

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Новосибирский государственный технический университет
Сибирское отделение Российской академии наук
Академия Военных Наук
Российская академия ракетных и артиллерийских наук
Межрегиональная ассоциация «Сибирское Соглашение»
Федеральное государственное казенное военное образовательное
учреждение высшего образования
Новосибирское высшее военное командное училище

НАУКА ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ОБОРОНА

**ТРУДЫ
XXII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ
ПОСВЯЩЕННОЙ 60-ЛЕТИЮ СО ДНЯ ПЕРВОГО ПОЛЁТА
ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС**

г. Новосибирск, 21-23 апреля 2021 г.

Том I

СЕКЦИИ:

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

ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

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

Новосибирск
2021

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

Н 34

12 апреля 2021 г. исполнилось 60 лет со дня первого полета человека в космос. Его совершил гражданин СССР Юрий Гагарин. Стартовав с космодрома Байконур на корабле-спутнике "Восток", он провел в космосе 108 минут и благополучно вернулся на Землю. Первый полёт человека в космос имел важнейшее значение для дальнейшего развития космонавтики и всего человечества.

Н 34 **Наука Промышленность Оборона: труды XXII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д.Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2021.**

ISBN 978-5-7782-4411-5

Том 1: – 243 с.

ISBN 978-5-7782-4412-2

Редакторы тома:

Курлаев Н.В., д.т.н., профессор(Секция №3. Самолето- и вертолетостроение и эксплуатация летательных аппаратов и двигателей)

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

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

Горбачев М.В., к.т.н., доцент (Секция №9. Техника и физика низких температур. системы жизнеобеспечения и защиты ЛА)

Представлены труды XXII Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука Промышленность Оборона – 2021». Материалы представлены по следующим секциям:

- *самолето- и вертолетостроение и эксплуатация летательных аппаратов и двигателей;*
- *динамика и прочность машин;*
- *гидроаэродинамика.*
- *техника и физика низких температур. системы жизнеобеспечения и защиты летательных аппаратов.*

УДК 62+623](063)

ISBN 978-5-7782-4412-2 (Том 1)

ISBN 978-5-7782-4411-5

© Коллектив авторов, 2021

© Новосибирский государственный
технический университет, 2021

СОСТАВ ОРГКОМИТЕТА

Председатель оргкомитета:

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

Сопредседатели:

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

Заболотный П.В., генеральный директор АО «НПО НИИИП-НЗиК»;

Серьезнов А.Н., д.т.н., профессор, научный руководитель государственного Сибирского научно-исследовательского института авиации имени С.А. Чаплыгина (СибНИА);

Панасенко С.Н., заместитель Генерального директора ПАО "Компания "Сухой", директор НАЗ им. В.П. Чкалова;

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);

Марковчин С. Г., полковник, начальник Новосибирского Высшего Военного Командного училища;

Эдвабник В.Г., к.т.н., д.э.н., член-корреспондент РАН, зав. кафедрой АИУС, зам. генерального директора по развитию ОАО Научно исследовательский институт электронных приборов (НИИЭП).

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,

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

Члены Оргкомитета:

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 Академия военных наук АВН;

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

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

Киселёв А.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Радиоприемных и радиопередающих устройств» (РПиРПУ) НГТУ;

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

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

Красноруцкий Д.А., к.т.н., доцент, кафедра «Прочность летательных аппаратов» ПЛА (НГТУ);

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

Ларичкин В.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Инженерных проблемы экологии» (ИПЭ) НГТУ;

Легкий В.Н., д.т.н., доцент, кафедра «Автономных информационных и управляющих систем» (АИУС) НГТУ;

Литвинцева Г.П., д.э.н., профессор, заведующая кафедрой «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;

Поляков С.А., к.ю.н., доцент, заведующий кафедрой «Правоведения» (Правоведения) НГТУ;

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

Саленко С.Д., д.т.н., профессор, декан факультета летательных аппаратов НГТУ, заведующий кафедрой «Аэрогидродинамики» (АГД) НГТУ;

Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор, кафедра «Технической теплофизики» (ТТФ) НГТУ;

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

Рынгач Н. А., к.т.н., доцент, кафедра «Самолето- и вертолетостроения» (СиВС) НГТУ.

Редакционная коллегия сборника трудов научно-технической конференции «НПО-2021»

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
Карпович А.И., д.э.н., профессор
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
Легкий В.Н., 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 629.03

ГИБРИДНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЁТА- ДЕМОНСТРАТОРА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ С ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ СВЕРХПРОВОДЯЩИМ КОНТУРОМ

*Белоусов Павел Александрович¹, магистрант; Ожгибесов Дмитрий
Сергеевич², инженер-конструктор 2 категории*

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346-26-23

²Федеральное государственное унитарное предприятие «Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С.А. Чаплыгина», 630051, г.

Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 279-01-56

Белоусов П.А., e-mail kopeyka1111@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Белоусов Павел Александрович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

В 2021 году проводятся испытания перспективного авиационного электродвигателя, разработанного компанией «СуперОКС».

В статье представлен общий обзор силовой установки, выполненной по гибридной схеме. Силовая установка предназначена для обеспечения работы самолёта-летающей лаборатории на базе Як-40 с перспективным высокотемпературным электрическим двигателем.

Ключевые слова

Высокотемпературная сверхпроводимость, гибридная силовая установка.

1. Введение

В настоящее время на Земле продолжают процессы глобального изменения климата, большое влияние на которые оказывают выбросы парниковых газов.

Все виды транспорта потребляют около 66% мировых поставок нефти, а доля выбросов в атмосферу углекислого газа (CO₂) составляет 25% [1]. Возникновение серьёзной экологической угрозы вынудило правительства множества стран пойти по пути сокращения выбросов, как минимум, сократить выбросы CO₂ на 50% к 2050 году. На долю авиации приходится около 20% транспортных выбросов, что делает обязательным участие авиационных специалистов в решении глобальной экологической проблемы.

Наиболее эффективный способ сокращения выбросов – использование двигателей, работающих на экологически чистой электрической энергии.

На текущем этапе научно–технического прогресса главной сложностью реализации массового коммерческого использования самолётов на электрические тяги является недостаточная энергоёмкость источников энергии.

Для проведения научно-исследовательских работ на предмет использования новых типов авиационных электродвигателей, демонстрации их возможностей, накопления опыта эксплуатации предложена концепция гибридной силовой установки (ГСУ).

2. Концепция применения электродвигателя с высокотемпературным сверхпроводящим контуром

Благодаря более высоким показателям плотности магнитного потока сверхпроводников электродвигателя, по сравнению с медными проводниками, достигаются высокие значения удельной мощности двигателя. По предварительным оценкам, технология высокотемпературной сверхпроводимости (ВТСП) позволяет достичь значений удельной мощности в 20 кВт/кг

В России созданием двигателя с применением эффекта сверхпроводимости занимается компания «СуперОКС» совместно с другими предприятиями и институтами (ЦИАМ, УГАТУ).

На территории ФГУП «СибНИА им. С.А. Чаплыгина» в соответствии с государственным контрактом выполнены работы по оснащению летающей лаборатории на базе Як–40 для создания демонстратора технологий данного типа двигателя.

3. Концепция гибридной силовой установки

До этапа внедрения новых высокоёмких источников энергии необходимо продолжать разработки и испытания авиационных электродвигателей. Для возмещения недостаточной энергоёмкости источников энергии требуется использование двигателя внутреннего сгорания в составе ГСУ.

Концепция гибридной силовой установки подразумевает совместное использование электродвигателя и двигателя внутреннего сгорания.

Существует несколько вариантов реализации работы ГСУ [2]:

1. Параллельный. Электродвигатель получает питание от аккумуляторов, а ДВС – от топливных баков, при этом оба двигателя вращают воздушный винт.

2. Последовательный. Двигатель внутреннего сгорания вращает ротор генератора, заряжающий аккумуляторы, которые, в свою очередь, питают электродвигатель, приводящий в движение воздушный винт.

3. Комбинированный. Электродвигатель может как вращать винт, так и выступать в роли генератора.

Вариант с последовательным режимом работы обладает следующими преимуществами:

– Разнесение электродвигателя и ДВС обеспечивают свободный доступ к ним при техобслуживании;

– ДВС не подключен к трансмиссии винта, что позволяет настроить двигатель на наиболее выгодный режим работы.

Недостатки:

- Увеличение массы конструкции;
- Возросшие потери, меньший КПД.

Из приведённых вариантов конструктивно выполнимым (и наиболее эффективным) является вариант с последовательным режимом работы.

Одним из главных ограничений внедрения электродвигателей является низкая энергоёмкость источников энергии. Использование концепции ГСУ позволяет решить проблему энергоёмкости, где турбогенератор (ТРД + генератор) должен обеспечивать стабильную продолжительную работу электродвигателя.

Турбогенератор представляет собой турбовальный двигатель ТВ2-117 и соединённый напрямую генератор мощностью 0,5 МВт.

В результате проведенного анализа конструкции ГСУ выяснилось, что интеграция турбогенератора заданной конфигурации и мощности в состав летающей лаборатории является важной инженерной задачей по причине отсутствия опыта интеграции данного оборудования в состав образцов авиационной техники.

Обоснованием выбора испытательной платформы ГСУ на базе самолёта Як-40 является наличие самолёта данного типа в авиационном парке предприятия, зарегистрированного как летающая лаборатория.

Так как на ЛЛ будет размещено дополнительное оборудование, необходимо сопоставить массу оборудования с грузоподъёмностью.

Информация о массе оборудования представлена в таблице 1.

Таблица 1. Масса элементов ГСУ

Элемент ГСУ	Масса, кг	М
Турбовальный двигатель с установочной рамой	400	4
Электродвигатель	50	1
Блок управления генератором	90	9
Аккумулятор	50	1
Электродвигатель на ВТСП	00	1
Блок управления электродвигателем	00	1
Криогенная система	0	6

Из таблицы видно, что масса оборудования составляет 1050 кг. С учётом необходимого для установки оборудования крепежа, электрических кабелей, конечная масса увеличится на 5–10%.

Кроме оборудования необходимо размещение оператора ГСУ, рабочего места оператора, спасательного парашюта.

На основании представленных данных, требуемая грузоподъёмность ЛЛ не менее 1500 кг.

Як-40 с двумя двигателями ТФЕ731-5BR (рис. 1) имеет максимальную грузоподъёмность 2300 кг, что полностью удовлетворяет требованиям.

Полный состав ГСУ представлен на рисунке 2 и в таблице 2.



Рис. 1. Пример ремоторизованного Як-40

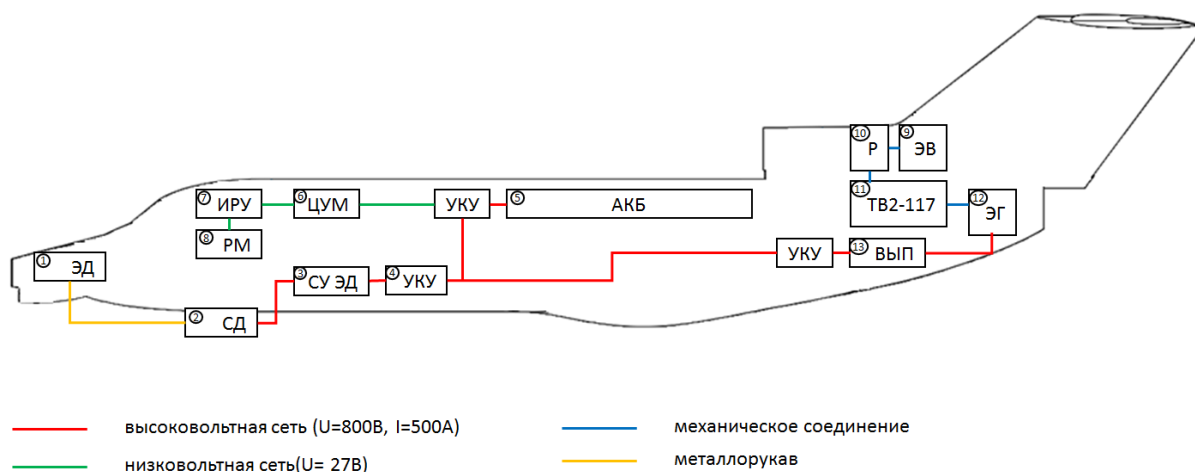


Рис. 2. Состав ГСУ

Таблица 2. Состав ГСУ

№	Сокращение	Полное наименование	Кол-во
1	ЭД	Электродвигатель на ВТСП	1
2	СД	Сосуд Дьюара с жидким азотом	1

3	СУ ЭД	Система управления электродвигателем	1
4	УКУ	Управляемое коммутационное устройство	3
5	АКБ	Аккумуляторная батарея высокого напряжения	1
6	ЦУМ	Цифровой управляющий модуль	1
7	ИРУ	Интеллектуальное распределительное устройство	1
8	РМ	Рабочее место (кресло+ноутбук)	1
9	ЭВ	Электровентилятор	1
10	Р	Радиатор	1
11	ТВ2-117	Двигатель ТВД-117	1
12	ЭГ	Электрогенератор	1
13	ВЫП	Выпрямитель	1
	Металлорукав	Металлорукав	1

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1) Serhiy Bozhko, Christopher Ian Hill, Tao Yang. More electric aircraft: System and modelling / The University of Nottingham. – Nottingham, 2018. – 31с.
- 2) Писарев, Н.С. Самолёты гражданской и военной авиации на гибридных авиационных двигателях // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2016. – Том 1. – С. 900-901.

HYBRID POWER PLANT OF AN ELECTRIC ENGINE DEMONSTRATOR PLANE WITH A HIGH-TEMPERATURE SUPER- CONDUCTIVE CIRCUIT

*Belousov Pavel Alexandrovich*¹, Master's student, e-mail kopeyka1111@yandex.ru *Ozhgibesov Dmitry Sergeevich*², design engineer of the 2nd category

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

²Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin, 630051, Russia, Novosibirsk, 21, Polzunov Street

Abstract

In 2021, tests are being carried out on a promising aircraft electric motor developed by SuperOKS.

The article provides a general overview of the hybrid power plant. The power plant is designed to ensure the operation of an aircraft-flying laboratory based on the Yak-40 with a promising high-temperature electric engine.

Keywords

High temperature superconductivity, hybrid propulsion system.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМЫ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ВИБРАЦИЙ НА ОТКЛОНЯЕМЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЯХ

Белянин Илья Сергеевич, Рынгач Николай Анатольевич¹

Новосибирский Государственный Технический Университет, 630073,
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Белянин И.С., e-mail ilya_belyanin@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Белянин Илья Сергеевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

В статье идет речь о возможных методах решения проблемы возникновения колебаний створок подпитки силовой установки сверхзвукового самолета.

Ключевые слова: демпфирование энергии, колебания створок подпитки, воздухозаборник, разрушение конструкции воздухозаборника.

Актуальность выбранной темы для исследования связана с опытом эксплуатации определенного самолета. При эксплуатации сверхзвукового самолета, в котором используется аэродинамический принцип работы системы подпитки силовой установки, была выявлена проблема – возникновение вибраций при взлёте и посадке, которые приводят к ускоренному износу механизма подпитки двигателя.

При анализе проблемы были обнаружены несколько вариантов её решения:

– Изменение принципа работы створок подпитки с аэродинамического на механический (внедрение привода)

– Внедрение в конструкцию буфера, который мог бы предотвращать механические удары

– Замена жёсткой тяги, по которой передаётся механическое усилие, на гидравлический, газовый, либо газожидкостный демпфер

Теперь необходимо рассмотреть каждый из вариантов более пристально.

1. Внедрение привода. Данное решение подразумевает под собой изменение всей конструкции механизма створок подпитки, поскольку изначально конструкция предусматривает автономную работу створок. Это значит, что необходимо проводить расчёт на прочность и жесткость не только самого привода, а всей новой системы, а также проводить опытные испытания.

2. Внедрение пружины. Данное решение безусловно позволит смягчать механические удары при полном раскрытии створок, однако оно не позволит избежать возникновения колебаний, потому что при ходе створки на закрытие, будет её только ускорять.

3. Замена жесткой тяги на демпфирующее устройство. Данный метод позволит предотвратить появление колебаний, однако увеличит время полного

раскрытия створок. Сложность данной задачи подобрать геометрические параметры демпфера, которые дали бы ему возможность замедлять открытие/закрытие створок в допустимом пределе как при резком появлении пиковой нагрузки, так и при плавном её возрастании. При этом необходимо обеспечить автономную работу конструкции, как и при изначальном варианте (сопротивление на обратный ход не должно превышать усилие возвратной пружины).

Для исследования нами выбран вариант с добавлением демпфирующего устройства в конструкцию (рис. 1).

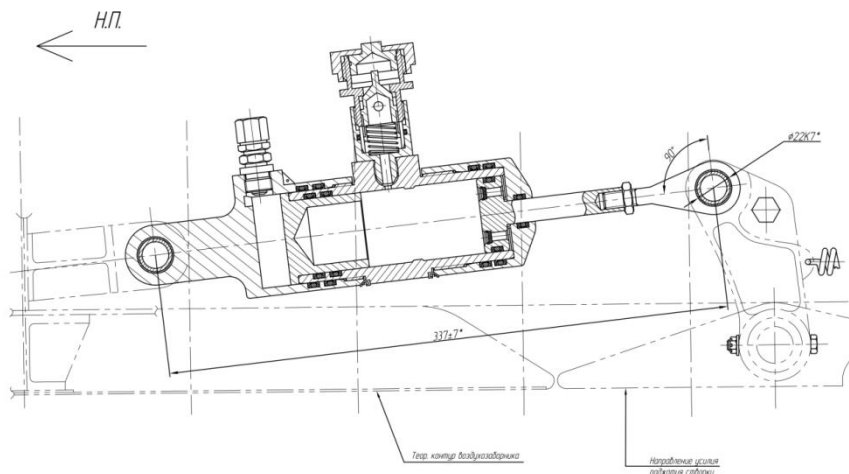


Рисунок 1. – Внедрение газожидкостного демпфера в конструкцию подпитки СУ

Такое решение позволит гасить механическую энергию возникающих колебаний. Газовая камера заполнена азотом для того, чтобы исключить образование конденсата при низких температурах в эксплуатации (-60°C). Рабочей жидкостью выбрано масло АМГ-10, которое не теряет своих свойств при рабочем диапазоне температур.

После того, как демпфер посчитан и начерчен, необходимо сделать опытный образец и подвергнуть его испытаниям. Успешное прохождение испытаний позволит запускать устройство в серийное производство и эксплуатировать новые изделия исключая данную проблему.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Башта, Т.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов. – 4-е изд. - М.: Машиностроение, 1967.
2. Башта, Т.М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. - М.: Машиностроение, 1972.
3. Чегодаев, Д.Е., Пономарев, Ю.К. Демпфирование. - Самара: Издательство Самарского государственного аэрокосмического университета, 1997.

STUDY OF THE PROBLEM OF VIBRATIONS ON TILTED AERODYNAMIC SURFACES

Belyanin Ilya Sergeevich, Ryngach Nikolay Anatolievych¹

Novosibirsk State Technical University, 630073 Karl Marks Ave.,
Novosibirsk, Russia

Abstract. The article deals with possible methods for solving the problem of oscillations in the feed flaps of the power plant of a supersonic aircraft.

Keywords: Damping of energy; vibrations of the make-up flaps; air intake; destruction of the air intake structure.

УДК 001.892

МОДЕРНИЗАЦИЯ САМОЛЕТА ИЛ-96 НА БАЗЕ МОДИФИКАЦИИ СОПУТСТВУЮЩИХ СИСТЕМ

*Бондарев Максим Евгеньевич¹, студент; Чекомазов Василий
Геннадьевич¹, студент;*

¹ Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, 125993

Бондарев М.Е., e-mail bondarev.max.2015@mail.ru

Чекомазов В.Г., e-mail vasach@list.ru

Адрес для корреспонденции: Бондарев Максим Евгеньевич, МАИ, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4

Аннотация: В данной статье рассматриваются основные аспекты создания и последующего ввода в эксплуатацию при удачной реализации поставленных шагов модернизированной версии самолета Ил-96 на базе модификации сопутствующих систем ЛА. Представлены стадии проекта с описанием каждого этапа и сроками реализации.

Ключевые слова: Ил-96, модернизация самолета, сопутствующие системы, анализ рисков, НИОКР.

Существующая проблема, связанная с самолётом Ил-96, характеризуется необходимым обновлением его двигательной системы. Обновленная модель ЛА придет на замены определенным самолетам иностранного производства, что послужит толчком к развитию всего отечественного авиастроения.

Цель данного исследования заключалась в оценке рисков, связанных с модернизацией самолета Ил-96. По мнению авторов, данным проектом нужно заниматься, так как он является ключевым для развития авиации и увеличения пассажиропотока при осуществлении рейсов.

В процессе исследования были оценены внешние и внутренние факторы проекта НИОКР (научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы) по модернизации самолета Ил-96, статьи расходов, калькуляции, а также стадии разработки.

Цель реализации проекта и планируемые результаты проекта сегментируются в зависимости от направленности конечного влияния, в частности:

- а) Увеличение числа пассажирских мест в салоне ЛА с 300 до 400 мест;
- б) Модернизация оперения ЛА для преодоления расстояния 7000-8000 км с высокой крейсерской скоростью;
- в) Улучшение фюзеляжа с использованием новых сплавов и композитов, для снижения веса и поддержания более комфортного давления в салоне;
- г) Введение в эксплуатацию двигателей ПД-14 с пониженным потреблением топлива, со сопоставим уровнем мощности и легкости веса;
- д) Внедрение в систему ЛА современной бортовой аппаратуры для увеличения надежности полетов.

Модернизация самолета Ил-96 позволит получить модель, вполне сопоставимую с некоторыми хедлайнерами достойнейших конкурентов в лице «Боинга» и «Аэробуса». Впрочем, в таком случае заменить в самолете придется все, даже части фюзеляжа.

Стоит отметить, что при одинаковой производительности «Боинг-777-300ER» на взлете на 30 процентов, а европейский А340-600 — на 40 процентов тяжелее Ил-96-300. За эти лишние тонны веса западных лайнеров расплачиваются авиакомпании и, в конечном итоге, пассажиры. Взлетов, западные лайнеры лучше не становятся. Вместимость топливных баков «Боинга-777-300ER» на 20 процентов больше, чем Ил-96-300, соответственно, будучи более тяжелым, на то же расстояние сжигает он больше. За это все приходится расплачиваться конечным потребителям, то есть пассажирам.

Согласно всем правилам проектирования, четырехдвигательные Ил-96 имеют перед двухдвигательными конкурентами на дальних трассах преимущество в несколько часов полета. Так, например, на маршруте Нью-Йорк — Гонконг (R222) в двухдвигательном лайнере пассажир мучается лишние 2,5 часа.

Исходя из всего вышесказанного, можно обосновать, что модернизация рассматриваемого ЛА необходима и подкрепляется всеми вышеперечисленными доводами.

Ил-96 по праву считается одним из самых надежных пассажирских самолетов в своем классе. С момента начала эксплуатации с этими машинами не произошло ни одной аварии, которая бы привела к человеческим жертвам.

Однако, совокупный налет у этих самолетов немного ниже, чем у зарубежных аналогов.

В ОАО «Авиационный комплекс имени Ильюшина» заявили о планах модернизации Ил-96 и постановлении ее на серийное производство. Представители предприятия сообщили, что занимаются введением в эксплуатацию двигателей ПД-14 с пониженным потреблением топлива. Генеральный директор Воронежского авиазавода сообщил, что Ил-96 будет готов в течение нескольких лет. А в правительстве уже пообещали выделить средства на этот проект.

В начале текущего года в СМИ появилось сообщение, что между производителем и ОАК подписан контракт на проведения конструкторских работ по Ил-96.

В настоящее время Ил-96 эксплуатируется Специальным летным отрядом «Россия», в состав которого входит и президентский борт.

Начало проекта намечено на начало следующего года. Длительность проекта расценивается в районе 3-5 лет с поправкой на эпидемиологическую ситуацию в стране.

Внутренние факторы:

1. Компетентность исполнителей работ;
2. Наличие соответствующей базы для моделирования исследуемых процессов или рабочих механизмов;

Внешние факторы:

1. Конъюнктура рынка в свете пандемии новой коронавирусной инфекции;
2. Динамика развития авиасообщения внутри государственных границ на фоне нынешней эпидемиологической ситуации.

Стоит отметить, что в ходе работы авторами были обозначены основные риски присущие данному проекту, представленные в таблице 1.

Таблица 1. Основные риски рассматриваемого проекта

№ п/п	Наименование риска	Определение
1	Транспортный риск	Вероятность потерь в результате наступления нарушения логистических цепей.
2	Риск низкого качества работ	Вероятность потерь в результате нарушения обязательств подрядчика или поставщика материалов и оборудование, ошибками в

		проектировании и т. п.
3	Производственный риск	Вероятность потерь в результате возникновения перебоев в производственном процессе. Он может обнаруживаться в нарушении ритмичности производства ли даже в его прекращении, не достижении объектом проектной мощности, повышенном уровне дополнительных производственных затрат
4	Отраслевой риск	Вероятность потерь в результате усиления роли ОКБ в рыночном сегменте авиастроения.
5	Технический риск	Вероятность потерь в результате нарушения правил эксплуатации оборудования и недостаточного использования мощностей.

Используя современные подходы и методы управления НИОКР [1,2] были представлены стадии проекта с описанием каждого этапа и сроками выполнения. (таблица 2.)

Таблица 2. Результаты рассматриваемого проекта

№	Наименование этапа работ (стадии проекта)	Описание этапа	Срок выполнения этапа (дни)
1	Разработка технического предложения	Совокупность конструкторских документов, которые должны содержать уточнённые технические и технико-экономические обоснования целесообразности разработки проекта	32
2	Разработка технического задания на ОКР и разработка соответствующей документации	Создание тех. задания для последующей реализации проекта	95
3	Процесс производства опытного образца	Осуществление опытного образца	267

4	Проведение испытаний ОО	Выполнение и контроль испытаний опытного образца на НИОКР	61
5	Анализ полученных данных и утверждение производства	Утверждение производства(проекта) посредством проведенного анализа данных	32

Результатом явились ранжирование рисков, оценка динамики трендов рисков и совокупный риск по этапам работ проекта, с представлением листов оценки рисков.

Таким образом, подводя итог вышесказанному, можно с уверенностью заявить, что проект связанный с модернизацией самолета Ил-96 на базе модификации сопутствующих систем может быть принят на реализацию, так как проанализированные факты и риски проекта позволяют говорить о целесообразности запуска рассматриваемого комплекса мероприятий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кузнецов А.Г., Чайка Н.К., Суркова Е.В., Ермолаева Е.Н. Стоимость НИОКР и серийного производства летательных аппаратов в оценке экономической эффективности применения воздушных судов/ Экономика и предпринимательство. 2018. № 10 (99). С. 814-817.

2. Суркова Е.В., Некоторые методические подходы к оценке эффективности применения летательных аппаратов/ Суркова Е.В., Ермолаева Е.Н., Чайка Н.К., Кузнецов А.Г., Сахарова Н.Ф. /Экономика и предпринимательство. 2018. № 9 (98). С. 1025-1031.

3. Митанова А.И., Суркова Е.В. Теоретические основы импортозамещения на предприятиях авиационной промышленности/ Гуманитарные, социально-экономические и общественные науки. 2020. № 8. С. 130-134.

MODERNIZATION OF THE IL-96 AIRCRAFT BASED ON THE MODIFICATION OF RELATED SYSTEMS

Bondarev Maxim Evgenievich¹, student; Chekomazov Vasily Gennadievich¹, student.

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Volokolamskoe shosse, 4, 125993

Bondarev M.E., e-mail bondarev.max.2015@mail.ru

Chekomazov V.G., e-mail vasach@list.ru

Address for correspondence: **Bondarev Maxim Evgenievich**, MAI, 125993, Moscow, Volokolamskoe highway, 4

Abstract: This article examines the main aspects of the creation and subsequent commissioning with the successful implementation of the set steps of the modernized version of the Il-96 aircraft based on the modification of the accompanying aircraft systems. The stages of the project are presented with a description of each stage and the timing of implementation.

Keywords: IL-96, aircraft modernization, related systems, risk analysis, R&D.

УДК 338

ПРОБЛЕМА ВЛИЯНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО МУСОРА НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Бондарева Анастасия Викторовна, студент

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, 125993

Бондарева А.В., e-mail bastya2001@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), корпус 5, Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, 125993

Аннотация

В статье рассматриваются основные проблемы связанные с выбросами космического мусора.

Ключевые слова

космический мусор, спутник, космическая техника.

4 октября 1957 года Советский Союз (СССР) успешно запустил свой спутник «Спутник-1» на орбиту Земли. 4 октября 1957 года многие звездочеты отслеживали слабо сияющий объект, который двигался вокруг Земли со скоростью 17 500 миль в час. Многие думали, что смотрят именно на «Спутник-1», но на самом деле они видели оторвавшийся корпус ракеты, который вывел его на орбиту. Хотя Спутник-1 был небольшого размера, его корпус ракеты был почти 85 футов в длину.

4 октября 1957 года было днем, когда мы впервые начали оставлять свой мусор в космосе. Именно об этом моя научная работа, цель которой изучить возможные факторы образования мусора в космосе и показать значимость проблемы выбросов обломков космических летательных аппаратов на орбиту Земли. Задачей моей научной работы является анализ путей существующих решений по снижению объемов космического мусора, а также предложение различных решений данной проблемы, то есть способы уменьшения количества орбитального мусора.

«С момента возникновения и становления космической техники, человечество не задумывалось о том, что множество объектов, запускаемых в космос, останется там на сотни лет. Этому может свидетельствовать тот факт, что значительная часть космических объектов, отправляемых на околоземную орбиту, не в силах реализовать самовозврат в земную атмосферу. В частности это касается космических объектов на высокоэллиптических и геостационарных орбитах. Конструкторы, создававшие и создающие их, в большинстве своём, изначально не закладывают в них такую возможность.» [1]

Орбитальный мусор - это любой искусственный объект, находящийся на орбите вокруг Земли, который больше не выполняет полезной функции. К орбитальному мусору относятся:

1. Неработающие спутники: каждый год сотни спутников запускаются в космос сотовыми телефонами, телевизорами, приемниками GPS и крупными коммуникационными компаниями. Независимо от их назначения, все спутники со временем изнашиваются, выходят из строя.

2. Заброшенные ступени ракеты-носителя: когда космические шаттлы запускаются, обычно требуются дополнительные ракеты, чтобы вывести их в космос. Последние или верхние ступени удаляются из космического корабля. Обломки этой верхней ступени часто являются одними из самых крупных, оставшихся в космосе. Аналогичная ситуация произошла как раз с корпусом ракеты «Спутник-1».

3. Ракеты на твердом топливе: некоторые космические челноки используют твердое ракетное топливо, поскольку этот тип топлива может оставаться на хранении в течение длительного времени, оставаясь при этом надежным для запусков в короткие сроки. Как и верхние ступени, эти топливные контейнеры отсоединяются и остаются на орбите Земли.

4. Крошечные пятна краски: на орбите Земли могут существовать миллионы крошечных кусочков краски. Такие вещи, как тепло при выходе из атмосферы или столкновения с другими частицами, могут отслаивать краску от запущенных спутников и других космических кораблей. На орбите Земли отслеживается более 500 000 обломков или космического мусора. Все они движутся со скоростью до 17 500 миль в час, что достаточно для того, чтобы относительно небольшой кусок орбитального мусора мог повредить спутник или космический корабль, ведь даже крошечные пятна краски могут повредить космический корабль, путешествуя с такой скоростью. «Мелкие фракции представляют собой не меньшую опасность, чем крупные. Только представьте

крупнокалиберную пулю, движущуюся со скоростью 8-10 км/с. При попадании подобной частицы в действующий космический аппарат сила соударения просто чудовищная. Ни один корабль не выдержит такого столкновения. Если же соударения произошло, облако обломков на орбите расплывется по всем направлениям всего за пару недель, угрожая уничтожить и других соседей.» [2]

Растущее количество космического мусора увеличивает потенциальную опасность для всех космических аппаратов, но особенно для Международной космической станции, космических шаттлов и других космических аппаратов с людьми на борту.

«Наибольший риск для космических полетов представляет собой не отслеживаемый мусор», - сказал Николас Джонсон, главный научный сотрудник НАСА по орбитальному мусору.

Действительно, 10 февраля 2009 г. неработающий российский спутник столкнулся с действующим коммерческим спутником США «Iridium» и уничтожил его. Столкновение добавило более 2000 отслеживаемых обломков в инвентарь космического мусора.

В 1996 году французский спутник был поврежден обломками французской ракеты, взорвавшейся десятью годами ранее.

В 2007 году в Китае были проведены испытания противоспутниковой системы, в ходе которых использовалась ракета для уничтожения старого метеорологического спутника. Испытание добавило более 3000 единиц к проблеме мусора. И это лишь некоторые факты из целой истории засорения орбиты. Проблема орбитального мусора очень остра и несмотря на то, что космическое пространство пока далеко не удается обуздать в совершенстве и в большинстве используется исключительно в научных целях, от орбитального мусора необходимо избавляться уже сейчас. На данный момент существует три метода борьбы с космическим мусором.

«В настоящее время интенсивно вырабатываются новые требования к космической технике, определяются зоны работы спутников и оговариваются методики захоронения выработавших свой срок аппаратов.» [3]

Во-первых, старые спутники сейчас начинают возвращать на Землю, где они полностью сгорают в атмосфере или падают в безлюдные районы. Однако у некоторых спутников, таких как телескоп Хаббла, нет таких планов по удалению их с орбиты.

Сейчас также внедряется другое решение – установка защитных экранов на космические корабли и космические станции. Например, Международная космическая станция - это самая укрепленная среда обитания в космосе. Но, к сожалению, не все части космической станции, такие как солнечные панели и окна, могут быть защищены. Также скафандры практически не имеют защиты от космического мусора. Третье, на данный момент решение проблемы – маневрирование. Большинство космических аппаратов и спутников могут двигаться таким образом, чтобы избежать столкновения с космическим мусором. Маневры по предотвращению обломков планируются тогда, когда вероятность столкновения достигает пределов, установленных в правилах

полета космического челнока и космической станции. Если вероятность столкновения превышает 1 из 100 000, маневр будет проведен, если он не приведет к значительному влиянию на цели миссии. Если оно превышает 1 из 10 000, маневр будет проводиться, если только он не приведет к дополнительному риску для экипажа. В целом, маневры по предотвращению обломков обычно небольшие и проводятся за один или несколько часов до момента соединения. Однако, поскольку могут быть обнаружены только объекты размером более 3 дюймов, существует огромное количество объектов, которых невозможно избежать. «Конечно внедрение новаций идет очень медленно, ведь это требует больших затрат, но обойтись без этого уже не возможно, и все это понимают.» [3]

Как вы можете заметить, каждый из трех текущих методов борьбы с космическим мусором имеет серьезные недостатки. Но это лишь вопрос времени. Следовательно, необходимо найти больше решений для удаления космического мусора с орбиты Земли.

Предлагаем несколько способов решения этой проблемы.

Поскольку для космического корабля экономически нецелесообразно собирать все куски космического мусора, рекомендуется лазер, который мог бы испарять или перенаправлять космический мусор обратно на Землю, полностью сгорая в атмосфере. Этот лазер, вероятно, проще всего установить на Международной космической станции, так как для него потребуется огромный источник энергии. Поскольку лазер может обнаруживать и перенаправлять только большие объекты, это решение будет ограниченным.

Другое решение - создание массивных капель из аэрогеля или легких поверхностей с огромной площадью поверхности, чтобы космический мусор ударялся и прилипал. Это, по сути, будет большим, так называемым, пылесосом, удаляющим потенциально опасные материалы из космоса. Кроме того, аэрогель будет наиболее экономически выгодным для запуска на орбиту и полного сгорания в атмосфере Земли.

Таким образом, в моей научной статье было рассмотрено влияние орбитального мусора на космические летательные аппараты. Проблема космического мусора становится все более серьезной проблемой при каждой миссии в космос, о которой в конечном итоге необходимо позаботиться для безопасности будущих космонавтов и космических кораблей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Игуминова, В. А. Проблема засорения космоса / В. А. Игуминова, А. Е. Карючина, Е. О. Реховская. — Текст : непосредственный // Исследования молодых ученых : материалы IX Междунар. науч. конф. (г. Казань, апрель 2020 г.). — Казань : Молодой ученый, 2020. — С. 14-17. — URL: <https://moluch.ru/conf/stud/archive/368/15725/>
2. Лукашук И.И. «Международное право» Т. 2. М., 1997.
3. Популярная механика (электронная версия). 2006. № 7 (45).

THE PROBLEM OF THE IMPACT OF ORBITAL DEBRIS ON SPACECRAFT

Anastasia Bondareva, student

Moscow Aviation Institute (National Research University), 125993,
Volokolamsk Highway, 4, Moscow, Russia

Bondareva A. e-mail basty2001@mail.ru

Correspondence address: Moscow Aviation Institute (National Research University), building 5, Russia, Moscow, Volokolamsk highway, 4, 125993

Abstract: the article deals with the main problems associated with space debris emissions.

Keywords: space debris, satellite, space technology.

УДК 621.793

РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ САМОЛЕТА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ НАПЫЛЕНИЕМ

*Додонов Константин Дмитриевич, Чебердак Григорий Сергеевич,
Нарышева Галина Геннадьевна*

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

Додонов К.Д., e-mail konstantindodony2903@yandex.ru

Чебердак Г.С., e-mail cheberdak01@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Додонов Константин Дмитриевич,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953) 777-54-67

Аннотация

В данной работе рассмотрим один из методов восстановления деталей – «Холодное газодинамическое напыление» (ХГН). У детали полное восстановление размеров, улучшение прочностных, пластических и коррозионных свойств исходного материала.

Ключевые слова

Холодное газодинамическое напыление, ремонт, ресурс, эксплуатация, себестоимость.

Введение

В процессе эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) в элементах конструкции возникают дефекты усталостного, коррозионного характера, а также трещинообразование. На данный момент часто применяемые методы по устранению этих дефектов не позволяют решить проблему критического состояния детали, которое приводит к выбраковке. Существует инновационный метод холодного газодинамического напыления [1], который позволяет решить данную проблему.

1. Холодное газодинамическое напыление, принцип действия

ХГН (англ. Cold Spray - CS) - это процесс, при котором формируются металлические покрытия, соударяясь с поверхностью обрабатываемой детали «холодных» (с температурой, существенно меньшей температуры плавления) металлических частиц (порошка), ускоренных до сверхзвуковой скорости газовым потоком (Рис. 1).

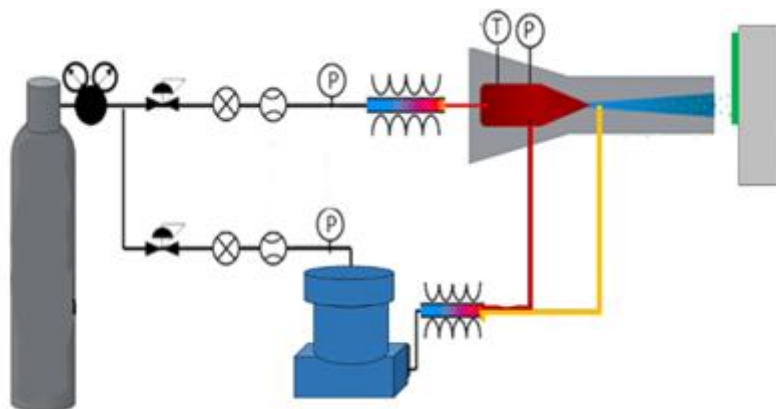


Рис. 1. Процесс ХГН

Суть метода: в сопле формируется сверхзвуковой газовый поток, в него подается порошковый материал, после чего этот поток приобретает сверхзвуковое ускорение в сопле и частицы порошка направляются на поверхность изделия.

2. Виды ХГН и область применения

Существует 2 разновидности метода [2]:

- ХГН высокого давления (ВД)
- ХГН низкого давления (НД)

К преимуществам ХГН ВД относятся высокое качество покрытий и низкие требования к определенному размеру частиц порошка, сравнительно низкая себестоимость оборудования, его компактность.

ХГН применяется для: восстановления деталей от трещин, сколов, потертостей. А также нанесение антикоррозионных и теплопроводных покрытий. Рекомендуются использовать данный метод для защиты контактных поверхностей.

3. Эффективность ХГН метода

Данный метод позволит увеличить срок службы деталей ЛА. Экономически в больших масштабах это очень эффективно, при этом место устранения дефекта по физическим свойствам превышает свойства самой детали [3].

Ранее не было возможности ремонтировать изношенные дорогостоящие редукторы (а именно восстановление уплотнительных и изнашивающихся поверхностей редукторов) с большим сроком службы и компоненты корпуса, подверженных чрезмерной коррозии и износу (рис. 2).

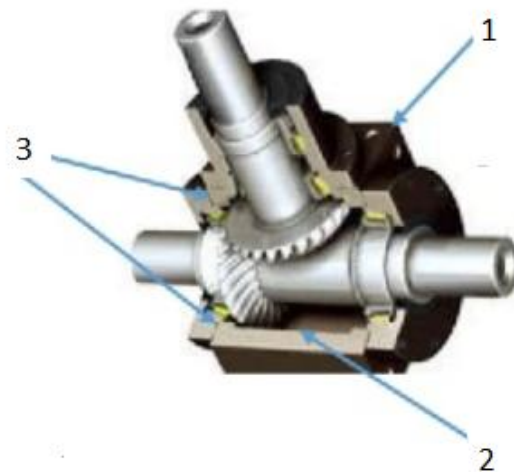


Рис. 2. Редуктор с уплотнительными и изнашивающимися поверхностями

1 - Наружные изнашиваемые поверхности; 2 - Внутренние изнашиваемые поверхности; 3 - Уплотнительные поверхности.

Интенсивная и долгая работа редуктора приводит к стиранию зубьев валов и шестерней, возникновению трещин у основания зубьев, потеростям во внутренней части корпуса. При неаккуратном обращении с редуктором могут возникнуть механические повреждения в виде отколов, вмятин и трещин на корпусе. Несвоевременное обслуживание и нарушение правил эксплуатации так же влияют на образование указанных дефектов.

Устранение данных дефектов происходит в одной последовательности (для всех видов поверхностей 1-3):

- Редуктор разбирается на составные части
- Каждая часть редуктора обрабатывается от масла, пыли, стружки и т.д.
- Обезжиривается дефектная деталь (корпус, вал и прочее)
- Производим процедуру ХГН
- С помощью механической обработки убираем лишнее напыление

Таким образом, проблема продления срока службы дорогостоящих и сложных редукторов, а так же других деталей летательных аппаратов, решается относительно простым и экономически эффективным методом газодинамического напыления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Томас Пелсоши. Технология холодного распыления для применения в министерствах обороны [электронная копия]. – 2015. – 52 с.
2. Холодное газодинамическое напыление (метод Димет) [электронный ресурс] – режим доступа: https://bmstu.ru/departments/content/materials/mt13/files/839_1145555013.pdf (дата обращения 08.03.2021).

3. EQUIPNET.RU [электронный ресурс]: Метод реставрации металлических изделий. - Режим доступа: https://www.equipnet.ru/articles/hi-tech/hi-tech_1539.html (дата обращения 09.03.2021).

COLD SPRAY OF PARTS

*Dodonov Konstantin Dmitrievich, Cheberdak Grigory Sergeevich,
Narysheva Galina Gennadievna*

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

Dodonov K. D., e-mail konstsantindodonv2903@yandex.ru

Cheberdak G. S., e-mail cheberdak01@mail.ru

*Address for correspondence: Konstantin Dodonov, Novosibirsk State
Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (953)
777-54-67*

Abstract

In this paper, we will consider one of the methods of restoring parts – "Cold gas-dynamic sputtering" (CGN). The CGN process is considered, after which we obtain a part with a complete restoration of dimensions, as well as an improvement in the strength, plastic and corrosion properties of the source material.

Keywords

Cold Spray, repair, service life, maintenance, production cost.

МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ДИАГНОСТИКЕ КОМПОЗИТНЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ СОВРЕМЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

*Клочков Никита Игоревич, аспирант; Зверков Илья Дмитриевич,
доктор техн. наук*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)980-24-35

Клочков Н. И., email nik.klochkov.nstu@mail.ru

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

Адрес для корреспонденции: Клочков Никита Игоревич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (913)980-24-35

Аннотация

В современных летательных аппаратах все чаще применяются композитные сотовые конструкции. Для обеспечения безопасности полетов современных воздушных судов актуальным является вопрос по контролю их целостности и безопасности их использования. В данной работе рассмотрены и проанализированы основные методы неразрушающего контроля композитных сотовых конструкций, которые применяются на современной авиационной технике. Сделаны выводы об основных преимуществах и недостатках существующих методов, предлагаются пути создания высокоскоростных и малотрудоёмких методик неразрушающего контроля композитных сотовых конструкций.

Ключевые слова

Композитные сотовые конструкции; неразрушающий контроль; методы неразрушающего контроля; оборудование неразрушающего контроля.

1. Введение

В конструкциях современных воздушных судов широко применяются композитные материалы, в частности композитные сотовые панели. Например, в органах управления: рули высоты, рули направления, элероны. Кроме этого в компонентах механизации крыла: закрылки, спойлеры, интерцепторы. В фюзеляже: носовой обтекатель, створки отсека шасси, половицы в пассажирской кабине и кабине пилотов. В настоящее время полностью из композитных материалов состоят конструкции крыльев таких самолетов, как MC-21 и Boeing 787 Dreamliner.

В процессе эксплуатации воздушного судна вышеперечисленные компоненты подвергаются повреждениям от циклических и температурных нагрузок, ударных воздействий посторонних предметов, птиц, обслуживающего транспорта, ударов молний, попадания воды. Существуют несколько видов повреждений (дефектов) композитных сотовых конструкций:

вмятины, расслоение обшивки, отслоение обшивки от сотового наполнителя, наличие воды и посторонних предметов внутри сотового наполнителя, смятие сот. Для эффективного обнаружения, оценки и мониторинга дефектов композитных сотовых конструкций существуют различные методы неразрушающего контроля (МНК).

2. Визуально-оптический метод

При данном методе неразрушающего контроля возможно выявлять явные повреждения конструкции: вмятины, трещины значительные отслоения и расслоения обшивки, прогары от ударов молний. Возможно применение увеличительных стекол, бороскопов и эндоскопов. К преимуществам данного метода стоит отнести простоту и экономичность выполнения. К недостаткам – малая точность и достоверность результатов контроля [1-2].

3. Метод простукивания (Tap Test)

Метод простукивания необходим для выявления расслоения и отслоения обшивки от сотового наполнителя. При простукивании с небольшим усилием специальным металлическим молоточком по наличию глухого звука возможно определять расположение данных дефектов. К достоинствам данного метода неразрушающего контроля стоит отнести простоту выполнения и экономичность. К недостаткам – невысокая точность и субъективная оценка выявления дефектов [3].

4. Вакуумный метод

Вакуумный метод неразрушающего контроля основан на возможности создания отрицательного давления выявлять такой дефект, как отслоение (нарушение целостности клеевого соединения) обшивки от сотового наполнителя. В данном методе используются специальные вакуумные дефектоскопы и вазелиновое масло (в качестве расходного материала). С помощью индикации значения отрицательного давления, создаваемого вакуумным дефектоскопом на поверхности объекта контроля, возможно выявлять расположение, размеры отслоений. К достоинствам данного метода стоит отнести достоверность и точность результатов. К недостаткам – высокая стоимость оборудования и обучения персонала [4].

5. Тепловизионный метод

Главная задача тепловизионного неразрушающего контроля – это поиск и визуализация дефектов. Наличие влаги в сотовых композитных конструкциях приводит к интенсивному процессу испарения за счет инфильтрации воды из подповерхностных областей материала. При испарении значительно уменьшается температура объекта контроля. С помощью тепловизионного метода неразрушающего контроля возможно выявлять области скопления влаги с высокой степенью точности и оперативности. Благодаря термографическому изображению удобно выявлять зоны с повышенной интенсивностью испарения влаги. Данные зоны выглядят как менее нагретые. Тепловизионный метод возможно применять в естественных условиях при наличии градиентов температуры между объектом контроля и окружающей средой [5-6].

6. Анализ возможности развития МНК

Чувствительность метода считается низкой, если она зависит от опыта проводящего контроль специалиста. Чувствительность метода будет считаться высокой, если она подтверждается технической составляющей метода инструментального контроля. Однако, необходимо отметить, что несмотря на высокую чувствительность тепловизионный метод обладает низкой диагностической избирательностью в силу того, что изменение влажности конструкции и наличие дефекта отслоения обшивки может давать похожие изменения поля температур на поверхности изделия. Трудоемкость метода и время его выполнения определены на основе опыта выполнения работ в холдинге по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) воздушных судов S7 Technics в аэропорту Толмачёво имени А. И. Покрышкина города Новосибирска. Стоимость оборудования была взята из каталогов по закупке оборудования по неразрушающему контролю за 2019 и 2020 годы. Методы с высокой чувствительностью достаточно продолжительны по времени и имеют высокую стоимость оборудования.

Предлагается четыре принципа развития перечисленных МНК в роботизированных комплексных системах для выполнения НК композитных сотовых конструкций:

1. Предлагается создать базы данных результатов инструментальных измерений для их автоматизированного анализа.

2. Для методов с высокой трудоемкостью предлагается ввести процессы автоматизации.

3. Для методов с низкой чувствительностью возможно ввести параметры объективного контроля.

4. Для уменьшения трудоемкости возможно совместить процедуры МНК для их одновременного выполнения.

Выполнение рассмотренных ранее методов, с периодичностью определённой регламентом, и накопление базы данных даст ценные сведения о развитии мелких дефектов и позволит сделать мотивированное заключение о допустимости или недопустимости эксплуатации изделия при их наличии.

7. Выводы

Совершенствование методик проведения НК авиационных конструкций является неотъемлемой частью комплекса мероприятий по поддержанию летной годности современного воздушного судна. В данной работе были рассмотрены и проанализированы методы неразрушающего контроля для композитных сотовых конструкций, применяемых в авиационной технике. Были рассмотрены принципы работы, преимущества и недостатки данных методов.

Проведена оценка перспективности и анализ развития МНК с помощью современных роботизированных систем. Предложено четыре принципа развития этих методов в роботизированных комплексных системах. Предлагается формирование баз данных по НК изделия с сохранением численных значений контролируемых параметров и их визуальным отображением.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Одареев В. А. Надежность и техническая диагностика: конспект лекций. – Иркутск: Изд-во Иркутского государственного технического университета ИрГТУ, 2007. – 76 с.
2. Каневский И.Н. Неразрушающие методы контроля: учеб. пособие. – Владивосток: Изд-во ДВГТУ, 2007. – 243 с.
3. Nondestructive testing manual Airbus A318, A319, A320, A321, 51-10-03-PB5: rev. 115 01 Jun. 2017. (Руководство по неразрушающему контролю самолётов Airbus A318, A319, A320, A321, 51-10-03-PB5: ревизия 130 от 1 ноября 2020 года).
4. Nondestructive testing manual Airbus A318, A319, A320, A321, 51-10-26-PB1: rev. 115 01 Jun. 2017. (Руководство по неразрушающему контролю самолётов Airbus A318, A319, A320, A321, 51-10-26-PB1: ревизия 130 от 1 ноября 2020 года).
5. ГОСТ 23483-79 Контроль неразрушающий. Методы теплового вида. М.: Издательство стандартов, 2005. 11 с.
6. Nondestructive testing manual Airbus A318, A319, A320, A321, 51-10-25-PB1: rev. 115 01 Jun. 2017. (Руководство по неразрушающему контролю самолётов Airbus A318, A319, A320, A321, 51-10-26-PB1: ревизия 130 от 1 ноября 2020 года).

NON-DESTRUCTIVE INSPECTION METHODS USED IN DIAGNOSTICS OF COMPOSITE HONEYCOMB STRUCTURES OF MODERN CIVIL AIRCRAFT

Klochkov Nikita Igorevich, Post-graduate Student; Zverkov Ilya Dmitrievich, D.Sc. (Engineering), Professor; Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karla Marksa Avenue, 20, tel. (913)980-24-35

Klochkov N.I., email nik.klochkov.nstu@mail.ru

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

Address for correspondence: Klochkov Nikita Igorevich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel. (913)980-24-35

Abstract: Composite honeycomb structures are used in modern aircraft increasingly. To ensure the safety of flights of modern aircraft, the issue of monitoring their integrity and the safety of their use is relevant. The main methods of non-destructive testing of composite honeycomb structures, which are used in modern aviation technology, are considered and analyzed in this review article. Conclusions are made about the main advantages and disadvantages of existing

methods. Ways of creating high-speed and low-labor-intensive methods of non-destructive testing of composite honeycomb structures are proposed.

Keywords: Composite honeycomb structures; non-destructive control; non-destructive testing methods; sensitivity; labor intensity; equipment; analysis.

УДК 629.7

ПРОЦЕДУРА РЕГИСТРАЦИИ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Лузан Егор Сергеевич, Рынгач Николай Анатольевич

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

Лузан Е.С., e-mail luzan_es1998@mail.ru

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

Адрес для корреспонденции: Лузан Егор Сергеевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

Государственной регистрации подлежат воздушные судна гражданской авиации, не используемые для осуществления коммерческих воздушных перевозок и выполнения авиационных работ, относящихся к авиации общего назначения. Процедура регистрации единичных экземпляров воздушных судов (ЕЭВС) включает в себя ряд отличительных особенностей.

Ключевые слова

Регистрация; воздушное судно; сертификат летной годности; единичный экземпляр воздушного судна.

1. Введение

В соответствии с требованиями воздушного законодательства России регистрация и сертификация гражданских воздушных судов носит обязательный характер. В рамках Федеральных авиационных правил (ФАП) обязательной сертификации со стороны органов Росавиации подлежат гражданские воздушные суда, авиационные двигатели, воздушные винты и бортовое авиационное оборудование гражданских воздушных судов. Процедура регистрации единичных экземпляров воздушных судов (ЕЭВС) включает в себя ряд отличительных особенностей.

2. Регистрация воздушного судна и сертификат летной годности

Регистрация ВС – это сложный и длительный процесс. По окончании регистрации ВС, выдается документ – сертификат летной годности (СЛГ).

Предъявляемое к регистрации ВС должно соответствовать нормам летной годности, указанным в АП 23 (Авиационные правила. Часть 23).

Сертификаты летной годности воздушных судов могут выдаваться на основании сертификата типа, аттестата о годности к эксплуатации, или акта

оценки конкретного ВС на соответствие требованиям к летной годности гражданских воздушных судов и требованиям в области охраны окружающей среды от воздействия деятельности в области авиации. Эти требования распространяются на все виды и типы ВС – на легкие воздушные суда (максимальная взлетная масса менее 5700 кг, для вертолетов – менее 3100 кг), и на сверхлегкие воздушные суда (максимальная взлетная масса не более 495 кг).

Алгоритм оформления регистрационных документов на гражданское воздушное судно на этапе от покупки до получения СЛГ на самолет имеет следующую последовательность:

1. Регистрация права на воздушное судно.
2. Регистрация ВС в РФ.
3. Получение бортового номера ВС и нанесение обозначений на воздушное судно.
4. Получение разрешения на радио (бортовые радиостанции самолёта).
5. Разработка и утверждение в Росавиации Программы технического обслуживания самолета (в случае, если ВС зарегистрирован как типовой).
6. Разработка и утверждение в Росавиации Перечня минимального оборудования ВС, в случае, если перечень предусмотрен технической документацией завода-изготовителя самолёта.
7. Получение сертификата летной годности (на экземпляр ЕЭВС).

3. Регистрация прав на ВС и регистрация воздушного судна

Государственной регистрации воздушных судов подлежат:

- беспилотные воздушные суда (регистрация БПЛА), за исключением беспилотных ВС с максимальной взлетной массой 30 кг и менее;
- пилотируемые гражданские воздушные суда, за исключением сверхлегких воздушных судов (СВС) с массой конструкции менее 115 кг.

Ведение Государственного реестра воздушных судов Российской Федерации возлагается на ФАВТ (Росавиацию). Владелец воздушного судна (Заявитель) предоставляет в Росавиацию:

- Заявление на регистрацию прав на ВС;
- Заявление на регистрацию ВС;
- Квитанции об уплате государственной пошлины;
- Документы, подтверждающие право собственности на ВС
- Документы, подтверждающие идентификацию ВС: копии формуляра самолета, формуляра на двигатель, в которых указаны вид и тип воздушного судна, серийные номера двигателя, воздушного винта, других агрегатов и компонентов и др.;
- Экспортный сертификат летной годности, в случае, если иностранное ВС регистрируется впервые в РФ, а ранее эксплуатировалось за рубежом.
- Две цветных фотографии 9x12 см. – только для сверхлегкого воздушного судна.

В соответствии с действующим административным регламентом регистрация ВС в Росавиации длится до 30 дней со дня подачи заявления. В результате этой работы:

1. Вносятся сведения о гражданском ВС в Государственный реестр воздушных судов.
2. Воздушному судну присваиваются государственный и регистрационный опознавательные знаки.
3. А владельцу ВС выдается: свидетельство о государственной регистрации прав на ВС, а также свидетельство о регистрации гражданского воздушного судна.

4. Обозначения, наносимые на гражданские воздушные суда

На воздушные суда наносятся государственный и регистрационный опознавательные знаки (часто употребляют – бортовой номер ВС), присвоенные Росавиацией при включении данных в Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской Федерации. Бортовой номер ВС и другие обозначения наносятся в соответствии с ФАП-113 «Об утверждении порядка нанесения на гражданские воздушные суда государственных и регистрационных опознавательных знаков, товарных знаков».

Обозначения на воздушном судне:

- Бортовой номер ВС (обязательное требование);
- Государственный флаг Российской Федерации (обязательное требование);
- Флаг субъекта Российской Федерации;
- Товарные знаки, символы, надписи, эмблемы, бренды, зарегистрированные в установленном порядке.

Изображение флага России должно располагаться выше изображения флага субъекта Российской Федерации и по размеру должно быть больше размера изображения флага субъекта РФ.

Бортовой номер ВС (например RA-1234G) наносится на крыло самолета, на боковые поверхности хвостовой части фюзеляжа или на киль самолета. Опознавательные знаки наносятся на обе стороны фюзеляжа, высота не менее 300 мм и сориентированы в одном направлении со строительной горизонталью фюзеляжа. Буквы и цифры наносятся перпендикулярно строительной горизонтали фюзеляжа. На правой половине нижней поверхности крыла самолета наносится государственный опознавательный знак (RA-), на левой половине нижней поверхности крыла – регистрационный знак (1234G). Бортовой номер располагается посередине нижней поверхности крыла, занимая примерно 1/3 его размаха, свободного от гондол двигателей или основных стоек шасси. Изображение Государственного флага Российской Федерации наносится на киль или фюзеляж гражданского воздушного судна параллельно его продольной оси.

5. Сертификат летной годности воздушного судна

Гражданские воздушные суда допускаются к эксплуатации только при наличии сертификата летной годности. Исключение составляют сверхлегкие воздушные суда с массой конструкции менее 115 кг, а также беспилотные гражданские воздушные суда (БПЛА) с максимальной взлетной массой менее 30 кг. Сертификат летной годности выдается межрегиональными территориальными управлениями (МТУ) Росавиации на основании сертификата типа, аттестата о годности к эксплуатации, или акта оценки воздушного судна на его соответствие требованиям к летной годности и к охране окружающей среды. Использование ВС, имеющего сертификат летной годности, выданный на основании указанного акта оценки, для осуществления коммерческих воздушных перевозок не допускается.

Сертификация ЕЭВС регламентируется ФАП-118 «Положение о порядке допуска к эксплуатации единичных экземпляров воздушных судов авиации общего назначения».

Заявка сертификацию подается в МТУ ФАВТ не позднее, чем за 35 дней до даты окончания действия сертификата летной годности (даты начала эксплуатации) экземпляра ВС (или ЕЭВС). К Заявке прилагается перечень документов, содержащие сведения об экземпляре ВС или единичном экземпляре ВС. При проведении сертификации экземпляра ВС авиации общего назначения иностранного производства, который имеет Сертификат FAA (Federal Aviation Administration FAA), или Сертификат EASA, Заявитель дополнительно предоставляет:

- Эксплуатационную документацию воздушного судна, разработанную разработчиком, заводом-изготовителем самолета, авиационного двигателя, воздушного винта и т.д.;
- Экспортный сертификат летной годности, выданный Федеральным управлением гражданской авиации США (FAA) или Европейским агентством по безопасности полетов (EASA).

6. Вывод

Получение сертификата летной годности является весьма трудоемкой задачей, но в тоже время является обязательным критерием для совершения дальнейших полетов на ВС. Сертификат летной годности выдается на период действующих ресурсов по наработке и календарным срокам эксплуатации воздушного судна, но не более чем на два года – для экземпляра ВС. СЛГ выдается на один год – для ЕЭВС. Продление СЛГ на самолет производится в порядке первоначального получения сертификата летной годности в соответствии с ФАП-132. СЛГ ЕЭВС действует в течение года, продление сертификата ЕЭВС производится в порядке первоначального получения сертификата летной годности ЕЭВС в соответствии с ФАП-118.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03.1997 № 60-ФЗ (ред. от 03.08.2018) // Собрание законодательства РФ. – 24.03.1997. – № 12. – Ст. 1383.
2. Приказ Министерства транспорта РФ от 17.04.2003 №118 «Об утверждении Федеральных авиационных правил. Положение о порядке допуска к эксплуатации единичных экземпляров воздушных судов авиации общего назначения».
3. Приказ Министерства транспорта РФ от 16.05.2003 №132 «Об утверждении федеральных авиационных правил. Экземпляр воздушного судна. Требования и процедуры сертификации».
4. Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов. – Москва: АВИАИЗДАТ, 2019. – 145 с.

GENERAL AVIATION AIRCRAFT REGISTRATION

Luzan Egor, e-mail luzan_es1998@mail.ru

Ryngach Nikolay, e-mail ryngach@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university, 20 Karl Marx Avenue, Novosibirsk,
630073, Russia

Abstract

Civil aviation aircraft that are not used for commercial air transportation and performing aviation works related to general aviation are subject to State registration. Aircraft registration is a complex and lengthy process. At the end of the registration of the aircraft, a document is issued – a certificate of airworthiness. Certificates of airworthiness of aircraft can be issued on the basis of a type certificate, a certificate of airworthiness for operation, or an act of assessment of a particular aircraft for compliance with the requirements for airworthiness of civil aircraft and requirements in the field of environmental protection from the impact of aviation activities. The procedure for registering individual aircraft includes a number of distinctive features.

Keywords

Registration; aircraft; certificate of airworthiness; a single instance of an aircraft.

ПРИМЕНЕНИЕ КЛЕЕНО-КЛЕПАННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В КОНСТРУКЦИИ СВЕРХЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (СЛА)

Мешков Александр Андреевич, студент; Зверков Илья Дмитриевич, д.т.н., профессор

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

Мешков А.А., e-mail: alexsandermeshkov@mail.ru

Зверков И.Д., e-mail: zverkov@itam.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: *Мешков Александр Андреевич*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(999)463-29-01

Аннотация

В нашей стране имеется множество пилотов-любителей, но только малая их часть имеет возможность регулярно совершать полеты, поддерживать и совершенствовать свои навыки. Проблема заключается как в высокой цене аренды, так и в высокой цене обслуживания летательных аппаратов.

Проанализировав сложившуюся ситуацию, мы можем предложить более дешевый аппарат, сконструированный из доступных материалов. Планируется занять нишу «воздушного велосипеда», тем самым вернуть в строй большое число пилотов-любителей и сделать малую авиацию более доступной.

Проектированием планера «Сарма-2» в СКБ ФЛА НГТУ занимается группа студентов под руководством преподавателей факультета. Разработка и изготовление силовых элементов оперения – база, на основе которой будет отработана технология пневмо-вакуумной клепки при создании клеено-клепаных конструкций.

Ключевые слова: сверхлегкие летательные аппараты, наборные алюминиевые клеено-клепаные конструкции, пневмо-вакуумная клепка.

Глобальной целью проекта является повышение доступности СЛА.

Задачами являются: разработка конструкции планера, составление технологических процессов производства, изготовление первых образцов ЛА и апробирование планера в воздухе. В данной работе представлен этап выполнения задач на примере внедрения клеено-клепаных алюминиевых силовых элементов в конструкцию хвостового оперения СЛА.

Принципиальная схема элемента оперения руля высоты (РВ) (рис. 1) или стабилизатора представляет собой тонкостенный лонжерон 1, подкрепленный набором распорок 5 и в зависимости от воспринимаемой нагрузки усиленный изнутри дополнительным набором профилей. С наружной стороны сплошной стенки с помощью уголков 3 к лонжерону крепятся пластиковые нервюры 4, к которым приклеивается пластиковая волнистая обшивка 2. С внутренней

стороны стенки, в пространствах между распорками, устанавливаются узлы навески б.

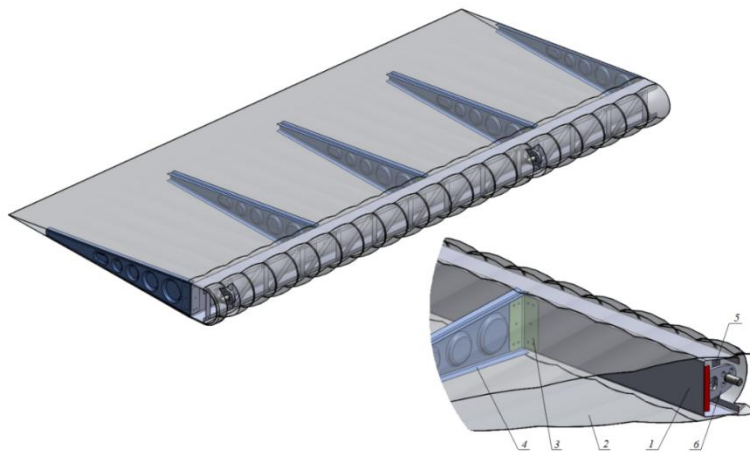


Рисунок 2. Конструкция руля высоты: 1 – лонжерон; 2 – волнистая обшивка; 3 – уголок; 4 – нервюра; 5 – распорка; 6 – узел навески

Продольный силовой набор оперения представлен лонжероном коробчатого типа. Лонжерон изготавливается из листа Д16АТ толщиной 0,5 мм, сгибанием его в с-образный профиль, с последующим анодированием. На месте отсутствующей стенки крепится набор распорок (вертикальных и диагональных) для обеспечения устойчивости стенки, и сохранения расстояния между полками, воспринимающих изгибающий момент. Также набор распорок замыкает с-образный профиль, значительно увеличивая его жесткость на кручение.

В виду того, что на данном этапе реализуется опытное единичное производство, проектирование конструкции планера и оснастки для его изготовления основывается на повышении технологичности и взаимозаменяемости путем применения универсальной оснастки и однотипных деталей. Несмотря на то, что лонжероны РВ и стабилизатора отличаются по габаритным размерам, на них применяются одинаковые распорки и уголки, общей для них является и оснастка для приклеивания. Стапель для склейки является также общим, он применяется для склеивания лонжерона РВ и лонжерона крыла.

Для выполнения большинства заклепочных швов на данном планере был специально разработан пневмо-вакуумный пресс-заклепочник 1 (рис. 2), конструкция которого позволяет осуществлять соединения в труднодоступных местах. Возможность регулирования усилия и расстояния между бойками обеспечивает необходимую степень расплющивания заклепки в зависимости от суммарной толщины пакета. Нормированное усилие дает возможность получать однородный заклепочный шов, это уменьшает неравномерность распределения нагрузки между заклепками и улучшает внешний вид шва. Источником давления в рабочей камере является компрессор 4, а управление при помощи спускового механизма 2, перемещающего боек, и педали 3, управляющей подачей сжатого воздуха в рабочую камеру. Вакуумная составляющая данного инструмента отражена в способе удержания заклепки 8

на бойке. Полость 9, в которую вкладывается заготовка, соединена с вакуумным насосом. Разряжение в этой полости позволяет притягивать заклепку. Данный способ обеспечивает достаточную фиксацию заклепки, при любом пространственном положении заклепочника заклепка сохраняет свое положение, воздействие небольших поперечных сил также не влияет на ее положение. На данный момент заклепочник отлажен и опробован при изготовлении первого лонжерона РВ (рис. 3).

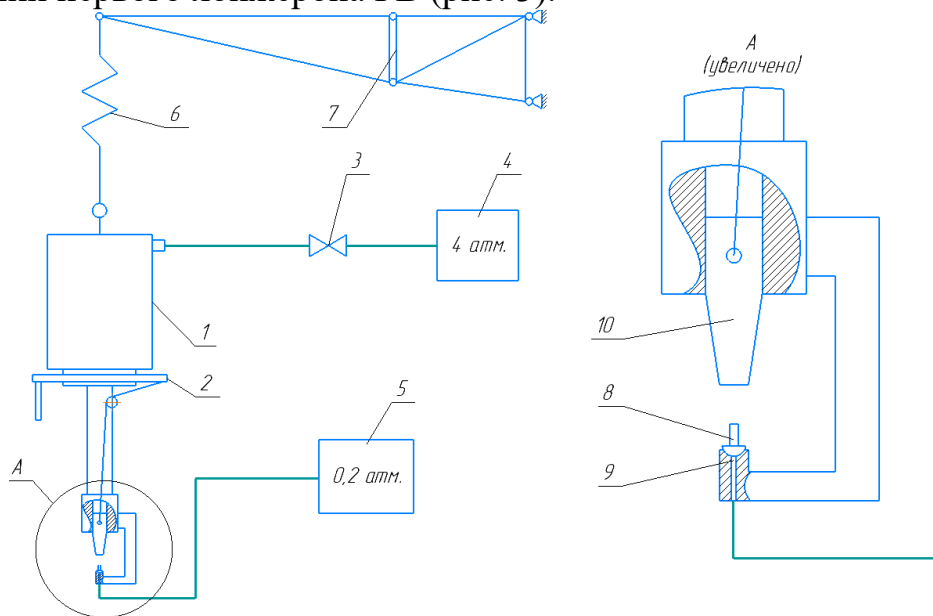


Рисунок 3. Схема пневмо-вакуумного пресс-заклепочника: 1 – пневмо-вакуумный пресс-заклепочник; 2 – спусковой механизм; 3 – педаль; 4 – компрессор; 5 – вакуумный насос; 6 – пружина; 7 – балка; 8 – заклепка; 9 – нижний боек с полостью; 10 – верхний боек

Технология клепки с помощью предложенного инструмента характеризуется следующими преимуществами.

- 1) Низкая цена исходных листовых заготовок;
- 2) Составные компоненты небольшой толщины позволяют набирать полки рациональной формы, с увеличивающейся к корню площадью сечения. Такой подход обеспечивает снижение массы конструкции, что крайне важно для ЛА;
- 3) Упрощение конструкции и снижение стоимости сборочной оснастки;
- 4) Отсутствие необходимости снятия деталей с оснастки для удаления заусенца после сверления;
- 5) Нормирование усилия деформации и уменьшение ударных нагрузок, благодаря чему значительно уменьшается количество брака при работе с тонкостенными конструкциями и сохраняется товарный вид изделия.

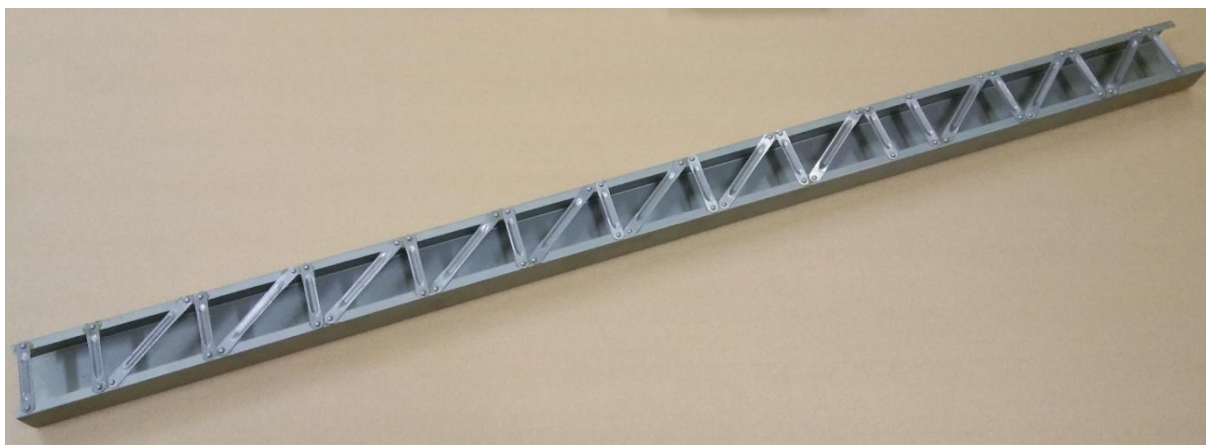


Рисунок 4. Фотография собранного лонжерона руля высоты

Конечным результатом проекта является создание недорогого, простого в сборке и неприхотливого в использовании планера. И основой конструкции будут наборные клеено-клепаные балки, изготовленные с помощью технологии пневмо-вакуумной клепки, что является уникальным в авиастроении. Сочетание низкого веса и высокой прочности дает возможность применять подобные конструкции в других отраслях, где требуется высокая удельная прочность, например автомобилестроение, строительство и т.д.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Иванов М.Н.* Детали машин: учебник для машиностроительных специальностей вузов / М.Н. Иванов, В.А. Финогенов. – 12-е изд. испр. – М.: Высш. шк., 2008. – 408 с.: ил.
2. *Баурова Н.И., Аноприенко А.К.* Применение клеезаклепочных соединений при производстве и ремонте машин / Автомобиль. Дорога. Инфраструктура. – 2015. №4(6).
3. *Лысенко Ю.Д.* Механизация и автоматизация сборочно-клепальных работ на базе машин импульсного действия: учеб. пособие / Ю.Д. Лысенко, В.А. Звягинцев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 76 с.: ил.
4. *Н.Ф. Лукина, Л.А. Дементьева* Свойства клеев и клеящих материалов для изделий авиационной техники / Клеи. Герметики. Технологии. – 2009. №1.
5. *Moroni F., Pirondi A.* (2010) Technology of Rivet: Adhesive Joints. In: da Silva L., Pirondi A., Öchsner A. (eds) Hybrid Adhesive Joints. Advanced Structured Materials, vol 6. Springer, Berlin, Heidelberg. (https://doi.org/10.1007/8611_2010_37)
6. *Ali M. Al-Samhan* (2005) Analysis of adhesive bonded riveted joints / *Journal of King Saud University - Engineering Sciences*. vol 18. p. 57-65.

ADHESIVE RIVETED LOAD-BEARING ELEMENTS MADE OF ALUMINUM ALLOYS IN CONSTRUCTION OF ULTRALIGHT AIRCRAFT

Meshkov Alexander Andreevich, student, e-mail: alexsandermeshkov@mail.ru

Zverkov Ilya Dmitrievich, Doctor of Sci., Prof., e-mail: zverkov@itam.nsc.ru

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,

Abstract

A lot of private pilots hasn't own aircraft. Own plane is expensive to buying and maintenance. We offer an aircraft constructed from easily available materials, at a low price. Students in the Student's Design Office of NSTU create and assembly glider «Sarma-2» under control of the teachers of the university. The basis of the technology is adhesive riveted aluminum bearing members made with the help of pneumatic-vacuum riveted gun. It is unique method of fabrication of aircraft constructions.

Key words: ultralight aircraft, adhesive riveted joints, pneumatic-vacuum rivet gun.

УДК 629.7.023.8

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОПОЛОГИЧЕСКИ ОПТИМИЗИРОВАННЫХ ДЕТАЛЕЙ МЕТОДОМ ЛИТЬЯ

*Никитин Алексей Романович, магистрант; Рынгач Николай Анатольевич,
кандидат технических наук, доцент*

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

Никитин А. Р., e-mail: alex.nickitin@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Никитин Алексей Романович, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр-т Карла Маркса, 20. Тел. +7-909-531-5133

Аннотация

В статье предлагается способ изготовления деталей сложной геометрии, который не требует применения дорогостоящего оборудования для аддитивных технологий на основе спекания или плавления порошкового материала. Вместо этого рассматривается возможность литья деталей по выплавляемым моделям, которые предварительно напечатаны на 3D-принтере, и производится сравнение двух технологий производства деталей со сложной геометрией.

Ключевые слова

Топологическая оптимизация, аддитивное производство, SLM, выплавляемая модель, литьё.

1. Введение

Топологическая оптимизация позволяет проектировать детали, в которых материал распределён максимально эффективно с точки зрения воспринимаемых нагрузок. При одинаковых условиях работы оптимизированные детали имеют массу на 30-70% меньшую, чем у обычных деталей, что крайне важно при проектировании летательных аппаратов. Но в большинстве случаев подобные изделия имеют очень сложную форму, которую

невозможно воспроизвести с помощью наиболее распространённых технологий. При этом установки для аддитивного производства из металлических порошков и расходные материалы отличаются высокой стоимостью, что может оказаться решающим фактором при проектировании нового изделия.

2. Описание технологии

Предварительно необходимо создать модель детали в системе с поддержкой топологической оптимизации. Сегодня наиболее развитые инструменты топологической оптимизации имеют такие системы как Siemens NX, Siemens Solid Edge, Catia 3DEXperience, SolidWorks, Autodesk Fusion 360, Ansys Mechanical. При моделировании необходимо учитывать усадку материала выплавляемой модели и материала детали. Для большинства печатных составов на основе углеводородов величина линейной усадки находится в пределах 0,6...1,4%. Для металлических сплавов – 0,8...2,5% в зависимости от основного металла.

На рисунке 1 представлены несколько вариантов модели одного и того же кронштейна с различной степенью оптимизации конструкции.



Рисунок 1 – результаты топологической оптимизации конструкции кронштейна

Для печати литевой модели необходим принтер и расходный материал. Существует несколько разновидностей принтеров, принципы работы которых схожи между собой:

FDM (Fused Deposition Modelling, моделирование методом послойного наплавления) – принтер использует одно сопло для послойного наплавления материала, который подаётся в экструдер, нагревается до температуры плавления и укладывается на платформу, формируя объёмный объект. Возможно применение ещё одного сопла, которое предназначено для подачи более легкоплавкого материала с целью формирования поддержек.

MJM (Multi Jet Modelling, метод многоструйного моделирования) – технология, аналогичная FDM, но в принтере используется более одного сопла (до нескольких сотен). Отличается более высокой производительностью.

DOD (Drop On Demand, «капля по требованию») - технология, похожая на струйную печать воском. Принтер дополнительно оснащён фрезой, которая выравнивает каждый напечатанный слой. Отличается повышенной точностью.

После печати на модели необходимо создать жаростойкую оболочку. Оболочка формируется с помощью окунания модели в жидкую суспензию пылеобразного наполнителя (электрокорунд, кварц, шамот) в связующем (этилсиликат) и посыпания обсыпкой (кварцевый песок). Каждый из 5-12 слоёв формы необходимо просушивать отдельно. Далее модель выплавляется, оболочка прокаливается для удаления остатков модельного состава и поступает на заливку металла.

Другой вариант – использование, например, графитового порошка, которым засыпается модель. После уплотнения порошка модель выжигается, оставляя графитовую форму для заливки сплава.

Заливка титановых сплавов производится в среде защитного газа, поскольку эти материалы в горячем и, особенно, жидком состоянии отличаются высокой химической активностью.

После заливки металл предпочтительно охлаждать в специальных шкафах с регулировкой температуры, чтобы избежать её резких перепадов и снизить вероятность возникновения дефектов.

Извлечение отлитой детали невозможно без разрушения литейной формы, поэтому для изготовления следующей детали весь процесс необходимо повторить. В редких случаях возможно создание разъёмной формы из резины, которая позволит не печатать выплавляемые модели, а отливать их.

3. Достоинства и недостатки

Сравнивая литьё по выплавляемым топологически оптимизированным моделям с наиболее развитой технологией аддитивного производства из металлических порошков, SLM (селективное лазерное плавление), можно выделить следующие преимущества и недостатки (табл. 1):

Таблица 1 - сравнение двух технологий производства деталей

Характеристика	Литьё по выплавляемым топологически оптимизированным моделям	SLM
Стоимость оборудования	3D-принтер – от 500 тыс. руб. Плавильная печь – от 1 млн. руб.	SLM-принтер – от 15 млн. руб.
Применимость оборудования для других целей	Возможно (печи для термообработки, печать макетов из пластмасс и т. д.)	Только SLM

Характеристика	Литьё по выплаваемым топологически оптимизированным моделям	SLM
Стоимость расходных материалов	Модельный состав – 3 тыс. руб./кг Нержавеющая сталь – 400 руб./кг Титановый сплав – 2 тыс. руб./кг	Нержавеющая сталь – 5 тыс. руб./кг Титановый сплав – 30 тыс. руб./кг
Минимальная толщина слоя при печати	10 мкм	15 мкм
Минимальная шероховатость поверхности	Ra 1,25	Ra 2,2
Время изготовления детали массой 1 кг	8...10 часов	2...4 часа
Требуемая квалификация рабочих	Невысокая	Высокая
Минимально необходимое количество рабочих	Оператор станка – 1 чел. Формовщик – 1 чел. Литейщик – 1 чел.	Оператор станка – 1 чел.

4. Выводы

Литьё по выплаваемым топологически оптимизированным моделям может конкурировать с 3D-печатью металлами, а в некоторых аспектах даже превосходить его. Несмотря на постепенное снижение стоимости оборудования и расходных материалов для SLM, литьё остаётся более экономичной технологией, особенно в условиях работающего предприятия, которое имеет в своём распоряжении часть необходимого оборудования и рабочих. Предложенная в данной работе технология может быть полезна для оценки применимости и востребованности изделий с топологически оптимизированными деталями без значительных затрат на новое оборудование.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Topology-optimization [электронный ресурс] / Режим доступа: <https://eklemeliimalat.net/topoloji-optimizasyonu-ve-eklemeli-imalat-egitimi/topology-optimization/>
2. A review of topology optimization for additive manufacturing: Status and challenges / Jihong ZHU, Nan ZHOU, Chuang WANG и др. // Chinese Journal of Aeronautics – 2020

3. A Realization Method for Transforming a Topology Optimization Design into Additive Manufacturing Structures / Shutian Liu, Quhao Li, Junhuan Liu и др. // Engineering – 2018. – №4, с. 277-285

4. Бурда М. Н. Топологическая оптимизация элементов конструкции летательных аппаратов / Бурда М. Н. - Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» - 2018.

5. Current and future trends in topology optimization for additive manufacturing / Jikai Liu, Andrew T. Gaynor, Shikui Chen и др. // Structural and Multidisciplinary Optimization - 2018

TECHNOLOGY OF MANUFACTURING TOPOLOGICALLY OPTIMIZED PARTS BY THE CASTING METHOD

Nikitin Alexey Romanovich, Ryngach Nikolay Anatolyevich

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

Nikitin A. R., e-mail: alex.nickitin@gmail.com

Address for correspondence: Nikitin Alexey Romanovich,
Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
Ave., 20, tel. +7-909-531-5133

Abstract

The article is devoted to possible technology of production metal parts with complex geometry using inexpensive equipment. In the main part of the article basic technology is described and key points are mentioned. Production of topology-optimized part is described: from modelling in CAD-systems to casting and destroying the mold. In the comparison table the most important features of each technology are shown: cost of equipment, cost of consumables, precision of manufacturing, production time, required staff, etc. The lost-wax casting of topology-optimized parts is presented as competitive technology that can compete with SLM.

Key words

Topology optimization, additive manufacturing, SLM, lost-wax casting.

АККРЕДИТАЦИЯ ЛАБОРАТОРИЙ

Паштена Владислав Александрович, Рынгач Николай Анатольевич

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

Паштена В.А., e-mail pashtepavlad@gmail.com

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

Адрес для корреспонденции: Паштена Владислав Александрович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

Изложены система, критерии и процедура аккредитации испытательных лабораторий. Приводятся порядок аккредитации, стандарты и необходимые документы.

Ключевые слова

Аккредитация лабораторий; аккредитация органа по сертификации; системы аккредитации

1. Введение

Аккредитация в России сформировалась в начале 1990-х гг. почти одновременно с созданием системы сертификации. Понятия "аккредитация" и "сертификация" похожи, но уровень требований при аккредитации значительно шире и жестче. Для определения беспристрастности, независимости и компетенции участников сертификации необходимо было создать соответствующий механизм. Таким механизмом обеспечения доверия явилась аккредитация. Основная цель аккредитации лаборатории связана с обеспечением единства измерений и взаимного признания результатов измерений, тестирования и исследований. Если лаборатория имеет аккредитацию в определенной сфере деятельности, то это означает, что результаты ее работы являются точными и надежными.

2. Аккредитация лабораторий по видам лабораторий

Аккредитация лаборатории может отличаться в зависимости от того, какие работы выполняет лаборатория, и ради каких целей эта лаборатория создавалась. Далеко не всем лабораториям требуется аккредитация для решения поставленных перед ними задач. В основном, аккредитация необходима тем лабораториям, результаты работы которых должны быть признаны другими участниками рынка или профессионального сообщества.

К таким лабораториям относятся: испытательные лаборатории, поверочные лаборатории, аналитические лаборатории.

Испытательные лаборатории – это лаборатории, которые работают с различными видами продукции, материалами и средами. Основное назначение лабораторий заключается в проведении испытаний образцов (продукции,

материалов или элементов среды) на соответствие параметрам, установленным в нормативных документах.

Поверочные лаборатории – это лаборатории, решающие задачи обеспечения единства измерений. Основное назначение этих лабораторий заключается в создании гарантий точности и надежности результатов измерений. Поверочные лаборатории работают с различными видами измерительного оборудования и инструментов, а также методиками проведения измерений. Аккредитация поверочной лаборатории гарантирует соответствие показаний измерительных приборов и оборудования установленным эталонам и мерам, что в свою очередь обеспечивает признание результатов измерений.

Аналитические лаборатории – это лаборатории, которые решают исследовательские задачи. Они, так же как и испытательные лаборатории, работают с различными видами продукции, материалов и сред, но направленность работы лаборатории другая. Аналитическая лаборатория должна выявить элементный состав представленных образцов и установить количественные значения элементов. Аккредитация аналитических лабораторий позволяет обеспечить достоверность определения элементного состава исследуемых образцов. Это необходимо для признания результатов исследований другими участниками экономической деятельности.

3. Аккредитация лаборатории по методам контроля

Все методы, применяемые для контроля, испытаний и исследований, могут быть разделены на две большие группы. Причисление методов к той или иной группе зависит от состояния исследуемых образцов после проведения контроля, испытаний или исследований.

К таким группам относятся: разрушающие методы; неразрушающие методы.

Разрушающие методы предполагают, что после проведения контроля или исследования дальнейшее применение образцов становится невозможным.

Неразрушающие методы позволяют проводить многократные исследования, испытания или измерения одного и того же образца по одному и тому же параметру (параметрам). Образец остается пригодным для дальнейшей работы.

4. Системы аккредитации лаборатории

В зависимости от целей и области деятельности, аккредитация лаборатории может проводиться в одной или нескольких [системах аккредитации](#).

Наиболее известными и признанными организациями по аккредитации лабораторий на международном и региональном уровнях являются:

- *ILAC (International Laboratory Accreditation Cooperation)* – Международная организация по аккредитации лабораторий. Данная организация представляет собой соглашение, подписанное органами по аккредитации более чем семидесяти стран мира. Цель данного соглашения –

обеспечить признание результатов аккредитации лабораторий стран - участниц соглашения;

- *APLAC* (Asia Pacific Laboratory Accreditation Cooperation) – Организация по аккредитации лабораторий стран Азиатско-Тихоокеанского региона. Это региональная организация по аккредитации лабораторий. В состав участников этой организации входит большое число стран юго-восточной Азии. Целью данного соглашения является признание результатов аккредитации лабораторий стран - участниц соглашения;

- *EA* (European cooperation for Accreditation) – Европейская ассоциация по аккредитации. Эта организация обеспечивает признание результатов аккредитации лабораторий стран ЕЭС. Данная организация является региональной. Участниками соглашения являются национальные организации по аккредитации европейских стран.

- *IAAC* (InterAmerican Accreditation Cooperation) – Межамериканская ассоциация по аккредитации. Данная организация создана на основе соглашений органов по аккредитации стран Американских континентов. Аккредитация лаборатории в одной из стран участниц соглашения признается аккредитованной во всех остальных странах, участвующих в соглашении.

5. Критерии аккредитации лабораторий

Основные критерии аккредитации лаборатории могут быть разделены на три группы:

- критерии, связанные с технической оснащенностью и компетентностью лаборатории. Эти критерии аккредитации лаборатории определяют минимально необходимый уровень оснащения для проведения испытаний, исследований или проверок в определенной области деятельности (области аккредитации).

- критерии, связанные с [компетентностью персонала](#). Данная группа критериев устанавливает минимально необходимые требования к составу, численности и квалификации персонала лабораторий.

- критерии, связанные с [системой качества лаборатории](#). Требования этой группы критериев определяют правила и нормы выполнения основных процессов лаборатории, за счет которых можно гарантировать стабильную работу и получение достоверных результатов исследований, испытаний или проверок.

6. Стандарты аккредитации лабораторий

Единый порядок аккредитации лаборатории задается стандартами аккредитации.

Наиболее часто применяемыми международными стандартами, регламентирующими вопросы аккредитации лабораторий, являются:

- *ISO/IEC 17025* – «Общие требования к компетентности испытательных и калибровочных лабораторий». В данном стандарте определены требования по системе управления лабораторией и технические

требования к основным элементам лаборатории (оснащению, персоналу, помещениям, окружающей среде, методикам испытаний и калибровки и пр.). Требования данного стандарта распространяются и на аналитические лаборатории, не связанные с медицинской деятельностью (например, химические);

- *ISO 15189* – «Лаборатории медицинские. Частные требования к качеству и компетентности». Этот стандарт аналогичен по сути своих требований стандарту ISO/IEC 17025. Только требования этого стандарта применяются к аналитическим лабораториям, связанным с медицинской деятельностью;

- *ISO 9001* - «Системы менеджмента качества. Требования». Этот стандарт относится к стандартам «широкого» применения. Его требования могут быть применены к организациям любой сферы деятельности, в том числе и к деятельности лабораторий. Во многих системах аккредитации применение данного стандарта является неотъемлемым условием аккредитации лаборатории, т.к. он обеспечивает стабильность деятельности.

7. Порядок аккредитации лаборатории

Порядок аккредитации лаборатории, как правило, включает в себя следующие действия:

- *подготовка заявки* и предоставление исходных документов. Для получения аккредитации заявитель (лаборатория) должен оформить заявку и собрать исходный комплект документов.

- *проверка заявки* и исходных документов. После получения заявки и исходных документов от заявителя орган по аккредитации рассматривает эти документы и выносит свое решение о соответствии документов заявителя установленным критериям.

- *оценка лаборатории*. Если проверка исходных документов успешно пройдена, то представители органа по аккредитации осуществляют проверку лаборатории по месту ее нахождения.

- *подготовка заключения*. По результатам выездной проверки орган по аккредитации составляет отчет или заключение о проверке.

- *предоставление аккредитации*. На основании заключения о результатах выездной проверки орган по аккредитации выдает лаборатории аккредитацию.

- *периодическая проверка лаборатории*. По истечении установленного времени (от одного года до трех лет) орган по аккредитации осуществляет периодические проверки аккредитованных лабораторий.

8. Вывод

Аккредитация лаборатории является одним из важных механизмов обеспечения уверенности потребителей в качестве и компетентности работ, которые может выполнить лаборатория. Наличие [аккредитации](#) означает официальное признание способности лаборатории удовлетворить требования

заказчиков в области испытаний, измерений или исследований, а также ее техническую компетентность при выполнении определенных видов испытаний и измерений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аккредитация испытательных лабораторий на примере работы агрохимической службы. Серегина И.И., Шатилова Т.И.
2. Романенко Г.А., Иванов А.П., Клюкач В.А. и др. Концепция развития агрохимии и агрохимического обслуживания сельского хозяйства Российской Федерации на период до 2010 года. М.: ВНИИА, 2005
3. Сычев В.Г., Ефремов Е.Н., Лунев М.И. и др. Система агроэкологического мониторинга земель сельскохозяйственного назначения. М.: ВНИИА, 2006

ACCREDITATION OF LABORATORIES

Pashtepa Vladislav, e-mail pasthepavlad@gmail.com

Ryngach Nikolay, e-mail ryngach@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university, 20 Karl Marx Avenue, Novosibirsk, 630073,
Russia

Abstract

The system, criteria and procedure for the accreditation of testing laboratories are outlined. The procedure for accreditation, standards and necessary documents are given.

Keywords

Laboratory accreditation; accreditation of the certification body; accreditation systems.

МОДЕРНИЗАЦИЯ КРОНШТЕЙНА ТРОССОВОЙ ПРОВОДКИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА В НИШЕ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ САМОЛЁТА EMBRAER E170

Певнев Григорий Евгеньевич, Рынгач Николай Анатольевич

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-06-09

Певнев Г. Е., e-mail g.pevnev@s7.ru

Адрес для корреспонденции: Певнев Григорий Евгеньевич,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20.

Аннотация

Кронштейн тросовой проводки управления элеронами является особо ответственным элементом конструкции, который непосредственно влияет на летную годность воздушного судна. В случае его отказа происходит заклинивание привода управления элеронами. Это может привести как к усложнению условий полета, так и к катастрофе. Опыт эксплуатации авиакомпанией S7 Airlines данного самолёта показал, что заводской кронштейн часто выходит из строя вследствие его разрушения. Именно поэтому модернизация кронштейна является *актуальным* решением проблем, связанных с дефектом кронштейна.

Ключевые слова

Модернизация, кронштейн, деформация, прочностные характеристики, эксплуатация.

Введение

Embraer E 170 – среднемагистральный узкофюзеляжный авиалайнер, являющийся базовой моделью в семействе самолетов Embraer E-Jet.

На современных ВС и, в частности, на Embraer E 170 установлена электродистанционная система управления полётом, которая обеспечивает передачу управляющих сигналов от органов управления в кабине экипажа к исполнительным приводам аэродинамических поверхностей в виде электрических сигналов. Между приводами и органами управления существует жесткая связь и называется жесткой проводкой, которую необходимо крепить определенным образом для обеспечения удобства обслуживания и эксплуатации.

Тросовая проводка элеронов ВС Embraer E 170 проходит через обтекатель крыло-фюзеляж. Проводку можно увидеть через ниши основных опор шасси, где она крепится к ребру жесткости с помощью системы кронштейнов.

Опыт эксплуатации авиакомпанией S7 Airlines данного самолёта показал, что заводской кронштейн часто выходит из строя вследствие его разрушения. Данный дефект впервые был обнаружен во время предполётной проверки. При

техническом обслуживании самолёта было обнаружено повреждение ребра жесткости обтекателя крыло-фюзеляж, который был не закреплен из-за выпадения заклепок, как следствие большой трещины кронштейна, что приводило к заклиниванию привода управления элеронов.

Цель работы: модернизация кронштейна тросовой проводки механизации крыла в нише основной опоры шасси самолёта Embraer E 170.

Причины разрушения кронштейна

Как показал опыт эксплуатации самолётов Embraer E 170, на 7-ми лайнерах из 17-ти был зафиксирован данный дефект. Причинами данного дефекта является совокупность факторов, таких как:

- массовые нагрузки;
- усталость металла;
- вибрации.

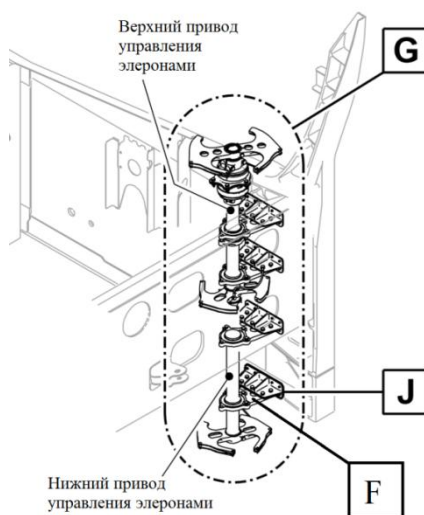


Рисунок 1 - Привод управления элеронами в сборе (J - исследуемый кронштейн; F - кронштейн, поддерживающий привод управления элеронами; G - система управления элеронами в сборе)

Массовые нагрузки, действующие на исследуемый кронштейн J (рисунок 1), обусловлены соединением с другим кронштейном F, который, в свою очередь, фиксирует нижний привод управления элеронами. Соединение кронштейнов происходит с помощью болтов.

Усталость металла обусловлена циклическими нагружениями, которые связаны с циклами полёта самолёта и его стоянки.

Вибрации могут быть вызваны аэродинамическими нагрузками и циклами взлёта - посадки ВС.

Конструктивные изменения

Для повышения надежности кронштейна и увеличения его срока службы было принято решение о применении таких конструктивных изменений, как: изменение материала и усиление слабых мест кронштейна.

Заводской кронштейн изготовлен из алюминиевого сплава 7475-T7351 (В95п.ч.).

Для модернизированного кронштейна применен сплав В96ц-3 существенно превосходящий сплав В95п.ч. по прочностным характеристикам, а также по малоцикловой усталости, при сохранении высоких значений вязкости разрушения, коррозионной стойкости и пластичности.

Опыт эксплуатации показал, что все отказавшие кронштейны тросовой проводки имели повреждения в одной и той же зоне: в зоне закрепления на шпангоут. После проведения первого цикла статических испытаний модели кронштейна была выявлена необходимость усиления вертикального ребра на 2 мм (Рисунок 2б).

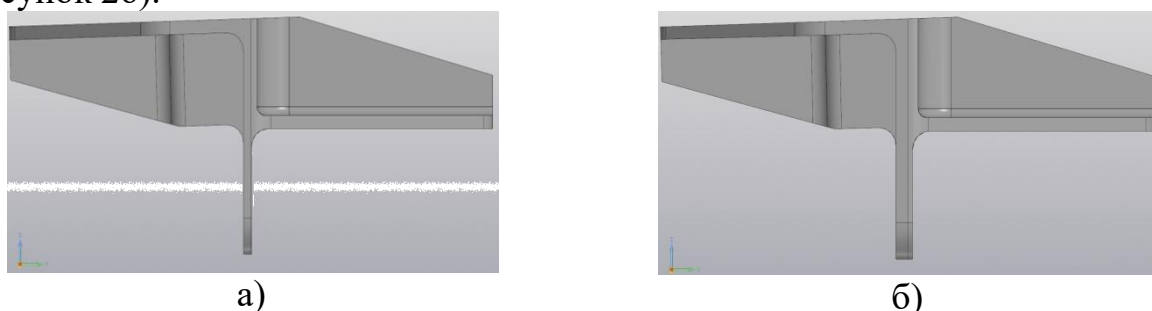


Рисунок 2 - Модели кронштейнов (а - заводской; б - усиленный)

Результаты и обсуждения

В ходе работы модернизирован кронштейн тросовой проводки механизации крыла в нише основной опоры шасси самолёта Embraer E 170. Для модернизации кронштейна применен материал В96ц-3 вместо заводского В95п.ч, произведено утолщение вертикальной стенки кронштейна на 2 мм. Произведена сравнительная характеристика заводского кронштейна и модернизированного. Модернизированный кронштейн тросовой проводки по своим прочностным характеристикам в 2 раза превышает характеристики заводского кронштейна.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Service Bulletin 170-53-0109 - Brasil: published by Embraer S.A., 2017. - 97 с.
2. Structural Repair Manual 57-01-01 - Brasil: published by Embraer S.A., 2016. - 23 с.
3. Алюминиевые сплавы в ЛА в период 1970-2000 и 2001-2015 / И. Н. Фридляндер - ВИАМ, 2001 г. - 13 с.
4. Руководство по наземному обслуживанию воздушного судна, GN.GRN2-01.01RUS. - 291 с.
5. ГОСТ 17232 - 99 Плиты из алюминия и алюминиевых сплавов. Технические условия.

6. ГОСТ 4784 - 97 Алюминий и сплавы алюминиевые деформируемые.
7. Нагрузки, действующие на планер в полете / Д. Двоеносов, В. Замятин, О. Снешко - М.: Издательство ДОСААФ, 1963 г. - 143 с.
8. НТЭРАТ ГА-93. – Москва, 1994. –320с.
9. Современные алюминиевые и алюминий - литиевые сплавы / В. В. Антипов, Ю. Ю. Клочкова, В. А. Романенко - М.: Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов, 2017 г. - 17 с.

MODIFYING THE CABLE CIRCUIT BRACKET FOR FLAP SYSTEM IN NICHE OF THE MAIN LANDING GEAR OF THE E170

Pevnev Grigory Evgenievich, Kozel Vladimir Ivanovich

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl
Marx Ave., 20, tel. (383) 346-06-09

Pevnev G.E., e-mail grihapevnev@gmail.com

Adress for correspondence: Pevnev Grigory Evgenievich,

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

Abstract

The aileron control cable bracket is a particularly critical structural element that directly affects the airworthiness of the aircraft. In the event of its failure, the aileron control drive is jammed. This can lead to both complication of flight conditions and disaster. The experience of operating this aircraft by S7 Airlines showed that the factory bracket often fails due to its destruction. That is why the moderfying the cable circuit bracket is an urgent solution to the problems associated with a bracket defect.

Key words

Moderfying, bracket, deformation, strength characteristics, operation.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ В АВИАСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ

Радионов Сергей Михайлович, магистрант

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

Радионов С.М., e-mail: sergey.mikh01@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Радионов Сергей Михайлович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

Чтобы гарантировать удовлетворенность клиентов, организации аэрокосмической отрасли должны производить и постоянно улучшать безопасные и надежные продукты, которые соответствуют или превосходят требования клиентов и нормативные требования. Поставщики и переработчики в аэрокосмической отрасли сталкиваются с проблемой доставки продукции нескольким клиентам с различными ожиданиями и требованиями к качеству. Строгие стандарты контроля качества, постоянно проверяемые общественностью и с минимальным допуском на ошибку, теперь считаются стандартными во всех аспектах отрасли. Однако для демонстрации этой приверженности требуется независимая сертификация. Это неопровержимое свидетельство соблюдения стандартов качества AS9100 - это широко распространенная и стандартизированная система управления качеством для аэрокосмической промышленности.

Ключевые слова

Авиастроительная промышленность, стандарт качества, контроль производственного процесса, эксплуатация, калибровка.

1. Введение

Управление поставщиками по всей цепочке поставок в аэрокосмической отрасли остается серьезной проблемой для отрасли. Цепочка очень длинная, и в базе поставок есть источники, которые обслуживают несколько отраслей. Поскольку отрасль настолько зависит от этой цепочки поставок, неудивительно, что AS9100 включает ряд дополнительных требований для выявления и поддержки поставщиков. Утверждение поставщика - это всего лишь один шаг в процессе управления поставщиками. Очень важно эффективно сообщать о требованиях. В стандарте перечислены семь конкретных областей для рассмотрения. Они варьируются от разъяснения технических требований до управления образцами для испытаний и права доступа к объектам поставщиков.

2. Методика контроля качества

Промышленность обычно полагается на один из трех методов приемки продукции. Организация может проводить инспекцию при приемке, проводить инспекцию на объекте поставщика или официально делегировать приемку продукции поставщику. Требуются процедуры для определения метода контроля поставщиков, а также процессы, используемые при использовании этих методов. Наиболее важным элементом этой области стандарта является понимание того, что поставщик несет ответственность за управление своими собственными поставщиками и поставщиками более низкого уровня. Это включает в себя выполнение специальных процессов, которые часто передаются перерабатывающим предприятиям на субподряд. Поставщик должен использовать источники, одобренные заказчиком; однако ответственность за правильное выполнение обработки возлагается на поставщика. Производство такого сложного продукта, как самолет или космический корабль, требует особого внимания в производственных процессах. Важно убедиться, что правильная редакция технической документации используется и задокументирована в документах по качеству, а выполнение работ записывается.

Контроль производственных процессов необходим для демонстрации правильного выполнения операций. Это особенно важно при проведении специальных процессов, не поддающихся проверке постфактум. Промышленность часто полагается на инструменты и другое производственное оборудование, включая машины с компьютерным управлением, для изготовления и сборки изделий. Это оборудование часто является основой для приемки продукции. В этих случаях важно продемонстрировать целостность этих инструментов и машин и разработать процесс, который обеспечит адекватный надзор за всем процессом.

Самолеты рассчитаны на работу в течение 50 и более лет, и правильное техническое обслуживание воздушного судна имеет важное значение для непрерывной безопасной эксплуатации. Следовательно, требования к обслуживанию являются важной частью общей системы менеджмента качества. Сюда входят руководства по техническому обслуживанию и ремонту, а также фактические работы по обслуживанию. Опять же, ведение записей важно для документирования выполненной работы, используемого оборудования и людей, выполняющих работу. Некоторые продукты требуют отслеживания части или всех их компонентов. Это требование может быть наложено контрактом, регулирующим органом или внутренними потребностями. В любом случае стандарт обеспечивает основы эффективной программы контрольного процесса.

Заключение

Использование измерительных устройств известной точности, включая компьютерное измерительное и испытательное оборудование, имеет важное значение в процессе проверки. Ведение истории калибровки этого оборудования и документальное подтверждение того, что оно периодически проверяется и проверяется, лежит в основе всей метрологической системы. Диагностика состояния системы менеджмента качества и использование этой информации для руководства деятельностью по улучшению важны для эффективности и результативности. Внутренние аудиты, проводимые компетентным персоналом, являются жизненно важным вкладом в эту систему измерения здоровья. AS9100 дает некоторые дополнительные ожидания в отношении внутреннего аудита качества. Для демонстрации соответствия продукции техническим требованиям часто проводятся подробные проверки первых изделий. Документирование фактических результатов проверки и испытаний является установленным методом демонстрации первоначальной приемки изделия. Стандарт предоставляет общие указания в этом отношении и предлагает ознакомиться с дополнительными стандартными требованиями для получения дальнейших указаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дейл, Г. (2010 г.). Требования AS9100 для аэрокосмической промышленности – «Выше и выше». Качественный прогресс, 60-63.
2. Куликова А. Н. Разработка критериев результативности процессов в рамках системы бюджетирования авиапредприятия [Электронный ресурс] / А. Н. Куликова, П. В. Голованов // Труды МАИ: электронный научный журнал. - 2014. №66 – С. 1-12.
3. Приворотская, С. Г. Авиастроение в России: факторы конкурентоспособности и перспективы развития / С. Г. Приворотская // Транспортное дело России. - 2013. - № 6. - С. 65-77.

QUALITY MANAGEMENT SYSTEM IN THE AIRCRAFT INDUSTRY

Radionov Sergey Mikhailovich, Master's student

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marks street 20, tel. (913) 005-48-19

Radionov S.M., e-mail: sergey.mikh01@gmail.com

Annotation. To ensure customer satisfaction, aerospace organizations must manufacture and continually improve safe and reliable products that meet or exceed customer and regulatory requirements. Aerospace suppliers and processors are faced

with the challenge of delivering products to multiple customers with varying expectations and quality requirements. Rigorous quality control standards, constantly audited by the public and with minimal margin of error, are now considered standard across all aspects of the industry. However, to demonstrate this commitment, independent certification is required. This is irrefutable evidence of adherence to quality standards AS9100 is a widely adopted and standardized quality management system for the aerospace industry.

Keywords: Aircraft building, quality standard, production process control, operation, calibration.

УДК 620.179.18

ПРИМЕНЕНИЕ МАГНИТНЫХ МИКРОПРОВОДОВ В АВИАСТРОЕНИИ

Слухай Владислав Витальевич, магистрант

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

Слухай В.В., e-mail: vlad42901@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Слухай Владислав Витальевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

Магнитные микропровода со стеклянным покрытием, состоящих из ферромагнитного металлического сердечника диаметром 0,6-30 мкм и стеклянного покрытия толщиной 2 – 20 мкм. Благодаря ряду необычных магнитных свойств их можно использовать для измерения напряжений в композитных материалах. Описан процесс изготовления и магнитные свойства микропроводов. Благодаря уникальным свойствам микропровода могут быть использованы в качестве чувствительного элемента датчиков. Датчики на основе микропроводов могут использоваться в авиационной технике в качестве датчиков магнитного поля, датчиков растягивающих напряжений или датчиков температуры. Основные преимущества датчиков на основе микропроводов связаны с их малыми габаритами и весом, которые играют очень важную роль в авиации.

Ключевые слова

Авиационная техника; Датчики магнитных микропроводов; Датчики магнитного поля; Датчики механических напряжений.

Введение

Исследования, связанные с магнитными микропроводами, проводились ещё в 70-х годах, но именно в последние 10 лет были достигнуты значительные результаты в их исследовании и применении. Главным образом их можно применять в качестве чувствительных элементов датчиков. Благодаря малому весу и габаритам такие датчики можно использовать в авиационной технике.

Микропровода

Сейчас существует большое количество микропроводов, но в данной статье будут рассматриваться магнитные микропровода со стеклянным покрытием, состоящие из ферромагнитного металлического сердечника диаметром 0,6-30 мкм и стеклянного покрытия толщиной 2 – 20 мкм (рис. 1).

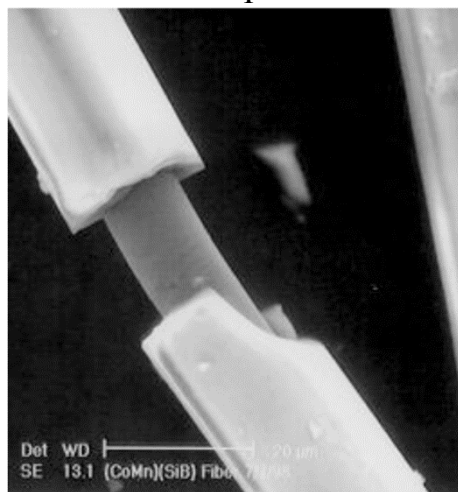


Рис. 1. Микрофотография микропровода со стеклянным покрытием

Процесс изготовления

Наиболее распространенным методом изготовления микропроводов со стеклянным покрытием является метод Тейлора-Улитовского [2], основанный на прямом литье из расплава.

Процесс изготовления начинается с помещения в стеклянную трубку нескольких граммов сплава с заданным химическим составом. Затем сплав нагревают до температуры плавления с помощью высокочастотного индукционного нагрева. В то время как металл плавится, стеклянная трубка, прилегающая к плавящемуся металлу, размягчается; затем стеклянный капилляр вытягивается из размягченной части стекла и наматывается на вращающуюся катушку. При правильных условиях вытяжки расплавленный металл заполняет стеклянный капилляр и образуется микропровод, состоящий из металлического сердечника, покрытого стеклянной оболочкой. Микроструктура микропровода (и ее свойства) во многом зависит от скорости охлаждения, которая может регулироваться механизмом охлаждения, когда заполненный металл капилляр входит в поток охлаждающей жидкости (воды или масла) по пути к приемной катушке. Особое внимание необходимо уделить параметрам, определяющим критическую скорость закалки и охлаждения металлического сердечника, чтобы восстановить свойства микропровода.

Основными преимуществами данного способа изготовления микропровода являются: повторяемость свойств микропровода в массовом производстве, широкий диапазон изменения параметров (внутренний диаметр сердечника, толщина стекла, физические свойства), а также возможность изготовления непрерывных отрезков микропровода длиной до 10 км. Наконец, важно отметить низкую цену микропроводов: 1 кг сплава достаточно

для изготовления 40 000 км микропровода со скоростью изготовления нескольких сотен метров в минуту.

Датчик на основе микропровода

Магнитные свойства определяют использовать датчики на основе микропроводов в качестве магнитных датчиков. Но из-за того, что магнитные свойства аморфных микропроводов, покрытых стеклом, также определяются магнитоупругим взаимодействием между магнитным моментом и механическими напряжениями, коммутационное поле также очень чувствительно к механическим напряжениям.

Датчик растягивающих напряжений

Датчики растягивающих напряжений на основе микропроводов дают большие перспективы, например, для мониторинга конструкции самолетов и контроля состояния конструкций. Также, нагрузка может контролироваться с помощью датчиков этих датчиков. Эти датчики также могут быть использованы при испытаниях на усталость или обнаружении трещин.

Этот факт в сочетании с малыми размерами микропроводов дает возможность интегрировать микропровода непосредственно в материал. Микропровода могут быть легко встроены во множество различных типов конструкций, не вызывая структурных повреждений и не оказывая отрицательного влияния на характеристики материала.

Наряду со многими преимуществами, метод имеет одно ограничение – датчики могут использоваться только внутри немагнитных материалов. Это ограничение показывает, что использовать данные датчики можно в композитных материалах для измерения напряжений и контроля качества композита.

Заключение

Магнитные микропровода являются новым материалом, который благодаря своим свойствам может быть использован в производстве композитных материалов, а также при контроле состояния конструкций и эксплуатационных нагрузок, усталостных испытаниях и обнаружении трещин.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 PRASLIČKA, D., BLAŽEK, J., ŠMELKO, M., HUDÁK, J., ČVERHA, A., MIKITA, I., VARGA, R., ZHUKOV, A. Possibilities of Measuring Stress and Health Monitoring in Materials Using Contact-Less Sensor Based on Magnetic Microwires. In IEEE Transactions on Magnetics, Vol. 49, No. 1, January 2013.

2 Zhukova, V.; Ipatov, M.; Zhukov, A. Thin Magnetically Soft Wires for Magnetic Microsensors. *Sensors* 2009, 9, 9216-9240. <https://doi.org/10.3390/s91109216>

APPLICATION OF MAGNETIC MICRO-WIRES IN THE AIRCRAFT INDUSTRY

Slukhay Vladislav Vitalievich¹, student

¹Novosibirsk State Technical University, 630073 Karl Marks Ave., 20
Novosibirsk, Russia

Slukhay V.V., e-mail: vlad42901@gmail.com

Abstract. Magnetic micro-wires with a glass coating consisting of a ferromagnetic metal core with a diameter of 0.6-30 microns and a glass coating with a thickness of 2-20 microns. Due to a number of unusual magnetic properties, they can be used to measure stresses in composite materials. The manufacturing process and magnetic properties of micro-wires are described. Due to the unique properties of the micro-wires, they can be used as a sensitive element of sensors. Micro-wire sensors can be used in the aircraft industry as magnetic field sensors, tensile stress sensors, or temperature sensors. The main advantages of micro-wire sensors are related to their small size and weight, which play a very important role in aviation.

Keywords: Aircraft industry; Sensors of magnetic micro-wires; Magnetic field sensors; Mechanical stress sensors.

УДК 629.7.08

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ВИХРЕТОКОВОГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Соколов Владислав Евгеньевич, аспирант; Курлаев Николай Васильевич
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-06-09

Соколов В. Е., email vladislav_sokolov_94@bk.ru

Курлаев Н.В., email kurlayev@craft.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Соколов Владислав Евгеньевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (983)319-07-36

Аннотация

В данной статье поставлена задача разработать конструктивно-компоновочную схему сканирующего устройства для вихретокового неразрушающего контроля лопасти воздушного винта. Приводятся методы неразрушающего контроля, используемые при эксплуатации авиационной техники. В настоящее время, необходимо провести проверку работоспособности, уточнить технические характеристики и доработать схему сканирующего устройства. Для выполнения этой задачи было решено создать прототип сканирующего устройства. Целью данной работы является формирование элементов конструктивно-компоновочной схемы сканирующего устройства.

Ключевые слова

Неразрушающие методы контроля в авиации, вихретоковый контроль, средства повышения безопасности при техническом обслуживании самолета.

1. Введение

Повышение уровня надежности и увеличение ресурса авиационной техники (далее – АТ) возможно только при условии выпуска продукции высокого качества. Это требует непрерывного совершенствования технологии производства и методов контроля качества. В ряде случаев выборочный контроль исходного металла, заготовок, полуфабрикатов и готовых изделий ответственного назначения не гарантирует их высокое качество, особенно при серийном и массовом изготовлении. В современной авиации все более широкое распространение получает стопроцентный неразрушающий контроль продукции на отдельных этапах производства. Применение неразрушающего контроля на заводах и при эксплуатации АТ дает значительный технический и экономический эффект.

Методика

Определение технического состояния деталей и узлов АТ производится с помощью метода неразрушающего контроля (далее – МНК) без уменьшения пригодности их к дальнейшей эксплуатации.

Согласно ГОСТ 18353 - 79 МНК подразделяются на 9 видов:

- визуально - оптический;
- проникающими веществами;
- магнитный;
- вихретоковый;
- акустический;
- радиационный;
- электрический;
- тепловой;
- радиоволновой.

Выбор МНК зависит от: материала детали, характера дефекта, места их расположения, условий работы детали.

Методом вихревых токов в деталях авиационной техники выявляют трещины, забоины, царапины, межкристаллитную коррозию, металлические включения.

Предлагаемое сканирующее устройство включает подвижную и неподвижную платформы, соединенные между собой с помощью направляющих и подшипников скольжения. Неподвижная платформа (рис. 1) предназначена для фиксации сканирующего устройства на объекте контроля. На подвижной платформе (позиция 3) размещается кривошипно-шатунный механизм (далее – КШМ) (позиция 5) с электроприводом (позиция 6), ползун (позиция 2) для фиксации вихретокового преобразователя и электронный блок вихретокового преобразователя.



Рис.1 - Действующее сканирующее устройство

Предлагаемое устройство обеспечивает петлеобразное движение преобразователя с шагом сканирования в пределах 75% от диаметра катушки в процессе МНК технического состояния объекта и функционирует с частичным участием человека. Петлеобразное движение вихретокового преобразователя достигается сложением возвратно-поступательного движения ползуна, размещенного на подвижной платформе, и переносного движения подвижной платформы относительно неподвижной.

Смещение подвижной платформы равно шагу сканирования и обеспечивается гребёнками, размещенными на неподвижной платформе. Гребёнки смещены друг относительно друга на половину шага сканирования. При движении преобразователя в крайнее верхнее или нижнее положение он смещает фиксаторы относительно гребёнки, что обеспечивает смещение подвижной платформы на один шаг под действием пружин.

Исходной величиной при выборе размеров звеньев КШМ является величина полного хода ползуна, заданная стандартом или по техническим соображениям для тех типов машин, у которых максимальная величина хода ползуна не оговаривается.

Элементы сканирующего устройства (см. рис. 2):

- 1 зажим бабочка
- 2 ползун
- 3 подвижная платформа
- 4 площадка для дефектоскопа
- 5 шатун
- 6 электродвигатель
- 7 маховик
- 8 электронный блок.



Рис.2 - Система питания электро - двигателя

- 1 Выключатель с положениями " Вкл/Выкл"
- 2 Универсальные преобразователи для питания установки
- 3 Блок питания "ADAPTOR" от 220 Вт, можно изменять полярность и требуемые вольты со световой индикацией.

2. Результаты

В ходе данной работы были проанализированы исследования по разработке конструктивно-компоновочной схемы и был выбран прототип сканирующего устройства для вихретокового неразрушающего контроля лопасти воздушного винта. Данное устройство позволяет автоматизировать процесс МНК, снизить трудозатраты и время проверки узлов АТ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чинючин Ю.М., Полякова И.Ф. Основы технической эксплуатации и ремонта авиационной техники. Часть 1,2 – М.: МГТУ ГА, 2004, 2006.
2. Фонотов., Крохмаль Н.Н., Нечехина. Пособие по кинематическому анализу и силовому расчёту кривошипно-ползунного механизма. К.: 2012.

IMPROVEMENT OF THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF EDDY CURRENT CONTROL OF AIRCRAFT STRUCTURES

Sokolov Vladislav Evgenevich, student; Kurlaev Nikolay Vasilevich – professor
Sokolov V.E. email vladislav_sokolov_94@bk.ru
Kurlaev N.V., email kurlayev@craft.nstu.ru

Novosibirsk state technical university, Carl Marx Avenue 20 Corps 3,
Novosibirsk, 630073, Russia.

Abstract

In this article, the task is to develop a design and layout diagram of a scanning device for eddy current non-destructive testing of the propeller blade. The methods of non-destructive testing used in the operation of aviation equipment are described. Currently, it is necessary to conduct a health check, clarify the technical characteristics and refine the scheme of the scanning device. To perform this task, it was decided to create a prototype of a scanning device. The purpose of this work is to form the elements of the design and layout scheme of the scanning device.

Keywords

Non-destructive methods of control in aviation, eddy current control, increasing safety in technical aircraft maintenance.

УДК 621.7.044.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ТРУБЧАТЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДАВЛЕНИЕМ ИМПУЛЬСНОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ

Тагоев Фируз Муродалиевич, Курлаев Николай Васильевич

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

Тагоев Ф.М., e-mail: firuz-t@mail.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, тел. (383)346-06-09

Аннотация

В настоящей работе рассматривается численное моделирование штамповки трубчатой детали давлением импульсного магнитного поля (ИМП) методом раздачи с использованием программного комплекса ANSYS. Используемая численная модель основана на вариационных принципах механики с использованием теории пластического течения, модифицированного метода конечных элементов и метода дискретных торможений.

Ключевые слова

Магнитно-импульсная обработка металлов; метод конечных элементов; трубчатая деталь; штамповка; ANSYS.

1. Введение

В устройствах летательных аппаратов (ЛА) широко применяются тонкостенные трубчатые конструкции, которые служат для соединения агрегатов и подачи газа или жидкости. Трубопроводы ЛА имеют сложный профиль сечения, большие перепады размеров, наличие разных отверстий, изменение формы, ребер, жесткости и т.д.[1].

Большое количество разрушений трубопроводов связано с уменьшением толщины стенок в местах изгиба, перехода от одного диаметра к другому и соединениях. Значительно снижают работоспособность такие факторы, как волнистость стенок и чрезмерная эллипсность, явления, сопровождающие процессы изготовления трубопроводов[2]. Зачастую такие детали имеют недостаточные показатели долговечности в процессе эксплуатации. Основной причиной является применение традиционных технологических процессов при производстве таких деталей. В связи, с этим одной из важных задач при производстве трубопроводов летательных аппаратов являются разработка новых и усовершенствование существующих технологий.

2. Разработка методов решения задачи

В последние годы в условиях мелкосерийного производства все больше применяют методы магнитно-импульсной штамповки. Магнитно-импульсная обработка металлов (МИОМ) основана на непосредственном преобразовании предварительно накопленной электрической энергии в работу пластической деформации[3].

Расчет режимов магнитно-импульсной обработки представляется весьма сложным, так как необходимо учитывать и механические и электрические характеристики металлов, и электрические параметры установки, инструмента и параметры оснастки[4]. Высокочастотный ток по сечению индуктора при МИО проникает в металл заготовки и наводит в нем индукционный ток, приблизительно выражаемая уравнением гармонического колебания:

$$I = \frac{U}{L\omega} \exp\left(\frac{-R}{2L}t\right) \sin\omega t \quad (1)$$

На неподвижную заготовку давление ИМП (P) аппроксимируется затухающей квадратичной синусоидой [5]:

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

где P_0 – условное давление; ω – круговая частота колебаний разрядного тока; β – коэффициент затухания.

Широко распространенным численным методом является метод конечных элементов (МКЭ). В процедуре метода интегрирование по объему всей конструкции заменяют конечным суммированием интегралов по объемам элементов. Уравнения в частных производных для непрерывной среды, также, заменяют системами алгебраических или обыкновенных дифференциальных уравнений[6]. Для решения подобного класса задач использовалось численное моделирование с помощью конечно-элементного комплекса ANSYS. Программа с успехом позволяет решать задачи моделирования и оптимизации процессов штамповки: определять силовые и энергетические параметры, производить расчеты кинематики течения металла и температурных полей,

исследовать напряженно-деформированное состояние заготовки и инструмента. Программа ANSYS позволяет моделировать процессы формообразования трубчатых деталей в специализированных модулях.

Модуль Explicit Dynamics способен решать быстропротекающих высоко нелинейных процессов в постановках Лагранжа и Эйлера. Этот модуль позволяет решать все основные задачи явной динамики и быстропротекающих процессов.

На рисунке 1 приведен пример моделирование процесса калибровки трубы, изготовленной сваркой. В результате сварки возникает отклонение от круглой формы, которая требует калибровки. Для проведения моделирования необходимо подготовить 3D-модель матрицы и трубчатых заготовок (Geometry). Задаем свойство материалам (Materials), условие соединения (Connections) и наложим сетку (Mesh), т. е. разбиваем на конечные элементы. Чем меньше сетка – тем точнее результат симуляции процесса. Далее задается граничные условия (Fixed Support), время процесса (Analysis Settings) и давления (Pressure). Давление задается равномерно по внутренней поверхности трубы по формуле 2 (рисунок 2).

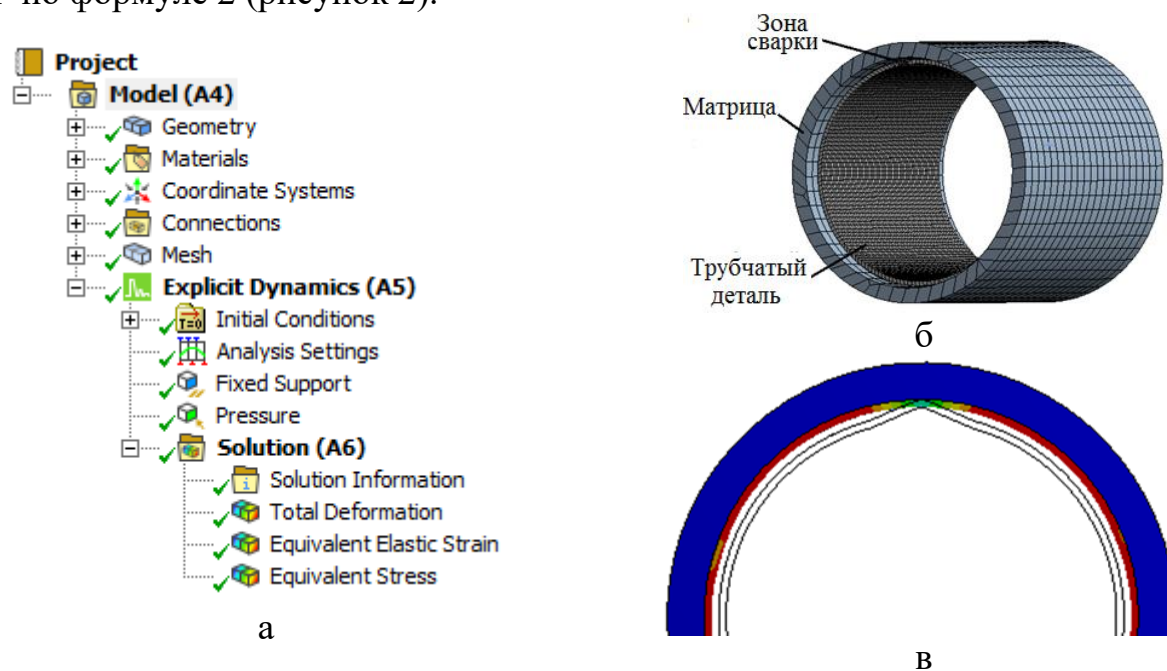


Рисунок 1. Моделирование процесса калибровки трубчатой детали со сварным швом давлением ИМП в модуле Explicit Dynamics: а – дерево модели; б – сеточная модель процесса; в – результат деформации трубы.

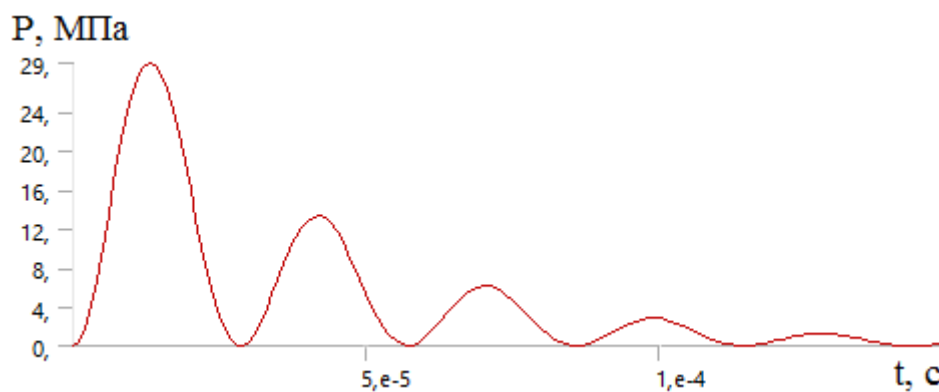


Рисунок 2. График изменение давления (P) от времени (t).

При формообразовании давлением ИМП прилегающий участок трубчатой детали одновременно и калибруется. Целью численного моделирования было определение оптимальных значений давления ИМП, при которых трубчатая деталь деформируется и при этом не возникает эффект «пружинение» и изменение толщины стенок было незначительной.

Численное моделирование использовалось в проведенных исследованиях для оценки необходимой минимальной энергии разряда и при определении закономерности распределения деформаций при различных режимах обработки. Применение данного метода дает возможность проследить параметров напряженно-деформированного состояния заготовки, не используя большое количество образцов, обойтись без эксплуатации магнитно-импульсной установки и инструмента и таким образом повысить экономическую эффективность технологического процесса.

3. Выводы

Численные исследования с использованием метода конечных элементов позволяет определить оптимальную величину давление ИМП. Полученные данные в результате численной моделирование создают основу для выявления и последующего учета технологической наследственности материала. Экспериментальные исследования необходимы для оценки точности и проверки достоверности численного исследования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Феоктистов С. И., Марьин Б. Н., Марьин С. Б., Колыхалов Д. Г. Теория и практика изготовления элементов трубопроводов летательных аппаратов – Комсомольск-на-Амуре: КНАГТУ, 2013. – 88 с.
2. Бобрук Е. В., Семенова И. П., Валиев Р. З. Современные методы деформационно-термической обработки: от традиционных материалов до наноструктурных – Уфа: УГАТУ, 2015 – 113 с
3. Electromagnetic forming—a review / V. Psyk, D. Risch, B. L. Kinsey, A. E. Tekkaya, M. Kleiner // Journal of Materials Processing Technology – 2011. – 211, p. 787–829.

4. Белоусов В.С. Физические основы лазерной и магнитно-импульсной обработки материалов. Уч. пособие – Новосибирск: НЭТИ, 1991. – 63с.
5. Смыкание несплошностей в структуре материалов деталей при магнитно-импульсной обработке / Н. В. Курлаев, А. И. Гулидов, Н. А. Рынгач, В. В. Красовский // Научный вестник НГТУ. – 2002. – №1(12) – с. 131-140.
6. Introduction to ANSYS and Finite Element Modeling / Mary Kathryn Thompson and John M. Thompson // ANSYS Mechanical APDL for Finite Element Analysis. – 2017. – p. 1-9.

INVESTIGATION OF THE FORMING TUBULAR PARTS OF AIRCRAFT BY THE PRESSURE OF A PULSED MAGNETIC FIELD

*Tagoev Firuz M., post-graduate student; Kurlaev Nikolay V., D.Sc.,
Professor*

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

Tagoev F.M., e-mail: firuz-t@mail.ru

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

*Address for correspondence: Kurlaev N.V., Novosibirsk State Technical
University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (383)346-06-09*

Abstract

In this paper, we consider the numerical simulation of stamping of tubular parts by the pressure of a pulsed magnetic field (PMF) by the expansion method using the ANSYS software package. The used numerical model is based on the variation principles of mechanics using the theory of plastic flow, the modified finite element method and the method of discrete braking.

Keywords

Magnetic pulse processing; finite element method; tubular part; stamping; ANSYS

УДК 338.

ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ КАТАСТРОФ

Кованцев Евгений Максимович, студент

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, 125993

Кованцев Е.М., email 79150883444@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: г. Москва, Новгородская улица, д. 34, тел. (915)088-34-44

Аннотация: В статье рассматривается проблематика авиационных катастроф, её причины и возможные пути решения проблемы.

Ключевые слова: Авиация, катастрофы, причины, жертвы

1. Введение:

Все мы прекрасно знаем, что авиационные перелёты как пассажиров, так и грузов – самый безопасный способ доставки из точки «А» в точку «Б». Но самый безопасный способ не означает, что за всё время существования авиации не было ни одного случая, когда никто не пострадал. Такие случаи были, есть и будут. Этому есть подтверждение – исторические события и отчёты «МАК (Международный авиационный комитет)». Давайте же обратимся к истокам авиационной истории и проанализируем пару событий.

2. Основная часть:

Итак, рассмотрим первое происшествие, которое произошло в 2016 году.

29 декабря 2012 потерпел крушение в Аэропорту «Внуково» самолёт Ту-204 авиакомпании «Red Wings». Самолёт выкатился за пределы ВПП, пробил забор и врезался в овраг. Погибло 8 человек (пассажиры в самолёте не было).

29 декабря 2016 года рейс 92-68 возвращается в Москву. В кабине находится опытнейший экипаж, однако, КВС был недоволен 2П и тем, как он вёл радиосвязь с диспетчером. Когда экипаж вошёл в Московскую воздушную зону, диспетчер передал схему залёта. Введением занесения схемы в бортовой компьютер должен заниматься 2П, но у него вызывает трудность эта рутинная работа и командиру самому приходится заняться этим вопросом. В суматохе он вводит неправильные координаты.

Чуть позже поступает информация о погодных условиях на аэродроме посадки. Там был сильный боковой ветер. Диспетчер несколько раз предупреждал о погодных условиях, но экипаж игнорировал данную информацию.

Самолёт приближается к ВПП и скорость самолёта при посадке должна быть постоянной, но командиру сохранить её таковой не удаётся. Спустя 1000 метров самолёт касается земли. Впереди ещё 2 км и этого расстояния вполне хватит, чтобы остановить самолёт.

Самолёт приземляется мягко, что стало причиной печальных последствий. Из-за сильного бокового ветра левое шасси приземлилось на

землю, а правое нет. Данные действия система расценивала так, как будто самолёт всё ещё находится в воздухе, поэтому система автоматически не выпустила интерцепторы и механизм реверса был заблокирован. КВС всё же пересиливает механизм блокировки и включает реверс, но шасси не коснулись земли и поэтому для электроники самолёт находился в воздухе, и она расценивает движение командира, как команду на взлёт. Двигатели начинают набирать обороты, у экипажа сильнейший стресс, так как они не понимают, что происходит. Остаётся немного полосы и этого расстояния достаточно, чтобы взлететь, но командир не рассматривал эту возможность.

В итоге, самолёт выкатился за пределы полосы со скоростью 190 км/ч и врезается в овраг. Пилоты и часть экипажа погибли прямо на месте, одна стюардесса скончалась на следующий день.

Причинами катастрофы являлась разрегулировка механизма блокировки реверса и ошибочные действия экипажа. За 9 дней до этой катастрофы другой Ту-204 компании «Red Wings» также выкатился за пределы ВПП, обстоятельства происшествия были схожими (тоже не срабатывали сигналы от шасси, тот же не выпуск интерцепторов).

Рассмотрим другой случай, который произошёл в 2010 году.

10 апреля 2010 года при заходе на посадку потерпел крушение самолёт Ту-154. В катастрофе погиб президент Польши Лев Качиньский, его жена, польские деятели и почти всё высшее военное руководство страны. Погибло 96 человек.

Перед вылетом штурман получает метеорологическую информацию по предстоящему полёту. Всё было бы хорошо, но вот информацию о погоде в точке приземления там не было, но КВС это не смущает, так как полёт нужно совершить любой ценой.

На подходе к Смоленску диспетчеры сообщают, что погода сильно ухудшается, а именно наползает густой утренний туман. В этих условиях за час до них удалось приземлиться Як-40. Следом за Як-40 пытался приземлиться ИЛ-76, но после двух заходов он полетел на запасной аэродром. Облака опускаются на высоту 80 м, горизонтальная видимость падает до 400, условия для посадки становятся неприемлемыми. Понимая, что условия для посадки крайне сложные, КВС решает связаться с Як-40, которому удалось сесть в таких условиях. После переговоров с экипажем Як-40, Аркадиуш всё ещё сомневался, но президенту крайне важно было вовремя попасть на торжество, поэтому КВС решается попробовать приземлиться. Такое решение может быть оправданно при одном условии «Если они не увидят землю на высоте 100 м, они должны немедленно уйти на второй круг». Только безоговорочное выполнение этого правила способно сохранить жизнь всем, кто находится в самолёте.

На аэродроме отсутствовала современная электронная система посадки по приборам ИЛС. Аркадиуш сильно нервничал, так как понимал, что если самолёт уйдёт на второй круг, то возможна негативная реакция со стороны президента. Также дверь в кабину экипажа была открыта, что только ухудшало психологическую составляющую пилотов.

Самолёт Ту-154 с опозданием в 1,5 км начинает снижение. Для того, чтобы догнать глиссаду и идти на посадку, им нужно снижаться быстрее. Диспетчеры были полностью уверены, что Ту-154 уйдёт на второй аэродром, но этого не произошло.

Штурман отсчитывает высоту по радиовысотомеру, а положено по параметрическому, но радиовысотомер меряет высоту, которая под ними, а параметрический относительно высоты. Перед аэродромом овраг, и поэтому на высоте 80 м над полосой экипаж получает информацию, что они на 100. Штурман смотрит на высотомер и озвучивает высоту.

Высота чуть менее 100 м и надо уходить на второй круг, но КВС судорожно пытается сквозь облака найти землю. 2П понимает, что они идут на верную смерть и начинает неуверенно тянуть штурвал на себя, но этого недостаточно, так как самолёт продолжает лететь вниз. Наконец Аркадиуш видит деревья и начинает тянуть руль на себя, но уже слишком поздно. Самолет левым крылом цепляет деревья, переворачивается и на скорости 300 км/ч падает в лес.

Причинами катастрофы являлись ошибка экипажа и психологическое давление на него. Способствующими факторами явились системные недостатки в подготовке польских военных лётчиков. К свежееиспечённому командиру, имеющему малый налёт в этой должности (около 500 часов), был назначен экипаж, имеющий ещё меньший опыт. О качестве экипажа к полёту может свидетельствовать тот факт, что одним из запасных аэродромов был выбран Витебск, который в тот день вообще не работал, а о погоде в Смоленске экипаж перед вылетом даже не поинтересовался.

3. Проанализировав данные происшествия, можно сделать вывод, что «дыма без огня не бывает», то есть во всех катастрофах нет чёткого фактора, который бы являлся причинами данных крушений. В большинстве случаев виноват, конечно же, человеческий фактор, но есть всё же случаи, когда и система даёт сбой.

В результате исследования можно сделать следующие выводы:

КВС должно перед каждым вылетом предоставляться кодовое слово с помощью, которого он мог принудительно войти в систему самолёта и совершить то действие, которое требуется.

Должность 2П приравнять к статусу КВС, так как каждый член экипажа важен и нужен для совершения грамотной работы в воздухе. Ведь из-за неравенства статусов иногда и исходят неблагоприятные последствия, так как 2П думает, что его не воспримут всерьёз.

4. Подводя итоги, можно сказать, что в рассмотренных случаях основной причиной катастроф являлся – человеческий фактор. И подобных случаев намного больше, чем мы думаем. По статистике авиационные катастрофы примерно в 95% случаях происходят из-за ошибок пилотов и только 5 % из-за технически неполадок. Вывод хотелось бы закончить такой цитатой:

«Катастрофы не происходят сами по себе, они являются следствием цепи событий».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Отчётность Международного авиационного комитета «МАК»
(<https://mak-iac.org/rassledovaniya/tu-204-ra-64047-29-12-2012/>)

2. Отчётность Международного авиационного комитета «МАК»
(<https://mak-iac.org/rassledovaniya/tu-154m-n101-10-04-2010/>)

3. Видеоисточники из платформ «YouTube»
<https://www.youtube.com/watch?v=tWulG3VSLEU>
<https://www.youtube.com/watch?v=S5ukfG9sNQk&t=389s>

PREVENTION OF AVIATION ACCIDENTS

Evgeny Maksimovich Kovantsev, student

Moscow Aviation Institute (National Research University), 125993, Volokolamsk
Highway, 4, Moscow, Russia

Kovantsev E. M., email 79150883444@yandex.ru

Address for correspondence: Moscow, Novgorodskaya Street, 34, tel. (915)088-34-
44

Abstract: The article deals with the problems of aviation accidents, its causes and possible ways to solve the problem.

Keywords: Aviation, disasters, causes, victims

ПРОБЛЕМЫ МАЛОЙ АВИАЦИИ В РОССИИ

Киселев Максим Дмитриевич, студент 1 курса

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, 125993

Киселев М.В. e-mail maksimkiselev3073@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет), корпус 5 Россия, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, 125993

Аннотация: В статье затронуты многие темы , начиная от получения свидетельства частного пилота в России , заканчивая рынком самолётов малой авиации в США.И именно вопрос который стоит в названии статьи захочется задать в конце людям которые регулируют все авиационные вопросы в нашей стране .

Ключевые слова: малая авиация, лицензия, валидация.

Хочется начать с того, почему же я решил углубиться в малую авиацию? Во-первых, частная авиацию в разы доступнее для большинства людей , нежели коммерческая , линейная или бизнес авиация.

Во-вторых, это удобный способ передвижения и в разы безопаснее чем та же машина. В третьих, человек со свидетельством частного пилота , даже с маленьким достатком способен накопить на небольшой б/у самолёт. В четвертых, это бесконечный мир ярких эмоций, удивительных людей и честно говоря, с высоты мир кажется чуточку красивее.

Первый шаг на пути к малой авиации-это получение свидетельства частного пилота, то есть это как права на машину , пока не получишь ездить не сможешь. Получить их можно в любом учебном центре. Стоят они в среднем по миру 10 000\$.Далее купить небольшой самолёт за 15 000\$ и выполнять полеты не забывая платить за аренду места для стоянки самолёта и качественно его обслуживать.

Существуют множество национальных лицензий,которые в будущем можно будет валидировать. Но для граждан РФ я бы выделили 5 основных это российская, белорусская, украинская, американская и европейская. Российская , белорусская , украинская потому что в этих странах преобладает русский язык и процесс обучения ,а также сами полёты становятся в разы легче. Американская(FAA) и европейская(EASA), потому что эти две площадки самые приспособленные площадки для полетов в мире ,где буквально через каждые 10 км есть реально приспособленный аэродром для качественного обслуживания самолетов. Если человек имеет уровень английского не ниже B2 ,то он имеет реальную возможность за те же 10 000\$ получить свидетельство частного пилота в Европе или в США.

Почему многие люди имеющие большой опыт полетов внутри страны и вне

её пределов советуют получать PPL (private pilot license(свидетельство частного пилота)) именно в штатах? Самое грустное, с апреля 2017 года и по сегодняшний день Росавиация не отвечает на запросы по валидации от других национальных авиационных структур. Другими словами на данный момент российская PPL не валидна , и из-за этого вы сможете летать только на территории РФ. Чтобы понять реальный масштаб этой проблемы можно сказать , что даже Южно-Африканская PPL,без труда валидируется в другие национальные. США более приспособленная страна к авиационной систематике при их территории 9 519 тыс. км ²(в 1.8 меньше чем у РФ) и населении 325 млн. чел.(в 2.2 больше чем в РФ) они имеют 13 513 аэродромом против 228 Российских(разница в 60 раз), летных школ там примерно 600 против наших 7-9 школ (разница в 86 раз),частных пилотов там 200 тыс. чел. против наших 3 тыс.чел. (разница в 67 раз).Там у людей PPL как права, они используют малую авиации реально как удобный и быстрый способ передвижения ,а на Аляске это просто слетать за хлебом.

Еще очень интересный момент, в России реально просто так могут отобрать лицензию без причины, а в США это сделают только в двух случаях:

- 1)если ты создал реально опасную ситуацию,что могло привести к катастрофе и доказали , что именно из-за тебя это произошло;
- 2) если вы управляли воздушным судном в нетрезвом состоянии и нарушили данное правило повторно.

Вся малая авиация состоит из старых як-52 и як-18т.Это связано с тем , что в пик развитие малой авиации в мире , в тогда ещё СССР режим не предполагал наличие у простого гражданина своего самолёта , поэтому все силы бросали на разработку военных , грузовых и линейных самолётов , затем 90-е года где в целом было чудом не что-то создать ,а попытаться сохранить что-нибудь с того периода. А сейчас некоторые энтузиасты и авиационные фанатики пытаются создать самолеты для малой авиации(одни из таких ребята из aganair).

Что касаето соединённых штатов , самолёты есть на любой вкус, цвет , вместимость, мощность, задачность, маневренность. 85% всего рынка малой авиации это США, существуют десятки компаний которые ежегодно пытаются конкурировать между собой и бороться за внимание потребителей. Компании вкладывают большие деньги в разработку новых типов самолётов и нередко фирмы становятся банкротами. Нам представляется ,что из-за такого большого количества разной техники, появилось новое направление в авиации *fairly pilot*(пилот занимающийся перегоном самолётов).

В заключении хочется услышать объяснение компетентных органов в авиации почему без причин закрывают авиационные учебные центры в России , без объяснения причин отбирают лицензии у пилотов , почему до сих пор не решён вопрос с валидацией российских лицензий и за ту головную боль которую доставляет Росавиация ежедневно тысячам авиаторам.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Видеоисточники из платформ «YouTube»

<https://www.youtube.com/channel/UCYK9RjFJMMUu3bBCSn1tdrQ>

https://www.youtube.com/channel/UCqoJOOPTn1LLr1dP4PM_zGQ

<https://www.youtube.com/channel/UCLOrSWE4nGtcMxGi8vvhk6KQ>

2. United States Department of Transportation [Электронный ресурс]/

Режим доступа: <https://www.faa.gov/>

3. European Union Aviation Safety Agency, [Электронный ресурс]/

Режим доступа: <https://www.easa.europa.eu/>

4. Федеральное агентство воздушного транспорта, [Электронный ресурс]/ Режим доступа: <https://favt.gov.ru/>

5. Александр Шнайдер Энциклопедия пилота . - Осоавиахим, 2011. - 477 с.

PROBLEMS OF SMALL AIRCRAFT IN RUSSIA

Maxim Kiselev, 1st year student

Moscow Aviation Institute (National Research University), 125993, Volokolamsk Highway, 4, Moscow, Russia

Kiselev M. e-mail maksimkiselev3073@gmail.com

Correspondence address: Moscow Aviation Institute (National Research University), Building 5, 4, Volokolamsk Highway, 125993, Moscow, Russia

Abstract: The article covers many topics, ranging from obtaining a private pilot's certificate in Russia, to the small aircraft market in the United States. And it is the question that stands in the title of the article that you want to ask at the end of the people who regulate all aviation issues in our country .

Keywords: small aircraft, license, validation.

СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

УДК 539.3

ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РЕБЕРНОЙ СТРУКТУРЫ НА НАПРЯЖЕННО СОСТОЯНИЕ КОМПОЗИТНОЙ СЕТЧАТОЙ ОБОЛОЧКИ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ

Ковальчук Лидия Максимовна, студент;

Бурнышева Татьяна Витальевна, профессор

Новосибирский государственный технический университет,

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

Ковальчук Л.М., e-mail lol.petrushka@mail.ru,

Бурнышева Т.В., e-mail tburn@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Бурнышева Татьяна Витальевна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

Решается задача оптимального проектирования сетчатой оболочечной конструкции регулярной структуры без обшивки с заданной массой. В качестве подхода к решению задачи предлагается использовать методологию вычислительного эксперимента, которая включает в себя, математическое моделирование, численный расчет напряженно-деформированного состояния оболочки и проведение вычислительного эксперимента. Дискретная модель конструкции и расчет напряженного состояния реализованы в программном комплексе Ansys Mechanical APDL. Проведен вычислительный эксперимент, в котором факторами выступали: число спиральных ребер N и толщина реберной структуры δ . Рассматривалось осевое сжатие оболочки типа «полет» и «не полет». Построены поля распределений максимальных продольных напряжений в ребрах с учетом их классификации.

Ключевые слова

Сетчатая оболочка, ANSYS Mechanical APDL, напряженно-деформированное состояние, метод конечных элементов, прочность конструкции, вычислительный эксперимент, дискретное моделирование.

1. Введение

Использование сетчатых композиционных оболочек регулярной структуры в качестве силовых конструкций в космической и авиационной отрасли обусловлено сочетанием высоких прочностных характеристик этих изделий и небольшой массы [1].

На начальном этапе проектирования оболочки данного класса возникает задача рационального подбора реберной структуры, при этом ограничениями могут выступать масса конструкции, ее прочностные характеристики,

особенности технологического процесса и оборудования для вымотки оболочки.

Решение поставленной задачи можно получить путем варьирования параметров сетчатой структуры оболочки с одновременной оценкой для каждого варианта напряженно-деформированного состояния [2].

2. Постановка задачи

Рассматривается цилиндрическая сетчатая композиционная оболочка без обшивки с регулярной реберной структурой, которая представляет собой сетку, образованную пересечением спиральных и кольцевых ребер. Оболочка подкреплена верхним и нижним шпангоутами. К верхней кромке конструкции приложена сжимающая осевая сила F , нижний шпангоут фиксировался заделкой. Конструкция изготовлена из композиционного материала с характеристиками: $E_1=6440\text{МПа}$; $E_2=6470\text{МПа}$; $G=3800\text{МПа}$; $\mu_1=\mu_2=0,21$ [3].

Необходимо подобрать частоту реберной структуры, изменяя только толщины ребер и сохраняя наперед заданную массу конструкции. Для каждого случая необходимо рассчитать и оценить напряженно-деформированное состояние (НДС) оболочки, так как конструкция должна при заданных нагрузках исполнять роль силового элемента не теряя свои прочностные свойства. Подходом к решению задачи будет служить проведение вычислительного эксперимента по изменению структуры сетчатой оболочки на ее дискретной модели в программном комплексе Ansys Mechanical APDL [4].

На этапе планирования вычислительного эксперимента проведен расчет геометрических параметров реберной структуры оболочки (табл. 1). За эталонную модель была принята конструкция с 80 парами спиральных ребер.

Таблица 1

Параметры реберной структуры сетчатых оболочек

Типы ребер		Модель				
		1	2	3	4	5
Спиральные	Количество (шт)	80	120	160	240	320
	Высота (м)	0.03				
	Длина (м)	0.211	0.141	0.11	0.0704	0.053
	Толщина (м)	0.005	0.0044	0.0025	0.0017	0.0013
Кольцевые	Количество (шт)	6	9	11	16	21
	Высота (м)	0.03				
	Длина (м)	0.3142	0.21	0.157	0.104	0.3142
	Толщина (м)	0.015	0.0086	0.0067	0.0043	0.0032
Шпангоут	Длина (м)	0.3142	0.21	0.157	0.104	0.079
	Высота (м)	0.04				

	Толщина (м)	0.04
--	-------------	------

3. Построение дискретной модели и результаты расчета НДС оболочки в Ansys Mechanical APDL

Построение модели и численный расчет проводился в программном комплексе Ansys Mechanical APDL через сформированный макрос. Задавалась параметрическая модель оболочки с входными параметрами: высотой H , радиусом R , числом кольцевых ребер с учетом шпангоутов m , числом спиральных ребер N . Для моделирования ребер использовался конечный элемент BEAM4 [4], к каждому семейству ребер присваивался свой набор характеристик, виды поперечного сечения, константы. На рис.1 представлены модели с разной реберной структурой.

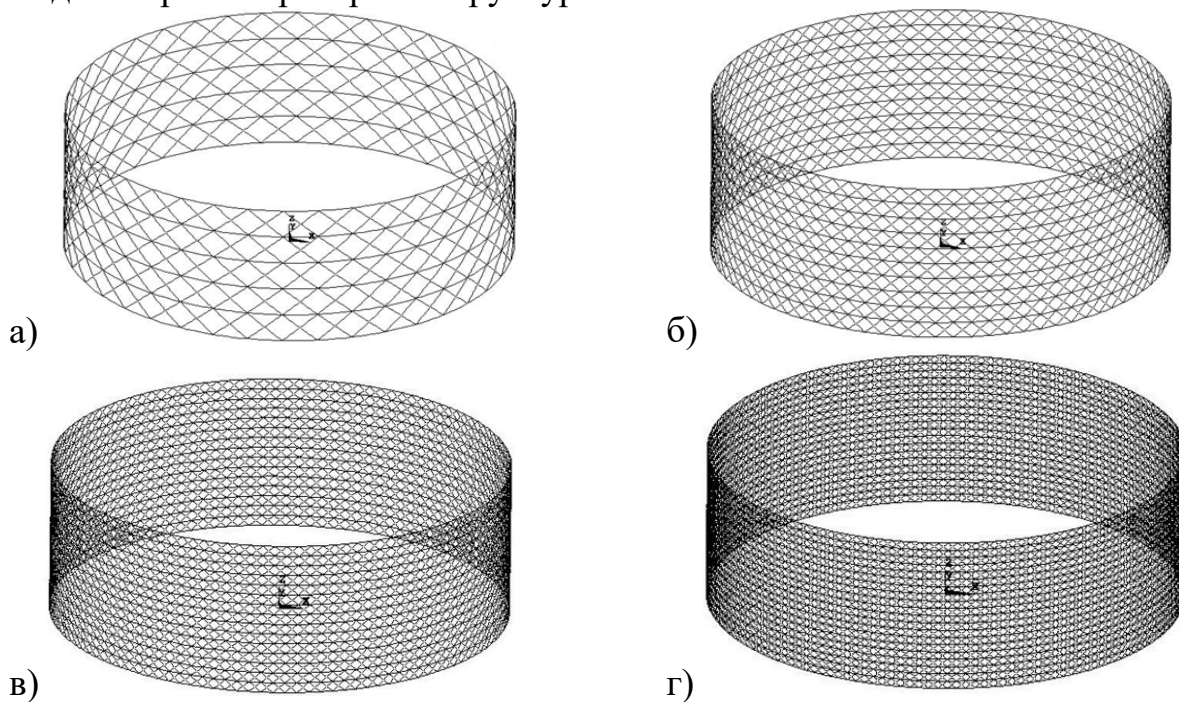


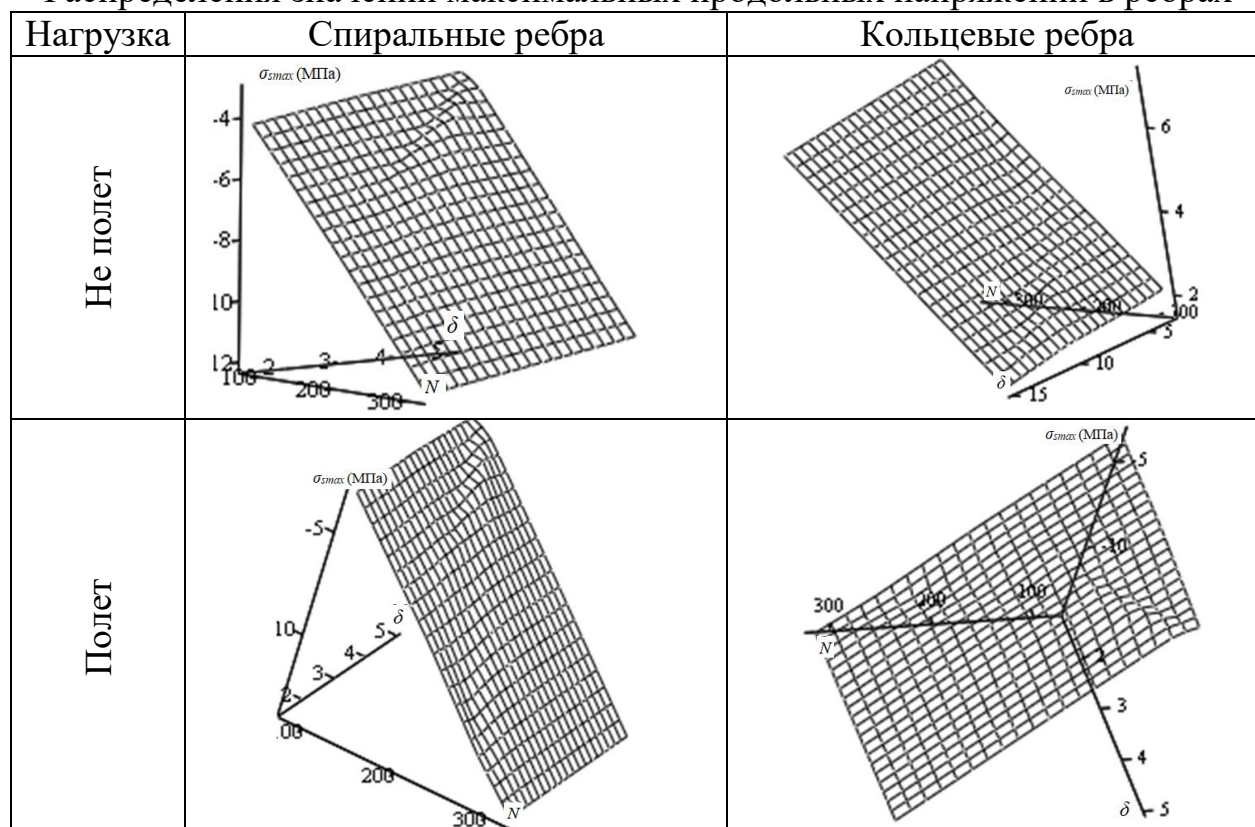
Рис 1. Модели с разным числом спиральных ребер структуры: а – 80 шт.; б – 160 шт.; в – 240 шт., г – 320 шт.

Рассматривалось два варианта осевой нагрузки F : режим «полет» включал осевую сжимающую силу с моментом, распределенную по верхней кромке модели; режим «не полет» - сжимающую осевую силу, равномерно распределенную по узлам верхнего шпангоута.

Для семейств ребер построены поля распределений значений максимальных сжимающих и растягивающих продольных напряжений σ_s в зависимости от числа спиральных ребер N и толщины ребер δ в мм (табл. 2).

Таблица 2

Распределения значений максимальных продольных напряжений в ребрах



4. Вывод

1. Разработан алгоритм расчета параметров реберной структуры с неизменной массой оболочки $M=543.883$ кг и объем $V=0.272$ м³. Алгоритм реализован в математической среде Mathcad14.

2. В ANSYS Mechanical APDL построена дискретная параметрическая модель сетчатой оболочки регулярной структуры без обшивки с двумя типами нагружения: «полет» и «не полет». Варьируемые параметры: N – число пар спиральных ребер от 80-320 шт.; δ – толщина реберной структуры (5 – 1,3 мм спиральные ребра и 15 – 3,2 мм кольцевые ребра).

3. Рассчитано НДС пяти конструкций с разной плотностью реберной структуры, построены поля распределений максимальных сжимающих напряжений спиральных ребер и максимальных растягивающих напряжений кольцевых ребрах от числа пар спиральных ребер и толщины реберной структуры при двух типах нагружения.

Определено, что увеличение числа парных спиральных ребер в 4 раза приводит к уменьшению значений максимальных сжимающих напряжений в спиральных ребрах в 3.8 раза и увеличению максимальных растягивающих напряжений в кольцевых ребрах в 4.5 раза при режиме «не полет». С ростом плотности структуры ребер в режиме «полет» максимальные сжимающие напряжения в спиральных ребрах падают в 4.3 раза, а максимальные растягивающие напряжения в кольцевых ребрах увеличиваются в 3.3 раза.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Анизогридные композитные сетчатые конструкции – разработка и приложение в космической технике / В.В. Васильев [и др.] // Композиты и наноструктуры. – 2009. – №3. –С. 38-50.
2. Бурнышева Т.В. Разработка и применение методологии вычислительного эксперимента при расчете и диагностике анизогридных конструкций космических летательных аппаратов: Дисс. ... доктора технических наук: 05.07.03. – Новосибирский государственный технический университет, Новокузнецк, 2016. 451 с.
3. Интерпретация данных натуральных испытаний оболочечной композитной конструкции при статическом осевом сжатии / В.О. Каледин, А. Ф. Разин, Т.В. Бурнышева, О. А. Штейнбрехер / Заводская лаборатория. Диагностика материалов – 2015. –Т. 81.– № 3. – С. 53-58.
4. Работа в САЕ-пакете ANSYS MECHANICAL: конструкционный анализ методом конечных элементов: метод. указания / сост.: А.О. Шкловец, В.С. Мелентьев. – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 76 с.

INFLUENCE OF THE PARAMETERS OF THE RIB STRUCTURE ON THE STRESS STATE OF THE COMPOSITE MESH SHELL UNDER STATIC LOADING

Kovalchuk Lydia Maksimovna, student e-mail lol.petrushka@mail.ru

Burnysheva Tatyana Vitalievna, D.Sc. (Engineering) tburn@mail.ru

Novosibirsk state technical university

630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave. 20

Abstract

The problem of optimal design of a mesh shell of a regular structure without sheathing is solved. The weight of the structure is set . It is proposed to use the methodology of a numerical experiment. It consists of mathematical modeling, numerical calculation of the stress state of the structure, and numerical experiment. The discrete shell model and the stress state calculation are made in the Ansys Mechanical APDL software package. A numerical experiment was performed. The factors were: the number of spiral ribs and the thickness of the rib structure. Two types of axial compression of the shell were considered. The fields of maximum longitudinal stresses in the edges depending on the factors are constructed.

Keywords

Mesh shell, ANSYS Mechanical APDL, stress-strain state, finite element method, structural strength, numerical experiment, discrete modeling.

О ПЕРЕТОКЕ ПАРЦИАЛЬНЫХ ЭНЕРГИЙ МЕЖДУ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ В ЭФФЕКТЕ ДЖАНИБЕКОВА

*Кравцов Сергей Русланович, магистрант;
Родионов Андрей Иванович, к.ф-м.н., доцент,*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)892-42-75

Кравцов С.Р., email: kravczov.2015@stud.nstu.ru

Родионов А.И., email: rodionov@corp.nstu.ru

*Адрес для корреспонденции: Кравцов Сергей Русланович, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел (923)730-24-62*

Аннотация

В работах [1,2] было дано теоретическое обоснование явления, обнаруженного космонавтом Владимиром Александровичем Джанибековым в 1985 году на КОС “Салют-7” (эффект Джанибекова). В работе [2] с использованием расчётов в кватернионах были построены зависимости угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$. В данной работе построены зависимости парциальных энергий в зависимости от времени, показывающие перетоки энергии между степенями свободы.

Ключевые слова

Углы Эйлера; динамические уравнения Эйлера; парциальные угловые скорости; парциальные энергии; кватернионы.

1. Введение

В предыдущей работе [2] ЭД был объяснён на основе “теоремы промежуточной оси – теоремы теннисной ракетки”, решались динамические уравнения Эйлера при свободном вращении твёрдого тела в главных осях инерции [2], в предположении, что $I_1 > I_2 > I_3$, где I_1, I_2, I_3 – главные моменты инерции в данной точке:

$$\begin{aligned} I_1 \dot{\omega}_1 &= (I_2 - I_3) \omega_2 \omega_3 \\ I_2 \dot{\omega}_2 &= (I_3 - I_1) \omega_3 \omega_1 \\ I_3 \dot{\omega}_3 &= (I_1 - I_2) \omega_1 \omega_2 \end{aligned} \quad (1)$$

Качественный анализ результатов работы [2] показал, что возрастание ω_1 приводит к тому, что вращение вокруг оси u становится неустойчивым и порождает “кувырок” гайки Джанибекова.

2. Теория

Впервые метод определения однозначной ориентации твёрдого тела в трёхмерном пространстве был представлен Леонардом Эйлером [1]. Это было осуществлено с помощью углов прецессии - ψ , нутации - θ и собственного вращения - φ . Однако существует два значения угла нутации $\theta_1 = 0$ и $\theta_2 = \pi$, при которых происходит вырождение кинематических уравнений Эйлера.

Допустим, что угол нутации принял одно из этих значений – тогда углы ψ и φ описывают поворот вокруг одной и той же оси и принципиально неразличимы друг от друга. В этом случае в кинематических уравнениях Эйлера мы получаем ноль в знаменателе (машинные нули). И поэтому в чистом виде метод Эйлера для численного решения задачи не подходит.

В 1748 году Леонард Эйлер ввёл в рассмотрение четыре параметра, которые не вырождаются. Французский математик Родриг в своих исследованиях параметризовал общий поворот с помощью четырёх чисел. А в работах Уильяма Гамильтона в 1843 году они получили окончательное теоретическое обоснование. Это были кватернионы. Напомним, что такое кватернионы.

Кватернионом называют число вида [3,4]

$$\Lambda = \lambda_0 + \lambda_1 i + \lambda_2 j + \lambda_3 k, \quad (2)$$

где $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ – произвольные действительные числа, называемые компонентами кватерниона, а i, j, k – мнимые единицы вдоль соответствующих осей, выполняющих функцию единичных векторов $\vec{i}, \vec{j}, \vec{k}$, образующих в трёхмерном пространстве правую ортогональную тройку и обладающих следующим свойством:

$$i^2 = j^2 = k^2 = i \cdot j \cdot k = -1.$$

Также кватернион можно представить в матричной форме в виде упорядоченной четвёрки действительных чисел:

$$\Lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]. \quad (3)$$

На которые наложим дополнительное условие:

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1. \quad (4)$$

В результате получим параметры Родрига-Гамильтона [3,4]. Дополнительное условие описывает свойство нормированного кватерниона, который характеризуется единичным вектором \vec{e} с компонентами и аргументом (углом поворота)

$$e_1 = \frac{\lambda_1}{|\vec{\lambda}|}; e_2 = \frac{\lambda_2}{|\vec{\lambda}|}; e_3 = \frac{\lambda_3}{|\vec{\lambda}|}; |\vec{\lambda}| = \sqrt{\lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2}; \varphi = \arg(\lambda_0 + i \cdot |\vec{\lambda}|).$$

Таким образом, кватернион представляет из себя вектор $\vec{\lambda} = [\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]$, задающий ось, вокруг которой мы поворачиваем систему координат по часовой стрелке на угол φ .

Вернёмся к эффекту Джанибекова. Рассмотрим движение симметричной гайки Джанибекова вдоль оси x . Тогда $I_y > I_x > I_z$. В результате получим систему дифференциальных уравнений, описывающую кувырок гайки в трёхмерном пространстве [2]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\lambda}_0 = -\frac{1}{2}(\lambda_1\omega_x + \lambda_2\omega_y + \lambda_3\omega_z) \\ \dot{\lambda}_1 = \frac{1}{2}(\lambda_0\omega_x + \lambda_3\omega_y - \lambda_2\omega_z) \\ \dot{\lambda}_2 = -\frac{1}{2}(\lambda_3\omega_x - \lambda_0\omega_y - \lambda_1\omega_z) \\ \dot{\lambda}_3 = \frac{1}{2}(\lambda_2\omega_x - \lambda_1\omega_y + \lambda_0\omega_z) \\ \dot{\omega}_x = (i_y - i_z)\omega_y\omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{(i_z-1)}{i_y}\omega_x\omega_z \\ \dot{\omega}_z = \frac{(1-i_y)}{i_z}\omega_x\omega_y \end{array} \right. \quad (5)$$

Численно интегрируем полученную систему (5) в Mathcad с начальными условиями: $\lambda_0(0) = 1$, $\lambda_1(0) = \lambda_2(0) = \lambda_3(0) = 0$, $\omega_x(0) = \omega_0$ (ω_0 - угловая скорость гайки после схода с резьбы принимаем равной 1 рад/с), $\omega_y(0) = \Delta\omega_y$ ($\Delta\omega_y$ - начальное возмущение угловой скорости принимаем равным $1 \cdot 10^{-10}$), $\omega_z(0) = 0$. Зависимость угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ (рад/с) от времени t (с) представлена на рисунке 3.

Применим теорему об изменении кинетических энергий парциальных движений [5]. Домножим уравнения (1) каждое на соответствующие ω_j . В результате получим (6).

$$\begin{array}{l} I_x \dot{\omega}_x \cdot \omega_x = (I_y - I_z)\omega_y\omega_z \cdot \omega_x \\ I_y \dot{\omega}_y \cdot \omega_y = (I_z - I_x)\omega_z\omega_x \cdot \omega_y \\ I_z \dot{\omega}_z \cdot \omega_z = (I_x - I_y)\omega_x\omega_y \cdot \omega_z \end{array} \quad (6)$$

Проинтегрируем (6) по времени и получим выражения для парциальных энергий.

$$\begin{array}{l} T_1 = \int_0^t (i_y - i_z)\omega_x\omega_y\omega_z dt \\ T_2 = \int_0^t (i_z - 1)\omega_x\omega_y\omega_z dt \\ T_3 = \int_0^t (1 - i_y)\omega_x\omega_y\omega_z dt \end{array} \quad (7)$$

где $i_y = \frac{I_y}{I_x}$, $i_z = \frac{I_z}{I_x}$.

Выражения (7) проинтегрируем в Mathcad. В результате получим зависимости парциальных энергий от времени (рис. 2,3,4). Таким образом наблюдаем переток энергии между степенями свободы в процессе движения.

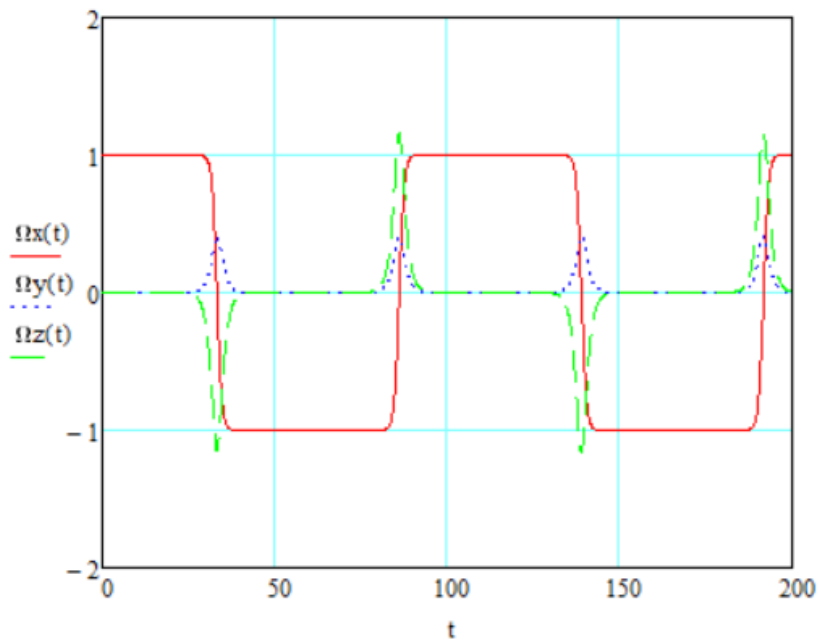


Рис. 1. Графики угловых скоростей

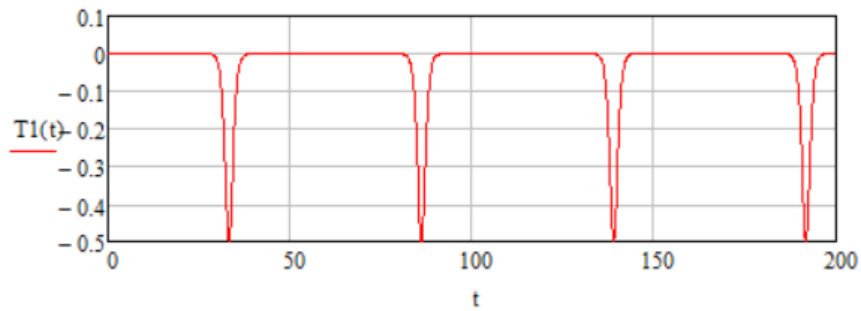


Рис. 2. Парциальная энергия по координате x

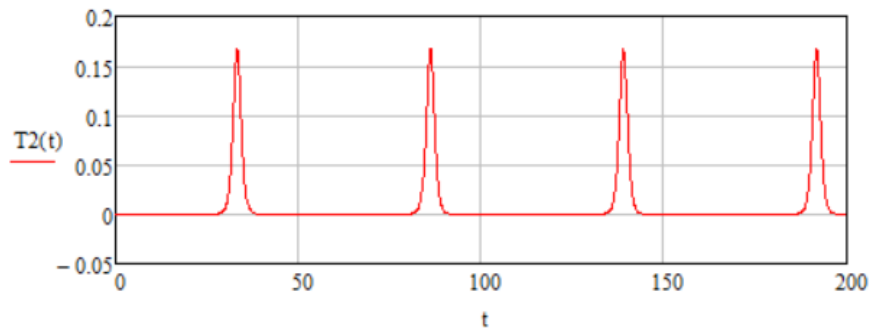


Рис. 3. Парциальная энергия по координате y

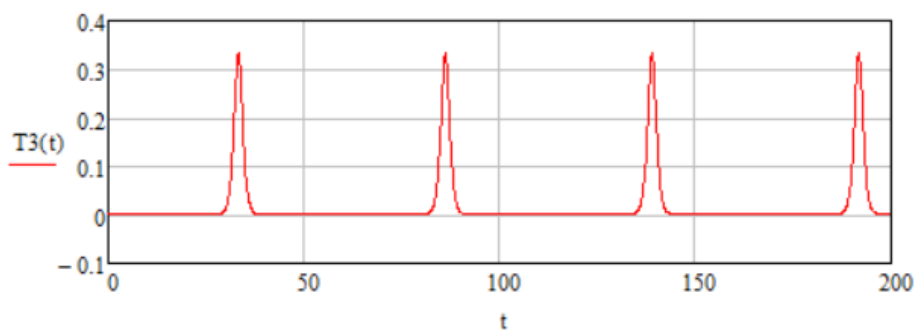


Рис. 4. Парциальная энергия по координате z

3. Выводы

Анализ рисунка 1-4 показывает что:

1. угловая скорость ω_x меняет свой знак скачкообразно, что соответствует “кувырку” гайки в невесомости. Именно это и наблюдал В.А. Джанибеков;
2. парциальная энергия по оси x в момент кувырка резко падает вниз;
3. парциальные энергии по осям y, z возрастают и таким образом происходит перекачка энергии между парциальными подсистемами.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кравцов С.Р., Полетаев П.А., Родионов А.И. К динамике эффекта Джанибекова / С.Р. Кравцов, П.А. Полетаев, А.И. Родионов // Наука Промышленность Оборона: труды XVIII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – Том 1: - 166 с.
2. Кравцов С.Р. Обоснование эффекта Джанибекова прямым интегрированием уравнений движения в кватернионах / С.Р. Кравцов // Наука Промышленность Оборона: труды XIX Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – Том 1: - 156 с.
3. Гордеев В.Н., Кватернионы и бикватернионы с приложениями в геометрии и механике / В.Н. Гордеев. – Киев: Издательство “Сталь”, 2016. – 316 с.
4. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твёрдого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 512 с.
5. Кравцов С.Р., Родионов А.И. Применение теоремы об изменении кинетических энергий парциальных движений в динамике механических, электрических и электромеханических систем с несколькими степенями свободы / С.Р. Кравцов, А.И. Родионов // Наука Промышленность Оборона: труды XX Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019. – Том 1: - 216 с.

FLOW OF PARTIAL ENERGIES BETWEEN DEGREES OF FREEDOM IN JANIBEKOV EFFECT

Kravtsov Sergey Ruslanovich, student;

Rodionov Andrey Ivanovich, Ph.D. (Phys. & Math.) Ass. Professor,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
Avenue, 20, tel. (913)892-42-75

Kravtsov S.R., email: kravczov.2015@stud.nstu.ru

Rodionov A.I., email: rodionov@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Kravtsov Sergey Ruslanovich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Avenue, 20, tel. (923)730-24-62

Abstract

Within the previous scientific works [1,2] the puzzle found by the astronaut Vladimir Dzhanibekov in 1985 onboard “Salute-7” has been considered. In [2], using calculations in quaternions, the dependencies of angular velocities $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ were built. In present work, the dependencies of partial energies are constructed depending on time, showing the flows of energy between degrees of freedom.

Keywords

Euler's corners; Euler dynamic equations; partial angular velocities; partial energies; quaternions.

УДК 531.01

ОБ ОДНОЙ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ДАЛАМБЕРОВОЙ СИЛЫ ИНЕРЦИИ И ДУАЛЬНОМ ПРЕДСТАВЛЕНИИ ДИНАМИКИ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ

*Кравцов Сергей Русланович, магистрант;
Родионов Андрей Иванович, к.ф.-м.н., доцент,*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)892-42-75

Кравцов С.Р., email: kravczov.2015@stud.nstu.ru

Родионов А.И., email: rodionov@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Кравцов Сергей Русланович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел (923)730-24-62

Аннотация

Давно известно, что механическое движение материального тела внутренне противоречиво. Оно дуально. Поэтому единая модель динамики механических систем должна учитывать эту дуальность. Согласно философским взглядам в каждый момент времени движения нет - это состояние «замри мгновенье», и оно есть - это состояние «мгновенное движение». Модель динамики систем как дуальная может быть представлена как единство, описанное на основе теорем «О движении центра масс» и «Об изменении Кинетического момента» и Принципа Кинетостатики при условии правильного понимания - интерпретации Даламберовых сил инерции. В ней Даламберова сила инерции материальной точки интерпретируется в рамках аксиом и теорем статики твёрдого тела как «уравновешивающая сила», приводящая материальную точку в состояние «замри мгновенье».

Ключевые слова

Общие теоремы динамики системы; Принцип Даламбера; Даламберовы силы инерции; материальная точка; масса как мера инертности тела при поступательном движении и скоростях меньше скорости света.

1. Введение

Ещё древние греки, например Зенон Элейский и другие заметили, что механическое движение материального тела внутренне противоречиво. Оно дуально! В каждый момент времени движущееся тело находится одновременно как в состоянии покоя, так и одновременно изменяет его. На данный момент единая интерпретация модели динамики механического движения в терминах современной теоретической механики как бы отсутствовала и одновременно как бы была формально. Нами предложен вариант интерпретации единой модели в виде диалектического единства как совокупности двух известных Принципов: Общих теорем динамики системы: «О движении центра масс и об изменении Кинетического момента» и Принципа Кинестатики. В представленной нами трактовке Даламберовых сил инерции получилась единая модель динамики механической системы. Она дуальна и полна. Полнота математического описания динамики механического движения в этой модели обеспечивается приведением указанных расчетных моделей – Принципов к одному и тому же моменту времени, в котором движение есть, и его нет. Примером дуальной ситуации в описании процесса движения, например, в квантовой механике является так называемый корпускулярно-волновой дуализм.

2. Теория

Для построения дуальной модели рассмотрим предлагаемую нами трактовку Даламберовых сил инерции.

Запишем систему уравнений Ньютона-Эйлера во 2-й классификации системы сил:

$$\begin{cases} m_i \vec{a}_i = \vec{F}_i^R = \vec{F}_i^F + \vec{F}_i^R, \\ i = 1, 2, \dots, N. \end{cases} \quad (1)$$

Проанализируем уравнение движения i точки:

$$m_i \vec{a}_i = \vec{F}_i^F + \vec{F}_i^R \quad (2)$$

Для того чтобы i -й точке войти в состояние типа «замри мгновение» и описать его, необходимо «обнулить» и левую, и правую части этого уравнения, превратив ситуацию в «мгновенную статику». Для этого систему сил $\vec{F}_i^F + \vec{F}_i^R \neq 0$ нужно сделать эквивалентной нулю. Добавим к результирующей силе системы сил в правой части уравнения (2) и, аналогично, к левой части этого уравнения, некую **уравновешивающую силу** $\vec{\Phi}_i$, «замораживающую» движение. Напомним, что согласно канонам классической статики твёрдого тела **уравновешивающей силой** рассматриваемой системы сил называется сила, добавление которой к заданной системе сил образует новую систему, эквивалентную нулю.

Программа предложенного становится возможной при условии, что $\vec{\Phi}_i = -m_i \vec{a}_i$. Именно такое определение силы инерции представлено этой формулой без интерпретации во всех сборниках рекомендуемых терминов на русском, английском, французском, польском и испанском языках. Эту неньютонову силу, порождающую механическую ситуацию типа «замри мгновение» сегодня называют даламберовой силой инерции. Почему так? Да потому, она определяется массой точки – мерой её инертности и ускорением. Объясним это.

В каком смысле масса есть мера инертности?

По Фридриху Энгельсу с 30 мая 1873 года предметом естествознания, а значит, физики и механики, является Материя, её движения. Вне изучения движений она не познаваема. Познание различных форм движений и есть познание материальных тел в естественных науках.

Действительно, согласно физическим основам механики движение любого объекта делим на его внутренние и внешние по отношению к объекту движения. Внутренние движения по Энгельсу определяют объект как таковой, а внешние определяют его состояние движения в пространстве. К внешним движениям объекта как целого относятся только его поступательное и вращательные движения и, в определенной степени, его деформация [1].

Согласно физическим основам механики современной интерпретации поступательному движению любого объекта природы и техники вне зависимости от его размеров, физического и химического состояния ставится в соответствие модель, называемая материальной точкой. Ее положение в пространстве задается радиус-вектором, а механические свойства характеризуются скалярной мерой – физической величиной, называемой массой (m) [1].

Это утверждение иллюстрируется рисунком 1 из [1] и известными из физики формулами:

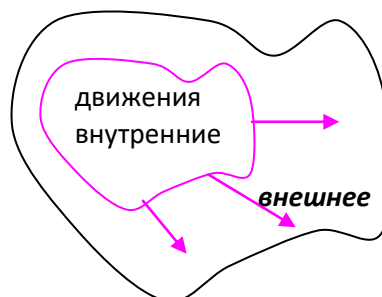


Рис. 1

$$E^2 = m_0^2 c^4 + p^2 c^2 \quad (3)$$

$$E \approx m_0 c^2 + T + \Pi + Q + \dots \quad (4)$$

Здесь c – скорость света; E – энергия как единая феноменологическая скалярная мера всех физических движений, в которых участвует объект, аддитивная относительно вкладов этих движений; T – его кинетическая и Π – потенциальная энергии; Q – количество теплоты; \vec{p} – его количество движения

(импульс) как векторная динамическая мера поступательного механического движения и одновременно его **мера инертности**.

Почему? Потому что разные объекты из вещества одинаково сложно разогнать до одного и того же импульса \vec{p} и одинаково сложно и остановить. Для этого этим объектам нужно передать одинаковый импульс силы. Таким образом, именно \vec{p} и является мерой инертности тела при его поступательном движении. Это мы наблюдаем и у фотона в безмассовой теории, имеющей импульс, который и определяет его инерцию. Действительно при больших скоростях движения соизмеримых со скоростью света объектов с массой m импульс \vec{p} переопределяется в физике так:

$$\vec{p} = \frac{m_0 \vec{V}}{\sqrt{1-V^2/c^2}} \quad (5)$$

Однако при $V \ll c$ количество движения равно $\vec{p} \approx m_0 \vec{V}$. В этом классическом приближении массу можно считать мерой инертности объекта при его поступательном движении. В действительности же масса есть единая феноменологическая, скалярная динамическая мера всех внутренних движений вещественного объекта, определяющих объект как таковой в их отношении к внешнему поступательному механическому движению.

В такой трактовке Даламберову силу инерции $\vec{\Phi}_i$ материальной точки в рамках Дуальной Модели Динамики Системы можно интерпретировать как уравновешивающую силу всех сил, действующих на точку системы. Что представляется вполне разумным.

Введя для i -й точки даламберову силу инерции $\vec{\Phi}_i = -m_i \vec{a}_i$ как ньютонову уравновешивающую силу, не удовлетворяющую третьему закону Ньютона, в результате получим

$$\vec{F}_i^F + \vec{F}_i^R + \vec{\Phi}_i = 0 \quad (6)$$

– уравнение равновесия точки.

Рассмотрим систему материальных точек постоянного состава. Тогда для этой системы будем иметь:

$$\begin{cases} \vec{F}_i^F + \vec{F}_i^R + \vec{\Phi}_i = 0, \sim 0 \\ i = 1, 2, \dots, N. \end{cases} \quad (7)$$

А так как

$$\{\vec{F}_i^F, \vec{F}_i^R, \vec{\Phi}_i\} \sim 0 \rightarrow \text{то} \begin{cases} \vec{F}_R(\vec{F}_i^F, \vec{F}_i^R, \vec{\Phi}_i) = 0, \\ \vec{M}_{OR}(\vec{F}_i^F, \vec{F}_i^R, \vec{\Phi}_i) = 0. \end{cases} \quad (8)$$

На основании Принципа независимости действия сил получим:

$$\begin{aligned} \vec{F}_R(\vec{F}_i^F, \vec{F}_i^R, \vec{\Phi}_i) \sim 0 &\rightarrow \vec{F}_R^F(\vec{F}_i^F) + \vec{F}_R^R(\vec{F}_i^R) + \vec{F}_R^\Phi(\vec{\Phi}_i) = 0, \\ \vec{M}_{OR}(\vec{F}_i^F, \vec{F}_i^R, \vec{\Phi}_i) \sim 0 &\rightarrow \vec{M}_{OR}(\vec{F}_i^a) + \vec{M}_{OR}(\vec{R}_i) + \vec{M}_{OR}(\vec{\Phi}_i) = 0. \end{aligned}$$

Таким образом, система уравнений кинетостатического равновесия механической системы примет вид:

$$\begin{cases} \vec{F}_R^F(\vec{F}_i^F) + \vec{F}_R^R(\vec{F}_i^R) + \vec{F}_R^\Phi(\vec{\Phi}_i) = 0, \\ \vec{M}_{OR}(\vec{F}_i^a) + \vec{M}_{OR}(\vec{R}_i) + \vec{M}_{OR}(\vec{\Phi}_i) = 0. \end{cases} \quad (9)$$

Покажем эквивалентность по конечному результату Принципа Кинетостатики теоремам о Движении центра масс и об изменении Кинетического Моментa.

Запишем эти теоремы

$$M_c \vec{a}_c = \vec{F}_R^e = \vec{F}_R(\vec{F}_i^e) + \vec{F}_R(\vec{R}_i^e) = \vec{F}_R + \vec{R}_R, \quad \frac{d}{dt} \vec{L}_0 = \vec{M}_{OR}^e = \vec{M}_{OR}^F + \vec{M}_{OR}^R.$$

Представим теоремы в виде:

$$\begin{cases} \vec{F}_R + \vec{R}_R - M_c \vec{a}_c = 0, \\ \vec{M}_{OR}^F + \vec{M}_{OR}^R - \frac{d}{dt} \vec{L}_0 = 0. \end{cases}$$

А так как главный вектор и главный момент сил инерции для механической системы имеют вид

$$\vec{\Phi}_R = -M_c \vec{a}_c \quad (10)$$

$$\vec{M}_{OR}^\Phi = -\frac{d}{dt} \vec{L}_0 \quad (11)$$

то теоремы становятся Принципом Кинетостатики

$$\begin{cases} \vec{F}_R + \vec{R}_R + \vec{\Phi}_R = 0, \\ \vec{M}_{OR}^F + \vec{M}_{OR}^R + \vec{M}_{OR}^\Phi = 0, \end{cases}$$

что и требовалось показать.

3. Выводы

Представленная нами трактовка Динамики механических систем, на основе предложенной нами интерпретации Даламберовых сил инерции, Принципов Даламбера и кинетостатики в совокупности с классическими теоремами «О движении центра масс и об изменении Кинетического момента», дуальна и полна.

Это позволяет в курсах теоретической механики уйти от формального изложения Принципа Даламбера в наших учебниках часто не удовлетворяющих вдумчивых студентов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Родионов А.И. Теоретическая механика: конспект лекций с приложениями. Ч.3. Динамика / А.И. Родионов, В.Ф. Ким. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2010.- 240с.
Курс теоретической механики: учебник для вузов / В.И. Дронг, В.В Дубинин, М.М. Ильин и др.; Под общ. ред. К.С. Колесникова. – М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2000. – 736 с.
Nolting W. Theoretical Physics vol.2: Analytical Mechanics // Springer International Publishing Switzerland. – 2016. – 358 p. – DOI: 10.1007/978-3-319-40129-4.

REVISED INTERPRETATION OF THE DALAMBER FORCE OF INERTIA AND DUAL REPRESENTATION OF MECHANICAL SYSTEM DYNAMICS

Kravtsov Sergey Ruslanovich, student;

Rodionov Andrey Ivanovich, Ph.D. (Phys. & Math.) Ass. Professor,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
Avenue, 20, tel. (913)892-42-75

Kravtsov S.R., email: kravczov.2015@stud.nstu.ru

Rodionov A.I., email: rodionov@corp.nstu.ru

Address for correspondence: **Kravtsov Sergey Ruslanovich**, Novosibirsk State
Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Avenue, 20, tel.
(923)730-24-62

Abstract

It has long been known that the mechanical movement of a material body is internally contradictory. It's dual. Therefore, a single model of the dynamics of mechanical systems should consider this duality. According to philosophical views, at every moment of time there is no movement - this is a state of "frozen moment," and it is - this is a state of "instant movement." The model of the dynamics of systems as a dual can be represented as unity, described based on the principles "On the motion of the center of mass" and "On the change of the Kinetic moment" and the Kinetostatics Principle, provided that the interpretation of the D'Alembert's forces of inertia is correct. In it, D'Alembert's force of inertia of a material point is interpreted within the context of axioms and theorems of solid static as a "balancing force" that brings the material point to the state of "frozen moment."

Keywords

Dynamic's Principles of the system; D'Alembert's principle; D'Alembert's forces of inertia; single mass particle; mass as a measure of inertia at translatory motion and speeds less than the speed of light

ПОЛУЧЕНИЕ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОМПОЗИТОВ НА ОСНОВЕ $Ti_3Al(Si)C_2$ МЕТОДОМ ИСКРОВОГО ПЛАЗМЕННОГО СПЕКАНИЯ ПРЕКЕРАМИЧЕСКИХ БУМАГ

Кроткевич Дмитрий Георгиевич, аспирант; Седанова Елизавета Павловна, аспирант; Кашкаров Егор Борисович, к.ф.-м.н., Лидер Андрей Маркович, д.т.н.

Национальный исследовательский Томский политехнический университет,
634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 30

Кроткевич Д.Г., email dgk7@tpu.ru

Адрес для корреспонденции: *Кроткевич Дмитрий Георгиевич*, Национальный исследовательский Томский политехнический университет, 634050, Россия, г. Томск, пр. Ленина, 43, тел. (913)804-66-42

Аннотация

Данная работа направлена на получение высокопрочных керамических композитов на основе МАХ-фазы $Ti_3Al(Si)C_2$ путем искрового плазменного спекания (ИПС) прекерамических бумаг с порошковым наполнителем. Было исследовано влияние температуры и давления спекания на фазовый состав и механические свойства керамических композитов. Показано, что наибольшее содержание МАХ-фазы $Ti_3Al(Si)C_2$ (84 %об.) и наивысшие значения прочности на изгиб (~900 МПа) достигаются при температуре спекания 1150 °С. Повышение температуры спекания до 1350°С приводит к частичному разложению МАХ-фазы и увеличению содержания вторичных фаз TiC и Al_2O_3 , что является причиной увеличения микротвердости композитов от ~9,7 ГПа до ~11,2 ГПа.

Ключевые слова

прекерамическая бумага, МАХ-фазы, искровое плазменное спекание, керамические композиты, механические свойства

1. Введение

МАХ-фазы являются природными наноламинатными структурами, которые можно представить общей формулой $M_{n+1}AX_n$, где n изменяется от 1 до 3, М – переходный металл, А – элемент группы А, X – углерод или азот [1]. Сочетая в себе особенности металлов и керамик, материалы на основе МАХ-фаз обладают высокими прочностными характеристиками, низкой плотностью, высокой температурной стабильностью, коррозионной стойкостью, при этом легко поддаются механической обработке [2]. Сочетание таких качеств делает данные материалы перспективными кандидатами для использования в аэрокосмической отрасли, а именно в качестве материалов, эксплуатируемых при высоких температурах и нагрузках [3]. Использование прекерамических бумаг [4] в качестве сырья для получения композитов открывает широкий спектр возможностей по управлению физико-химическими свойствами

композитов, путем вариации, как отдельных слоев бумаги, так и вариацией порошкового наполнителя. При этом конечные характеристики композитов будут задаваться не только архитектурой слоев и составом, но и параметрами спекания. Целью данной работы является оценка влияния параметров спекания на прочностные характеристики композитов на основе МАХ-фазы $Ti_3Al(Si)C_2$.

2. Материалы и методы

Образцы керамических композитов на основе $Ti_3Al(Si)C_2$ были получены методом ИПС на установке Advanced Technology SPS 10-4 из прекерамической бумаги с долей порошкового наполнителя 90 % (87 % $Ti_3Al_{0,75}Si_{0,25}C_2$, 3 % Al_2O_3). Спекание проводилось при температуре 1150, 1250 и 1350 °С и давлении 50 и 100 МПа. Кристаллическая структура и фазовый состав были проанализированы дифракционными методами на дифрактометре Shimadzu XRD 7000S ($CuK\alpha$ излучение). Твердость образцов была измерена методом Виккерса на твердомере Prüftechnik KB 30S. Пористость образцов была получена из отношения плотности измеренной методом гидростатического взвешивания и плотности, рассчитанной из фазового состава. Механические испытания на изгиб были проведены на разрывной машине GOTECH AI-7000M по методике, описанной в работе [5]. Поверхности разрушения были изучены с помощью сканирующей электронной микроскопии (СЭМ) на микроскопе TESCAN Vega3.

3. Результаты и обсуждения

Анализ объемного содержания фаз в полученных композитах показал, что температура спекания играет важную роль в конечном фазовом составе. Выявлено, что композиты представляют собой многофазную систему с основной фазой $Ti_3Al(Si)C_2$ и вторичными фазами TiC и Al_2O_3 . Наибольшее содержание фазы $Ti_3Al(Si)C_2$ (84 %), при содержании вторичных фаз TiC (9,2 %) и Al_2O_3 (6,3 %), отмечено для образцов, спеченных при температуре 1150 °С. При температуре спекания 1250 °С фазовый состав был следующим: $Ti_3Al(Si)C_2$ – 81,3 %, TiC – 11,2 %, Al_2O_3 – 7,5 %. Увеличение температуры спекания до 1350 °С приводит к более интенсивному разложению МАХ-фазы и увеличению содержания вторичных фаз TiC и Al_2O_3 вплоть до значений 23 % и 7,5 % соответственно.

Механические испытания композитов показали, что параметры спекания оказывают существенное влияние на прочностные характеристики получаемых композитов (Таблица 1). Как можно заметить, все полученные композиты обладают прочностью на изгиб около 900 МПа при значениях твердости ~10 ГПа и пористости порядка 1 %. Однако при температуре спекания 1350 °С и давлении 50 МПа ввиду повышенной пористости предел прочности на изгиб составил ~650 МПа, также ввиду большего содержания фаз TiC и Al_2O_3 композит обладает твердостью ~11,2 ГПа. На рисунке 1 представлены типичные СЭМ изображения поверхности разрушения для образцов, полученных при 1150 °С и давлении 50 и 100 МПа. На обоих изображениях четко видна слоистая структура МАХ-фазы $Ti_3Al(Si)C_2$, которая позволяет реализовывать такие уникальные для слоистых материалов механизмы

разрушения как расслоение и вытягивание слоев. Наличие таких механизмов способствует поглощению энергии при нагрузке, что в совокупности с присутствием вторичных фаз TiC и Al_2O_3 обеспечивает высокую прочность композитов.

Таблица 1

Механические свойства композитов на основе $Ti_3Al(Si)C_2$ [6]

Параметры спекания	Прочность на изгиб, МПа	Твердость, ГПа	Пористость, %
1150°C, 50 МПа	980±60	10,2±0,7	<1
1150°C, 100 МПа	920±70	9,7±0,4	<1
1250°C, 50 МПа	930±40	10,0±1,0	2
1250°C, 100 МПа	870±80	9,4±0,9	<1
1350°C, 50 МПа	650±60	11,2±0,7	5
1350°C, 100 МПа	850±40	10,6±0,2	1

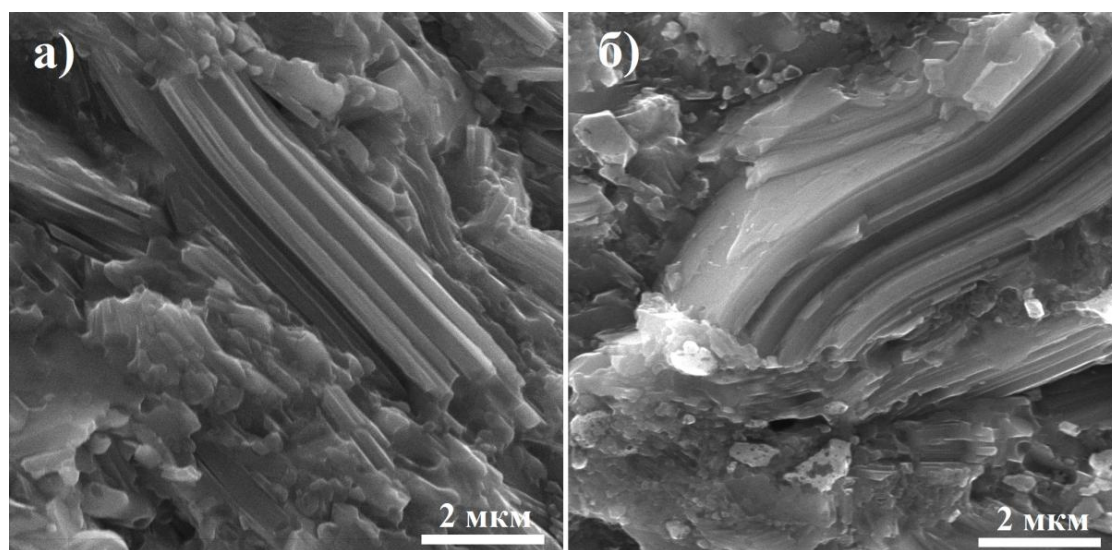


Рис. 1. СЭМ изображения поверхностей разрушения для композитов, полученных при 1150 °С и давлении 50 (а) и 100 (б) МПа

4. Выводы

В данной работе методом ИПС из прекерамических бумаг были успешно получены высокопрочные керамические композиты на основе $Ti_3Al(Si)C_2$. Исследование прочностных характеристик показало, что полученные композиты обладают пределом прочности на изгиб более 900 МПа. Наилучший результат испытаний был зафиксирован для композитов, спеченных при 1150 °С с содержанием МАХ-фазы 84 %об. При этом композиты представляют собой многофазную систему, с вторичными фазами TiC и Al_2O_3 , содержание которых влияет на механические свойства композитов. Увеличение содержания вторичных фаз связано с частичным распадом МАХ-фазы при увеличении температуры спекания.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Lyu J. et al. Sintering of MAX-phase materials by spark plasma and other methods //Journal of Materials Science. – 2020. – С. 1-36.
- Kashkarov E. B. et al. Fabrication of paper-derived Ti_3SiC_2 -based materials by spark plasma sintering //Advanced Engineering Materials. – 2020. – Т. 22. – №. 6. – С. 2000136.
- Smialek J. L. Oxidation of Al_2O_3 scale-forming MAX phases in turbine environments //Metallurgical and Materials Transactions A. – 2018. – Т. 49. – №. 3. – С. 782-792.
- Dermeik B. et al. Highly filled papers, on their manufacturing, processing, and applications //Advanced Engineering Materials. – 2019. – Т. 21. – №. 6. – С. 1900180.
- Börger A., Supancic P., Danzer R. The ball on three balls test for strength testing of brittle discs: stress distribution in the disc //Journal of the European Ceramic Society. – 2002. – Т. 22. – №. 9-10. – С. 1425-1436.
- Krotkevich D. G. et al. Preceramic paper-derived $Ti_3Al(Si)C_2$ -based composites obtained by spark plasma sintering //Ceramics International. – 2021. – Т. 47. – №. 9. – С. 12221-12227.

FABRICATION OF HIGH-STRENGTH $Ti_3Al(Si)C_2$ BASED COMPOSITES OBTAINED BY SPARK PLASMA SINTERING OF PRECERAMIC PAPERS

Krotkevich Dmitriy, postgraduate student, Sedanova Elizaveta, postgraduate student; Kashkarov Egor, Cand. Sc.; Lider Andrey, D.Sc.

National Research Tomsk Polytechnic University, 634050, Russia, Tomsk,
Lenin Ave., 30

Krotkevich D., email dgk7@tpu.ru

Abstract

This work aims to obtain high-strength $Ti_3Al(Si)C_2$ MAX-phase-based ceramic composites. Composites was obtained by spark plasma sintering (SPS) method from preceramic papers with a powder filler. The effect of sintering temperature and pressure on the phase composition and mechanical properties of ceramic composites was investigated. It is shown that the highest content of the $Ti_3Al(Si)C_2$ MAX-phase (84% vol.) and the highest values of flexural strength (>900 MPa) are achieved at a sintering temperature of 1150 °C. An increase in the sintering temperature to 1350 °C leads to a partial decomposition of the MAX phase and content increase of secondary phases TiC and Al_2O_3 . Which is the reason of composites microhardness increase from ~ 9.7 GPa to ~ 11.2 GPa. An increase in sintering temperature leads to higher porosity of composites, which results in decrease of flexural strength.

Keywords

preceramic paper, MAX-phases, spark plasma sintering, ceramic composites, mechanical properties

УДК 534.1

ИССЛЕДОВАНИЕ ОСЛАБЛЕНИЯ ОТДЕЛЬНЫХ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МОДЕЛИ

Решетников Денис Евгеньевич, студент;

Кожевников Алексей Николаевич, старший преподаватель

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

Решетников Д.Е., e-mail: denis.reshetnikov.99@bk.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

Аннотация

Данная работа посвящена особенностям влияния ослабления отдельных болтовых связей в пространственной ферменной конструкции на ее динамические параметры. Под динамическими параметрами понимаются значения низших балочных частот собственных колебаний экспериментальной модели. Снижение момента затяжки отдельных болтовых соединений приводит к понижению всей жесткости модели. Ожидалось, что данный эффект приведет к понижению экспериментально определенных частот собственных колебаний. Указанное предположение не подтвердилось, т.к. низшие балочные частоты практически не изменились, в то время, как в спектре появились дополнительные частоты. Однако, закономерности проявления новых частот не установлено.

Ключевые слова

Колебания; болтовые соединения; амплитудно-частотная характеристика, пространственная ферменная конструкция; эксперимент.

1. Введение

В настоящее время болтовые соединения встречаются повсеместно в конструкциях. В ряде случаев неправильная затяжка болтового соединения может привести к значительному ухудшению жесткости конструкции, что влияет на надежность и долговечность не только отдельного узла, но и всей конструкции. В данной работе предлагается выполнить эксперимент по оценке влияния качества отдельных болтовых соединений на значения частот

собственных колебаний. Значения частот рассматриваются в виде обобщенного параметра технического состояния всей конструкции.

2. Экспериментальный модальный анализ

Динамическое поведение металлических конструкций имеет сложный характер, так как каждый узел соединения отдельных конструктивных элементов включает в себя различные источники неопределенности с негладкими нелинейными характеристиками. Существующие методы определения динамических характеристик соединений металлических конструкций заключаются в обработке амплитудно-частотных характеристик, полученных экспериментальным путем.

3. Процесс эксперимента.

При проведении эксперимента были выбраны ключевые элементы пространственной ферменной конструкции (рисунок 1), для удобства они были пронумерованы.

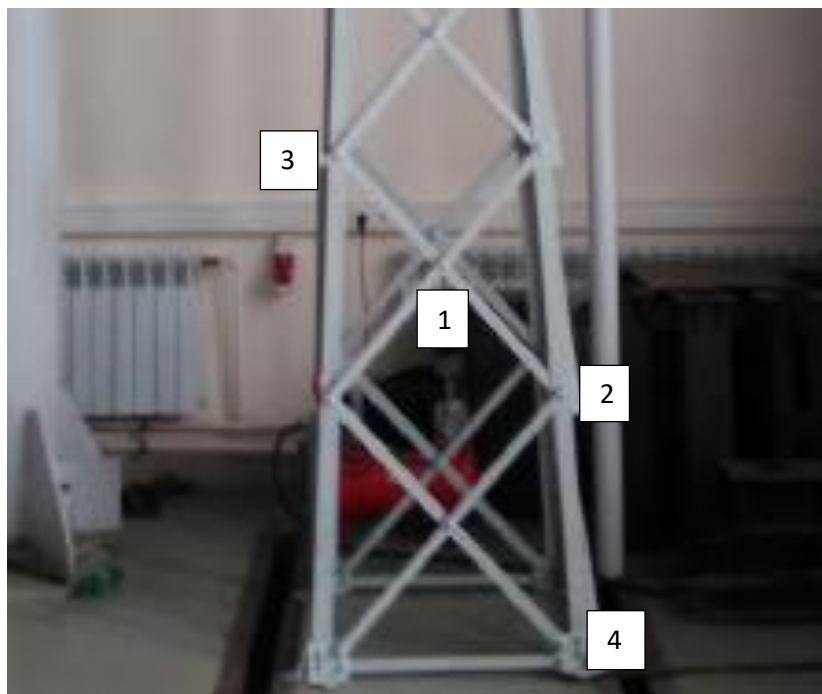


Рис. 1. Экспериментальная опора ЛЭП

Особенностью данного экспериментального модального анализа является система для сбора данных, для данного эксперимента была использована мобильная измерительная система модульного типа SCADAS mobile. Для измерения напряжений и контроля качества болтовых связей все процессы фиксировались акселерометрами которые фиксировали отклики системы [1]. Далее указанные выше болтовые соединения подвергались уменьшению момента затяжки болтовой связи вплоть до нулевого значения, когда болт начинает свободно проворачиваться в отверстии.

4. Обработка полученных данных

После проведения эксперимента было получено 47 массивов с данными, для каждого действия, проведенного над конструкцией, каждый массив содержит текстовую информацию об откликах модели на фоновое внешнее

воздействие: к конструкции не прикладывалось внешних нагрузок. Данные из текстовых файлов обрабатываются в программном математическом пакете MathCAD 15 при помощи быстрого преобразования Фурье, и далее строятся графики модулей частотных характеристик [2]. С построенных графиков считываются координаты пиков – резонансных частот. Полученные координаты импортируются в Microsoft Excel для построения графиков изменения частот собственных колебаний в зависимости от качества отдельных болтовых соединений (рисунок 2). Для сопоставления используем полученные ранее значения частот собственных колебаний для данной конструкции [3]. Значения низших балочных частот исследуемой конструкции составили 14.598 и 14.793 Гц соответственно.

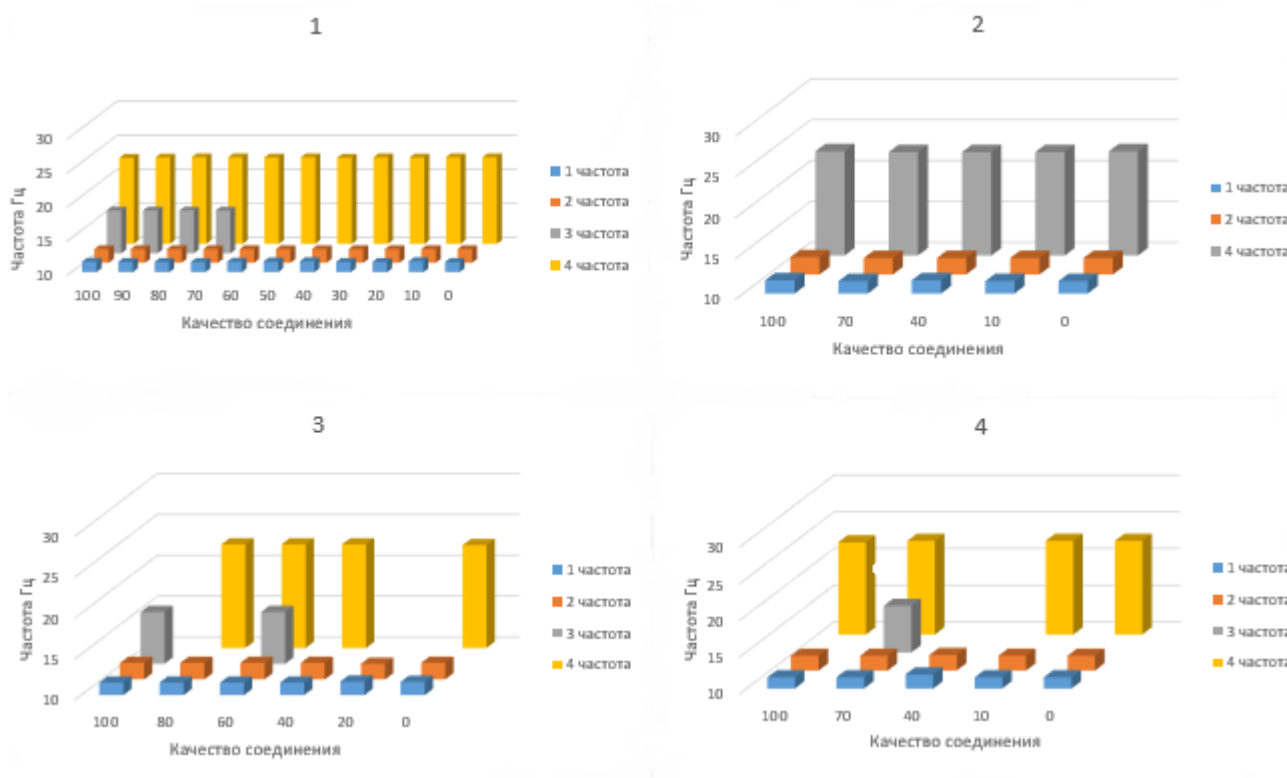


Рис. 2. Собственные частоты колебаний

По представленным зависимостям частот собственных колебаний конструкции можно сделать вывод о том, что при изменении качества болтового соединения значения первых балочных частот практически не изменяются. Однако, при снижении момента затяжки в спектре собственных колебаний возникают дополнительные частоты со значениями порядка 16 и 22 Гц. Отметим неравномерный характер проявления дополнительных частот, т.к. возможно и единичное проявление отдельной частоты при последующем исчезновении (эксперимент на четвертом болтовом соединении).

Заключение

Результатом проведенного эксперимента стали зависимости низших балочных частот собственных колебаний от качества отдельных болтовых соединений в экспериментальной модели. Выявлено малое влияние моментов затяжки выбранных соединений на первые балочные частоты колебаний

модели. Не установлено зависимостей проявления дополнительных частот собственных колебаний при варьировании качества болтовых соединений под номером три и четыре.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бишоп Р. Колебания. Москва: Изд-во «Наука». 1968. 50 с.
Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания. М.: Новатест, 2010. 319 с.
Запысова Е.А., Кожевников А.Н., Красноручский Д.А., Левин В.Е. Исследование влияния дефектов в элементах конструкции на спектр частот собственных колебаний на примере имитационной модели опоры ВЛ // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 19 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 18–20 апр. 2018 г. В 4 т. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – Т. 1. – С. 40–44. - 25 экз. - ISBN 978-5-7782-3551-9.

AFFECTION OF THE WEAKENING OF INDIVIDUAL BOLTED JOINTS ON THE DYNAMIC PARAMETERS OF THE EXPERIMENTAL MODEL

Reshetnikov Denis Yevgenyevich, e-mail: denis.reshetnikov.99@bk.ru

Kozhevnikov Aleksey Nikolaevich, Senior Lecturer

Kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university

630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave. 20

Annotation

The paper is devoted to the peculiarities of the influence of the weakening of individual bolted connections in a spatial truss structure on its dynamic parameters: eigenvalues. Only beam frequencies are to be considered. It is expected that decreasing of bolt torque value negatively effects on structure eigenvalues. The expectation has not been confirmed since beam frequencies was not altered significantly and additional frequencies in amplitude-frequency characteristics occurred. Any regularity of these frequencies occurrence has not been determined.

Keywords

Vibrations; bolted connections; amplitude-frequency response, spatial truss structure; experiment.

РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРУШАЮЩЕЙ НАГРУЗКИ С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО МЕТОДА

Романенко Евгений Игоревич, магистрант;

Пель Александр Николаевич, доцент.

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

Романенко Е. И., email yevgeny.romanenko@yandex.ru

Пель А. Н., email pel@corp.nstu.ru

Аннотация

Получены диаграммы растяжения на гладких образцах. Проведено сравнение разрушающих нагрузок для пластины с отверстием, полученных экспериментальным и численным путем. Для определения разрушающей нагрузки численным методом разработан алгоритм.

Ключевые слова

Разрушающая нагрузка, гладкий образец, пластина с отверстием, экспериментальное исследование.

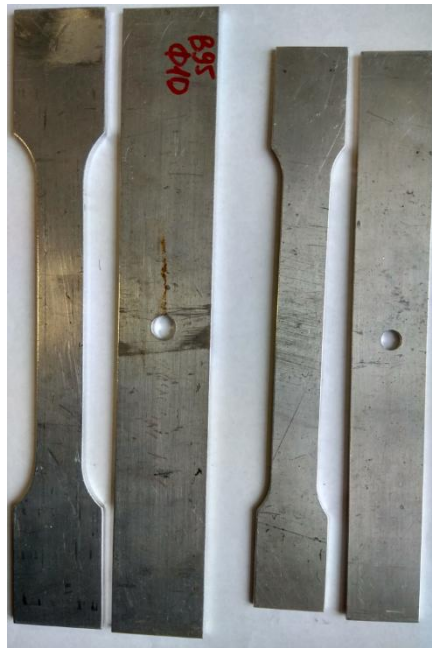
1. Введение

Прочность авиационных конструкций оценивается по разрушающим нагрузкам, их можно получить, испытав натурные конструкции до разрушения. Потому как, общепринятых методов и алгоритмов для определения разрушающих нагрузок с использованием конечно-элементных пакетов на данный момент не существует. Разрушающие нагрузки растянутых элементов конструкции (будь то обшивка, стрингер или пояса лонжеронов) обычно меньше временного сопротивления материала элемента. Объясняется это концентрацией напряжений у отверстий для болтов и заклепок.

2. Получение диаграмм растяжения

Расчет на прочность с помощью МКЭ обычно не предполагает вычисления разрушающей нагрузки, так как проводится в пределах упругих деформаций. Определение разрушающей нагрузки подразумевает расчеты в области пластического деформирования материала. В программном пакете ANSYS предусмотрена возможность проведения расчетов в физически нелинейной постановке. Для этого в расчет вводится аппроксимация диаграммы растяжения конкретного материала. Поэтому сначала было необходимо получить реальные диаграммы растяжения для двух распространенных в практике материалов – Д16 и В95.

Были изготовлены гладкие образцы и образцы с отверстием в середине образца (Рис. 1). Испытав гладкие образцы на растяжение до разрушения были получены диаграммы растяжения (Рис. 2-3)



1. – гладкая пластина из материала В95,
2. – пластина с отверстием из материала В95,
3. – гладкая пластина из материала Д16,
4. – пластина с отверстием из материала Д16.

1 2 3 4
Рис. 1. Натурные образцы

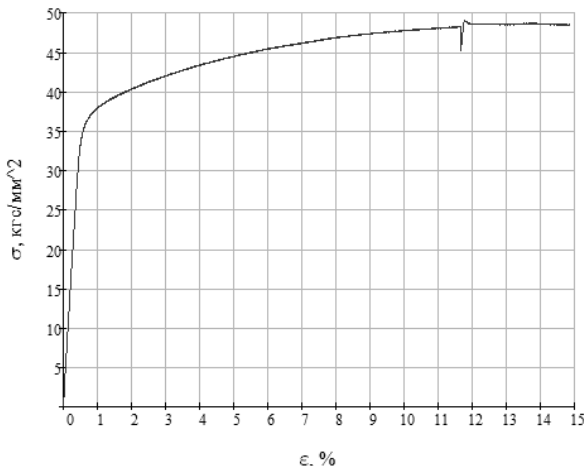


Рис. 2. Диаграмма растяжения материала Д16

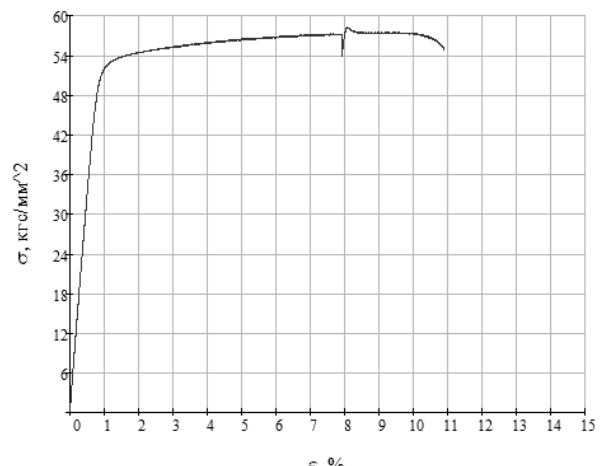


Рис. 3. диаграмма растяжения материала В95

3. Сравнение разрушающих нагрузок для пластин с отверстием

На рисунке 4 представлены характерные размеры пластины с отверстием, а в таблице 1 приведены геометрические размеры пластин с отверстием.

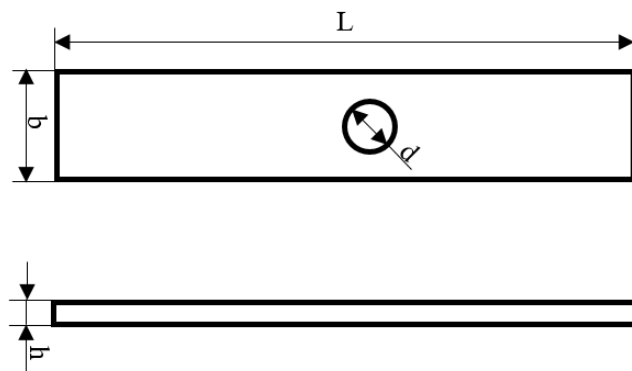


Рис. 4. Характерные размеры образцов

Таблица 1

Геометрические размеры пластин с отверстием

Материал	L, мм	b, мм	h, мм	d, мм
Д16	90	30.2	2.8	4
Д16	90	30.2	2.8	8
В95	90	40.3	3.8	5
В95	90	40.3	3.8	10

Испытав натурные образцы до разрушения на разрывной машине были получены экспериментальные разрушающие нагрузки (Таблица 2).

После этого мы перешли к определению разрушающей нагрузки численным методом. Полученные диаграммы растяжения на гладких образцах были внесены в конечно-элементный пакет ANSYS mechanical APDL. Смоделированная твердотельная модель четверти пластины была разбита на объёмные восьми узловые конечные элементы. Закреплена модель была с соблюдением симметрии.

Для определения разрушающей нагрузки был разработан алгоритм сходимости возникающей в заделке реакции. Работает он следующим образом: постепенно увеличивая перемещение правой грани образца, каждый раз определялась возникающая в заделке реакция. Поэтапно она сходилась к одному значению, максимальное значение было принято за разрушающую нагрузку. Численно полученные значения разрушающих нагрузок для пластин с отверстием приведены в таблице 2.

В таблице 2 проведено сравнение разрушающих нагрузок, полученных экспериментальным и численным путем.

Разрушающие нагрузки для пластин с отверстием

Материал	d,	Рэкспериментальная, Н	Рчисленная, Н	Разница, %
Д16 (5 штук)	4	34700	34950	0.7
Д16 (5 штук)	8	29500	29660	0.5
В95 (5 штук)	5	76400	76474	0.1
В95 (5 штук)	10	65370	65549	0.3

4. Выводы

Использование алгоритма сходимости возникающей реакции в заделке для определения значений разрушающей нагрузки для пластины с отверстием дает хорошую сходимость с экспериментальными значениями разрушающей нагрузки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Стригунов В.М. Расчет самолета на прочность: Учебник для авиационных вузов. – М.: Машиностроение, 1984. – 376 с., ил.
- Тимошенко С.П., Войновский – Кригер С. Пластинки и оболочки. – М., Изд-во «Наука», 1966. – 636 с., ил.
- Бруйка В.А. Инженерный анализ в Ansys Workbench Часть I. Самара: Самар. гос. техн. ун-т, 2010. – 271 с.: ил.

DEVELOPMENT OF AN ALGORITHM FOR DETERMINING THE BREAKING LOAD USING A NUMERICAL METHOD

**Romanenko Yevgeny Igorevich, Graduate students;
Pel Alexander Nikolaevich, associate Professor.**

Novosibirsk state technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. (913)005-48-19

Romanenko E. I., email yevgeny.romanenko@yandex.ru

Pel A. N., email pel@corp.nstu.ru

Abstract

Tension diagrams were obtained for smooth specimens. A comparison is made of the breaking loads for a plate with a hole, obtained experimentally and numerically. An algorithm has been developed to determine the breaking load by a numerical method.

Keywords

Breaking load, smooth specimen, plate with a hole, experimental study.

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ИНЖЕНЕРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Селиванов Юрий Сергеевич, магистрант;

Матвеев Константин Александрович, д.т.н., профессор

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

Селиванов Ю.С., e-mail selivanov.2016@stud.nstu.ru

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

Аннотация

На основе реальной детали была получена топологически оптимизированная деталь с учетом заданной конфигурации креплений и нагрузки, а также ограничений по массе и интенсивности напряжений по Мизесу в области проектирования с помощью конечно-элементного пакета Femap. Произведены статический расчет оптимизированного кронштейна с учетом контакта предполагаемого болта в проушине и анализ НДС исходного и оптимизированного кронштейнов.

Ключевые слова

оптимизация, топологическая оптимизация, оптимизация конструкций.

1. Введение

С развитием аддитивных технологий и ростом мощности вычислительной техники свою популярность приобрела топологическая оптимизация. Оптимизация конструкций процесс достаточно интересный, инженеры всегда этим интересовались, ведь сделать деталь легче, прочнее и так далее всегда важно, особенно в аэрокосмической промышленности, где каждый сэкономленный килограмм без потери производительности на «вес золота».

Топологическая оптимизация является одним из видов оптимизации. Ее целью является найти оптимальное распределение материала в конструкции при заданной конфигурации нагрузок и граничных условий. На данный момент существует несколько методов топологической оптимизации, реализованных в популярных конечно-элементных пакетах. Первый - это метод SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization), метод штрафных функций для изотропного твердого тела. Второй метод – ESO (Evolutionary Structural Optimization), метод однонаправленной эволюционной оптимизации. Следующий метод – это метод BESO (Bi-directional Evolutionary Structural Optimization), метод двунаправленной эволюционной оптимизации. Эти методы реализованы в конечно-элементных пакетах и активно используются и конкурируют между собой. Чаще всего в пакетах используется реализация методов SIMP и BESO, которые работают в совокупности.

Была поставлена задача по оптимизации топологии кронштейна. Кронштейн прикреплен к шпангоуту с помощью 8 болтов различного диаметра.

Нагрузка приложена по оси тяги. Для данного кронштейна 2 эксплуатационные нагрузки: растяжение тяги усилием 1541 кГс и сжатие тяги усилием 700 кГс. Схема расположения и крепления кронштейна к шпангоуту показана на рисунке 1. Для выполнения данной задачи использовался конечно-элементный пакет Femap, который в свою очередь использует решатель Nastran. В нем, как и в любом современном конечно-элементном пакете присутствует модуль для выполнения топологической оптимизации и несет в себе реализацию выше названных методов.

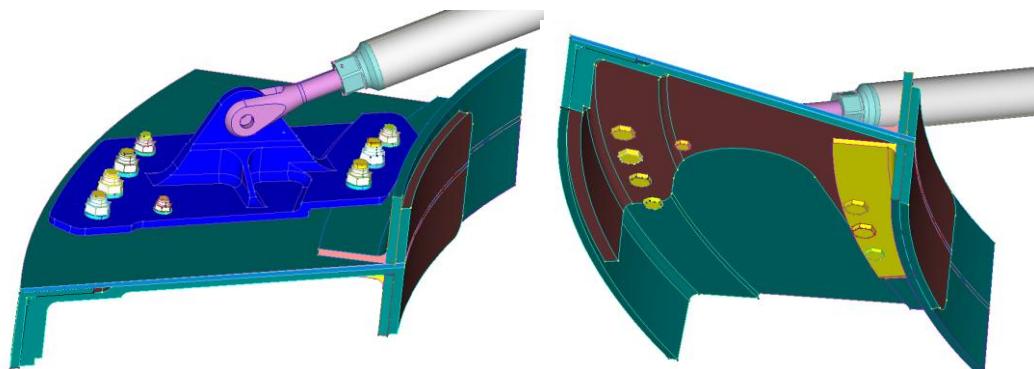


Рис. 1. Расположение кронштейна

На рисунке 2 показана модель исходного и модель увеличенного кронштейна. Модель была искусственно увеличена для увеличения области проектирования.

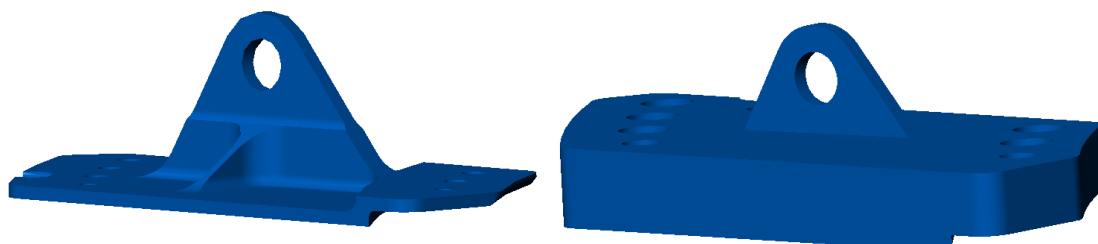


Рис. 2. Исходная и увеличенная модель кронштейна

Кронштейн изготовлен из стали 30ХГСА. Вес исходного кронштейна составляет 823 грамма, вес увеличенной модели составил ~3,5 килограмма. В качестве ограничений были приняты ограничение на массу проектируемой области до 600 грамм, а также ограничение напряжений по Мизесу проектируемой области до предела текучести материала. Конструкция закреплена в местах болтового крепежа кронштейна к шпангоуту (рисунок 1). Нагрузка приложена в большой отдельно стоящей проушине по направлению предполагаемой тяги. Нагрузка равна 1541 кГс, она распределена по всей поверхности проушины. Граничные условия и нагрузка показаны на рисунке 3.

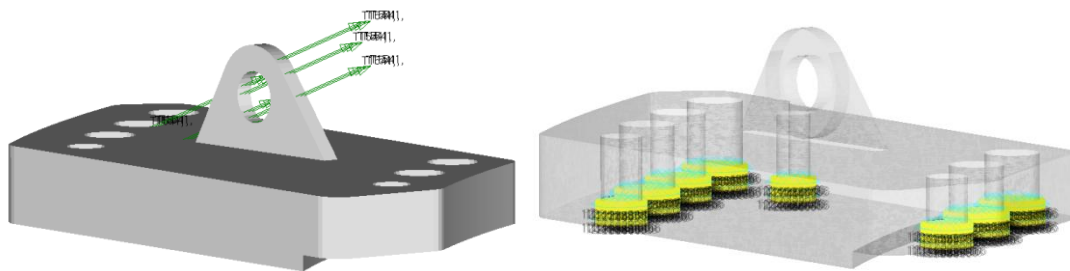


Рис. 3. Граничные условия и нагрузка

После оптимизации и обработки геометрии была получена следующая конструкция, показанная на рисунке 4.

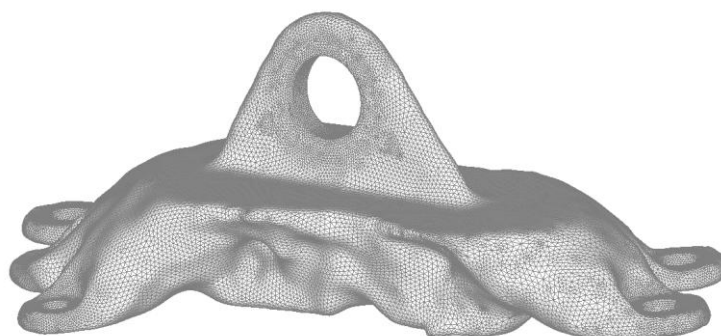


Рис. 4. Оптимизированный кронштейн

Результирующая масса кронштейна ~850 г. Разница с исходной составила 3%. В ходе оптимизации были удалены 2 из 8 крепежных отверстий в следствие того, что данные части детали не обладали существенными напряжениями. Весь последующий анализ НДС с учетом контакта от болта в проушине оптимизированной модели показал, что относительно исходного кронштейна, оптимизированный имеет более равномерное напряженное состояние, исчезли концентрации напряжений. Исходя из статического расчета логично предположить, что при простом перераспределении материала мы получили более прочную конструкцию для данной конфигурации нагружения. На рисунке 5 показано НДС исходного кронштейна, на рисунке 6 оптимизированного.

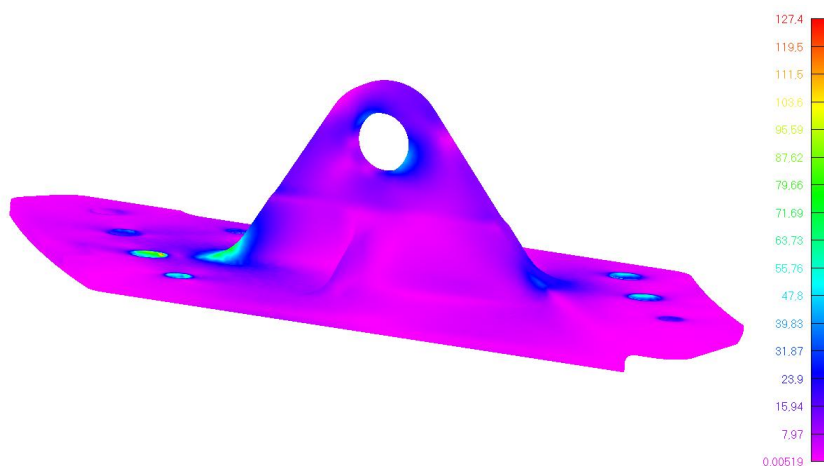


Рис. 5. НДС исходного кронштейна

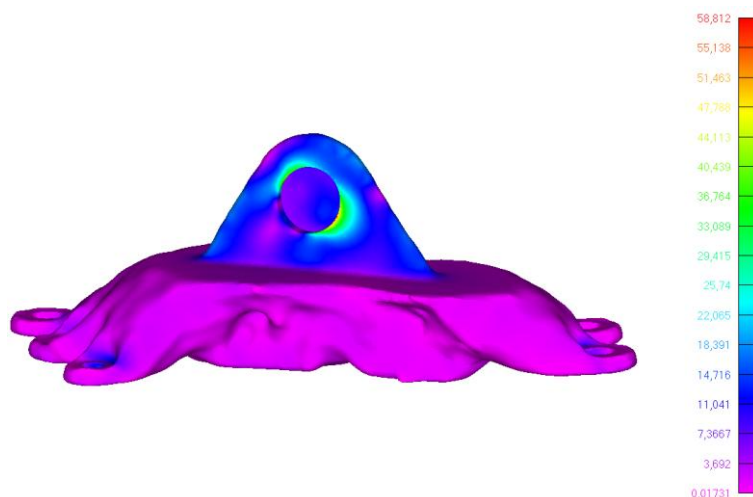


Рис. 6. НДС оптимизированного кронштейна

Как видно из рисунков 5 и 6, напряжения в оптимизированном кронштейне гораздо ниже, чем в исходном даже с учетом того, что масса оптимизированного кронштейна выше на ~3%. Данная оптимизация проведена только для одной из двух эксплуатационных нагрузок, работа над оптимизацией данного элемента продолжается. Чтобы получить более общую картину и проанализировать рациональность оптимизации, необходимо провести оптимизацию данного кронштейна для второй эксплуатационной нагрузки. Далее необходимо будет изготовить каждую из деталей и провести натурные испытания на статическую прочность. Критерием сравнения прочности будет разрушающая нагрузка для исходного и оптимизированного кронштейнов. Их сравнение покажет нам результат и целесообразность оптимизации именно данного кронштейна.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бионический дизайн / А.И. Боровков [и др.]. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2015. -92 с.
 Аддитивные технологии: учеб. Пособие / А.И. Рудской [и др.]. – СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2017. – 252 с.
 Троицкий В.А. Оптимизация формы упругих тел / В. А. Троицкий, Л. В. Петухов. — М.: Наука, главная редакция физико-математической литературы, 1982. — 432 с.
 Рычков С.П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. – М.: ДМК Пресс, 2013. – 784 с.: ил.

TOPOLOGICAL OPTIMIZATION OF ELEMENTS OF ENGINEERING STRUCTURES

*Yuri Sergeyeovich Selivanov, Graduate students, Master's Degree student
 Konstantin Aleksandrovich Matveev, D.Sc, Professor*

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

Selivanov Y.S., e-mail selivanov.2016@stud.nstu.ru

Matveev K.A., e-mail matveev@corp.nstu.ru

Abstract

Based on the real part, an enlarged model has been built to increase the design area and a topologically optimized design has been obtained taking into account the given configuration of fasteners and load. Restrictions were taken to assign a mass limit to the designed area and to limit the Mises stress intensity in the design to the yield strength of the material. Static calculation of optimized bracket taking into account contact of supposed bolt in the eyelet and analysis of initial and optimized brackets were performed. It was found that by simply redistributing the material and retaining the original weight, we can obtain a stronger structure given a given anchoring and loading configuration.

Keywords

optimization, topological optimization, design optimization.

УДК 624.04

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИТНЫХ ТРУБ

*Томшин Виктор Михайлович*¹, *магистрант;*

Пель Александр Николаевич 1, *к.т.н., доцент*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-31-21

Томшин В. М., email: wiktom@mail.ru

Пель А. Н., e-mail: pel@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Томшин Виктор Михайлович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(923)777-32-87

Аннотация

В статье представлены возможные способы экспериментального определения механических характеристик композитных труб. В отличие от существующих методов расчета металлических труб, базирующихся на методах сопротивления материалов, для анализа деформирования и прочности композитных труб необходимо привлечение теории упругости анизотропного тела и значительного объема экспериментальных данных. Основные механические характеристики материала, необходимые для оценки прочности и деформаций композитных труб, получают из стандартных статических механических испытаний. В данной статье представлены испытания на растяжение образцов.

Ключевые слова

Эксперимент, композит, напряжение, модуль Юнга, деформации, образец.

1. Введение

В целях повышения технологичности, сбережения энергии, увеличения срока службы все больше получают распространение замена металлических труб на композитные аналоги. Прогнозирование ресурса и оптимизация состава указанных изделий предполагает разработку специальных методов испытаний, а также уточненных моделей и расчетных методов, учитывающих особенности деформирования и разрушения композитов [1].

2. Теория

Испытания образцов на растяжение проводятся с целью экспериментального определения механических характеристик материалов. Наиболее распространенными в настоящее время являются испытания цилиндрических и плоских образцов в условиях одноосного растяжения [2]. Широкому применению этого вида испытаний способствует относительная простота их осуществления, так как имеется большой выбор разрывных и универсальных испытательных машин. Испытание на растяжение заключается в плавном деформировании закрепленного в захватах испытательной машины образца из исследуемого материала до наступления его разрушения. В процессе испытаний измеряются сила, действующая на образец, и удлинение его расчетного участка. Результатом испытаний является графическая диаграмма растяжения, то есть зависимость напряжений от деформаций. Пример представлен на рис. 1.

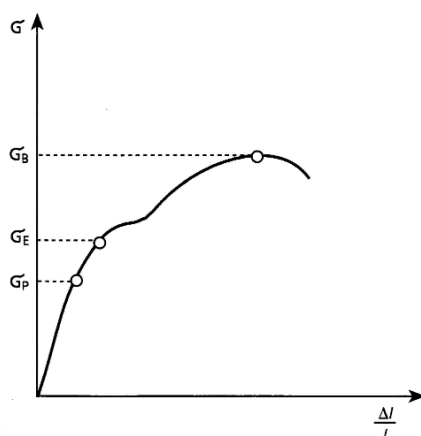


Рис. 1. Диаграмма растяжения

На начальном этапе растяжения абсолютные деформации пропорциональны нагрузке, а относительные деформации пропорциональны напряжению. На этом участке выполняется закон Гука – математическая линейная зависимость между напряжениями и деформациями. Модуль упругости (Юнга) равен тангенсу угла наклона прямого участка диаграммы к горизонтальной оси. Пределом пропорциональности (σ_p) называется максимальное напряжение, при котором выполняется закон Гука. Пределом

упругости (σ_E) называют максимальное напряжение, при котором не возникают остаточные деформации. Предел прочности материала (σ_B) называют максимальные напряжения, возникающие в образце.

Таким образом, испытания на растяжение дают возможность определить самые важные механические параметры материала необходимые для создания прочных и надежных конструкций.

3. Эксперимент

В качестве примера композитной трубы будем рассматривать трубу из углепластика с диаметром 160 мм.

Для определения механических характеристик в осевом направлении были вырезаны плоские образцы в виде пластинок и проведен ряд испытаний на растяжение. Полученные диаграммы зависимостей напряжений от деформаций представлены на рис.2.

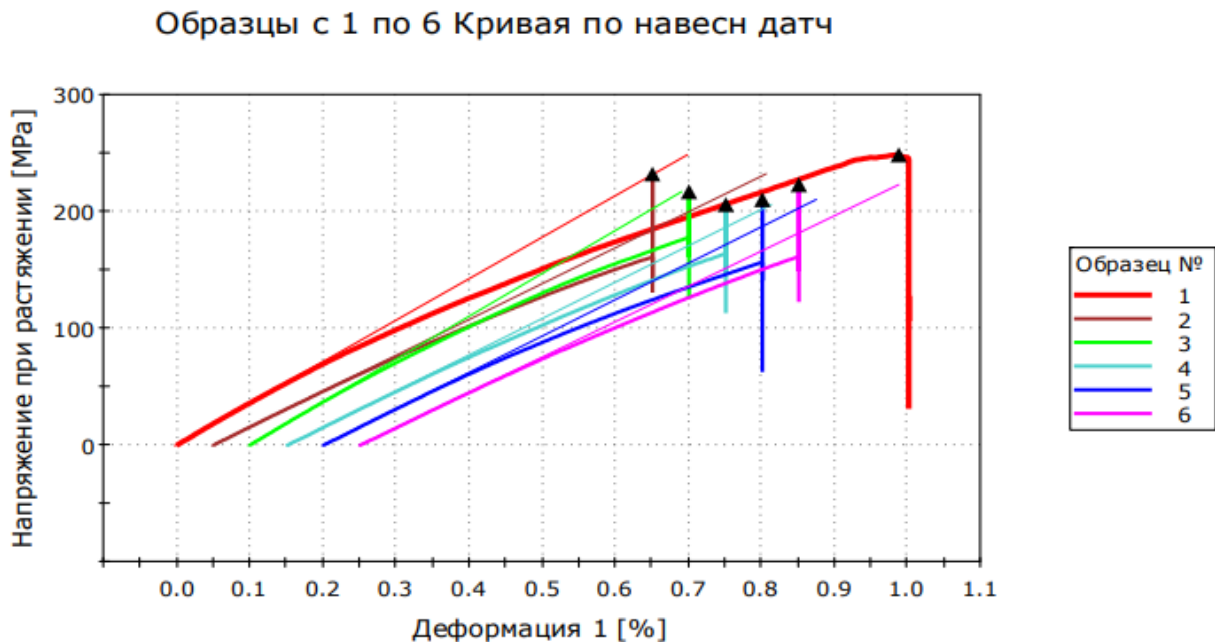


Рис. 2. Полученные диаграммы зависимостей образцов

Получившиеся результаты эксперимента: максимальные значения нагрузки и напряжения, а также модуль Юнга для каждого из образцов, которые представлены на рис.3.

	Максимум Нагрузка [N]	Напряжение при растяжении при Максимум Нагрузка [МПа]	Модуль (Автоматический Юнга) [МПа]
1	8829,87793	248,50494	35484,88606
2	7029,62061	231,97772	30645,25167
3	8285,90430	216,85684	36624,94797
4	7350,25928	205,94615	31123,22187
5	6791,87646	210,11349	31154,51826
6	7054,56299	222,91270	30245,93180
Среднее	7557,01693	222,71864	32546,45961
Стандартное отклонение	813,66423	15,65419	2761,83068

Рис.3. Результаты эксперимента

4. Выводы

Полученные экспериментальные данные имеют большой разброс. Это объясняется тем, что композитные трубы изготовлены путем намотки углеродных нитей, и разные образцы имеют разную, существенно отличающуюся плотность намотки. Поэтому толщина образцов варьировалась от $1,8 \pm 0,4$ мм.

В дальнейшем, планируется провести эксперимент по определению механических характеристик в окружном направлении. В этом случае образцы представляют из себя кольцевые заготовки. Метод заключается в растяжении кольцевых образцов из композитного материала двумя полудисками. Схематичное представление приведено на рис.4.

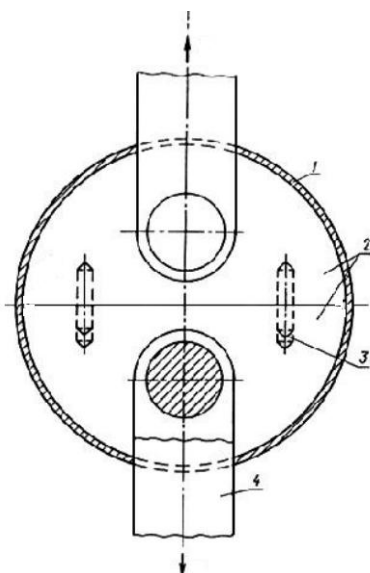


Рис.4. Схематичное представление метода

Где: 1- кольцевой образец; 2- полудиски; 3- направляющая; 4- тяга.

При растяжении образцов определяют диаграмму деформирования в окружном направлении, то есть зависимость окружного напряжения от окружной деформации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кухарев Л.П., Можаровский В.В. Инженерная методика расчета и определения механических характеристик труб, 2009.
Кузнецова Е.В. Экспериментальная механика. Учебно-методическое пособие. Пермь. Россия. 2009.

EXPERIMENTAL DETERMINATION OF THE MECHANICAL CHARACTERISTICS OF COMPOSITE PIPES

*Tomshin Viktor Mikhailovich*¹, *master's student*;
*Pel Alexander Nikolaevich*¹, *associate Professor*

¹Novosibirsk state technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (383)346-31-21

Tomshin V. M., email: wiktom@mail.ru

Pel A. N., e-mail: pel@corp.nstu.ru

Correspondence address: Viktor Mikhailovich Tomshin, Novosibirsk state technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, tel. +7(923)777-32-87

Abstract

The article presents possible methods of experimental determination of the mechanical characteristics of composite pipes. In contrast to the existing methods of calculating metal pipes based on the methods of material resistance, the analysis of the deformation and strength of composite pipes requires the use of the theory of elasticity of an anisotropic body and a significant amount of experimental data. The main mechanical characteristics of the material required to evaluate the strength and deformations of composite pipes are obtained from standard static mechanical tests. This article presents the tensile tests of the samples.

Keywords

Experiment, composite, stress, Young's modulus, deformations, sample.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАНАЛА СИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ КРЫЛА ТУ-154

Трубин Максим Витальевич, аспирант;

Юркевич Валерий Дмитриевич, д.т.н.

Новосибирский государственный технический университет,
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-31-21

Трубин М. В., e-mail morkai@bk.ru

Юркевич В. Д., e-mail yurkev@mail.ru

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

Аннотация

Рассматривается задача оценки частотных характеристик канала силового нагружения крыла ТУ-154. Проведены эксперименты, по результатам которых получены логарифмическая амплитудно-частотная характеристика, логарифмическая фазо-частотная характеристика и оценка величины запаздывания канала силового нагружения, что позволило уточнить параметры математической модели канала нагружения.

Ключевые слова

прочностные испытания, испытания летательных аппаратов, электрогидропривод, канал силового нагружения, частотные характеристики, математическая модель.

1. Введение

Важным этапом разработки элементов конструкций для аппаратов авиационной и космической техники является проведение ресурсных и статических прочностных испытаний, которые выполняются на стендах натуральных испытаний [1-5]. Силовое нагружение конструкций на данных стендах формируется с помощью электрогидравлических сервоприводов [6, 7]. При этом качество проведения прочностных испытаний в значительной степени зависит от точности реализации заданной циклограммы силового нагружения [8, 9], где требования на точность можно обеспечить путем настройки регуляторов приводов. Современные средства вычислительной техники позволяют автоматизировать процесс настройки параметров регуляторов для стендов прочностных испытаний и, тем самым, обеспечить ускорение и повышение качества проведения прочностных испытаний. Разработка эффективных процедур автоматической настройки регуляторов приводов требует проведение дополнительных исследований динамических характеристик канала силового нагружения для уточнения параметров его математической модели [10, 11]. Целью данной работы является исследование

частотных характеристик канала силового нагружения, где в качестве объекта нагружения рассматривается крыло ТУ-154.

2. Постановка цели и задач

Канал силового нагружения крыла ТУ-154 является частью автоматизированной системы управления нагружением, которая включает:

- компьютер - для задания циклограммы нагружения, настройки и обработки данных с промышленного контроллера;
- промышленный контроллер - для формирования управляющего воздействия на блок управления гидравликой, обработки данных с датчиков;
- блок управления гидравликой - для управления гидроприводом;
- гидропривод, датчик силы, крыло – как объект силового нагружения.

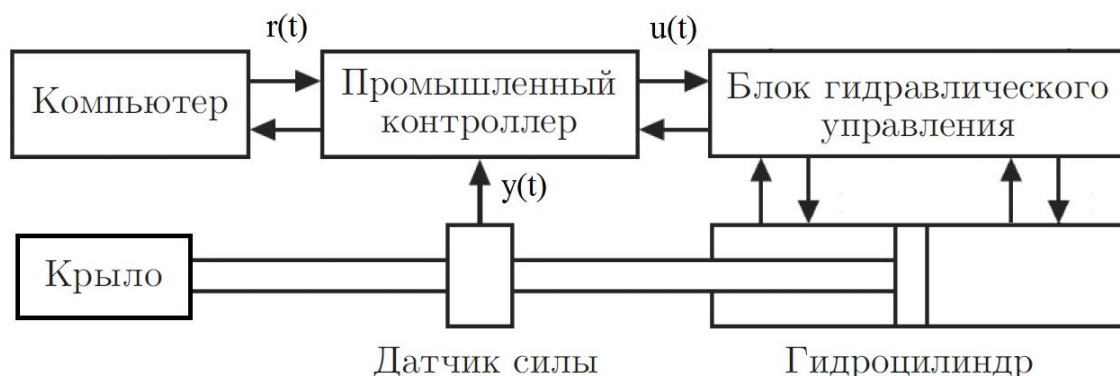


Рис. 1. Структурная схема автоматизированной системы управления нагружением

Целью работы является уточнение параметров математической модели канала силового нагружения крыла. Данная цель достигается решением следующих задач: экспериментальное исследование частотных характеристик канала нагружения; оценка запаздывания в канале нагружения.

3. Постановка эксперимента

При исследовании частотных характеристик на вход блока гидравлического управления подавалось синусоидальное управляющее воздействие $u(t)$ различной частоты, которое сравнивается с сигналом датчика силы $y(t)$. В процессе проведения экспериментов были использованы данные, полученные с осциллографа АКТАКОМ ADS-2111М. При ресурсных прочностных испытаниях формируется силовое нагружение синусоидальной формы, частота которого обычно задаётся в диапазоне от 0,3 рад/с до 2 рад/с. Поэтому эксперименты по исследованию частотных характеристик канала нагружения проводились в диапазоне частот от 0,3 рад/с до 12 рад/с. На рис. 2 представлен пример полученной в эксперименте осциллограммы, где масштаб по оси абсцисс составляет 2 с/клетка. Верхний сигнал является управляющим $u(t)$, который имеет масштаб по оси ординат 1 %/клетка. Нижний сигнал является сигналом с датчика силы $y(t)$, который имеет масштаб по оси ординат 200 кгс/клетка.

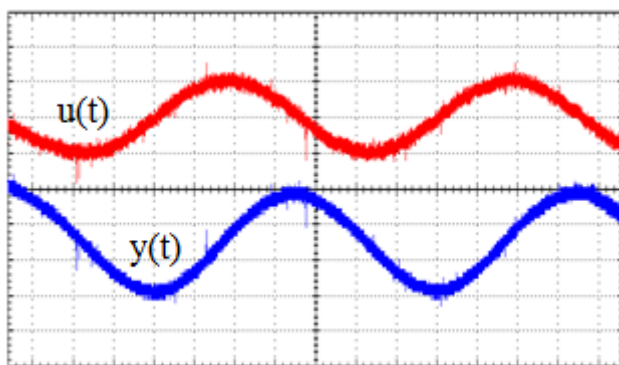


Рис. 2. Осциллограмма нагружения

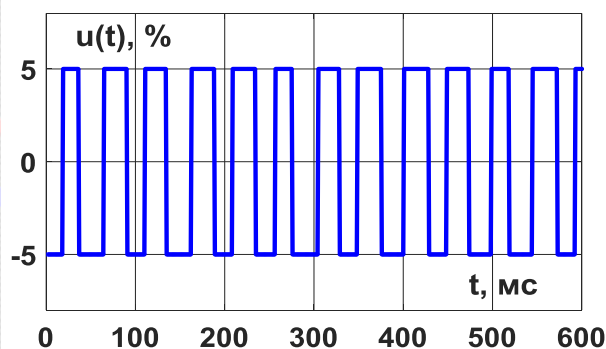


Рис. 3. Релейный тест

На рисунке 3 приведён результат работы релейного регулятора с амплитудой 5% в режиме автоколебаний, где $u = 5 * \text{sign}(-y)$. Из графика видно, что период колебаний составляет 50 мс. Предполагая, что модель канала нагружения представляет собой интегратор с запаздыванием, используя метод гармонического баланса, можно получить оценку для величины запаздывания в канале управления, которое в данном случае равно 13 мс.

4. Результаты

По результатам четырёх проведённых групп экспериментов были получены и обработаны четыре массива данных, на их основе рассчитаны и построены ЛАЧХ и ЛФЧХ канала силового нагружения (Рис. 4).

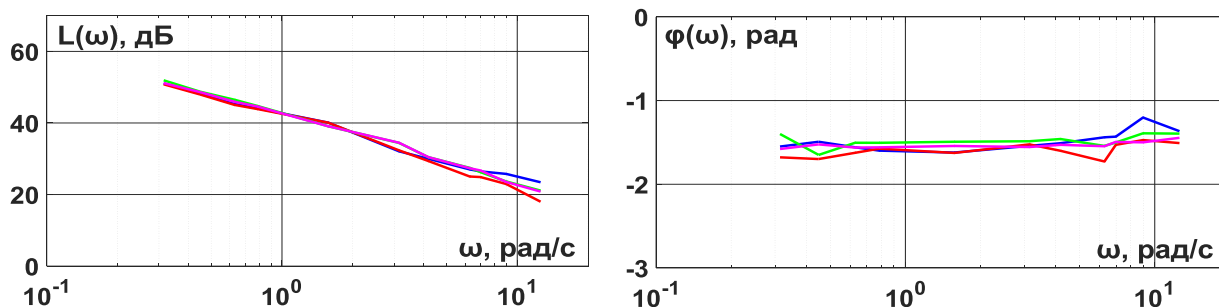


Рис. 4. ЛАЧХ и ЛФЧХ канала силового нагружения крыла.

Из полученных результатов следует, что математическую модель канала силового нагружения крыла, в данном диапазоне частот, можно представить, как интегратор с запаздыванием: $\dot{y}(t) = k * u(t - \tau)$, где $k \approx 140$, $\tau \approx 13$ мс.

5. Заключение

В результате проведенного исследования была уточнена математическая модель канала силового нагружения крыла ТУ-154, которая в дальнейшем будет использована для выбора параметров регулятора электрогидропривода.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Стародумова А.В. Разработка и экспериментальная отработка алгоритмов функционирования системы управления автоматизированным нагружением изделий при статических и ресурсных испытаниях. – Космонавтика и ракетостроение, 2012, вып. 2(67), с. 158 – 164.

- Федоров Д. С., Буданов С. А. Комплекс стендовых ресурсных испытаний натурной конструкции самолета-штурмовика // Тр. МАИ. 2014. № 74. С. 1–6.
- Reymer P., Leski A., Zielinski W., Jankowski K., Full Scale Fatigue Test concept of a Su-22 fighter bomber, Fatigue of Aircraft Structures, (Fatigue of Aircraft Structures, Warsaw, 2015), vol. 6, pp. 79–87.
- Wanhill R.J.H., Fatigue Requirements for Aircraft Structures, in Aircraft Sustainment and Repair, Elsevier, 2018, pp. 17-40.
- Scherban K.S., Zakharenkova A.Y., Konovalov V.V., Kulikov S.V., Strizhius V.E. Full-scale fatigue and residual strength tests of the composite wing box of a passenger aircraft. Lecture Notes in Mechanical Engineering. 2020. pp. 771-787.
- Колеватов Ю. В., Сабельников В. И., Суворкин Д. И. Контроль и диагностика гидроприводов стендов при испытаниях летательных аппаратов в лабораториях прочности // Контроль. Диагностика. 2015, № 5. С. 32–40.
- Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В., Фадеев А.М., Медведева И.Н. Гидропривод лаборатории статических и ресурсных испытаний натуральных авиационных конструкций // Авиационная промышленность. 2008. № 2. С. 53-56.
- Автоматизация измерений и обработки данных при испытаниях самолета на прочность / И.Ф. Образцов, А.С. Голубков, А.Н. Серьезнов, А.И. Никитин. М.: Машиностроение. 1991. 208 с.
- Присекин В.Л., Пустовой Н.В., Расторгуев Г.И. Алгоритмы управления усталостными испытаниями самолетов. - Прикладная механика и техническая физика. 2014. Т. 55. № 1 (323). С. 198-206.
- Лапердин А. И., Юркевич В. Д. Экспериментальное исследование динамических свойств канала нагружения стенда для прочностных испытаний авиационных конструкций // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. - 2016. - № 1 (62). - С. 168-180.
- Юркевич В.Д., Суняйкина П.А., Сыренов С.В. Применение релейного теста для автоматической настройки регулятора электрогидропривода стенда прочностных испытаний // Автометрия, 2019. Т. 55. № 4. С. 29-36.

INVESTIGATION OF FREQUENCY CHARACTERISTICS OF WING LOAD CHANNEL TU-154

Trubin Maxim Vitalievich, graduate student;

Yurkevich Valery Dmitrievich, D.Sc.

Novosibirsk State Technical University,

630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20, tel. (383) 346-31-21

Trubin M. V. e-mail morkai@bk.ru

Yurkevich V. D. e-mail yurkev@mail.ru

Address for correspondence: Trubin Maxim Vitalievich,

Novosibirsk State Technical University,

630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20, tel. (383) 346-31-21

Abstract

The task of evaluation of frequency characteristics of the power loading channel of wing TU-154 is considered. Experiments were conducted, based on the results of which a logarithmic amplitude-frequency characteristic, a logarithmic phase-frequency characteristic and an estimate of the delay value of the power loading channel were obtained, which made it possible to clarify the parameters of the mathematical model of the loading channel.

Keywords

strength tests, tests of aircraft, electric hydraulic drive, power loading channel, frequency characteristics, mathematical model.

УДК 539.42

О МОДЕЛИРОВАНИИ РАЗРУШЕНИЯ ТКАНЕВОГО КОМПОЗИТА ПРИ ТОЧЕЧНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ

Туан Ле Вьет, аспирант;

Бурнышева Татьяна Витальевна, профессор

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

Туан Ле Вьет, e-mail tuanleviet86@gmail.com

Бурнышева Т.В., e-mail tburn@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Бурнышева Татьяна Витальевна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

Изделия из тканого композита имеют большую прочность межслойного разрушения, лучшую устойчивость к повреждениям при ударном нагружении и большую устойчивость к распространению трещин. Расчетная конечно-элементная модель контакта стального шара с композитной пластиной разработана в программном комплексе ANSYS. В статье описано влияние радиуса жесткого шара на структуру области локального разрушения тканого композита. Приведены результаты численного расчета перемещений в слоях пластины, образованные от контакта со стальным индентором. Определены типы зоны разрушения пластины под пятном контакта: в форме сужающегося и расширяющегося конуса.

Ключевые слова

Многослойный композит, дискретное моделирование, низкоскоростной контакт, ANSYS Workbench, зона локального разрушения, пятно контакта

1. Введение

В настоящее время слоистые тканые композиты нашли широкое применение в авиационной и аэрокосмической промышленности. По сравнению с однонаправленными композиционными материалами, тканые

композиты позволяют формировать детали и изделия которые имеют большую прочность межслойного разрушения, лучшую устойчивость к повреждениям при ударном нагружении и большую устойчивость к распространению трещин. Возникшее в результате взаимодействия с жестким индентором пятно контакта в композиционном материале порождает область локального разрушения, что оказывает непосредственное влияние на прочность конструкции [1-4]. Оценка зоны и степени разрушения композита, несомненно, является актуальной задачей.

2. Постановка задачи

Рассматривается задача контакта сферы с пластиной из композитного материала при низкой скорости вдавливания. Сферические индикаторы радиусом 1,5 – 12,5 мм изготовлены из конструкционной стали. Композитные пластинки размером 80x100 мм содержат 10 - 25 слоев. Каждый слой состоит из тканого стекловолоконного материала, пропитанного эпоксидной смолой. Толщина слоя 0,7 мм, общая толщина пластинки 7 - 21 мм. Вдавливание сферы производилось с усилием от 0 до максимального силы F_{max} (таблица 1), свидетельствующей о появлении развитой локальной зоны поражения в композите.

Таблица 1

Максимальная сила действует на сферу радиусом R

R , мм	1,5	3	5	8,5	12,5
F_{max} , кН	2,89	9,02	21,62	30,12	35,32

3. Построение модели в Ansys Workbench

В конечно-элементном пакете ANSYS Workbench была разработана параметрическая модель контакта. В модели образец из композитного материала подвергается статической нагрузке, которая приложена к половине поверхности сферы, в то время как другая половина сферы находится в контакте соприкосновения с пластиной. Решение нелинейной задачи выполняется пошагово с увеличением нагрузки.

При решении задачи в ANSYS использовался модуль Composite PrePost, который позволяет моделировать структуры композитных материалов и проводить анализ прочностных характеристик конструкций по множеству специально разработанных критериев [5]. Для моделирования пластины применялся восьми узловой элемент PLANE183. Для моделирования сферы использовали четырех узловой тетраэдр.

Область контакта моделировалась путем создания контактных пар из следующих конечных элементов: контактных CONTA172 и целевых TARGET169. Модель контакта между сферой и композитной пластиной рассматривалась без трения. При решении контактных задач используется расширенный метод Лагранжа. Метод Ньютона–Рафсона используется для решения нелинейных задач. Контактная жёсткость обновлялась на каждой равновесной итерации.

4. Анализ результатов численного расчета

Анализ результатов расчета позволил определить разные виды разрушений в моделируемых образцах на каждом тканевом слое: разорваны сами волокна (рис.1, а), разрушена матрица между волокнами (рис.1, б), расслоения внутри самого тканевого слоя (рис.1, в) и общая зона разрушения (рис.1, г).

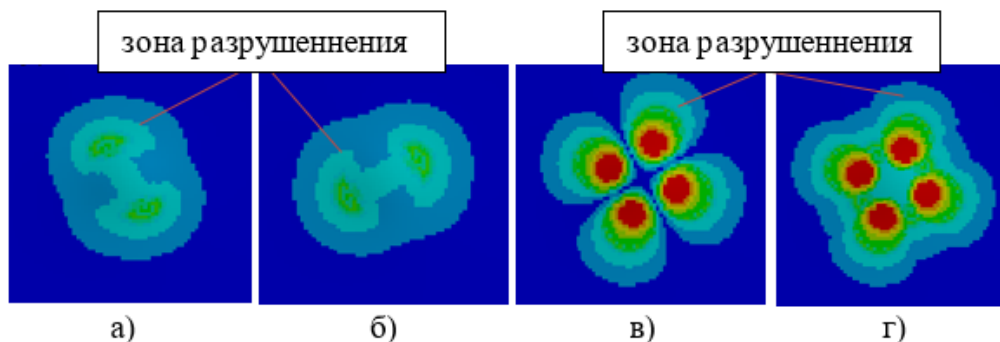


Рис. 1. Типичные зоны повреждения на слое композита

На рисунке 2 представлена карта распространения разрушения по слоям композита для различных значений радиуса сферы. Вверху указаны радиусы сфер R в мм. Число в ячейках соответствует номерам слоев, в которых образуются разрушения. Внизу показаны профили областей разрушения в композитной пластине.

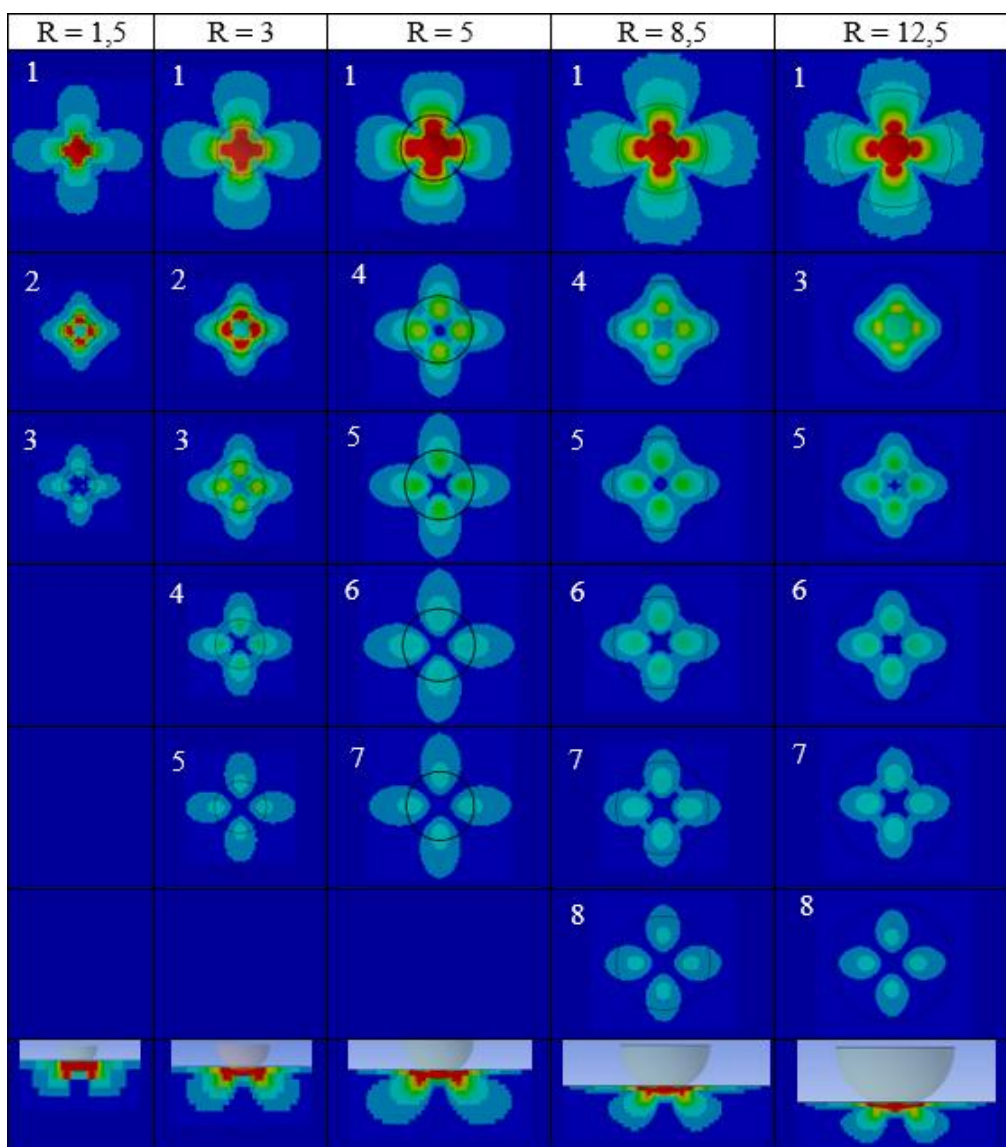


Рис. 2. Области повреждения стеклотекстолита по слоям при контакте образца с инденторами радиуса R

В результате воздействия сферы на поверхность композита, трещина начинает расти сверху вниз. Зона разрушения внутри композитной пластины растет по мере увеличения радиуса сферы R и силы F , действующей на неё. По мере углубления в материал область разрушения расширяется и рассеивается (соответствует инденторам с радиусами 1,5; 3 и 5 мм) или сужается (соответствует инденторам с радиусами 8,5 и 12,5 мм). В материале послойные зоны повреждений смещаются в обоих направлениях армирования. На каждом слое зоны разрушения содержат разрывы ткани, ориентированные в направлении волокон.

4. Вывод

В рамках проведённого исследования построена дискретная модель контакта жесткой сферы с пластиной из тканевого композита, позволяющая рассчитывать поля напряжений и перемещений. Контакт жесткой сферы с композитной пластиной вызывает локальное повреждение материала. Выявлено, что область разрушения под сферой может глубоко проникать в

слоистую структуру. Анализ результатов численного моделирования позволил выделить два типа разрушения пластины (форма зоны разрушения в виде сужающегося и расширяющегося конуса), которые включают разрушение матрицы, разрыв волокна в каждом слое и в композитной структуре.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Azzam Ahmed, Li Wei. The low-velocity impact damage resistance of the composite structures / Rev. Adv. Mater. Sci. 40.– 2015.– с. 127-145.
Колесников Ю.В., Морозов Е.М. Механика контактного разрушения. Изд. 4-е. – М.: Издательство ЛКИ. – 2012. – 224 с.
Кравчук А.С., Чигарев А.В. Механика контактного взаимодействия тел с круговыми границами. – М.: Технопринт. – 2000. – 196 с.
Коробейников С.Н. Нелинейное деформирование твердых тел / Новосибирск: Изд-во СО РАН. – 2000. – 262 с.
Федорова Н.В., Леган М.А. Определение контактных напряжений при вдавливании шара в образцы из стекла с учетом граничных условий в эксперименте / Юбилейная 30 междунар. инновационная конф. молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС-2018). Изд-во ИМАШ РАН. – 2019. – с. 212-215.

ABOUT MODELLING OF A FABRIC COMPOSITE DESTRUCTION UNDER POINT LOADING

Tuan Le Viet, graduate student e-mail tuanleviet86@gmail.com
Burnysheva Tatyana Vitalievna, D.Sc. (Engineering) tburn@mail.ru
Novosibirsk state technical university
630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave. 20

Abstract

Products made of woven composite have a greater strength of interlayer fracture, better resistance to damage under shock loading and greater resistance to crack propagation. The calculated finite element model of the contact of a steel ball with a composite plate is developed in the ANSYS software package. The article describes the influence of the radius of a rigid ball on the structure of the area of local destruction of a woven composite. The results of numerical calculation of displacements in the layers of the plate formed from contact with the steel indenter are presented. The types of the plate fracture zone under the contact spot are determined: in the form of a tapering and expanding cone.

Keywords

Multilayer fabric composite, discrete contact simulation, ANSYS Workbench, local failure zone, low-speed contact, contact spot.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЕКТОРА ЭЙЛЕРА ДЛЯ ОПИСАНИЯ БОЛЬШИХ ПОВОРОТОВ В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЯХ ТОНКОГО УПРУГОГО СТЕРЖНЯ

Шелевая Дарья Руслановна, магистрант;

Красноруцкий Дмитрий Александрович, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)888-61-44

Шелевая Д. Р., e-mail shelevayad@mail.ru

Красноруцкий Д. А., e-mail krasnorutskiy@corp.ntsru.ru

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

Аннотация

В работе приведена методика, позволяющая использовать вектор Эйлера для описания неограниченных поворотов поперечных сечений в дифференциальных уравнениях стержня. Предложены новые формулы для вычисления производных от компонент матрицы поворота тонкого упругого стержня, в которых не содержится начальная кривизна осевой линии. Приведен пример использования в тестовой задаче.

Ключевые слова

вектор конечного поворота; дифференциальная модель стержня; большие перемещения и повороты.

1. Введение

Проблема математического описания больших поворотов в задачах механики известна давно и остается актуальной в настоящее время [1-8]. В работе [8] отмечено, что наиболее привлекательными для практических расчетов являются способы, в которых используется минимальное количество кинематических параметров для описания поворотов (равное трём). В качестве кинематических параметров для описания поворотов могут выступать углы Эйлера, корабельные, самолетные углы, параметры Родриго-Гамильтона, кватернионы, вектор конечного поворота (вектор Эйлера) и др. Главной проблемой описания поворотов тремя параметрами является ограничение на максимальное значение угла поворота. Таким ограничением для вектора Эйлера является величина одного полного оборота (2π). Проблема выражается в невозможности вычислить производные компонент вектора по длине стержня при углах поворота кратных 2π : возникает сингулярность соответствующей матрицы СЛАУ для определения производных.

Ранее была опубликована статья [9], в которой был предложен вывод дифференциальных уравнений для девяти компонент матрицы поворота, описывающей изменение ориентации поперечного сечения стержня в

пространстве при деформировании, выраженных в явном виде через внутренний момент в глобальной системе координат. Для использования вектора Эйлера в качестве кинематического параметра поворота без ограничений на его величину, в [9] предложен численный алгоритм на базе метода конечных разностей, который применяется для решения нелинейной краевой задачи. Суть этого подхода состоит в том, что в итерационном процессе решения нелинейной краевой задачи разыскиваются компоненты вектора Эйлера, удовлетворяющие трем уравнениям, составленным из конечно-разностных аппроксимаций дифференциальных уравнений для компонент матрицы поворота. При этом в результате решения задач с большими поворотами при деформировании (более 2π) компоненты вектора Эйлера, как функции длины стержня, могут претерпевать изломы и скачки. Точность решения дифференциальных уравнений оценивается и повышается методом отложенной коррекции, то есть получаемое решение краевой задачи имеет известную погрешность.

В данной статье приведены аналогичные (приведенным в [9]) выкладки с изменением, которое привело к упрощению вычисления производных компонент матрицы поворота. Поэтому данная статья является улучшением [9], и использование новых формул предпочтительно.

2. Методика

Соотношения упругости тонкого стержня [9] в общем виде без параметризации матрицы с помощью вектора поворота $\overset{I}{\omega}$ в индексной и матричной формах записи имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \lambda_{mn}}{\partial s} \beta_{2m} \lambda_{kn} \beta_{3k} &= \frac{M_p \beta_{1k} \lambda_{kp}}{EJ_1}; \quad \beta_2^T \frac{\partial \lambda}{\partial s} \lambda^T \beta_3 = \frac{1}{EJ_1} \beta_1^T \lambda \mathbf{M}; \\ \frac{\partial \lambda_{mn}}{\partial s} \beta_{3m} \lambda_{kn} \beta_{1k} &= \frac{M_p \beta_{2k} \lambda_{kp}}{EJ_2}; \quad \beta_3^T \frac{\partial \lambda}{\partial s} \lambda^T \beta_1 = \frac{1}{EJ_2} \beta_2^T \lambda \mathbf{M}; \\ \frac{\partial \lambda_{mn}}{\partial s} \beta_{1m} \lambda_{kn} \beta_{2k} &= \frac{M_p \beta_{3k} \lambda_{kp}}{GJ_3}; \quad \beta_1^T \frac{\partial \lambda}{\partial s} \lambda^T \beta_2 = \frac{1}{GJ_3} \beta_3^T \lambda \mathbf{M}; \end{aligned} \quad (1)$$

где $\beta_k = \{\beta_{k1} \ \beta_{k2} \ \beta_{k3}\}^T$, $\mathbf{M} = \{M_1 \ M_2 \ M_3\}^T$ – внутренний момент, s – естественная координата стержня (длина дуги), β – матрица начальной геометрии (описывает начальную пространственную ориентацию главных осей инерции поперечного сечения), λ – матрица (тензор) поворота при деформировании, $EJ_{1,2}, GJ_3$ – жесткости на изгиб и кручение, по повторяющимся индексам ведется суммирование от 1 до 3. Отличием таких соотношений упругости тонкого стержня от других известных соотношений заключается в том, что они не содержат начальной кривизны.

Пусть поперечное сечение стержня в точке с координатой s совершило некоторый конечный поворот, описываемый вектором $\overset{I}{\omega}(s)$. Поворот близкого к s поперечного сечения описывается вектором конечного поворота

$\overset{\Gamma}{\omega}(s + \Delta s) = \overset{\Gamma}{\omega}^*$. Представим поворот $\overset{\Gamma}{\omega}^*$ в виде двух поворотов, сначала на вектор поворота $\overset{\Gamma}{\omega}$, затем на некоторый $\Delta \overset{\Gamma}{\omega}$. Таким образом, матрица поворота запишется в следующем виде

$$\lambda(\overset{\Gamma}{\omega}^*) = \lambda[\overset{\Gamma}{\omega}(s + \Delta s)] = \lambda(\Delta \overset{\Gamma}{\omega}) \cdot \lambda(\overset{\Gamma}{\omega}), \quad (2)$$

тогда, по аналогии с [9], можно получить следующие дифференциальные уравнения для компонент тензора поворота при деформировании:

$$\frac{\partial \lambda}{\partial s} = \begin{pmatrix} (\lambda_{21} \Delta \omega_{3,s} - \lambda_{31} \Delta \omega_{2,s}) & (\lambda_{22} \Delta \omega_{3,s} - \lambda_{32} \Delta \omega_{2,s}) & (\lambda_{23} \Delta \omega_{3,s} - \lambda_{33} \Delta \omega_{2,s}) \\ (\lambda_{31} \Delta \omega_{1,s} - \lambda_{11} \Delta \omega_{3,s}) & (\lambda_{32} \Delta \omega_{1,s} - \lambda_{12} \Delta \omega_{3,s}) & (\lambda_{33} \Delta \omega_{1,s} - \lambda_{13} \Delta \omega_{3,s}) \\ (\lambda_{11} \Delta \omega_{2,s} - \lambda_{21} \Delta \omega_{1,s}) & (\lambda_{12} \Delta \omega_{2,s} - \lambda_{22} \Delta \omega_{1,s}) & (\lambda_{13} \Delta \omega_{2,s} - \lambda_{23} \Delta \omega_{1,s}) \end{pmatrix}, \quad (3)$$

где $\Delta \omega_{j,s} \equiv \frac{\partial \omega_j}{\partial s} = \beta_{ij} C_{ii} \beta_{ik} \lambda_{kp} M_p$, $\mathbf{C} = \begin{pmatrix} EJ_1^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & EJ_2^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & GJ_3^{-1} \end{pmatrix}$.

Представленные выражения (3) проще полученных в [9], в них на одну сумму меньше, но при вычислении дают идентичные результаты.

При замене соотношений упругости (1) на соотношения (3), система уравнений стержня будет состоять из 18 дифференциальных уравнений. В качестве неизвестных параметров для описания поворотов в ней используются компоненты матрицы поворота λ , что избавляет от проблем, связанных с большими (более 2π) поворотами, но добавляет проблемы с формулированием краевых условий типа цилиндрический шарнир. Поэтому предлагается вернуться к использованию вектора Эйлера для описания любых поворотов поперечных сечений стержня.

Для решения системы нелинейных дифференциальных уравнений применяется метод конечных разностей: неизвестные функции разыскиваются в дискретных узлах, а дифференциальные уравнения аппроксимируются по правилу трапеций:

$$\frac{\mathbf{W}_{j+1} - \mathbf{W}_j}{h_j} = \frac{1}{2} [\mathbf{f}(s_j, \mathbf{W}_j) + \mathbf{f}(s_{j+1}, \mathbf{W}_{j+1})], \quad j = 1, 2, \dots, N, \quad (4)$$

где $h_j = s_{j+1} - s_j$ – шаг сетки;

$\mathbf{W}_j = \{U_1, U_2, U_3, \omega_1, \omega_2, \omega_3, Q_1, Q_2, Q_3, M_1, M_2, M_3\}^T \Big|_{s=s_j}$ – вектор-столбец 12

узловых неизвестных; $\mathbf{f}(s, \mathbf{W})$ – правая часть системы дифференциальных уравнений движения тонкого упругого стержня [9].

Для того, чтобы использовать вектор Эйлера для описания любых поворотов предлагается следующее: заменить в уравнениях разностной схемы (4) для вектора Эйлера:

$$\omega_{k,j+1} - \omega_{k,j} - h_j (f_{3+k,j} + f_{3+k,j+1}) / 2 = 0, \quad k = 1, 2, 3, \quad (5)$$

на другие, в которых не будет возникать особенностей при любых углах:

$$\left[\lambda_{1n,j+1} - \lambda_{1n,j} - h_j (f_{1n,j}^* + f_{1n,j+1}^*) / 2 \right] (\lambda_{2n,j} + \lambda_{2n,j+1}) / 2 = 0,$$

$$\begin{aligned} & \left[\lambda_{1n,j+1} - \lambda_{1n,j} - h_j (f_{1n,j}^* + f_{1n,j+1}^*) / 2 \right] (\lambda_{3n,j} + \lambda_{3n,j+1}) / 2 = 0, \\ & \left[\lambda_{2n,j+1} - \lambda_{2n,j} - h_j (f_{2n,j}^* + f_{2n,j+1}^*) / 2 \right] (\lambda_{3n,j} + \lambda_{3n,j+1}) / 2 = 0, \end{aligned} \quad (6)$$

Где $\lambda_{kn,j} \equiv \lambda_{kn}(s_j, \omega_1, \omega_2, \omega_3)$, $f_{kn,j}^* \equiv \frac{\partial \lambda_{kn}(s_j, \omega_{1,2,3}, M_{1,2,3})}{\partial s}$ – вычисляется из (3), здесь

по индексу n ведется суммирование от 1 до 3-х, а по индексу j нет суммирования, он указывает на номер блока уравнений $j \in 1, 2 \dots N$. При решении нелинейной краевой задачи методом конечных разностей, по сути, при решении системы нелинейных уравнений (4) методом Ньютона, на каждой итерации необходимо проводить следующую нормировку вектора Эйлера в каждой узловой точке: по текущему значению вычислять матрицу поворота и затем обратно находить вектор Эйлера. Такая нормировка ограничит величину модуля вектора Эйлера и улучшит сходимость итерационного процесса.

3. Пример использования

Рассмотрим тестовый пример из статьи [8]: задача о расчете конфигурации деформированной винтовой пружины при действии на неё изгибающего момента. Пружина на одном конце была полностью заделана, а на другом нагружена моментом, плоскость действия которого проходит через ось пружины. Сечение пружины – круг радиусом 5мм, количество витков – 10, угол подъёма – $\pi / 24$, модуль упругости – 26076 МПа, коэффициент Пуассона – 0.3, изгибающий момент – 0.7 Н·мм. При таком изгибе некоторые поперечные сечения поворачиваются на углы более 2π , решить такую задачу в рамках 12 дифференциальных уравнений без численного подхода (6) невозможно. Получить решение в конечно-элементном пакете ANSYS тоже не удастся.

На рисунке 1 приведена рассчитанная по новым формулам (3) с применением численного подхода (6) деформированная конфигурация пружины из тестовой задачи, приведенной в статье [8], результаты совпали.

На рисунке 2 приведены графики зависимости проекций вектора Эйлера от относительной координаты $\bar{s} = s / l$, проекция №1 и 3 умножены на 100 для наглядности. Все три проекции имеет разрыв первого рода (скачок) при $\bar{s} = 0.38$, проекция вектора Эйлера слева $\omega_2 = \pi$, справа $\omega_2 = -\pi$, таким образом функция ω_2 имеет скачок 2π . Необходимо отметить, что если решать эту задачу по формулам (3) в рамках 18 дифференциальных уравнений стержня, а затем построить вектор Эйлера по найденным матрицам λ , то результат будет идентичным с приведённым на рис.2.

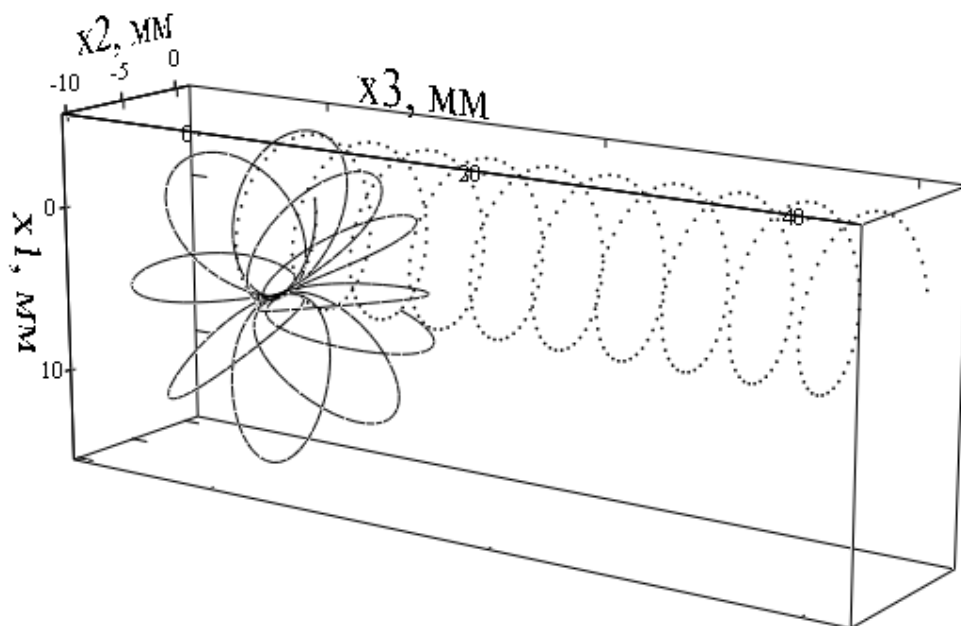


Рис. 1. Деформированная конфигурация пружины

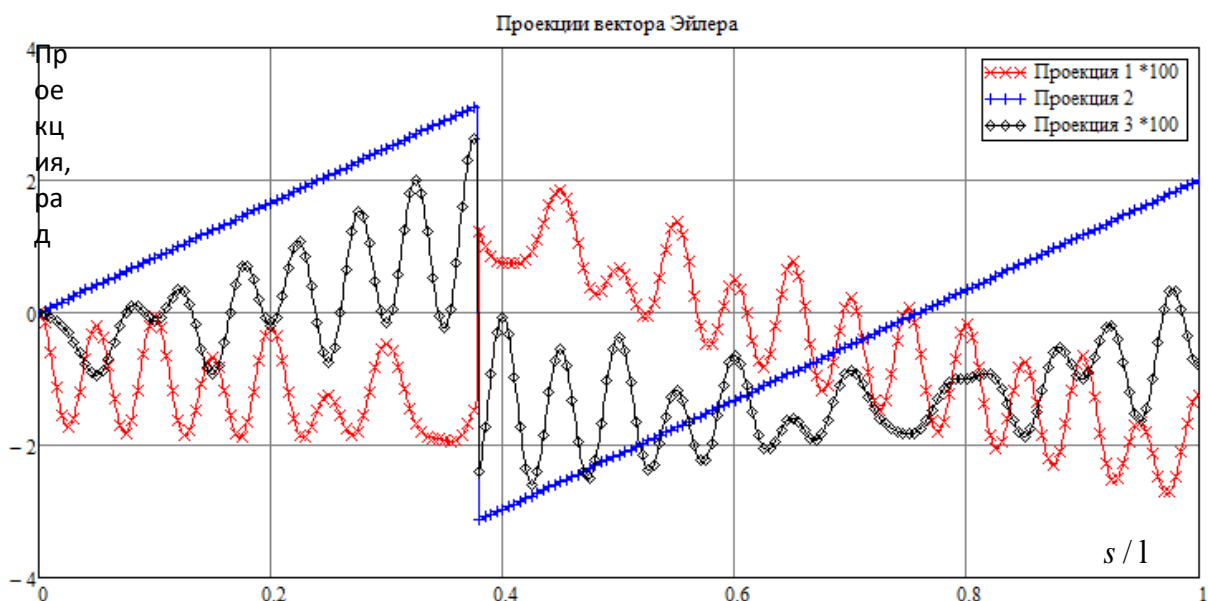


Рис. 2. Зависимости проекций вектора Эйлера от $\bar{s} = s / l$

4. Выводы

В статье описана методика вычисления параметров больших поворотов поперечных сечений тонкого упругого стержня по дифференциальной модели с использованием вектора Эйлера без ограничений на величину поворота. Получены новые более простые соотношения упругости (3), которые в сочетании с применением метода конечных разностей и заменой уравнений (5) разностной схемой (4) на новые уравнения (6) дали возможность в качестве параметров для описания поворотов использовать три проекции вектора Эйлера без ограничений на величину поворота. Рассмотренный пример изгиба пружины показал, что предлагаемая методика работоспособна и корректна.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Argyris J.H. An excursion into large rotations. // *Comp. Meth. Appl. Mech. Eng.* – 1982. – V.32. – № 1. – P. 85-155.
- Argyris, J. H.; and Symeonidis, Sp.: *Nonlinear Finite Element Analysis of Elastic Systems under Nonconservative Loading – Natural Formulation, Part I – Quasistatic Problems. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, Volume 26, 1981, pp. 75 – 123.*
- Dewey H. Hodges. *Finite Rotation and Nonlinear Beam Kinematics. Vertica January 1, 1987, Volume: 11, Issue: 1-2, ISSN: 0360-5450*
- Сорокин Ф.Д. Прямое тензорное представление уравнений больших перемещений гибкого стержня с использованием вектора конечного поворота // *Известия РАН. Механика твердого тела. 1994. № 1. С. 164-168.*
- Попов В.В., Сорокин Ф.Д., Иванников В.В. Разработка конечного элемента гибкого стержня с отдельным хранением накопленных и дополнительных поворотов для моделирования больших перемещений элементов конструкций летательных аппаратов // *Труды МАИ, 2017, № 92.*
- Низаметдинов Ф.Р., Сорокин Ф.Д. Особенности применения вектора Эйлера для описания больших поворотов при моделировании элементов конструкций летательных аппаратов на примере стержневого конечного элемента. *Труды МАИ, 2019, №102.*
- Сорокин Ф.Д. Новый способ описания больших поворотов для задач роторной динамики. *Проблемы машиностроения и надежности машин, 2019, № 7, с. 30–37.*
- Низаметдинов Ф.Р., Сорокин Ф.Д., Иванников В.В. Разработка геометрически нелинейного конечного элемента оболочки с применением вектора Эйлера. *XXXI Международная инновационная конференция молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС - 2019). Сборник трудов конференции. 2020. С. 140-143.*
- Пустовой Н. В. Методика вычисления параметров больших поворотов поперечных сечений гибкого стержня при расчетах в рамках его дифференциальной модели. Ч. 1 / Н. В. Пустовой , В. Е. Левин, Д. А. Красноруцкий // *Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. - 2013. – № 2 (51). – С. 155-164.*

USING THE EULER VECTOR TO CALCULATE LARGE ROTATIONS IN THE DIFFERENTIAL EQUATIONS OF A THIN ELASTIC ROD

Shelevaya Daria R., student; Krasnorutskiy Dmitry A., associate professor
Novosibirsk State Technical University, 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk,
630073, Russia, tel. +7-953-888-61-44

Shelevaya Daria R., e-mail shelevayad@mail.ru
Krasnorutskiy Dmitry A., e-mail krasnorutskiy@corp.ntsru.ru

Abstract

The paper presents a technique that allows using the Euler vector to calculate unlimited rotations of cross sections in the differential equations of a rod. New formulas are proposed for calculating the derivatives of the components of the rotation matrix of a thin elastic rod that do not contain the initial curvature of the centerline. An example of using it in a test problem is given.

Keywords

final rotation vector; differential rod model; large displacements and rotations.

УДК 539.3

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЕЩИНЫ ВСТРОЕННЫМ ФУНКЦИОНАЛОМ ПАКЕТА ANSYS WORKBENCH

Штрайх Артур Евгеньевич, студент;

Кожевников Алексей Николаевич, старший преподаватель

Новосибирский государственный технический университет,

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

Штрайх А.Е., e-mail shtrayh1@yandex.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

Аннотация

Сварные швы широко используются в различных отраслях промышленности для соединения отдельных деталей или узлов в цельную конструкцию. Возникновение в структуре шва дефекта в виде трещины требует особого подхода при определении напряженно-деформированного состояния. В среде ANSYS Workbench предусмотрен встроенный инструментарий для внедрения трещин в расчетные модели. В рамках данной статьи представлена последовательность действий по построению эллиптической трещины в сварном шве металлической конструкции опорной платформы экспериментальной модели. Представлены результаты расчета НДС модели с учетом трещины относительно неповрежденного состояния.

Ключевые слова

Сварное соединение; ANSYS; ANSYS Workbench; трещина; дефект в конструкции; SolidWorks

1. Введение

Сварное соединение получило широкое распространение в машиностроении и строительстве в силу дешевизны, малой массы и технологичности. Однако, выявление дефектов в сварных швах в виде трещин все еще является сложной задачей [1]. В связи с этим актуальной является задача по моделированию металлической конструкции в CAD системе SolidWorks, и последующее

внедрение в модель дефекта в САЕ системе ANSYS Workbench. Использование программы SolidWorks обусловлено более гибким редактором, предназначенным для построения геометрических моделей.

2. Построение модели

В качестве расчетной модели для исследования выберем реальную конструкцию - платформу экспериментальной опоры ЛЭП (рис. 1). В качестве сварных швов будем использовать отдельный элемент сборочной единицы: каждый сварной шов представляет собой отдельную деталь в модели, повторяющую геометрию реального сварного шва.



Рис. 1. Платформа экспериментальной опоры ЛЭП

Первым шагом при построении расчетной модели выступает обмер и моделирование каждого элемента конструкции, и последующее объединение в общую сборочную единицу [2]. Расчетная модель представлена на рисунке 2.

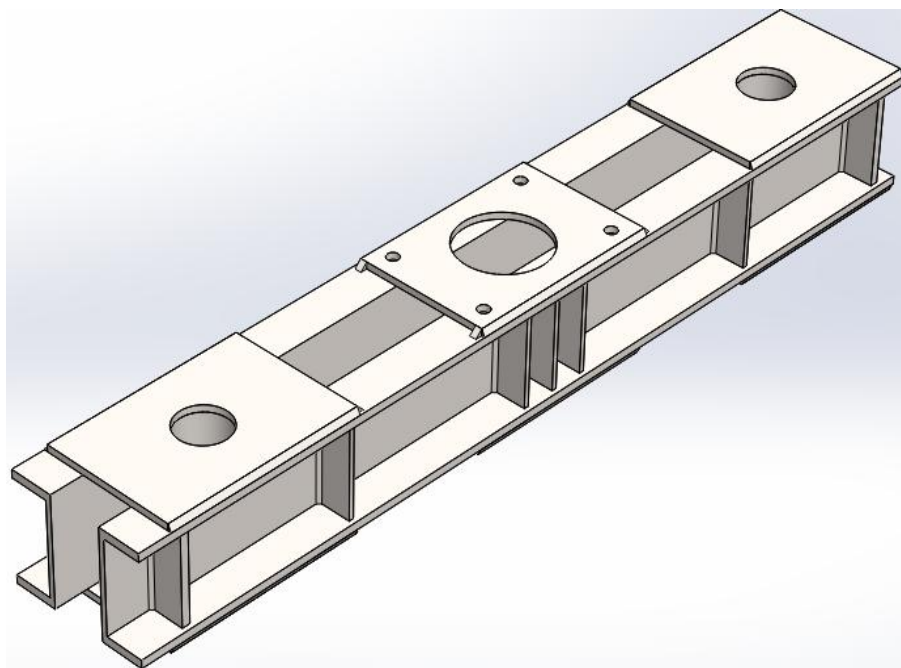


Рис. 2. Геометрическая модель платформы

3. Анализ модели в Ansys Workbench

Экспортируем построенную модель из среды SolidWorks в универсальный формат .X_T для последующего импорта и расчета в среде ANSYS Workbench. В импортированную модель необходимо внедрить дефект сварного шва – трещину. Далее кратко приведем порядок моделирования [3].

Задаем плоскость для построения области трещины и строим эллипс. Далее пересекаем эллипс с объемной геометрией для того, чтобы сформировать поверхность будущей трещины.

Следующим этапом является задание *construction body* для эллипса, чтобы впоследствии это не мешало в анализе конструкции. Далее следует задать систему координат для того, чтобы задать направление трещины, ось X нужно задать так, чтобы она совпадала с нормалью к поверхности трещины. Ось Z нужно задать вдоль трещины, а ось Y поперек.

Задаем гексаэдральную конечно-элементную сетку, с учетом концентрации напряжений вблизи перепадов геометрии в модели.

Инструментами *Fracture* задаем *Arbitrary Crack* (рис. 3 слева). Выбираем геометрическое тело, где будет трещина, систему координат трещины и геометрию поверхности трещины (эллипс), радиус контура интегрирования по контуру трещины. В итоге получаем сгущенную сетку около поверхности трещины (рис. 3 справа).

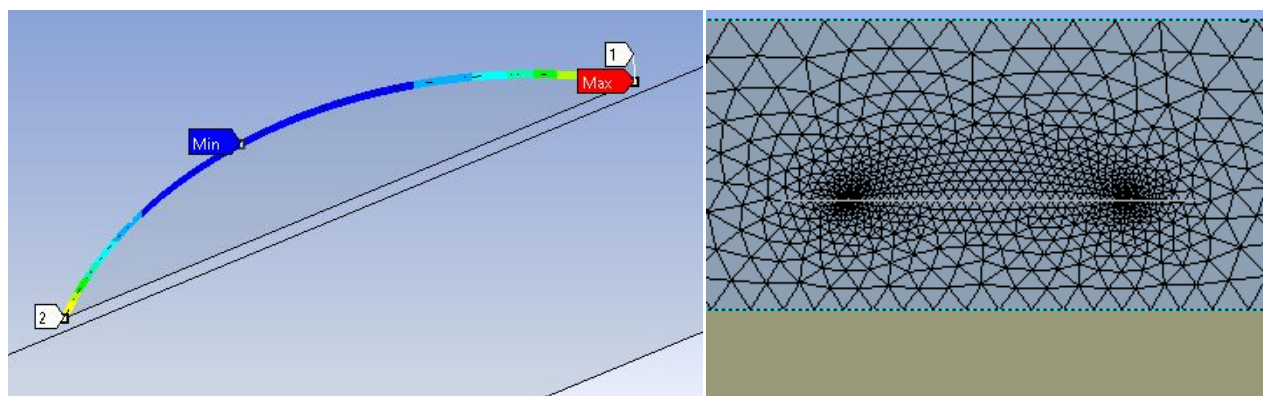


Рис. 3. Построенная эллиптическая трещина в сварном шве платформы

Результатами расчета выступают перемещения (рис. 4), и эквивалентные напряжения (рис. 5).

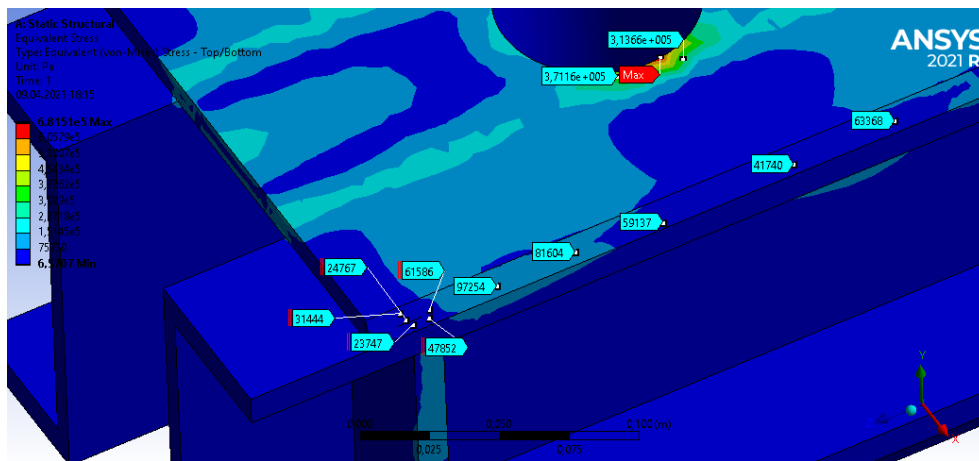


Рис. 4. Распределение эквивалентных напряжений в конструкции (вблизи трещины)

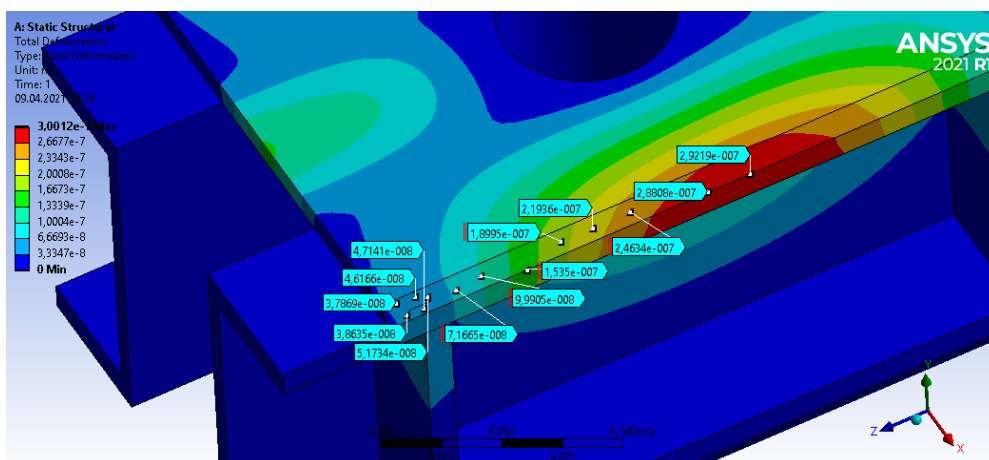


Рис. 5. Распределение перемещений в конструкции (вблизи трещины)

Сопоставим рассчитанные величины для подхода к моделированию трещины относительно неповрежденного состояния (таблица 1).

Таблица 1

Сводные результаты расчета

Результирующий параметр	Модель без трещины	Модель с трещиной	Отличие, %
Напряжения, Па	28373,92	37879,2	25,09
Перемещения, мкм	4,85	4,43	-9,47

4. Вывод

По результатам проведенного расчета в среде ANSYS Workbench можно сделать вывод о том, что, в случае необходимости учета трещины, есть возможность смоделировать и задать параметры трещины, визуализировать и рассчитать напряженно-деформированное состояние модели с дефектом сварного шва в виде эллиптической трещины.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Lu, Y., Chen, S., Shi, Y., Li, X., Chen, J., Kvidahl, L., et al. 2014. Double-electrode arc welding process: Principle, variants, control and developments. Journal of Manufacturing Processes 16(1): 93–108. DOI: 10.1016/j.jmapro.2013.08.003

Федоров А.Л. Обучение трехмерному моделированию в машиностроительных САПР //Автоматизированное проектирование в машиностроении. 2018. №6. С. 99-102.

Губанов А.Н. Автоматизированная система обучения основам геометрического моделирования в САПР: Дисс. ... канд. техн. наук: 05.13.12. – Самарский государственный аэрокосмический университет, Самара, 2003. 135 с.

CRACK MODELLING IN ANSYS WORKBENCH

Shtrayh Artur Evgenevich, student e-mail Shtrayh1@yandex.ru

Kozhevnikov Aleksey Nikolaevich, Senior Lecturer

Kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university

630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave. 20

Abstract

Welds are widely used in various applications of industries to connect separate details or joints into a single structure. The appearance of a defect in a form of the crack in the weld structure requires a specific approach to determine the stress-strain state. The interface of ANSYS Workbench provides an incorporated toolkit for introducing arbitrary cracks into the finite element model. This paper provides a sequence of actions for the elliptical crack introduction in the weld of the support platform of the experimental model metal structure. Moreover, there are the results of calculating the stress-strain state of the model, compared with the undamaged state.

Keywords

Welded connection; ANSYS; ANSYS Workbench; crack; defect in the structure; SolidWorks.

СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

УДК 533.6

ТРАЕКТОРИИ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ ДВУХЗВЕННОГО ПЛАНЕРА

Акимов Михаил Александрович¹², Колываенко Валерий Андреевич¹²

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

Колываенко В.А., email kolyvaenko99@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Колываенко Валерий Андреевич, Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1
тел. +7 (999) 451-66-13

Аннотация

В работе были рассмотрены траектории установившегося движения двухзвенного планера. Рассмотрены случаи планирования, спуска и набора высоты, а также скоординированный правильный вираж. Все случаи рассматривались при наличии сдвига ветра по всем трём пространственным направлениям.

Ключевые слова: двухзвенный планер, эффективная тяга, эффективное качество, сдвиг ветра, динамика полёта, траектории

1. Введение

Упрощённо, двухзвенный планер можно представить как два планера разнесённых по высотам и сцепленным между собой тросом. Такой летательный аппарат может использовать поперечный сдвиг ветра по высоте для создания тяги [1-3]. Исследование данной концепции является перспективным направлением, поскольку позволяет расширить возможности человечества по созданию атмосферных спутников.

Ранее в работе [3] был рассмотрен случай установившегося движения в горизонтальной плоскости при условии равенства аэродинамического качества звеньев (планеров) двухзвенного планера. Необходимо рассмотреть случаи, когда это условие не выполняется.

2. Методика проведения исследования

Запишем уравнения движения в нормальной и нормальной земной системах координат (ГОСТ 20058-80). Влияние сдвига ветра учитывается введением терминов «эффективная тяга» и «эффективное аэродинамическое качество». Эти термины позволяют представить полёт в присутствии сдвига ветра как полёт в атмосфере без ветра.

3. Результаты и обсуждение

Рассмотрены различные случаи траектории установившегося полёта в вертикальной плоскости (Рис. 1). Разное аэродинамическое качество звеньев планера может быть вызвано, как их геометрией и углом атаки, так и разницей в ветре между высотами. Продольные и вертикальные компоненты ветра меняют наклон траектории набора высоты и планирования. Допускается, что между нижним и верхним звеньями так же может быть разная скорость ветра по всем трём пространственным направлениям.

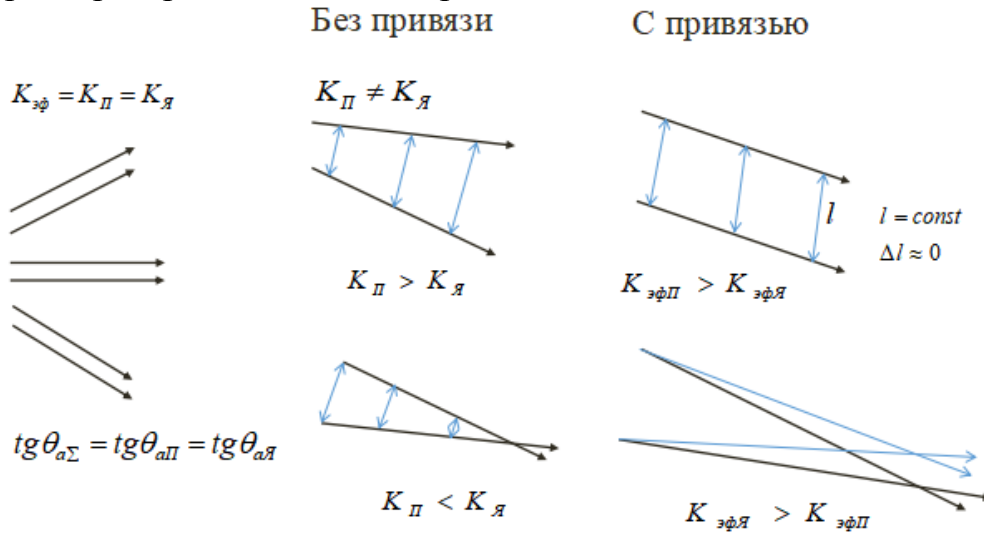


Рис. 1 Траектории установившегося движения в вертикальной плоскости

Как можно заметить, наиболее удачный случай – это, когда $K_{\text{эф}}$ верхнего звена (планера) выше, чем у нижнего – их траектории не пересекаются при планировании.

Что касается установившегося полёта в горизонтальных плоскостях – правильный вираж, т.е. для него можно выделить два случая, это наиболее простой манёвр – движение вокруг некоторого общего центра – «нескоординированный вираж» и «скоординированный вираж», позволяющий наиболее эффективно использовать сдвиг ветра, траектории каждого звена оптимизируются (Рис. 2).

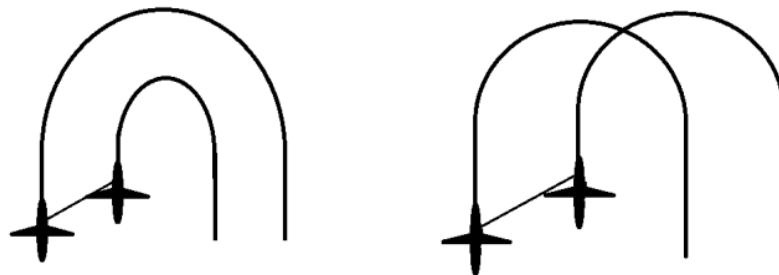


Рис. 2 Траектории установившегося движения в горизонтальных плоскостях. Правильный вираж: «нескоординированный» (слева) и «скоординированный» (справа)

4. Выводы

При исследовании двухзвенного планера было определено, что для горизонтального полета и набора высоты качество эффективное первого планера должно превосходить $K_{эф}$ второго.

В дальнейшем предстоит определить траекторию правильного виража, по которой будет проходить двухзвенный планер. После чего появится возможность определить условия, при которых планер сможет лететь по выбранной траектории в заданном высотном градиенте ветра бесконечно (Рис. 3).

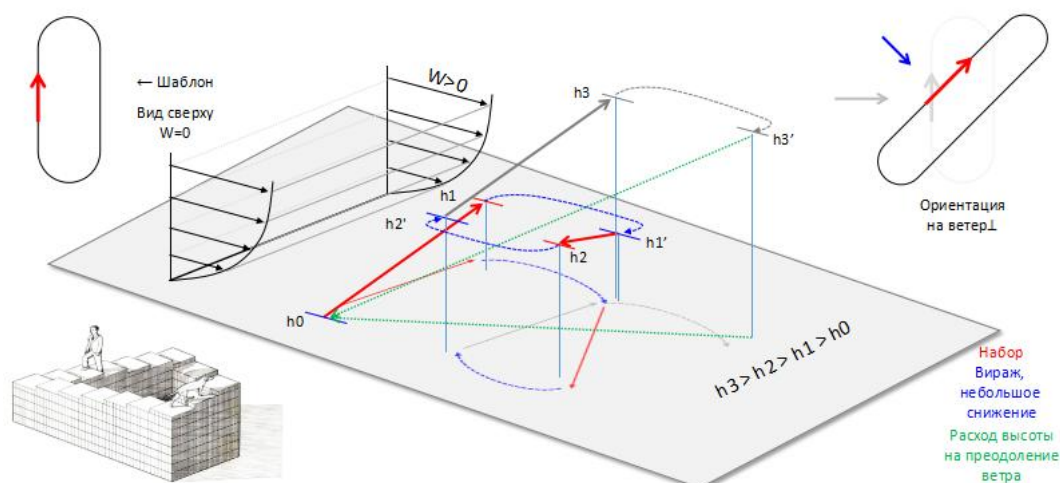


Рис. 3 Траектория полета планера с присутствием ветра

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Engblom W. Dual-Aircraft Atmospheric Platform // U.S. Patent Application No. 13/414,451, March 17, 2012.
2. Engblom W. Novel Approach to High-Altitude Long-Endurance Stationkeeping // AIAA 2012-3203, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, 2012.
3. Akimov M.A., Polivanov P.A. Study of the possibility of steady horizontal flight of the dual aircraft platform with the wind shear / DOI:10.1088/1742-6596/1404/1/012075, 2019

TRAJECTORIES OF STEADY MOTION OF A TWO-LINK GLIDER

Kolyvaenko Valerii Andreevich¹², Akimov Michail Alexandrovich¹²

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1

² Novosibirsk State Technical University

630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20

Kolyvaenko V.A., email kolyvaenko99@mail.ru

Abstract

In the work, a two-link glider was considered. Here we consider the various trajectories of its steady flight. Planning, descent, and ascent with a tether were evaluated, and a coordinated correct turn was also affected, including with the presence of wind.

Keywords: two-link glider, effective thrust, effective quality, flight dynamics, wind shear

УДК 533.6

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА В ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ С ПЕРИОДИЧЕСКОЙ НЕРОВНОСТЬЮ СТЕНКИ

Александров Александр Александрович^{1,2}, Пак Алексей Юрьевич¹

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

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

Александров А.А., email aovhight@gmail.com

Пак А.Ю., email ale-pak@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Александров Александр Александрович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

В работе было рассмотрено течение Куэтта в кольцевом зазоре, которое представляет интерес для фундаментальных исследований. Здесь были приведены пульсации скорости и их направления, создаваемые кавернами на вращающемся барабане установки. Определены относительные пульсации скоростей течения при различных давлениях. А также приведены частотные спектры возмущений, создаваемых кавернами.

Ключевые слова

Течение Куэтта; полукольцевой канал; пульсации скорости; каверны.

1. Введение

Течение Куэтта в кольцевом зазоре представляет интерес для фундаментальных исследований из-за большого числа влияющих факторов, разнообразия возникающих явлений при различных параметрах потока, геометрических характеристик кольцевого канала и т.д.

Теоретическая значимость исследования состоит в получении данных, которые могут быть использованы при верификации расчетных методов для широкого круга задач, использующие аналитические и численные методы. Практическая значимость исследования заключается в возможности

использования течения Куэтта для тарировок измерителей скорости, особенно при низких давлениях и относительно невысоких скоростях потока.

2. Методика экспериментального исследования

Эксперименты по исследованию характеристик течения Куэтта проводились в установке с полукольцевым зазором (Рис. 1), собранной в Институте Теоретической и Прикладной Механики (далее ИТПМ). В данной работе для измерений использовался термоанемометр постоянного сопротивления СТА-6, разработанный и изготовленный в ИТПМ. Вместе с термоанемометром использовался проволочный датчик с вольфрамовой нитью диаметром 10 мкм и длиной около 2 мм. Сигнал с термоанемометра оцифровывался с помощью внешнего АЦП.

3. Результаты и обсуждение

В ходе экспериментов были получены относительные пульсации скорости для 3-х давлений (Рис.3), реализации выходного сигнала при постоянном вращении барабана с разными угловыми скоростями (Рис.4). Из приведенных реализаций при угловой скорости $\omega = 20.8 \text{ с}^{-1}$ видно, что ближе к верхней неподвижной стенке ($y/h=0,12$) выбросы направлены вверх, а ближе к вращающемуся барабану с кавернами ($y/h=0,8375$) выбросы меняют направление. Так же были получены частотные спектры возмущений (Рис.5), генерируемых кавернами на вращающейся поверхности, из которых можно выделить четыре основные гармоники.



Рис. 5. Установка с полукольцевым зазором для исследования течения Куэтта



Рис. 2. Термоанемометр постоянного сопротивления СТА-6, разработанный и изготовленный в Институте Теоретической и Прикладной Механики.

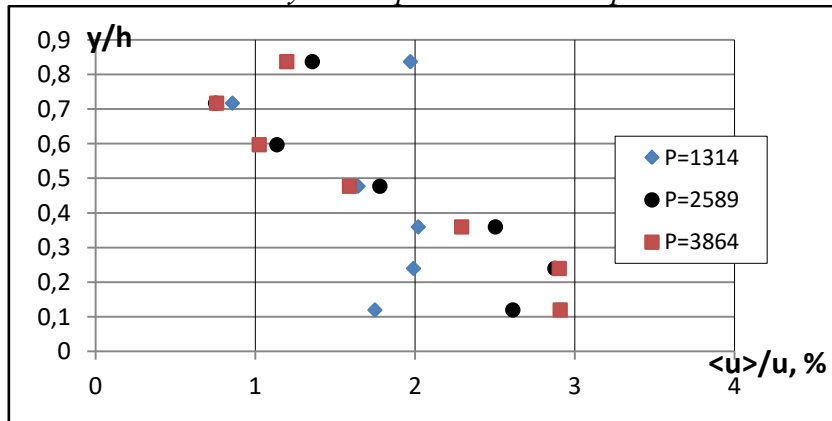


Рис.3. Относительные пульсации скорости в процентах для разных давлений (1314 Па, 2589 Па, 3864 Па).

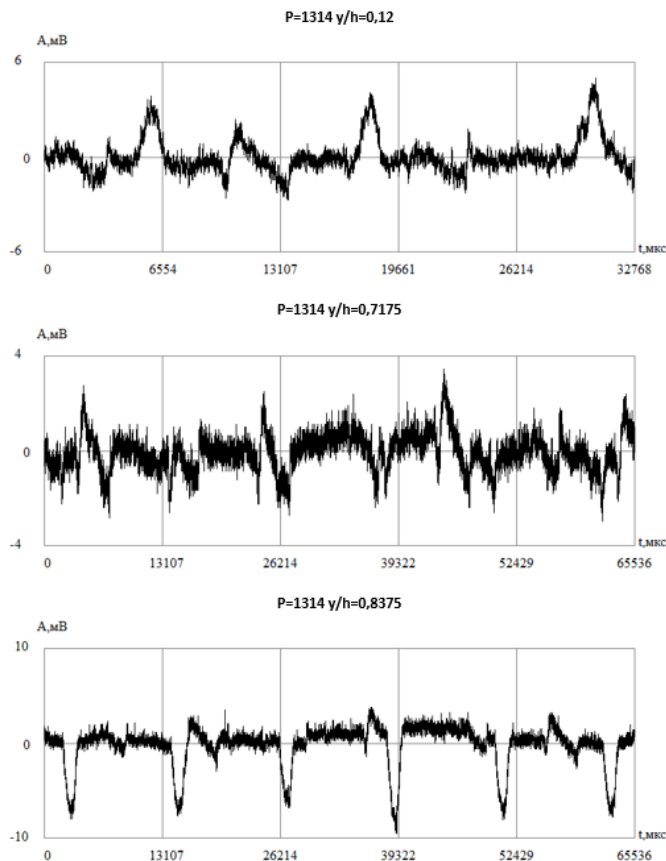


Рис.4. Эволюция реализации выходного сигнала при постоянном вращении с угловой скоростью $\omega = 20.8 \text{ c}^{-1}$

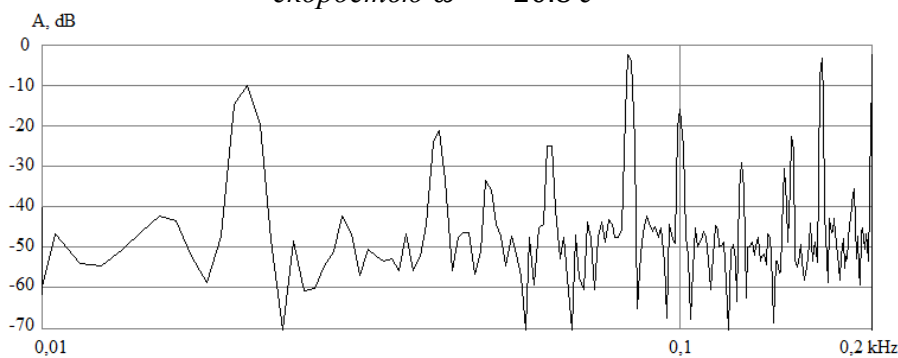


Рис.5. Спектр возмущений при угловой скорости $\omega = 20.8 \text{ c}^{-1}$

4. Выводы

Получены реализации выходного сигнала, спектры и относительные пульсации скорости. Исследуя эволюцию реализации сигнала, в зависимости от положения датчика термоанемометра, было выявлено изменение направления выброса импульсов. Также были получены спектры возмущений, в которых присутствует дискретная частота, соответствующая частоте вращения цилиндра.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 712 с.
2. Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю. Термоанемометрия сжимаемых течений. Аэромеханика и газовая динамика № 4, 2003 стр.53-70.

3. Tyler J. J., Drag measurements across patterned surfaces in a low Reynolds number Couette flow facility: The University of Alabama press. Tuscaloosa 2009, P. 51

EXPERIMENTAL STUDY OF THE COUETTE FLOW IN A SEMICIRCULAR CHANNEL WITH PERIODIC WALL IRREGULARITY

Alexandrov Alexander Alexandrovich^{1,2}, Pak Alexey Yuryevich²

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1

² Novosibirsk State Technical University
630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20

Alexandrov A.A., email aovhight@gmail.com

Pak A.U., email ale-pak@yandex.ru

Abstract

The work considers the Couette flow in the circular gap, which is interest for fundamental research. Here were shown the velocity pulsations and their directions created by the caverns on the rotating cylinder of the installation. The relative pulsations of the flow velocities at different pressures are determined. The frequency spectra of the disturbances created by the caverns are also given.

Keywords

Couette flow; semicircular channel; velocity pulsations; caverns.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ НА ОБТЕКАНИЕ БПЛА

Аллацкий Никита Сергеевич^{1,2}, Павленко Александр Михайлович¹

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича
СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/3

² Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

Аллацкий Н.С., email petrov1van2015@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Аллацкий Никита Сергеевич, Институт
теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/3
тел. +7 (960) 930-93-13

Аннотация

Исследования структуры течения проводились на модели БПЛА трапециевидной формы. Эксперименты проводились в аэродинамической трубе при дозвуковых скоростях. Использовался метод саже-масляной визуализаций для получения картины обтекания модели. Эксперименты проводились при различных углах атаки, а также при различном отклонении элевон на модели. Особенность работы заключается в том, что эксперименты проводились при натуральных (полетных) числах Рейнольдса.

Ключевые слова: летающее крыло, БПЛА, локально-отрывной пузырь, срыв потока.

1. Введение

Обтекание крыла и ЛА в целом является одной из важных задач при проектировании летательных аппаратов дабы улучшить обтекание, т.е. устранить отрывные течения при больших углах атаки, а также увеличение зоны ламинарного обтекания крыла. Существенное значение имеют эксперименты на крыле, они проводятся для того, чтобы исследовать физические явления, которые протекают на этом крыле при различных углах атаки и скольжения.

2. Методика проведения исследования

Эксперименты проводились в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ им. С. А. Христиановича СО РАН (Новосибирск). В экспериментах использовалась модель летающего крыла, изготовленная на 3D принтере. Размах крыла составляет 750 мм, максимальная хорда равна 500 мм. Угол между передними кромками - 112° . Модель устанавливалась в рабочую часть аэродинамической трубы на специальную державку, сконструированную таким образом, чтобы можно было изменять угол атаки крыла.

3. Результаты и обсуждение

На рис. 1 показаны результаты визуализации, полученные при нулевом угле атаки и при различном отклонении элевонів. Так же представлена схема течения на поверхности крыла. Набегающий поток направлен сверху вниз. Можно наблюдать, что от передней кромки до центральной части крыла линии тока параллельны направлению набегающего потока. После образовались ламинарные отрывные пузыри в виде полос, перед которыми линии тока растекаются, меняя направление к краям модели. Картина течения симметрична. После пузырей снова видно растекание потока, это связано с тем, что элевонів отклонены вверх на 30° .

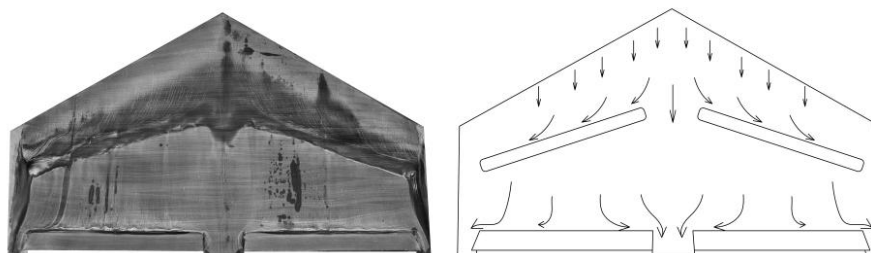


Рис. 1 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=0$; $\gamma=-30$ (вверх)

На рис.2 такая же структура течения за исключение того, что элевонів опущены вниз, картина течения поменялась. Позади пузырей восстановилось прямолинейное течение в сторону задней кромки.

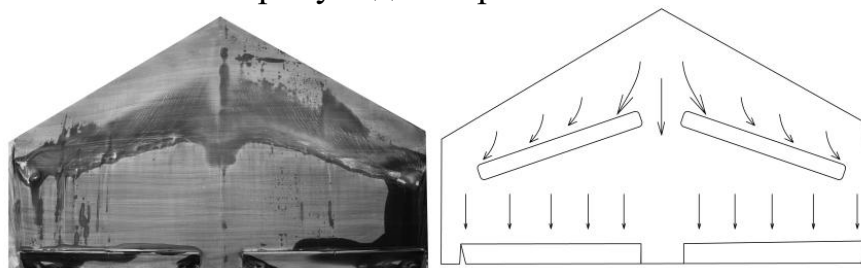


Рис. 2 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=0$; $\gamma=+30$ (вниз)

На рис.3 элевонів установлены уже несимметрично (левый вверх, правый вниз). Из-за этого картина течения становится несимметричной. На левой стороне модели видно, как орган управления обтекается потоком, а на правой же восстановилось прямолинейное течение.

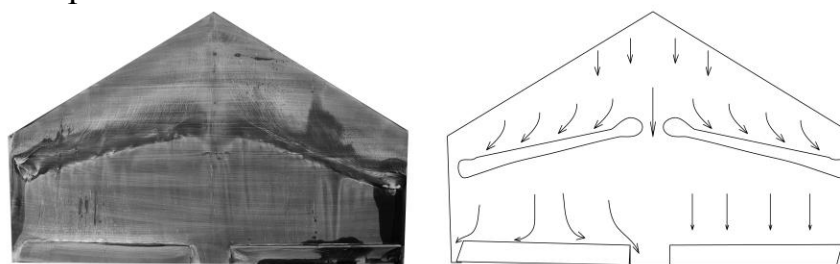


Рис. 3 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=0$; $\gamma_1 = -30$; $\gamma_2 = +30$

Следующие эксперименты были проведены при угле атаки равном 15° . Результаты визуализации приведены на рис. 4 в случае с поднятыми органами управления вверх. Наблюдаются тонкие линии растекания вблизи передней кромки крыла на левой и правой частях. Отрывных пузырей визуально не наблюдается, но говорить о том, что их нет нельзя. Для этого необходимо проводить дополнительные изучения и другие методики, например,

термоанемометрия. Также видны небольшие вихри, которые начали образовываться при меньших углах атаки.

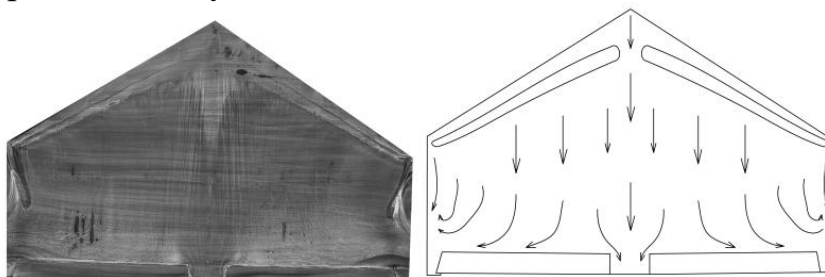


Рис. 4 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=15$; $\gamma=-30$ (вверх)

При опущенных элевонах вниз (рис.5) картина течения отличается. Вблизи передней кромки видны тонкие линии растекания. Отрывных пузырей визуально не видно, но нельзя сказать, что их нет. Так же наблюдаются крупномасштабные вихри на краях крыла.

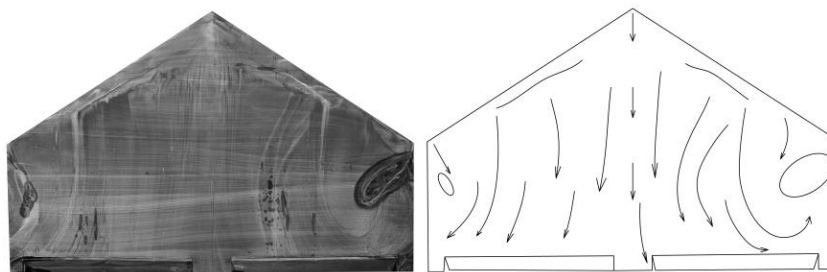


Рис. 5 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=15$; $\beta=0$; $\gamma=+30$ (вниз)

При дальнейшем увеличении угла атаки наблюдается, как меняется картина обтекания крыла из-за развития вихрей, которые зарождаются у боковых кромок при угле атаки в 15° . На рис. 6-7 представлена картина обтекания при угле атаки 20° . Вихревое течение занимает всю поверхность модели. Два крупных вихря сформировались и сместились к центр модели. Видно, что на рис. 7 левый вихрь вращается по часовой стрелке, а правый – против. При таком большом угле атаки органы управления уже не влияют на обтекание модели.

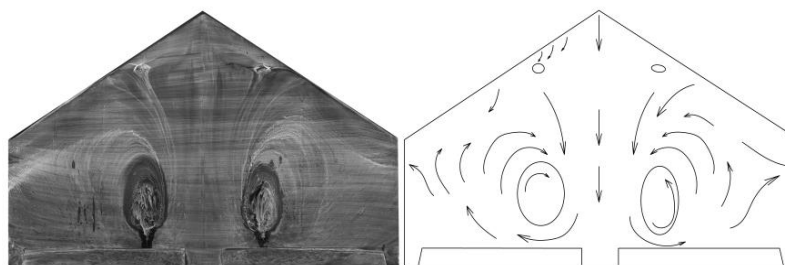


Рис. 6 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=20$; $\gamma=-30$ (вверх)

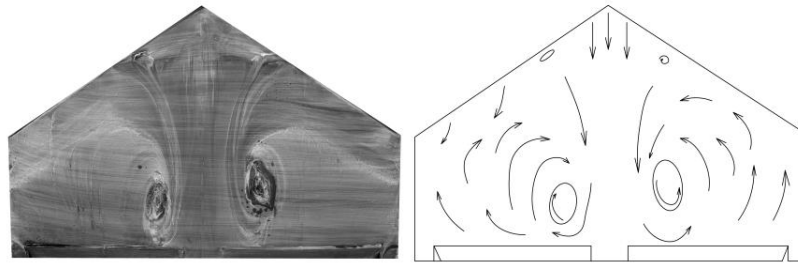


Рис. 7 Визуализация обтекания БПЛА $\alpha=20; \gamma=+30$ (вниз)

4. Выводы

Эксперименты на модели летающее крыло при малых дозвуковых скоростях показали варианты обтекания модели, а также влияние органов управления в зависимости от углов атаки. Были проведены сравнения обтеканий по уже проведенным другим экспериментам с обтеканием на такой же модели, но без органов управления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1.. Козлов В. В. Физика структуры потоков. Отрыв потока / В.В. Козлов // Соросовский образовательный журнал. – 1998. – №4 (29). – С.86 – 94.
2. Чжен П. Отрывные течения. В 3 т. Т. 1: [монография] / П. Чжен; – М.: Мир, 1972. – 300с.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF CONTROLS ON THE FLOW AROUND THE UAV

Alpatskiy Nikita Sergeevich^{1,2}, Pavlenko Alexander Michailovich¹

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/3

² Novosibirsk State Technical University

630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20

Alpatskiy N.S., email petrov1van2015@yandex.ru

Abstract

Studies of the flow structure were conducted on a trapezoidal UAV model. The experiments were conducted in a wind tunnel at subsonic speeds. The method of soot-oil visualization was used to obtain a picture of the flow around the model. The experiments were conducted at different angles of attack, as well as at different deflections of the ailerons on the model. The peculiarity of the work is that the experiments were conducted at full-scale (flight) Reynolds numbers.

Keywords: flying wing, UAV, locally-detached bubble, flow disruption.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА БПЛА В ПОЛЁТЕ

*Беркон Глеб Александрович, Поливанов Павел Александрович, Акимов
Михаил Александрович*

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

Беркон Г.А., эл.почта: *berkon.gleb@mai.ru*

Почтовый адрес и телефон: Беркон Глеб Александрович, г. Новосибирск
ул. Державина 77, 630112, тел. +7-913-789-05-63

Аннотация

В работе представлено сравнение методов определения аэродинамических сил, методика проведения эксперимента в полёте на примере малого беспилотного летательного аппарата в условиях установившегося горизонтального полёта. Также рассмотрены датчики, необходимые для определения действующих на ЛА сил.

Ключевые слова: поляра самолёта, беспилотный летательный аппарат, Arduino, аэродинамические силы.

1. Введение.

Данный метод является дополнением к уже существующим двум: трубный и численный методы определения аэродинамических сил. Данный метод является актуальным для планеров.

2. Метод проведения эксперимента.

Для эксперимента нам понадобятся летающая модель БПЛА, на борту которого будут установлены следующие датчики: акселерометр, гироскоп, датчик скорости (трубка пито), вольтметр и амперметр. Так же перед полётом понадобятся весы для определения массы конструкции. Все датчики присоединяются к микроконтроллеру Arduino, который обрабатывает и записывает на SD карту показания о полёте.

3. Обработка результатов.

Полученные данные с датчиков необходимо обработать и построить поляру первого рода (зависимость $C_{ya} = f(C_{xa})$). Затем сравнить поляры, полученные в трубном и лётном эксперименте.

4. Вывод.

На данный момент проектируется корпус, куда будут помещены датчики.

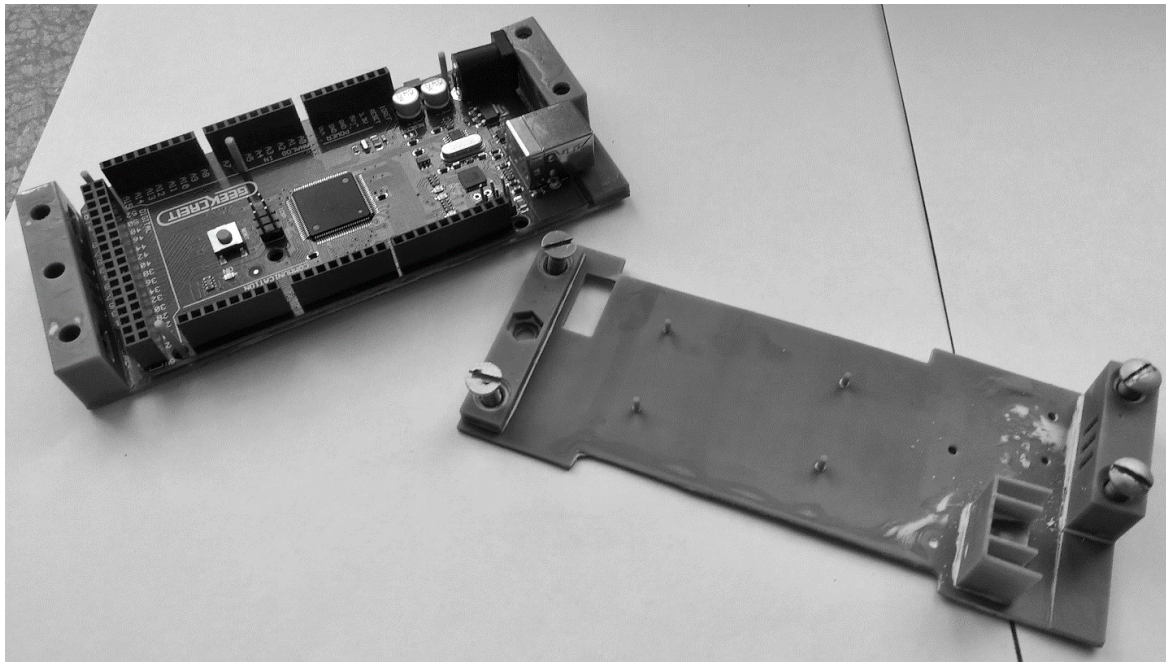


Рис. 1. Модульный корпус с Arduino

Этот корпус вместе с Arduino будет установлен в фюзеляж беспилотного ЛА. Далее будут торрироваться датчики и производиться первые полёты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Саленко С. Д. Динамика полета. Ч. 1. Траектории летательных аппаратов: учебное пособие / С. Д. Саленко, А. Д. Обуховский. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2014.

DETERMINING THE AERODYNAMIC FORCES OPERATING ON THE UAV IN FLIGHT

Berkon Gleb Alexandrovich, Akimov Michail Alexandrovich, Polivanov Pavel Alexandrovich

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (630090, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1)

Berkon G. A., email: berkon.gleb@mai.ru

Abstract

The paper presents a comparison of methods for determining aerodynamic forces. And the method of conducting an experiment in flight on the example of a small unmanned aerial vehicle in conditions of steady horizontal flight. The sensors necessary for determining the forces acting on the aircraft are also considered.

Keywords: aircraft polars, unmanned aerial vehicle, aerodynamic forces, Arduino.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНО-ВОДОРОДНОЙ СМЕСИ В ДВУМЕРНОМ КАНАЛЕ С УСТУПОМ

Васнев Иван Романович^{1,2}, студент; Федорова Наталья Николаевна², д.ф.-м.н., проф.

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

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

Васнев И.Р., vasnev@itam.nsc.ru

Федорова Н.Н., nfed@itam.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Васнев Иван Романович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

В данной статье изучаются процессы в модельной камере сгорания гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД), представляющей собой плоский канал с уступом. Расчёты выполнены в ANSYS Fluent 2019 R1 на основе решения 2D осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, дополненных $k-\omega$ SST моделью турбулентности. Исследования проводились при числе Маха на входе в канал $M = 4$. Приведены результаты численного моделирования течений в канале без учёта / с учётом инжекции водородных струй при угле инжекции водорода $\alpha = 45^\circ$ и 90° . Произведено сравнение с результатами трёхмерных расчётов и с экспериментальными данными. Дано заключение о возможности использования 2D постановки при моделировании реального трёхмерного течения.

Ключевые слова

Сверхзвуковое течение; инжекция водорода

1. Введение

В связи с созданием гиперзвуковых летательных аппаратов возникает вопрос о создании силовой установки, позволяющей развить соответствующую скорость. Характерной особенностью ГПВРД является сверхзвуковая скорость потока на входе в камеру сгорания. При сверхзвуковой скорости на входе время пребывания топлива (смеси) в камере сгорания невелико (~ 1 мс), поэтому достижение эффективного зажигания и устойчивого горения в высокоскоростном потоке остается серьезной проблемой при разработке гиперзвуковых реактивных двигателей, требующей использования различных комплексных подходов.

Целью данной работы является разработка численной модели смешения в канале, представляющем собой модельную камеру сгорания при числе Маха на

входе в канал $M=4$. Задачи работы: численное моделирование сверхзвуковых течений водородно-воздушной смеси в канале при углах инжекции водорода $\alpha = 45^\circ$ и 90° для условий экспериментов [1]; сравнение результатов расчётов в двух- и трёхмерных постановках [2] и определение возможности использования результатов двумерных расчётов для оценки параметров реального 3D течения.

2. Постановка задачи и метод расчёта

Расчёты выполнены в ANSYS Fluent 2019 R1 на основе решения стационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, дополненных $k-\omega$ SST моделью турбулентности. Расчетная область представляла собой плоский симметричный двумерный канал с уступом (рис. 1). В расчёте учитывалась симметрия канала в вертикальном направлении. Круглые отверстия выдува водорода в двумерном расчёте заменены щелью шириной 1 мм. Процессы горения в этой работе не моделировались.

Расчёты проведены для параметров невозмущённого потока, представленных в Таблице 1. Здесь P_∞ , $T_{0\infty}$, P_{jet} , T_{0jet} – статическое давление и полная температура в основном потоке и струе.

Таблица 1

Параметры течений

Расчет	P_∞ , бар	$T_{0\infty}$, К	P_{jet} , бар	T_{0jet} , К	α , °
1	0.8	1725	-	-	--
2	0.8	1725	0.4	300	90
3	1.3	2260	16.3	300	45

Сначала был выполнен расчёт течения без инжекции. На входе были заданы профили статической температуры, статического давления и числа Маха, полученные в предварительном расчёте прямого канала. Длина канала выбрана таким образом, чтобы толщина пограничного слоя в выходном сечении была равна экспериментальной $\delta = 11$ мм [1]. Затем выполнены расчёты с учётом инжекции звуковых струй водорода. Все расчёты выполнены для изотермической стенки $T_{wall}=300$ К

В расчётной области построена многоблочная структурированная сетка со сгущением к стенкам канала.

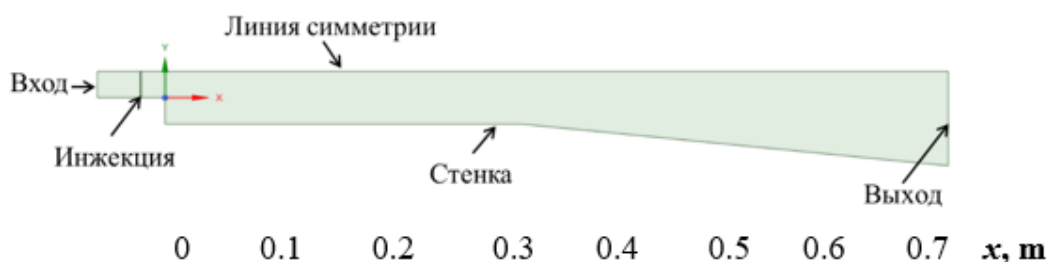


Рис. 1. Геометрия расчётной области

3. Результаты расчётов

Для оценки сходимости по сетки выполнено три расчёта на сетках, содержащих 320 тыс., 400 тыс. и 500 тыс. ячеек (сетки 1, 2 и 3). В качестве контрольного параметра было выбрано безразмерное статическое давление P/P_∞ . График сходимости по сетке для случая без инъекции струй представлен на рисунке 2. Для дальнейших расчётов была выбрана сетка 3, которая обеспечивала выполнение условия $y^+ \leq 1$, необходимого для разрешения ламинарного подслоя.

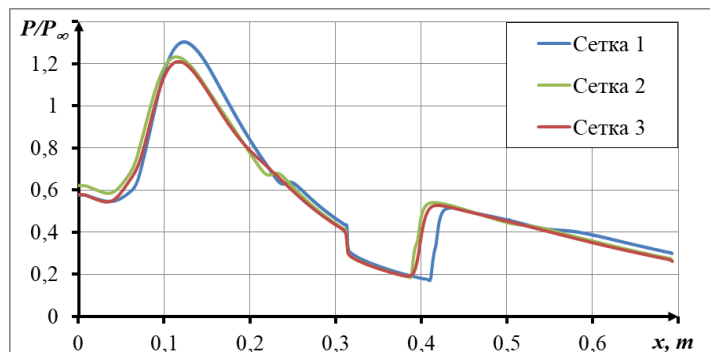


Рис. 2. Распределения безразмерного статического давления на стенке канала, полученные в расчётах на различных сетках.

Сравнение распределений P/P_∞ на стенке канала, полученных в расчетах в 2D и 3D постановках с экспериментом для $\alpha = 90^\circ$ и $\alpha = 45^\circ$ представлено на рис. 3 и 4. Небольшое отличие результатов 2D расчетов от данных 3D расчёта и эксперимента может быть связано с несовпадением параметров струи, обусловленное заменой круглых отверстий инъекции щелевым выдувом.

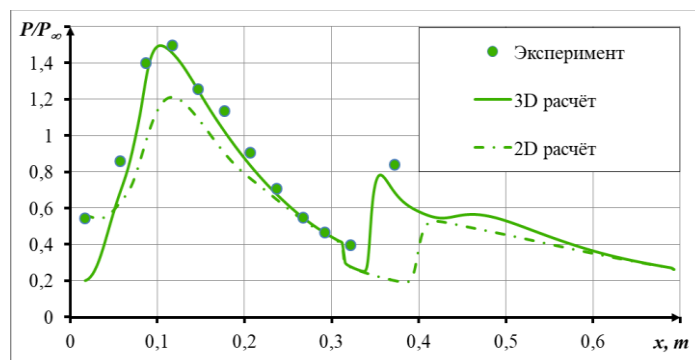


Рис. 3. Распределение безразмерного статического давления на стенке, полученные в эксперименте, 3D и 2D расчётах при $\alpha = 90^\circ$

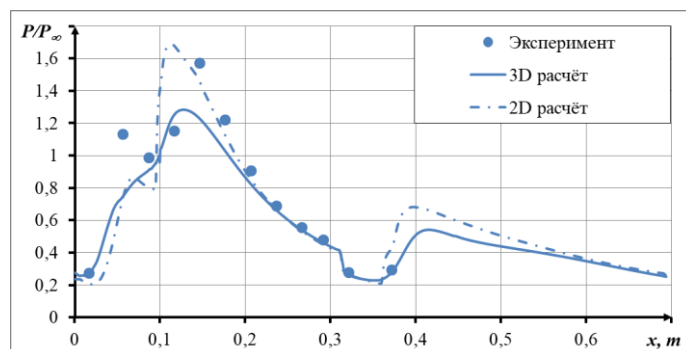


Рис. 4. Зависимости P/P_∞ для эксперимента, 3D и 2D расчётов при $\alpha = 45^\circ$

4. Выводы

В результате исследований удалось установить, что данные двумерного расчёта, которые требуют существенно меньше компьютерных ресурсов по сравнению с трёхмерным, могут быть использованы для предварительной оценки параметров реальных течений.

Исследования выполнены при поддержке РФФИ, грант 20-08-00959.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гольдфельд М.А. Процесс самовоспламенения и стабилизации пламени в водородной сверхзвуковой камере сгорания при поперечной подаче топлива // Теплофизика и Аэромеханика. 2020. Т. 27, № 4. С. 601-613.
2. Федорова Н.Н., Гольдфельд М.А. Нестационарные режимы воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковой камере сгорания. XV Всероссийский симпозиум по горению и взрыву, Москва, 29 ноября — 4 декабря 2020, Тезисы, Том 1, С. 132-133.

NUMERICAL SIMULATION OF AN AIR-HYDROGEN SUPERSONIC FLOW IN A TWO-DIMENSIONAL CHANNEL WITH A BACKWARD-FACING STEP

Vasnev Ivan Romanovich^{1,2}, student; *Fedorova Natalya Nikolaevna*², Dr. Sci. (Phys.–Math.), prof.

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

²Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS,
630090, Russia, Novosibirsk, Institutskaya 4/1

Vasnev I.R., vasnev@itam.nsc.ru

Fedorova N.N., fed@itam.nsc.ru

Abstract

The paper considers the processes in a model combustion chamber of a scramjet engine, which is a flat channel with a backward-facing step. The calculations are performed using ANSYS Fluent 2019 R1 based on the 2D Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, supplemented by the $k-\omega$ SST turbulence model. The study is carried out at the Mach number $M = 4$ at the channel inlet. The results of numerical simulation of flows in the channel without/with taking into account the injection of hydrogen jets at an angle of injection of hydrogen $\alpha = 45^\circ$ и 90° are presented. A comparison is made with the results of three-dimensional calculations and with the experimental data. The conclusion about the possibility of using a 2D formulation when modeling an actual three-dimensional flow is made.

Keywords

Supersonic flow, hydrogen injection

ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ СЛИВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНОМ УСТРОЙСТВЕ ПРЯМОТОЧНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

*Ветров Вячеслав Васильевич, д-р техн. наук, профессор; Морозов Виктор
Викторович, к.т.н., доцент; Шилин Павел Дмитриевич, аспирант*

Тульский государственный университет, 300012, Россия, г. Тула, пр. Ленина,
92, тел. 8 (4872) 35-18-79

Ветров В.В., email yvvetr@mail.ru

Морозов В.В., email holod-0@yandex.ru

Шилин П.Д., email pvl.shilin@yandex.ru

*Адрес для корреспонденции: Шилин Павел Дмитриевич, Тульский
государственный университет, 300012, Россия, г. Тула, пр. Ленина, 92,
тел. 8 (4872) 35-18-79*

Аннотация

В настоящее время существует тенденция повышения баллистической эффективности летательных аппаратов (ЛА). Одним из возможных вариантов является применение в составе ЛА прямооточных силовых установок (ПСУ) различных типов. При формировании облика изделия основополагающим моментом является выбор формы и конфигурации воздухозаборного устройства (ВЗУ) ПСУ, функционирующего в условиях жестких габаритных ограничений, накладываемых калибром изделия, при соблюдении компромисса между его качеством и привносимым лобовым сопротивлением в общую структуру силы.

Ключевые слова

Пограничный слой, воздухозаборное устройство, сливной канал, прямооточная силовая установка, баллистическая эффективность, дроссельная характеристика.

1. Введение

В последнее время снова повысился интерес к исследованию процессов функционирования летательных аппаратов (ЛА) с ПСУ [1]. Это объясняется с одной стороны необходимостью повышать баллистическую эффективность ЛА, а с другой расширением возможностей анализа работы таких систем на основе качественного нового инструментария численного моделирования сложных газодинамических процессов. Одним из направлений таких исследований является обоснование приоритетных конфигураций воздушного тракта ПСУ. Это подтверждается многочисленными публикациями отечественных и зарубежных ученых [2-5]. Вопросами моделирования течений в каналах ВЗУ занимаются известные отечественные научные организации: ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича, ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского, ЦИАМ им. П.Н.

Баранова, ИПМ РАН им. М.В. Келдыша, Институт прикладной механики им. А.Ю. Ишлинского.

В рамках данной работы рассматривается четырёхскачковое ВЗУ, располагаемое в межкалиберном пространстве.

2. Теория

При проектировании ВЗУ ПСУ, располагаемых над обтекаемой поверхностью, большое значение имеет правильный учет влияния на внутренние характеристики ВЗУ пограничного слоя, нарастающего на предшествующей поверхности. Пограничный слой с этой поверхности, попадая в ВЗУ, заметно ухудшает его характеристики, приводя к снижению коэффициента восстановления полного давления (σ) и расхода воздуха (φ).

Наиболее эффективным способом уменьшения вредного влияния этого пограничного слоя является полное или частичное предотвращение его попадания в ВЗУ путем отодвижения ВЗУ от поверхности. При этом естественно, что при отодвижении воздухозаборника на высоту, равную толщине пограничного слоя, будет полностью исключено его влияние [6].

3. Результаты и обсуждение

В рамках указанной выше теории проведено исследование влияния длины, предшествующей ВЗУ, на которой образуется пограничный слой (рис.1). При этом при увеличении обтекаемой длины характеристики рассматриваемого ВЗУ ухудшаются на 40-45 %.

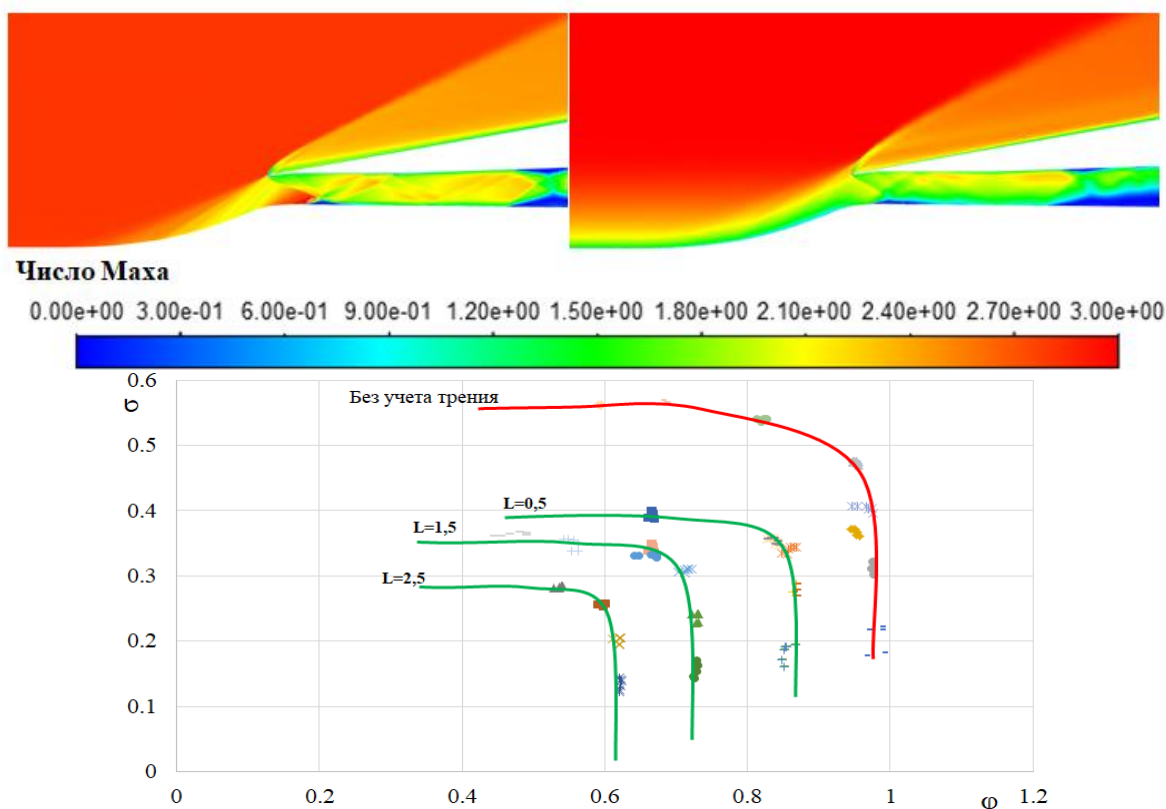


Рис. 1. Картина обтекания ВЗУ с отсутствием и наличием пограничного слоя и дроссельные характеристики рассматриваемой конфигурации ВЗУ

На рис. 2 показано изменение характеристик ВЗУ с увеличением сливного канала.

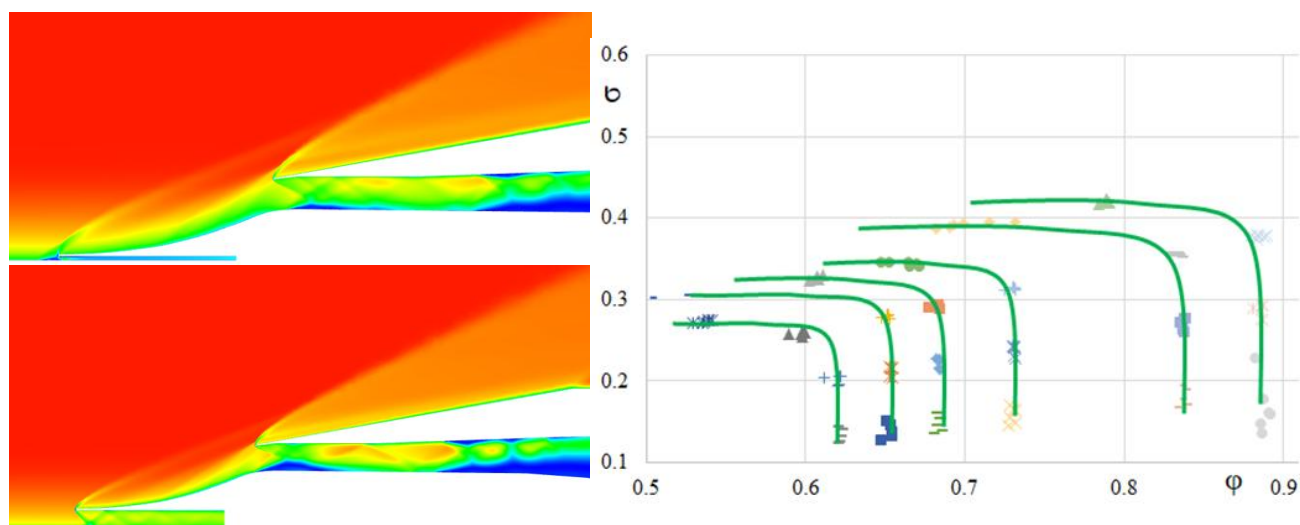


Рис. 2. Картина обтекания ВЗУ с наличием сливного канала и соответствующие дроссельные характеристики

4. Выводы

В результате проведенных исследований получены дроссельные характеристики рассматриваемой конфигурации ВЗУ. Показано, что длина обтекаемой поверхности оказывает значительное влияние на характеристики ВЗУ, а его отодвижение от поверхности дает возможность значительного улучшения дроссельных характеристик. Учитывая нелинейный характер профиля скоростей в пограничном слое, достаточно отсечь наиболее заторможенную часть пограничного, слоя несущую в себе основную долю потерь кинетической энергии.

В настоящее время нет четких представлений о том, когда, исходя из баллистической эффективности ЛА, с учетом того, что устройство слива привносит дополнительное аэродинамическое сопротивление, целесообразнее от него отказаться, а когда этого делать нельзя.

В ряде случаев, особенно для ЛА с доминирующим по дальности и времени полета энергопассивным участком траектории, когда особенно велик суммарный импульс сил аэродинамического сопротивления, привносимый наличием ВЗУ, вопрос выбора, иметь слив пограничного слоя или от него отказаться, в угоду большей баллистической эффективности ЛА, становится принципиальным.

Исходя из этого, можно полагать, что дальнейшие исследования по данной тематике можно считать весьма актуальными, научно и практически значимыми.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-90136\20.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. О применении ракетно-прямоточного двигателя для увеличения дальности полета бикалиберных ракет / В.В. Ветров [и др.]// Известия Российской академии ракетных и артиллерийских наук. Вып. 4 (79), 2013. С. 29 – 36.
2. Гольдфельд М. А. Влияние скорости потока на поверхностях сжатия воздухозаборника на эффективность слива пограничного слоя // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 3. С. 15–25.
3. Борисов В. Е., Луцкий А. Е. Моделирование течений в воздухозаборнике ПВРД//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т.16, вып. 1.
4. Manoj Veetil, Giri Pallavi Boundary Layer Interaction in Hypersonic Air Intake// International Journal of Innovative Science and Research Technology, Volume 3, Issue 10, October – 2018.
5. Soltani, J Sepahi Younsi, A Daliri Performance investigation of a supersonic air intake in the presence of the boundary layer suction// J Aerospace Engineering 2015, Vol. 229(8) 1495–1509.
6. В.П. Старухин, А.Г. Тарышкин Исследование параметров пограничного слоя перед входом плоского сверхзвукового воздухозаборника, устанавливаемого перед поверхностью треугольной пластины. «Ученые записки ЦАГИ», т. XIII, № 2, 1982.

JUSTIFICATION OF THE NEED TO DRAIN THE BOUNDARY LAYER IN THE AIR INTAKE OF A RAMJET POWER PLANT

Vetrov Vyacheslav Vasilyevich, doctor of technical sciences, professor; Morozov Victor Victorovich, candidate of technical sciences, docent; Shilin Pavel Dmitrievich, graduate student

Tula State University, 300012, Russia, Tula, Lenin Ave., 92, tel. 8 (4872) 35-18-79

Abstract

Currently, there is a tendency to increase the ballistic efficiency of aircraft. One of the possible options is the use of ramjet power plants of various types as part of the aircraft. When forming the appearance of the product, the fundamental point is the choice of the shape and configuration of the air intake device. A ramjet power plants that operates under the conditions of strict dimensional restrictions imposed by the caliber of the product, while maintaining a compromise between its quality and the added drag to the overall force structure.

Keywords

Boundary layer, air intake device, drain channel, ramjet power plant, ballistic efficiency, throttle response.

ОБТЕКАНИЕ ТОЛСТОГО ПРОФИЛЯ ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

*Акимов Михаил Александрович*¹², *Будовский Алексей Дмитриевич*¹,
*Поливанов Павел Александрович*¹², *Обуховский Александр Дмитриевич*²

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

Акимов М.А., email akimail@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Акимов Михаил Александрович, Институт
теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1
тел. +7 (913) 957-38-69

Аннотация

В работе был рассмотрен толстый симметричный каплевидный профиль со скруглённой задней кромкой. Профиль исследовался экспериментально и численно при числах Рейнольдса порядка 10^4 . Здесь наблюдается ряд эффектов, такие как: резкий рост сопротивления при уменьшении числа Рейнольдса, скачкообразная смена знака подъёмной силы, изменение знака наклона кривой зависимости подъёмной силы от угла атаки. Кроме того, в настоящей работе было показано влияние начальной турбулентности набегающего потока на аэродинамические характеристики профиля.

Ключевые слова: аэродинамический профиль; низкие числа Рейнольдса; кризис; отрыв; пограничный слой; ламинарно-турбулентный переход

1. Введение

Актуальность проблемы исследования аэродинамических характеристик тел при низких числах Рейнольдса набегающего потока обусловлена ростом популярности малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (МБПЛА) и их всё большем вовлечении в повседневную жизнь человека [1, 2]. Особенностью течений при малых числах Рейнольдса является отсутствие автомодельности и существенное влияние положения ламинарно-турбулентного перехода на отрыв пограничного слоя [3].

В настоящей работе был выбран частично исследованный профиль, ранее рассмотренный в статье [4]. Это симметричный каплевидный профиль с закруглённой задней кромкой и большой относительной толщиной 40%. В диапазоне чисел Рейнольдса $2 \cdot 10^4 \dots 12 \cdot 10^4$ при нулевом угле атаки у этого профиля наблюдается резкий рост сопротивления при уменьшении числа Рейнольдса. Это вызвано разрушением ламинарного отрывного пузыря и отрывом пограничного слоя с носка профиля. Дальнейшее исследование показало наличие ещё нескольких интересных эффектов.

2. Методика проведения исследования

Эксперименты выполнены в дозвуковых аэродинамических трубах кафедры Аэрогидродинамики Факультета летательных аппаратов Новосибирского государственного технического университета СС-19 НГТУ и Т-503 НГТУ. Обе установки замкнутого типа с открытой рабочей частью. Экспериментальная модель представляла собой крыло размахом 0,4 м и хордой 0,1 м. Модель крепилась к державке внешних трехкомпонентных аэродинамических весов. Эксперимент проводился при скоростях потока 3-18 м/с, что соответствует числам Рейнольдса от $2 \cdot 10^4$ до $12 \cdot 10^4$ в диапазоне углов атаки от -10° до 10° . Все варьируемые параметры изменялись в прямом и обратном направлении для выявления эффекта гистерезиса. Поля скоростей были получены с помощью *PIV*-метода [5].

Численное моделирование обтекания профиля выполнялось несколькими способами. При помощи *eN*-метода, программой X-foil для быстрого получения аэродинамических характеристик при заданном положении перехода, через параметр *N*. И при помощи модели *Transition SST* Ansys Fluent в нестационарной двумерной постановке.

3. Результаты и обсуждение

Результаты испытаний в двух аэродинамических трубах дали существенно отличающийся результат (Рис. 1, а). Предположение о существенном влиянии начальной турбулентности потока были подтверждены расчётом в X-foil и замерах турбулентности в трубах с помощью термоанемометра (Рис. 1, б). Более высокий уровень начальной турбулентности способствует более ранней турбулизации пограничного слоя и препятствует ламинарному отрыву. Это сглаживает кривую (Рис. 1, а), препятствуя развитию кризиса.

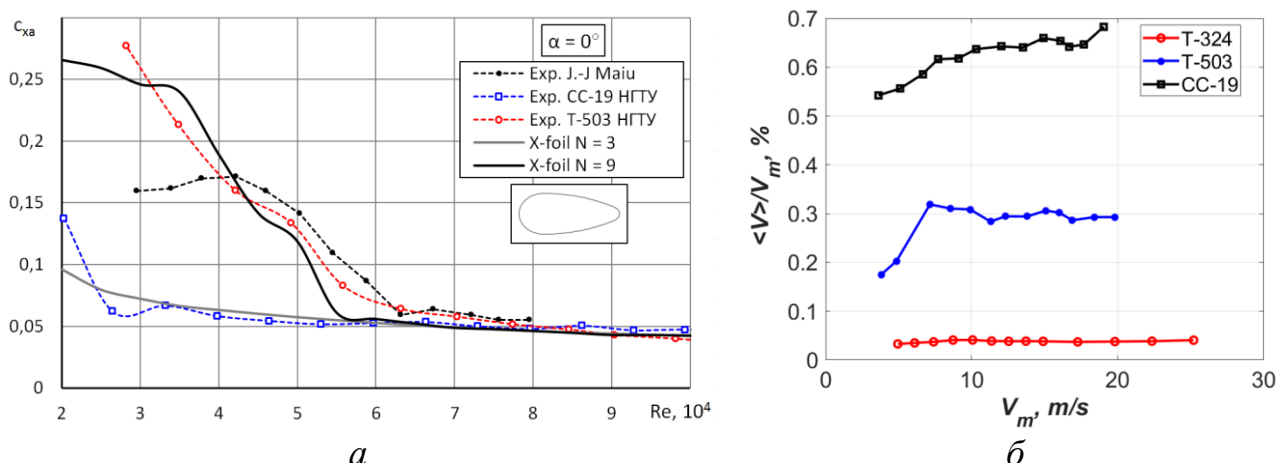


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления профиля при нулевом угле атаки от числа Рейнольдса – а), интенсивность турбулентность в аэродинамических трубах – б)

Изменение угла атаки показало ряд особенностей обтекания профиля в рассматриваемом диапазоне чисел Рейнольдса. При закритических числах Рейнольдса кривая зависимости коэффициента подъемной силы от угла атаки в

окрестности нуля имеет в большей степени отрицательный наклон (Рис. 2, а). После достижения критического угла он снова становится положительным. При докритических числах Рейнольдса эта кривая в окрестности нуля имеет положительный наклон (Рис. 2, б). После достижения критического угла атаки подъёмная сила скачкообразно изменяет своё направление. Высокий уровень начальной турбулентности способствует затягиванию отрыва и увеличению критического угла атаки, а также может вносить гистерезис по углу атаки.

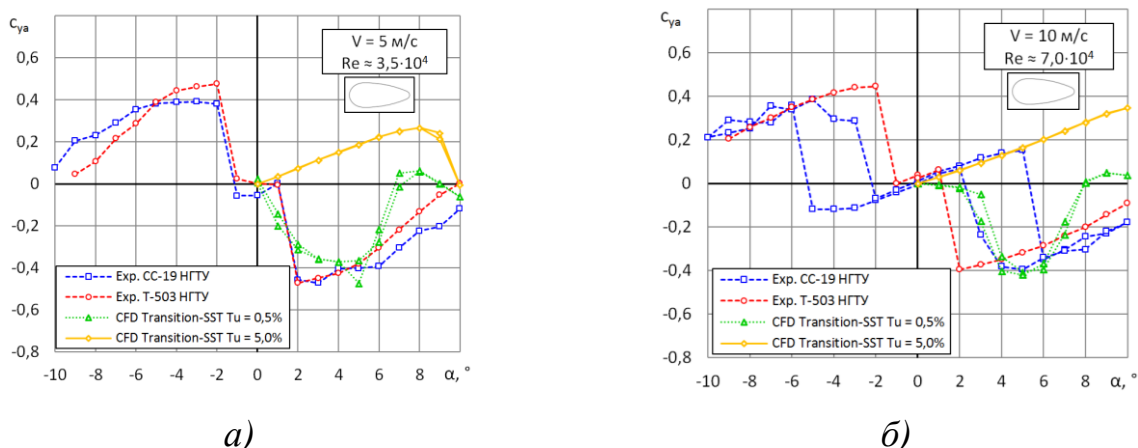


Рис. 2. Зависимость коэффициента подъёмной силы от угла атаки при скоростях: а) 5 м/с и б) 10 м/с

Резкая смена направления подъёмной силы объясняется несимметричным отрывом пограничного слоя. При увеличении угла атаки на нижней поверхности происходит поджатие пограничного слоя. Он остаётся присоединённым в широком диапазоне углов атаки. На верхней – наоборот (Рис. 3, а и б). Из-за существенной толщины профиля уже при малых угла атаки происходит отрыв ламинарного пограничного слоя. Это приводит к повышению давления на верхней поверхности и понижению – на нижней (Рис. 3, в).

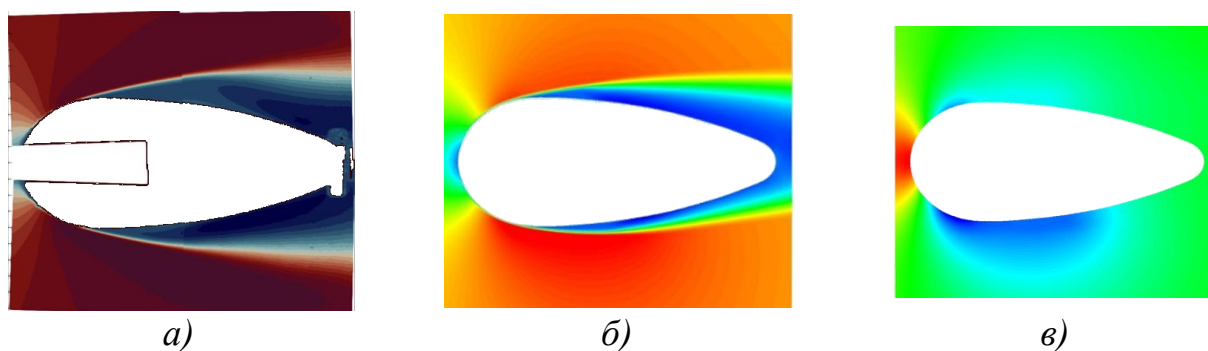


Рис. 3. Поля средних скоростей при угле атаки 2° и скорости 5 м/с: а) Эксперимент, PIV-метод; б) CFD Ansys Transition SST Tu = 0.5%; в) поле среднего статического давления (CFD)

4. Выводы

При исследовании аэродинамических характеристик МБПЛА при характерных для них числах Рейнольдса следует тщательно моделировать начальную турбулентность потока.

Отрыв ламинарного пограничного слоя может приводить к реверсу направления подъёмной силы. Это может не проявиться на тонких крыльях, однако, может сказаться при обтекании фюзеляжа, стоек, подкосов и тому подобных элементах МБПЛА.

Модель *Transition SST* Ansys Fluent в нестационарной двумерной постановке не дала результата, получаемого в аэродинамических трубах. Что делает актуальной задачу поиска способа корректного моделирования ламинарно-турбулентного перехода и отрыва пограничного слоя при числах Рейнольдса порядка 10^4 .

Исследование выполнено за счет гранта РФФИ 20-49-08006.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Polivanov P.A. , Sidorenko A.A. Key features of the atmospheric boundary layer measurement by small unmanned aerial vehicles // Proceedings of the XXV Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017) (Russia, Novosibirsk, 5–9 Jun., 2017) : AIP Conference Proceedings. Vol.1893, No.1. S.l.: AIP Publishing DOI: 10.1063/1.5007611, 2017

2. Akimov M.A., Polivanov P.A. Study of the possibility of steady horizontal flight of the dual aircraft platform with the wind shear / DOI:10.1088/1742-6596/1404/1/012075, 2019

3. Поливанов П.А., Хотяновский Д.В., Кутепова А.И., Сидоренко А.А. Исследование различных подходов к моделированию ламинарно-турбулентного перехода в сжимаемых отрывных течениях / Прикладная механика и техническая физика №5, 2020

4. P. Dong, J.-J. Miao, and A. Zoghli An Experimental Study About Drag Crisis Phenomenon on Teardrop Model / Journal of Aeronautics, Astronautics and Aviation 2, pp. 141–158, 2019

5. Поливанов П.А. Расчет полей давления на основе PIV-измерений для сверхзвуковых потоков / Теплофизика и аэромеханика №5, 2018

FLOW AROUND AN AIRFOIL AT LOW REYNOLDS NUMBERS

Akimov Michail Alexandrovich^{1,2}, *Budovsky Alexey Dmitrievich*¹, *Polivanov Pavel Alexandrovich*^{1,2}, *Obukhovskiy Alexander Dmitrievich*²

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1

² Novosibirsk State Technical University
630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20

Akimov M. A., email akimail@yandex.ru

Abstract

A thick symmetrical teardrop airfoil with a rounded trailing edge was considered. The airfoil was studied experimentally and numerically at Reynolds numbers in order 10^4 . Sharp increase in drag with decrease in the Reynolds number,

sharp change in the sign of the lifting force, a change in the sign of the slope of the curve of the dependence of the lift on the angle of attack was shown in this work. The influence of the initial turbulence of the incoming flow on the aerodynamic characteristics of the airfoil was shown in this work.

Keywords: aerofoil; low Reynolds numbers; crisis; separation; boundary layer; laminar-turbulent transition

УДК 544.452

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ГАЗО-КАПЕЛЬНЫХ СМЕСЕЙ В МОДЕЛЬНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Косяков Виктор Андреевич^{1,2}

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

²Институт теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН, 630000, Россия, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

Косяков В.А., e-mail asenya777@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Косяков В.А., Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(993)025-20-39

Многие коммерческие компании рассматривают возможность использования гибридных ракетных двигателей для пилотируемой космонавтики. Такие двигатели обладают рядом преимуществ, например, возможностью многократного перезапуска. К недостаткам относится низкая скорость горения твердого топлива. Одним из способов решения этой проблемы является использование легкоплавких топлив, с поверхности которых происходит унос жидких капель. В результате скорость горения и тяга существенно возрастают. Это определяет актуальность исследования процессов горения таких топлив.

Численные исследования процессов горения легкоплавких топлив, с расплавленной поверхности которых происходит унос жидких капель, необходимы как с фундаментальной, так и с практической точки зрения. Знания о влиянии жидких капель топлива, увлекаемых в поток окислителя, на структуру и температуру диффузионного пламени способствуют развитию теоретических представлений о процессах горения. Эти знания так же необходимы для совершенствования и оптимизации камер сгорания гибридных ракетных двигателей. Помимо этого, результаты численного моделирования могут способствовать получению более ясной физической трактовки экспериментальных результатов, получаемых в ИТПМ СО РАН. Численные результаты так же позволяют изучить детали процесса и восстановить значения некоторых характеристик, например полей температуры и концентрации во

всем объеме камеры сгорания, которые не могут быть получены в ходе экспериментальных исследований.

На данный момент выбрано топливо: н-додекан ($n=12$) минимальный нормальный алкан, упоминаемый в литературе в качестве топлива для гибридного двигателя. Так же проведена верификация и сравнение кинетических механизмов с помощью программного пакета CANTERA. На рисунке 1 показан один из методов верификации: нормальная скорость пламени. Подобраны коэффициенты для одностадийной химической реакции. Проведены предварительные расчеты в программном пакете OpenFOAM.

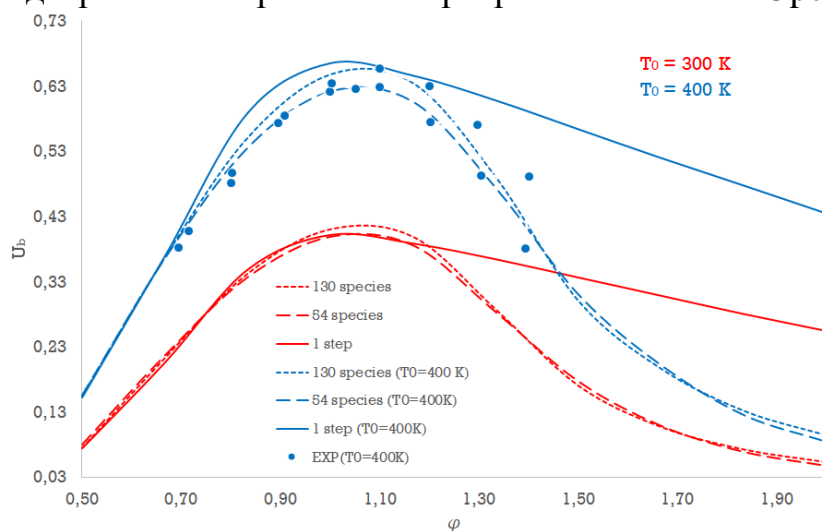


Рисунок 1. График нормальной скорости пламени рассчитанный в CANTERA для одностадийной реакции, 54 и 130 скелетных механизмов, и результата эксперимента.

В дальнейшем, в результате параметрического исследования будет выявлено влияние наличия жидких капель на структуру волны горения, распределения газодинамических величин, концентрации химических компонентов и неполноту сгорания. Будет исследовано влияние параметров задачи, таких как размер и концентрация капель на характеристики волны горения. Будут сформулированы закономерности горения легкоплавких топлив в модельных камерах сгорания гибридных ракетных двигателей.

Работа выполнена под руководством доктора физико-математических наук Фурсенко Р.В.

Ключевые слова: Гибридный ракетный двигатель, газо-капельная смесь, н-додекан, CFD.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Vie A., Franzelli B., Gao Y., Lu T.F., Wang H., Ihme M., Proc. Combust. Inst., 35 (2015) 1675–1683
2. Luo Z., Som S., Sarathy S.M., Plomer M., Pitz W.J., Longman D.E., Lu T.F., Combust. Theory Model., 2014, 18, 187-203.

NUMERICAL SIMULATION OF COMBUSTION OF GAS-DROP MIXTURES IN MODEL COMBUSTION CHAMBERS OF HYBRID ROCKET ENGINES

Kosyakov Viktor Andreevich

Novosibirsk State Technical University
630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20
630073, Russia, Novosibirsk, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied
Mechanics SB RAS, st. Institutskaya, 4/1
Kosyakov V.A., email asenya777@yandex.ru
Address for correspondence: **Kosyakov V.A.**, Novosibirsk State Technical
University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (993) 025-20-39

Many commercial companies are considering using hybrid rocket engines for manned space exploration. Such motors have a number of advantages, for example, the ability to restart multiple times. The disadvantages include the low burning rate of solid fuel. One of the ways to solve this problem is to use low-melting fuels, from the surface of which liquid droplets are carried away. As a result, the combustion rate and thrust increase significantly. This determines the relevance of studying the combustion processes of such fuels.

Keywords Hybrid rocket engine, gas-droplet mixture, n-dodecane, CFD.

УДК 539.89, 519.633

ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ УДАРНЫХ ВОЛН В ТВЕРДОМ МАТЕРИАЛЕ

Кравченко Анастасия Константиновна

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

Кравченко А.К., email valter.am@list.ru

Адрес для корреспонденции: ***Кравченко Анастасия Константиновна***
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20.

Аннотация

В работе рассмотрена задача о скоростном взаимодействии трех тел из разного материала. Было проведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными, показавшее хорошую сравнимость. Так же исследован метод предсказания параметра на тыльной стороне.

Ключевые слова

Ударное взаимодействие, скорость звука, уравнение состояния, закон сохранения, акустическая жесткость.

1. Введение.

В настоящее время существует большое количество твердых материалов, каждый из которых по разному реагирует на ударное нагружение. Ударная волна формирующаяся в теле, в зависимости от материала имеет различные значения параметров.

Актуальность данной работы заключается в том, что с помощью разработанного алгоритма возможно протестировать материалы на основе распространения в них ударной волны, и определить свойства материала при ударном взаимодействии.

2. Материалы и методы

Рассмотрена задача о скоростном взаимодействии трех тел из алюминия, титана и стали, с одинаковыми геометрическими параметрами.

Поведение тел при нагружении описывается системой уравнений сохранения массы, импульса и энергии, которая замыкается уравнением состояния твердого вещества. Так как аналитически решить уравнения не представляется возможным, то используется численный метод, а именно, явная разностная схема “Крест”. Для нее задаются начальные данные и граничные условия.

Так же рассмотрен метод предсказания величины выходных параметров на тыльной поверхности пластины.

3. Результаты.

В результате проведенных расчетов по акустической жесткости можно предсказать величину давления или скорости на тыльной стороне тела.

4. Выводы.

1. Результаты, полученные в ходе численного эксперимента, соответствуют экспериментальным данным.
2. Данные, полученные из расчета задачи о предсказаниях, подтверждают теоретические соотношения.
3. Предложенный алгоритм допустим в использовании для решения задач о распространении ударной волны.

STUDY OF THE CHARACTERISTICS OF SHOCK WAVES IN A SOLID MATERIAL

Kravchenko Anastasia Konstantinovna

Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS

630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1

Novosibirsk State Technical University

630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20

Kravchenko A. K., email valter.am@list.ru

Abstract

The paper considers the problem of the high-speed interaction of three bodies made of different materials. Comparison of the calculation results with experimental data was carried out, which showed good comparability. The method for predicting the parameter on the rear is also investigated.

Keywords Shock interaction, velocity of sound, equation of state, conservation law, acoustic impedance.

УДК 532.526.3

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ПОРАХ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕГО ПОКРЫТИЯ В ЗАДАЧЕ О СТАБИЛИЗАЦИИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Михайлова Ульяна Валентиновна^{1,2}, Кудрявцев Алексей Николаевич²

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

Михайлова У. В., email ulyana.mikhaylova.99@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Михайлова Ульяна Валентиновна,
Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО
РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1
тел. +7(913)728-44-24

Аннотация

В работе исследован метод моделирования течения внутри пор, основанный на численном решении одномерных уравнений, полученных осреднением уравнений Навье-Стокса по сечению канала. Расчет течения проводился для числа Маха $M = 6$, числа Рейнольдса, рассчитанного по толщине пограничного слоя, $Re = 1000$ и ряда безразмерных частот внешних возмущений. Выполнена оценка эффективности метода путем сравнения с точным аналитическим решением нестационарных осесимметричных уравнений Навье-Стокса в случае гармонических возмущений.

Ключевые слова: гиперзвуковые течения; пористые покрытия; ламинарно-турбулентный переход; устойчивость; пограничный слой

В настоящее время активно исследуется возможность использования пористых покрытий для стабилизации неустойчивых возмущений т. н. второй моды в гиперзвуковых пограничных слоях. Эффективность данного метода была показана как с помощью линейной теории устойчивости [1], так и посредством прямых экспериментов [2, 3]. Выбор оптимальных параметров пористого покрытия мог бы быть существенно облегчен с помощью прямого численного моделирования. Однако численное решение данной задачи на

поздних стадиях перехода, когда возмущения не являются гармоническими, связано с большими затратами компьютерных ресурсов, поскольку приходится проводить моделирование в сложной области, включающей все каналы пористого покрытия.

В данной работе исследуется новый подход, основанный на численном решении внутри пор одномерных уравнений, полученных осреднением уравнений Навье-Стокса по сечению поры. При этом сделано предположение о форме профилей возмущений скорости и температуры внутри канала: они взяты параболическими. Для решения линеаризованных уравнений Навье-Стокса применяется разностная схема Маккормака второго порядка с неотражающими граничными условиями на входе в поры. Эффективность описанного метода определяется путем сравнения численного решения задачи с точным аналитическим решением нестационарных осесимметричных уравнений Навье-Стокса в случае гармонических возмущений.

Показано, что реальные профили возмущений скорости и температуры достаточно хорошо аппроксимируются параболическими (рис. 1).

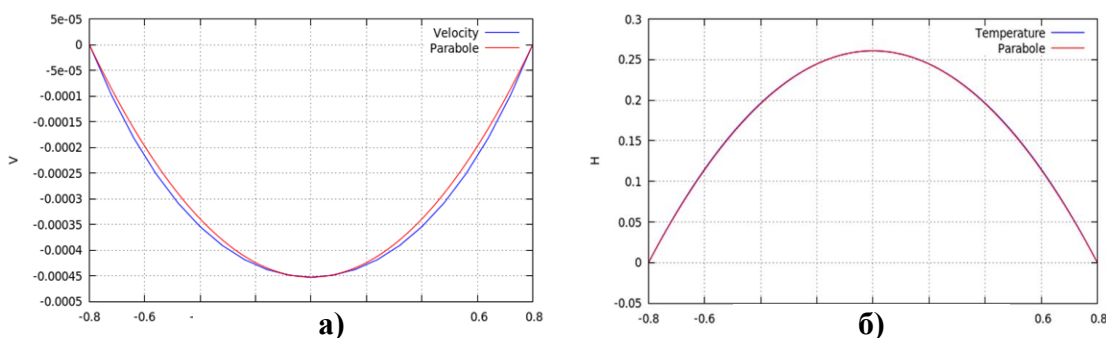


Рис. 1. Сравнение реальных профилей скорости (а) и температуры (б) с параболическими при $\omega = 0.14$, $y = 1/2L$

Путем численного решения невязкой задачи проверена работоспособность граничных условий на открытом конце поры. Сравнение результатов численного и аналитического решения (рис. 2) показало высокую точность разностной схемы и численной формулировки неотражающих граничных условий.

Выполнен расчет течения в канале, вызванного внешним гармоническим возмущением, с учетом вязкости, получены результаты для нескольких частот. На рис. 3 представлены распределения давления и скорости по длине поры для числа Маха набегающего потока $M = 6$, числа Рейнольдса $Re = 1000$ и безразмерной частоты возмущения $\omega = 0.14$. Видно, что распределения величин, полученные в результате численного и точного решений, достаточно близки друг к другу. В будущем планируется включить программный модуль для расчета течений внутри пор в расчетный код для прямого численного моделирования ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковом пограничном слое и использовать его для исследования влияния пористых покрытий на поздних стадиях перехода к турбулентности.

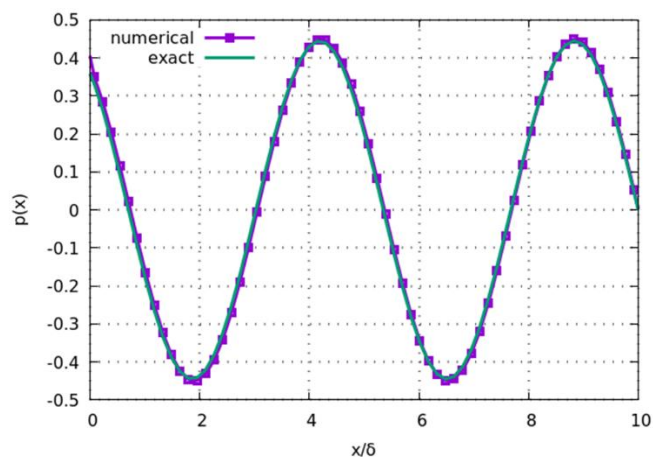


Рис. 2. Распределение давления при численном и точном решении, $\omega = 0.6$, $T = 2\pi/\omega$

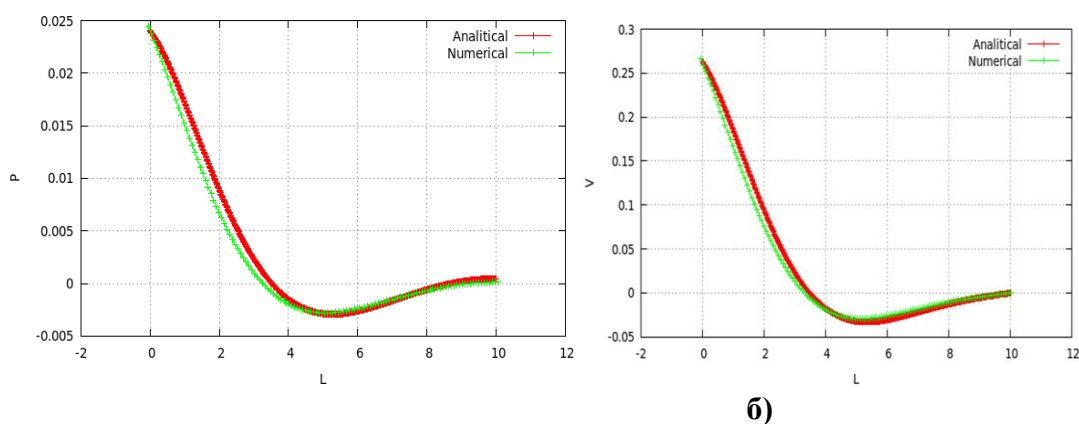


Рис. 3. Сравнение распределений давления (а) и скорости (б) при численном и точном решениях, $\omega = 0.14$

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Fedorov A. V., Malmuth N. D., Rasheed A. Stabilization of Hypersonic Boundary Layers by Porous Coatings // AIAA Journal. 2001. vol. 39. № 4
2. Rasheed A., Hornung H. G., Fedorov A. V., Malmuth N. D. Experiments on Passive Hypervelocity Boundary-Layer Control Using an Ultrasonically Absorptive Surface // AIAA Journal. 2002. vol. 40. № 3.
3. Шиплюк А. Н., Буров Е. В., Маслов А. А., Фомин В. М. Влияние пористых покрытий на устойчивость гиперзвуковых пограничных слоев // Прикладная механика и теоретическая физика. 2004. Т. 45. №2

NUMERICAL SIMULATION OF THE FLOW IN THE PORES OF A SOUND-ABSORBING COATING IN THE PROBLEM OF STABILIZATION OF A HYPERSONIC BOUNDARY LAYER

Mikhailova Ulyana Valentinovna^{1,2}, *Kudryavtsev Alexey Nikolaevich*¹

¹ *Khrstianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1*

Abstract

In this paper, we study a method for modeling the flow inside the pores, based on the numerical solution of one-dimensional equations obtained by averaging the Navier-Stokes equations over the channel cross-section. The flow was calculated for the Mach number $M = 6$, the Reynolds number $Re = 1000$ and a number of dimensionless frequencies of external disturbances. The efficiency of the method is evaluated by comparing it with the exact analytical solution of the nonstationary axisymmetric Navier-Stokes equations in the case of harmonic perturbations.

Keywords: hypersonic flows; porous coatings; laminar-turbulent transition; stability; boundary layer

УДК 533.6

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДЪЕМНОЙ ЯЧЕЙКИ МУЛЬТИРОТОРНОЙ ПЛАТФОРМЫ

В.В. Куликов

Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, asmodey3598@yandex.ru

Аннотация

В данной статье рассмотрена методика оценки прироста тяги, создаваемого входным конфузуром, приведены основные решения по поиску оптимума между размерами конфузуров и его весом, а также рассмотрены основные явления, понижающие тягу и методы борьбы с ними. Проанализированы различные конфигурации конфузуров и их преимущества и недостатки.

Необходимость создания подъемных ячеек для осуществления транспортной связи является одной из наиболее важных задач проектирования современных летательных аппаратов. Большинство подъемных платформ представлены различного типа мультикоптерами, которые имеют свои преимущества и недостатки. В основной своей части, это легкие беспилотные и дистанционно управляемые летательные аппараты, предназначенные для наблюдения, аэрофотосъемки, доставки легких малогабаритных грузов и в развлекательных целях.

В данном исследовании рассматривается ячейка мультироторной платформы и способы улучшения ее эффективности с помощью увеличения статической тяги. Тяга данных платформ ограничена мощностью двигателей, а, следовательно, переносимый вес напрямую зависит только от данного

параметра. В представленной работе предлагается улучшение подъемных свойств ячейки за счет использования входных конфузоров перед винтом, на которых образуется разряжение, создающее дополнительную подъемную силу. Кроме того добавление конфузора позволит помимо создания дополнительной тяги защитить винты от попадания в них предметов, которые могут привести к разрушению платформы.

Цель исследования заключается в разработке методики оценки возможного прироста тяги от наличия и параметров конфузора, установленного в передней части винта для вертикальной подъемной ячейки.

В работе сравниваются 4 конфигурации конфузоров (рис. 1), создаваемый ими прирост как в теоретической основе, так и в практическом исследовании.

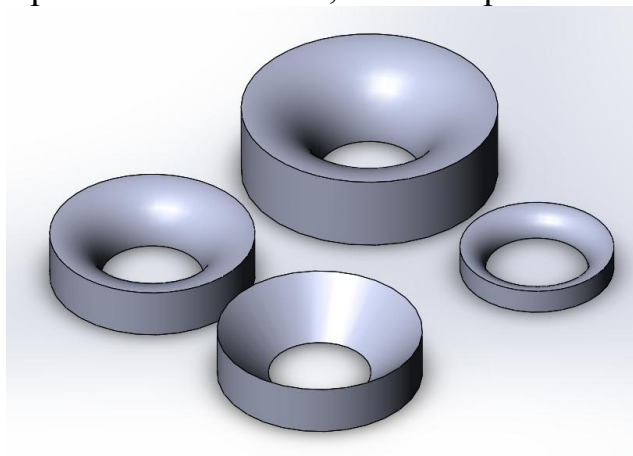


Рисунок 1. — Модели конфузоров

Прирост тяги будет представлять собой следующее отношение сил:

$$\Delta = \frac{F_{\Sigma i}}{F_k} \cdot 100\%$$

Здесь: $F_k = \Delta P S_k = \frac{\rho v_k^2}{2} S_k$

$$F_{\Sigma i} = \sum \Delta P_{ст. i} \Delta S \cdot \sin \gamma$$

$$v_k = \sqrt[3]{\frac{\eta N_{мех.}}{2 \rho S_k}}$$

$F_{\Sigma i}$ — прирост силы, создаваемый конфузуром;

S_k и v_k — площадь и скорость в самой узкой части конфузуров соответственно;

F_k — тяга, создаваемая винтами;

ΔS — площадь кольца действия силы;

γ — угол между проекциями компонент статического давления;

η и $N_{мех.}$ — КПД винта и механическая мощность соответственно.

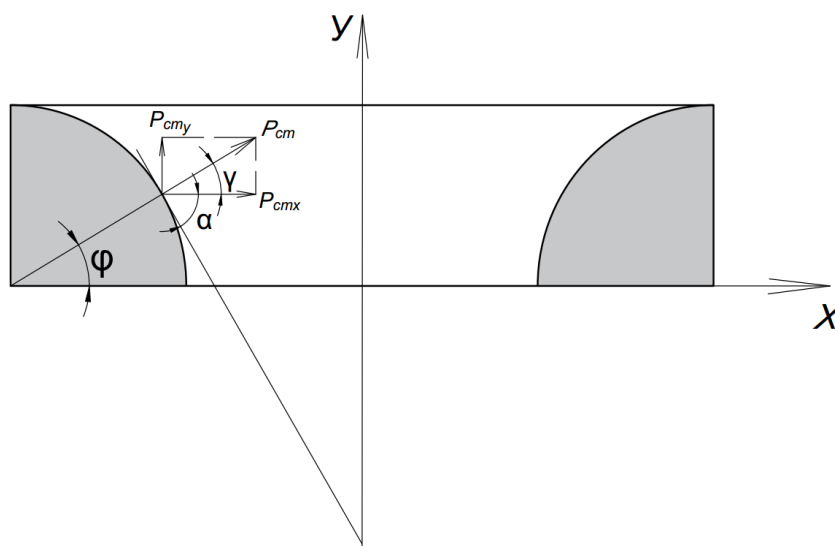


Рис. 2 – Действие статического давления на поверхность конфузора

Результаты расчета по данной математической модели сведены в таблицу 1. Как видно из таблицы, с ростом размера конфузора, растет и прирост тяги, создаваемой конфузуром.

Таблица 1. Сравнение результатов.

Модель	Теоретические оценки, [%]	Экспериментальные результаты первого этапа, [%]	Экспериментальные результаты второго этапа, [%]
Тороидальный, радиус образующей 0,5r	11,5	6,5	-
Тороидальный, радиус образующей 1r	15,5	7,5	26,7
Тороидальный, радиус образующей 1,5r	17,0	8,3	-
Конический с шириной основания 115 мм	19,0	5,3	15,5

Из результатов представленных в Таблице 1 видно, что прирост тяги непропорциональный, для разных конфузуров. Данные явления могут объясняться несколькими факторами, а именно:

— Донным давлением, создаваемым неоднородностью потока;

- Неоптимальной геометрией винта;
- Иной картиной изолиний;
- Другой картиной распределения давления на поверхности.

Как видно из второго этапа экспериментов, где использовался оболочковый конфузор, донное давление существенно влияет на показания тяги.

Был проведен ряд экспериментов, подтвердивших предположение о картине изолиний.

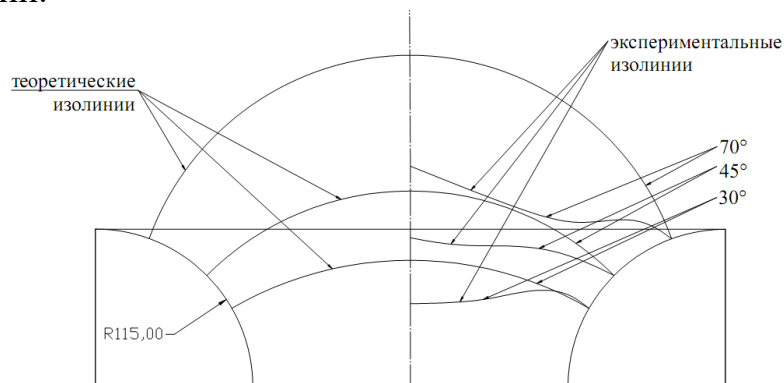


Рисунок 2. — Теоретическая и практическая картина изолиний давления

По результатам проведенных экспериментов было установлено распределение давления по поверхности конфузора:

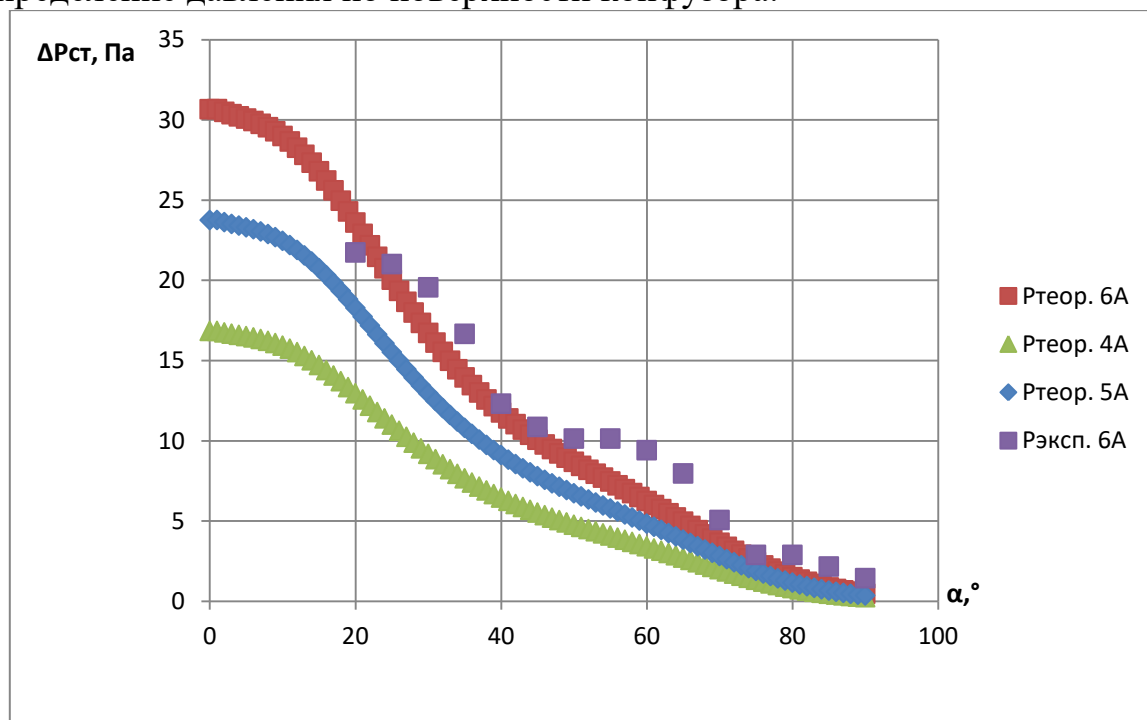


Рисунок 3. — Диапазон распределений давлений для разных значений тока

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Обуховский А.Д., Аэродинамика воздушного винта. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. – 80с

2. Остроухов С. П., Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей: - М.: Физматлит, 2014. – 328 с
3. Абрамович Г. Н., Прикладная газовая динамика. Часть 1. – М.: Наука, 1991. – 600 с
4. Geldenhuys H. J., Aerodynamic development of a contra-rotating shrouded rotor system for a UAV. — 2015. – 92с
5. Chao Huoi, Peng Lv, Anbang Sun. Computational study on the aerodynamics of a long-shrouded contra-rotating rotor in hover. In: International journal of micro air vehicles, Volume 11: 1-17, 2019. 17с

УДК 532.526.3

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА ЗА ПРЯМЫМ СКАЧКОМ
УПЛОТНЕНИЯ В УДАРНОЙ ТРУБЕ ПРЯМОТЕНЕВЫМ МЕТОДОМ.
МГД ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ПОТОК.**

Маслобоев Илья Андреевич^{1,2}

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

²Институт теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН,
630000, Россия, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1

Маслобоев И.А., e-mail: hawkeye90@yandex.ru

*Адрес для корреспонденции: Маслобоев И.А., Новосибирский государственный
технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса,
20, тел. +7(914)448-69-61*

Аннотация

В работе представлены результаты экспериментальных исследований применимости прямоотеневого метода визуализации для определения положения ламинарно-турбулентного перехода за прямым скачком уплотнения на импульсном экспериментальном стенде. Получены результаты, отображающие зависимость развития толщины пограничного слоя от времени течения потока.

Ключевые слова

Пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, ударная труба, оптический прямоотеневой метод, МГД.

Развитие технологий, связанных с полетами на высоких скоростях, привели к новым исследованиям в области пограничного слоя, а именно

ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП). Одной из задач данных исследований является определение зоны ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое на аэродинамических поверхностях аппарата, а также изучение влияния МГД взаимодействия на пограничный слой.

Ранее были предоставлены результаты экспериментальных исследований применимости прямотеневого метода визуализации для определения положения ламинарно-турбулентного перехода за прямым скачком уплотнения на импульсном экспериментальном стенде (рис.1). Для проведения экспериментов по исследованию ПС и определению ЛТП была предоставлена ударная газодинамическая установка лаборатории № 4 ИТПМ СО РАН. Ударная труба состоит из камеры высокого давления, куда нагнетается толкающий газ, диафрагмы и канала низкого давления. В качестве толкающего газа использовался воздух при высоком давлении, в качестве рабочего газа использовался также воздух, но при низком давлении.

После дополнительных серий экспериментов было принято решение переконфигурировать рабочую часть установки. Так же было принято решение изменить толкающий газ на гелий.

На данном этапе работы идет отладка режимов работы экспериментальной установки с МГД взаимодействием. Работа выполнена под руководством доктора физико-математических наук Фомичева В.П.

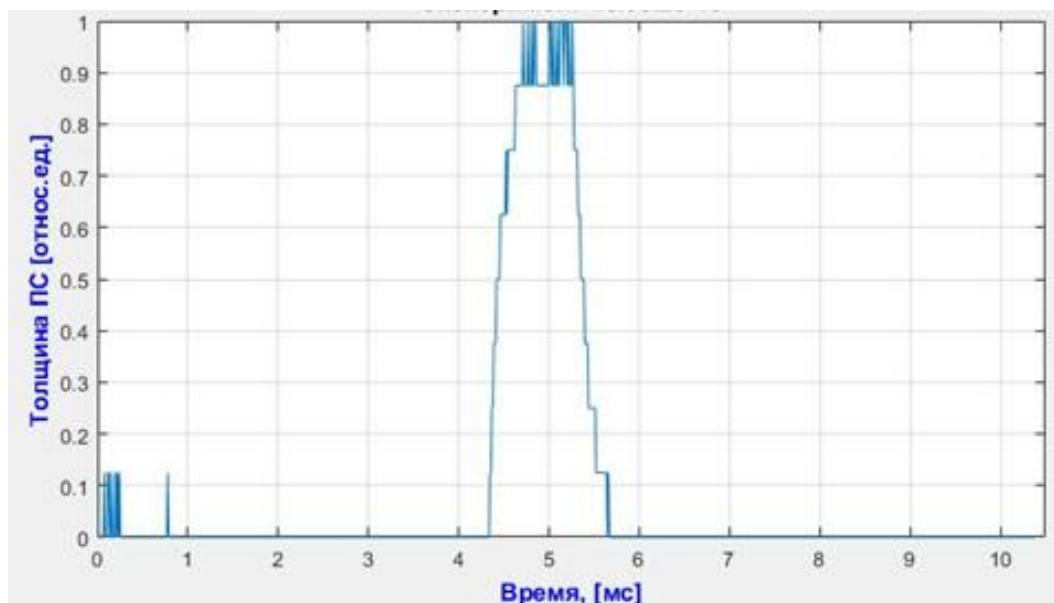


Рис 1. Экспериментальный результат тенеобразования.
($P_2=100$ торр, $M_2=1,34$)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Martin W. A. An Experimental Study of the Turbulent Boundary Layer Behind the Initial Shock Wave in a Shock Tube // Journal of the Aerospace Sciences. – 1958. – Vol. 35, № 10. – P. 644-652.

2. Новгородов М. А., Поляков Ю. А., Тищенко В. А., Хандуров Н. В., Чекалин Э. К. Экспериментальное исследование характера пограничного слоя в ударной трубе и его влияние на протекание электрического тока в плазме // ЖТФ. – 1978. – Т. 48, Вып. 6. – С. 1186-1190.
3. Звегинцев, В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. Часть 1. Установки для научных исследований. / В. И. Звегинцев. – Новосибирск: Изд-во Параллель, 2014. – 550 с.

STUDY OF GAS FLOW BEYOND A DIRECT SEAL STEP IN A SHOCK PIPE BY DIRECT SHADOW METHOD. MHD IMPACT ON FLOW.

Masloboev Ilya Andreevich

Novosibirsk State Technical University

630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20

630073, Russia, Novosibirsk, Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, st. Institutskaya, 4/1

Masloboev I.A., email hawkeye90@yandex.ru

Address for correspondence: **Masloboev I.A.**, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (914) 448-69-61

Annotation

The paper presents the results of experimental studies of the applicability of the direct shadow visualization method for determining the position of the laminar-turbulent transition behind a direct shock wave on a pulsed experimental stand. Results are obtained that reflect the dependence of the development of the boundary layer thickness on the flow time.

Keywords

Boundary layer, laminar-turbulent junction, shock tube, optical direct shadow method, MHD.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ОДНОМЕРНЫХ ВОЛН В ДИСКРЕТНЫХ СРЕДАХ НА МОДЕЛЯХ УПРУГИХ ТЕЛ

Мельник Елизавета Андреевна

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

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

Е. А. Мельник, e-mail: linkinpark1999oi@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Елизавета Андреевна Мельник

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

Аннотация

В данной работе приводится исследование распространения одномерных волн в дискретных средах с помощью численных методов. Дается анализ различных моделей упругих тел путем сравнения с результатами экспериментов.

Ключевые слова: гранулированная среда; численное моделирование; возмущение; солитон; закон Герца.

1. Введение

Исследование распространения ударных волн в дискретных средах представляет большой технический и теоретический интерес. Часто необходимо понимать характер протекания волновых процессов в таких средах при решении ряда прикладных задач теории упругости, акустики, оптики, радиофизики, механики композитов и т.д. Знания о распространении волн при воздействии на зернистые среды дает возможность, например, правильно рассчитать давления при прессовании порошков, учесть рассеивание энергии при разрушении материалов до фрагментов.

Данная работа носит образовательный характер, целью которой является изучение механики деформирования дискретной среды при ударно-волновом воздействии.

Для достижения данной цели ставятся следующие задачи:

- Изучение и анализ научной литературы;
- Создание программного алгоритма для проведения численного моделирования столкновения двух (и более) упругих тел;
- Выявление работоспособных моделей путем сравнения результатов численного моделирования с экспериментами.

2. Методика численного исследования

Дискретная среда рассматривается в виде конечного набора частиц определенной формы. Для описания поведения среды используется система уравнений движения, импульса и сил контакта.

$$\frac{dx_{ci}}{dt} = v_{ci}, \quad \frac{dv_{ci}}{dt} = a_{ci}, \quad a_{ci} = \frac{f_i}{m_i}, \quad 1 \leq i \leq N \quad (1)$$

Приняты следующие обозначения: x_{ci} – изменение координат центра масс частиц, v_{ci} – скорость частиц, a_{ci} – ускорение, вызванное силой реакции f_i , N – количество частиц.

Для решения применяется численный метод, а именно, явная разностная схема. Конечно-разностные соотношения для приведенных уравнений имеет следующий вид:

$$x_{ci}^{n+1} = x_{ci}^n + u_{ci}^{n+1/2} \cdot \Delta t, \quad u_{ci}^{n+1/2} = u_{ci}^{n-1/2} + a_{ci}^n \cdot \Delta t, \quad a_{ci}^n = \frac{f_i^n}{m_i} \quad (2)$$

Данные уравнения в настоящей работе используются для решения задачи о скоростном поршне, вдвигаемом в систему покоящихся частиц.

Предлагаются три модели:

1. Волны в системе упругих тонких цилиндров, нагруженных по оси;
2. Волны в наборе сферических оболочек в упругом режиме;
3. Волны в цепочке металлических шариков с контактом по Герцу.

3. Результаты и обсуждение

Для каждой модели был получен профиль скорости частиц для $N=200$.

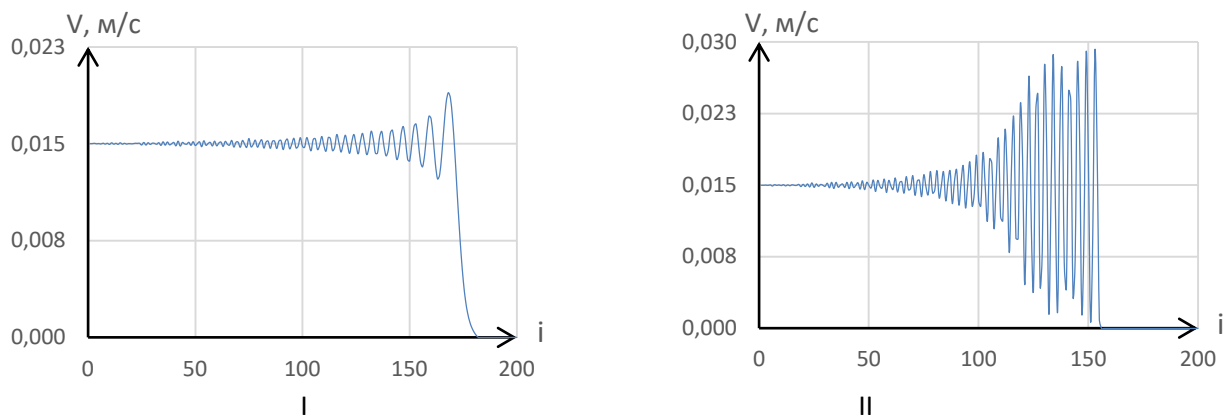


Рис. 2 – Профиль скорости тонких цилиндров:
I – без зазора, II – с зазором $\delta = 0,01$ м

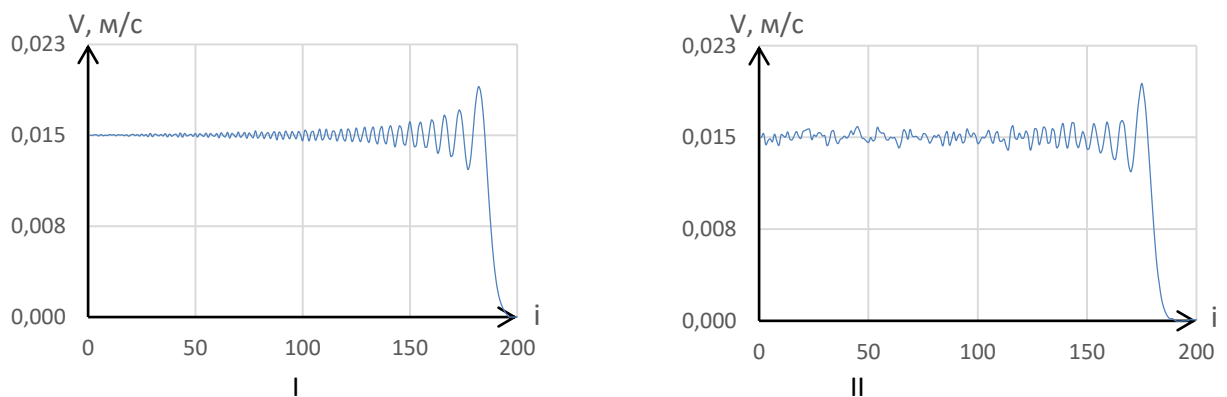


Рис. 3 – Профиль скорости для сферических оболочек:
I – частицы с одинаковым радиусом, II – частицы с хаотически меняющимся радиусом

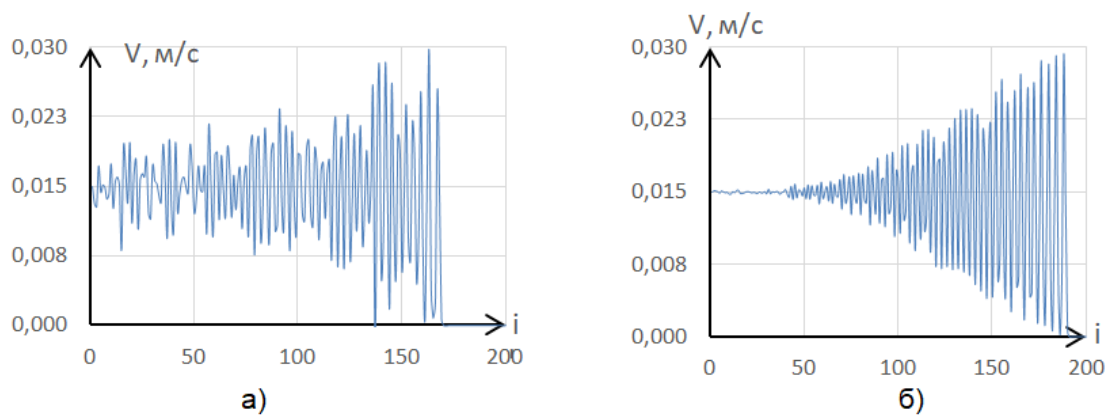


Рис. 3 – Профиль скорости для цепочки шариков:

а) – частицы с одинаковым радиусом, б) – частицы с хаотически меняющимся радиусом

Анализируя результаты можно сделать общие замечания для всех рассмотренных случаев:

1. В голове ударной волны с течением времени формируется солитон;
2. Движение среды не выходит на стационарный режим;
3. Гранулированные среды обладают ярко выраженными нелинейно упругими характеристиками.

4. Вывод

Результаты, полученные в ходе численного решения, совпали с экспериментальными исследованиями [1-4]. Таким образом, алгоритм, полученный для решения задачи о распространении волн в дискретных средах может быть использован в дальнейшем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Нестеренко В.Ф. Распространение нелинейных импульсов сжатия в зернистых средах // Журнал прикладной механики и технической физики. – 1983. – №5. – С. 136 – 148.
2. Нестеренко В.Ф. Обнаружение уединенных волн нового типа в одномерной зернистой среде // Журнал прикладной механики и технической физики. – 1985. – №3. – С. 115 – 118.
3. Ерофеев В.И., Кажаяев В.В., Павлов И.С. Неупругое взаимодействие и расщепление солитонов деформации, распространяющихся в зернистой среде // Вычислительная механика сплошных сред. – 2013. – Т. 6, № 2. – С. 140-150.
4. Li, LJ., Li, XL., Zhou, ZK. et al.: Simulation on propagation characteristics of solitary waves in a one-dimensional charged granular chain. Granular. Matter 21, 46 (2019).

AN INVESTIGATION OF THE PROPAGATION OF ONE-DIMENSIONAL WAVES IN DISCRETE MEDIA ON MODELS OF ELASTIC BODIES

Elizaveta Andreevna Melnik

Novosibirsk State Technical University
630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20
Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1
E. A. Melnik, e-mail: linkinpark1999oi@mail.ru

Abstract

The paper provides the research on the distribution of 1-dimensional wave in the discrete environment by numerical methods. It provides an analysis of different models of discrete media by comparison with the results of experiments.

Keywords: granulated environment; the numerical modeling; excitations; the soliton; Hertz's law.

УДК 533

ВОЗДЕЙСТВИЕ ИМПУЛЬСНЫХ СТРУЙ НА ТРУБЧАТЫЕ ПОВЕРХНОСТИ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА КОТЕЛЬНОГО АГРЕГАТА

Меньшиков Кирилл Сергеевич^{1,2}, магистрант;
*Звезинцев Валерий Иванович*², д.т.н

¹ Новосибирский Государственный Технический Университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

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

Меньшиков К.С., e-mail: kirill.menshikov.1997@mail.ru

Адрес для корреспонденции: *Меньшиков К.С.*, Новосибирский Государственный Технический Университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

В работе представлены экспериментальные и численные результаты по исследованию воздействия импульсного потока воздуха на перпендикулярно расположенные теплообменные трубы.

Ключевые слова

Импульсная струя; трубчатые поверхности; пневмоимпульсный генератор.

1. Введение

Генеральное направление энергетической и энергопотребляющих отраслей промышленности состоит в повышении эффективности работы энергетических установок. Важным резервом повышения эффективности тепловых энергетических установок является устранение загрязнения

теплообменных поверхностей золовыми отложениями, содержащимися в дымовых газах (проблема шлакования).

Появление золовых отложений на трубчатых теплообменных поверхностях вызывает серьезные ограничения в обеспечении длительных максимальных нагрузок работы энергетических агрегатов. Регулярное включение систем очистки позволяет поддерживать поверхности нагрева в конвективной шахте котла в эксплуатационно-чистом состоянии, в результате чего улучшается теплообмен между уходящими газами и поверхностями нагрева и, следовательно, снижается температура уходящих газов.

Известны различные способы борьбы с проблемой шлакования. Длительное время основными способами очистки поверхностей были газоимпульсная очистка, паровая обдувка и дробеочистка. Однако эксплуатация паровых и водогрейных котлов, котлов-утилизаторов, нагревательных печей показала недостаточную эффективность и надежность традиционных средств очистки [1].

В основу пневмоимпульсных систем очистки заложено ударно-волновое воздействие мощных импульсных струй воздуха на золовые отложения. Воздействие осуществляется с помощью специальных пневмогенераторов (ПГ), которые заполняются воздухом, а затем выбрасывают этот воздух за доли секунды, что позволяет увеличить секундный расход в сотни раз и организовать мощное импульсное воздействие на обрабатываемые поверхности [2].

Таким образом, цель работы заключается в определении сил, действующих на трубы конвективных поверхностей охлаждения больших котельных агрегатов при воздействии на них импульсных воздушных струй от системы пневмоимпульсной очистки.

2. Методика исследования

Для экспериментов был изготовлен специальный стенд, моделирующий систему пневмоимпульсной очистки. Установка включает в себя пневмоимпульсный генератор ПГ-25/8, воздушная струя из которого обдувает поперечно расположенные к потоку трубы диаметром 32 мм с постоянным шагом 75 мм по длине (рис. 1). Эксперименты проводились для продольного и шахматного расположения труб (рис. 2). Давление в форкамере пневмогенератора составляет 7 атм.

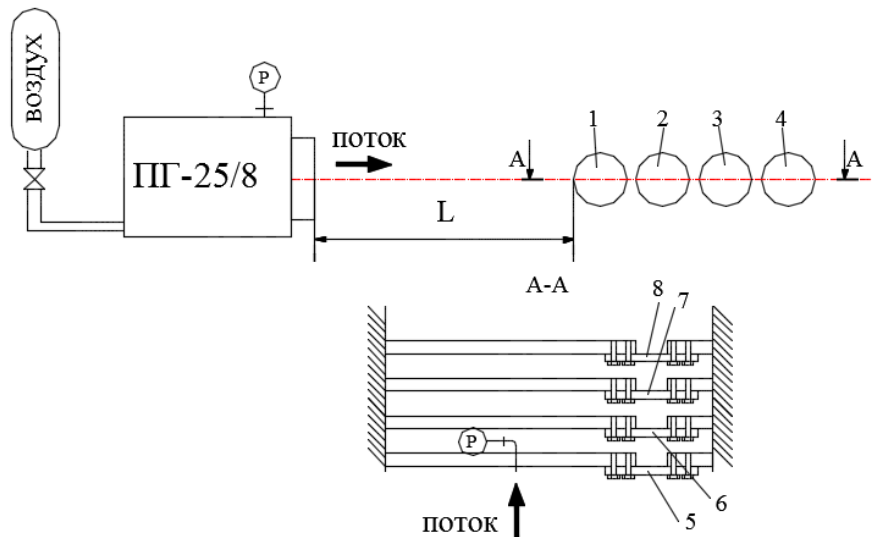


Рис. 1. Схема установки: 1 - первая труба, 2 - вторая труба, 3 – третья труба, 4 – четвертая труба, 5-8 – тензодатчики, P – датчик полного давления.

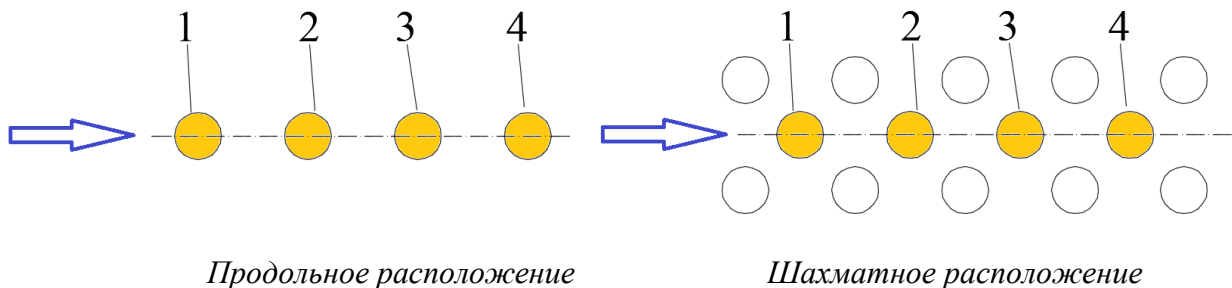
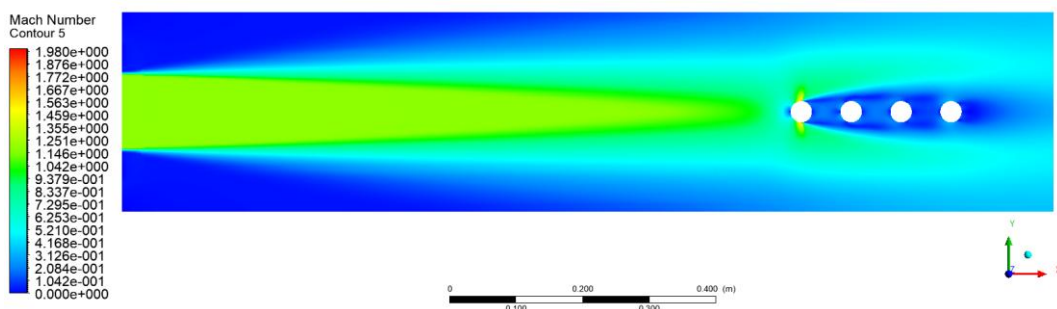


Рис. 2. Расположение труб в эксперименте

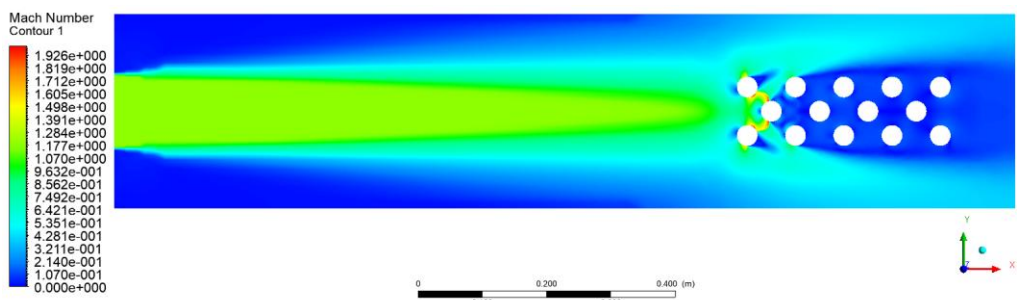
Численный расчет выполнен в программном пакете ANSYS Fluent. Для моделирования использовался метод RANS. Рабочее тело – идеальный газ. В расчете принято: число Маха на срезе сопла $M = 1,0$; полное давление на срезе сопла $P_0 = 2,4$ атм, что соответствует экспериментальным данным. На границах области задаются параметры атмосферы.

3. Результаты

На рис. 3 и рис. 4 представлено распределение числа Маха и полного давления в плоскости симметрии струи (вид сбоку). Расстояние от среза сопла до первой трубы составляет 1,0 м. Видно, что течение струи перестраивается в соответствии с обтекаемой конфигурацией труб. Силы, действующие на первую трубу, достигают 25,6 кг для продольной конфигурации и 14 кг для шахматной конфигурации.

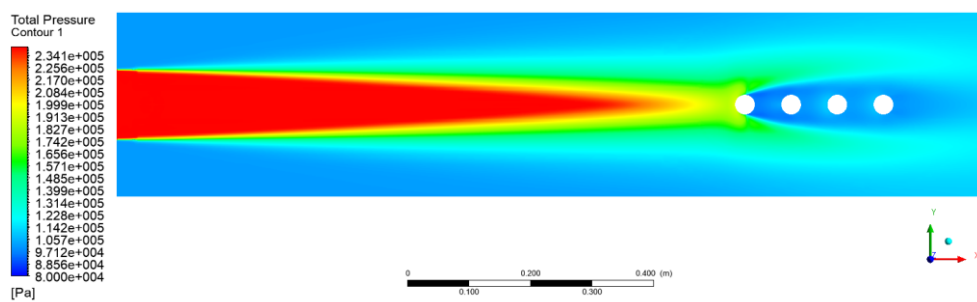


а

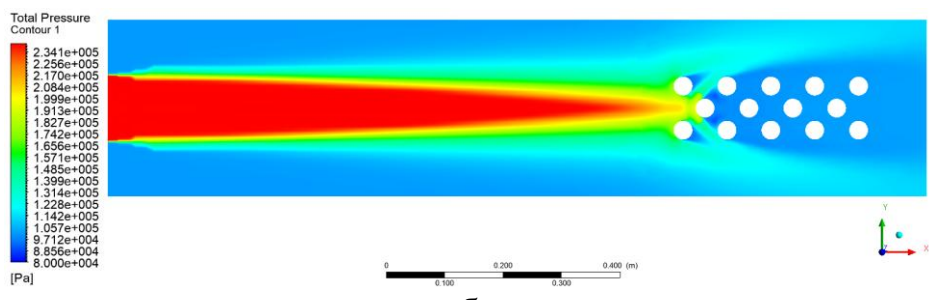


б

Рис. 3. Распределение числа Маха в продольной конфигурации (а), в шахматной конфигурации (б)



а



б

Рис. 4. Распределение полного давления в продольной конфигурации (а), в шахматной конфигурации (б)

4. ВЫВОДЫ

Получено распределение газодинамических параметров по длине создаваемой импульсной струи. Определены силы, действующие на обдуваемые трубы. Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментальными данными.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пугач Л.И. Шлакование котельных агрегатов и способы борьбы с ним / Ч. III Пассивные способы борьбы со шлакованием. Новосибирск, Сибтехэнерго. Технический отчет, №4136, 1976.
2. Звезгинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. В двух частях. Часть 2. Установки для промышленных приложений. – Новосибирск: Параллель, 2015. – 339 с.

IMPACT OF PULSED JETS ON THE TUBULAR SURFACES OF CONVECTIVE HEAT TRANSFER OF A BOILER UNIT

Menshikov Kirill Sergeevich^{1,2}, graduate student,
*Zvegintsev Valery Ivanovich*², Dr. Sc.

¹ *Novosibirsk State Technical University, 20 K. Marks ave., Novosibirsk, 630073, Russia*

² *Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, Institutskaya str., 4/1, Novosibirsk, 630090, Russia*

Menshikov K.S., e-mail: kirill.menshikov.1997@mail.ru

Address for correspondence: *Menshikov Kirill Sergeevich*, Novosibirsk State Technical University, 20 K. Marks ave., Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

The paper presents experimental and numerical results on the study of the impact of a pulsed air flow on perpendicularly located heat exchange tubes.

Keywords

Pulsed jet; tubular surfaces; pneumatic pulse generator.

УДК 533.6

МОДЕЛИРОВАНИЕ КРАТКОВРЕМЕННОГО ИЗМЕНЕНИЯ УСЛОВИЙ ОБТЕКАНИЯ КАПЛЕВИДНОГО ПРОФИЛЯ

Наумова Диана Константиновна^{1,2}, *Миронов Дмитрий Семенович*¹

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

² *Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20*

Наумова Д.К., email naumova.2017@stud.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: *Наумова Диана Константиновна*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Аннотация

В работе был рассмотрен симметричный каплевидный аэродинамический профиль. Проведено сравнение профилей средней скорости и пульсаций скорости, измеренных в следе за каплевидным профилем при разных углах

атаки. Также произведено сравнение средней скорости и пульсаций скорости при постоянном угле атаки с генератором неоднородности и без него.

Ключевые слова: каплевидный аэродинамический профиль; низкие числа Рейнольдса; средняя скорость; пульсация скорости.

Введение

Малогабаритные беспилотные летательные аппараты набирают свою популярность не только в военной, но и во многих других сферах человеческой деятельности. Использование беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) позволяет максимально увеличить производительность, снизить затраты и риски, обеспечить безопасное функционирование различных объектов, безопасность человеческого персонала во время пандемии.

Небольшие БПЛА часто летают на малых высотах в городских районах с плотной застройкой, где равномерность атмосферных потоков может быть сильно нарушена наличием локальных турбулентных зон от различного рода препятствий, влиянием местности. Обтекание летательного аппарата может сопровождаться кратковременным отрывом потока на его несущих или управляющих плоскостях, что может привести к потере управления или крушению.

В связи с этим необходимо проведение экспериментов для моделирования внезапного изменения условий обтеканий профиля.

1. Методика проведения исследования

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе (АДТ) Т-325М Института теоретической и прикладной механики им. Христиановича (ИТПМ), при скорости набегающего невозмущенного потока $U_\infty = 45$ м/сек и давлении торможения в рабочей части 1,5 атм, что соответствовало числам Маха $M_\infty = 0,132$ и Рейнольдса определенному по хорде профиля $Re_C = 4,5 \cdot 10^4$.

Схема эксперимента и используемая система координат показаны на рис.1.

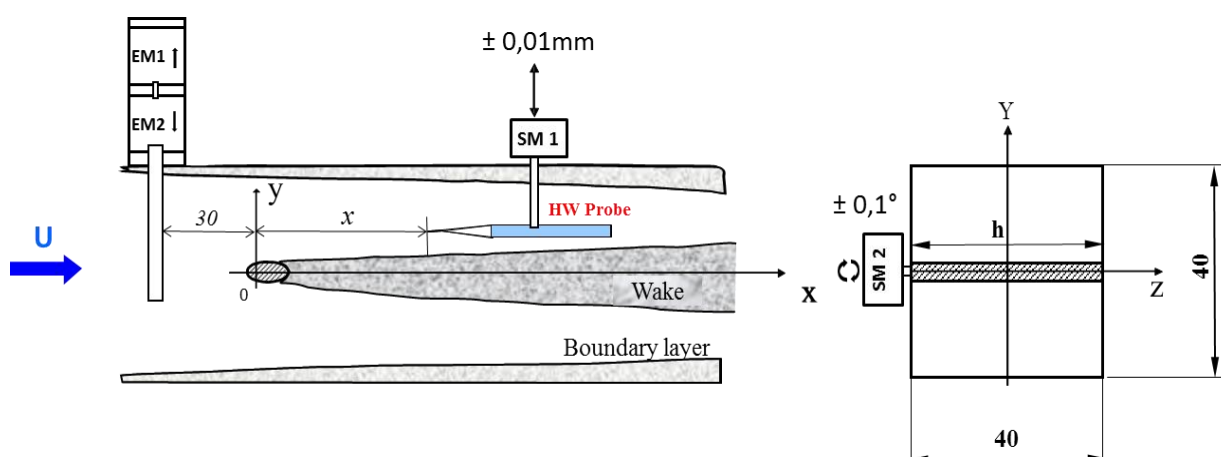


Рис.1. Схема проведения эксперимента

В качестве исследуемой модели в экспериментах использовался каплевидный аэродинамический профиль, изготовленный на 3D-принтере, с длиной хорды 10

мм, максимальной толщиной 4 мм на расстоянии 30% хорды от передней кромки и удлинением 40 мм по размаху профиля, модель которого показана на рис. 2 (справа). Координаты профиля приведены на рис. 2 (слева).

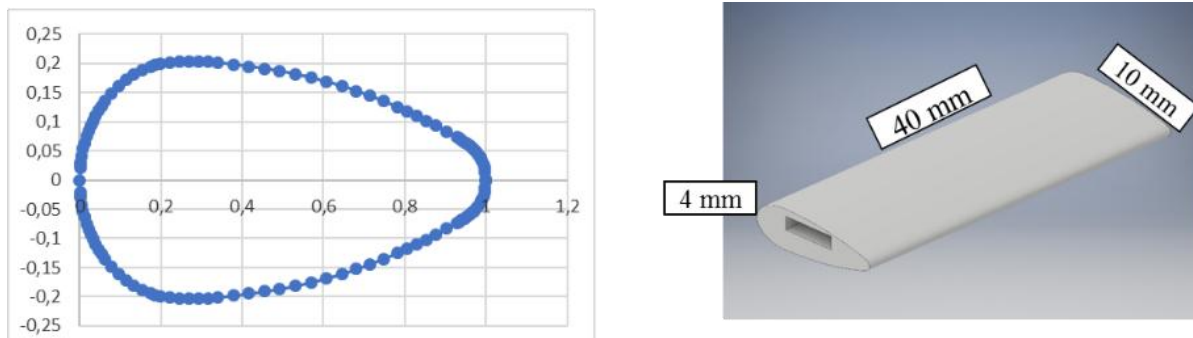


Рис.2. Координаты профиля (слева) и модель каплевидного профиля (справа)

Для измерения интенсивности пульсаций скорости в следе за моделью, которая подвержена воздействию локализованных неоднородных областей течения, использовался термоанемометр постоянного сопротивления СТА-5 с программным управлением от персонального компьютера (ПК), разработанный в ИТПМ СО РАН. Датчик термоанемометра перемещался поперек следа за моделью с помощью шагового двигателя SM1 (см. Рис. 1). Выходной сигнал датчика оцифровывался 14-битным аналого-цифровым преобразователем, после чего данные передавались на ПК для дальнейшей обработки.

Для введения локализованных в пространстве и времени возмущений средней скорости потока было разработано и изготовлено специальное устройство на основе двух электромагнитов - толкающего (EM1) и втягивающего (EM2) типа, с помощью которых в поток на некоторый контролируемый промежуток времени вводился генератор локализованной неоднородности среднего течения - круговой цилиндр диаметром 6 мм. В случае, когда генератор в течении заданного промежутка времени находился в потоке, считалось, что он находится в позиции «in». В течении остального времени - в позиции «out».

Устройство для введения локализованных в пространстве и времени возмущений средней скорости потока было установлено непосредственно в рабочей части АДТ. В этом случае в потоке создается локализованная неоднородность потока, скорость и структура пульсаций которой отличаются от соответствующих характеристик невозмущенного набегающего потока.

3. Результаты и обсуждение

В ходе экспериментов были выполнены измерения профилей средней скорости и пульсаций скорости поперек следа за каплевидным профилем, как при наличии локализованной неоднородности потока, так и без нее в соответствии с временной программой. Угол атаки каплевидного профиля в потоке изменялся в диапазоне от $\alpha = 20^\circ$ до $\alpha = -20^\circ$.

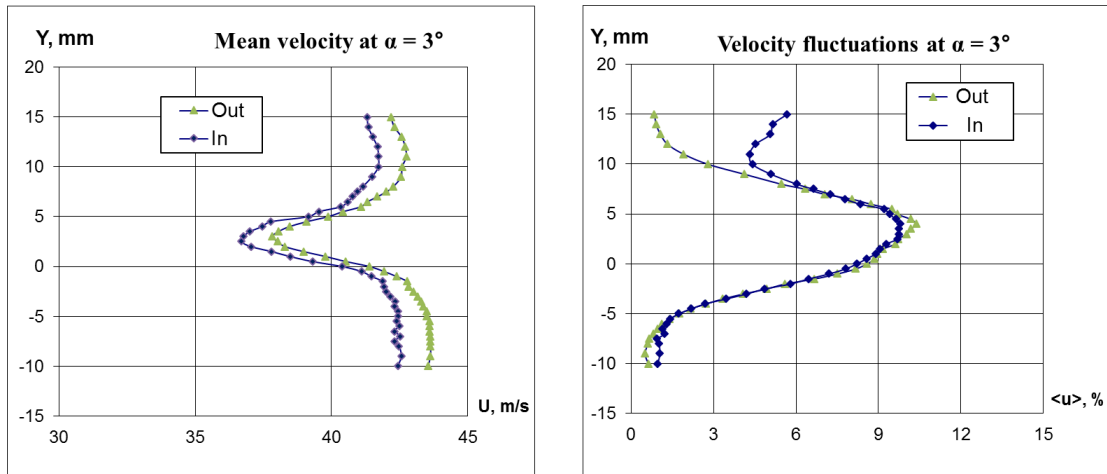


Рис.3. Распределения средней скорости (слева) и пульсаций скорости (справа), измеренных в следе за каплевидным профилем под углом атаки $\alpha = 3^\circ$ как для генератора в положении «In», так и в положении «Out»

На рис.3 приведены типичные примеры профилей средней скорости (слева) и пульсаций скорости (справа), измеренные в следе за каплевидным профилем, расположенным под углом атаки $\alpha = 3^\circ$ как для генератора в позиции «In», так и в позиции «Out». Профили средней скорости практически подобны, но при этом наблюдается уменьшение средней скорости по всему профилю для генератора в позиции «In», что вызвано, по всей видимости, влиянием локализованной неоднородности в виде следа с дефицитом средней скорости за генератором. Это влияние следа за генератором проявляется подобным образом и на профиле пульсаций скорости в виде более интенсивных по величине пульсаций в верхней части профиля для генератора в позиции «In» (приблизительно до $y = 7$ мм), которое затем исчезает и в оставшейся части профиля практически совпадают.

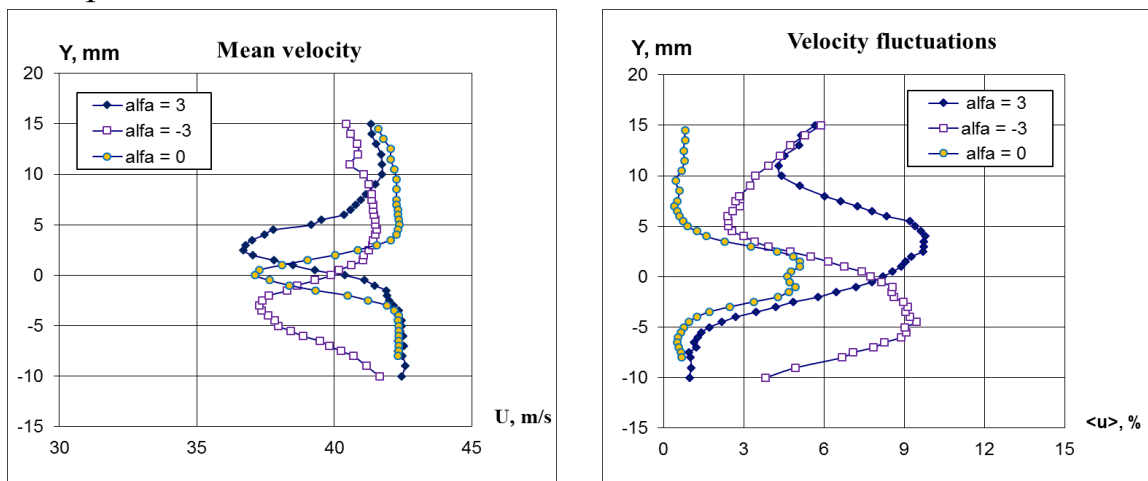


Рис.4. Профили средней скорости (слева) и пульсаций скорости (справа), измеренные в следе за каплевидным аэродинамическим профилем при угле атаки $\alpha = 0^\circ$ без генератора и при углах атаки $\alpha = \pm 3^\circ$ для генератора в позиции «In»

На рис.4 сравниваются аналогичные профили средней скорости (слева) и пульсаций скорости (справа), измеренные в следе за каплевидным профилем при нулевом угле атаки $\alpha = 0^\circ$ для случая без генератора неоднородности и при

углах атаки $\alpha = \pm 3^\circ$ для генератора в позиции “In”. Наблюдается симметричное смещение профилей средней скорости и пульсаций скорости относительно начала координат в зависимости от угла атаки. Следует также отметить, что даже незначительное изменение угла атаки, от $\alpha = 0^\circ$ до $\alpha = 3^\circ$, приводит к существенному, почти двукратному, росту интенсивности пульсаций скорости внутри следа и заметному увеличению его ширины. Подобные профили скорости и пульсаций скорости были измерены для всех углов атаки обтекания каплевидной модели в диапазоне от $\alpha = 20^\circ$ до $\alpha = -20^\circ$.

4. Выводы

Было разработано, изготовлено и испытано специальное устройство для введения возмущенной неоднородности среднего потока, локализованной в пространстве и времени.

Получены сведения о среднем потоке, интенсивности в следе за каплевидным профилем при различных углах атаки при его обтекании нестационарным и неоднородным потоком.

Разработана программа для проведения термоанемометрических измерений, синхронизированных с внесением в течение локализованных возмущений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лебига В.А. Термоанемометрия сжимаемых потоков: Учеб.пособие. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 1997.-81с.
2. Jiun-Jih Miau, Yi-Huei Lai, Phuong Dong and Alaeddine Zoghلامي. Unsteadiness of Laminar Separation Bubble on Blunt Body/ Advanced Experimental Mechanics, Vol.4 (2019), 3-16
3. Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю. Термоанемометрия сжимаемых течений. Аэромеханика и газовая динамика № 4, 2003.

MODELING OF SHORT-TERM CHANGES IN THE FLOW CONDITIONS OF A TEARDROP-SHAPED PROFILE

Naumova Diana Kostantinovna¹², Mironov Dmitry Semyonovich¹

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1

² Novosibirsk State Technical University
630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20

Naumova D. K., email naumova.2017@stud.nstu.ru

Abstract

The paper considers a symmetrical teardrop-shaped aerodynamic profile. The average velocity profiles and velocity pulsations measured in the wake of the teardrop profile at different angles of attack are compared. The average velocity and velocity

pulsations at a constant angle of attack with and without the inhomogeneity generator are also compared.

Keywords: teardrop-shaped airfoil; low Reynolds numbers; medium speed; speed ripple.

УДК 533.6

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБКОЙ СЦЕПКИ ДЛЯ ДВУХЗВЕННОГО ПЛАНЕРА

Соболева Полина Александровна^{1,2}, Акимов Михаил Александрович^{1,2}

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073,
 Россия, г. Новосибирск, пр-т К. Маркса, 20

Соболева П.А., email polina.soboleva.1998@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Соболева Полина Александровна, Институт
 теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1
 тел. +7 (913) 005-83-35

Аннотация

В работе был рассмотрен двухзвенный планер. Здесь рассматриваются различные материалы гибких сцепок: лески, троса и т.п. Была произведена оценка их аэродинамических и прочностных характеристик, поставлена и решена задача оптимизации.

Ключевые слова: двухзвенный планер; гибкая сцепка; аэродинамическое качество.

1. Введение

Актуальность исследования атмосферных малоразмерных БПЛА с большой продолжительностью полёта обусловлена ростом их использования для решения широкого круга задач. В настоящей работе была рассмотрена концепция двухзвенного планера, связанного гибкой сцепкой, который может использовать сдвиг ветра для полёта.

Изначально предполагалось, что сцепка будет длинная, от нескольких километров, сейчас же длина уменьшилась до нескольких сотен метров. Длинная сцепка более полно использует градиент ветра, однако коэффициент сопротивления сцепки больше коэффициента сопротивления планера в 100 раз. Поэтому возникает актуальность решения задачи оптимизации.

2. Методика проведения исследования

В качестве базовой модели взяли гладкий цилиндр и рассмотрели его коэффициенты сопротивления в зависимости от чисел Рейнольдса (Рис.1).

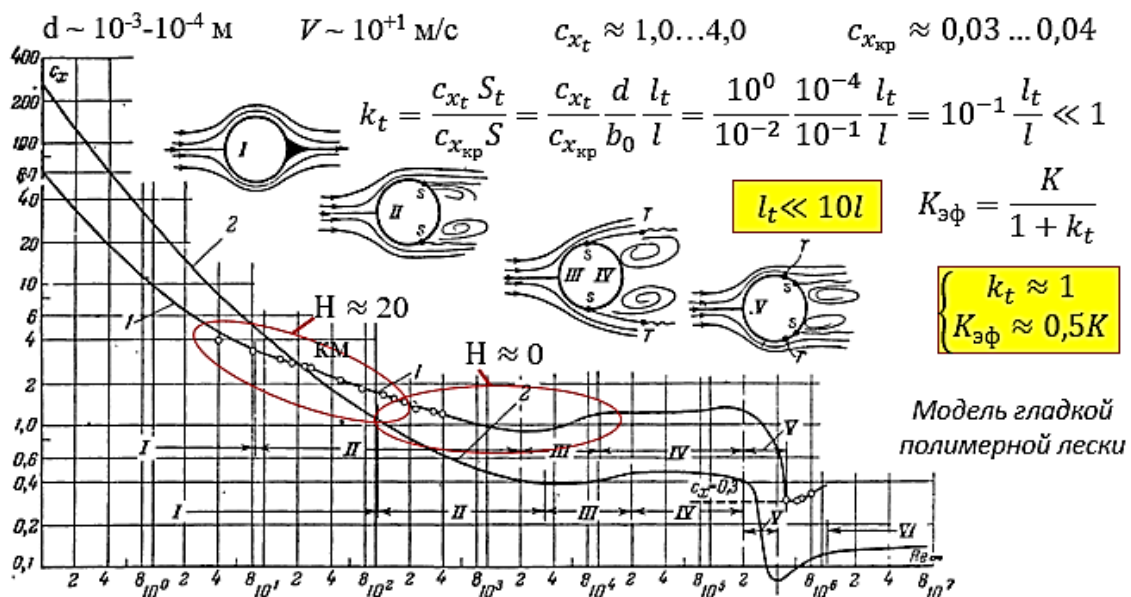


Рис. 1. Схемы обтекания и коэффициенты сопротивления шара и цилиндра в зависимости от числа Рейнольдса
 1 – для цилиндра; 2 – для шара.

Рассмотрели различные материалы сцепок, например, гладкую леску из полиэтилена, которая подходит для использования в малоразмерных БПЛА с размахом крыла от 1 до 3 метров. Произвели расчёты прочностных и аэродинамических характеристик сцепок, а также оценили аэродинамические характеристики планера.

3. Результаты и обсуждение

Рассмотрен малоразмерный БПЛА с хордой порядка 10^{-1} м. Следовательно, для такого ЛА толщина сцепки характерна порядка 10^{-4} м. Рассчитали числа Рейнольдса для соответствующих порядков линейных величин при одинаковой ориентировочной скорости 10 м/с и получили соотношение коэффициентов сопротивлений. Результатом является условие, что длина сцепки равна 10-ти длинам размаха крыла планера.

Как можно заметить, коэффициент сопротивления сцепки приблизительно равен коэффициенту сопротивления самолёта, при этом аэродинамическое качество делится пополам, что значительно ухудшает полёт. Следовательно, длина сцепки должна выбираться таким образом, чтобы её сопротивление было много меньше сопротивления самолёта, но при этом прочностные характеристики не ухудшались.

4. Выводы

При исследовании различных материалов сцепок было определено, что сцепка небольшого диаметра имеет достаточно большой коэффициент сопротивления, поэтому её длину необходимо выбирать, решая задачу оптимизации, в противном случае это существенно негативно сказывается на аэродинамическом качестве планера.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Akimov M.A., Polivanov P.A. Study of the possibility of steady horizontal flight of the dual aircraft platform with the wind shear / DOI:10.1088/1742-6596/1404/1/012075, 2019
2. Engblom W. Dual-Aircraft Atmospheric Platform // U.S. Patent Application No. 13/414,451, March 17, 2012.
3. Engblom W. Novel Approach to High-Altitude Long-Endurance Stationkeeping // AIAA 2012-3203, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, 2012.

STUDY OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A FLEXIBLE COUPLING OF A TWO-LINKED GLIDER

Soboleva Polina Aleksandrovna¹², Akimov Michail Alexandrovich¹²

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
630090, Russian, Novosibirsk, Institutskaya str., 4/1

² Novosibirsk State Technical University
630073, Russia, Novosibirsk, Prospekt K. Marksa, 20
Soboleva P. A., email polina.soboleva.1998@mail.ru

Abstract

A two-link glider was considered in the work. Various materials of flexible couplings are considered here: lines, cables, etc. An assessment of their aerodynamic and strength characteristics was made, an optimization problem was posed and solved.

Keywords: two-link glider; flexible coupling; aerodynamic quality.

СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 620.168.373

ЦИФРОВАЯ МОДЕЛЬ ТОКОВЕДУЩЕГО ЭЛЕМЕНТА БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

*Хафизов Дамир Евгеньевич, студент;
Казанцев Владислав Владимирович, студент;
Карпов Николай Александрович, аспирант*

Национальный исследовательский Томский политехнический университет, 634034, Россия, г. Томск, Томская область, ул. Усова, 7, тел. (3822)701777 доп.1932

Хафизов Д.Е., e-mail deh5@tpu.ru

Казанцев В.В., e-mail vyk90@tpu.ru

Карпов Н.А. e-mail nikolats.karpov@yandex.ru

*Адрес для корреспонденции: Хафизов Дамир Евгеньевич,
Томский политехнический университет, 634034, Россия, г. Томск,
ул. Усова, 7, тел. (3822)701777 доп.1932*

Аннотация

В работе приведены результаты сравнения экспериментального и расчетного метода определения тепловых и электрических полей токоведущего элемента бортовой кабельной сети космического аппарата. Дана сравнительная характеристика полученных результатов и сделаны выводы об адекватности цифровой модели. При использовании программной среды Comsol Multiphysics разработана цифровая модель токоведущей шины «Type I», получено распределение тепловых и электрических полей для данного типа конструкций.

Ключевые слова

Бортовая кабельная сеть; токоведущая шина BusBar; электрические и тепловые поля; цифровое моделирование.

Введение

Бортовая кабельная сеть (БКС) – один из основных элементов системы электрооборудования любого космического аппарата (КА). Разработка и производство современных спутников требует внедрения новых конструктивных элементов [1]. При этом должны решаться задачи по минимизации массогабаритных показателей как БКС, так и КА в целом. Процесс проектирования должен учитывать наличие «слабых» мест конструкции, способных к перегреву и ускоренной деградации изоляции.

Токосоведущие шины по технологии BusBar обладают оптимальными как эксплуатационными, так и массогабаритными характеристиками [2]. Однако, в

технической литературе недостаточно информации по опыту разработки и применения подобных конструкций.

Целью данной работы является разработка «цифровых двойников» токоведущих шин БКС для исследования тепловых и электрических полей с учетом реальных внешних воздействующих факторов.

Методика экспериментального исследования и моделирования

Создание цифровых моделей в программной среде Comsol Multiphysics требует соблюдения правильности выполнения следующих этапов:

1. Необходимо построить 3D модель исследуемого элемента с учетом масштабирования и наличия каких-либо усложнений в конструкции.

2. Необходимо задать физические решатели, по которым будет вестись расчет конструкций. При создании моделей токоведущих шин использовались два решателя: Electric Current, Heat Transfer in Solids и Joule Heating.

3. Согласно выбранным решателям, необходимо установить граничные условия: P, кПа; T, К; α , Вт/м²К.

4. Необходимо определить геометрическую сетку, которая разбивает объект исследования на определенное количество частей, для каждой из которых ведется расчет.

Прежде чем приступить к моделированию токоведущих шин BusBar, необходимо проверить правильность выполнения моделирования экспериментальным путем. Для этого была выработана методика определения тепловых полей экспериментальным путем, а так же установлена последовательность трехмерного моделирования в программной среде Comsol Multiphysics.

В качестве прототипа использовался медный проводник, имитационная модель которого представлена на рис. 1.

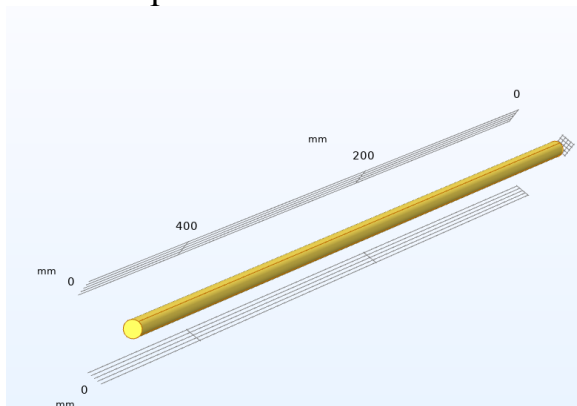


Рис. 1. Имитационная модель медного проводника

Определение тепловых полей экспериментальным путем выполнялось с использованием токового нагрева.

Опытный образец помещался около магнитопровода трансформатора, и под действием электромагнитной индукции, в нем начинал протекать

электрический ток. Регулировка тока осуществлялась при помощи трансформатора напряжения. Диапазон регулирования составлял от 0 до 225 А.

Показания температуры снимались при помощи термопары и тепловизора FLUKE Ti100. Расхождение результатов эксперимента и моделирования составило не более 3% (рис. 2).

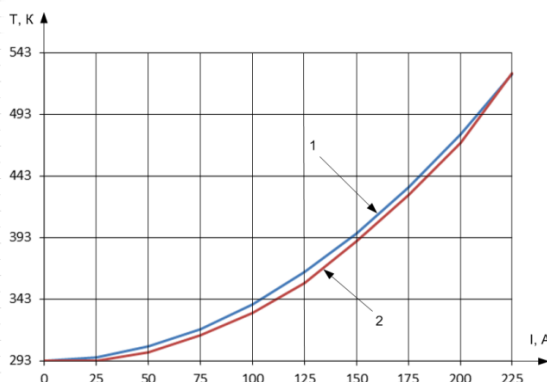


Рис. 2. Температура токоведущего элемента по результатам моделирования (1) и эксперимента (2)

После успешного подтверждения адекватности базовой модели был разработан цифровой двойник токоведущей шины BusBar конструкции «Type I» (рис.3).

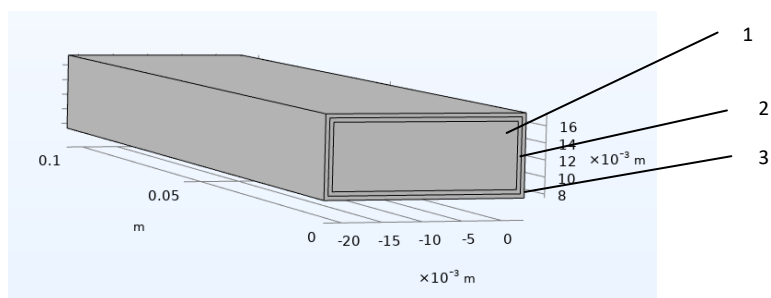


Рис. 3. Цифровая модель токоведущей шины «Type I»:
1 – токоведущая часть из алюминия АД31Т; 2 – пенокомпозит ПЭК-82; 3 – полиимидная пленка

Граничные условия моделирования выставлялись с учетом уровня внешних воздействующих факторов на реальные БКС при $I_{ном}=10..100А$. Результаты определения нагрева токоведущей части приведены в таблице 1.

Таблица 1

Распределение теплового поля			
Сечение токоведущего элемента, мм ²	Материал токопроводящей жилы	Значение тока, А	$\alpha=0,7 \text{ Вт/м}^2\text{К}$
			Градиент температуры
181	Алюминий АД31Т	10	0,7
		30	3,1
		40	5,81
		100	36,8

Выводы

Построены цифровые двойники шины электропитания BusBar «Type I». Разработана методика по экспериментальному и цифровому моделированию токоведущих элементов БКС КА. Выполнено построение тепловых и электрических полей токоведущего медного проводника, на основании чего проверена адекватность методики моделирования. Результаты данной работы будут полезны при оценке влияния конструкций токоведущих шин на распределение тепловых полей в реальной БКС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Халиманович, В.И. Стратегическая программа исследований технологической платформы. «Национальная информационная спутниковая система» на 2016 – 2020 годы, 2016 г. [Электронный ресурс] Систем. требования: AdobeAcrobat. - Режим доступа: <https://tp.issreshetnev.ru/documents/documens-other/programm-2016-2020.pdf>
2. AXON' CABLE - RELEASED APRIL 2017/F «CABLES & HARNESSSES FOR SPACE APPLICATIONS» [Электронный ресурс]: <https://www.axon-cable.com>

DIGITAL MODEL OF THE CURRENT-CARRIYNG PART OF THE SPACECRAFT

Khafizov D.E., student, e-mail deh5@tpu.ru

Kazantsev V/V., student, e-mail vvk90@tpu.ru

Karpov N.A., postgraduate student, e-mail nikolats.karpov@yandex.ru

National Research Tomsk Polytechnic University, 634034, Russia, Tomsk,
st. Usova, 7

Abstract

The paper presents the results of comparing the experimental and calculated methods for determining the thermal and electric fields of the current-carrying element of the on-board cable network of the spacecraft. A comparative characteristic of the obtained results is given and conclusions are drawn about the adequacy of the digital model. Using the Comsol Multiphysics software environment, a digital model of the “Type I” BusBar has been developed, and the distribution of thermal and electric fields for this type of structures has been obtained.

Key words:

Onboard cable network; BusBar; thermal and electric fields; digital modeling; digital twins.

ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАЗВИТИЯ ГРАВИТАЦИОННО-КАПИЛЛЯРНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПРЯМОУГОЛЬНОЙ ПОЛОСТИ НА ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ В ВЕРТИКАЛЬНОЙ ТОНКОЙ СТЕНКЕ

*Михайлов Арсений Владимирович*¹²;
*Рябов Виталий Олегович*²³;
*Боднева Наталья Ильинична*²³

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

² Институт теплофизики СО РАН им. С. С. Кутателадзе, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 1

³ Новосибирский государственный университет, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Пирогова, 2

Михайлов А. В., email: senya_mik@ngs.ru

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

Аннотация

Экспериментально исследовано развитие конвективного течения в прямоугольной полости - модели тонкостенного топливного бака. Слой этилового спирта со свободной верхней границей нагревался на одной из вертикальных стенок полости. Развивающееся течение имело тепловую гравитационно-капиллярную природу, так как кроме сил плавучести действовал термокапиллярный эффект. На свободной поверхности жидкости в результате ее охлаждения развивается конвекция Рэлея-Бенара. При помощи тепловизора, измерены распределения температуры на свободной поверхности жидкости в различные моменты времени. Обработка данных позволила построить распределения температуры вдоль свободной поверхности и градиентов температуры в различные моменты времени. Изучена эволюция формы ячеек Бенара и локальные градиенты температуры. Особенности развития течения влияют на нестационарные поля температуры на тонкой противоположной стенке полости. Изучена зависимость полей температуры на тонкой стенке от времени при дискретном наборе толщин слоя жидкости и плотности тепловых потоков на разогреваемой стенке.

Ключевые слова: термогравитационная конвекция, термокапиллярная конвекция, тонкая стенка, конвекция Рэлея-Бенара, поля температуры, тепловизор.

Введение

В авиационной технике повсеместно встречаются конструкции, представляющие собой тонкостенные полости, заполненные жидкостью. Один из примеров таких конструкций – топливные баки. В ходе эксплуатации они

могут испытывать перепады температур, в результате которых, на тонких стенках появляются значительные термические напряжения и деформации, которые могут приводить к дефектам и разрушениям конструкций. Для того, чтобы правильно контролировать условия работы и рассчитывать возможные напряжения, необходимо учитывать процессы теплообмена в конструкциях, распределения температуры и градиентов температуры, от которых зависят термические напряжения.

Методика эксперимента

Эксперименты были выполнены на модели топливного бака. Ее схема показана на рисунке 1. Рабочий участок установки представляет собой прямоугольную полость, заполненную этиловым спиртом. Боковые стенки выполнены из прозрачного поликарбоната. Одна из вертикальных стенок выполнена из тонкой нержавеющей стали, наклеенной на текстолитовую пластину, и является электрическим нагревателем.

Меняя силу тока, пропускаемого через нагреватель, регулировалась плотность теплового потока от стенки. Распределение температуры на свободной поверхности жидкости измерялось тепловизором FLIR x6530sc. Он имеет сенсор на основе матрицы из кристаллов теллурида кадмия-ртути (МСТ), состоящей из 640 x 512 пикселей. Сенсор позволяет регистрировать инфракрасное излучение длиной волны от 1,5 до 5,1 мкм и имеет чувствительность 18 мК.

Результаты эксперимента

Проведены тепловизионные исследования нестационарных полей температуры на свободной поверхности слоя жидкости. На рис. 2. показано распределение температуры перед включением нагревателя. Желтыми линиями выделены границы конвективных ячеек Бенара, вызванных испарением спирта с поверхности и приповерхностным градиентом температуры по нормали к свободной границе слоя жидкости.

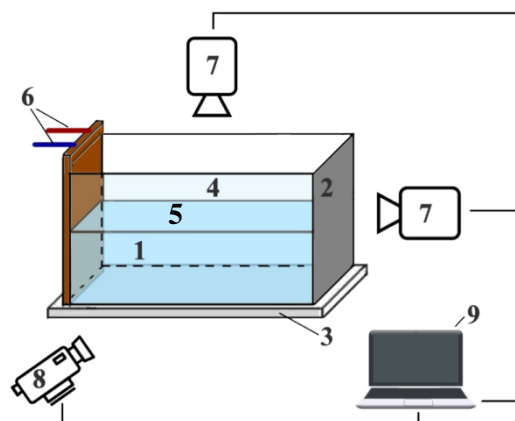


Рис. 1. Схема установки. 1 – слой жидкости, 2 – тонкая стальная стенка, 3 – корпус, 4 – слой воздуха, 5 – свободная поверхность жидкости, 6 – нагреватель, 7 – тепловизор, 8 – видеокамера, 9 – компьютер

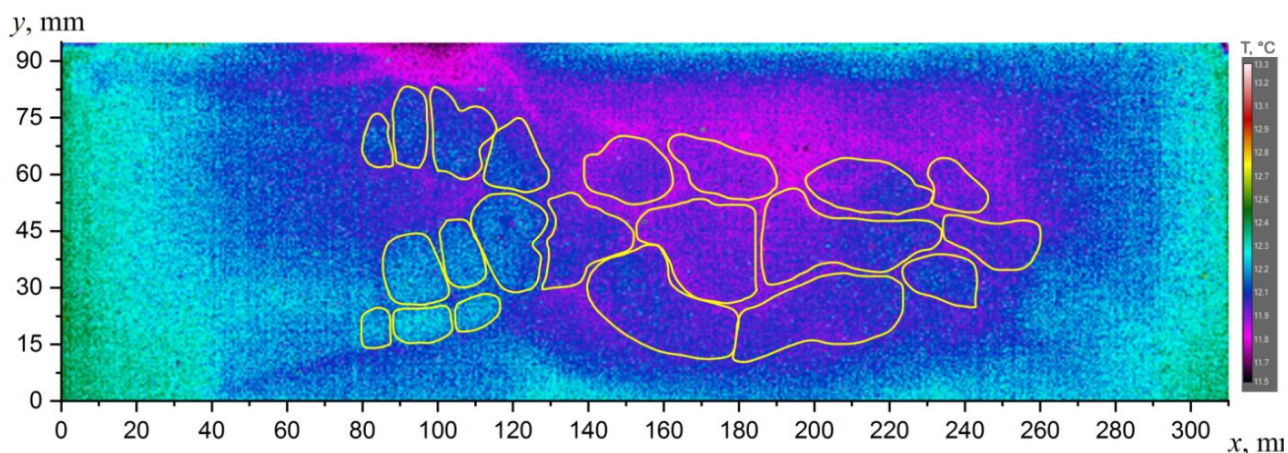


Рис. 2. Расположение ячеек Бенара (выделены желтым) на свободной поверхности жидкости перед включением нагревателя ($t = 0$ с)

Расположение ячеек влияет на форму продвигающегося теплового фронта, возникающего после включения нагрева. Формы фронта в различные моменты времени представлены на рис. 3. Видно, что на формы фронта влияет наличие пограничных слоев у боковых стенок,

На рис. 4 показаны зависимости от времени распределений температуры на свободной поверхности жидкости по продольной координате x . Здесь отчетливо виден процесс продвижения теплового фронта от нагретой к холодной тонкой стенке.

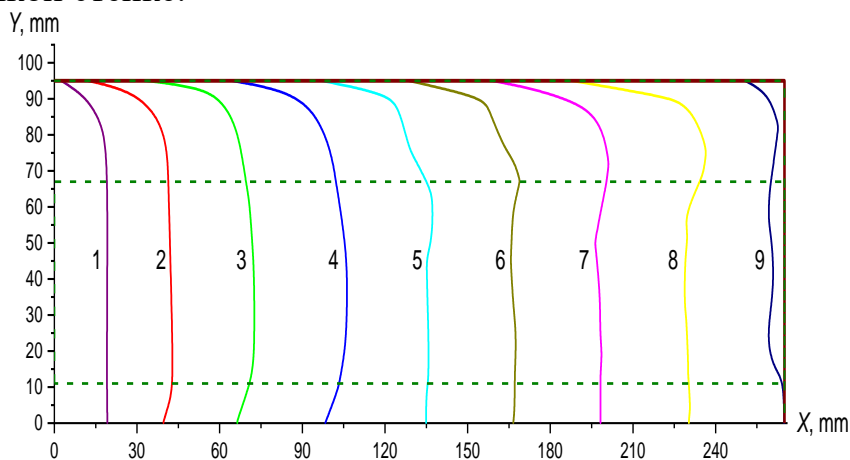


Рис. 3. Форма фронта набегающего потока горячей жидкости в различные моменты времени: 1 – $t = 51$ с, 2 – $t = 102$ с, 3 – $t = 153$ с, 4 – $t = 204$ с, 5 – $t = 255$ с, 6 – $t = 306$ с, 7 – $t = 357$ с, 8 – $t = 408$ с, 9 – $t = 459$ с

На рис. 5. представлены локальные градиенты температуры по нормали к боковой стенке (вдоль оси y) в различные моменты времени и на разных расстояниях от нагреваемой стенки. От этих градиентов зависят возможные утечки тепла в боковые стенки.

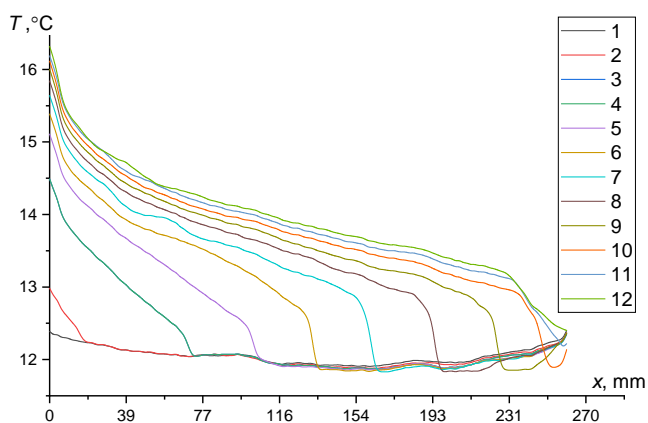


Рис. 4. Зависимости от времени распределений температуры вдоль свободной поверхности жидкости: 1 – $t = 0$ с, 2 – $t = 51$ с, 3 – $t = 102$ с, 4 – $t = 153$ с, 5 – $t = 204$ с, 6 – $t = 255$ с, 7 – $t = 306$ с, 8 – $t = 357$ с, 9 – $t = 408$ с, 10 – $t = 459$ с, 11 – $t = 510$ с, 12 – $t = 561$ с. Распределения усреднены по центральной полосе шириной 60 мм.

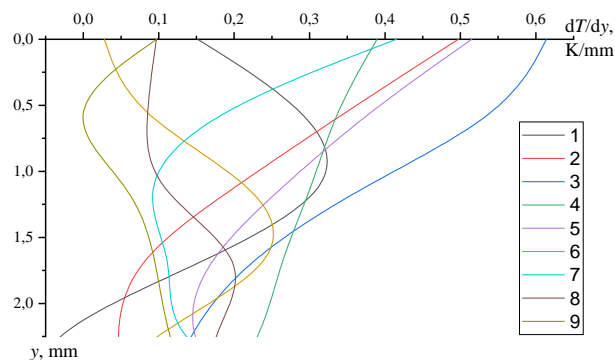


Рис. 5. Градиенты температуры вдоль оси y в различные моменты времени и на разных расстояниях от нагревателя: 1 – $x = 30,3$ мм, $t = 15$ с; 2 – $x = 61,3$ мм, $t = 19$ с; 3 – $x = 91,6$ мм, $t = 23$ с; 4 – $x = 122,0$ мм, $t = 27$ с; 5 – $x = 152,9$ мм, $t = 31$ с; 6 – $x = 183,3$ мм, $t = 36$ с; 7 – $x = 213,6$ мм, $t = 40$ с; 8 – $x = 244,0$ мм, $t = 44$ с; 9 – $x = 274,9$ мм, $t = 49$ с;

Заключение

Исследовано развитие нестационарной тепловой гравитационно-капиллярной конвекции в прямоугольной полости после включения разогрева одной из вертикальных торцевых стенок. В слое жидкости со свободной поверхностью на развитие течения влияет наличие термокапиллярного эффекта. Использование тепловизора позволило изучить эволюцию полей температуры в процессе развития течений на свободной поверхности слоя жидкости и влияние набегающего фронта горячей жидкости на поля температуры и градиентов температуры на тонкой боковой стенке.

Работа выполнена при поддержке грантом РФФИ 19-08-54003 р_а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

4. Белов В. К., Белов В. В. Прочность и устойчивость ракетных и авиационных конструкций при термосиловом нагружении. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. – 491 с.
5. Гетлинг А. В. Конвекция Рэлея-Бенара. Структура и динамика – М.: Эдиториал УРСС, 1999. – 248 с.
6. Моисеева Л. А., Черкасов С. Г. Теоретические исследования влияния теплопроводности стенки на процессы свободноконвективного теплообмена в вертикальной цилиндрической емкости // Теплофизика высоких температур, 2002, Т. 40, № 3. – С. 485 – 493.
7. V S Berdnikov, V A Grishkov and A V Mikhajlov. Experimental studies of the evolution of non-stationary natural convective boundary layers at different heat

flux densities on a vertical wall // Journal of Physics: Conference Series – 2020. – №1677 012181. – doi:10.1088/1742-6596/1677/1/012181

8. В. С. Бердников, В. А. Гапонов, В. А. Гришков, П. М. Лиханский, В. А. Марков. Влияние нестационарной тепловой гравитационно-капиллярной конвекции на распределение температуры в тонкой вертикальной стенке // Теплофизика и аэромеханика, – 2010, – т.17, № 2. – С. 197-208.

INFLUENCE OF DEVELOPMENT OF GRAVITATIONAL-CAPILLARY FLOW FEATURES IN A RECTANGULAR CAVITY ON THE TEMPERATURE FIELDS IN A VERTICAL WALL

Mikhaylov A.V.^{1,2};

Ryabov V.O.^{2,3};

Bodneva N.I.^{2,3}

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

²Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 630090, Russia, Novosibirsk, Ak. Lavrentiev Ave., 1

³Novosibirsk State University, 630090, Россия Russia, Novosibirsk, Pirogova st., 2
Address for correspondence: Mikhailov Arseniy Vladimirovich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20

Abstract: The development of a convective flow in a rectangular cavity is experimentally investigated. A layer of ethyl alcohol with a free upper boundary was heated on one of the vertical walls of the cavity. The developing flow had a thermal gravitational-capillary nature, since in addition to the buoyancy forces, the thermocapillary effect acted. Rayleigh-Benard convection develops on the free surface of the liquid as a result of its cooling. Using thermal imager, the temperature distributions on the free surface of the liquid are measured at different points in time. Data processing was used to plot temperature distributions along the free surface and temperature gradients at different points in time. The evolution of the shape of Benard cells and local temperature gradients are studied. The features of the flow development affect the unsteady temperature fields on the thin opposite wall of the cavity. The time dependence of the temperature fields on a thin wall is studied for a discrete set of liquid layer thicknesses and heat flux density on a heated wall.

Keywords: thermogravitational convection, thermocapillary convection, thin wall, Rayleigh-Benard convection, temperature fields, thermal imager

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОФИЛЕЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОДИНОЧНОЙ ТРАНШЕЙНОЙ ЛУНКИ

Ян Лун Никита, лаборант^{1,2}

¹ Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе, 630090, Россия, г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д. 1. тел. +7(383)30-90-40

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

Ян Лун Н., email yln1999@mail.ru

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8-913-005-48-19

Аннотация

В данной работе описана методика и результаты экспериментального исследования распределения давления по поверхности овальной траншейной лунки. Траншейная лунка в поперечном сечении представляет собой цилиндрический сегмент на одной из стенок плоского канала. Эксперименты проведены при неизменном числе Рейнольдса $Re_D = 21250$ и двух положениях лунки относительно продольной оси канала - перпендикулярно и параллельно ему.

Обозначения:

Re_D – число Рейнольдса $Re_D = \frac{U \cdot D}{\nu}$, определяется по ширине пятна лунки D

D – ширина пятна лунки, [м]

ν – кинематическая вязкость воздуха, [м²/с]

U – среднерасходная скорость в канале, $U = \frac{G}{\rho \cdot a \cdot b}$, [м/с]

G – массовый расход воздуха в канале, [кг/м³]

a, b – ширина и длина прямоугольного канала, [м]

$D_{ch} = \frac{2ab}{a+b}$ – гидравлический диаметр прямоугольного канала, [м]

$Re_{ch} = \frac{U \cdot D_{ch}}{\nu}$ – число Рейнольдса по гидравлическому диаметру канала

Введение

Современные теплообменные аппараты сравниваются по различным параметрам: компактность, теплогидравлическая эффективность и т.д. Если габариты не играют главной роли то на первый план встает теплогидравлическая эффективность, представляющая собой отношение роста теплопередачи к росту гидравлического сопротивления. Овальные траншейные лунки являются перспективными в этом плане – у них, согласно численным экспериментам [1], наблюдается опережающий рост теплопередачи в сравнении с гидравлическими потерями.

Экспериментальных исследований аэродинамики и теплообмена овально-траншейных лунок до настоящего времени не проводилось. На первом этапе

комплексного исследования структуры течения и теплообмена, как правило, проводится изучение полей давления, как на самой поверхности лунки, так и ее окрестности. Такие данные позволяют глубже понять особенности течения при наличии сложных отрывных потоков [2], а также послужить базой для верификации численных моделей расчета.

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований полей давления на поверхности траншейной лунки, расположенной на стенке узкого прямоугольного канала.

Экспериментальная установка и методика проведения измерений.

Эксперименты проводились на установке, схема которой представлена на рис. 1, а внешний вид на рис. 2. Вентилятор (1) подает воздух в поворотный канал (2). Регулирование оборотов происходит частотным преобразователем (3) при помощи программного обеспечения, установленного на компьютер (4). Обратная связь от вентилятора осуществляется с помощью манометра ДМЦ-01М (5). Перед рабочим участком располагалось сопло Витошинского (10) и выравнивающие поток сетки (9).

Рабочий канал имел прямоугольную форму с поперечным сечением 20*150мм и длиной 410мм. Исследуемая траншея устанавливалась на поворотном круге, центр которого отстоял на 205 мм от начала канала. Поворот траншеи на 180^0 позволял удваивать число измерительных точек, поскольку отборники давления располагались не симметрично относительно оси траншеи. К данному сечению в канале формировался пограничный слой с относительной толщиной вытеснения $2\delta^*/H = 0,137$, где H – высота канала.

На одной из стенок канала располагалась траншея полуцилиндрической формы (7) с размерами 16*105 мм и глубиной 4 мм (рис. 3). Лунка (7) имеет 60 отборников давления с диаметром отверстий 0.8 мм, просверленных нормально к поверхности. Измерение давлений выполнено дифференциальным методом между измеряемой и контрольной точками $\Delta p = p_i - p_0$. Контрольная точка (13 на рис. 1) располагалась на той же стенке, что и траншея, на расстоянии 110 мм до оси поворотной платформы. Измерение самих перепадов давления Δp на лунке измерялось манометром ДМ2 (6) с точностью 0,01 Па. Величина коэффициента давления определялась по следующей формуле:

$$C_p = 2\Delta p / \rho u_m^2$$

где u_m^2 – среднерасходная скорость в канале.

Все эксперименты были проведены при фиксированной скорости в канале $u_m = 20$ м/с, чему соответствовало число Рейнольдса, рассчитанное по ширине траншеи $Re_D = 46480$ или по гидравлическому диаметру канала $Re_{ch} = 21250$.

Параметры эксперимента: $Re_D = 21250, Re_{ch} = 46480, u_m = 20$ м/с, $D = 16$ мм, $\nu = 15.06 \cdot 10^{-6}$ [м²/с], $a = 20$ мм, $b = 150$ мм.

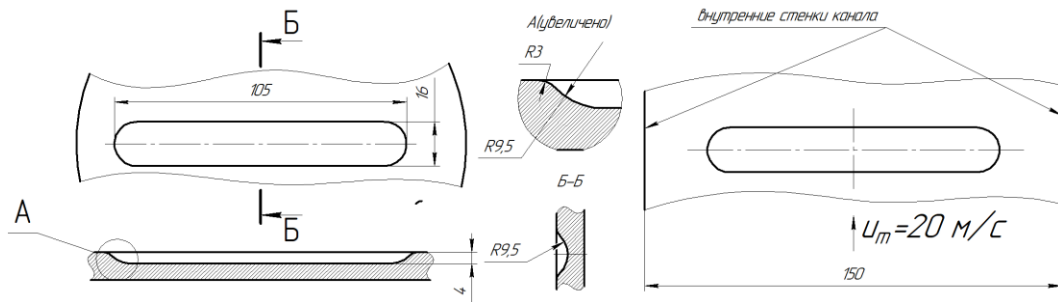


Рис. 3. Размеры траншейной лунки ее ориентация в потоке

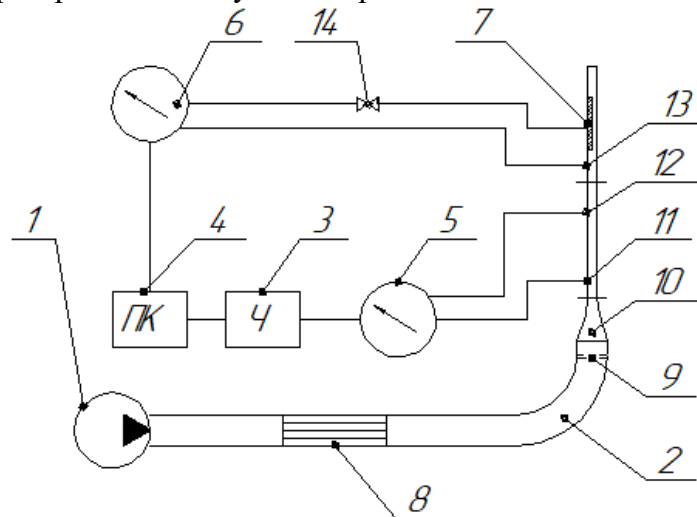


Рис. 1. Схема экспериментальной установки

1-вентилятор, 2-поворотный канал, 3-векторный частотный преобразователь, 4-компьютер, 5-дифманометр ДМЦ-01М, 6-дифманометр ДМ2, 7-лунка, 8-хонейкомб, 9-сетка, 10-сопло Витошинского, 11, 12, 13-контрольные точки, 14-клапаны

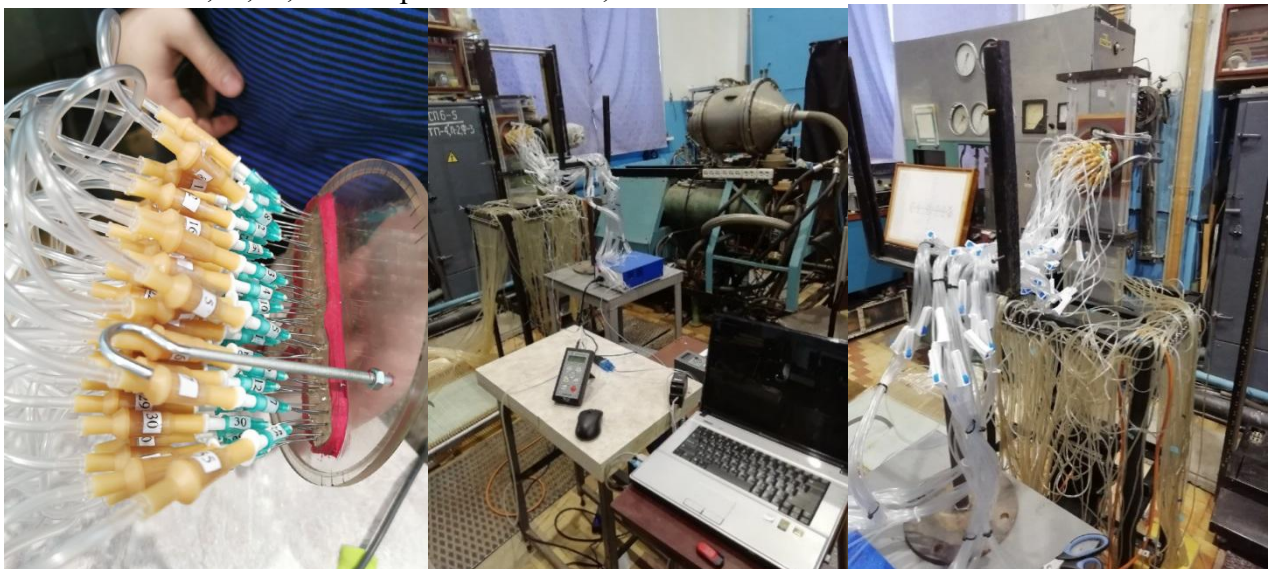


Рис. 1 Фото экспериментальной установки

Результаты измерений и их обсуждение

Результаты измерений распределения коэффициента давления вдоль траншеи при ориентации ее под углом $\beta = 90^0$ к направлению потока, демонстрируются на рис.4. Как видно, на большом протяжении в траншее величина коэффициента давления остается практически неизменной. Это

говорит о двумерном характере течения в этой области. Исключение составляют периферийные зоны, где наблюдаются достаточно сильные изменения величины C_p . При этом величина коэффициента давления не велика и отличается примерно на порядок величины по сравнению с распределением давлений в лунке полусферической формы [2]. Качественно подобный вид имеют и экспериментальные данные работы [3], однако значения коэффициентов давления отличается с данными настоящей работы по знаку. Отметим, что условия экспериментов настоящей работы и опытов [3] существенно отличаются, поскольку последние были получены в режиме погранслоного течения, поскольку высота канала в этих экспериментах составляла 300 мм. Тем не менее, причины такого поведения опытных данных требует более детального опытного изучения, что составит предмет дальнейших исследований.

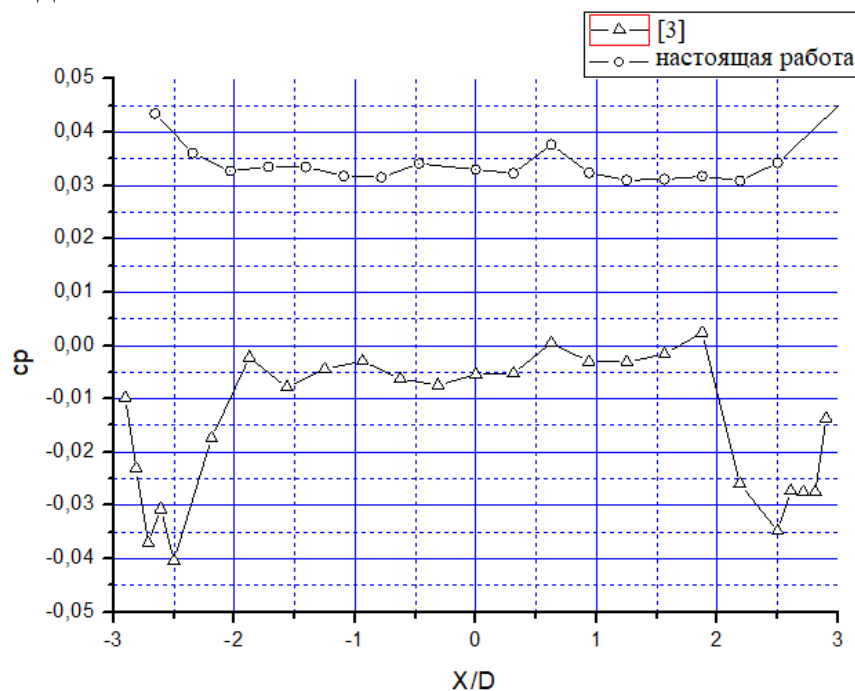


Рис. 4. Распределение коэффициента давления вдоль продольной оси траншеи при $\beta = 90^\circ$.

Выводы

Создана экспериментальная установка для изучения полей давления в траншейной лунке полуцилиндрической формы. Отлажена методика экспериментального определения распределения коэффициентов давления по поверхности траншеи, а также примыкающих к ней областей.

Получены первичные экспериментальные данные по профилям давлений вдоль траншеи, которые свидетельствуют о существовании двумерного течения на большей части протяженности траншеи. Об этом же свидетельствуют результаты подобных экспериментов работы [3], однако знак C_p является обратным данным настоящих экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. S.A.Isaev 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, T. 145. С. 118737.
2. Терехов В.И., Калинина С.В., Мшвидобадзе Ю.М. Поле давлений и сопротивление одиночной лунки с острыми и скругленными кромками. ПМТФ, N 3, 1993, С. 40-49.
3. Исаев С.А, Синявин А.А. Отчет о научно-исследовательской работе экспериментальное и расчетное обоснование эффекта аномальной интенсификации отрывного течения и теплообмена в уединенной и однорядных наклоненных цилиндрических канавках с полусферическими концами на пластине и на стенке узкого канала, 2020, Ст-ПУГА.

EXPERIMENTAL STUDY OF PRESSURE PROFILES FOR A SINGLE TRENCH HOLE

Yan Lun Nikita, laboratory assistant 1,2

1. S. S. Kutateladze Institute of Thermophysics, 630090, Novosibirsk, Russia, Akademika Lavrentieva Ave., 1. tel. +7 (383)30-90-40
2. Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (913)005-48-19

Annotation

This paper describes the method and results of an experimental study of the pressure distribution over the surface of an oval trench hole. A trench well in cross-section is a cylindrical segment on one of the walls of a flat channel. The experiments were carried out at a constant Reynolds number $Re_D=21250$ and two positions of the well relative to the longitudinal axis of the channel-perpendicular and parallel to it.

ЭЛЕКТРИФИКАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА НА ПРИМЕРЕ BOEING 787 DREAMLINER

Малофеев Никита Геннадьевич,

Акимов Кирилл Олегович,

Дьяченко Юрий Васильевич, д.т.н., профессор

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)061-99-23

Малофеев Н.Г., e-mail malofeev.nikitka@yandex.ru

Акимов К.О., e-mail akimov.kirill12092001@gmail.com

Дьяченко Ю.В., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Аннотация

Доклад посвящен обзору конструктивных особенностей систем нового поколения самолета Boeing 787 Dreamliner. В докладе представляются технические характеристики самолета, рассматривается внедрение электрифицированных систем в качестве замены уже существующим гидросистемам, производится сравнение электрифицированных систем с классическими, анализируются положительные и отрицательные стороны влияния данных систем на эксплуатационные характеристики самолета.

Ключевые слова: электрический самолет; гибридный самолет; конструкция электрифицированных систем; проектирование энергосистем; компьютерные технологии; система электроснабжения; электропривод.

На современных самолетах и вертолетах для приведения в действие различных электрифицированных установок применяется электрическая энергия. Она является наиболее универсальным видом энергии по сравнению с другими видами. Электрическую энергию, кроме того, легко трансформировать в другие виды энергии, передавать и распределять между потребителями; с помощью ее можно максимально автоматизировать процессы управления, регулирования и контроля, а также обеспечить создание систем с высокой надежностью. В связи с этим электрическая энергия очень широко используется на самолетах. Она применяется почти во всех видах оборудования: автопилотах, системах запуска авиадвигателей, расхода топлива, выпуска и уборки шасси, для обогрева элементов самолетов, радиотехнических средств и др.

Анализ показывает, что электромеханическая и гидравлическая системы на настоящий момент времени находятся по многим позициям практически в равных количественных оценках, хотя по комплексным оценкам преобладающей системой по мере развития науки и техники может стать электрическая система.

Анализ технико-экономических преимуществ самолета с полностью электрифицированным оборудованием требует комплексного подхода, позволяющего выявить как существующие, так и потенциальные преимущества от использования новых технических решений.

Такой подход позволяет сделать вывод, что концепция самолета с полностью электрифицированным оборудованием находится в русле перспективных направлений развития авиации, а также способствует созданию ЛА с высокой топливно-энергетической эффективностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. AviaWiki: обзор самолета Boeing 787 Dreamliner [Электронный ресурс]: Режим доступа: <https://aviawiki.com/samolet/airbus/boing-787-dreamliner#i-6> - Загл. с экрана.

2. LENTA.RU: "Лайнер мечты" совершил первый перелет через Тихий океан [Электронный ресурс]: Режим доступа: <https://lenta.ru/news/2011/07/03/dreamalittledream/> - Загл. с экрана.

3. Boeing.com: 787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and enhancing operational efficiencies [Электронный ресурс] : Режим доступа: https://www.boeing.com/commercial/aeromagazine/articles/qtr_4_07/AERO_Q407_article2.pdf - Загл. с экрана.

4. Tech.onliner.by: Неудачный реванш Boeing или хитрый ход: история «почти сверхзвукового» Sonic Cruiser [Электронный ресурс] : Режим доступа: <https://tech.onliner.by/2019/12/14/boeing-34> - Загл. с экрана.

ELECTRIFICATION OF AIRCRAFT SYSTEMS ON THE EXAMPLE OF THE BOEING 787 DREAMLINER

Malofeev Nikita Gennadievich,

Akimov Kirill Olegovich,

Dyachenko Yuri Vasilyevich, Professor

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk,
630073, Russia, tel. (913)061-99-23

Malofeev N.G., e-mail malofeev.nikitka@yandex.ru

Akimov K.O., e-mail akimov.kirill12092001@gmail.com

Dyachenko Yu.V., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Abstract

The report is devoted to an overview of the design features of the systems of the new generation of the Boeing 787 Dreamliner. The report presents the technical characteristics of the aircraft, considers the introduction of electrified systems as a replacement for existing hydraulic systems, compares electrified systems with classical ones, analyzes the positive and negative aspects of the impact of these systems on the operational characteristics of the aircraft.

Keywords: electric aircraft; hybrid aircraft; design of electrified systems; design of power systems; computer technology; power supply system; electric drive.

УДК 629.7.048(075.8)

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ САМОЛЕТЫ – АВИАЦИЯ БУДУЩЕГО

Акимов Кирилл Олегович

Малофеев Никита Геннадьевич,

Дьяченко Юрий Васильевич, д.т.н., профессор

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)061-99-23

Акимов К.О., e-mail akimov.kirill12092001@gmail.com

Малофеев Н.Г., e-mail malofeev.nikitka@yandex.ru

Дьяченко Ю.В., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Аннотация

Доклад посвящен теме электрических самолетов как представление о будущем авиации. Электрические самолеты - новое направление деятельности. В докладе рассматриваются основные причины создания электрических самолетов, их плюсы и минусы как для людей, так и для окружающей среды. Проводится анализ двух основных направлений конструкций электрических самолетов, а также предоставляются вниманию 2 электрических самолета на обзор, один из которых - Airbus E-FAN - двухместный электрический аккумуляторный самолёт.

Ключевые слова: электрические самолеты; электрифицированные системы; гибридные силовые установки; маршевые электродвигатели; гидро- и пневмо- системы.

Эра авиастроения, начавшаяся более века назад, в ближайшем будущем может кардинально измениться, причём, обусловлено это будет не созданием каких-либо уникальных летательных аппаратов, а доработкой ныне существующих конструкций. На сегодняшний день стоимость перелёта на воздушных судах из одной точки земного шара в другую определяется главным образом объёмами затраченного горючего, и, хотя крупнейшие в мире авиастроители, в частности, речь идёт о корпорациях «Airbus» и «Boeing», активно вкладывают средства в создание более эффективных двигателей, то, если перелёты и удаётся удешевить, то не более чем на 10-12%. Тем не менее, далеко не все осознают, что будущее авиации уже наступило, в частности, на сегодняшний день существуют несколько разнообразных моделей электрических самолётов, способных перемещаться на дальних расстояниях, расходуя при этом на 40-50% меньше горючего.

Изучив тему электрических самолетов, проанализировав их положительные и отрицательные стороны, а также их различные конструкции,

мы пришли к выводу о том, что идея создания полностью электрического самолета на данный момент актуальна и занимает значительный процент всех разработок в области самолетостроения. Электрические системы нуждаются в доработках, однако, в будущем, такие конструкции смогут заменить традиционные.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Олег Макаров Вверх на электричестве: электросамолеты будущего [Электронный ресурс] : Режим доступа: <https://www.popmech.ru/technologies/405322-vverh-na-elektrichestve-elektrosamolyoty-budushchego/> - Загл. с экрана.

2. Популярная механика E-Fan: Электровентиляторный самолет, пригодный для серьезного пилотажа, продемонстрирован на авиасалоне в Ле-Бурже [Электронный ресурс] : Режим доступа: <https://www.popmech.ru/technologies/14333-e-fan-elektroventilyatornyy-samolet-prigodnyy-dlya-sereznogo-pilotazha-prodemonstrirovan-na-aviasalo/> - Загл. с экрана.

3. Солнечный самолёт // Авиация: Энциклопедия / Гл. ред. Г. П. Свищёв. — М. : Большая Российская энциклопедия, 1994. — С. 526. — ISBN 5-85270-086-X.

4. Костюченко Юрий Электрические самолёты: будущее, которое наступило [Электронный ресурс] : Режим доступа: <https://avia.pro/blog/elektricheskie-samolyoty-budushchee-kotoroe-nastupilo> - Загл. с экрана.

ELECTRIC PLANES – AVIATION OF THE FUTURE

Akimov K.O.,

Malofeev N.G.,

Dyachenko Y.V., Professor

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk,
630073, Russia, tel. (913)061-99-23

Akimov K.O., e-mail akimov.kirill12092001@gmail.com

Malofeev N.G., e-mail malofeev.nikitka@yandex.ru

Dyachenko Yu.V., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Abstract

The report is devoted to the topic of electric aircraft as an idea of the future of aviation. Electric aircraft - a new direction of activity. The report examines the main reasons for the creation of electric aircraft, their pros and cons for both people and the environment. The analysis of two main directions of electric aircraft designs is

carried out, and 2 electric aircraft are provided for review, one of which is the Airbus E - FAN-a two - seat electric battery aircraft.

Keywords: electric aircraft; electrified systems; hybrid powerplants; mainline electric motors; hydro and pneumatic systems.

УДК 629.7.048

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТИПА КОНСТИТУЦИИ И ДВИГАТЕЛЬНОЙ АКТИВНОСТИ НА РАБОТУ КРОВЕНОСНОЙ СИСТЕМЫ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

Беляева Елизавета Валерьевна,

Гагаркина Елизавета Сергеевна,

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_belaeva_2014@mail.ru

Гагаркина Е.С., e-mail: gagarkina.liza@mail.ru

Хромова И.В., e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.: (383)346-24-76

Аннотация

В работе описаны механизмы негативного воздействия гиподинамии на органы и основные жизненно важные системы организма человека. Выявлены особенности работы кровеносной системы при недостаточной физической активности. Выполнен комплекс модельных исследований для сравнения влияния гиподинамии в невесомости и на Земле. Проведен анализ способов компенсации в зависимости от возраста, гендера, типа конституции и двигательной активности.

Ключевые слова: гиподинамия, невесомость, кровеносная система, компенсация, двигательная активность, тип конституции, организм человека, мышечная масса.

Разработка средств защиты, направленных на компенсацию нарушений в организме человека вследствие гиподинамии в условиях длительной невесомости является наиболее важной задачей в области безопасности космических полетов.

Целью нашей работы является исследование влияния типа конституции человека при состоянии гиподинамии, и ее профилактики в условиях невесомости.

Расчет был произведен, учитывая различные типы конституции человеческого тела. В конкретном случае, рассматривается потеря мышечной массы человека, пребывающего длительное время в условиях невесомости без компенсации гиподинамии. Анализируя гистограмму, был сделан вывод: чем

выше мышечная масса космонавта перед полетом, тем ближе мы приближаем значение к норме на Земле и легче переносится состояние невесомости.

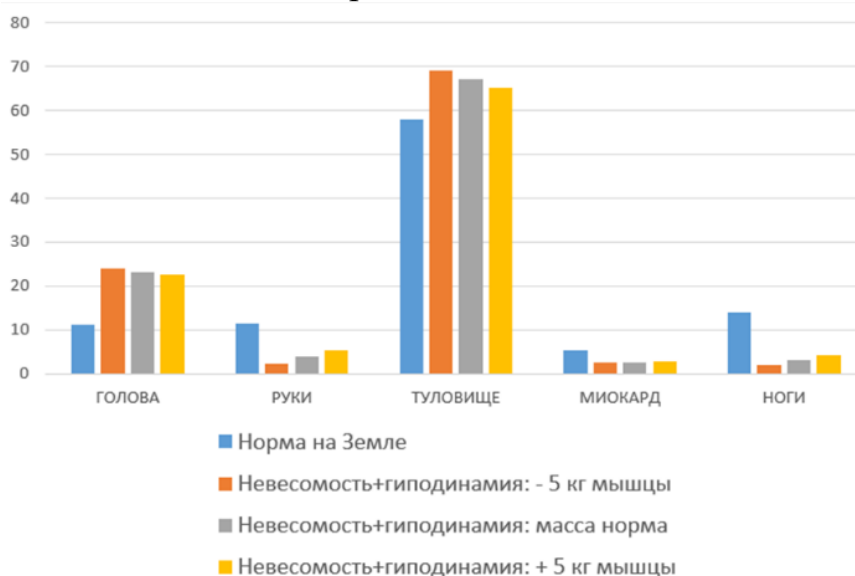


Рис.1. Влияние гиподинамии в невесомости при разных начальных показателях мышечной массы с нормой на Земле



Рис.2. Компенсация гиподинамии в невесомости при разных начальных показателях мышечной массы с нормой на Земле

В расчет были добавлены компенсирующие факторы в виде различной физической нагрузки. Исследуемый человек, имея в запасе 10 кг мышечной массы в условиях невесомости, подвергался различным видам физической активности. На гистограмме представлено сравнение показателей минутного объема крови в зависимости от степени физической нагрузки, выполняемой космонавтом в невесомости, и нормы на Земле. Чем выше физическая нагрузка, тем меньше отклонение от нормы на Земле и соответственно меньше негативных последствий гиподинамии.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Основы космической биологии и медицины. Том I. Космическое пространство как среда обитания. М.: Наука, 1975. - 450 с.
2. Основы космической биологии и медицины. Том II. Книга первая. Экологические и физиологические основы космической биологии и медицины. М.: Наука, 1975. - 422 с.
3. 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). - 3000 экз. - ISBN 978-5-7782-3492-5.
4. I.V. Khromova, Heat Exchange in “Human body - Thermal protection – Environment System,” Journal of Physics: Conference Series, 2017. doi:10.1088/1742-6596/891/1/012084.

RESEARCH OF THE INFLUENCE OF THE CONSTITUTION TYPE AND PHYSICAL ACTIVITY ON THE FUNCTIONING OF THE HUMAN CIRCULATORY SYSTEM IN WEIGHTLESSNESS

*Belaeva E.V.,
Gagarkina E.S.,
Khromova I.V., Ph.D.*

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx av., 20

Belaeva E.V., e-mail: liza_belaeva_2014@mail.ru

Gagarkina E.S., e-mail: gagarkina.liza@mail.ru

Khromova I.V.: e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
av., 20, tel.: (383)346-24-76

Abstract

The paper describes the mechanisms of the negative impact of hypodynamia on the organs and the main vital systems of the human body. The peculiarities of the circulatory system in the case of insufficient physical activity were revealed. A set of model studies was performed to compare the effect of hypodynamia in weightlessness and on the Ground. The analysis of compensation methods depending on age, gender, type of constitution and motor activity is carried out.

Keywords: hypodynamia, weightlessness, circulatory system, compensation, motor activity, type of constitution, human body, muscle mass.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР

Чушкина Елизавета Петровна,

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

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.: (383)346-24-76

Аннотация

В работе описано влияние окружающей среды на системы терморегуляции человека в условиях низких температур. Исследовано влияние окружающей среды на распределение температур разных тканей в процессе охлаждения. Исследована теплоотдача человека при физических нагрузках и проведена оценка теплового комфорта космонавта в невесомости. Анализ получаемых результатов позволяет качественно и количественно оценить безопасное время нахождения в воде и воздухе. Результаты исследования могут быть полезны для оптимизации систем жизнеобеспечения конструкции летательных аппаратов, при проектировании высотно-компенсирующих костюмов летчиков, костюмов постоянного ношения для космонавтов, а также при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

Ключевые слова: системы жизнеобеспечения, процессы тепломассообмена, теплоноситель, термическое сопротивление, тепловые потери, низкие температуры.

Одна из актуальных проблем развития систем жизнеобеспечения и авиационной техники - создание теплового комфорта в системе терморегуляции (СТР) человека. В частности, это относится к задаче защиты человека от переохлаждения при низких температурах: при аварийном отключении систем кондиционирования воздуха в гермокабинах самолетов или посадке на воду.

Модели биофизических процессов позволяют проводить комплексные исследования в условиях большого количества параметров окружающей среды, определять границы экспериментов, создавать имитационные модели для решения экстремальных ситуаций [1, 2].

Для моделирования работ СТР человека используется относительное разделение объекта на «оболочку» с переменным термическим сопротивлением - покровные ткани тела и «ядро» - внутренние органы и мышцы. Это многослойная многоэлементная модель, каждая часть тела в которой представлена расчетным элементом с соответствующим количеством и типом слоев [3].

Кровеносная система работает совместно с СТР, осуществляя перенос тепла от внутренних органов к поверхности тела. Перенос тепла теплоносителем по длине слоя зависит от свойств и количества поступившего в слой теплоносителя при заданных условиях:

$$q_{кр\ ji} = \frac{\rho_{ij}}{m_{ij}} G_{кр\ ij} C_{P_{кр}} (t_{входа\ ij} - t_{выхода\ ij}),$$

где $G_{кр\ ij}$ – объемный расход теплоносителя через расчетный элемент и слой, $C_{P_{кр}}$ – теплоемкость теплоносителя, $t_{входа\ ij}$, $t_{выхода\ ij}$ – температуры теплоносителя на входе и выходе из расчетного элемента и слоя.

Представленная модель позволяет учитывать пол, возраст, тип телосложения, физическую активность человека и параметры окружающей среды. С помощью модели можно рассчитать среднемассовые температуры элементов, тепловые потери, температуру «оболочки» и др.

В работе исследована теплоотдача различных элементов на земле и в невесомости. Установлено, что основное различие - перенос тепла от «ядра» к «оболочке». Рассчитан расход теплоносителя на земле и в невесомости. Показано, что отклонение минутного объёма от нормы в невесомости достигает 74 % для головы, 38 % для ног и 4 % для туловища.

На основании исследований сделан вывод, что теплоотдача через кожу за счет циркуляции крови в невесомости уменьшается на 30-40% при различных физических нагрузках, что затрудняет отдачу тепла от ядра в невесомости при работе в скафандре.

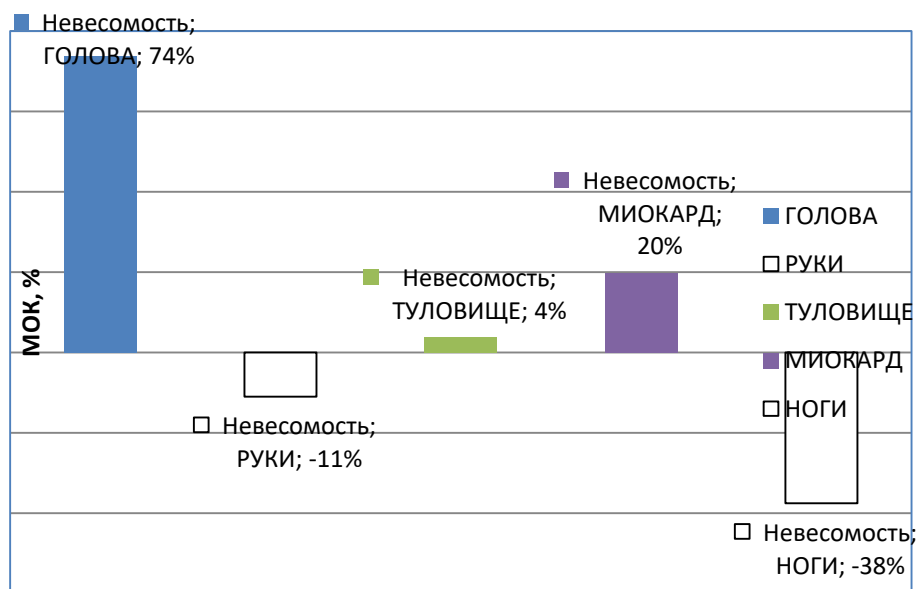


Рис. 1. Отклонения минутного объема крови в невесомости от нормы на Земле

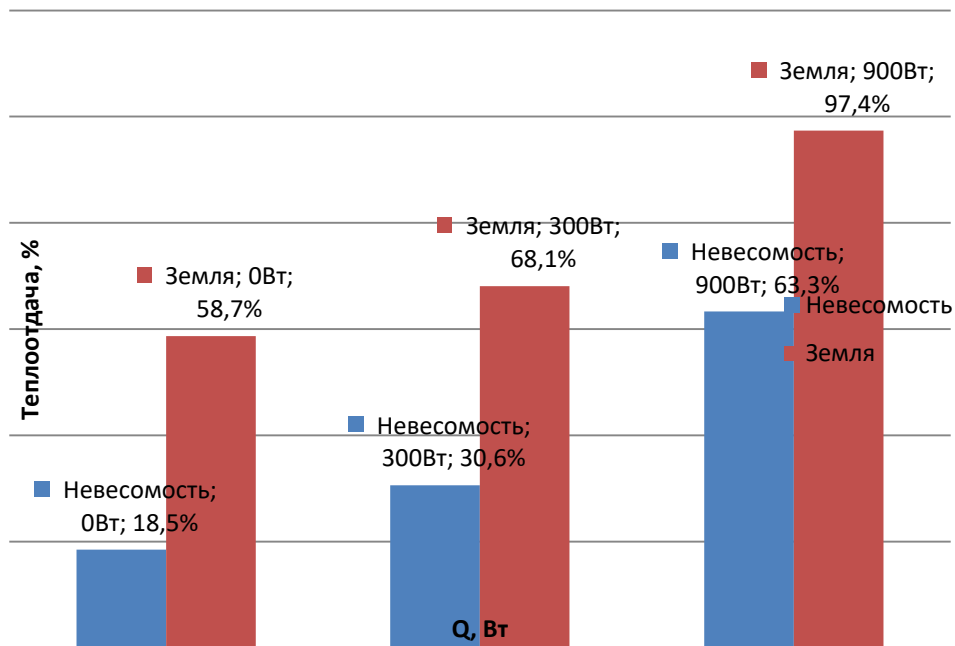


Рис. 2. Теплоотдача через кожу за счет увеличения циркуляции крови

Анализ результатов позволяет оценить влияние перераспределения теплоносителя между расчетными элементами на работу системы «человек – окружающая среда».

Результаты исследования могут быть полезны для оптимизации систем жизнеобеспечения конструкции летательных аппаратов, при проектировании высотно-компенсирующих костюмов летчиков, костюмов постоянного ношения для космонавтов, а также при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Васин Ю. А. Тепловое состояние системы «человек-окружающая среда» в экстремальных условиях / Автореф. дис. канд. – М., 2003.
2. Курмазенко Э. А. Конструирование тепломассообменных аппаратов систем жизнеобеспечения: Учеб. пособие / Э. А. Курмазенко; Моск. авиац. ин-т им. Серго Орджоникидзе М.: Изд-во МАИ, 1991. 1 Конференция «Ломоносов 2021»
3. 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). - 3000 экз. - ISBN 978-5-7782- 3492-5.

MODEL OF THE HUMAN THERMOREGULATION SYSTEM AT LOW TEMPERATURES CONDITIONS

*Chushkina E.P.,
Khromova I.V., Ph.D.*

Novosibirsk state technical university,
630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20
Chushkina E.P., e-mail: chushkina_2000@mail.ru
Khromova I.V., e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av.,
20, tel.: (383)346-24-76

Abstract

The paper describes the influence of the environment on human thermoregulation systems at low temperatures. The influence of the environment on the temperature distribution of different tissues during the cooling process is studied. The heat transfer of a person under physical exertion was studied and the thermal comfort of an astronaut in weightlessness was evaluated. The analysis of the obtained results allows us to qualitatively and quantitatively assess the safe time spent in water and air. The results of the study can be useful for optimizing the life support systems of the design of aircraft, in the design of high-altitude compensating suits for pilots, permanent wear suits for astronauts, as well as in improving the elements of the thermal stabilization systems of spacesuits.

Keywords: life-support systems, heat and mass transfer processes, coolant, thermal resistance, heat loss, low temperatures.

УДК 629.7.048(075.8)

СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА

Окунева Анастасия Александровна,

Чиркова Алина Александровна,

Дьяченко Юрий Васильевич, профессор

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)061-99-23

Окунева А.А., e-mail okuneva_2001@list.ru

Чиркова А.А., e-mail alinachirkova04@gmail.com

Дьяченко Ю.В., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)061-99-23

Аннотация

Проведен обзор истории развития и создания катапультных кресел, сделан анализ характеристик систем аварийного покидания самолета, выявлены особенности, преимущества и недостатки различных видов катапультных кресел.

Ключевые слова: катапультное кресло; система аварийного покидания самолета (САПС); высотное снаряжение, парашютная система, носимый аварийный запас; высотно-компенсирующий костюм; защитный шлем, кислородной маской.

В эпоху поршневой авиации основным средством спасения летчика при покидании самолета являлся личный парашют. Однако с ростом скоростей полета, уже при скорости 500 км/час самостоятельно покинуть кабину самолета становится затруднительно из-за воздействия динамического напора встречного потока воздуха.

В общем случае САПС представляет специальное кресло, которое выстреливается из кабины вместе с человеком с помощью пиротехнических устройств. В результате человек оказывается подвержен воздействию практически всех неблагоприятных высотных факторов.

Поэтому основной задачей при создании систем аварийного покидания является ослабление воздействия неблагоприятных факторов до пределов, переносимых человеческим организмом. Причем эта задача должна решаться комплексно, применительно ко всему комплексу технических средств.

В конструкции первых катапультирных кресел (Первое советское серийное катапультирное кресло) был выявлен ряд недостатков, таких как отсутствие защиты лица и конечностей, неэффективная система фиксации конечностей тела. Все это привело к необходимости создания катапультирных кресел второго поколения, которые используются и по сей день (К-36, КТ-1М).

В работе рассмотрены конструкция и технические характеристики современных САПС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Матвеев А.М. Системы оборудования ЛА
2. Дьяченко Ю.В. и др. Энергетические системы ЛА. Изд. НГТУ. 2004г.
3. Дьяченко Ю.В., Иванов А.П. Динамика полета КК. Учебно-методическое пособие.

AIRCRAFT EMERGENCY EXIT SYSTEMS

Chirkova A.A.,

Okuneva A.A.,

Dyachenko Y.V., Professor

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)061-99-23

Okuneva A.A., e-mail okuneva_2001@list.ru

Chirkova A.A., e-mail alinachirkova04@gmail.com

Dyachenko Y.V., e-mail yu.dyachenko@corp.nstu.ru

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)061-99-23

Abstract

A review of the history of the development and creation of ejection seats, an analysis of the characteristics of the emergency escape systems of the aircraft, identified the features, advantages and disadvantages of various types of ejection seats.

Keywords: ejection seat; emergency escape system; aerodynamic drag of human body parts; high-altitude equipment, parachute system, wearable emergency reserve; altitude-compensating suit; protective helmet with oxygen mask.

УДК 536.246

ИСПАРЕНИЕ ПЛЁНОК ЖИДКОСТИ С КАПИЛЛЯРНО-ПОРИСТЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В КОНВЕКТИВНЫЙ ПОТОК ВОЗДУХА

*Сюзаев Алексей Игоревич*¹,
*Горбачев Максим Викторович*¹,
Макаров Максим Сергеевич^{1,2}

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

² Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 1

Сюзаев А.И., e-mail alekseysyuzaev@mail.ru

Горбачев М.В., e-mail m.gorbachev@corp.nstu.ru

Макаров М.С., e-mail msmakarov@itp.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Сюзаев Алексей Игоревич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (996)072-88-59

Аннотация

В работе представлены результаты экспериментов по определению динамики изменения температуры модифицированной поверхности алюминия, основанной на массиве открытых микроканалов с иерархической наномикроструктурой, смачиваемой рабочей жидкостью различной температуры в условиях вынужденной конвекции. Был проведён сравнительный анализ эффективности применения пластины алюминия с микроструктурированной поверхностью и полированной пластиной алюминия для отвода теплоты, по результатам которого был сделан вывод, что на пластине с модифицированным участком температура поверхности существенно ниже и распределена более равномерно, чем на гладкой пластине.

Ключевые слова: наноструктуры, микроструктуры, открытые капиллярные микроканалы, капиллярный поток; охлаждение электроники.

Появление высокопроизводительных микрокомпьютеров и микросхем, обладающих малыми габаритами и большим тепловыделением, потребовало создание новых более эффективных способов отвода теплоты с целью увеличения теплопередачи при минимальном тепловом сопротивлении [1, 2]. Отвод тепла через фазовый переход жидкость-пар является одним из наиболее эффективных способов рассеивания высоких тепловых потоков из-за большой скрытой теплоты фазового перехода жидкость-пар, поэтому возможным решением проблемы охлаждения высокотемпературной электроники может стать использование капиллярно-пористого покрытия, внутри которого при высоких тепловых потоках происходит комбинированный фазовый теплообмен интенсивного испарения в области тонких плёнок жидкости. Были созданы различные геометрии микро-, нано-, комбинированных структур: пористая структура [3], вертикальные микро-столбики [4], открытые прямоугольные микро-канавки [1, 3, 5], спечённые покрытия [6].

Модифицированная поверхность, основанная на массиве открытых наномикроструктурированных микроканалов, позволяет отводить теплоту от высокотемпературных устройств с тепловым потоком более 100 Вт/см^2 , а также способна обеспечить пассивную подачу рабочего тела к поверхности теплообмена за счёт высокого капиллярного давления и обладает высокой проницаемостью для рабочей жидкости, что приводит к малому вязкому трению при высоком тепловом потоке. Скорость распространения рабочей жидкости по вертикально расположенному структурированному образцу стекла, основанному на массиве открытых микроканалов, может достигать беспрецедентной скорости в $3,8 \text{ см/сек}$, при этом динамика распространения жидкости вдоль микроструктурированных каналов следовала классической зависимости – квадратному корню от времени [7]. Было установлено, что на аналогичной модифицированной пластине кремния иерархическая структура поверхности капилляра не только сохраняет свои капиллярные свойства при увеличении температуры, но и демонстрирует усиление капиллярного действия в диапазоне температур от 23 до 80°C [2].

В работе представлены результаты экспериментов по исследованию динамики изменения температуры пластины, поверхность которой смачивается водой различной температуры и омывается потоком. Эксперименты проводились на алюминиевых пластинах с полированной поверхностью и на алюминиевых пластинах с капиллярно-пористым участком, созданным фемтосекундным лазерным излучением (рис. 1).

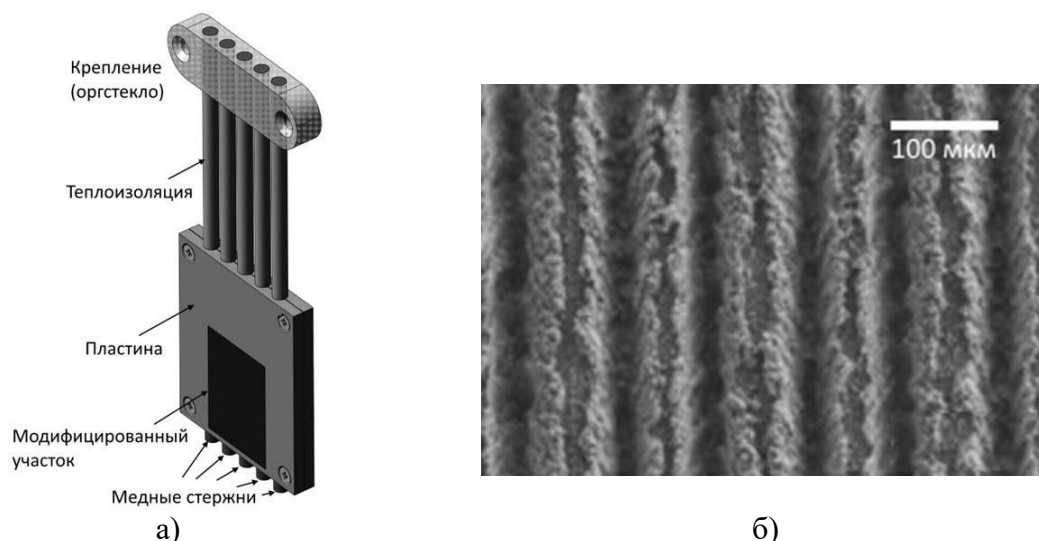


Рис. 1. Объект исследования: а) модель; б) СЭМ-изображение модифицированного участка пластины из алюминия

Для создания условий вынужденной конвекции и возможности контроля скорости набегающего потока была сконструирована аэродинамическая труба открытого типа, (рис.2).

Для обеспечения требуемых условий испарения был спроектирован и изготовлен оригинальный рабочий участок, обеспечивающий охлаждение и нагрев жидкости в кювете, с активной системой термостабилизации, основанной на охлаждении термоэлектрическими модулями Пельтье с обратной связью, замкнутой на блок термопар, измеряющих напрямую температуру жидкости и поверхности испарения.

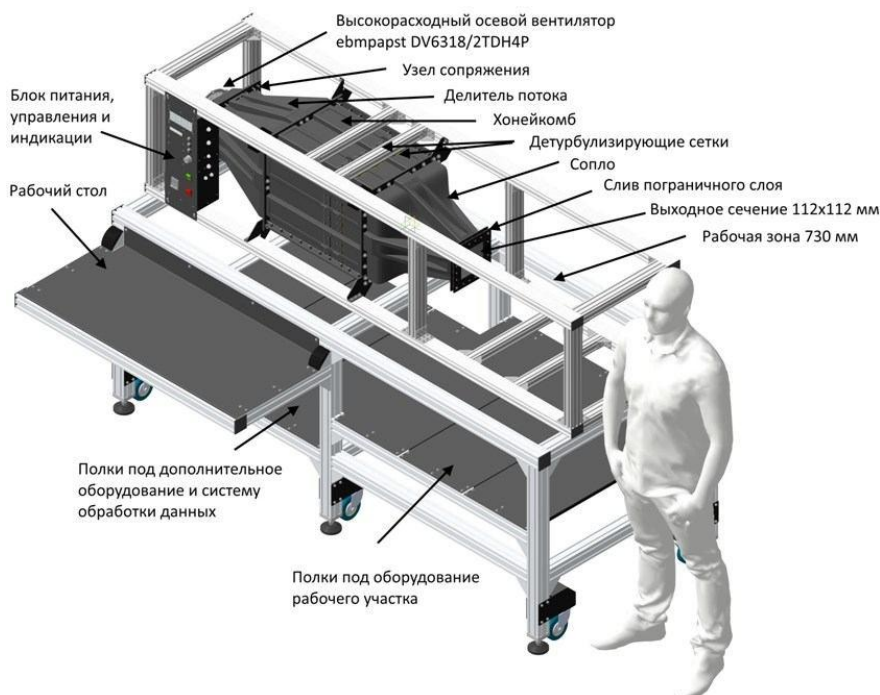


Рис. 2. Разработанная модель экспериментальной установки для исследования испарения жидкостей в поток воздуха (аэродинамическая труба, блок управления, рама, станина, рабочие поверхности)

В течение эксперимента производилось непрерывное измерение давления, относительной влажности, скорости, и температуры воздушного потока, многоканальное измерение температуры жидкости и поверхности испарения. Температура воды изменялась от +2 до +24°C, скорость потока воздуха варьировалась от 0 до 6 м/с.

В результате исследования было установлено, что на пластине с модифицированным участком температура поверхности существенно ниже и распределена более равномерно, чем на полированной пластине (рис.3).

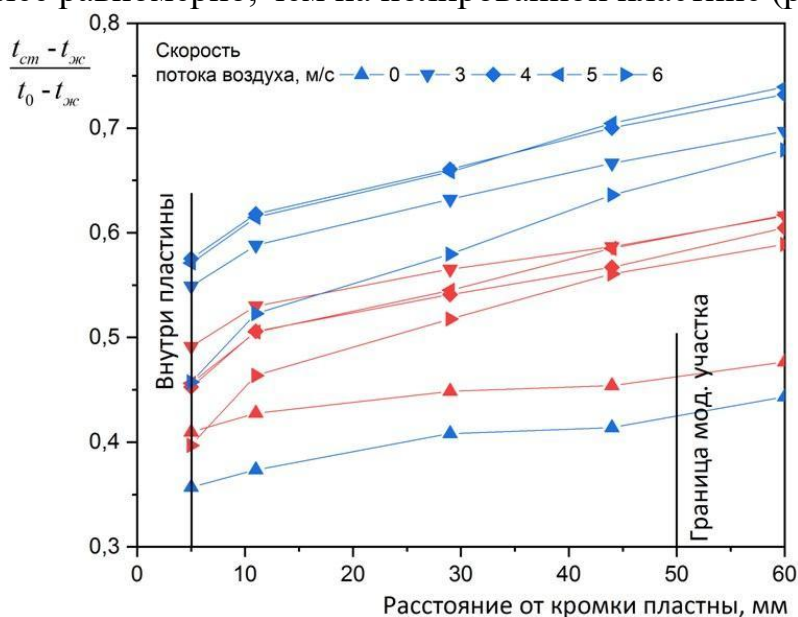


Рис.3. Распределение безразмерной температуры по поверхности полированной алюминиевой пластины (красным - с модификацией, синим - без модификации) при различных скоростях набегающего потока воздуха

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 20-08-00717.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Wenbin Zhou, Yijun Luan, Xinlong Dai, Xuegong Hu Study on microbubble dynamic behaviors at vertical micro faces based on open capillary microgrooves heat sink // Int. J. of Thermal Sciences. – 2019. – V. 135. – p. 434 - 444.
2. Ranran Fang, Hongbo Zhu, Zekai Li, Xiaohui Zhu, Xianhang Zhang, Zhiyu Huang, Ke Li, Wensheng Yan, Yi Huang, Maisotsenko V.S., Vorobyev A.Y. Temperature effect on capillary flow dynamics in 1D array of open nanotextured microchannels produced by femtosecond laser on silicon // Nanomaterials. – 2020. – V. 10. – P. 796. – 14 p.

3. Feng C., Yugeswaran S., Chandra S. Capillary rise of liquids in thermally sprayed porous copper wicks // *Exp. Therm. and Fluid Science.* – 2018. – V. 98. – p. 206-216.
4. Adera S., Antao D., Raj R., Wang E.N. Design of micropillar wicks for thin-film evaporation // *Int. J. Heat. Mass Transf.* – 2016. – V. 101. – p. 280–294.
5. Zhou W., Hu X., He Y., Yu Y., Mao L. Study on axial wetting length and evaporating heat transfer in rectangular microgrooves with superhydrophilic nanotextured surfaces for two-phase heat transfer devices // *Energy Convers. Manag.* – 2019.– V. 200.– P. 112098.– 14 p.
6. Xiaomeng Wang, Dani Fadda, Juan C. Godinez, Jungh Seung M. You. Capillary evaporation of water from aluminum high-temperature conductive microporous coating // *Int. J. Heat. Mass Transf.* – 2020. – V. 153. – P. 119660. – 11 p.
7. Vorobyev A.Y., Guo C. Water sprints uphill on glass // *J. Appl. Phys.* – 2010. – V. 108. – P. 123512. – 4 p.

EVAPORATION OF LIQUID FILMS FROM CAPILLARY-POROUS SURFACES INTO CONVECTIVE AIR FLOW

Syuzhev A.I.¹, e-mail aleksejsyuzhev@mail.ru

Gorbachev M.V.¹, e-mail m.gorbachev@corp.nstu.ru

Makarov M.S.^{1,2}, e-mail msmakarov@itp.nsc.ru

¹ Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,
K. Marx Ave. 20, phone (383) 346-06-42

² Kutateladze Institute of Thermophysics, Siberian Branch of the Russian
Academy of Sciences, 1 Lavrentyev Ave., Novosibirsk, Russia, 630090

The paper presents the results of experiments to determine the dynamics of temperature change of a modified aluminum surface based on an array of open microgrooves with a hierarchical nano-microstructure, wetted by a working fluid of various temperatures under conditions of forced convection. A comparative analysis of the efficiency of an aluminum plate with a microstructured surface and a polished aluminum plate for heat removal was carried out, according to the results of which it was concluded that the surface temperature on the plate with a modified section is significantly lower and more evenly distributed than on a smooth plate.

Keywords: nanostructures, microstructures, open capillary microchannels, capillary flow, cooling of electronics.

АНАЛИЗ СХЕМ ТЕПЛОМАССОБМЕННЫХ АППАРАТОВ КОСВЕННО-ИСПАРИТЕЛЬНОГО ТИПА

Сюзаев Алексей Игоревич, студент

Горбачев Максим Викторович, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-06-42

Сюзаев А.И., e-mail alekseysyuzaev@mail.ru

Горбачев М.В., email m.gorbachev@corp.nstu.ru

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

Аннотация

Тепломассообменные аппараты, в каналах которых реализуется испарительное охлаждение, являются одними из простых и достаточно эффективных способов уменьшения температуры потоков воздуха. Если в аппарате охлаждаемый воздух не контактирует с испаряющейся жидкостью, то такие тепломассообменные аппараты относятся к косвенно-испарительному типу. В аппаратах косвенно-испарительного типа предельной величиной охлаждения является температура мокрого термометра. В настоящее время тепловые характеристики устройств, реализующие косвенно-испарительное испарение, активно изучаются теоретически [1–5] и экспериментально [3, 6–8]. Изучение закономерностей процессов тепло - и массопереноса в каналах тепломассообменных аппаратов является важным шагом в исследовании более сложных косвенно-испарительных аппаратов.

В настоящей работе рассматриваются вопросы моделирования процессов тепломассопереноса в тепломассообменных аппаратах (ТМОА) косвенно-испарительного типа противоточной и регенеративной схем течения теплоносителей.

Ключевые слова: испарительное охлаждение, тепломассообменный аппарат, регенеративная схема, противоточная схема, численное моделирование.

Расчетная схема тепломассообменных аппаратов противоточной и регенеративной схем течения теплоносителей приведена на Рис. 1. Данные аппараты представляет собой два параллельных канала одинаковой высоты $H=5\text{мм}$ и длиной $L=50H$. В тепломассообменном аппарате по регенеративной схеме течения теплоносителей (By-pass) часть потока воздуха из сухого канала с пониженной температурой направляется в канал с увлажняемыми стенками. Тем самым удастся получить температуру на выходе из него ниже температуры мокрого термометра.

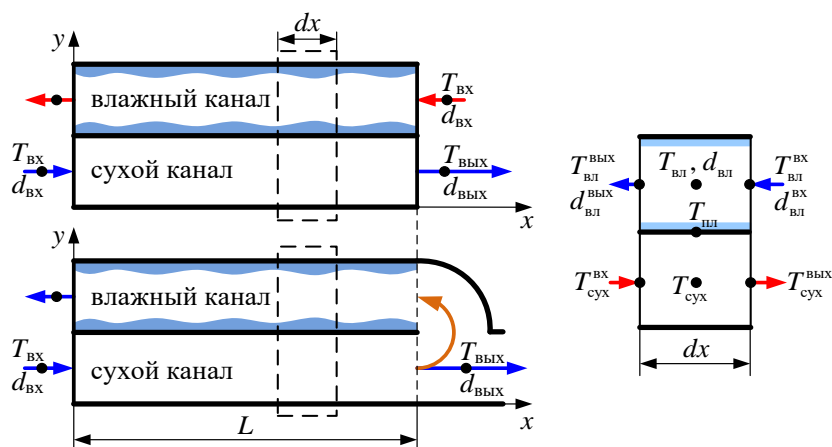


Рис. 1. Расчетная схема теплообменных аппаратов

Система уравнений, которая позволяет определить основные параметры в теплообменных аппаратах, включает в себя: уравнения теплового баланса для сухого и влажного каналов. Математическая модель аппаратов основана на численном методе расчета основных параметров потоков воздуха, таких как температура, влагосодержание и относительная влажность.

Изменение параметров воздуха по длине ТМОА для сухого и влажного каналов для рассматриваемых схем показано на Рис. 2. Видно, что температура воздуха в сухом канале за счет теплообмена с влажным каналом, где происходит испарение воды, интенсивно понижается по длине. Кроме того, в распределении температуры по длине во влажном канале имеется минимум, который обусловлен отводом теплоты на фазовый переход, а с другой стороны – подводом теплоты из сухого канала. Указанный характер изменения температур характерен как для противоточной, так и для регенеративной схем течения теплоносителей. При этом следует иметь в виду, что влагосодержание воздуха в сухом канале остается без изменений. Снижение температуры в сухом канале к его выходу является основным положительным фактором рассматриваемых схем теплообменных аппаратов косвенно-испарительного типа. В качестве основного недостатка регенеративной схемы теплообменного аппарата является уменьшение массового потока сухого воздуха на выходе аппарата.

Из Рис.2, в так же следует, что температура воздуха в сухом канале принимает значения ниже температуры мокрого термометра и стремится к значению температуры «точки росы» (что является пределом охлаждения для данной схемы). При этом влагосодержание потока во влажном канале увеличивается. Таким образом, можно сделать вывод, что теплообменные аппараты косвенно-испарительного типа целесообразно использовать не только в качестве охладителей, но и как увлажнителей.

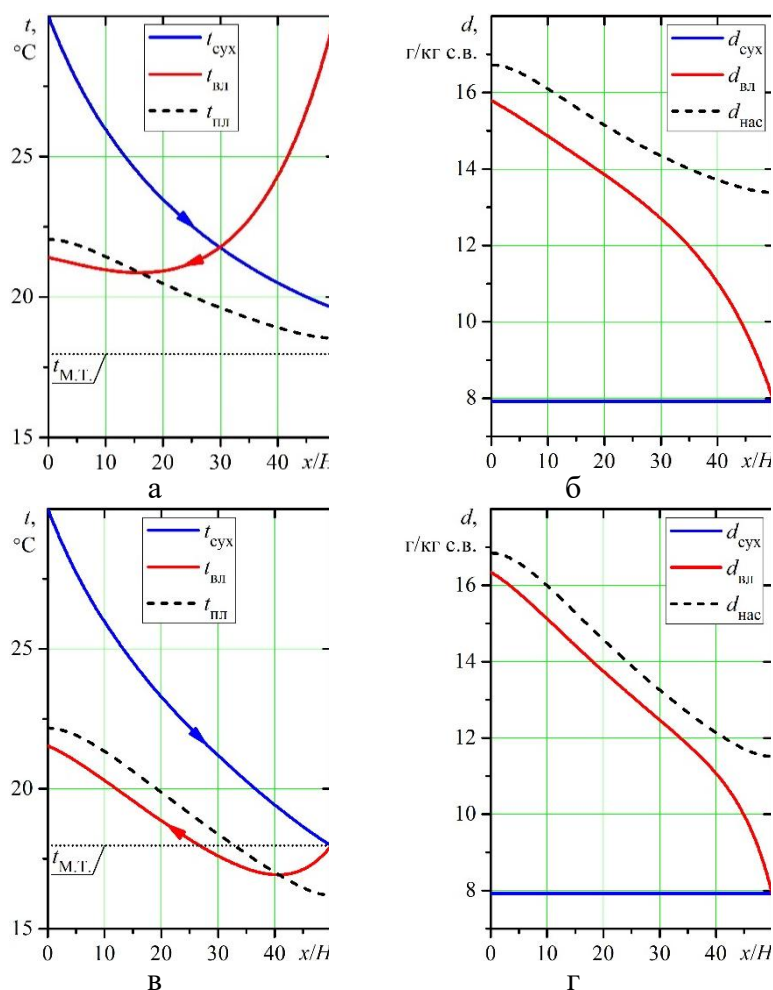


Рис. 2. Изменение параметров для: а–б) противоточной; в–г) регенеративной схемы течения теплоносителей ($Re=150$, $t_{вх}=30^{\circ}\text{C}$, $\phi_{вх}=30\%$, $m=0,5$)

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ 20-08-00717.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kashyap, S., Sarkar, J. & Kumar, A. Proposal and month-wise performance evaluation of a novel dual-mode evaporative cooler // Heat Mass Transfer, 2019.
2. Lin J., Thu K., Bui T.D., Wang R., Ng K.C., Chua K.J. Study on dew point evaporative cooling system with counter-flow configuration // Energy Conversion and Management, 2016, Vol. 109, PP. 153-165.
3. Pakari A., Ghani S. Regression models for performance prediction of counter flow dew point evaporative cooling systems // Energy Conversion and Management, 2019, Vol. 185, PP. 562-573.
4. Горбачев М.В., Терехов В.И. Численное моделирование двухканального теплообменного аппарата косвенно-испарительного типа // 35 Сибирский теплофизический семинар: Всерос. конф. с элементами науч.

шк. для молодых ученых: тез. докл., Новосибирск. - 2019. - С. 329.

5. Горбачев М.В., Кхафаджи Х.К., Терехов В.И. Численное исследование теплообменного аппарата косвенно-испарительного охлаждения воздуха // 7 Российская национальная конференция по теплообмену. РНКТ-7, Москва. – 2018. – Т. 2. – С. 329–332.

6. Liua Y., Akhlaghi Y.G., Zhao X., Li J. Experimental and numerical investigation of a high-efficiency dew-point evaporative cooler // Energy & Buildings, 2019, Vol. 197, PP. 120-130.

7. Lin J., Bui T.D., Wang R., Chua K.J. On the exergy analysis of the counter-flow dew point evaporative cooler // Energy, 2018, Vol. 165, PP. 958-971.

8. Lina J., Buia D.T., Wang R., Chua K.J. On the fundamental heat and mass transfer analysis of the counter-flow dew point evaporative cooler // Applied Energy, 2018, Vol. 217, PP. 126-142.

ANALYSIS OF SCHEMES OF HEAT-MASS EXCHANGERS OF INDIRECT-EVAPORATION TYPE

Syuzayev A.I., e-mail alekseysyuzayev@mail.ru

Gorbachev M.V., e-mail: m.gorbachev@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,

K. Marx Ave. 20, phone (383) 346-06-42

Abstract

Heat-mass exchangers, in which channels the evaporative cooling is implemented, are one of the simplest and quite effective ways to reduce the temperature of air flows. If the cooled air in the apparatus is not in contact with the evaporating water liquid, then such heat and mass exchange apparatuses are of indirect-evaporative type. In the indirect-evaporative heat exchangers, the limit value of cooling is the temperature of the wet-thermometer. At present time thermal characteristics of devices implementing indirect-evaporation are actively studied theoretically [1-5] and experimentally [3, 6-8]. Studying regularities of heat-mass transfer processes in channels is an important step in research of more complicated indirect-evaporation heat exchangers.

In the present paper we consider modeling of heat and mass transfer processes in heat-mass exchangers of indirect-evaporation.

Key words: evaporative cooling, heat-mass exchangers, regenerative scheme, countercurrent scheme, numerical simulation.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОСНОВНОГО БЛОКА ОХЛАЖДЕНИЯ СКВ ЛА

Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор,

Мешков Александр Андреевич, студент,

Гудков Даниил Витальевич, студент,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Мешков А.А., e-mail: alexsandermeshkov@mail.ru

Гудков Д.В., e-mail: daniil-gudkov1999@mail.ru

Чичиндаев А.В., e-mail: ttf_nstu@rambler.ru

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Аннотация

В работе выполнен анализ схем основного блока охлаждения в современных авиационных системах кондиционирования воздуха. Целью настоящей работы является трехмерное САД-моделирование универсального моноблока СКВ ЛА для внедрения в учебный процесс кафедры ТТФ НГТУ.

Ключевые слова: авиационные СКВ, теплообменник, конденсатор, регенератор, влагоотделитель, проектирование.

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 («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 кабинального 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. Главными достоинствами схемы являются: возможность работы на влажном воздухе; снижение давления воздуха, отбираемого от компрессора двигателя на нужды СКВ; увеличение в два раза экономичности СКВ. В результате внедренных усовершенствований в СКВ применяются пять КПРТ с различным назначением и эксплуатационными особенностями.

Отличительной чертой основного блока охлаждения (рис. 1) является ее исполнение в виде моноблока, который состоит из: турбохолодильной установки, узла предварительного охлаждения (первичный и основной теплообменники), узла отделения влаги – блок «петля» (теплообменник-регенератор, теплообменник-конденсатор, влагоотделитель). Данное

исполнение позволяет резко сократить количество трубопроводов СКВ, разместить моноблок в технических отсеках рядом с двигателем, выполнять техническое обслуживание, ремонт агрегатов СКВ ЛА вплоть до простой замены моноблока.



Рис. 1. Основной блок охлаждения СКВ ЛА

В работе выполнен анализ исполнения моноблоков СКВ на современных пассажирских самолетах. Выполнено трехмерное САД-моделирование универсального моноблока СКВ ЛА. Результаты работы планируется внедрить в учебные процесс кафедры ТТФ НГТУ в рамках разрабатываемого МООК Теплообменные аппараты и устройства для проведения дистанционного обучения по дисциплинам: «Агрегаты систем кондиционирования воздуха», «Современные системы кондиционирования воздуха».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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. 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.
3. Руководство по технической эксплуатации самолета Ту-204.

DESIGN OF THE MAIN COOLING UNIT OF THE ACS LA

Meshkov A.A., student,

Gudkov D.V., student,

Chichindaev A.V., Professor

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Meshkov A.A., e-mail: alexsandermeshkov@mail.ru

Gudkov D.V., e-mail: daniil-gudkov1999@mail.ru

Chichindaev A.V., e-mail: ttf_nstu@rambler.ru

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Abstract

The paper analyzes the schemes of the main cooling unit in modern aviation air conditioning systems. The purpose of this work is a three-dimensional CAD-modeling of a universal monoblock of the ACS LA for implementation in the educational process of the Department of TTF NSTU.

Keywords: aviation ACS, heat exchanger, condenser, regenerator, dehumidifier, design.

**ИССЛЕДОВАНИЕ СВОБОДНОЙ КОНВЕКЦИИ ОКОЛО
ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЯХ
ПЕРВОГО И ВТОРОГО РОДА**

Лозовский Михаил Вячеславович,

Гоппе Анастасия Александровна,

Горбачев Максим Викторович, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-06-42

Лозовский М.В., email lozovsk2@bk.ru

Гоппе А.А., e-mail goppe.55@mail.ru

Горбачев М.В., email m.gorbachev@corp.nstu.ru

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

В представленном численном анализе исследовано конвективное течение несжимаемой жидкости около вертикальной пластины конечной длины. Определяющие уравнения соответствующими краевыми условиями преобразованы к безразмерной форме с помощью соответствующих безразмерных величин. Получены численные результаты для граничных условий первого и второго рода. Достоверность математической модели подтверждается сравнительным анализом результатов с экспериментальными данными, известными в литературе.

Ключевые слова: свободная конвекция; граничные условия; конвективный теплообмен; численное моделирование.

В научной литературе достаточно хорошо изучен вопрос теплообмена при свободной конвекции. Свободно-конвективный теплообмен вертикальной пластины конечной длины при граничных условиях первого рода приведены практически во всех учебных пособиях. Но описание исследований свободной конвекции при граничных условиях второго рода встречаются крайне редко.

В данной работе сравниваются результаты, полученные при расчете свободно-конвективного течения при тепловых граничных условиях первого и второго родов.

На рис. 1 приведена расчетная схема. Пластина длиной L представляет собой вертикальную стенку. Примем температуру вдали от поверхности пластины постоянной и равной T_0 . Толщина пограничного слоя монотонно увеличивается за счет разности температуры поверхности и температуры окружающей среды.

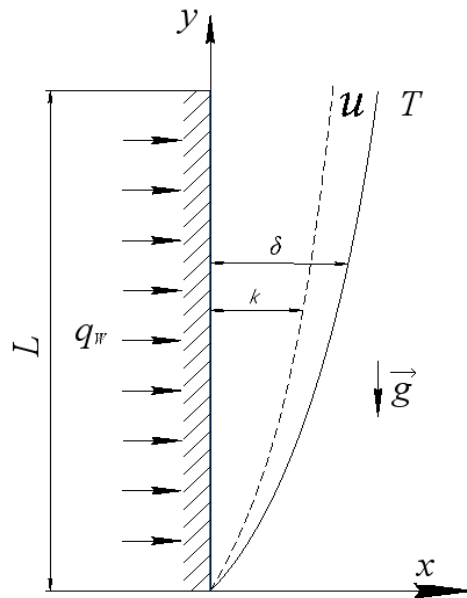


Рис. 1. Расчетная схема

Система дифференциальных уравнений, описывающая течение около вертикальной пластины в двумерной постановке и при ламинарном режиме течения, включает в себя

– уравнение неразрывности

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0,$$

– уравнение движения

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + g\beta(T - T_0),$$

– уравнение энергии

$$u \frac{\partial T}{\partial x} + v \frac{\partial T}{\partial y} = a \frac{\partial^2 T}{\partial y^2},$$

где u и v – продольная и поперечная составляющие скорости потока;

$\beta = 1/T$ – коэффициент объемного расширения; g – ускорение свободного

падения; $a = \frac{\lambda}{\rho c_p}$ – коэффициент температуропроводности.

Граничные условия 1 рода:

– на поверхности тела

$$y = 0, \quad u = v = 0, \quad T = T_w = const$$

– вдали от тела

$$y \rightarrow \infty, \quad w_x = w_y = 0, \quad T = T_0$$

Граничные условия 2 рода:

– на поверхности тела

$$y = 0, u = v = 0, -\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial y} \right)_{y=0} = q_w = const;$$

– вдали от тела

$$y \rightarrow \infty, w_x = w_y = 0, T = T_0$$

Используя допущения и вводя безразмерные координаты $u = \frac{\partial \psi}{\partial y}$ и

$v = -\frac{\partial \psi}{\partial x}$ для компонент скорости, а так же температуру:

$$\text{– для ГУ 1 рода: } \theta = \frac{T - T_0}{T_w - T_0};$$

$$\text{– для ГУ 2 рода: } \theta = \frac{C_1}{x^{1/5} q_w} (T_0 - T), \text{ где } C_1 = \left(\frac{g \beta q_w}{5 \lambda \nu^2} \right)^{1/5},$$

систему дифференциальных уравнений, описывающих гидродинамику и теплообмен в пограничном слое на вертикальной пластине, можно записать в следующем виде:

– для ГУ 1 рода:

$$f''' + 3ff'' - 2f'^2 + \theta = 0, \theta'' + 3Pr f\theta' = 0;$$

– для ГУ 2 рода:

$$f''' + 4ff'' - 3(f')^2 - \theta = 0, \theta'' + Pr(4f\theta' + \theta f') = 0.$$

В работе выполнено моделирование ламинарного свободно конвективного течения около вертикальной пластины при граничных условиях первого и второго рода. Программная реализация выполнена в пакете *Mathcad*. Результаты численного моделирования достаточно хорошо согласуются с известными литературными данными.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Mitra A. Numerical simulation on laminar free-convection flow and heat transfer over a vertical plate with constant heat flux // *J.Mech.Cont. & Math. Sci.*, 2016, Vol. 10, № 2, pp. 1487-1499.

2. Aydin O., Guessous L. Fundamental Correlations for Laminar and Turbulent Free Convection from an uniformly Heated Vertical Plate.– *Int. Journal of Heat and Mass Transfer* 44.– 2001.– pp. 4605-4611.

3. Sparrow E.M., Gregg J.L. Similar Solutions for Laminar Free Convection from a Non isothermal Vertical Plate // Trans. ASME, Journal of Heat Transfer, 1958, Vol. 80, pp. 379-387.

4. Molla M.M., Saha S.C., Hossain M.A. Radiation effect on free convection laminar flow along a vertical flat plate with streamwise sinusoidal surface temperature // Math. Comput. Model, 2011, Vol 53, Issues 5-6, 1310-1319.

STUDY OF FREE-CONVECTIVE FLOW NEAR VERTICAL PLATE UNDER BOUNDARY CONDITIONS OF THE FIRST AND SECOND KIND

Lozovsky M.V., email lozovsk2@bk.ru

Goppe A.A., e-mail goppe.55@mail.ru

Gorbachev M.V., email m.gorbachev@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,
K. Marx Ave. 20, phone (383) 346-06-42

Abstract

In the presented numerical analysis the convective flow of incompressible fluid near a vertical plate of finite length is investigated. The constitutive equations by corresponding boundary conditions have been transformed to dimensionless form using appropriate dimensionless quantities. Numerical results for boundary conditions of the first and second kind have been obtained. The validity of the mathematical model is confirmed by a comparative analysis of the results with the experimental data known in the literature.

Key words: free convection; boundary conditions; convective heat transfer; numerical simulation.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ПЕРВИЧНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА

Струцев Елисей Дмитриевич, инженер,

Баранов Павел Матвеевич, аспирант

Шакин Алексей Дмитриевич, аспирант

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Струцев Е.Д., e-mail: valera.popova89@gmail.com

Баранов П.М., e-mail: baranov_pavel_matveevich@mail.ru

Шакин А.Д., e-mail: shakin@mail.ru

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Аннотация

В работе выполнен анализ конструкций первичного теплообменника в современных авиационных системах кондиционирования воздуха. Целью настоящей работы является трехмерное САД-моделирование первичного теплообменника СКВ ЛА и исследование его работы для внедрения в учебный процесс кафедры ТТФ НГТУ.

Ключевые слова: авиационные СКВ, первичный теплообменник, конденсатор, регенератор, влагоотделитель, проектирование.

Первичный теплообменник (ПТО) является первым теплообменником узла охлаждения. Его основная цель – уменьшить входную температуру 200 °С примерно до 100 °С, пригодных для работы компрессора турбохолодильной установки. Изготавливается из недорогих алюминиевых сплавов (дюралюминий), но работает на больших перепадах температур, что приводит к возникновению термических напряжений. Ввиду меньших прочностных свойств, чем у жаропрочных сталей, а также за счёт явления малоциклового усталостной прочности, происходит частичное разрушение ребрений и нарушение герметичности (рис. 1). Это приводит к необходимости периодического ремонта или замены теплообменника.

Настоящая работа направлена на усовершенствование методов моделирования и защиты теплопередающей поверхности от термических напряжений путем получения заданной температуры поверхности за счет изменения термических сопротивлений в процессе теплопередачи. С этой целью разрабатываются усовершенствованные методики расчета тепловых процессов в ПТО. Проводиться анализ эффективности применения переменных

термических сопротивлений, получаемых за счет изменения геометрии оребрений теплопередающих поверхностей теплообменника по длине горячего и холодного теплоносителей. При этом оребрение подбирается так, чтобы термическое сопротивление с холодной стороны было меньше, чем с горячей. Кроме того, значения термических сопротивлений по длине подбираются таким способом, чтобы резко сократить перепад температур и максимально снизить температуру в горячей части теплопередающей поверхности. Основная сложность – расчет термических напряжений теплопередающей поверхности и учет переменности теплофизических свойств воздуха при больших перепадах температур.

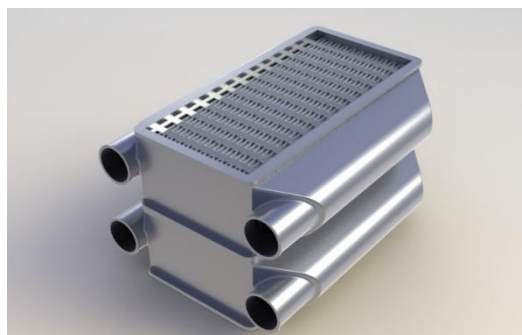


Рис. 1. Конструкция первичного и основного теплообменников

Вывод: в работе выполнено 3-D моделирование первичного теплообменника, а также выполнен комплекс исследований распределения температур теплопередающей поверхности в широком диапазоне параметров оребрений. Изменение оребрений в горячем и холодном трактах приводит к кардинальным изменениям в распределении температур в первичном теплообменнике. Путем опытного исследования получили оптимальные значения переменных оребрений, при которых наблюдается минимальные термические напряжения в конструкции теплообменника.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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. 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.

3. Чичиндаев А. В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Теоретические основы : учеб. пособие / А. В. Чичиндаев. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. - 435 с - (Учебники НГТУ).

INVESTIGATION OF THE OPERATION OF THE PRIMARY HEAT EXCHANGER

Strutsev Y.D., engineer,

Baranov P.M., PhD student

Shakin A.D., PhD student

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Strutsev E. D., e-mail: valera.popova89@gmail.com

Baranov P. M., e-mail: baranov_pavel_matveevich@mail.ru

Shakin A.D., e-mail: evgenshetinin@gmail.com

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Abstract

The paper analyzes the designs of the primary heat exchanger in modern aviation air conditioning systems. The purpose of this work is a three-dimensional CAD-modeling of the primary heat exchanger ACS LA and the study of its work for implementation in the educational process of the Department of TTF NSTU.

Keywords: aviation ACS, primary heat exchanger, condenser, regenerator, dehumidifier, design.

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА

Тихонов Даниил Викторович, студент,

Гудков Даниил Витальевич, студент,

Мешков Александр Андреевич, студент,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-24-76

Тихонов Д.В., e-mail: danil.tikhonov.97@list.ru

Гудков Д.В., e-mail: daniil-gudkov1999@mail.ru

Мешков А.А., e-mail: alexsandermeshkov@mail.ru

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 СКВ ЛА и исследование его работы для внедрения в учебный процесс кафедры ТТФ НГТУ.

Ключевые слова: авиационные СКВ, теплообменник, конденсатор, регенератор, влагоотделитель, проектирование.

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 («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 кабинального 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.

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 30 °С с капельной влагой. На входе в холодный тракт воздух с температурой порядка -30 °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 кабинного 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).

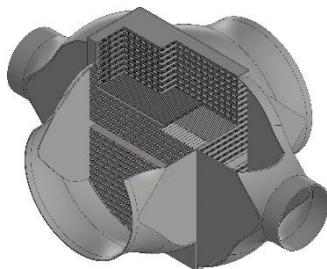


Рис. 1. Конструкция теплообменника-конденсатора с переменным оребрением по горячему и холодному трактам

Вывод: в работе выполнено 3-D моделирование теплообменника конденсатора, а также выполнен комплекс исследований распределения температур теплопередающей поверхности в широком диапазоне параметров оребрений. Отдельное исследование посвящено изучению влияния тепломассообмена в горячем и холодном трактах на значения температур теплопередающей поверхности. 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.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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. 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.

3. Чичиндаев А. В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Теоретические основы : учеб. пособие / А. В. Чичиндаев. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. - 435 с - (Учебники НГТУ).

RESEARCH OF THE OPERATION OF THE HEAT EXCHANGER-CONDENSER

Tikhonov D.V., student,

Gudkov D.V., student,

Meshkov A.A., student,

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Tikhonov D.V., e-mail: danil.tikhonov.97@list.ru

Gudkov D.V., e-mail: daniil-gudkov1999@mail.ru

Meshkov A.A., e-mail: alexsandermeshkov@mail.ru

Novosibirsk State Technical University, 20 Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. 346-24-76

Abstract

The paper analyzes the structures of a heat exchanger-condenser in modern aviation air conditioning systems. The purpose of this work is a three-dimensional CAD-modeling of a heat exchanger-condenser ACS LA and a study of its work for implementation in the educational process of the Department of Thermal Engineering of NSTU.

Keywords: aviation ACS, heat exchanger, condenser, regenerator, dehumidifier, design.

СОДЕРЖАНИЕ

<i>СЕКЦИЯ: САМОЛЁТО- И ВЕРТОЛЁТОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ</i>	6
ГИБРИДНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЁТА- ДЕМОНСТРАТОРА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ С ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ СВЕРХПРОВОДЯЩИМ КОНТУРОМ Белоусов П.А., Ожгибесов Д. С.	6
ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОБЛЕМЫ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ВИБРАЦИЙ НА ОТКЛОНЯЕМЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЯХ Белянин И. С., Рынгач Н. А.	11
МОДЕРНИЗАЦИЯ САМОЛЁТА ИЛ-96 НА БАЗЕ МОДИФИКАЦИИ СОПУТСТВУЮЩИХ СИСТЕМ Бондарев М. Е., Чекомазов В. Г.	13
ПРОБЛЕМА ВЛИЯНИЯ ОРБИТАЛЬНОГО МУСОРА НА КОСМИЧЕСКИЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ Бондарева А. В.	18
РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ САМОЛЁТА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИМ НАПЫЛЕНИЕМ Додонов К.Д., Чебердак Г.С., Нарышева Г.Г.	22
МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ПРИ ДИАГНОСТИКЕ КОМПОЗИТНЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ СОВРЕМЕННЫХ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ Клочков Н.И., Зверков И.Д.	26
ПРОЦЕДУРА РЕГИСТРАЦИИ ГРАЖДАНСКОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ Лузан Е.С., Рынгач Н.А.	30
ПРИМЕНЕНИЕ КЛЕЕНО-КЛЕПАННЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В КОНСТРУКЦИИ СВЕРХЛЕГКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (СЛА) Мешков А.А., Зверков И.Д.	35
ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТОПОЛОГИЧЕСКИ ОПТИМИЗИРОВАННЫХ ДЕТАЛЕЙ МЕТОДОМ ЛИТЬЯ Никитин А.Р., Рынгач Н.А.	39
АККРЕДИТАЦИЯ ЛАБОРАТОРИЙ Паштепа В.А., Рынгач Н.А.	44
МОДЕРНИЗАЦИЯ КРОНШТЕЙНА ТРОССОВОЙ ПРОВОДКИ МЕХАНИЗАЦИИ КРЫЛА В НИШЕ ОСНОВНОЙ ОПОРЫ ШАССИ САМОЛЁТА EMBRAER E170 Певнев Г.Е., Рынгач Н.А.	49

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ В АВИАСТРОИТЕЛЬНОЙ ОТРАСЛИ	
Радионых С.М.....	53
ПРИМЕНЕНИЕ МАГНИТНЫХ МИКРОПРОВОДОВ В АВИАСТРОЕНИИ	
Слухай В.В.	56
УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ВИХРЕТОКОВОГО КОНТРОЛЯ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ	
Соколов В.Е., Курлаев Н.В.....	59
ИССЛЕДОВАНИЕ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ТРУБЧАТЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ДАВЛЕНИЕМ ИМПУЛЬСНОГО МАГНИТНОГО ПОЛЯ	
Тагоев Ф.М., Курлаев Н.В.	63
ПРЕДОТВРАЩЕНИЕ АВИАЦИОННЫХ КАТАСТРОФ	
Кованцев Е.М.....	68
ПРОБЛЕМЫ МАЛОЙ АВИАЦИИ В РОССИИ	
Киселев М.Д.....	72
<i>СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН</i>	75
ВЛИЯНИЕ ПАРАМЕТРОВ РЕБЕРНОЙ СТРУКТУРЫ НА НАПРЯЖЕННО СОСТОЯНИЕ КОМПОЗИТНОЙ СЕТЧАТОЙ ОБОЛОЧКИ ПРИ СТАТИЧЕСКОМ НАГРУЖЕНИИ	
Ковальчук Л.М., Бурнышева Т.В.	75
О ПЕРЕТОКЕ ПАРЦИАЛЬНЫХ ЭНЕРГИЙ МЕЖДУ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ В ЭФФЕКТЕ ДЖАНИБЕКОВА	
Кравцов С.Р., Родионов А.И.	80
ОБ ОДНОЙ ИНТЕРПРЕТАЦИИ ДАЛАМБЕРОВОЙ СИЛЫ ИНЕРЦИИ И ДУАЛЬНОМ ПРЕДСТАВЛЕНИИ ДИНАМИКИ МЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ	
Кравцов С.Р., Родионов А.И.....	85
ПОЛУЧЕНИЕ ВЫСОКОПРОЧНЫХ КОМПОЗИТОВ НА ОСНОВЕ Ti3Al(Si)C2 МЕТОДОМ ИСКРОВОГО ПЛАЗМЕННОГО СПЕКАНИЯ ПРЕКЕРАМИЧЕСКИХ БУМАГ	
Кроткевич Д.Г., Седанова Е.П., Кашкаров Е.Б., Лидер А.М.....	91
ИССЛЕДОВАНИЕ ОСЛАБЛЕНИЯ ОТДЕЛЬНЫХ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ НА ДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МОДЕЛИ	
Решетников Д.Е., Кожевников А.Н.	95
РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ РАЗРУШАЮЩЕЙ НАГРУЗКИ С ПОМОЩЬЮ ЧИСЛЕННОГО МЕТОДА	
Романенко Е.И., Пель А.Н.	99

ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ИНЖЕНЕРНЫХ КОНСТРУКЦИЙ	
Селиванов Ю.С., Матвеев К.А.	103
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОЗИТНЫХ ТРУБ	
Томшин В.М., Пель А.Н.	107
ИССЛЕДОВАНИЕ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАНАЛА СИЛОВОГО НАГРУЖЕНИЯ КРЫЛА ТУ-154	
Трубин М.В., Юркевич В.Д.	112
О МОДЕЛИРОВАНИИ РАЗРУШЕНИЯ ТКАНЕВОГО КОМПОЗИТА ПРИ ТОЧЕЧНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ	
Туан Ле Вьет, Бурнышева Т.В.	116
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ВЕКТОРА ЭЙЛЕРА ДЛЯ ОПИСАНИЯ БОЛЬШИХ ПОВОРОТОВ В ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЯХ ТОНКОГО УПРУГОГО СТЕРЖНЯ	
Шелевая Д.Р., Красноруцкий Д.А.	121
МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРЕЩИНЫ ВСТРОЕННЫМ ФУНКЦИОНАЛОМ ПАКЕТА ANSYS WORKBENCH	
Штрайх А.Е., Кожевников А.Н.	127
<i>СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА</i>	132
ТРАЕКТОРИИ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ДВИЖЕНИЯ ДВУХЗВЕННОГО ПЛАНЕРА	
Акимов М.А., Колываенко В.А.	132
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА В ПОЛУКОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ С ПЕРИОДИЧЕСКОЙ НЕРОВНОСТЬЮ СТЕНКИ	
Александров А.А., Пак А.Ю.	135
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ НА ОБТЕКАНИЕ БПЛА	
Алпацкий Н.С., Павленко А.М.	140
ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ СИЛ ДЕЙСТВУЮЩИХ НА БПЛА В ПОЛЁТЕ	
Беркон Г.А., Поливанов П.А., Акимов М.А.	144
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНО-ВОДОРОДНОЙ СМЕСИ В ДВУМЕРНОМ КАНАЛЕ С УСТУПОМ	
Васнев И.Р., Федорова Н.Н.	146

ОБОСНОВАНИЕ НЕОБХОДИМОСТИ СЛИВА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНОМ УСТРОЙСТВЕ ПРЯМОТОЧНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ	
Ветров В.В., Морозов В.В., Шилин П.Д.....	150
ОБТЕКАНИЕ ТОЛСТОГО ПРОФИЛЯ ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА	
Акимов М.А., Будовский А.Д., Поливанов П.А., Обуховский А.Д.....	154
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ГАЗО-КАПЕЛЬНЫХ СМЕСЕЙ В МОДЕЛЬНЫХ КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ	
Косяков В.А.	158
ИССЛЕДОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ УДАРНЫХ ВОЛН В ТВЕРДОМ МАТЕРИАЛЕ	
Кравченко А.К.	160
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В ПОРАХ ЗВУКОПОГЛОЩАЮЩЕГО ПОКРЫТИЯ В ЗАДАЧЕ О СТАБИЛИЗАЦИИ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ	
Михайлова У.В., Кудрявцев А.Н.	162
ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОДЪЕМНОЙ ЯЧЕЙКИ МУЛЬТИРОТОРНОЙ ПЛАТФОРМЫ	
Куликов В.В.	165
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ГАЗА ЗА ПРЯМЫМ СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ В УДАРНОЙ ТРУБЕ ПРЯМОТЕНЕВЫМ МЕТОДОМ. МГД ВОЗДЕЙСТВИЕ НА ПОТОК	
Маслобоев И.А.....	169
ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ОДНОМЕРНЫХ ВОЛН В ДИСКРЕТНЫХ СРЕДАХ НА МОДЕЛЯХ УПРУГИХ ТЕЛ	
Мельник Е.А.	172
ВОЗДЕЙСТВИЕ ИМПУЛЬСНЫХ СТРУЙ НА ТРУБЧАТЫЕ ПОВЕРХНОСТИ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА КОТЕЛЬНОГО АГРЕГАТА	
Меньшиков К.С., Звегинцев В.И.....	175
МОДЕЛИРОВАНИЕ КРАТКОВРЕМЕННОГО ИЗМЕНЕНИЯ УСЛОВИЙ ОБТЕКАНИЯ КАПЛЕВИДНОГО ПРОФИЛЯ	
Наумова Д.К., Миронов Д.С.....	179
ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ГИБКОЙ СЦЕПКИ ДЛЯ ДВУХЗВЕННОГО ПЛАНЕРА	
Соболева П.А., Акимов М.А.	184

<i>СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</i>	187
ЦИФРОВАЯ МОДЕЛЬ ТОКОВЕДУЩЕГО ЭЛЕМЕНТА БОРТОВОЙ КАБЕЛЬНОЙ СЕТИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА Хафизов Д.Е., Казанцев В.В., Карпов Н.А.	187
ВЛИЯНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ РАЗВИТИЯ ГРАВИТАЦИОННО-КАПИЛЛЯРНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПРЯМОУГОЛЬНОЙ ПОЛОСТИ НА ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ В ВЕРТИКАЛЬНОЙ ТОНКОЙ СТЕНКЕ Михайлов А.В., Рябов В.О., Боднева Н.И.	191
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОФИЛЕЙ ДАВЛЕНИЯ ДЛЯ ОДИНОЧНОЙ ТРАНШЕЙНОЙ ЛУНКИ Ян Лун Н.	196
ЭЛЕКТРИФИКАЦИЯ СИСТЕМ САМОЛЕТА НА ПРИМЕРЕ BOEING 787 DREAMLINER Малофеев Н.Г., Акимов К.О., Дьяченко Ю.В.	201
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ САМОЛЕТЫ – АВИАЦИЯ БУДУЩЕГО Малофеев Н.Г., Акимов К.О., Дьяченко Ю.В.	203
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ТИПА КОНСТИТУЦИИ И ДВИГАТЕЛЬНОЙ АКТИВНОСТИ НА РАБОТУ КРОВЕНОСНОЙ СИСТЕМЫ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ Беляева Е.В., Гагаркина Е.С., Хромова И.В.	205
МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР Чушкина Е.П., Хромова И.В.	208
СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО ПОКИДАНИЯ САМОЛЕТА Окунева А.А., Чиркова А.А., Дьяченко Ю.В.	211
ИСПАРЕНИЕ ПЛЁНОК ЖИДКОСТИ С КАПИЛЛЯРНО-ПОРИСТЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В КОНВЕКТИВНЫЙ ПОТОК ВОЗДУХА Сюзаев А.И., Горбачев М.В., Макаров М.С.	213
АНАЛИЗ СХЕМ ТЕПЛОМАССООБМЕННЫХ АППАРАТОВ КОСВЕННО-ИСПАРИТЕЛЬНОГО ТИПА Сюзаев А.И., Горбачев М.В.	218
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ОСНОВНОГО БЛОКА ОХЛАЖДЕНИЯ СКВ ЛА Чичиндаев А.В., Мешков А.А., Гудков Д.В.	222
ИССЛЕДОВАНИЕ СВОБОДНОЙ КОНВЕКЦИИ ОКОЛО ВЕРТИКАЛЬНОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЯХ ПЕРВОГО И ВТОРОГО РОДА Лозовский М.В., Гоппе А.А., Горбачев М.В.	225

ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ПЕРВИЧНОГО ТЕПЛООБМЕННИКА	
Струцев Е.Д., Баранов П.М., Шакин А.Д.	229
ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА	
Тихонов Д.В., Гудков Д.В., Мешков А.А.	232

Алфавитный указатель

А

- Акимов К.О. 201, 203
Акимов М.А.132, 144, 154, 184
Александров А.А.135
Алпацкий Н.С.140

Б

- Баранов П.М.229
Белоусов П. А.6
Беляева Е.В.205
Белянин И. С.11
Беркон Г.А.144
Боднева Н.И.191
Бондарев М.Е.13
Бондарева А.В.18
Будовский А.Д.154
Бурнышева Т.В.75, 116

В

- Васнев И.Р.146
Ветров В.В.150

Г

- Гагаркина Е.С.205
Гоппе А.А.225
Горбачев М.В.213, 218, 225
Гудков Д.В.222, 232

Д

- Додонов К.Д.22
Дьяченко Ю.В.201, 203, 211

З

- Звегинцев В.И.175
Зверков И. Д.26
Зверков И.Д.35

К

- Казанцев В.В.187
Карпов Н.А.187
Кашкаров Е.Б.90

- Киселев М.В.72
Клочков Н. И.26
Ковальчук Л.М.75
Кованцев Е.М.68
Кожевников А.Н.95, 127
Колываенко В.А.132
Косяков В.А.158
Кравцов С.Р.80, 85
Кравченко А.К.160
Красноручский Д.А.121
Кроткевич Д.Г.90
Кудрявцев А.Н.162
Куликов В.В.165
Курлаев Н.В.59, 63

Л

- Лидер А.М.90
Лозовский М.В.225
Лузан Е.С.30

М

- Макаров М.С.213
Малофеев Н.Г.201, 203
Маслобоев И.А.169
Матвеев К.А.103
Мельник Е.А.172
Меньшиков К.С.175
Мешков А.А.35, 222, 232
Миронов Д.С.179
Михайлов А. В.191
Михайлова У.В.162
Морозов В.В.150

Н

- Нарышева Г.Г.22
Наумова Д.К.179
Никитин А. Р.,39

О

- Обуховский А.Д.154
Ожгибесов Д.С.6
Окунева А.А.211

П

Павленко А.М.	140
Пак А.Ю.	135
Паштепа В.А.	44
Певнев Г. Е.	49
Пель А.Н.	99, 107
Поливанов П.А.	144, 154

Р

Радионон С.М.	53
Решетников Д.Е.	95
Родионов А.И.	80, 85
Романенко Е.И.	99
Рынгач Н.А.	11, 30, 39, 44, 49
Рябов В.О.	191

С

Седанова Е.П.	90
Селиванов Ю.С.	103
Слухай В.В.	56
Соболева П.А.	184
Соколов В. Е.	59
Струцев Е.Д.	229
Сюзаев А.И.	213, 218

Т

Тагоев Ф.М.	63
Тихонов Д.В.	232
Томшин В. М.	107
Трубин М.В.	112

Туан Ле Вьет.	116
--------------------	-----

Ф

Федорова Н.Н.	146
--------------------	-----

Х

Хафизов Д.Е.	187
Хромова И.В.	205, 208

Ч

Чебердак Г.С.	22
Чекомазов В.Г.	13
Чиркова А.А.	211
Чичиндаев А.В.	222
Чушкина Е.П.	208

Ш

Шакин А.Д.	229
Шелевая Д.Р.	121
Шилин П.Д.	150
Штрайх А.Е.	127

Ю

Юркевич В.Д.	112
-------------------	-----

Я

Ян Лун Н.	196
----------------	-----

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

Наука Промышленность Оборона

Труды XXII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ
ПОСВЯЩЕННОЙ 60-ЛЕТИЮ СО ДНЯ ПЕРВОГО ПОЛЁТА
ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС

г. Новосибирск, 21-23 апреля 2021 г.

Том I

Под редакцией *С.Д. Саленко*

Компьютерная верстка

В.А. Кирюхина

Н.В. Мезенцев

А.А. Нестерова

Е.Ю. Потанина

Подписано в печать 25.06.2021 г. Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная
Тираж 25 экз. Уч.-изд.л. 14,18. Печ.л. 15,25. Заказ № 133

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20
Тел: (383)-346-31-87