В. Гидродинамика и теплообмен закрученных потоков в каналах ядерно-энергетических установок/О.В. Митрофанова. –М.: ФИЗМАТЛИТ, 2010. –288 с.
2. Terekhov V.I., Yarygina N.I. and Zhdanov R.F. Heat transfer in turbulent separated flow in the presence of high free-stream turbulence // Int. J. Heat Mass Transfer. 2003. Vol. 46, No. 23. P. 4535–4551
3. Wang, L., Hejcek, J., Sunden, B., PIV Measurement of Separated Flow in a Square Channel With Streamwise Periodic Ribs on One Wall // Journal of Fluids Engineering. 2007. 129, 834–841.

УДК 629.7.048

СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА: ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФИЗИЧЕСКОЙ АКТИВНОСТИ НА ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ

*Чушкина Елизавета Петровна, студент; Хромова Ирина Владимировна,
к.т.н., доцент*

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

Чушкина Е. П., e-mail chushkina_2000@mail.ru

Хромова И. В., e-mail xromova@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-24-76*

Аннотация

В настоящей работе описана методика расчета тепловых процессов в системе терморегуляции человека. Методика позволяет учитывать теплофизические свойства тканей организма, мощность внутренних источников тепла, перенос тепла с током теплоносителя между расчетными элементами и половозрастные характеристики в широком диапазоне параметров окружающей среды. Представлены модельные исследования тепловых процессов в системе терморегуляции человека при выполнении физической работы различной интенсивности в условиях нахождения на орбитальной станции.

Ключевые слова

Системы жизнеобеспечения, система терморегуляции человека, теплопродукция организма, биофизические модели живых систем.

Несмотря на накопленный объем разработок в области систем жизнеобеспечения скафандров на практике существует ряд проблем, связанных с обеспечением теплового комфорта космонавта. Целью настоящей работы является исследование тепловых процессов в системе терморегуляции человека при выполнении физической работы различной интенсивности в условиях нахождения на орбитальной станции и внекорабельной деятельности.

Развитие технологий привело к созданию более сложных и эффективных скафандров, но всё ещё существуют проблемы, связанные с их использованием, одной из которых является необходимость обеспечения теплового комфорта, внутри скафандра [1-4]. При проектировании и исследовании современных АСЖО большое распространение получило физико-математическое моделирование. Такие модели позволяют оценить тепловой комфорт человека, риски, связанные с переохлаждением и перегревом при работе в неблагоприятных или экстремальных температурных условиях, работоспособность и допустимые временные промежутки нахождения в данных условиях.

В настоящей работе для моделирования работы системы терморегуляции человека применяется многослойная многоэлементная модель, в которой каждая часть тела представлена расчетным элементом с соответствующим количеством и видом слоев, с учетом теплофизических свойств тканей организма и тепловых процессов в каждом слое. Кровеносная система работает совместно с системой терморегуляции и осуществляет перенос тепла от внутренних органов к поверхности и между расчетными элементами. Предложенный подход позволяет рассчитывать средние температуры расчетных элементов и слоев и оценивать тепловые потери для различных условий внешней среды и мощности внутренних источников тепла, связанных с выполнением физической работы [5, 6].

Проведенные исследования показали, что наиболее уязвимы конечности и грудная клетка, следовательно, требуются специальные меры для защиты отдельно этих элементов (рис. 1). При этом важно не допустить перегрева других частей тела.

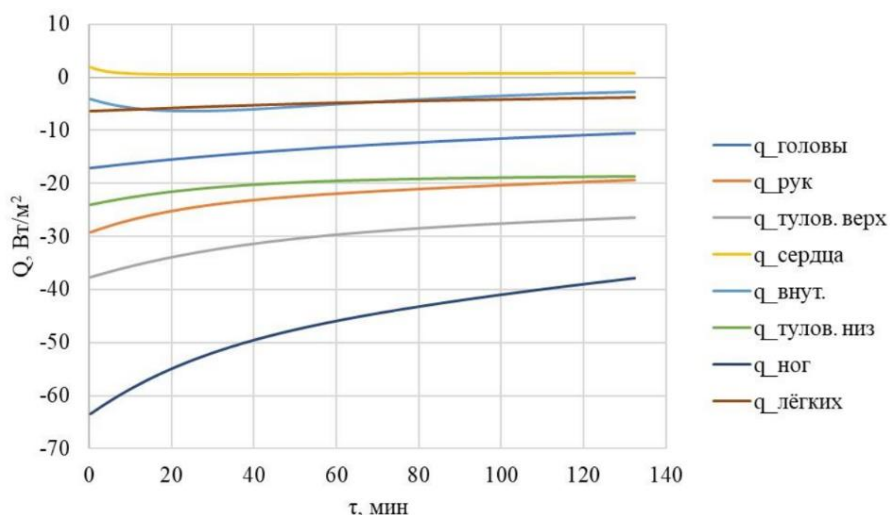


Рис. 1. Теплоотдача расчетных элементов при температуре окружающей среды 20 °С

Интенсивность теплообмена зависит от массы расчетного элемента, количества тепла, поступающего с током крови, теплопродукции организма и, в случае с грудной клеткой, наличия ядра в виде легких, которые являются своего рода регенеративным теплообменником и осуществляют теплообмен с окружающей средой через дыхание.

Основной вклад в теплопродукцию организма вносит работа мышц при физической активности (от 70 до 90 %). В покое для поддержания ортостатической устойчивости и с учетом метаболизма мощность внутренних источников тепла в организме составляет 80...100 Вт. При выполнении интенсивной физической работы – может достигать значений в 500...600 Вт. Для исследования влияния физических нагрузок на теплоотдачу элементов берутся реальные виды и время работ в открытом космосе [4]. Они разделены на группы по времени выполнения и количеству затрачиваемой энергии. Чем интенсивнее физическая нагрузка, тем больше тепла отдает организм. Кроме того, наглядно видно, что при одних и тех же условиях нижние конечности женщин имеют большие тепловые потери, чем мужские. (рис. 2).

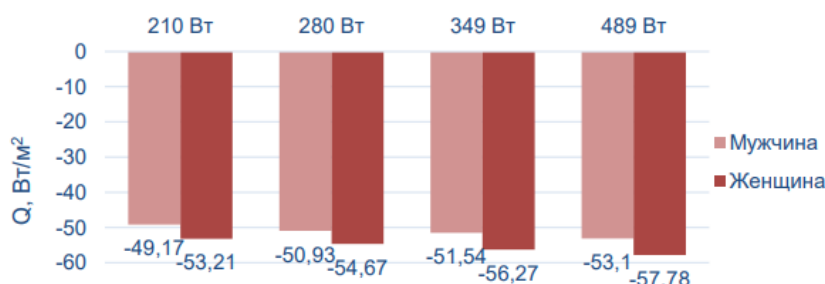


Рис. 2. Средние тепловые потери ног при различной мощности внутренних источников тепла (температура окружающей среды 20 °С)

Быстрое остывание ног связано со снижением их кровоснабжения в связи с перераспределением крови между потребителями и гиподинамией в условиях

невесомости (рис. 3). Кроме того, пропорционально уменьшается расход крови на систему подкожных капилляров терморегуляции, что дополнительно снижает теплоотдачу через кожу и уменьшает эффективность охлаждения.

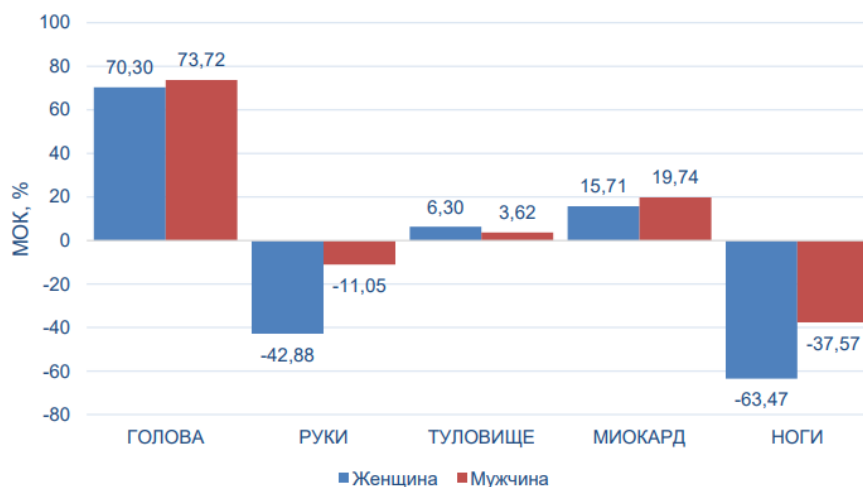


Рис. 3. Отклонение минутного объема крови расчетных элементов в невесомости от нормы на Земле

Анализ получаемых результатов позволяет качественно и количественно оценить уровень теплового комфорта человека и безопасное время нахождения в различных температурных условиях при выполнении работ различной интенсивности. Результаты исследований могут быть полезны специалистам при проектировании индивидуальных систем жизнеобеспечения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамов И. П., Дудник М. Н., Сверщек В. И., Северин Г. И., Скуг А. И., Стоклицкий А. Ю. Космические скафандры России. – М., 2005. – 360 с.: ил.
2. Крючков Б.И. Опыт создания и развития систем жизнеобеспечения экипажей пилотируемых космических аппаратов / Б.И. Крючков, В.М. Усов // Пилотируемые полеты в космос 2017. № 4 (25). С.113–128.
3. Пичулин В.С. Математическое моделирование и проектирование индивидуальных систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов : Учеб. пособие. – М.: МАИ, 2001. – 88 с.
4. Катунцев В.П. Тепловое состояние космонавтов при автоматическом регулировании теплосъема в период внекорабельной деятельности с борта международной космической станции / В.П. Катунцев, С.Н. Филипенков // Медицина экстремальных ситуаций. – 2019. – № 21(2). – С. 300-309.
5. Чичиндаев А. В. Системы жизнеобеспечения и оборудование летательных аппаратов: учебное пособие / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, В. А. Спарин, И. В. Хромова; под ред. А. В. Чичиндаева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019 – 319 с. (Серия «Учебники НГТУ»).

6. Khromova I. V. Heat Exchange in “Human body – Thermal protection – Environment System,” – Journal of Physics: Conference Series, 2017. – doi:10.1088/1742-6596/891/1/012084.

HUMAN THERMOREGULATION SYSTEM: INVESTIGATION OF THE EFFECT OF PHYSICAL ACTIVITY ON THERMAL PROCESSES

Chushkina Elizaveta Petrovna, Student; Khromova Irina Vladimirovna, Ph.D. (Engineering), Associate Professor

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Chushkina E. P., e-mail chushkina_2000@mail.ru

Khromova I. V., e-mail khromova@corp.nstu.ru

Address for correspondence: *Khromova Irina Vladimirovna*, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20, tel. (383)346-24-76

Abstract

This paper describes a method for calculating thermal processes in the human thermoregulation system. The technique takes into account the body tissues thermophysical properties, the internal heat sources power, heat transfer with a coolant current between the calculated elements and age and gender characteristics in a wide range of environmental parameters. Model studies of thermal processes in the human thermoregulation system when performing physical work of varying intensity in conditions of being on an orbital station are presented.

Keywords

Life support systems, human thermoregulation system, body heat production, biophysical models of living systems.

ВЛИЯНИЕ МАТЕРИАЛА СТенок КАНАЛА НА ТЕПЛОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КАНАЛОВ РЕГЕНЕРАТОРА

Шабалов Сергей Денисович, аспирант; Горбачев Максим Викторович
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19
Шабалов С.Д., email 1999_serg@list.ru
Горбачев М.В., e-mail m.gorbachev@corp.nstu.ru

Аннотация:

В данной работе проводится численное моделирование каналов теплообменников-регенераторов и исследуются тепловые процессы, протекающие в каналах.

Ключевые слова: керамика, ПП, регенератор, тепловые характеристики, локальные характеристики потока

Введение

Регенераторы это теплообменные аппараты, которые широко используются в вентиляционных системах с целью регенерации вытяжного воздуха [1]. Это позволяет снижать тепловые потери в зданиях.

Наиболее эффективным сырьем, из которого изготавливают данные аппараты, являются керамические и полимерные материалы [2, 3].

На рисунке 1 представлена геометрическая модель регенератора. Разработанная модель в [4] и верифицированная по материалам [5] используется для исследования влияния материала канала на его тепловые характеристики.

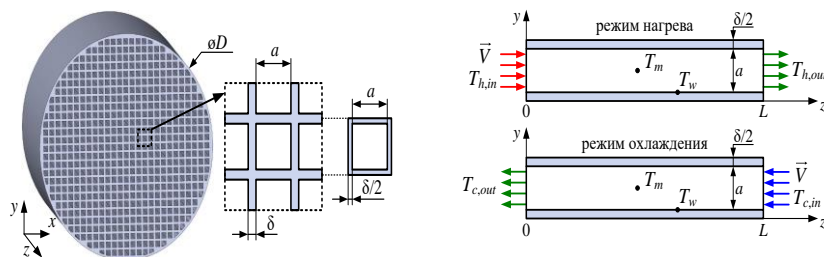


Рис.1 – Геометрическая модель

Перейдем к свойствам материалов:

– геометрические параметры канала: поперечное сечение представляет собой квадрат со стороной $a = 2,4$ мм. Длина канала $L = 99$ мм, толщина стенки и $\delta = 1$ мм. Общий диаметр теплообменной секции $D = 93$ мм.

– физические параметры: свойства воздуха и материалов теплообменной секции приведены в таблице 1.

Теплофизические свойства материалов

Материал	c_p , Дж/(кг·К)	λ , Вт/(м·К)	ρ , кг/м ³	μ , Па·с
воздух	1004	0,026	1,206	$1,7 \cdot 10^{-5}$
керамика (NiCrBSi)	495	5,7	2107	–
полипропилен	1800	0,17	900	–
алюминий	896	220	2707	–

Начальные параметры температуры воздуха и материала насадки принимались следующим образом:

– начальные условия (при $\tau = 0, 0 \leq z \leq L$):

$$T(x, y, z, 0) = T_d(x, y, z, 0) = T_0, \quad u = v = z = 0 \quad \text{м/с},$$

– граничные условия:

$$T(0, y, z, \tau) = T_{h,in}, \quad u(L, y, z, \tau) = u_0, \quad P(0, y, z, \tau) = 0$$

Результаты и обсуждения

В ходе численного моделирования исследовались характеристики при моделировании случая выхода на «квазистационарное» состояние.

В результате численного моделирования были получены результаты, представленные на рисунке 2.

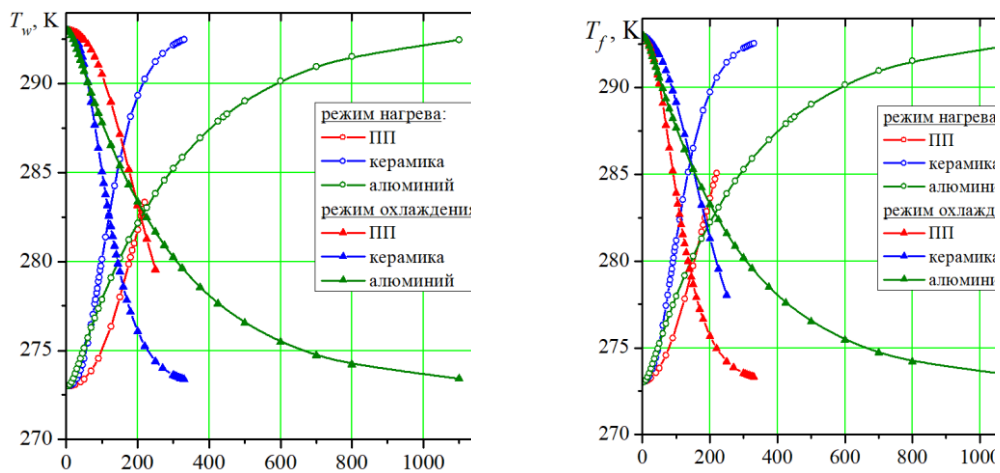


Рис.2 – Графики изменения температур

На рисунке 2 показано изменение температур стенок канала на выходе и температур потока на выходе для различных материалов. Выход на «квазистационарное» состояние для трех случаев наблюдается по истечению следующих периодов времени:

- 1) 1100 секунд для стенок из алюминия
- 2) 330 секунд для стенок из керамики
- 3) 230 секунд для стенок из полипропилена

Заключение

В данной работе проводится численное моделирование тепловых процессов в каналах регенератора. Обработав полученные результаты, можно сделать вывод, что температуры потока и стенки канала (алюминий) требуют большего времени, чтобы достичь «квазистационарного» состояния. Меньше времени требуется в случаях с керамикой и полипропиленом, в случае с последним наблюдается самое быстрое протекание процессов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Nicolas Carbonare, Hannes Fugmann, Nasir Asadov, Thibault Pflug, Lena Schnabel and Constanze Bongs. Simulation and Measurement of Energetic Performance in Decentralized Regenerative Ventilation Systems // Energies, 2020, v. 13. pp.1-25.*
2. *M.A. Arie, D.M. Hymas, F. Singer, A.H. Shooshtari, M. Ohadi. An additively manufactured novel polymer composite heat exchanger for dry cooling application // International Journal of Heat and Mass Transfer, 2020. pp. 1-11.*
3. *Penev A and Tsokov L. Application of polymer thermal store material in fixed honeycomb regenerative heat exchanger, In E3S Web Conf, 207, 2020. p. 01001*
4. Шабалов С. Д. Математическое моделирование работы регенеративного аппарата / С. Д. Шабалов ; науч. рук. М. В. Горбачев. – Текст : непосредственный // Наука. Технологии. Инновации : сб. науч. тр. 17 Всерос. науч. конф. молодых ученых, Новосибирск, 4–8 дек. 2023 г. : в 11 ч. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2024. – Ч. 10. – С. 102–106. – 100 экз.
5. *A. Penev, L. Tsokov, M. Vassilev. Verification and validation of a CFD model of a fixed regenerator for heat recovery from air // E3S Web Config. Volume 327, 2021.*

THE EFFECT OF THE CHANNEL WALL MATERIAL ON THE THERMAL CHARACTERISTICS OF THE REGENERATOR CHANNELS

Shabalov Sergey Denisovich, PhD student; Gorbachev Maxim Viktorovich

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk,

630073, Russia, tel. (913)005-48-19

Shabalov S.D., email 1999_serg@list.ru

Gorbachev M.V., e-mail m.gorbachev@corp.nstu.ru

Annotation:

In this paper, numerical modeling of the channels of heat exchangers-regenerators is carried out and thermal processes occurring in the channels are investigated.

Keywords:

Ceramics, PP, regenerator, thermal characteristics, local flow characteristics.

СТРУКТУРА ПОТОКА В ПРЯМОУГОЛЬНОМ УЗКОМ КАНАЛЕ С РЯДОМ ТРАНШЕЙНЫХ ЛУНОК

Ян Лун Никита^{1,2}, аспирант; *Терехов Виктор Иванович*^{1,2}

¹ Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 1

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Ян Лун Н., email yln1999@mail.ru

Терехов В. И., email v.terekhov2010@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: *Ян Лун Никита*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (983) 051-69-61

Аннотация:

В работе представлены результаты экспериментального исследования аэродинамики турбулентного обтекания ряда траншейных лунок, расположенных на поверхности плоского канала. Проведено детальное исследование влияния лунок на профили продольной и поперечной компонент скорости и их пульсаций. Также проведены измерения гидравлического сопротивления канала с лунками. Измерения распределения скоростей проведено при угле наклона лунок $\varphi = 45^\circ$ к набегающему потоку и неизменном числе Рейнольдса $Re_{ch} = 3.9 \cdot 10^4$.

Ключевые слова:

Траншейные лунки, аэродинамика, отрывные течения, вихрегенераторы,

Введение

В различных отраслях современной техники есть острая необходимость в разработке новых систем интенсивного охлаждения, поэтому исследования в области интенсификации теплообмена активно проводятся во всем мире. К настоящему времени накоплен большой объем данных по влиянию различных вихрегенераторов на тепловые характеристики и гидравлические потери [1,2]. К таковым относятся лунки [3], табы, ребра, V-образные вихрегенераторы и т.д. В последние годы для целей интенсификации теплообмена активно пропагандируются удлиненные траншейные лунки, которые, по результатам численных исследований [4], обладают уникальными теплогидравлическими характеристиками. Аномальные свойства наклонных траншейных лунок согласно [4], объясняются наличием мощных вторичных течений вдоль размаха траншеи, которые приводят к интенсификации теплообмена. Однако экспериментального подтверждения эти выводы не получили [5]. Настоящая работа является развитием этих исследований по изучению аэродинамики

плоского канала при наличии ряда мелких траншейных лунок, с углами наклона к оси канала $\varphi = 45^\circ$ и постоянном числе Рейнольдса $Re_{ch} = 3.9 \cdot 10^4$.

Методика экспериментального исследования

Измерение полей давления и структуры течения производилось на стенде, подробно описанном в работе [5]. На рис.1 показана схема экспериментального стенда и его внешний вид.

На одной из стенок канала располагалось 7 одинаковых траншей глубиной $\Delta = 3,3$ мм, шириной $D = 15$ мм и длиной $L = 105$ мм. Лунки расположены с шагом $P = 30$ мм. Относительная протяженность всей траншеи составляла $L/D = 7$. Радиус цилиндрической поверхности траншеи был равен $R = 9.5$ мм, а отношение ее глубины к высоте канала $\Delta/H = 0.165$. Края траншеи были незначительно притуплены с радиусом скругления порядка 0,5 мм.

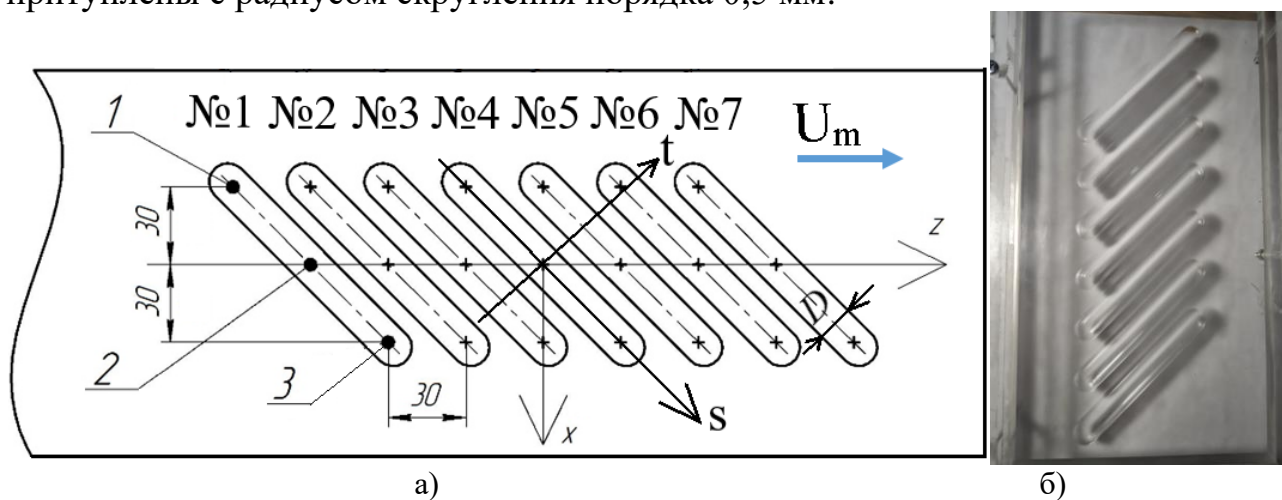


Рис. 1. Экспериментальная установка

а) Схема течения в канале с наклонной траншеей и система координат; б) внешний вид

Измерение профилей скорости по высоте канала производилось двухкомпонентным лазерным доплеровским анемометром ЛАД – 06С, работающего в режиме обратного рассеивания. Перемещение оптического измерительного объема осуществлялось автоматизированным координатным устройством с точностью позиционирования 0.1 мм. Канал запылялся глицериновыми частицами диаметром не более 1 мкм, производимые генератором аэрозоля конденсационного типа.

Максимальная неопределенность измерения скорости в экспериментах не превышала 2%, а пульсаций скорости – 5%.

Результаты и обсуждение

На рис. 2а показаны профили осевой скорости U_z в разных положениях в лунке. Профиль 1 соответствует $s/D = -2.8$, что соответствует входу в лунку, профиль 2 - $s/D = -0.0$, а профиль 3 - $s/D = +2.8$. Для сравнения нанесен профиль продольной скорости U_z в гладком канале. Можно видеть, что 1 профиль представляет типичный профиль скорости для отрывных течений. Возвратное течение достигает 20% от среднерасходной скорости U_m . По мере удаления от начала лунки, возвратное течение исчезает, а сами профили становятся менее

наполненными, скорость над лункой уменьшается. Такое поведение течения можно объяснить разрушением возвратного течения основным потоком. Ожидается относительно низкий теплообмен за задней кромкой, при $s/D > 0$, так как отсутствует мощное присоединение потока.

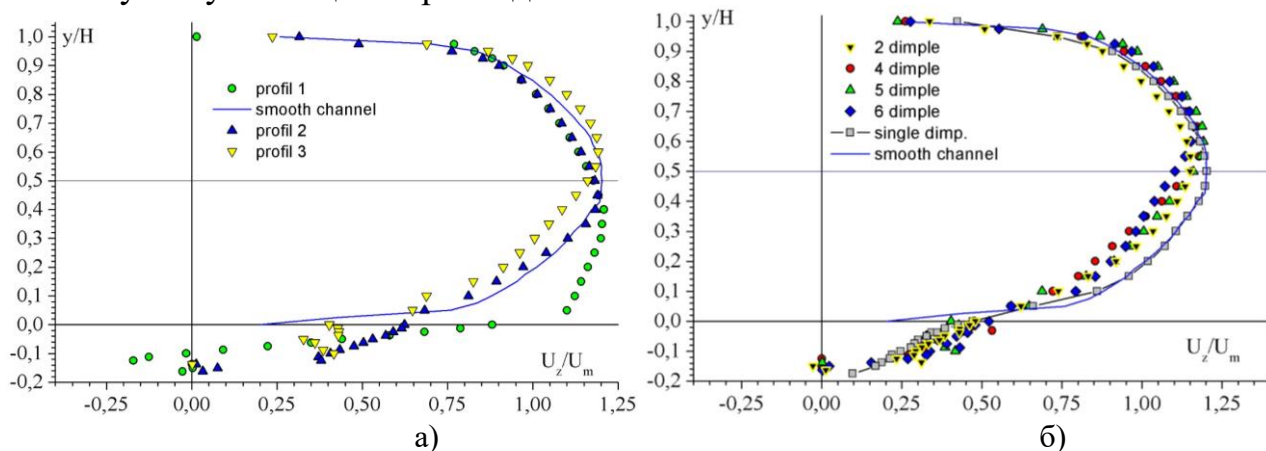


Рис. 2. Профили продольной скорости U_z
 а) Для лунки №5, $s/D = \text{var}$; б) $s/D = +2.8$, в разных лунках

На рис. 2б можно видеть аэродинамическое влияние лунок на друг друга. Поток, проходя от лунки к лунке, теряет часть импульса из-за трения. Как следствие, профили становятся менее заполненными в сравнении с аналогичным профилем для одиночной лунки.

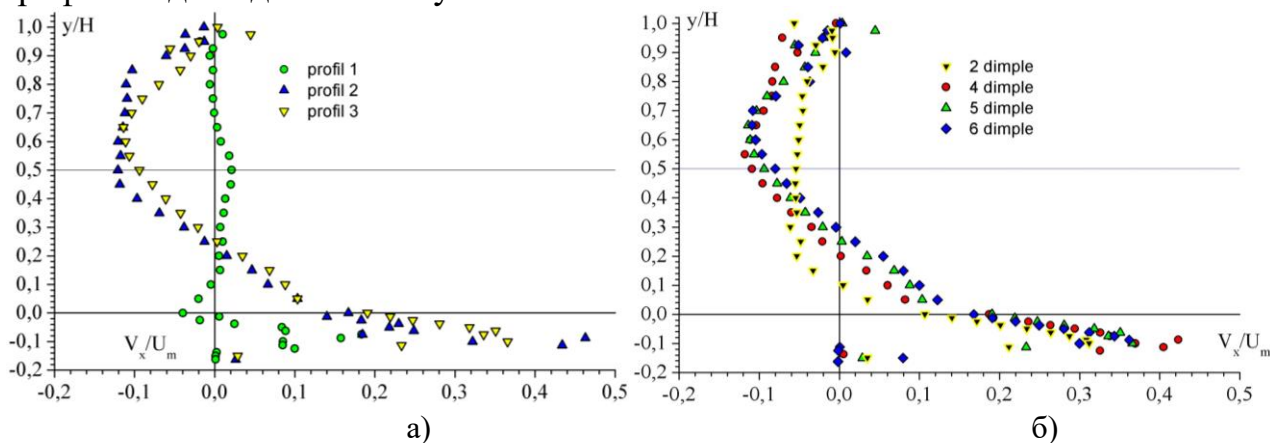


Рис. 3. Профили поперечной скорости V_x
 а) Для лунки №5, $s/D = \text{var}$; б) $s/D = +2.8$, в разных лунках

На рис.3а изображены профили поперечной скорости V_x в пятой лунке, для разных положений в траншее. Втекающая в лунку, поток начинает отклоняться от направления потока. Максимум поперечной скорости наблюдается примерно в середине по глубине лунки ($y = -\Delta/2$), достигая $0.3 \dots 0.4 U_m$.

Выводы

В работе получены распределения продольной и поперечной компонент скорости. Исследовано два фактора – изменение по длине канала (то есть, зависимость потока от номера лунки) и изменение течения вдоль фиксированной лунки.

По длине канала профили продольной скорости U_z изменяется незначительно, при этом профиль становится менее наполненным в силу трения. Поперечная же скорость меняется значительно, но после 4-ой лунки разница практически исчезает.

Закономерности изменения потока вдоль фиксированной лунки мало отличаются от одиночной наклонной лунки. На входе в лунку происходит отрыв потока, но далее, эту вихревая структура разрушается основным потоком. При $s/D > 0$, отрицательные скорости U_z отсутствуют для всех исследованных лунок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Ярхо С.А. Интенсификация теплообмена в каналах. М.: Машиностроение, 1990. 200 с.
2. Ligrani P. Heat Transfer Augmentation Technologies for Internal Cooling of Turbine Components of Gas Turbine Engines // Int. J. of Rotating Machinery. 2013. Art. ID 275653, 32 p.
3. Terekhov V.I., Kalinina S.V., Mshvidobadze Yu.M. A review on heat transfer coefficient and aerodynamic resistance on a surface with a single dimple // J. Enhanced Heat Transfer, 2017, v. 24. is. 1-6, p. 411-426
4. Isaev S.A et al. NT Vortex enhancement of heat transfer and flow in the narrow channel with a dense packing of inclined one-row oval-trench dimples // Int. J. Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 145. 118737.
5. Терехов В.И., Терехов В.В., Чохар И.А., Ян Лун Н. Экспериментальное исследование структуры течения в одиночной траншейной лунке // Т и А, 2022, том 29, № 6. с. 935-947

FLOW STRUCTURE IN A NARROW RECTANGULAR CHANNEL WITH A ROW OF TRENCH DIMPLES

*Yan Lun Nikita*¹², *postgraduate student; Terekhov Victor Ivanovich*¹²

¹ Kutateladze Institute of Thermophysics of Siberian Branch Russian Academy of Sciences,

Russia, Novosibirsk, Lavrentiev ave. 1, 630090

² Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 Karl Marx Ave.

Yan Lun N., e-mail yln1999@mail.ru

Terekhov V. I., e-mail .terekhov2010@yandex.ru

Address for correspondence: *Yan Lun Nikita*, Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, 20 Karla Marksa Ave., Novosibirsk, 630073, Russia.

Annotation:

The paper presents the results of an experimental study of the aerodynamics of turbulent flow around a row of trench dimples located on the surface of a flat channel.

A detailed study of the influence of the dimples on the profiles of the longitudinal and transverse velocity components and their pulsations was carried out. The hydraulic resistance of the channel with dimples was also measured. The velocity distribution measurements were carried out at an angle of inclination of the dimples $\varphi = 45^\circ$ to the main flow and a constant Reynolds number $Re_{ch} = 3.9 \cdot 10^4$.

Keywords:

Trench dimples, aerodynamics, separating flows, vortex generators.

Содержание

<i>СЕКЦИЯ: САМОЛЁТО- И ВЕРТОЛЁТОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ</i>	6
ВЛИЯНИЕ ТИПА ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ НА ИНТЕРФЕЙС МАТРИЦА-ВКЛЮЧЕНИЕ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ КОМПОЗИТА Алпацкий Е. С., Краус А. Е.	6
МОДЕРНИЗАЦИЯ САЙТА ПО СБОРУ ДАННЫХ ОТ ЭКСПЛУАТАНТОВ ПО ГРАЖДАНСКИМ САМОЛЁТАМ ТИПА АН-2 Вебер Т. А.; Рынгач Н. А.	10
ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ НАДЕЖНОСТЬ ДАТЧИКА УГЛОВОГО ПЕРЕМЕЩЕНИЯ Герасимчук В. В., Рынгач Н. А.	14
КОНЦЕПТУАЛЬНЫЙ ПРОЕКТ БПЛА ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ С НЕПОДВИЖНЫМ КРЫЛОМ Иванов Д. В., Алпацкий Е. С., Попов Д. А.	17
ИССЛЕДОВАНИЕ ПО СТАНДАРТИЗАЦИИ ИНФОРМАЦИИ О СТРУКТУРНЫХ ДЕФЕКТАХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ Кишканов Н. Г., Рынгач Н. А.	21
ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ УЗЛОВ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА Мещерина Н. В., Р. Н. А.	25
ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ РАСПРЕДЕЛИТЕЛЬНОГО МЕХАНИЗМА Мискевич А. Е., Рынгач Н. А.	30
ВЫБОР СХЕМЫ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДОЛГОЛЕТАЮЩЕГО ВЫСОТНОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА Семухин Р. И., Зверков И. Д.	33
ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ПАТРУБКА С «ЖАЛЮЗИ» ДАВЛЕНИЕМ МАГНИТНО-ИМПУЛЬСНОГО ПОЛЯ Шайдулов С. В., Рынгач Н. А., Курлаев Н. В.	37
<i>СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН</i>	41
КЛАССИФИКАЦИЯ ПОРАЖАЮЩИХ ФАКТОРОВ ДЕЙСТВУЮЩИХ НА ЗАЩИЩЁННЫЕ ТРАНСПОРТНЫЕ МАШИНЫ Баранов И. И., Кислицын С. А., Хмельников Е. А., Шадрин И. Д.	41

АНАЛИЗ ХАРАКТЕРИСТИК ДВИГАТЕЛЕЙ КОМПАНИИ MTU FRIEDRICHSHAFEN GMBH ДЛЯ БРОНЕТАНКОВОЙ ТЕХНИКИ	
Гаев Е. Г., Пегашкин В. Ф.....	45
ОБЗОР СОВРЕМЕННЫХ БРОНЕЗАЩИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ	
Ерохин Г. Ю., Крюкова Я. С.....	53
ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОТИВОМИННОЙ СТОЙКОСТИ ВОЕННЫХ ГУСЕНИЧНЫХ МАШИН	
Кислицын С. А., Баранов И. И., Хмельников Е. А., Шадрин И. Д.	58
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗРУШАЮЩЕЙ УДАРНОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ СТЕКЛОПЛАСТИКОВЫХ ПАНЕЛЕЙ	
Копылов В. М., Газизов С. Р., Кожевников А. Н.	66
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ КРЫЛА В СРЕДЕ ANSYS	
Косачева В. С.....	71
ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ИЗМЕЛЬЧЁННОГО КОСТНОГО КСЕНОТРАНСПЛАНТАТА	
Косинов А. М., Фёдорова Н. В.....	74
СОВРЕМЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ И СТРУКТУРЫ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫЕ ДЛЯ ИНДИВИДУАЛЬНОЙ БРОНЕЗАЩИТЫ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПУЛЬ	
Крюкова Я. С., Туровников К. С.	79
ПРИМЕНЕНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ФАКТИЧЕСКОГО ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ ОПОР ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ	
Ласточкин П. В., Кожевников А. Н., Матвеев К. А.....	83
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПОВРЕЖДЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ПЛАСТИН ПОСЛЕ УДАРА ГРАДИНЫ	
Ле Вьет Туан	87
МЕХАНИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ОБРАЗЦОВ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ПО АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ	
Матыцин В. П., Крюкова Я. С.....	93
РАЗРУШЕНИЕ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ОБРАЗЦОВ С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ОТВЕРСТИЕМ ИЗ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОГО МАТЕРИАЛА	
Мосиенко Д. С., Леган М. А., Донских С. В.	98

ПРОЕКТИРОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО КРОНШТЕЙНА С ПРИМЕНЕНИЕМ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ	
Прокопович А. В., Крюкова Я. С.	103
О ПРИМЕНЕНИИ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ К ЗАДАЧЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ	
Селиванов Ю. С., Матвеев К. А.	109
РАСЧЕТ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ В ВЕРШИНЕ ТРЕЩИНЫ В ПАКЕТЕ ANSYS	
Скворцов М. Д., Банщикова И. А.	115
ГЕОМЕТРИЧЕСКИ НЕЛИНЕЙНЫЕ УРАВНЕНИЯ НЕКЛАССИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ ОБОЛОЧЕК НА ОСНОВЕ РАЗРЕШАЮЩИХ ФУНКЦИЙ В ГЛОБАЛЬНОЙ СИСТЕМЕ КООРДИНАТ	
Шелевая Д. Р., Красноручкий Д. А.	120
СПОСОБ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ОБЪЕМНОГО ВИБРОУДАРНОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ	
Шлишевский А. В., Проскурин А. В.	129
<i>СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА</i>	<i>135</i>
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ УНОСА ЛЕГКОПЛАВКИХ МАТЕРИАЛОВ В ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНОМ ПОТОКЕ ГАЗА	
Даниличев Д. Е., Наливайченко Д. Г.	135
ВЛИЯНИЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ИЗМЕНЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ	
Запорожский Д.С.	139
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ ПАНОРАМНЫМИ МЕТОДАМИ	
Лузгин Н. К., Сидоренко А. А., Будовский А. Д.	142
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТОЛКНОВЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ МИКРОСТРУЙ	
Смяцких А. А., Литвиненко Ю. А.	146
ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ФАКЕЛА ПРИ СТОЛКНОВЕНИИ ДВУХ ЛАМИНАРНЫХ ГАЗОВЫХ СТРУЙ	
Смяцких А. А., Литвиненко Ю. А.	151
ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ НАПОРНОГО КРУГЛОГО У - ТРОЙНИКА	
Федоренко В. А., Леманов В. В.	156

<i>СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....</i>	<i>161</i>
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ТРЕНИРОВОЧНОГО МОТОПЛАНЕРА F3K	
Афанасьев Е. А.....	161
ИССЛЕДОВАНИЕ ВИДОВ ФИЗИЧЕСКОЙ НАГРУЗКИ ДЛЯ КОМПЕНСАЦИИ ГИПОДИНАМИИ В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ	
Беляева Е. В., Хромова И. В.....	165
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА	
Выборов М. Р.....	169
ТЕПЛОПЕРЕДАЧА С ПОВЕРХНОСТИ ПЛАСТИНЫ АЛЮМИНИЯ МОДИФИЦИРОВАННОЙ ОТКРЫТЫМИ МИКРОКАНАЛАМИ	
Гусаченко Д. В., Горбачев М. В.....	173
ВЛИЯНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ НА ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА В СИСТЕМЕ ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА	
Григоревская В. М., Хромова И. В., Дьяченко Ю. В.....	175
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ОБЛЕДЕНЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПРОФИЛЯ КРЫЛА САМОЛЕТА ЯК-40	
Земсков В. С., Матвеев И. А., Пяткин А.А., Горбачев М. В.	179
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА АВИАЦИОННОЙ СКВ	
Окунева А. А., Чичиндаев А. В.....	186
РАЗРАБОТКА БЛОК-СХЕМЫ ИНТЕГРАЦИИ МИНИ-КАРДИОГРАФА С ИНФОРМАЦИОННОЙ БОРТОВОЙ СИСТЕМОЙ	
Скоробогатов Я. М., Хромова И. В.	190
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА АВИАЦИОННОЙ СКВ	
Степанов Д. Д., Чичиндаев А. В.	194
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА ДВУХФАЗНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПРЯМОУГОЛЬНОМ КАНАЛЕ С ВНЕЗАПНЫМ РАСШИРЕНИЕМ ПРИ МАЛЫХ ГАЗСОДЕРЖАНИЯХ	
Филиппский К. А., Евдокименко И. А., Лобанов П. Д.	197
СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА: ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФИЗИЧЕСКОЙ АКТИВНОСТИ НА ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ	
Чушкина Е. П., Хромова И. В.....	200

ВЛИЯНИЕ МАТЕРИАЛА СТЕНОК КАНАЛА НА ТЕПЛОВЫЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ КАНАЛОВ РЕГЕНЕРАТОРА

Шабалов С. Д., Горбачев М.В.205

СТРУКТУРА ПОТОКА В ПРЯМОУГОЛЬНОМ УЗКОМ КАНАЛЕ С РЯДОМ
ТРАНШЕЙНЫХ ЛУНОК

Ян Лун Н., Терехов В.И.....208

Алфавитный указатель

А

- Алпацкий Е.С.....6,17
Афанасьев Е.А.161

Б

- Банщикова И.А.115
Баранов И.И.41,58
Беляева Е.В.....165
Будовский А.Д..142

В

- Вебер Т.А.....10
Выборов М.Р..169

Г

- Гаев Е.Г.....45
Газизов С.Р.....66
Герасимчук В.В.14
Горбачев М.В.173,179,204
Григоревская В.М.....175
Гусаченко Д.В.....173

Д

- Даниличев Д.Е..135
Донских С.В..98
Дьяченко Ю.В.....175

Е

- Евдокименко И.А..197
Ерохин Г.Ю.53

З

- Запорожский.139
Зверков И.Д.33
Земсков В.С.....179

И

- Иванов Д.В.17

К

- Кисцицын С.А..41,58
Кишканов Н.Г.....21
Кожевников А.Н.....66,83,
Копылов С.А.....66
Косачева В.С.....71
Косинов А.М.....74
Красноручский Д.А.120
Краус А.Е..6
Крюкова Я.С..53,79,93,103
Курлаев Н.В.37

Л

- Ласточкин П.В.....83
Ле Вьет Туан.....87
Леган М.А..98
Леманов В.В.....156
Литвиненко Ю.А.....146,151
Лобанов П.Д.....197
Лузгин Н.К.....142

М

- Матвеев И.А.....179
Матвеев К.А.....83,109
Матыцин В.П.....93
Мещерина Н.В.....25
Мискевич А.Е.....30
Мосиенко Д.С.....98

Н

- Наливайченко Д.Г.135

О

- Окунева А.А.....186

П

Пегашкин В.Ф.....	45
Попов Д.А.....	17
Прокопович А.В.	103
Проскурин А.В.....	129
Пяткин А.А.....	179

Р

Рынгач Н.А.	10,14,21,25,30,37
------------------	-------------------

С

Селиванов Ю.С.....	109
Семухин Р.И.....	33
Сидоренко А.А.....	142
Скворцов М.Д.	115
Скоробогатов Я.М.	190
Смяцких А.А..	146,151
Степанов Д.Д... ..	194

Т

Терехов В.И.....	208
Туоровников К.С..	79

Ф

Федоренко В.А.....	156
Фёдорова Н.В.....	74
Филиппский К.А.....	197

Х

Хмельников Е.А.....	41,58
Хромова И.В.	165,175,190,200

Ч

Чичиндаев А.В.	186,194
Чушкина Е.П..	200

Ш

Шабалов С.Д.	205
Шадрин И.Д.	41,58
Шайдуров С.В.....	37
Шелевая Д.Р.	120
Шлищевский А.В.....	129

Я

Ян Лун Н.....	208
---------------	-----

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

Наука Промышленность Оборона

Труды XXV ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО–ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 17-19 апреля 2024 г.

Том I

Под редакцией *Гуськова А.В.*

Компьютерная верстка

Гынгазов И.В.

Климова А.Е.

Мурзаева А.Б.

Шептунова А.А.

Подписано в печать 24.06.2024 г. Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная
Тираж 100 экз. Уч.-изд.л. 12,78. Печ.л. 13,75. Заказ № 03422

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20
Тел: (383)-346-31-87