

Министерство образования и науки 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 XVIII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 19-21 апреля 2017 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
2017

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

Н 34

Н 34 **Наука Промышленность Оборона:** труды XVIII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017.

ISBN 978-5-7782-3217-4

Том 1: - 327 с.

ISBN 978-5-7782-3218-1

Редакторы тома:

Курлаев Н.В., д.т.н., профессор (самолето- и вертолетостроение и эксплуатация летательных аппаратов и двигателей)

Левин В.Е., д.т.н., профессор (динамика и прочность машин)

Обуховский А.Д., к.т.н., доцент (гидроаэродинамика)

Расторгуев Г.И., д.т.н., профессор (динамика и прочность машин)

Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор (техника и физика низких температур. системы жизнеобеспечения и защиты ЛА)

Представлены труды XVIII Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука Промышленность Оборона – 2017». 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 978-5-7782-3218-1 (Том 1)

ISBN 978-5-7782-3217-4

© Коллектив авторов, 2017

© Новосибирский государственный
технический университет, 2017

СОСТАВ ОРГКОМИТЕТА

Председатель оргкомитета:

Пустовой Н.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой прочности летательных аппаратов, президент Новосибирского государственного технического университета (НГТУ).

Сопредседатели:

Иванков В.И., председатель межрегиональной ассоциации «Сибирское соглашение», исполнительный комитет;

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

Накоряков В.Е., академик РАН, советник РАН, главный научный сотрудник Института теплофизики СО РАН, руководитель АНО "Институт передовых исследований";

Пегашкин В.Ф., д.т.н., профессор, директор Нижнетагильского технологического института (филиала) Уральского федерального университета имени первого президента России Б.Н. Ельцина, член-корреспондент АВН;

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);

Смирнов С.А., заместитель Генерального директора ОАО "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 (ИТПМ СО РАН) им. С.А. Христиановича Сибирского отделения РАН (ИТПМ СО РАН);

Разгонов В.Л., полковник, начальник ВУНЦ СВ «Общевойсковой академии Вооруженных сил Российской Федерации» (филиал г. Новосибирск);

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

Члены Оргкомитета:

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

Гуськов А.В., д.т.н., доцент, заведующий кафедрой «Газодинамических импульсных устройств» (ГДУ) НГТУ – ответственный секретарь, член-корреспондент АВН;

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

Киселёв А.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой РПиРПУ

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

Костин В.В., президент ООО «Авиатехснаб»;
Курлаев Н.В., д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой «Самолето- и вертолетостроения» (СиВС) НГТУ;
Ларичкин В.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Инженерных проблемы экологии» (ИПЭ) НГТУ;
Литвинцева Г.П., д.э.н., профессор, заведующая кафедрой экономической теории и прикладной экономики;
Легкий В.Н., д.т.н., заведующий кафедрой «Автономных информационных и управляющих систем» (АИУС) НГТУ;
Левин В.Е., д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой ПЛА НГТУ;
Милевский К.Е., к.т.н., доцент кафедры 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 АГД;
Поляков С.А., к.ю.н., доцент, заведующий кафедрой уголовного права и процесса, декан юридического факультета;
Расторгуев Г.И., д.т.н., профессор, первый проректор НГТУ;
Саленко С.Д., д.т.н., профессор, декан факультета летательных аппаратов НГТУ, заведующий кафедрой «Аэрогидродинамики» (АГД) НГТУ;
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;
Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Технической теплофизики» (ТТФ) НГТУ.

Редакционная коллегия сборника трудов научно-технической конференции «НПО-2017»

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
Карпович А.И., д.э.н., профессор
Коробейников С.М., д.ф.-м.н., профессор
Курлаев Н.В., д.т.н., профессор
Ларичкин В.В., д.т.н., профессор
Левин В.Е., д.т.н., профессор
Легкий В.Н., д.т.н., профессор
Обуховский А.Д., к.т.н., доцент
Поляков С.А., к.ю.н., доцент
Расторгуев Г.И., д.т.н., профессор
Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор

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

УДК 67.02

РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ САМОЛЕТОВ ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

*Бобин Павел Николаевич – магистрант, Бобин Константин Николаевич –
кандидат технических наук*

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

Бобин П.Н., email bobinpn@mail.ru

Бобин К.Н., email bobin@corp.nstu.ru

Аннотация

В данной работе проводилась оптимизация процессов ремонта композитных деталей. Были проанализированы различные методы ремонтов предлагаемые производителями самолетов и выявлены их основные недостатки. Предложены два принципиальных изменения. В качестве фиксирующего ложементов предлагается использовать способ двухстороннего вакуумирования. Для снижения температуры ремонта предлагается размещать нагревательный элемент на внутренней обшивке ремонтируемой единицы. Оптимизация процессов ремонта позволила сократить время выполнения ремонта на 3-5 дней и повысить качество ремонта.

Введение

В современной авиационной технике используют большое количество деталей изготавливаемых из композиционных материалов. Влияние вредных факторов таких как: перепады температур, воздействия агрессивных жидкостей, вибрация, обдув набегающим потоком, столкновения с птицами, влияние человеческого фактора и т.д. приводят к нарушениям целостности композитных деталей. Ремонтные процессы описанные в технической документации имеют недостатки: малая вариативность расположения нагревательных элементов [1], рекомендованная необходимость в применении фиксирующих ложементов [2], что приводит к браку и увеличению сроков ремонта. Для повышения качества выполняемых ремонтов и снижения сроков необходимо применять более разносторонний подход и по возможности отказаться от использования фиксирующих ложементов.

В качестве альтернативного фиксирующего ложементов предлагается использовать способ двухстороннего вакуумирования. Данный способ сокращает время ремонта на 3-5 дней т.к. отпадает необходимость изготовления фиксирующего ложементов. Способ создания нагрева от внешней обшивки при установке сотового заполнителя приводит к необходимости увеличивать температуру нагрева до более высоких температур, что

неоднократно приводило к появлению расслоений и возгоранию сотового заполнителя. Применение технологии двухстороннего вакуумирования дает возможность отказаться от установки термоодеяла на внешнюю обшивку при установке сотового заполнителя. При выполнении двухстороннего вакуумирования нагрев места ремонта осуществляют от внутренней обшивки.

Библиографический список:

- 1 – Structure repair manual A320 51-77-12 – Airbus industries – 2016
- 2 – Component maintains manual 53-15-11 – Airbus industries – 2015 – 388с.

**REPAIR PANELS OF AIRCRAFT EMPLEMENTED FROM
COMPOSITE MATERIALS**

P. Bobin – *Master's Degree student*, e-mail: bobinpn@mail.ru ***K. Bobin*** –
Candidate of Technical Sciences, e-mail: bobin@corp.nstu.ru
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
Ave., 20

Abstract

In the modern aviation technology, a large number of components made from composite materials are used. The influence of harmful factors such as: temperature changes, aggressive liquids, birds strike lead to damage to composite parts. Repair actions used in technical documentations have small variations location heating elements, recommendation in using fixed tooling. Using fixed tooling leads to marriage and increase the time of repair. To improve the quality of repairs and reduce the time you need to apply more versatile hike and do not using fixed tooling.

As an alternative, the fixed tooling is proposed to use a method of double side vacuum. This method reduces repair time 3-5 days because fabrication fixed tooling do not require. Variant performing heating with location heating elements on external skin during installation honeycomb core is requiring increase heating temperature. Delamination and damage fire on honeycomb core this is result high heating temperature. Application of technology double side vacuum gives opportunity do not use thermal blanket on external skin during installing honeycomb core. During performing double vacuum thermal blanket install on inner skin for heating repair area.

Keywords - double side vacuum

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ 3D-ПЕЧАТИ SELECTIVE LASER MELTING В АВИАСТРОЕНИИ

Великанова Алёна Игоревна, студент; Рынгач Николай Анатольевич
Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Великанова А.И., email flymixbox@mail.ru

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

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

Аннотация: в данной статье содержится краткое описание исследования среды аддитивных технологий в авиастроении. В результате анализа ставится цель – изучение механических свойств, макро- и микроструктуры получаемого материала с помощью 3D-печати SLM. В качестве исследуемого материала выступает алюминиевый сплав, как самый часто применяемый в авиастроении материал.

Особое внимание в дальнейшем исследовании будет уделяться анализу пористости материала, так как главным недостатком SLM технологии является образование микропор.

После изучения влияния режимов печати и состава исходных материалов-порошков проводятся проверки 20-25 образцов с помощью методов неразрушающего контроля, макро- и микроструктуры (с использованием электронного микроскопа) и методов разрушающего контроля по итогу которых будут сделаны выводы.

Ключевые слова: аддитивная технология, 3D-печать, SLM, алюминиевые сплавы, авиастроение.

Аддитивная технология или технология послойного наращивания материала представляет особый интерес для современной промышленности, так как применение 3D-печати делает возможность производить сложные детали из различных материалов. Такая технология может применяться в авиастроении для:

- изготовления конструктивно сложных деталей, которые тяжело выполнить стандартными методами;
- изготовления форм литья;
- изготовления ремонтных деталей самолета.

Так как в авиапромышленности широко используются алюминиевые сплавы из-за их легкости, механических свойств, коррозионностойкости и рециклируемости, то как объект исследования интерес представляет алюминиевый сплав, полученный с помощью 3D-печати.

Наиболее популярны среди аддитивных методов производства технологии SLA (stereolithography - рус. стереолитография) и SLS ([selective laser sintering](#) – рус. селективное лазерное спекание) так как эти технологии, дают наилучшую точность.

Особый интерес представляет 3D-печать SLM или Selective Laser Melting (разновидность SLS технологии) – это послойное лазерное плавление металлопорошковых композиций. Модели, изготовленные методом селективного лазерного сплавления, считаются самыми прочными, среди всех деталей, произведенных по другим аддитивным технологиям.

Особенностью SLM-технологии является пористая микроструктура синтезированного материала, что является негативным фактором, так как пора — это концентрат напряжения. Для алюминиевых сплавов пористость может достигать 4-5% (см. Рис. 1).

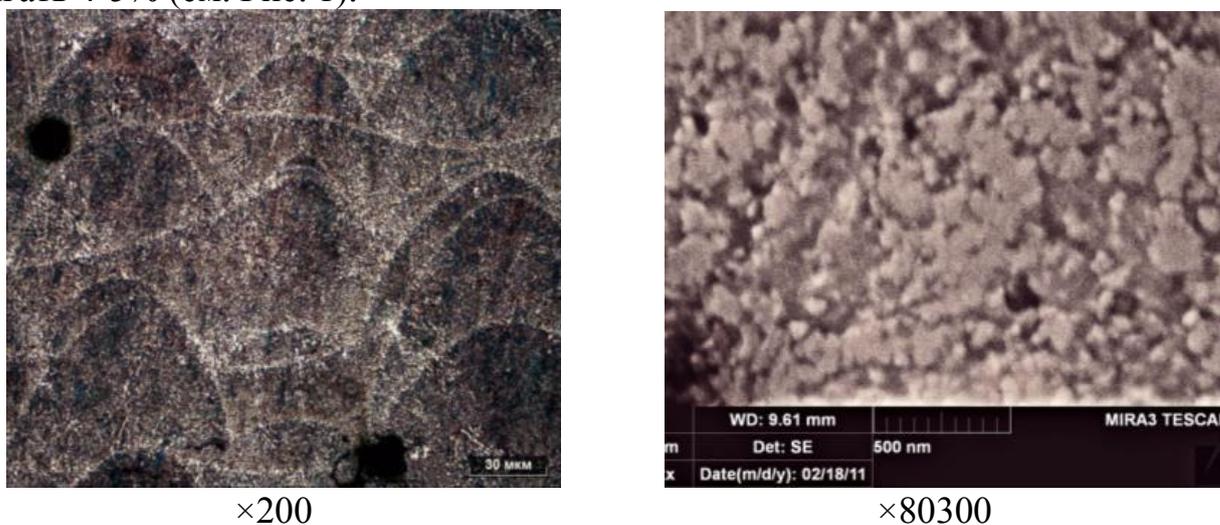


Рис. 1 - Микроструктура сплава AlSi9Mg, полученного по SLM-технологии.

Предоставлено СПбГПУ

Таким образом основная цель работы заключается в изучение механических свойств, макро- и микроструктуры получаемого алюминиевого сплава.

В последнюю модель SLM машины (3D-принтер по металлу SLM Solutions SLM 500) встроено до четырех лазеров: несколько по 400 Вт – для спекания внешней поверхности и тонкостенных элементов детали, остальные по 1000 Вт – для спекания основного массива детали, что значительно улучшило структуру металла, качество его поверхности и скорость производства. У такого 3D-принтера есть возможность контролировать глубину расположения пор в металле, их размеры и частоту расположения в металле.

В результате исследований, проведенных в Политехническом Университете Санкт-Петербурга, была получена следующая зависимость: «Чем выше скорость сканирования, тем выше производительность машины и меньше шероховатость поверхности, при этом выше вероятность образования пористости. Наилучшая плотность структуры обеспечивается при скорости

сканирования 120-130 мм/с. Большое значение имеет согласование шага сканирования, свойств материала и других параметров с целью минимизации пористости и оксидных включений в структуре строящейся детали» [1], представленная на Рис. 2.

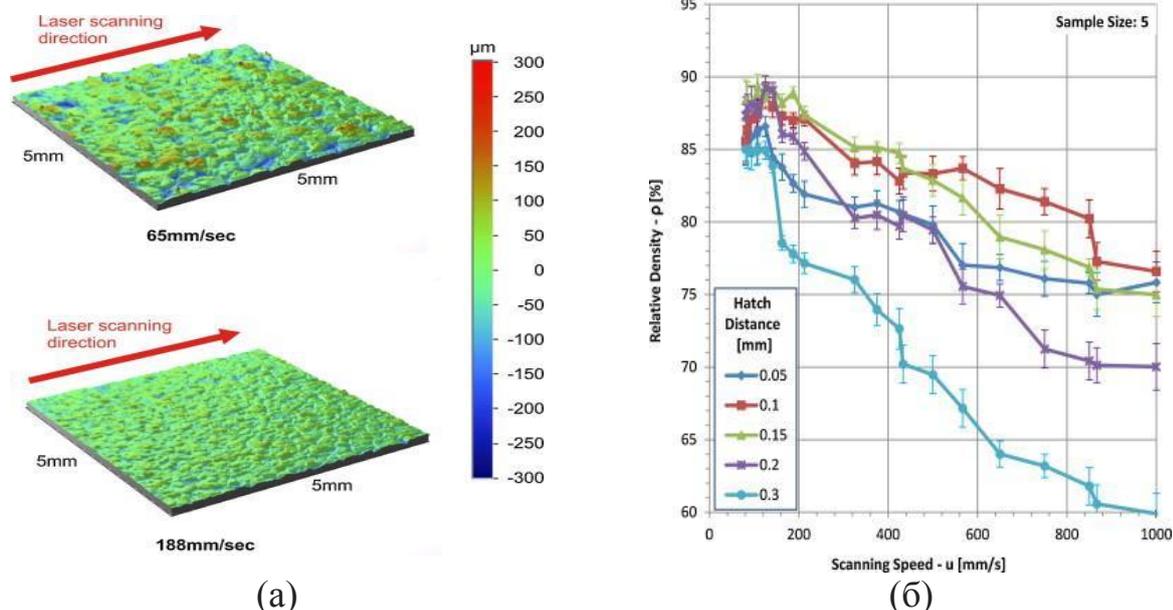


Рис. 2 - Влияние скорости сканирования на шероховатость поверхности (а) и относительную плотность (б) образца, SLM-технология Al-сплав 6061, мощность лазера - 50 Вт, шаг сканирования - 0,15 мм

Для получения необходимых свойств материала необходимо учитывать:

- Состав исходного материала-порошка. Принтер SLM 500 работает со следующими алюминиевыми сплавами: AlSi12 (российский аналог силумина АК12); AlSi10Mg (российский аналог силумина АК9Ч и АК9ПЧ); AlSi7Mg; AlSi9Cu3; AlMg4,5Mn0,4;
- Режимы построения;
- Оптимальные взаимосвязи таких параметров, как мощность лазера, фракционный и химический состав порошка;
- Шаг «штриховки» лазера (или шаг сканирования) в плоскости X-Y;
- Шаг построения (Z);
- Скорость сканирования лазера (скорость лазерного луча);
- Температура плавления материала.

В рамках дальнейшего исследования будут решены следующие задачи:

1. Изучить влияние состава металла-порошка на качество и свойства материала, получаемого методом 3D-печать SLM;
2. Изучить влияние режимов 3D-печати SLM на качество материала;
3. Исследование полученных образцов (20-25 штук) методами неразрушающего контроля;

4. Изучение макро- и микроструктуры деталей из алюминиевых сплавов, изготовленных технологией 3D-печать SLM (с использованием электронного микроскопа);
5. Исследование полученных образцов разрушающим контролем;
6. Сравнение характеристик напечатанных металлов методом 3D-печать SLM с стандартным методом получения материалов – литье.

Библиографический список

1. Зленко М.А. Аддитивные технологии в машиностроении/ М.А. Зленко, А.А. Попович, И.Н. Мутылина - Санкт-Петербург: Санкт-петербургский государственный политехнический университет, 2013. – 22с.
2. Fabrication of Metal and Alloy Components by Additive Manufacturing: Examples of 3D Materials Science / Lawrence E. Murr [and others.]// Journal of Materials Research and Technology. – 2012. - № 4 - P. 42-54.
3. Способы влияния на структуру и свойства алюминиевых сплавов, используемых в авиакосмической отрасли / В. Г. Долгополов [и др.]// Машиностроение, материаловедение — 2016. — Т.18, №2.
4. Трегубенко Г. Н. Исследование процесса газовыделения при кристаллизации алюминия и его сплавов / Г. Н. трегубенко // Машиноведение и Машиностроение. – 2015. - № 6/1(26).
5. Безруков А. Е. Исследование свойств и характеристик отливок из сплава АК9ч с различным газосодержанием / А. Е. Безруков, В. А. Кечин // Экономический анализ: теория и практика.— 2014.— № 13. - С. 59–63.
6. REC. Испытание прочности 3D-печати //Аддитивные технологии – 2017. - №1 – С. 16-19.

APPLICATION OF ADDITIVE MANUFACTURING PROCESS “SELECTIVE LASER MELTING” IN AIRCRAFT INDUSTRY

Velikanova Alyona Igorevna, student; Ryngach Nikolay Anatolevich, Ph.D.

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia,

Novosibirsk, Karl Marks St., 20, tel. (913) 005-48-19

Velikanova A. I., email flymixbox@mail.ru

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

Abstract: this paper surveys application of additive manufacturing process “selective laser melting” in aircraft industry. From the analysis, the following goal is set – examination of stress-related characteristics, macro- and microstructure of a material produced by additive manufacturing process SLM. Aluminum alloy is investigating material because of its general aircraft industrial application.

As a main goal of further research is set analysis of material pore volume. The main demerit of SLM technology is micropore generation.

It’s necessary to research influence of print modes and powder material on pore volume of a synthesized structure. Next, 20-25 samples investigated:

- by nondestructing testing;
- macro- and microstructure by electron beam microscope;
- by destructive inspection technique.

By the result of investigation the conclusions will be drawn.

Keywords: Additive manufacturing, 3D printing, SLM, aluminum alloys, aircraft building.

МЕТОДЫ УСТРАНЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ В ДЕТАЛЯХ ТИПА «ПАНЕЛЬ»

Грабко Евгений Сергеевич, магистрант; кандидат технических наук
Бобин Константин Николаевич

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (923)709-35-36

Грабко Е.С., e-mail: evgeny.grabko@gmail.com

Бобин К.Н., e-mail: bobin@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Грабко Евгений Сергеевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (923)709-35-36

Аннотация

В настоящее время в авиастроении активно проводится технологическое переоснащение производства новым высокоточным оборудованием. Новое оборудование не всегда дает возможность получать качественные по геометрии детали самолета. В частности после обработке деталей типа «панель» происходит искажение геометрии деталей за счет остаточных напряжений. В статье дается обзор и оценка технологий, которые применяются для уменьшения остаточных напряжений в деталях типа «панель».

Ключевые слова

механическая обработка; остаточные напряжения; панель; дробеструйная обработка; термическая обработка.

Панель в авиастроении - конструктивно-технологический элемент силовой конструкции летательного аппарата, включающий часть обшивки и силового набора.

По конструктивным особенностям панели делятся на три основных типа [1, 184]:

- вафельные (с продольными и поперечными ребрами жесткости);
- стрингерные (с продольными ребрами жесткости);
- смешанные (вафельно-стрингерные).

Чаще всего авиационные панели изготавливают из алюминиевых сплавов: высокопрочные В93, В95, теплостойкие Д16, Д19.

Для механической обработки панелей применяется фрезерование

Фрезерование осуществляется станками с числовым программным управлением (ЧПУ). Авиационные панели имеют свойство деформироваться после фрезерной обработки. Это возникает по причине внутренних напряжений появляющиеся после обработки. Решением проблемы остаточных напряжений после фрезерной обработки является использование специальной обработки изменяющей эти деформации (обработка дробью, термообработка)

или применение специальных технологических приемов фрезерной обработки (разработка оптимальной программы обработки детали).

Обработка дробью заключается в создании потока дроби специальными установками и характеризуется скоростью полёта, весовым расходом в единицу времени, материалом и диаметром дроби и др. При соударении дроби с поверхностью детали образуется поверхностный пластический слой – наклёп. Наклеп позволяет создавать в поверхностной слое материала детали по большей части напряжения сжатия, что способствует уменьшению деформаций, вызванных остаточными напряжениями от фрезерной обработки.

Термическая обработка - процесс изменения структуры стали и металлических сплавов за счет воздействия на них температуры.

Разработка оптимальной программы обработки детали заключается в создании такой технологии фрезерной обработки, при которой остаточные напряжения от фрезерной обработки будут минимальными.

В таблице 1 показаны главные преимущества и недостатки перечисленных выше методов уменьшения остаточных напряжений после фрезерной обработки.

Таблица 1

Характеристики дробеструйной и термической обработки

Вид обработки	Преимущества	Недостатки
Дробеструйная	- создание остаточных напряжений сжатия поверхностного слоя; -повышение качества поверхностного слоя	- высокая стоимость - возможность перенаклепа
Термическая	- релаксация внутренних напряжений -повышение прочностных характеристик сплавов;	- высокая стоимость - возможность термических поводов - перегрев - пережог
Разработка оптимальной программы обработки детали	- возможность обрабатывать детали любой сложности по оптимальной технологии;	- высокая квалификация персонала - отсутствие исследований данного направления

Выбор метода устранения остаточных деформаций зависит от материала и геометрических параметров панели. Наиболее перспективным методом среди выше рассмотренных видится именно разработка оптимальной программы обработки, так как он позволяет с меньшими затратами влиять непосредственно на величину остаточных напряжений после фрезерной обработки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кожевников Д. В., Кирсанов С. В. Металлорежущие инструменты. Учебник (гриф УМО). - Томск: Изд-во Томского ун-та. - 2003. - 392 с.

METHODS OF ELIMINATING RESIDUAL STRESS OF THE DETAILS TYPES OF PANEL

Evgeniy Sergeevich Grabko, master; candidate of technical Sciences
Konstantin Nikolaevich Bobin

Novosibirsk state technical University, Karla Marksa str. 20, Novosibirsk city,
Russia, 630073, tel. (923)709-35-36

E.S. Grabko, e-mail: evgeny.grabko@gmail.com

K.N. Bobin, e-mail: bobin@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Evgeniy Sergeevich Grabko, Novosibirsk state
technical University, Karla Marksa str. 20, Novosibirsk city, Russia, 630073,
tel. (923)709-35-36

Abstract

Nowadays in the field of aircraft construction takes places a modernization of production with high-precise equipment. This new equipment sometimes causes unsatisfying properties relating to the geometry of the aircraft.

In particular after processing of the panel due to residual stress deformation processes occur.

This article shows an overview and evaluation of technologies which are applied in order to reduce the residual stress of components like the panel.

Keywords

Residual stress; metal machining; shot-peening; panel; heat treatment.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДА ПО ТЕСТИРОВАНИЮ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ДВИГАТЕЛЯ ТРЕ 331 ПРОИЗВОДСТВА HONEYWELL

*Детинов Максим Борисович*², *магистрант; Бобин Константин Николаевич*, *к.т.н.*¹

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(952)919-42-81

Детинов М.Б., e-mail *punishmentmail@yandex.ru*

Бобин К.Н., e-mail *bobin@corp.nstu.ru.ru*

Адрес для корреспонденции: Детинов Максим Борисович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(952)919-42-81

Аннотация: Авиапарк России располагает технически устаревшими воздушными судами, которые еще не исчерпали свой потенциал. На примере самолета ТВС-2МС, созданного на базе АН-2 в Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С. А. Чаплыгина, можно убедиться, что существуют конструкторские решения по модернизации, благодаря которым воздушное судно будет иметь летно-технические характеристики сравнительно выше, чем были изначально. Наличие воздушного судна под модернизацию дает возможность его дальнейшей эксплуатации и поддержания авиапарка в целом. Существенной доработкой является ремоторизация, которая в первую очередь улучшает летно-технические характеристики. На данном самолете произведена замена силовой установки АШ-62Р на ТРЕ331 производства Honeywell и воздушного винта производства Hartzell. Несмотря на положительные стороны ремоторизации, существуют проблемы организации технологии обслуживания и ремонта.

Ключевые слова: Газотурбинный двигатель, эксплуатация, тестирование топливных форсунок.

В виду того, что силовая установка ТРЕ331 зарубежного производства, есть большая зависимость эксплуатанта от производителя. Диагностика, и ремонт производится за рубежом, что делает невозможным своевременное и самостоятельное обслуживание силовой установки, также это экономически не выгодно, так как для проведения диагностики и последующего ремонта необходимо отправлять весь перечень деталей, среди которых могут быть не нуждающиеся в ремонте. Например, форсунки из топливной системы отправляются полным комплектом, хотя зачастую далеко не все они нуждаются в ремонте. На данный компонент топливной системы имеется предписание,

обязующее каждые 400 часов[2] производить процедуру промывки и тестирования. Возможность проведения самостоятельной диагностики на авиационно-технической базе СибНИА им. С.А Чаплыгина, упростила бы обслуживание форсунок, снизила бы затраты на транспортировку. Технология процедуры чистки и тестирования, инструменты и оборудование описаны в документации на двигатель, однако для проведения таких проверок необходимо закупать оборудование у производителя.

Для тестирования форсунок вместе с коллектором и форсунок отдельно необходим специальный стенд, схема которого дана в руководстве по обслуживанию форсунок. Принципиальная схема стенда для тестирования топливного коллектора в сборе с форсунками (Рисунок 1).

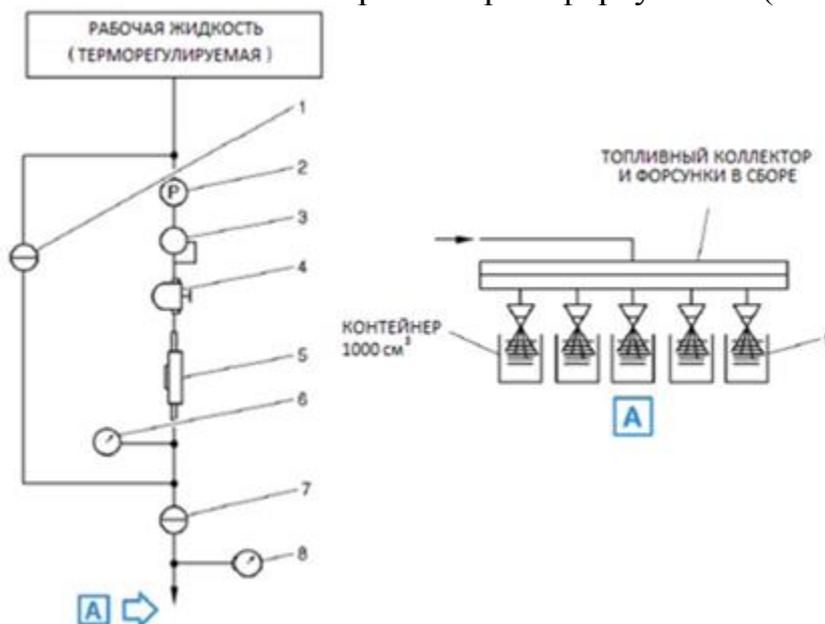
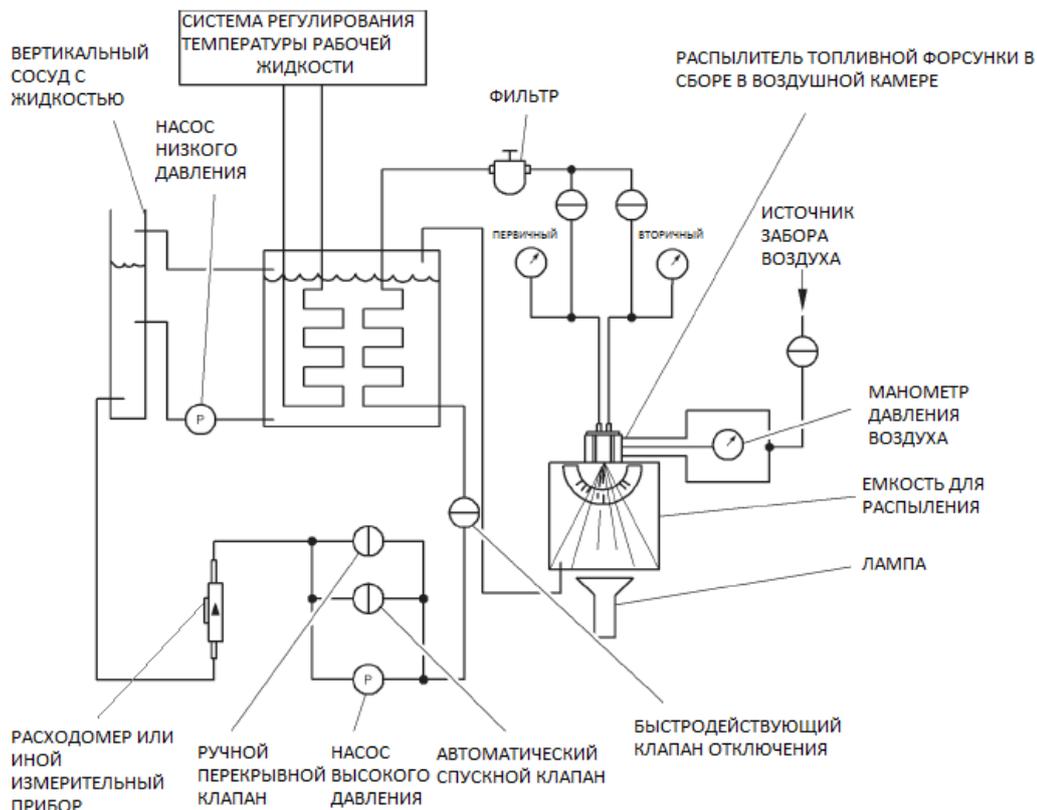


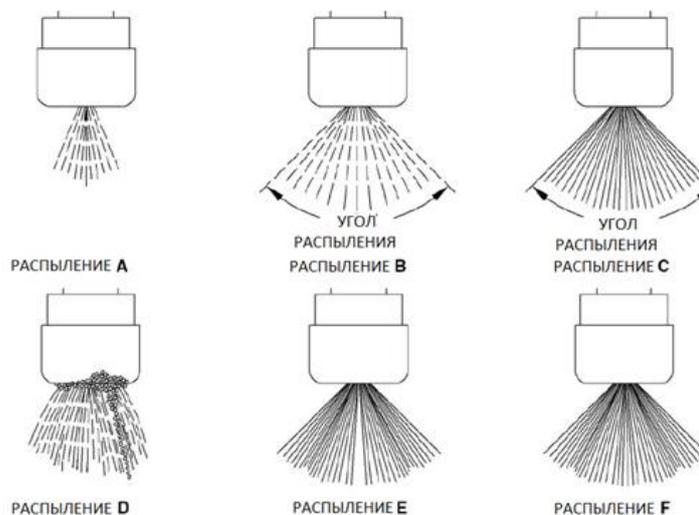
Рис. 1. Принципиальная схема стенда в режиме тестирования топливного коллектора и форсунок в сборе:

1 – Ручной перекрывной клапан; 2 - Насос; 3 – Регулятор давления от 0 до 3.447 кПа (0-500 PSIG); 4 – Фильтр с пропускной способностью 10 мкр; 5 – Расходомер (Ротаметр или эквивалентный) от 0 до 600 фунт/ч (273 кг/ч) (+/- 2% погрешности); 6 – Манометр от 0 до 3.447 кПа (от 0 до 500 PSI) (+/- 2 % погрешности); 7 – Ручной перекрывной клапан; 8 - Манометр от 0 до 3.447 кПа (от 0 до 500 PSI) (+/- 2 % погрешности); 9 – 10 контейнеров для форсунок в сборе.

Согласно технологии описанной в руководстве, в стенде[1] форсунка под давлением прокачивается специальной жидкостью с емкостью и подсвечивается фонарем. Это позволяет увидеть факел распыления струи из форсунки. Схема принципиальной схемы работы стенда при тестировании форсунок (Рисунок 2).



*Рис. 2. Принципиальная схема стенда тестирования форсунок
Примеры факелов распыления (Рисунок 3).*



*Рис.3. Варианты факелов при диагностике форсунок
A,B,C –приемлемые; D,E,F –не приемлемые*

В ходе работы, был проведён литературный анализ технической документации силовой установки ТРЕ331, была изучена схема стенда по тестированию топливных форсунок, изготовлено руководство по пользованию стендом.

Библиографический список:

1. Engine maintenance manual 72-00-79 // USA, Phoenix, Arizona 86034-2802, Honeywell, 2012. PP.2324.
2. Service bulletinengine - Service Life Limits of Critical Life Limited Components, and Periodic Maintenance Schedules TPE331-72-0476// USA, Phoenix, Arizona 86034-2802, Honeywell, 2012. PP.61.
3. Э. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр ; пер. с англ.: С. О. Апельбаума [и др.] ; под ред. В. Е. ДорошенкоМосква : Мир , 1986. 566 с. ил.
4. Техничко-экономическая эффективность авиационных ГТД в эксплуатации / И. А. Никонова, В. Т. Шепель М. : Машиностроение , 1989. 196 с. ил., схемы, табл.

THE DESIGN OF THE STAND FOR TESTING FUEL NOZZLES OF ENGINE TPE 331 HONEYWELL.

***Detinov Maksim Borisovich*², master student; *Bobin Kostantin Nikolayevich*,
*Cand. of tech. Sc.*¹**

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa,

²Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa, +7(952)919-42-81

Detinov M.B., e-mail *punishmentmail@yandex.ru*

Bobin K.N., e-mail *bobin@corp.nstu.ru.ru*

Annotation:

The Russian aircraft fleet has technically obsolete aircraft that have not yet exhausted their potential. The TVS-2MS airplane created by Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin. This plane based on the well know AN-2, that have potential for modernization. This aircraft will have flight performance higher than it was originally. The presence of an aircraft under modernization provides an opportunity for its further operation and maintenance. Essential refinement is remotorization, which primarily improves performance. This aircraft replaced the power plant ASh-62R on TPE331 produced by Honeywell and the Hartzell air screw. Despite the positive aspects of remotorization, there are problems with the organization of maintenance and repair.

Keywords: Gas-turbineengine, maintenance, fuel nozzles test.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОСЛЕПРОДАЖНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВС ГОСАВИАЦИИ

Казак Сергей Анатольевич, студент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(960)785-93-39

Казак С.А., e-mail tx550m@bk.ru

Адрес для корреспонденции : Казак Сергей Анатольевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(960)785-93-39

Аннотация:

В настоящее время используется схема послепродажного обслуживания изделий авиационной техники, сформированная на основе нормативных документов, разработанных еще в советский период. Система послепродажного обслуживания авиационной техники достаточно консервативна, и продолжает использовать классические бумажные технологии и адресную логистическую поддержку. Цель работы сводится к анализу, адаптации и предложению по внедрению систем интегрированной логистической поддержки в действующую структуру послепродажного обслуживания авиационной техники.

Основные этапы: внедрение защищенных каналов связи между эксплуатантами и изготовителем; внедрение автоматизированных комплексов мониторинга и систем технического обслуживания и эксплуатации; развитие центра послепродажного обслуживания; развитие сети технических центров в структуре корпорации; развитие систем передачи информации готовых решений. Результат внедрения: четкая иерархия между подразделениями с распределением обязанностей; электронный обмен информацией и электронная цифровая подпись сократит время прохождения решения и его утверждения; участие других филиалов корпорации распределит материальный ресурс и сократит временной ресурс на производство и доставку решения; распределение функционала по всем филиалам корпорации и связь их в одну сеть технических центров по стране сократит время на непосредственное внедрение решения и даст возможность проведения доработок на месте, без привлечения сотрудников филиала, непосредственно изготовившего изделие.

Ключевые слова:

послепродажное обслуживание, эксплуатация, центр послепродажного обслуживания, техническое обслуживание, дефект, интегрированная логистическая поддержка.

1. Введение

В настоящее время используется схема послепродажного обслуживания изделий авиационной техники, сформированная на основе нормативных

документов, разработанных еще в советский период. Система послепродажного обслуживания авиационной техники достаточно консервативна, и несмотря на обилие современных информационных технологий и современного экономического строя, продолжает использовать классические бумажные технологии и адресную логистическую поддержку. В то же время, в сфере гражданской авиации активно внедряются системы интегрированной логистической поддержки, включающие в себя: анализ логистической поддержки, процедуры планирования и управления процессами технического обслуживания и ремонта, интегрированные процедуры планирования и управления материально-техническим обеспечением, меры по обеспечению персонала электронной и ремонтной документацией [1]. Внедрение интегрированной логистической поддержки в гражданской авиации позволяет проводить плановое и внеплановое техническое обслуживание практически в любом аэропорту имеющем технический центр и подходящий под требования для конкретного вида работ в самые короткие сроки, исчисляемые часами. В то же время, сроки по закрытию рекламации для авиационной техники государственной авиации могут исчисляться месяцами, снижая готовность подразделения и выводя из эксплуатации изделие.

В связи с этими обстоятельствами, цель работы сводится к анализу, адаптации и предложению по внедрению систем интегрированной логистической поддержки в действующую структуру послепродажного обслуживания авиационной техники государственной авиации.

2. Теория

Сперва требуется сформировать особенности эксплуатации авиационной техники государственной авиации:

1. Закрытый характер информации о эксплуатации;
2. Требования готовности;
3. Небольшой, относительно гражданских изделий, парк машин;
4. Консервативность заказчика.

Следующий этап - анализ и формирование предложений по элементам системы:

- Внедрение защищенных каналов связи между эксплуатантами и изготовителем

Организация локальной вычислительной сети с поддержкой виртуальных сетей и шифрованием трафика между узлами сети. Данная сеть должна объединить в себе автоматизированные рабочие места разработчика изделия, изготовителя изделия, технического центра, эксплуатирующую организацию. В сети должны быть реализована защита информации (доступа и обмена), а также внедрены механизмы электронной цифровой подписи. Далее вопросы информационной поддержки в ключе обеспечения защиты информации рассматриваться не будут, в связи с не профильностью данной тематики.

- Внедрение автоматизированных комплексов мониторинга и систем технического обслуживания и эксплуатации

После создания сети, эксплуатирующие организации получают

возможность передавать статистическую информацию о эксплуатации изделий (налет, количество циклов взлета-посадки, информацию о проведенных работах, информацию о дефектах) напрямую в центр послепродажного обслуживания. В данном центре, создается база данных, содержащая всю информацию о эксплуатации каждого изделия, а также обеспечивается практически мгновенная реакция разработчика на возникающие дефекты. В классической же модели, только время этапа передачи информации о дефекте может занимать 24 часа [2].

- Развитие центра послепродажного обслуживания

После поступления уведомления о дефекте изделия в цифровом виде, включающее в себя в том числе фотографии в высоком разрешении, в центре послепродажного обслуживания принимаются решения о исследовании причин возникновения дефекта и формировании технического задания по устранению дефекта и передаются в профильный конструкторский центр, при необходимости разработки решения, или же напрямую в ближайший технический центр, обладающий всеми необходимыми материальными, техническими и человеческими ресурсами для устранения дефекта. Весь документооборот осуществляется электронно, с подписанием по всем этапам электронной цифровой подписью. Центр послепродажного обслуживания объединит в себе сервер для приема информации от центра эксплуатации государственной авиации, дата-центр обработки и анализа информации, управление послепродажного обслуживания компании (менеджмент), отделения ОКБ (разработчик), отделы послепродажного обслуживания заводов (изготовитель).

- Развитие сети технических центров в структуре корпорации

На данный момент в крупнейшую компанию входит множество производственных центров, многие из которых включают в себя техническо-эксплуатационные центры. Но гарантийным и пост гарантийном обслуживанием изделий, выпускаемых филиалом, занимается этот же самый филиал, как непосредственный изготовитель. По существующей схеме именно человеческий ресурс предприятия используется для обслуживания и ремонта изделий, находящихся в эксплуатации в разных точках страны. Для примера, производственная площадка может находиться в центральном регионе страны, а ремонт необходим в Восточной Сибири. Большое удаление приводит к длительным временным издержкам при доставке деталей и агрегатов необходимых для устранения дефектов и персонала, проводящего эти работы. Но необходимые производственные мощности, площадка для хранения комплектующих и стандартных изделий, а также персонал необходимой квалификации имеется и в непосредственной близости от эксплуатирующей организации. Создание сети технических центров с равным функционалом, дает возможности предоставления технического обслуживания и ремонта любым центром, который в каждой конкретной ситуации использовать наиболее выгодно с точки зрения временного и материального ресурса.

- Развитие систем передачи информации готовых решений

Внедрение станков с числовым программным управлением на всех производственных филиалах компании дает еще один путь сокращения издержек, в комплексе с предыдущими пунктами. После разработки решения в любом конструкторском центре и написания технологии (только в части производства деталей, а не самого ремонта), производство необходимых деталей можно мгновенно передать на любую производственную площадку.

3. Выводы

В существующей системе информация на бумажных носителях проходит между подразделениями этапы, иногда по несколько раз возвращаясь назад на доработку, прежде чем дойдет до реализации, иногда требуется пересылка или отправка с курьером бумажной документации между городами. В новой системе существует четкая иерархия между подразделениями с распределением обязанностей. Электронный обмен информацией и электронная цифровая подпись сократит время прохождения решения и его утверждения, на порядок. Участие других филиалов компании распределит материальный ресурс и сократит временной ресурс на производство и доставку решения. Распределение функционала по всем филиалам компании и связь их в одну сеть технических центров по стране сократит время на непосредственное внедрение решения и даст возможность проведения доработок на месте, без привлечения сотрудников филиала, непосредственно изготовившего изделие.

Библиографический список:

1. ГОСТ Р 55929-2013 Интегрированная логистическая поддержка и послепродажное обслуживание. Общие положения. - М.: Стандартинформ. 2014. - 14 с.
2. ГОСТ РВ 15.703-2005 Система разработки и постановки продукции на производство. Порядок предъявления и удовлетворения рекламаций. Основные положения.

IMPROVEMENT OF THE SYSTEM AFTER-SALE SERVICES OF THE GOVERNMENT AVIATION

Kazak Sergey Anatolyevich, student

Novosibirsk State Technical University,
20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, Phone: 8(960)785-93-39

Address for correspondence: Kazak Sergey Anatolyevich,

Novosibirsk State Technical University,
20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia,
e-mail tx550m@bk.ru, Phone: 8(960)785-93-39.

Abstract:

Currently, the scheme of after-sales service of government aircraft is being based on normative documents developed in the Soviet period. The system of after-sales service of government aircraft is quite conservative, and continues to use classical paper technologies and targeted logistics support. The purpose of the work is analysis, adaptation and proposals for the implementation of integrated logistics support systems in the current structure of the after-sales service of government aircraft.

The main stages: the introduction of secured channels between the operating organization and the manufacturer; Implementation of automated monitoring systems and maintenance and operation systems; Development of the corporate center aftersales service of government aircraft; Development of a network of technical centers in the corporate structure; Development of information transfer systems ready-made solutions.

The result of implementation:

- a clear hierarchy between units with the distribution of responsibilities;
- electronic information exchange and electronic digital signatures with shorten the time of the decision passing and its approval;
- the participation of other beaches of the corporation will distribute the material resource and shorten the time resource for the production and delivery of the solution;
- the distribution of functionality across all branches of the corporation and their connection to one network of technical centers across the country will shorten the time for the direct implementation of the solution and will allow for on-site improvements without involving employees of the branch directly producing the aircraft.

Keywords:

after-sales services, corporate centre, maintenance, defect, integrated logistics support.

ОБРАБОТКА ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ

*Костылев Игорь Витальевич*², *магистрант*; *Зверков Илья Дмитриевич*, *проф.*¹

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)900-98-89.

Костылев И.В., e-mail igorkostylew@yandex.ru

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

Адрес для корреспонденции: Костылев Игорь Витальевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)900-98-89.

Аннотация

Для своевременного включения противообледенительной системы (ПОС) на самолетах и вертолетах устанавливаются сигнализаторы обледенения двигателя и планера.

В настоящее время используются сигнализаторы обледенения (СО), нашедшие применение практически на всех самолетах и вертолетах. Но существует проблема в обработке внутренних поверхностей корпуса сигнализатора обледенения.

Ключевые слова: сигнализатор обледенения, обработка внутренних поверхностей.

1. Введение

Необходимым условием эффективной работы противообледенительной системы летательных аппаратов (ЛА) является своевременное её включение при попадании в условия обледенения, а также управление её работой в зависимости от интенсивности обледенения и температуры наружного воздуха. Поэтому своевременное получение информации об обледенении самолета, вертолета или двигателя является одной из основных задач, от решения которой зависит успешное выполнение полета и его безопасность.

Опыт эксплуатации авиационной техники показывает, что обледенение наряду с турбулентностью атмосферы, электрическими разрядами, возможностью столкновения с птицами является одним из наиболее опасных воздействий естественной внешней среды, которое существенно влияет на безопасность полета.

В процессе эксплуатации были выявлены некоторые недостатки сигнализаторов обледенения, одним из которых является достижение определенной шероховатости внутреннего канала корпуса.

2. Методика

В настоящее время для обработки внутреннего канала корпуса используют механический метод, который не удовлетворяет необходимым требованиям, предъявляемым к значениям шероховатости. Для повышения технологичности обработки предлагается электрохимический метод с использованием лабораторного оборудования. Примером такого оборудования является автоматическая установка PULITROL (рис. 1).

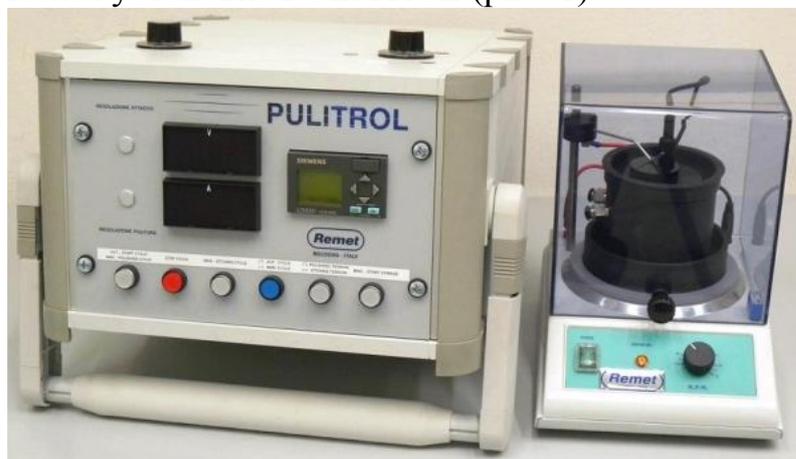


Рис.1. Автоматическая установка PULITROL.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дамаскин Б.Б., Петрий О.А., Подловченко Б.И. // Практикум по электрохимии / под ред. Дамаскина Б.Б. – М.: Высш.шк., 1991 – 288 с.: ил.
2. Курлаев Н.В. Технология сборки летательных аппаратов. Часть 1: конспект лекций / Н.В. Курлаев; Новосиб. гос. техн. ун-т, 2010.

PROCESSING OF THE INTERNAL SURFACES OF AIRCRAFT PARTS

*Kostylev Igor Vitalevich*², *master student*; *Zverkov Ilya Dmitrievich*,
*Professor*¹

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa,

²Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa, +7(913)900-98-89

Kostylev I.V., e-mail igorkostylew@yandex.ru

Zverkov I.D., e-mail zverkov@itam.nsx.ru

Annotation:

For the timely inclusion of the anti-icing system (PIC) on aircraft and helicopters are fitted with icing detectors of engine and airframe. Currently used detectors icing (JI), which was used on almost all aircraft and helicopters. But there is a problem in the treatment of internal surfaces of the housing alarm icing.

Keywords: signaller icing, treatment of interior surfaces.

СБОРКА СЕКЦИИ ПОВОРОТНОГО НОСКА

Кучинский Герман Сергеевич, магистрант;

Бобин Константин Николаевич, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,

г. Новосибирск, пр-т Карла Маркса, 20.

Новосибирский авиационный завод им. В.П. Чкалова, 630051, Россия,

г. Новосибирск, ул. Ползунова, 15.

Кучинский Г.С., email Gkwhite@ya.ru

Бобин К.Н., e-mail yabkn@ya.ru

Адрес для корреспонденции: *Кучинский Герман Сергеевич*,

Новосибирский государственный технический университет, 630073,

Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (923)-194-99-02

Аннотация

В процессе монтажа возникает ряд сложностей, одной из самых важных проблем это сушка герметика в сборочном приспособлении. Целесообразно разработать новое приспособление для сушки поворотного носка. Это позволит сократить цикл сборки и рабочие во время сушки агрегата смогут приступить собирать следующий поворотный носок. Разрабатывается часть сопроводительной документации: технологический процесс сборки, техническая карта технологического процесса, технические условия поставки, новое техническое задание на оснастку.

Ключевые слова:

Поворотный носок, технологический процесс, цикл сборки, оснастка, секция.

1. Вводная часть

Поворотные носки на крыле ЛА являются одним из важных элементов конструкции, в значительной степени определяющим их аэродинамические характеристики. Так же следует отметить что расположение в секциях поворотного носка радио-модуля требует высокой точности к качеству сборки.

Отсюда следует, что этап сборки один из самых важных и ответственных при изготовлении летательного аппарата. В процессе монтажа возникает ряд сложностей, одной из самых важных проблем это сушка герметика в сборочном приспособлении.

2. Постановка проблемы

В технологическом процессе сборки прописываются все монтажи с учетом таких операций как сушка герметика на поворотном носке в стапеле что увеличивает цикл сборки. Целесообразно для сокращения цикла сборки поворотный носок сушить отдельно, то есть в новом приспособлении. Благодаря тому что сушка будет проходить в новом приспособлении, в стапеле можно будет приступить к сборке нового поворотного носка. Это повлияет на

сокращения цикла сборки.

3. Цель работы

Сокращение цикла сборки секции поворотного носка сверхзвукового самолета и модернизация технологического процесса сборки, с целью понижения затрат и оптимизации процесса сборки.

В работе поставлены следующие задачи:

1. Изучение процесса сборки и сопроводительной документации.
2. Изменение технологического процесса.
3. Повышение технологичности конструкции.
4. Разработка технического задания.
5. Разработка нового приспособления.

4. Вывод

Результатом выполнения работы, является изучение, анализ процесса сборки и сопроводительной документации секции поворотного носка.

На основании анализа были предложены мероприятия по изменению технологического процесса, чтобы снизить трудоемкость сборки.

Составлено техническое задание на проектирование новой оснастке, благодаря которому поворотный носок сохнет и этим освобождает стапель для сборки, что позволит понизить затраты, оптимизировать процесс и сократить цикл сборки. Также в работе отражена техника безопасности, соблюдение которой необходимо при выполнении работ.

Библиографический список:

1. ГОСТ 14.004 – 83. Технологическая подготовка производства. Термины и определения основных понятий. – Введ. 01.07.83. – 8 с.
2. Состояние и перспективы развития ударного оружия истребителей пятого поколения. Под редакцией Е.А.Федосова. В.В.Володин, П.Д. Джурасович, Москва, 2007. - 131 с.
3. В.Н. Шумилов. От И-16 до Су-34, самолеты авиазавода им. В.П.Чкалова, Новосибирск, 2009. – 624 с.
4. Михеев А., Фомин А. Су-34 – М. :Любимая книга 1995. – 56 с.

ASSEMBLY OF A FLAPERON OF A SUPERPOSE AIRCRAFT

Kuchinskiy German Sergeyeovich; Bobin Konstantin Nikolaevich,

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia,

Novosibirsk, Karl Marks, St., 20. tel. (923) -194-99-02

Kuchinskiy G.S, email Gkwhite@ya.ru

Bobin K.N., e-mail yabkn@ya.ru

Keywords:

Rotary toe, process, assembly cycle, rigging,

Annotation:

During the installation process, a number of difficulties arise, one of the most important problems is the drying of the sealant in the assembly fixture. It is advisable to develop a new device for drying the rotary toe. This will shorten the assembly cycle and the workers during the drying process will be able to start collecting the next swivel sock. A part of the accompanying documentation is being developed: the assembly technological process, the technical process sheet, the technical delivery conditions, and the new technical specification for the rigging.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЁГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЁТА

Лопатин Александр Николаевич, Магистрант

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-06-09

Лопатин А.Н., email Maestro-a-n@ya.ru

Адрес для корреспонденции: Лопатин Александр Николаевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-06-09

Аннотация: В статье приводится описание основных характеристик выпускаемых в настоящее время самолётов малой авиации. Приводятся статистические данные о состоянии парка воздушных судов в России и США. Представлена компоновка нового лёгкого многоцелевого самолёта, его расчётные лётно-технические характеристики.

Ключевые слова: Аэродинамическая компоновка, анализ рынка, аванпроект, авиация.

В настоящее время основными видами деятельности малой авиации являются:

- Авиационные работы,
- Авиатуризм и развлекательная деятельность,
- Первоначальная подготовка пилотов,
- Аэрофотосъёмка, картографирование и патрулирование.

По данным Федеральной Службы Государственной Статистики [1], на долю гражданских воздушных транспортных средств возрастом от 15 до 30 лет приходится около 60% от всего количества самолётов данной категории. При этом самолёты возрастом до 5 лет составляют всего 5% от общего количества. Аналогичным образом ситуация складывается в США. Таким образом, можно сделать вывод, что новые летательные аппараты могут быть востребованы на рынках малой авиации России и США.

Для выпуска конкурентной продукции были проведены исследования выпускаемых в настоящее время летательных аппаратов (Табл.1). Основными критериями для оценки являлись:

- Удельный расход топлива, $q_{\text{кг-км}}$ (количество литров топлива на перевозку 100 кг полезной нагрузки на 100 км);
- Крейсерская скорость, $V_{\text{кр}}$ (км/ч);
- Полезная нагрузка, включая топливо, $m_{\text{п.н.}}$ (кг),
- Стоимость летательного аппарата.

Таблица 1

Характеристики летательных аппаратов, выпускаемых в настоящее время

Наименование	$q_{\text{кг-км}}$	$V_{\text{кр}}$	$m_{\text{п.н.}}$	Стоимость
Flight design ct	2,23	207	282	€ 87,300
EuroStar SLW	2,98	200	304	€ 84,000
Prime SF 300	2,6	225	250	\$242,000
FM250 Vampire	2,93	220	206	€60,000
CZAW SportCruise	4,3	214	265	\$129,000
Jabiru J170	2,53	185	280	\$38,400
Сигма-4	3,8	170	260	Руб. 3,000,000
М-12 «Касатик»	1,97	150	370	Руб. 5,000,000

Так же, для составления технического задания и для эскизного проектирования собирались следующие характеристики:

- удельная нагрузка на крыло ($\text{кг}/\text{м}^2$);
- удельная масса полезной нагрузки;
- максимальное аэродинамическое качество;
- удельная нагрузка на мощность ($\text{л.с.}/\text{кг}$);
- мощность двигателя;
- максимальная взлётная масса (кг);
- Дальность полёта;

В результате анализа и в соответствии с Федеральными Авиационными Правилами (ФАП-23) было сформировано конкурентное техническое задание:

- Дальность полёта – 2000 км
- Скорость полёта крейсерская – 300 км/ч
- Полезная нагрузка – 370 кг (два пилота + багаж + топливо)
- Давление на грунт – 1 $\text{кг}/\text{см}^2$
- Высота полёта максимальная – не менее 4000 м.
- Перегрузка эксплуатационная +4/-2
- Условия эксплуатации: Всесезонный, ПВП
- Скороподъёмность – не менее 5 м/с
- Взлётная скорость – 80 км/ч (при полной загрузке, на уровне моря, летом)
- Экономичность – 2,0 л/(100км*100кг п.н.)
- Обеспечить взлёт и посадку на ВПП размером 200x50 м

По результатам эскизного проектирования была выбрана интегральная схема среднеплана с крылом небольшой обратной стреловидности (-5^0), с Т-образным хвостовым оперением и разнесёнными на стойках винтовыми движителями. Трёхмерная модель представлена на рисунке.

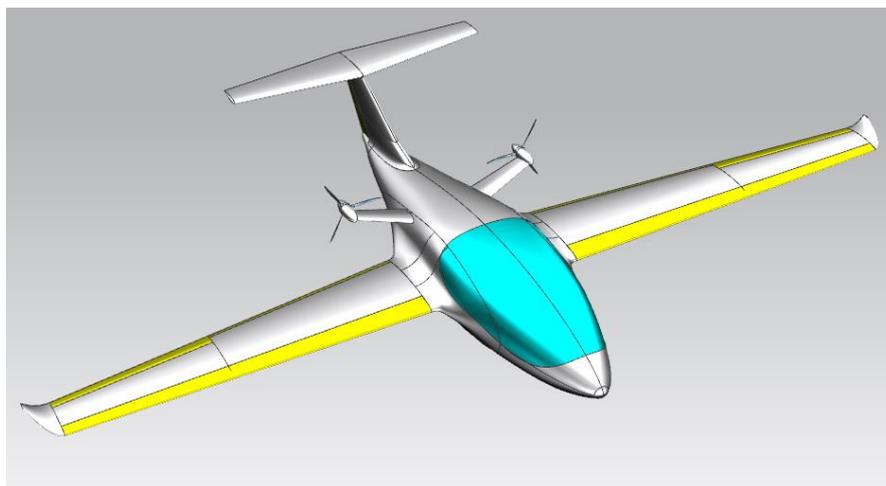


Рис. Трёхмерная модель проектируемого самолёта

Двигатель устанавливается за креслами пилотов и багажным отсеком, передача мощности от двигателя к воздушным винтам производится с помощью гидрообъёмной трансмиссии.

Такая компоновка имеет следующие достоинства:

1. интегральная схема позволяет снизить лобовое сопротивление за счёт уменьшения интерференции фюзеляжа и крыла;
2. расположение воздушных винтов даёт возможность сделать более короткими стойки шасси, что уменьшит их вес;
3. Расположение двигателей над крылом приводит к уменьшению индуктивного сопротивления;
4. На больших углах атаки происходит устранение срыва в корневой части крыла за счёт перераспределения давления на крыле;
5. Два воздушных винта работают в режиме максимального КПД, компоновка позволяет уменьшить нагрузку на воздушные винты до оптимальных значений.

Силовая схема крыла – однолонжеронное с несущей обшивкой и пенопластовым наполнителем. Силовая схема фюзеляжа – полумонок с несущей трёхслойной обшивкой и усиливающими элементами в области установки кресел пилотов, крепления шасси и двигателя.

Шасси – трёхопорное, убирающееся, низкого давления.

Профиль крыла представляет собой суперкритический профиль, относительная толщина на основной части крыла 14% на участке зализов – от 14 до 20% с плавным переходом от профиля крыла к профилю фюзеляжа.

Расчётный крейсерский угол атаки профиля - $-1,5$ градуса, при этом достигается минимальное профильное сопротивление.

Механизация крыла представляет собой автоматический выдвижной предкрылок, предкрылки левой и правой части крыла связаны между собой кинематически. Применяется выдвижной щелевой закрылок на 54% размаха крыла и щелевой флаперон на 46% размаха крыла. Процентное соотношение приведено без учёта подфюзеляжной части с зализами

Расчётные лётно-технические характеристики представлены в таблице 2.

Таблица 2

Расчётные лётно-технические характеристики

Дальность полёта	2000 км (2400 при скорости 204 км/ч)
Скорость крейсерская	305 км/ч
Скорость посадочная	77 км/ч
Скороподъёмность	7 м/с
Полезный груз	275 кг + 95 кг топлива (126 л)
Экономичность	1,43 л/100км/100кг
Максимальная взлётная масса	≈720 кг
Максимальное аэродинамическое качество	22,5 при скорости 156 км/ч

По результатам эскизного проектирования можно сделать вывод об удачной схеме летательного аппарата. Следующим этапом проектной деятельности является конструирование и расчёт на прочность отдельных элементов конструкции, разработка чертежей и директивных технологий, подготовка производства.

Библиографический список:

- 1) Авиационные правила, часть 23. Нормы лётной годности гражданских лёгких самолётов. – М.: Межгосударственный Авиационный комитет, 2013
- 2) Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.М. Проектирование самолётов. – М.: Машиностроение, 1972. – 516 с.
- 3) Обуховский А.Д. Аэродинамика воздушного винта: учеб. пособие – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. – 80 с.
- 4) Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
- 5) Руководство для конструкторов. Том I. Аэромеханика, Гидромеханика, Прочность. – М.: бюро новой техники НКАП, 1943. – 1053 с.
- 6) С.П. Остроухов. Аэродинамика воздушных винтов и винтокольцевых движителей. – М.: Физматлит, 2014. – 328 с.
- 7) Tacke, Willi; Marino Boric; et al: World Directory of Light Aviation 2015-16. – Flying Pages Europe SARL, 2015
- 8) Paul Jackson. All the world's aircraft. Development and production. – London.: IHS Global limited, 2014. – 1024 p.
- 9) Маркетинговое исследование рынка легких самолетов, Россия, 2009-2011 гг. Прогноз развития до 2020 года, [Электронный ресурс] – Режим доступа <http://www.asmarketing.ru/marketingovyie-issledovaniya/marketingovoe-issledovanie-ryinka-legkih-samoletov-v-rf-2009-2011-gg.-prognoz-razvitiya-do-2020-goda.html>

10) Федеральная служба государственной статистики: Транспорт в России - 2009г. Наличие гражданских воздушных судов. [Электронный ресурс] – Режим доступа: http://www.gks.ru/bgd/regl/b09_55/IssWWW.exe/Stg/02-76.htm

DESIGN LIGHT UTILITY AIRCRAFT

Lopatin Aleksandr Nikolaevich

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

Lopatin A.N., email Maestro-a-n@ya.ru

Abstract: The article describes the main characteristics of the currently produced small aircraft. Statistical data on the state of the aircraft fleet in Russia and the USA are given. It presents the layout of the new light multipurpose aircraft, the calculated its flight performance. For the production of competitive products, studies were carried out of currently manufactured aircraft. As a result of the analysis and in accordance with the Federal Aviation Regulations (FAR-23), a competitive technical task was formed. Based on the results of the preliminary design, an integrated circuit of the mid-winged with a small swept-forward wing (-5°), with a T-shaped tail unit and pivoted propellers spaced on the racks. The engine is installed behind the seats of the pilots and the luggage compartment, the transfer of power from the engine to the propellers is carried out by means of a hydrostatic transmission. The next stage of the project activity is the design and calculation of the strength of individual structural elements, the development of drawings and directive technologies, preparation of production.

Keywords: aerodynamic development, market analysis, avant-project, aviation.

МЕТОДЫ МОДЕРНИЗАЦИИ СБОРКИ АГРЕГАТА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Марусин Илья Евгеньевич¹, магистрант; Бобин Константин Николаевич², канд.тех.наук

³Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Марусин И.Е., email: sanakrea@yandex.ru

Бобин К.Н., email: ya-bkn@yandex.ru

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

Аннотация: Ярким примером грамотного внедрения станков для обработки сырья и сборки сборочных единиц на авиационном предприятии является компания Voeng. По их примеру предлагается метод модернизации процесса сборки одного из топливных агрегатов летательного аппарата с двумя двигателями (далее Объект), является ничем иным, как частичный отказ от ручного метода сборки в пользу автоматического. Данный объект располагается в хвостовой части фюзеляжа (далее ХЧФ), собирается из двух частей (панелей: верхняя и нижняя) в два этапа (т.е. из двух параллельных процессов сборки панелей и одного – конечного), которые выполняются полностью вручную бригадой рабочих, из-за чего весь процесс сборки занимает большое количество времени, травмоопасен, трудоёмок и местами неточен. Всё это также приводит к ряду экономических издержек. Для преодоления вышеуказанных проблем производства ранее выбранного объекта предлагается большую часть процесса сборки, а именно процесса клёпки производить в клепальных станках Brotje, которые будут выполнять большую часть клёпки, как на отдельных этапах сборки, так и на общем этапе; остальную же часть всё же предоставить бригаде рабочих.

Ключевые слова: Существующий объект, ускорение производства, схема клёпки, оптимизирование производства, решение экономических проблем.

1. Введение

В век высоких технологий, которые упрощают, как быт обычного человека, так и процессы на больших промышленных комплексах, делая проще, роботизируя и автоматизируя процессы производства и сборки, на ⁴НАЗ им. Чкалова львиная доля в рабочих процессах отдана ручному труду рабочих. Это обусловило ряд таких проблем, как высокая травмоопасность, неточность, медлительность. И процесс сборки объекта не обошёл этот недуг, иными словами, сборка объекта производится целиком и полностью вручную бригадой

рабочих в два этапа: во-первых, два параллельных сборочных процесса верхней и нижней панелей и, во-вторых, окончательная сборка в один агрегат планера будущего самолёта.

Исходя из выше сказанного, было предложено пересмотреть процесс клёпки объекта и определить эффективности, как экономическую, так и производственную.

2. Теория

Как было оговорено ранее, первым этапом является пересмотр-комбинирование двух видов сборки, то есть производить до 80% процесса клёпки на имеющихся клепальных станках, а оставшиеся 20% предоставить бригаде рабочих цеха агрегатной сборки. Это обусловлено тем, что сборку крупногабаритных панелей и сборочных единиц бака проще и быстрее производить в клепальных автоматах, нежели вручную бригаде рабочих, также точность, которую может обеспечить рабочий, при сборке деталей, особенно крупногабаритных, варьируется, т.к. человеческий фактор играет огромную роль в данном процессе. В отличие от сборки ручным способом, автоматическая сборка обеспечивает высокую точность, высокую производительность труда, низкую трудоёмкость. Рассмотрим непосредственно сами клепальные установки немецкой фирмы Brotje Automation.

Интегрированная секция сборки панелей агрегатов

ИССА (см.рис.1) - Интегрированная секция сборки агрегатов (от англ.ISAC).

Автоматизированная обработка панелей фюзеляжа на 360° требует точного согласования всех отдельных компонентов. ИССА – это виртуоз, когда дело доходит до оптимизации перемещений 12-координат ЧПУ для определенного этапа. Отстроенное взаимодействие между конечными эффекторами и скоростными системами поиска позволяет использовать его для процессов сверления и клёпки, которые удовлетворяют жесткие требования к качеству в авиации.



Рисунок 1 – Интегрированная система сборки агрегатов Brotje Automation ISAC

Плюсы станка ИССА:

- Обработка панели фюзеляжа на 360°

- Высокая степень гибкости, благодаря 12-координатному позиционированию
- Автоматизированная установка втулок
- Обработка металлических и углепластиковых компонентов
- Обширный набор датчиков для самых высоких требований к качеству

Система сборки панелей агрегатов с С-образной рамой СРАС

Система клёпки СРАС с С-образной рамой является "классическим" примером заклёпочного автомата, которым можно клепать панели фюзеляжа от мала до велика.

Модель СРАС является известным за его высокую точность и надежную долговечность.

Преимущества:

- Точного выравнивания компонентов и наковальни относительно друг друга
- Надежное крепление элементов, которые должны быть обработаны в процессах сверления и клепки
- Полностью автоматизированные ЧПУ - процессы



Рисунок 2 – клепальный станок Brotje Automation СРАС

3. Результаты и обсуждение

В итоге мы должны получить высокие показатели производства и низкую трудоёмкость, переведя большую часть сборки с ручного на автоматический метод производства. Подводными камнями применения такого рода станков является увеличение итогового времени выпуска продукции, после установки/ сервисного обслуживания станка, т.к. требуется дополнительное время для отстройки, калибровки и установки/закрепления деталей в раме. Также является проблемой факт того, что фирма - поставщик Brotje Autamation поставляет свою продукцию только на условии, что их станки будут использоваться для производства гражданской авиатехники.

4. Выводы

Автоматизация и отказ от ручного труда являются важным шагом в совершенствовании, ускорении и удешевлении для любого вида производства, независимо от того, какие цели оно преследует и что производит.

Библиографический список:

1. Brotje Automation [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://www.broetje-automation.de/>
2. Шишмарёв В.М. Автоматизация производственных процессов в машиностроении: учебное пособие для ВУЗов. – М.:Академия, 2007г.-368 с.
3. Ушаков Д.М. Введение в математические основы САПР: курс лекций.- М.: ДМК Пресс, 2011г. – 208с.

METHODS OF MODERNIZATION OF THE ASSEMBLY OF THE FUEL SYSTEM TWIN-ENGINE AIRCRAFT

**Marusin Ilya E., master student, e-mail: sanakrea@ya.ru
Bobin Constantine N., cand.sc., e-mail: ya-bkn@ya.ru**

Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Av.
Karla Marksa, 20, phone: (913)005-48-19

Abstract. The striking example of a competent implementation of machines for raw material processing and assembling prefabricated units in the aviation enterprise is a Bøeng company. On this example, the proposed method of modernization of the Assembly process one of the fuel units of the aircraft with two engines (hereinafter name of this is Object) is nothing more than a partial failure of the manual Assembly method to an automated process. This property is located in the tail part of the fuselage (hereinafter name of this is TPF), is assembled from two parts (is top and bottom panels) in two steps (i.e. of the two parallel processes of Assembly of the panels and one end), which are executed entirely by hand by a team of workers, causing the whole build process takes a lot of time, traumatic, time-consuming and sometimes inaccurate. All this also leads to several economic costs. To overcome the above problems of the production of the previously selected object is offered the greater part of the Assembly process, namely the riveting process to produce riveting machines Brotje, who will do much of the riveting, as at individual stages of Assembly and at the General segment; rest of providing a team of workers.

Keywords. an Existing object, the acceleration of production, the scheme of riveting, optimization of production, the solution of economic problems.

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ТЕРМОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Поletaев Илья Андреевич^{1,2}, магистрант;
*Рынгач Николай Анатольевич*², к.т.н., доцент

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

² ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», 630051, Россия,
г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21/1.

Поletaев И. А., email ilya-polet@mail.ru

Рынгач Н. А., e-mail svs@craft.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: *Поletaев Илья Андреевич*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)121-89-36

Аннотация

В данной статье описывается, существующий на базе «СибНИА им. Чаплыгина», стенд для термопрочностных испытаний. Помимо этого, представлены доводы в пользу проектирования и производства нового стенда, который в перспективе должен заменить существующий.

Ключевые слова: Термопрочностные испытания, сверхзвук, гиперзвук, испытательный стенд, летательный аппарат.

1. Вводная часть

В настоящее время в прессе все чаще появляется информация о перспективах создания гражданской сверхзвуковой и военной гиперзвуковой авиации. Полет как на гиперзвуке, так и на сверхзвуке имеет ряд специфических факторов. Одним из этих факторов является нагрев поверхности конструкции летательного аппарата. В связи с этим, как конструкция перспективных летательных аппаратов, так и применяемые материалы должны проходить термопрочностные испытания. Данный тип испытаний позволяет определить способность материалов и конструкций сохранять работоспособность в условиях высоких температур, а также при резком перепаде температур.

2. Постановка проблемы

ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» является крупным научно-исследовательским центром авиационной науки. Одно из подразделений института занимается термопрочностными испытаниями. Для данного типа испытаний существует стенд. Однако, стенд имеет ряд особенностей.

Во-первых, стенд состоит из большого числа так называемых «трубок» (рис. 1), повторяющих теоретический контур испытываемой конструкции. Данная схема была выбрана по причине того, что изначально стенд планировался для испытания только одного типа фонаря кабины пилота. Стенд

не является универсальным. При необходимости испытаний новых типов фонарей необходимо проектировать и изготавливать большое число деталей. Это требует больших финансовых и временных затрат.

Во-вторых, стенд не замкнутого типа. Это значит, что нагретый в нем воздух выходит в атмосферу и охлаждается там. В свою очередь, нагрев новой порции воздуха требует большое количество энергии.

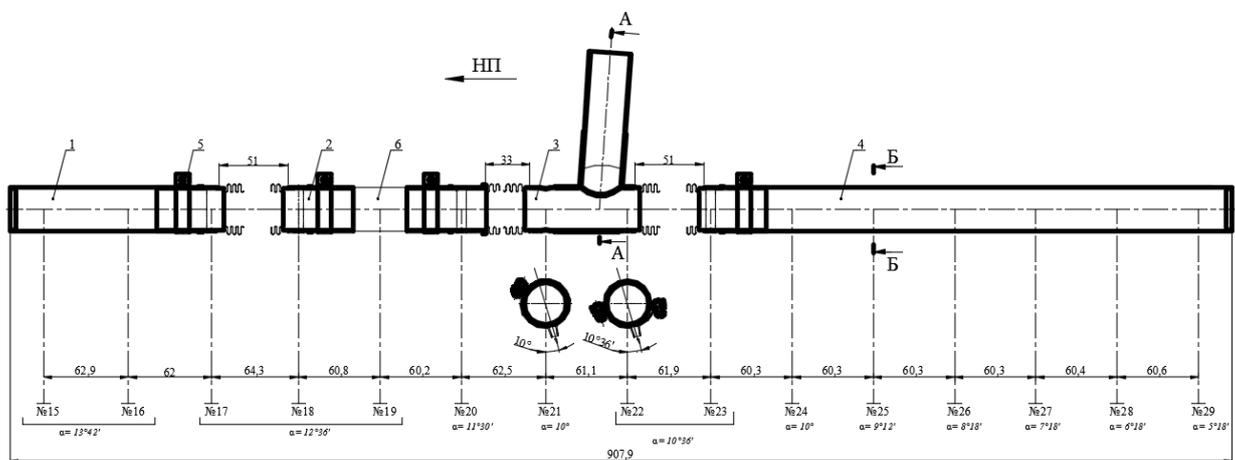


Рис. 1. Сборочный чертеж типовой «трубки»

3. Цель работы

Целью данной работы является разработка эскизного проекта нового стенда (рис. 2) для термпрочностных испытаний фонаря кабины современного сверхзвукового самолета. Конструкция нового стенда должна быть лишена недостатков предыдущего. А именно: иметь возможность относительно быстрой переналадки без производства большого числа новых деталей и иметь замкнутый тип циркуляции воздуха.

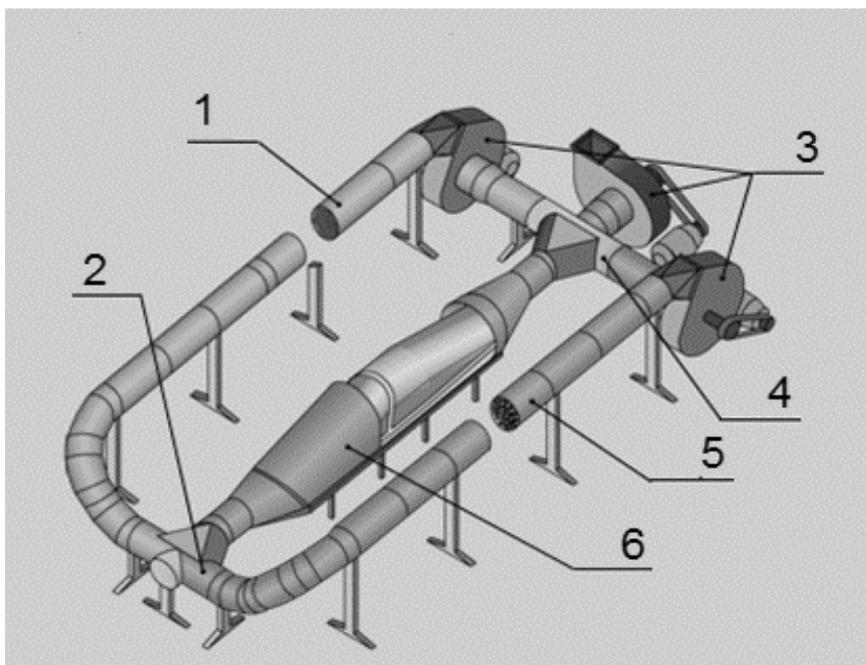


Рис. 2. Общий вид перспективного стенда:
1 – охладитель воздуха; 2 – блок заслонок; 3 – вентилятор;

4 – блок заслонок; 5 – нагреватель; 6 – рабочая часть стенда

Новый стенд позволит в более сжатые сроки проводить испытания самолетных конструкций. Помимо этого, уменьшится стоимость цикла испытаний. Что в совокупности позволит быстрее создавать новые типы воздушных судов.

Библиографический список:

1. Испытательные комплексы и стенды для исследования агрегатов и систем летательных аппаратов: монография / А.Н. Серьёзов, В.И. Сабельников, Ю.В. Колеватов, Д.И. Суворкин. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – 206 с.

2. Статистические и теплопрочностные испытания летательных аппаратов / А. Н. Баранов. - М : Изд. отд. Центрального аэрогидродинамического ин-та им. проф. Н. Е. Жуковского, 2009. – 203с.

DEVELOPMENT OF THE STAND FOR THERMOSTABILITY TESTS

Poletaev Ilya Andreyevich^{1,2}, student;

Ryngach Nikolay Anatolevich¹, Ph.D.

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

²Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin,
630051, Russia, Novosibirsk, Polzunov St., 21.

Poletaev I.A., email ilya-polet@mail.ru

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

Abstract

There is a need in various tests modern supersonic, and, eventually, hypersonic aircraft. One of these tests is thermostability test.

There is a prospect of running this kind of test at the premises of «Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin». However, existing testing rig have a set of features, which mismatch current requirements:

1. Testing rig was developed for testing one type of aircraft canopy that is why it's difficult to readjust this rig for other type of canopy.

2. In testing rig, discharged air is vent to atmosphere. Heating new portion to working temperature requires a large amount of energy.

Purpose of this work is design development of testing rig for modern aircraft canopy. This design should easy readjust for testing various types of aircraft canopy. In addition, developing rig should be more energy-conserving than existing rig. For this purpose, it was decided to develop a design, which include closed air circuit.

Keywords: Thermostability tests, supersonic, hypersonic, testing rig, aircraft.

ПРОБЛЕМЫ ИНТЕГРАЦИИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ И СИСТЕМЫ МЕНЕДЖМЕНТА БЕЗОПАСНОСТИ АВИАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Полтавец Михаил Николаевич², магистрант; Степанов Владимир Михайлович к.т.н.¹

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(952)919-42-81

Полтавец М.Н., e-mail nafania_93@bk.ru

Степанов ВМ., e-mail stepanov@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Полтавец Михаил Николаевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(952)919-42-81

Аннотация: В статье рассматриваются проблемы интеграции систем управления качеством и системы менеджмента безопасности авиационной деятельности в области оценки надежности системы ЛА.

Ключевые слова: Система управления качеством, модель надежности ЛА, безопасность полетов.

Система управления качеством авиационной техники - одно из важных направлений авиационной деятельности связано с управлением качеством авиационной техники. Оно состоит в стремлении предприятий внедрить, наряду с Авиационными правилами, стандарты ISO серии 9000. Внедрение этих стандартов способствует совершенствованию внутренней организации производства, а также процессов изготовления, обслуживания и восстановления АТ. Это оказывает положительное влияние на безопасность ВС.

В настоящее время основу принципов обеспечения безопасности полетов составляет принцип упреждения прогнозируемых возможных авиационных происшествий заранее, т.е. до того, как они могут произойти. Суть методов теории надежности определяет первичную базу безопасности систем, а именно - создание высоконадежных авиационных комплексов и обеспечение низкого уровня остаточного риска. Поэтому без системы QMS достижение необходимого (базового) уровня качества невозможно. [3]

Для оценки надежности элементов наиболее часто используют такие количественные характеристики, как:

А) вероятность безотказной работы в течение определенного времени;

Б) среднее время безотказной работы;

В) частота и опасность отказов в определенных условиях эксплуатации;

Вероятность безотказной работы — это вероятность того, что элемент будет

сохранять параметры в заданных пределах в течение определенного времени и при определенных условиях эксплуатации. Если обозначить через $P(t)$ вероятность безотказной работы в течение времени t , а через $Q(t)$ —вероятность отказа за то же время, то

$$P(t) = 1 - Q(t), \quad (1)$$

Величину $P(t)$ на основании экспериментальных данных можно определить из отношения:

$$P(t) = n(t) / N_0, \quad (2)$$

Где $n(t)$ —число элементов, проработавших без отказа в течение времени t ; N_0 —число элементов в начале испытания.

Вероятность безотказной работы учитывает большинство факторов, существенно влияющих на надежность элементов, и характеризует изменение надежности во времени.

Время t_{cp} на основании экспериментальных данных может быть определено по формуле:

$$t_{cp} = \frac{\sum_{i=1}^N t_i}{N}, \quad (3)$$

Где $t(i)$ —время безотказной работы i -го элемента; N —число испытуемых элементов.

По величине времени t_{cp} можно судить о надежности элементов, определять число запасных элементов для работы в течение календарного времени.

Частота отказов—это плотность вероятности времени работы элемента с момента включения до отказа. Вероятность безотказной работы $P(t)$ связана с частотой отказов $a(t)$ соотношением:

$$1 - P(t) = \int_0^t a(t) dt = Q(t), \quad (4)$$

Для определения частоты отказов на основании экспериментальных данных служит отношение:

$$a(t) = \Delta n / N_0 \Delta t. \quad (5)$$

Где $D(n)$ — число элементов, отказавших за интервал времени $D(t)$; N_0 — первоначальное число испытуемых элементов.

По величине частоты отказов $a(t)$ можно судить о числе элементов, которые могут выйти из строя в каком-то промежутке времени.

Данная модель надежности применима лишь при определенных факторах:

1) Для каждого элемента и системы в целом допускаются лишь два возможных технических состояния: работоспособность либо отказ. Всякая возможность частичного функционирования всей системы или её элементов исключается.

2) Предполагается, что все случайные события безотказной работы элементов независимы. То есть отказ одного элемента системы не сказывается на работоспособности (не влечёт отказа) других элементов.

3) Считается, что в каждый момент времени может произойти только один отказ, т. е. вероятность попадания двух или более отказов на один элементарный отрезок времени Δt близка к нулю.

4) Подразумевается, что системы и их элементы перед каждым очередным рабочим циклом (например, полётом) имеют одно и то же стабильно техническое состояние. То есть элементы системы либо не «стареют», либо их свойства полностью восстанавливаются при межполётном обслуживании.

5) Считается, что вероятность отказа любого элемента зависит только от длительности рабочего цикла (например, полёта) и не зависит от его предварительной наработки (например, в предыдущих полётах).

6) Предполагается, что последовательность отказов элементов не влияет на суммарную работоспособность системы.[2]

Библиографический список:

1. ГОСТ Р 56120-2014 Воздушный транспорт. Система менеджмента безопасности авиационной деятельности (СМБ-АД). Система менеджмента авиационного Комплекса поставщиков обслуживания - проектировщиков авиационной техники. Руководство по системе менеджмента безопасности авиационной деятельности организации по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР).

2. С. В. Мрыкин, М. И. Вильчек, К.А. Нападов Метод структурных схем и оценка надёжности системы самолёта (этап проектирования) — Самара: Изд-во Самар.гос.аэрокосм.ун-та, 2012.— 48с.:ил

**INTEGRATION PROBLEMS OF QUALITY MANAGEMENT SYSTEMS
AND AVIATION ACTIVITY SAFETY MANAGEMENT SYSTEM**

*Poltavets Mikhail Nicolaevich², master student; Stepanov Vladimir
Mikhailovich, Cand. of tech. Sc.¹*

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa,

²Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa, +7(952)919-42-81

Poltavets M.N., e-mail punishmentmail@yandex.ru

Stepanov V.M., e-mail stepanov@corp.nstu.ru

Annotation: The article deals with the problems of integration of quality management systems and the aviation safety management system in the field of reliability assessment of the aircraft system.

Key words: quality management system, aircraft reliability model, flight safety.

ПРИМЕНЕНИЕ САПР ПРИ СОЗДАНИИ РАЗВЁРТКИ ДЛИННОМЕРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛА

Суворов Кирилл Викторович, студент.

Научный руководитель: к. т. н., доцент Рынгач Николай Анатольевич
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(383)346-31-32

Суворов К. В., email suvorov-k@inbox.ru

Адрес для корреспонденции: Суворов Кирилл Викторович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(383)346-31-32

Аннотация: В работе изучена проблематика практического применения САПР NX8/10 при создании развертки в твёрдом теле для длинномерных деталей ЛА. Выявлены основные проблемы при создании развертки в твёрдом теле с использованием электронной модели. Предложены пути решения проблем с использованием инструментария, предлагаемого САПР NX8/10. Сделаны выводы по проделанной работе.

Ключевые слова: САПР, развёртка в твёрдом теле, исходная геометрия, тканевый шаблон развёртки, сплайн, плоскость по сетке кривых.

При изготовлении длинномерных деталей авиационных конструкций (рис. 1) возникает необходимость применения способов производства, предусматривающих нестандартный подход к ранее выполняемым операциям. Одним из таких видов является создание развёртки длинномерных деталей авиационных конструкций средствами NX8/10. В тех случаях, когда при изготовлении подобного рода деталей, основным технологическим процессом их получения, помимо механической или химической обработки, служит обработка давлением, то в этом условии необходимо иметь заготовку в плоском виде. Формовка длинномерных деталей обусловлена тем, что в плоском виде обработать заготовку менее трудоёмко, и в этом случае не нарушается структура волокон.

При освоении производства указанных видов изделий требуется сократить период их внедрения, максимально снизить финансовые затраты, создать возможность, при которой отделы и службы предприятия могли своими усилиями провести технологическую подготовку.

Данная задача решается, путём использования возможностей и функций NX8/10, если имеется электронная модель изготавливаемой детали в твёрдом теле, выполненная, разумеется, в среде данного программного пакета.

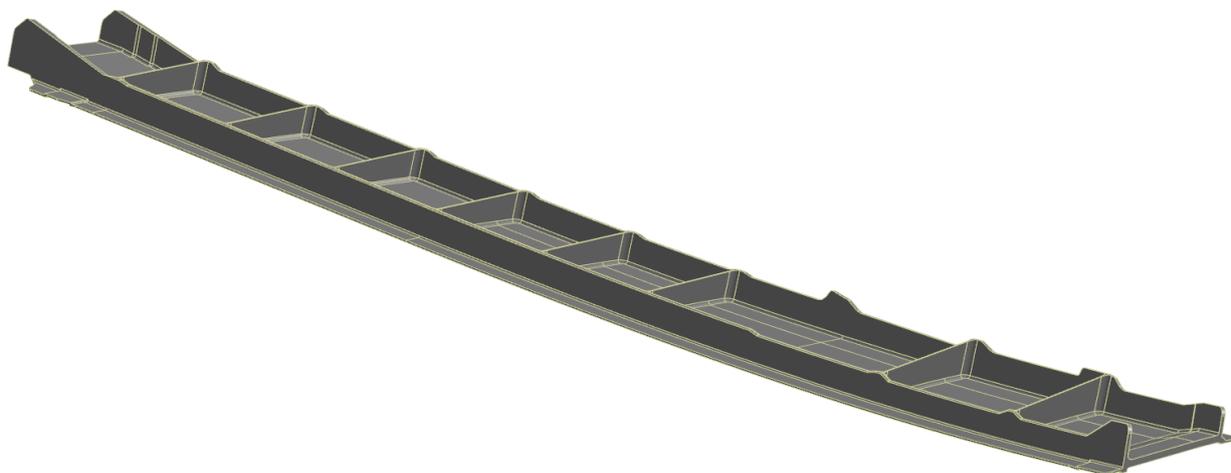


Рис. 1. Крупногабаритная деталь авиационной конструкции.

Библиографический список:

1. Привалов И. И. Аналитическая геометрия. – М., Физматгиз, 1964 г. – 272 с.
2. Ушаков Д. М. Введение в математические основы САПР: курс лекций, М., ДМК Пресс, 2011 г. – 208 с.
3. Данилов Ю., Артамонов И. Практическое использование NX – М.: ДМК Пресс, 2011. – 332 с

THE USE OF CAD SOFTWARE TO CREATE A FLAT ELECTRONIC MODEL OF LONG-MEASURING PARTS OF AN AIRCRAFT

Suvorov Kirill Viktorovich, student.

Scientific supervisor: candidate of technical Sciences, associate Professor Rynhach
Nicholas A.

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx,
20 phone +7(383)346-31-32

Suvorov K. V., email suvorov-k@inbox.ru

Address for correspondence: Suvorov Kirill Viktorovich Novosibirsk state technical
University, 630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20 phone +7(383)346-31-32

Annotation: this paper studied the problems of practical application of CAD NX8/10 when you create a flat electronic model in a solid body for long-measuring parts of an aircraft. Reveal the main problems of create a flat electronic model in a solid body with using the electronic model. Proposed solutions to problems using tools of CAD NX8/10. Conclusions on the work done.

Key words: CAD, a flat electronic model, the original geometry, fabric pattern, spline, plane by grid curves.

In the manufacture of long-measuring parts of an aircraft structures there is a need for methods of production, involving an unusual approach to the previously performed operations. One such species is the establishment of the flat electronic model parts of aircraft structures by facilities of NX8/10. In those cases, when in the manufacture of such parts, the basic technological process of their production, in addition to the mechanical or chemical treatment, is used pressure treatment, in this condition, you must have a blank in flat form. Forming of long parts due to the fact that flat process the workpiece with less time consuming, and in this case does not break the fiber structure.

During the development of the manufacture of such products is required to shorten the period of their implementation, to minimize financial costs, to create an opportunity in which the departments and services of enterprises by their efforts to carry out production tooling.

This problem is solved by using features and functions NX8/10, if there is an electronic model of the part in a solid body, made, of course, in the environment of this software.

РАЗРАБОТКА И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОНЖЕРОНА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Тимофеев Владимир Евгеньевич², магистрант; Бобин Константин Николаевич, к.т.н.¹

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(923)220-10-95

Тимофеев В.Е., e-mail frostyworld112@gmail.com

Бобин К.Н., e-mail bobin@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Тимофеев Владимир Евгеньевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(923)220-10-95

Аннотация

В данный момент, в Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С. А. Чаплыгина на базе устаревшего Ан-2 разрабатывается новый самолет, в конструкции которого в значительной мере используются композиционные материалы - ТВС-2ДТС.

Самолёт ТВС-2ДТС – одномоторный биплан, смешанной конструкции, с неубирающимся шасси с хвостовым колесом. На самолете установлен турбовинтовой двигатель ТРЕ331-12 фирмы Honeywell мощностью 1100 л.с. с воздушным пяти - лопастным флюгерно-реверсивным винтом Hartzell HC-V5MP-5CL. Для изготовления самолета разработан оригинальный фюзеляж из композиционных материалов с моторным отсеком и колесным шасси. На данный момент разработан и частично изготовлен фюзеляж, верхнее и нижнее крыло кессон с механизацией и топливными баками, хвостовое оперение из композиционных материалов.

Ключевые слова: Композиционные материалы, нижнее крыло кессон, лонжерон.

1. Введение

В связи с моральным устареванием самолета Ан-2, была поставлена задача разработать на его базе новое легкое многоцелевое воздушное судно, в конструкции которого использовались бы композиционные материалы. В частности требовалось разработать новый передний лонжерон нижнего крыла.

2. Методика

Нижнее крыло самолета состоит из левой и правой консоли. Силовым элементом консольных частей крыла являются кессоны (рис. 1). Конструктивно кессон консоли состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней панелей, а так же набора нервюр.

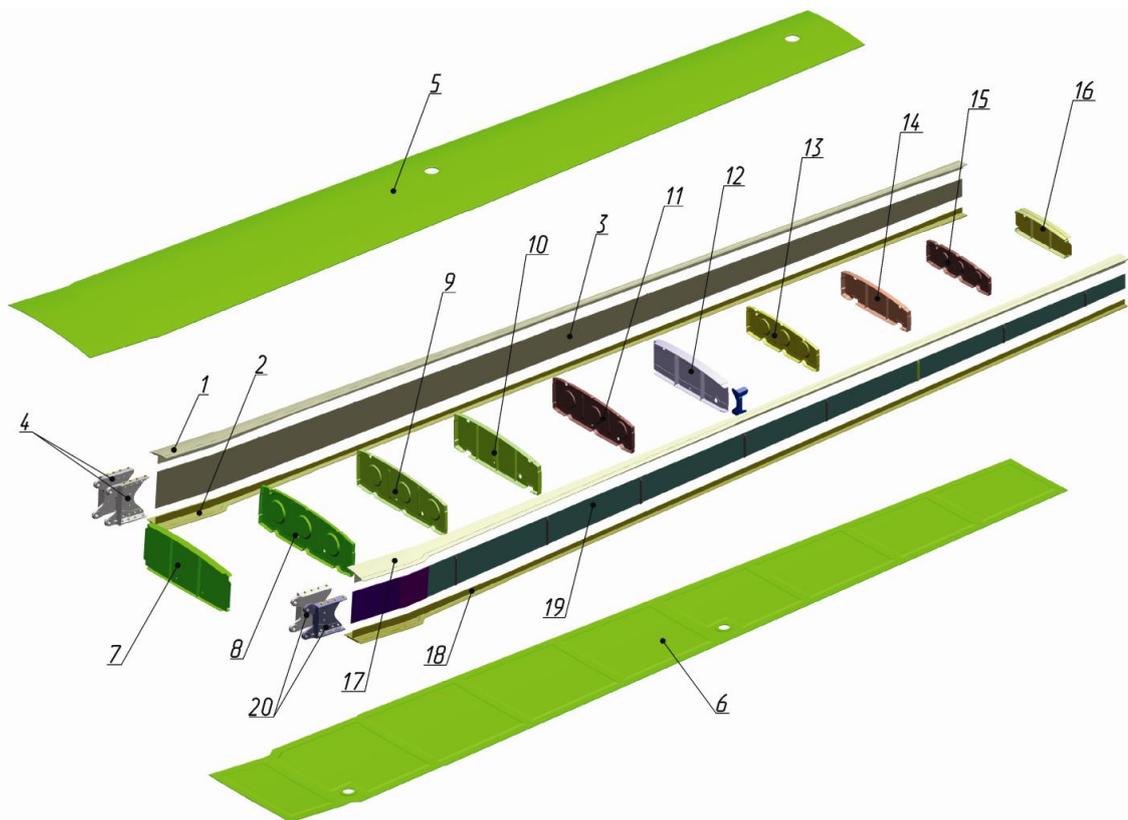


Рис. 1. Кессон консоли нижнего крыла

1 – верхний пояс переднего лонжерона; 2 – нижний пояс переднего лонжерона; 3 – стенка переднего лонжерона; 4 – стыковые кронштейны; 5 – верхняя панель; 6 – нижняя панель; 7 – нервюра 1К; 8 – нервюра № 1; 9 – нервюра № 1А; 10 – нервюра № 2; 11 – нервюра № 2А; 12 – нервюра № 3; 13 – нервюра № 3А; 14 – нервюра № 4; 15 – нервюра № 4А; 16 – нервюра № 5; 17 – верхний пояс заднего лонжерона; 18 – нижний пояс заднего лонжерона; 19 – стенка заднего лонжерона; 20 – стыковые кронштейны.

Лонжероны собираются из верхнего и нижнего поясов, стенки, усиленной стойками уголкового сечения, и стыковых кронштейнов, для навески консоли на центроплан нижнего крыла. Пояса лонжеронов композитные, выполнены из препрега HM150 T1000, стенка лонжеронов так же композитная из препрега HS180REM T700, усиливающие стойки из углеродной ткани CC205 Twill, а стыковые кронштейны, фрезерованные из стали марки 30ХГСА.

3. Результаты

В ходе работы был разработан передний лонжерон нижнего крыла из композиционных материалов, смоделирована 3D модель (рис. 3). Была проведена проверка сечения переднего лонжерона, а также расчет болтов 8-10 для 4-х кронштейнов в месте соединения переднего лонжерона с центропланом (рис. 2).

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K
1	номер болта	Плечо болта, мм	Плечо в квадрате, мм ²	Диаметр болта, мм	Площадь сечения, мм ²	полярный момент инерции J ₀ , мм ⁴	срезная сила от момента, кг	перерезывающая сила на один болт, кг	результатирующая срезная сила, кг	смятие	
2	1	132,8	17635,84	10	78,53981634	1385115,635	4851,0	153,08	5004,1		
3	2	120,1	14424,01	10	78,53981634	1132859,096	4387,1	153,08	4540,2		
4	3	132,8	17635,84	10	78,53981634	1385115,635	4851,0	153,08	5004,1		
5	4	120,1	14424,01	10	78,53981634	1132859,096	4387,1	153,08	4540,2		
6	5	132,8	17635,84	10	78,53981634	1385115,635	4851,0	153,08	5004,1		
7	6	120,1	14424,01	10	78,53981634	1132859,096	4387,1	153,08	4540,2		
8	7	132,8	17635,84	10	78,53981634	1385115,635	4851,0	153,08	5004,1		
9	8	120,1	14424,01	10	78,53981634	1132859,096	4387,1	153,08	4540,2		
10	9	112,8	12723,84	8	50,26548246	639569,9563	2637,1	153,08	2790,2	43,5962	двухсрезные
11	10	98	9604	8	50,26548246	482749,6935	2291,1	153,08	2444,2	38,1899	двухсрезные
12	11	101,8	10363,24	8	50,26548246	520913,2584	2379,9	153,08	2533,0	39,5780	двухсрезные
13	12	119,9	14376,01	8	50,26548246	722617,0785	2803,1	153,08	2956,1	46,1897	двухсрезные
14	13	114	12996	8	50,26548246	653250,21	2665,1	153,08	2818,2	44,0345	двухсрезные
15	14	99,4	9880,36	8	50,26548246	496641,0623	2323,8	153,08	2476,9	38,7013	двухсрезные
16	15	103,1	10629,61	8	50,26548246	534302,475	2410,3	153,08	2563,4	40,0529	двухсрезные
17	16	121	14641	8	50,26548246	735936,9287	2828,8	153,08	2981,9	46,5915	двухсрезные
18	17	126,9	16103,61	10	78,53981634	1264774,572	4635,5	153,08	4788,6		
19	18	125,1	15650,01	10	78,53981634	1229148,911	4569,7	153,08	4722,8		
20	19	126,9	16103,61	10	78,53981634	1264774,572	4635,5	153,08	4788,6		
21	20	125,1	15650,01	10	78,53981634	1229148,911	4569,7	153,08	4722,8		
22	21	126,9	16103,61	10	78,53981634	1264774,572	4635,5	153,08	4788,6		
23	22	125,1	15650,01	10	78,53981634	1229148,911	4569,7	153,08	4722,8		
24	23	126,9	16103,61	10	78,53981634	1264774,572	4635,5	153,08	4788,6		
25	24	125,1	15650,01	10	78,53981634	1229148,911	4569,7	153,08	4722,8		
26	Сумма		350467,94			24833573,52					
27								момент общий, кг*мм	вся перерезывающая сила, кг		
28								11550000	3674		
29											
30								56617,64706			

Рис. 2. Расчет болтов 8-10 для 4-хкронштейнов (8 болтов консоль) передний лонжерон

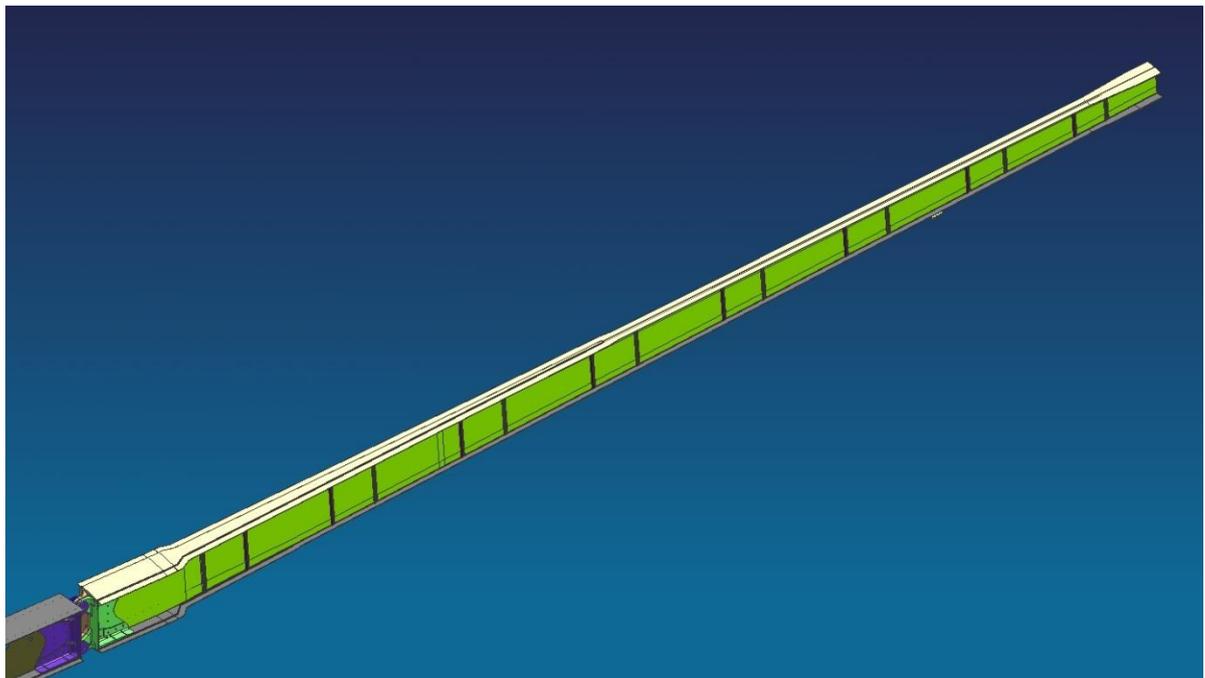


Рис. 3. Передний лонжерон нижнего крыла

Библиографический список:

1. Самолет Ан-2/ Радченко И.В., Крамчанинов В.П., Дубринский В.П.: Транспорт, 1969. 440 с. ил., схемы, табл.
2. Руководство по технической эксплуатации ТВС-2ДТС/ СибНИА им. С.А.Чаплыгина, 2016.

COMPOSITE SPAR DEVELOPMENT AND DESIGN

*Timofeev Vladimir Evgenevich*², *master student*; *Bobin Kostantin Nikolayevich*, *Cand. of tech. Sc.*¹

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa,

²Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20,
Prospekt K. Marksa, +7(923)220-10-95

Timofeev V.E., e-mail *frostyworld112@gmail.com*

Bobin K.N., e-mail *bobin@corp.nstu.ru*

Annotation

The Chaplygin's Siberian Research Institute of Aviation develops a new aircraft based on the outdated An-2. In its design are largely used composite materials - TVS-2DTS.

The TVS-2DTS aircraft is a single-engine biplane, of a mixed design, with a non-retractable landing gear with a tail wheel. The aircraft is equipped with a turbo-prop engine TPE331-12 by Honeywell with a capacity of 1100 hp. Hightzell HC-B5MP-5CL aerial five-blade vane-reversing screw. For the aircraft production has been developed an original fuselage made of composite materials with a motor compartment and a wheeled chassis. Now the fuselage, the upper and lower wing of the caisson with mechanisation and fuel tanks, tail empennage from composite materials has been designed and partially manufactured.

Key words: Composite materials, lower wing caisson, spar.

УЧАСТОК ОЧИСТКИ РАБОЧИХ ЖИДКОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГИДРОСИСТЕМ

*Топтыгин Руслан Александрович*², магистрант; *Бобин Константин Николаевич*, к.т.н.¹

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

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(952)919-42-81

Топтыгин Р.А., e-mail *raduzhnii12345@yandex.ru*

Бобин К.Н., e-mail *bobin@corp.nstu.ru*

Адрес для корреспонденции: Топтыгин Руслан Александрович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (983) 136-91-81

Аннотация:

Предлагается увеличить процент регенерации отработанных масел, по средствам установки участка центробежной очистке с помощью центробежного сепаратора.

Очистка отработавшего моторного масла с целью восстановления его основных эксплуатационных свойств производится на специализированных участках (пунктах), организованных на объектах ремонтно-обслуживающей базы крупных предприятий, акционерных обществ, а также на станциях технического обслуживания, ремонтных заводах и других предприятиях с большими объемами потребления свежих и сбора отработавших масел.

Ключевые слова: Центробежная очистка; отработанные рабочие жидкости.

[1] Расход различных горюче-смазочных материалов (ГСМ), производимых из нефти в год, составляет миллионы тонн. Ежегодно накапливается примерно 33 млн.т отработанных масел. Реальный их сбор в мире составляет лишь 19 млн.т/год. Более 14 млн.т попадают в окружающую среду, загрязняя её. В процессе эксплуатации гидрооборудования самолета возникает необходимость в очистке или замене гидравлической жидкости АМГ-10, которая засоряется всевозможными механическими примесями, не поддающимися фильтрации на штатных фильтрах самолетного гидрооборудования. Наличие в рабочей гидрожидкости АМГ-10 загрязнений снижает надежность и срок службы гидравлических агрегатов.

[2] В руководстве по техническому обслуживанию самолета не указывается интервал времени, по истечении которого гидравлическая жидкость подлежит замене. Такая ситуация является следствием того, что невозможно точно предсказать, какое время прослужит гидравлическая

жидкость в данном летательном аппарате. Каждый раз, когда осуществляется замена какой-либо детали гидравлической системы самолета, происходит потеря определенного количества гидравлической жидкости, которую необходимо восполнить за счет добавления новой жидкости. Доливка системы приводит к восполнению присадки, которая определяет срок службы гидравлической жидкости. В самолете, у которого производится меньшее количество замен деталей, в меньшей степени происходит пополнение гидравлической жидкости.

[3] После проведения ремонтных работ, масло сливается с гидроагрегата в резервуар, и далее оно передается в цех по отчистке масел. В гидросистемах машин, в частности автомобилей, самолетов и пр., распространены центробежные очистители жидкости, представляющие собой центрифугу с тем или иным приводом, которые обладают высокой избирательной способностью к загрязненным, очищая масло от частиц с объемным весом, превышающим объемный вес жидкости (объемный вес загрязняющих частиц обычно равен 2,5 - 3 г/см³ и выше).

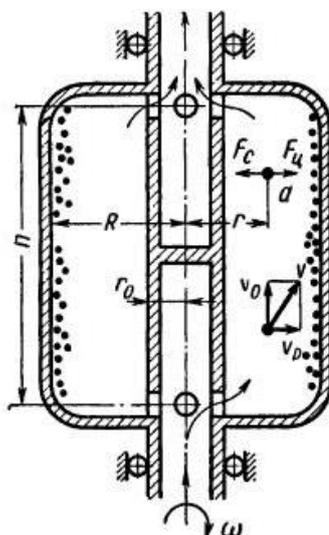


Рисунок 1 Расчетная схема центробежного очистителя жидкости

[4] Поэтому предлагается на производстве установить участки по очистке рабочих горюче-смазочных жидкостей. Главной целью участка была бы очистка уже отработанных масел. Участок по очистке отработанных масел сэкономит на закупке многих тонн нового масла, а тем самым принесет производству дополнительный доход. Достаточно лишь оборудовать участок центробежными сепараторами, окупаемость которых не заставит себя ждать.

Библиографический список:

1. Белянин П.Н. Центробежная очистка рабочих жидкостей авиационных гидросистем. Издательство «Машиностроение», 1976 г.
2. Белянин П.Н. Центробежный очиститель жидкостей. Авторское свидетельство №366014 – «Открытия, изобретения, промышленные образцы, товарные знаки», 1973 г.

3. Боуэн Т. Введение в ультрацентрифугирование. М., «Мир», 1973, 248с.
4. Григорьев М.А. Очистка масла и топлива в автотракторных двигателях. М., «Машиностроение», 1970, 271с.

SECTION FOR CLEANING WORKING FLUIDS OF AVIATION HYDRAULIC SYSTEMS

*Toptygin Ruslan Aleksandrovich*², *master student*; *Bobin Kostantin Nikolayevich, Cand. of tech. Sc.*¹

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20, Prospekt K. Marksa,

²Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20, Prospekt K. Marksa, +7(983) 136-91-81

Toptygin R.A., e-mail *raduzhnii12345@yandex.ru*

Bobin K.N., e-mail *bobin@corp.nstu.ru*

Annotation: It is proposed to increase the percentage of regeneration of used oils, by means of installing the section with centrifugal cleaning using a centrifugal separator.

Cleaning of the used engine oil in order to restore its main performance properties is carried out at specialized sites (points) organized at the facilities of the repair and maintenance base of large enterprises, joint-stock companies, as well as maintenance stations, repair plants and other enterprises with large volumes of consumption of fresh and Collection of used oils. **Key words:** Centrifugal cleaning; Waste fluids.

СБОРКА ФЛАПЕРОНА СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

*Ульяновская Валентина Андреевна, магистрант;
Бобин Константин Николаевич, к.т.н., доцент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
г. Новосибирск, пр-т Карла Маркса, 20.
Новосибирский авиационный завод им. В.П. Чкалова, 630051, Россия,
г. Новосибирск, ул. Ползунова, 15.

Ульяновская В.А., email valya-ul2009@yandex.ru

Бобин К.Н., e-mail yabkn@ya.ru

Адрес для корреспонденции: *Ульяновская Валентина Андреевна*,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (961)-871-06-11

Аннотация

В технологическом процессе отражаются основные особенности сборки изделия. Для уменьшения трудоемкости и сокращения производственного цикла операция сборки козырьков будет осуществляться одновременно с первыми монтажами. Также со стороны панелей спроектированы кондукторы, которые повысят качество выполнения отверстий и сократят время разметочных работ. Разрабатывается: новый технологический процесс сборки, новая техническая карта технологического процесса, технические условия поставки, новое техническое задание на оснастку, цикловой график.

Ключевые слова:

Флаперон, технологический процесс, цикл сборки, оснастка, козырек, кондуктор.

Цикл сборки сверхзвукового самолета рассчитан на 18 месяцев. Ускорить производство машины можно только за счет снижения трудоемкости и уменьшения цикла производства. Специалисты завода с этой целью применили новый прогрессивный метод – перевод документации в электронный вид, т.е. оцифровать детали самолета. Переход от плазово-шаблонного метода к сборке самолета по оцифрованным моделям позволяет резко сократить цикл производства и избежать многих ошибок.

Постановка проблемы

В технологическом процессе сборки детали устанавливаются методом примерки, вследствие чего технические условия поставки требуют наличие припусков. Далее рабочему приходится размещать детали по месту установки и из-за большого количества разметки, уходит много материала на припуски, появляется множество припилочных работ. Целесообразно сократить время подготовительных работ, что позволит увеличить количество собираемых агрегатов.

Операция клепки на участке сборки флаперона не технологична, потому что должна быть обеспечена высокая точность разметочных работ и сверления

для обеспечения соосности между отверстиями обшивки и отверстиями в центральной части лонжерона при последующей клепке.

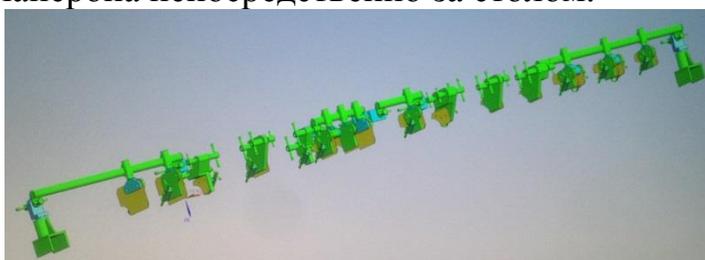
Цель работы

1) Снижение трудоемкости сборки флаперона с помощью разработки нового технологического процесса.

2) Составление технического задания на доработку оснастки.

В старой оснастке для выставления козырьков требовалось 5 лекал на рубильниках стапеля. В новой оснастке количество лекал будет в 2 раза больше, что увеличит точность сборки, и теоретический контур собранного флаперона будет максимально приближен к чертежу.

Новое приспособление (см. рисунок 1) является съемным его можно установить на стапель, либо его можно прикрепить к нивелировочному столу, и собирать козырьки флаперона непосредственно за столом.



*Рисунок 1 – Новое приспособление
Разработка кондуктора (см. рисунки 2 и 3)*

В цех сборки обшивка приходит без отверстий с припусками. Отверстия выполняются с помощью разметки. Было принято решение сделать два кондуктора, 1 со стороны верхней панели, второй со стороны нижней.

После изготовления кондуктора со стороны верхней и нижней панелей отверстия можно вскрывать сразу, не используя разметочные работы.

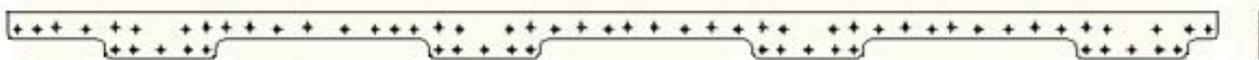


Рисунок 2- Кондуктор со стороны верхней панели



Рисунок 3 – Кондуктор со стороны нижней панели

Вывод

В результате выполнения работы, изучен процесс сборки флаперона и вся его сопроводительная документация. Для снижения трудоемкости сборки флаперона, изменен технологический процесс. Разработаны новые технические условия поставки, направленные на улучшение качества сборки и экономии материала. Составлено техническое задание на изменение существующей оснастки, благодаря которому козырьки флаперона можно собирать отдельно, что сокращает цикл и повышает точность сборки агрегата. Также было разработано новое дополнительное приспособление – кондуктор, который сокращает количество разметочных работ.

Библиографический список:

5. ГОСТ 14.004 – 83. Технологическая подготовка производства. Термины и определения основных понятий. – Введ. 01.07.83. – 8 с.
6. Состояние и перспективы развития ударного оружия истребителей пятого поколения. Под редакцией Е.А.Федосова. В.В.Володин, П.Д. Джурасович, Москва, 2007. - 131 с.
7. В.Н. Шумилов. От И-16 до Су-34, самолеты авиазавода им. В.П.Чкалова, Новосибирск, 2009. – 624 с.
8. Михеев А., Фомин А. Су-34 – М. :Любимая книга 1995. – 56 с.

ASSEMBLY OF A FLAPERON OF A SUPERPOSE AIRCRAFT

Ulyanovskaya Valentina Andreevna; Bobin Konstantin Nikolaevich,

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia,

Novosibirsk, Karl Marks, St., 20. tel. (961) -871-06-11

Ulyanovskaya V.A., email valya-ul2009@yandex.ru

Bobin K.N., e-mail yabkn@ya.ru

Annotation:

In the technological process, the main features of the assembly of the product are reflected. To reduce labor input and reduce the production cycle, the operation of the visor assembly will be carried out simultaneously with the first assemblies. Also from the panels are designed conductors, which will improve the quality of the holes and shorten the time of marking works. A new technological assembly process, a new technical process map, technical delivery conditions, a new technical specification for the rigging, a cyclic schedule are being developed.

Keywords:

Flaperon, technological process, cycle assembly, snap-in visor, conductor.

МЕТОДЫ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ МОНОЛИТНЫХ ФРЕЗЕРОВАННЫХ ПАНЕЛЕЙ В АВИАСТРОЕНИИ

Чахлова Кристина Викторовна, магистрант;

Бобин Константин Николаевич кандидат технических наук

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (924) 110-95-73

Чахлова К.В., e-mail: christina1310@mail.ru

Бобин К.Н., e-mail: bobin@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: *Чахлова Кристина Викторовна*, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел. (924)110-95-73

Аннотация

Современный уровень развития авиационной техники характеризуется широким применением в конструкциях летательных аппаратов крупногабаритных монолитных панелей, которые обладают рядом преимуществ по сравнению со сборными панелями. Применение более экономичных и прогрессивных методов формообразования является актуальной задачей. В данной статье рассмотрены преимущества и недостатки методов формообразования монолитных панелей.

Ключевые слова: методы формообразования, монолитная панель, обработка дробью, свободная гибка, раскатка роликами

Одним из важных факторов определения технологии формообразования панелей является кривизна. Также этот фактор позволяет разделить все виды панелей используемых в авиационии, на панели одинарной кривизны (цилиндрической и конической формы), двойной кривизны и комбинированные.

Материалами, применяемыми при производстве авиационных панелей, в большинстве случаев являются алюминиевые сплавы:

- Высокопрочные В93, В95;
- Теплостойкие Д16, Д19.

Формообразование контура монолитной панели выполняется различными методами: свободной гибкой, раскаткой на роликах, формообразованием дробью. В таблице 1 показаны главные преимущества и недостатки перечисленных выше методов формообразования монолитных панелей.

Таблица 1 - Преимущества и недостатки методов формообразования

Метод	Преимущества	Недостатки
Дробеударное формообразование	<ul style="list-style-type: none"> - Исключает возможность разрушения обрабатываемой детали - Значительно снижает затраты при изготовлении крупногабаритных деталей - Создает эффект упрочнения - Повышает коррозионную стойкость деталей 	<ul style="list-style-type: none"> - Высокие требования к параметрам процесса и режимов обработки - Неравномерная деформация поверхностных слоев
Свободная гибка	<ul style="list-style-type: none"> - Возможность получить любой угол сгиба металла: от показателя угла раскрытия матрицы до 180 градусов. - Свободная гибка требует меньше усилий, в отличие от калибровки. 	<ul style="list-style-type: none"> - Точность копирования углов снижается при использовании металла разного качества. - На поверхности панели при гибке может образовываться огранка, трещины - Невозможность формообразования панелей двойной кривизны
Раскатка роликами	<ul style="list-style-type: none"> - Управляемое формоизменение детали и образование остаточных напряжений 	<ul style="list-style-type: none"> - Возможность образования растягивающих остаточных напряжений - Образование трещин в деталях, подвергаемых формообразованию и правке раскаткой. - Может привести к «закатыванию» мелких трещин - Множество ограничений и требований

При анализе методов формообразования, выявилось что более прогрессивным методом является формообразование дробью, так как эта технология не нуждается в специальной оснастке и применяется для

крупногабаритных панелей. Однако этот метод предъявляет высокие требования к параметрам процесса и постоянству режимов обработки.

Библиографический список

1. Тлустенко С.Ф. Технология изготовления монолитных панелей для конструкций летательных аппаратов и методика выбора схем деформаций и расчёта параметров напряженно-деформированного состояния процессов [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие / С.Ф. Тлустенко. – Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые граф. дан. (1,8 Кбайт). – Самара, 2014.

2. Формообразование дробью как метод обработки крупногабаритных деталей сложной кривизны в самолетостроении [Электронный ресурс] / Б.В. Лупкин, А.И. Лагутин // Авиационная-космическая техника и технология – 2015 - № 1 (118) – Режим доступа: <http://www.khai.edu/csp/nauchportal/Arhiv/AKTT/2006/AKTT206/Lupkin.pdf>

METHODS OF FORMING OF MONOLITHIC MACHINED PANELS IN THE AIRCRAFT INDUSTRY

Chahlova Christina Viktorovna, graduate student;

Bobin Konstantin Nikolayevich candidate of technical Sciences

Novosibirsk state technical University, 630073, Russia,

Novosibirsk, PR. Karla Marksa, 20, phone: (924) 110-95-73

Chahlova C. V., e-mail: christina13101310@mail.ru

Bobin K. N., e-mail: bobin@corp.nstu.ru

Address for correspondence: ***Chahlova Christina Viktorovna.***, Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx prospect, 20, phone: (924) 110-95-73

Abstract

The current level of aviation equipment development is characterised by its wide use in aircraft structures of large monolithic panels, which have a number of advantages in comparison with composite panels. The use of more progressive and economical methods of forming an actual problem. This article discusses the advantages and disadvantages of methods of forming a monolithic panels.

Key words: methods of forming monolithic panel, shot blasting, free bending, rolling rollers

СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

УДК 621.833.22:539.4

СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ И ФОРМ КОЛЕБАНИЙ КОНИЧЕСКИХ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

Аксенов Евгений Вячеславович, инженер – конструктор;

Непеин Кирилл Геннадьевич, инженер – конструктор

ПАО «Кузнецов», 443022, Россия, г. Самара, Заводское шоссе, 29.

Аксенов Е.В., e-mail yaaks93@gmail.com

Непеин К. Г., e-mail kirill.nepein@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Аксенов Евгений Вячеславович, г. Самара, Заводское шоссе, 29, 8 (937)657-53-61

Аннотация: В статье проведено сравнение результатов экспериментального определения собственных частот и форм колебаний конических шестерен центрального привода с результатами модального анализа. В ходе испытаний возбуждение шестерен осуществлялось пьезоэлектрическим вибратором, точка контакта которого прикладывалась к ободу шестерен. В результате исследования были определены собственные частоты с соответствующими им формами. По параметрам, указанным на чертеже зубчатого колеса с помощью параметрической модели было спроектировано колесо с эвольвентными зубьями. Описаны результаты модального анализа зубчатого колеса. Проведен сравнительный анализ полученных результатов измерений и расчёта.

Ключевые слова: Зубчатые колеса, авиационный двигатель, коробка приводов, конечно-элементная модель, ANSYS.

1. Введение

Авиационные зубчатые колеса являются одним из наиболее сложных узлов механизмов, как с точки зрения проектирования, так и с точки зрения изготовления. В процессе работы зубчатое колесо испытывает как статические, так и динамические нагрузки. Последние могут привести, помимо прочего, к разрушению зубчатых колёс, связанному с их динамическим поведением. Актуальной проблемой делает тот факт, что конические зубчатые колеса часто используются в высоконагруженных редукторах и центральных приводах авиационных двигателей, где вибрации от шестерен могут являться причиной разрушения многих элементов конструкции. В связи с этим при проектировании ответственных зубчатых колес часто существует необходимость определения собственных частот их колебаний и подтверждение расчетов испытаниями.

2. Описание испытаний

Для проведения исследования использовалась коническая шестерня центрального привода авиационного двигателя. Исследования собственных частот проводились методом голографической интерферометрии. Момент резонанса определялся по фигуре Лиссажу на экране электронного осциллографа, на обкладки которого подавался сигнал возбуждения от звукового генератора и сигнал отклика шестерни, регистрируемый бесконтактным акустическим приемником. Формы колебаний записывались на голограмму, а частота регистрировалась по цифровому табло. В результате исследования были выявлены формы с двумя и тремя узловыми диаметрами с частотами 4054 Гц и 9927 Гц соответственно. Формы колебаний зубчатого колеса приведены на рисунке 1.



Рисунок 1 - Формы колебаний, полученные экспериментально:
а - с двумя узловыми диаметрами, б - с тремя узловыми диаметрами.

3. Проведение модального анализа

Расчётная конечно-элементная модель [2, 4, 5] была смоделирована идентично натурной. Анализ проводился средствами программного комплекса ANSYS Mechanical. Граничные условия отражают закрепление зубчатого колеса в процессе испытаний. Результаты расчета приведены в таблице 1.

Таблица 1

Собственные частоты колебаний зубчатого колеса

№ Собственной частоты	1	2	3	4	5	6
Частота, Гц	1863	3620	4113	5239	9571	9885

Было получено несколько собственных частот и форм колебаний. Из таблицы видно, что величины собственных частот №3 и №6 близки с расчетно полученными. Формы колебаний для собственных частот с этими номерами показаны на рисунке 2.

```

NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =4
FREQ=4113.42
USUM (AVG)
RSYS=0
DMX =2.43875
SMN =.869E-05
SMX =2.43875

```

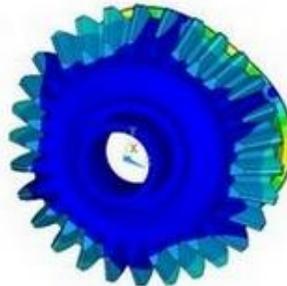


а

```

NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =9
FREQ=9885.64
USUM (AVG)
RSYS=0
DMX =3.01817
SMN =.623E-05
SMX =3.01817

```



б

*Рисунок 2 - Формы колебаний, полученные расчетно:
а - с двумя узловыми диаметрами, б - с тремя узловыми диаметрами.*

Ряд форм, полученных расчетным методом, не были зафиксированы при испытаниях.

Погрешность расчета собственной частоты зубчатого колеса с двумя узловыми диаметрами $\sim 1,4\%$, тремя узловыми диаметрами $\sim 0,4\%$.

4. Выводы

Поведено сравнение результатов модального анализа и экспериментальных данных по определению собственных частот и форм колебаний конических зубчатых колес. Установлена высокая сходимость между результатами испытаний и расчетов.

Библиографический список:

1. Авиационные правила часть 33, Нормы летной годности воздушных судов [Текст]: - М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2004. – 45 с.
2. Иноземцев, А.А. Пятитомный учебник «Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок», серия «Газотурбинные двигатели»/ А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий.// М.: Машиностроение, 2008, С. – 1204.
3. Биргер, И.А. Расчет на прочность деталей машин: Справочник/ И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1993. – 640 с.
4. Басов, К.А. ANSYS справочник пользователя — М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.
5. Демин Ф.И., Проничев Н.Д., Шитарев И.Л. Технология изготовления основных деталей газотурбинных двигателей. Второе издание Самара, СГАУ, 2012. – 468 с.
6. Пановко Я.Г. Введение в теорию механических колебаний. Третье издание. М.: Наука, 1991. – 256 с.
7. Zienkiewicz, O.C., Taylor R.L. The Finite Element Method Fifth edition, Volume 2: Solid Mechanics, Butterworth Heinemann, 2000. – 477 с.
8. Mendes N., Martins J., Montalvao S., Theoretical and Experimental Modal Analysis, Research Studies Press, 1997. – 468 с.

COMPARISON RESULTS OF CALCULATION FREQUENCES AND FLUCTUATION FORMS OF THE BEVEL GEARS WITH EXPERIMENTAL DATA

Aksenov E.V., engineer-constructor. E-mail: yaaks93@gmail.ru.

Nepein K.G., engineer-constructor. E-mail: kirill.nepein@gmail.com

PJSC "Kuznetsov", 443022, Russia, Samara, Zavodskoe st., 29.

Abstract: The article considers comparison results of the determinations of the frequencies and fluctuation forms of aviation bevel gears. Bevel gear often used in highly loaded reducers and central drives of aircraft engines, where gear's vibrations can be a reason of the destruction many elements of engine. Therefore, it is important thing to determine the high convergence of numerical and experimental results. In the article describes the process of experiment: in the course of analysis, excitement were realized by piezoelectric vibrator, which point of the contact was put to hub of gear. In results of experiment were determined frequencies with corresponding fluctuation forms. Described results of the modal analysis of gear. Carried out comparative analysis of calculation results with data of the experiment and established the identity of the results with a minimum error.

Keywords: Aircraft engines, gear, meshing, finite element model of static and dynamic strength, ANSYS.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ ПОЛОЙ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА С УЧЕТОМ ЕЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ

*Анохин Денис Вячеславович, инженер – конструктор 3 категории;
Елизаров Дмитрий Александрович, начальник бригады динамики и
прочности компрессоров; Аксенов Евгений Вячеславович, инженер –
конструктор; Непеин Кирилл Геннадьевич инженер – конструктор*
ПАО «Кузнецов», 443022, Россия, г. Самара, Заводское шоссе, 29.

Анохин Д.В., e-mail dns@list.ru

Елизаров Д.А., e-mail elizarov.dmitriy@gmail.com

Аксенов Е.В., e-mail yaaks93@gmail.com

Непеин К. Г., e-mail kirill.nepein@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Анохин Денис Вячеславович, г. Самара, Заводское шоссе, 29, 8 (937)657-51-48

Аннотация: В статье рассмотрены моделирование и численные исследования прочности полой лопатки вентилятора. Было выполнено обоснование выбора облегченной лопатки вентилятора. Описание конструктивных особенностей построения твердотельной модели, облегченной рабочей лопатки вентилятора. Также были описаны технологические особенности изготовления облегченной рабочей лопатки вентилятора, которые будут приняты во внимание при расчетах на статическую и динамическую прочность. После построения твердотельной модели полой лопатки вентилятора была получена «холодная» конструкторская модель, для выполнения конструкторской документации. Полученные методы применяются на практике для оценки напряженно-деформированного состояния (НДС) и собственных колебаний полой лопатки вентилятора.

Ключевые слова: Авиационный двигателей, вентилятор, широкохордная рабочая лопатка, полая лопатка, конструкция, технология, конечно-элементная (КЭ) модель статическая и динамическая прочность.

Одной из наиболее приоритетных критических технологий на пути к производству двигателей 5-го поколения является освоение производства облегченных конструкций широкохордных рабочих лопаток (РЛ) вентилятора [1, 2]. В ходе работы над перспективными изделиями в ПАО «Кузнецов» разрабатываются методы твердотельного моделирования и прочностных расчетов таких конструкций. В основе производства современных полых конструкций с наполнителем [3, 4] лежат технологии диффузионной сварки давлением (СД) и сверхпластической формовки (СПФ) [5].

Наиболее перспективные мероприятия для снижения массы каждой лопатки в отдельности – это применение в конструкциях лопаток с облегчением

за счет организации внутренних полостей [6, 7].

Было выполнено два этапа для снижения массы рабочей лопатки вентилятора. На первом этапе был выполнен переход от лопатки (с полкой и елочным замком) на бесполочную лопатку с круговым замком типа «ласточкин хвост». Это позволило снизить массу на 16%. На втором этапе был выполнен переход от бесполочной лопатки с круговым замком на полую лопатку, снижение массы относительно первоначальной модели составило 37,6%. Этапы снижения массы рабочей лопатки вентилятора представлены на рисунке 1.

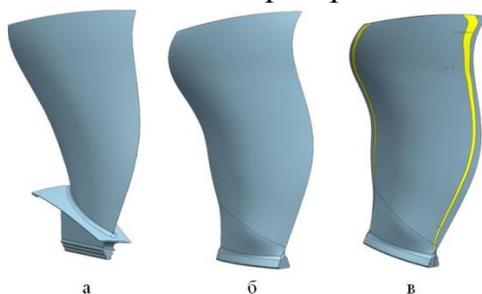


Рис. 1. Этапы снижения массы:

а – цельная лопатка с замком типа «двузубая елка», б – цельная лопатка с круговым замком типа «ласточкин хвост», в – полая лопатка с круговым замком типа «ласточкин хвост».

Основными недостатками данной конструкции являются: сложность освоения технологии производства, сложность проектирования, высокая стоимость изделия [8, 9].

В состав заготовки входят три листа, образующие спинку 1, гофрированный наполнитель 2 и корытце 3 (рисунок 2).

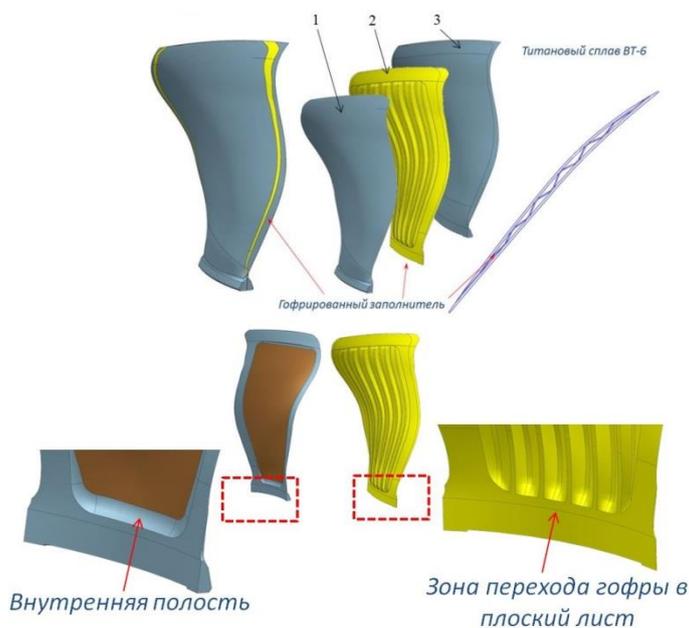


Рис. 2. Составные части полой лопатки вентилятора

Расчёт на прочность и колебания рабочей лопатки вентилятора

Основой для прочностных расчетов является КЭ-сетка, получаемая

средствами ANSYS.

На текущем этапе используется ряд допущений: постоянная заданная толщина гофрированного заполнителя, описание сплайнами мест перехода гофрированной части листа в плоскую. На рисунке 4 подробно показана КЭ модель.

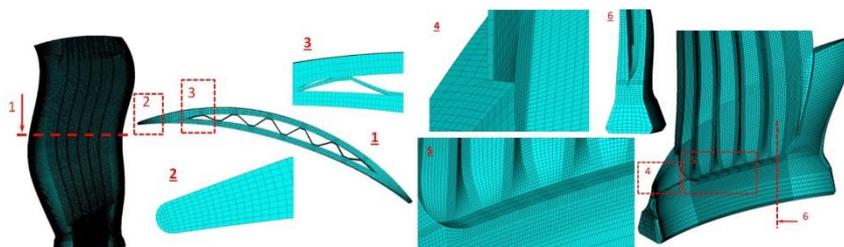


Рис. 3. Конечно-элементная модель

Следующим этапом является получение холодной конструкторской геометрии. Ввиду того, что аэродинамическое проектирование ведется для рабочего положения лопатки, поиск исходной «холодной» геометрии для выпуска конструкторской документации и производства лопатки с учетом геометрической нелинейности процесса деформирования представляет собой нетривиальную задачу.

После получения «холодной» геометрии производятся статические расчеты НДС конструкции (рисунок 4) [10]. Значения полученных на текущий момент коэффициентов запаса превышают 1,05.

Расчет выполняется для множества режимов работы изделия. Получаемые частоты и формы колебаний позволяют производить построение резонансной диаграммы и частотную отстройку лопатки от резонансов в рабочем диапазоне частот вращения ротора. На рисунке 4 показаны результаты статических расчетов трех вариантов лопатки с изменением радиальных распределений выносов сечений относительно радиальной оси.

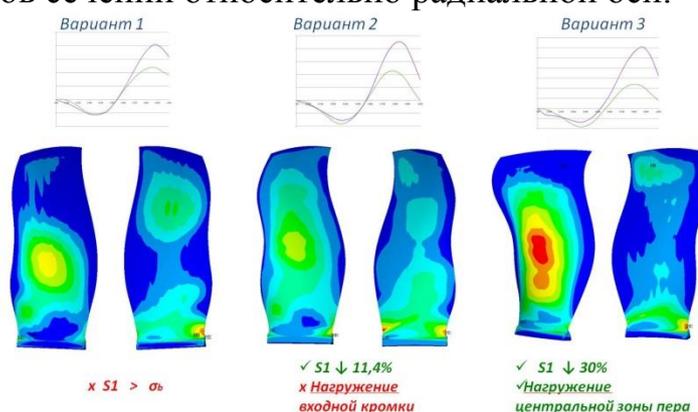


Рис. 4. Результаты статических расчетов трех вариантов лопаток

Необходимые мероприятия: Дальнейшее снижение напряжений до полного соответствия с требованиями Норм прочности; повышение жесткости профильной части (особенно периферийной) с целью стабилизации радиальных зазоров; повышение частоты основного тона колебаний лопатки; оптимизация конструкции диска; оптимизация замкового соединения; дальнейшее

исследование влияния отдельных параметров на характеристики прочности изделия; изготовление опытного образца, получение предела выносливости.

Выводы

В данной работе была смоделирована полая рабочая лопатка вентилятора с учетом ее конструктивных и технологических особенностей. Что позволило снизить массу на 37%. Было выполнено серия расчетов на статическую и динамическую прочность. По которым видно, что коэффициенты запаса удовлетворяют нормам прочности.

Библиографический список:

1. Иноземцев, А.А. Пяти томный учебник «Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок», серия «Газотурбинные двигатели»/ А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий.// М.: Машиностроение, 2008, С. 1204.
2. Скибин, В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)/ В.А. Скибин, В.И. Солонин и др.// М.: ЦИАМ, 2004. 422 с.
3. Richard, R. Hollow blade. Патент США №GB2147055 от 05.01.1985.
4. Halila, G., Hollow airfoils/ G. Halila, K.I. Hansen// Патент Великобритании № 2254892 от 21.10.1992.
5. Иностранные авиационные двигатели (по данным иностранной печати). Вып. XIII. М.: ЦИАМ. 2000. 534 с.
6. Cogan R.M. Способ изготовления фасонных изделий. Патент США № 3588990. 1971. В21к 3/04; В23р 15/02; 15/04.
7. Genckin, B.N. Способ изготовления профильных секционных лопаток сваркой давлением. Патент США № 5170666. 1972. В21к 3/04; В23 К/01.
8. Каримбаев, Т.Д. Гибридные конструкции лопаток перспективных вентиляторов/ Т.Д. Каримбаев, А.А. Луппов// Материалы XXV Юбилейной международной конференции и выставки, май-июнь 2005г. С. 331-332.
9. Каблов, Е.Н. Конструктивные и технологические решения для создания составных лопаток перспективных вентиляторов с применением прочных и жестких металлокомполитов / Е.Н. Каблов, С.Е. Салибеков, Ю.А. Абузин и др. // М.: ЦИАМ, 2003. С. 124-138.
10. Биргер, И. А. Расчет на прочность деталей машин: Справочник/ И. А. Биргер, Б. Ф. Шорр, Г. Б. Иосилевич. — 4-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1993. – 640 с

MODELING AND NUMERICAL STRUCTURAL ANALYSIS OF A HOLLOW FAN BLADE IN VIEW OF ITS CONSTRUCTIONAL PROCESS SPECIFICS

Anokhin D.V., engineer-constructor 3 categories. E-mail: dns_list@list.ru
Elizarov D.A., engineer-constructor .E-mail: elizarov.dmitriy@gmail.com
Aksenov E.V., engineer-constructor. E-mail: yaaks93@gmail.com
Nepein K.G., engineer-constructor. E-mail: kirill.nepein@gmail.com
PJSC «Kuznecov», 443022, Russia, Samara, Zavodskoe shosse, 29.

Abstract: the article considers the modeling and numerical study of strength of hollow fan blades. It was made the rationale for the selection of lightweight fan blades. Description of design features in the design of solid models, facilitated the working of the fan blades. Also described the technological features of manufacturing a lightweight rotor blade of the fan that will be taken into account in calculations of static and dynamic strength. After building a solid model of a hollow fan blade a "cool" design model to accomplish design documentation. The methods applied for assessment of the stress-strain state and natural vibrations of a hollow fan blade.

Keywords: Aircraft engines, the fan-wide-chord rotor blade, a hollow blade design, technology, finite element (FE) model of static and dynamic strength.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕЖИМОВ ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ПО РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

*Анохин Денис Вячеславович, аспирант;
Матвеева Карина Фёдоровна, студентка;
Вакулюк Владимир Степанович, д.т.н., профессор;
Ковалкин Юрий Петрович, к.т.н., доцент*

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Анохин Д.В., Матвеева К.Ф. e-mail sopromat@ssau.ru
Вакулюк В.С., Ковалкин Ю.П. e-mail sopromat@ssau.ru

Адрес для корреспонденции: Вакулюк Владимир Степанович, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Аннотация:

Исследовалось влияние режимов термической и химико-термической обработки на предел выносливости через распределение остаточных напряжений в поверхностном слое корсетных образцов. Испытания на усталость проводились на базе испытаний – $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Часть образцов, испытанных на пределе выносливости, была доведена до разрушения. Во всех образцах обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости.

Остаточные напряжения определялись расчётно-экспериментальным методом по первоначальным деформациям образца-свидетеля. Остаточные напряжения определялись после технологического цикла изготовления образцов, так и после испытаний на усталость, что подтвердило устойчивость остаточных напряжений к воздействию переменных напряжений. Влияние режимов термической и химико-термической обработки исследовалось на материалах ВКС-5 и ЭП718. Влияние температуры испытаний на усталость на величину распределение остаточных напряжений изучалось на образцах из материала ВНС-17.

Ключевые слова: корсетный образец, предел выносливости, первоначальные деформации, остаточные напряжения

1. Введение

В исследовании изучалось влияние технологии изготовления корсетных образцов круглого поперечного сечения с наименьшим диаметром 7,5 мм из сплавов ВКС-5 и ЭП718 на предел выносливости через величину и распределение остаточных напряжений поверхностного слоя. После механической обработки (шлифования) образцы подвергались термической и химико-термической обработке по режимам, приведённым в табл.1.

Таблица 1.

Режимы обработки, результаты определения остаточных напряжений и предела выносливости корсетных образцов

Материал	№ п/п	Режимы обработки	σ_{-1} , МПа	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_{\sigma}$
ВКС-5	1	закалка 900 ⁰ С; отпуск 600 ⁰ С - 1 час	760	- 136	–
	2	ионная цементация 950 ⁰ С-1 час; отпуск 650 ⁰ С - 3 часа	900	- 389	0,553
	3	цементация 940 ⁰ С - 6 часов; отпуск 650 ⁰ С - 3 часа; закалка 900 ⁰ С; обработка холодом: - 70 ⁰ С	1040	- 672	0,522
ЭП718	1	ложное борирование	340	- 82	–
	2	борирование	580	- 598	0,465

Испытания образцов на усталость при чистом изгибе в случае симметричного цикла проводились на машине МВП-10000, база испытаний – $30 \cdot 10^6$ циклов нагружения, температура испытаний – 70⁰С. Результаты определения предела выносливости σ_{-1} представлены в табл.1. Можно видеть, что химико-термическая обработка образцов привела к существенному повышению сопротивления усталости. Часть образцов, испытанных на пределе выносливости при $30 \cdot 10^6$ циклов нагружения, была доведена до разрушения при бóльшей нагрузке. Во всех разрушенных образцах были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости, средняя глубина которых $t_{кр}$ составляла 0,160 мм, что соответствует зависимости, установленной в работе [1].

Меридиональные σ_{φ} остаточные напряжения определялись расчётно-экспериментальным методом по первоначальным деформациям образца-свидетеля [2]. В качестве образца-свидетеля использовалась гладкая цилиндрическая деталь диаметром 7,5 мм, прошедшая весь технологический цикл упрочнения совместно с исследуемым корсетным образцом. Исследовались остаточные напряжения в образцах как непосредственно после термической обработки, так и после испытаний на усталость.

Необходимо отметить, что остаточные напряжения в образцах, прошедших базу испытаний при напряжениях, равных пределу выносливости, практически не отличались от остаточных напряжения образцов, не подвергавшихся испытаниям на усталость.

Из данных рис.1 следует, что при всех исследованных видах термической и химико-термической обработок в образцах действуют сжимающие остаточные напряжения с максимумом на поверхности, достигающим в образцах из ВКС-5 после цементации - 2200 МПа (рис.1,а; эпюра 3).

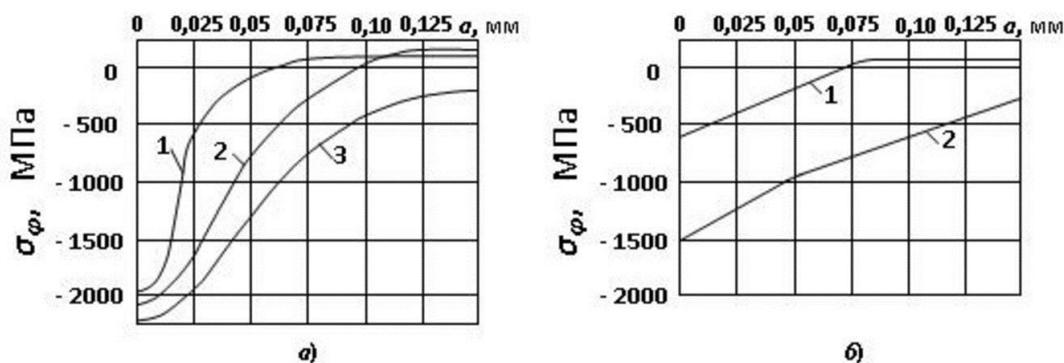


Рис.1. Распределение меридиональных σ_{φ} остаточных напряжений в корсетных образцах из сплавов ВКС-5 (а) и ЭП718 (б); номера эюр соответствуют номерам вариантов табл.1.

На примере образцов из сплава ВКС-5 можно проследить за влиянием полноты эпюры сжимающих остаточных напряжений на предел выносливости. После ионной цементации и обычной цементации наибольшие остаточные напряжения различаются незначительно: - 2100 МПа и - 2200 МПа соответственно (рис.1, а; эпюры 2 и 3). Однако после ионной цементации распределение остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя является менее полным, чем после обычной цементации. О влиянии характера распределения остаточных напряжений на сопротивление усталости указывалось ранее в работе [3].

Изучалось влияние температуры испытаний на усталость на величину и распределение остаточных напряжений в образцах из сплава ВНС-17. На рис.2 приведены средние остаточные напряжения корсетных образцов, подвергавшихся испытаниям на усталость при нормальной и повышенной температурах.

Анализ результатов расчёта показал, что распределение осевых остаточных напряжений по глубине наименьшего сечения корсетных образцов для всех рассмотренных вариантов состояния упрочнённой поверхности практически совпадают с аналогичными зависимостями для гладких образцов. Следовательно, концентрация остаточных напряжений для исследованных корсетных образцов практически отсутствует.

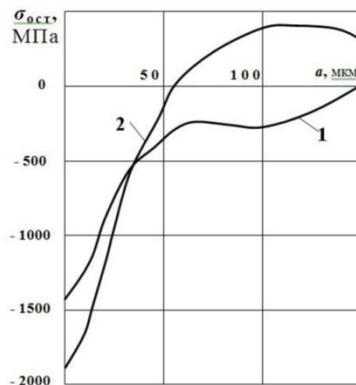


Рис.2. Остаточные напряжения в корсетных образцах из сплава ВНС-17 после двойного азотирования с последующим отпуском. Закалка 860°C – 40 мин, отпуск 640°C – 4 часа, отпуск 580°C – 10 часов, азотирование 630°C – 20 часов, отпуск 600°C – 2 часа: 1– $T_{исп}=20^{\circ}\text{C}$, 2– $T_{исп}=500^{\circ}\text{C}$

Библиографический список:

1. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение I. Сплошные детали / В.Ф. Павлов // Известия ВУЗов. Машиностроение.–1988. – №8. – С. 22-25.

2. Павлов В.Ф., Столяров А.К., Вакулюк В.С., Кирпичёв В.А. Расчёт остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений по первоначальным деформациям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 124 с.

3. Влияние характера распределения остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя детали на сопротивление усталости / В.Ф. Павлов // Известия ВУЗов. Машиностроение.– 1987. – №7. – С. 3-6.

ANALYSIS OF THERMOCHEMICAL TREATMENT MODES EFFECIENCY BY RESIDUAL STRESSES DISTRIBUTION

Anohin Denis Vjacheslavovich, postgraduate, e-mail sopromat@ssau.ru;
Matveeva Karina Fjodorovna, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;
Vakuljuk Vladimir Stepanovich, D.Sc., Professor, e-mail sopromat@ssau.ru
Kovalkin Jurij Petrovich, Ph.D., Associate Professor, e-mail
sopromat@ssau.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

The influence of thermal and thermochemical treatment modes on the endurance limit through the residual stresses distribution in the surface layer of corset specimens has been studied. Fatigue tests were carried out on the base of tests - $3 \cdot 10^6$ loading cycles. Part of the specimens tested at the Fatigue point, was brought to destruction. Non-propagating fatigue cracks have been found in all specimens. The residual stresses were determined by the calculation-experimental method by the initial deformations of the reference specimen. Residual stresses were determined after the technological cycle of sampling, and after fatigue tests, that's been confirmed the stability of residual stresses to the effect of alternating stresses. The influence of the thermal and chemical-thermal treatment modes was studied on the materials VKS-5 and EP718. The influence of the fatigue tests temperature on the magnitude of the residual stress distribution was studied on samples made of material VNS-17.

Keywords: corset specimen, endurance limit, initial deformations, residual stresses

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПОР ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ

Белоусов Анатолий Иванович, канд. техн. наук; Запысова Елена Алексеевна, студент; Кожевников Алексей Николаевич, аспирант; Колычев Артём Юрьевич, студент; Красноруцкий Дмитрий Александрович, канд. техн. наук; Мишенина Виктория Сергеевна, студент.

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

Мишенина В. С., email victoriya.mishenina@yandex.ru

Красноруцкий Д. А., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Мишенина Виктория Сергеевна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (999)450-35-73

Аннотация

В статье рассматривается методика определения динамических характеристик опор воздушных линий электропередачи (ЛЭП) с учётом податливости их закрепления. В качестве модели для отработки методики выбрана консольно-закреплённая труба прямоугольного поперечного сечения, для которой выполнены теоретические расчёты и проведен эксперимент с использованием модального молотка на аппаратуре Scadas Mobile под управлением программного обеспечения Test.Xpress. Обработка результатов выполнена в составленной в среде MathCAD программе с использованием быстрого преобразования Фурье. Сделан вывод о том, что качество закрепления опоры влияет на получаемые динамические характеристики.

Ключевые слова

Частоты собственных колебаний, методика, консольно-закрепленная балка, опоры ЛЭП, изгиб балки

1. Введение

При проектировании конструкций важно, чтобы создаваемая математическая модель реальной конструкции адекватно описывала требуемые свойства объекта. Для повышения качества моделирования необходимо в расчётах на воздействие внешних нагрузок закладывать в математическую модель реальные динамические характеристики, которые могут быть получены из результатов эксперимента.

Проведение экспериментального исследования непосредственно на опоре ЛЭП без готовой методики и алгоритма обработки эксперимента может привести к непредсказуемому результату, поэтому, необходимо отработать методику на простой модели, в качестве которой была выбрана консольно-защемлённая балка. Результаты проведённого эксперимента сопоставлены с результатами аналитического расчёта, а также с результатами, полученными с

помощью метода конечных элементов (МКЭ). Сравнивая экспериментальные и теоретические данные, можно оценить жёсткость крепления конструкции. Оценка качества заземления конструкции в дальнейшем поможет в определении податливости грунтов в точке крепления опор.

2. Теория и методика экспериментального исследования

В качестве тестовой задачи по верификации расчетов в конечно-элементном комплексе ANSYS и экспериментальных методов определения динамических характеристик, была выбрана модель консольно-защемленной упругой балки. Тестовая конструкция (рис. 1) изготовлена из прямоугольной стальной трубы с геометрическими параметрами сечения 40x20x1.5 мм и длиной 3 м, которая приварена к металлической пластине, а пластина приварена к силовому полу.

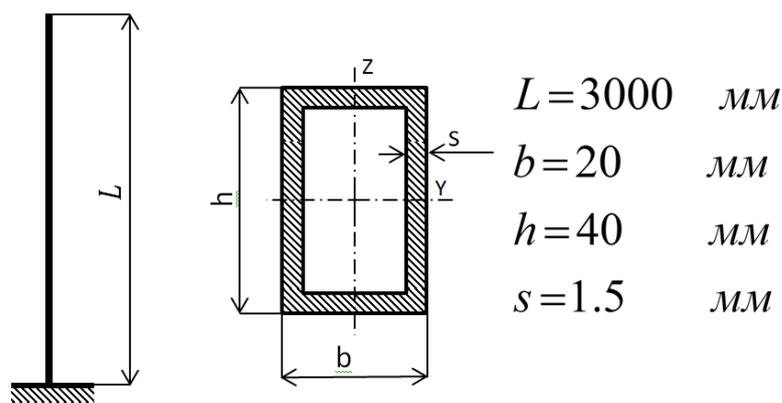


Рис.1. Расчетная схема

Известны аналитические значения собственных чисел [1] для консольно-защемленной трубы, которые приведены в таблице 1.

Таблица 1

Собственные числа изгибных колебаний для консольно-защемленной трубы

Номер частоты	1	2	3	4	k
Значение	1.875	4.694	7.855	10.996	$\frac{\pi}{2}(2k-1)$

В таблице 2 приведены рассчитанные по собственным числам частоты изгибных колебаний балки длиной 3 метра с размерами поперечного сечения 40x20x1.5 мм и 20x40x1.5мм.

Таблица 2

Значения собственных частот колебаний балки в разных плоскостях изгиба

Номер формы	Значение частоты, Гц	
	Плоскость меньшей изгибной жесткости (40x20x1.5)	Плоскость большей изгибной жесткости (20x40x1.5)
1	2.64	4.59
2	16.54	28.79
3	46.32	80.63
4	90.76	157.99
5	150.03	261.18
6	224.12	390.16
7	313.02	544.94
8	416.75	725.51
9	535.29	931.87

Данная конструкция была также смоделирована в конечно-элементном пакете ANSYS [2]. Сравнение результатов, полученных двумя способами для балки длиной 3 метра, представлено в таблице 3.

Таблица 3

Сравнение собственных частот колебаний трубы, полученных двумя способами

Номер частоты	Значение частоты, Гц		Разница, %
	Аналитическое решение	Конечно-элементная модель	
1	2.64	2.64	0
2	4.59	4.59	0
3	16.54	16.54	0
4	28.79	28.79	0
5	46.32	46.30	0,04
6	80.63	80.56	0,09
7	90.76	90.71	0,05
8	150.03	149.90	0,09
9	157.99	157.74	0,16
10	224.12	223.84	0,12

Было проведено экспериментальное исследование с целью определения частот собственных колебаний, где использовалось следующее оборудование:

1. LMS Scadas Mobile с двумя слотами: контроллер XSI и восьми канальный входной модуль (рис.1).

2. LMSTest.Xpress5AModalImpactTesting – программное обеспечение для проведения модальных испытаний с ударным молотком (предустановленно).

3. Ударный молоток для модальных испытаний (чувствительность – 11.2 mV/N; диапазон - ± 440 N; масса – 0.16 кг).

4. Кабель малошумящий антивибрационный 10м, BNC/BNC.

5. Высокочувствительный ИРС акселерометр для модальных испытаний (чувствительность – 100 mV/g; частотный диапазон – 0.5Гц ÷ 3кГц; амплитудный диапазон - ± 50 g; масса – 4гр; разъем – 10-32).

6. Кабель малошумящий антивибрационный 10м, 10-32/BNC.

Балка была размечена по всей длине с шагом в 15 см, начиная от заделки. Для каждой плоскости изгибной жесткости датчик для записи откликов закреплялся в точку, соответствующую 150 см. а удары вибромолотом наносились в отмеченные точки, начиная с 210 см и до точки 15 см. Таким образом, в рамках эксперимента было выполнено 28 измерений (по 14 для каждой плоскости жесткости).

Сначала проводился монтаж и калибровка измерительного комплекса. Затем производился запуск измерительной сессии (старт записи) и наносился удар в заранее отмеченную точку. Если сигнал с молотка не имел двойных пиков (что свидетельствует о отсутствии вторичного воздействия на балку), то в течение **10 секунд** проводилась запись показаний с датчиков (отклик). После этого балку приводили в состояние покоя и переходили к удару по следующей точке. Далее записанные отклики экспортировались в виде текстовых данных, содержащих следующую информацию: время, амплитуда с датчика вибромолота и значение перегрузки, считанное с акселерометра.

Частота дискретизации сигнала составляла **2560 Гц**, т.е. запись показаний проводилась с шагом **0.390625 миллисекунды**. За все время записи были получены **25720 записей** с датчиков. Для преобразования записанных временных диаграмм в частотные диаграммы балки было использовано быстрое преобразование Фурье, алгоритм которого и весь последующий анализ реализовали в комплексе Mathcad.

Для быстрого преобразования Фурье в Mathcad используется алгоритм Кули – Тьюки (Cooley – Tukey). Затем отобранные значения с датчиков используются в быстром преобразовании Фурье. В результате получена амплитудно-частотная характеристика (рис. 5.).

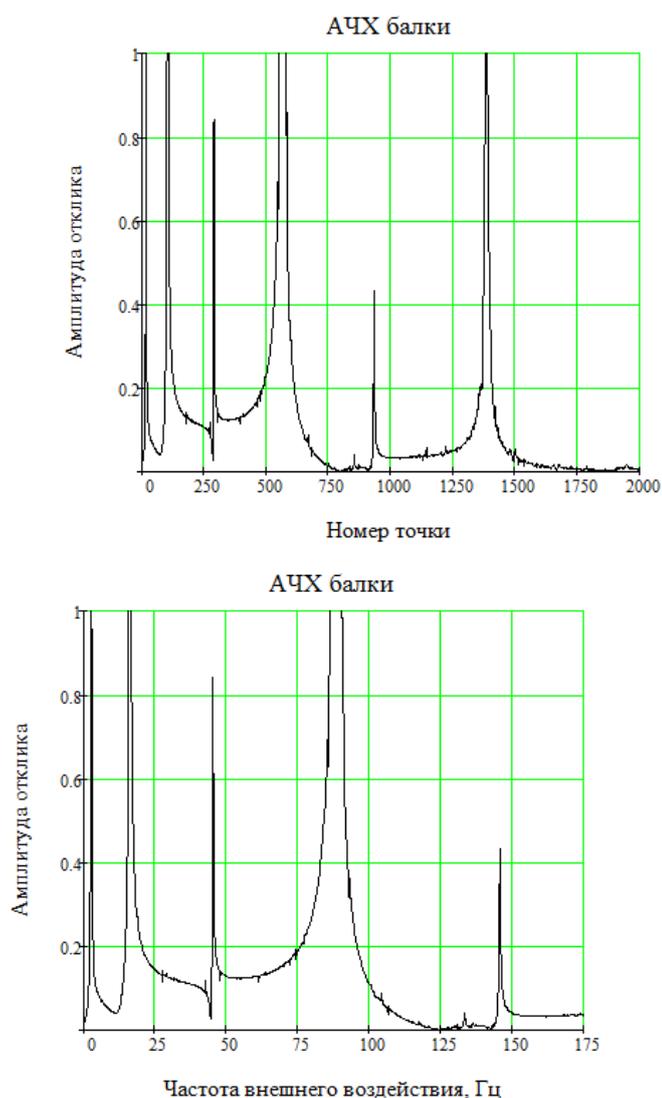


Рис. 5. Полученные амплитудно-частотные характеристики

Значения собственных частот для некоторых точек возбуждения, полученные из анализа АЧХ, приведены в таблицах 4, 5.

Таблица 4

Полученные низшие частоты собственных колебаний в зависимости от точки возбуждения. Плоскость меньшей изгибной жесткости

Положение точки возбуждения, см	Частоты, Гц					
	1	2	3	4	5	6
210	2.57	16.09	45.31	88.28	145.78	216.41
195	2.57	16.09	45.16	88.28	145.78	216.25
180	2.57	16.09	45.16	88.28	145.78	216.09
165	2.57	16.09	45.31	88.28	145.94	216.56
150	2.57	16.09	45.16	88.44	145.78	216.25
135	2.57	16.09	---	88.44	145.94	216.56
120	2.57	16.09	45.16	88.28	145.78	217.97

Таблица 5

Полученные низшие частоты собственных колебаний в зависимости от точки возбуждения. Плоскость большей изгибной жесткости

Положение точки возбуждения, см	Частоты, Гц			
	1	2	3	4
210	4.38	27.50	77.03	150.31
195	4.38	27.50	77.03	150.31
180	4.38	27.50	77.03	150.31
165	4.38	27.50	77.03	150.31
150	4.38	27.50	---	150.31
135	4.38	27.50	77.03	150.31
120	4.38	27.50	77.03	150.31

3. Результаты

Сравнение полученных частот собственных колебаний с аналитическим решением приведено в таблице 6.

Таблица 6

Сравнение результатов аналитического расчета и экспериментальных данных

Номер частоты	Значение частоты, Гц		Разница, %
	Аналитическое решение	Экспериментальные данные	
1	2.64	2.57	2,6
2	4.59	4.38	4,7
3	16.54	16.09	2,7
4	28.79	27.50	4,5
5	46.32	45.31	2,2
6	80.63	77.03	4,5
7	90.76	88.28	2,7
8	150.03	145.78	2,8
9	157.99	150.31	4,9
10	224.12	216.41	3,4

4. Выводы

Полученные экспериментальным методом значения частот собственных колебаний, имеют меньшие значения, чем рассчитанные, что может указывать на то, что реализованные граничные условия не могут рассматриваться как жесткая заделка.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Биргер И. А. Прочность, устойчивость, колебания. Справочник в трех томах. Том 3. Под ред. Д-ра техн. наук И. А. Биргера. Чл.-корр. АН Латвийской ССР Я. Г. Пановко. с.294-300.
2. Каплун А.Б. ANSYS в руках инженера: Практическое руководство / А.Б. Каплун, Е.М. Морозов, М.А. Олферьева; М.: Едиториал УРСС, 2003. 272 с.

METHODOLOGY OF POWER TRANSMISSION LINE PYLON DYNAMICAL CHARACTERISTICS DEVELOPMENT

Belousov Anatoly Ivanovich, Ph.D. (Engineering); Zapysova Elena Alekseevna, student; Kozhevnikov Aleksey Nikolaevich, Post-graduate student; Kolychev Artem Yuryevich, student; Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich, Ph.D. (Engineering); Mishenina Viktoriia Sergeevna, student

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel. (953) 888-61-44

Mishenina V.S., email victoriya.mishenina@yandex.ru

Krasnorutskiy D. A., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Mishenina Viktoriia Sergeevna,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel.(999)450-35-73

Abstract

Power Transmission Line Pylons dynamical characteristics definition methodology in case of boundary conditions elasticity taken into consideration is presented in this paper. A cantilever beam with rectangle cross section is used as a simple model to validate the methodology. Theoretical calculations and experimental data, obtained by impact hammer modal testing as the part of Scadas Mobile Testing tool and Test.Xpress modal analysis program, are available. The experimental data evaluation is performed in the MathCAD program by Fast Fourier Transform method usage. The boundary conditions quality affects obtaining dynamical characteristics of the model.

Keywords

Natural frequency, methodology, cantilever beam, Power Transmission Line pylons, beam bending.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СОБСТВЕННЫХ ТОНОВ КОЛЕБАНИЙ ПО АМПЛИТУДНО-ЧАСТОТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ КОНСТРУКЦИЙ

*Бернс Владимир Андреевич^{1,2}, Жуков Егор Павлович^{1,2},
Маленкова Валерия Васильевна^{1,2}, Маринин Дмитрий Александрович^{1,3}*

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

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина,
630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

³Информационные спутниковые системы имени академика М. Ф. Решетнёва,
662972, Россия, г. Железногорск, ул. Ленина, 52

Бернс В. А., e-mail: v.berns@yandex.ru;

Жуков Е. П., e-mail: zh-ep@yandex.ru

Маленкова В. В., e-mail: malenkova_vv@mail.ru

Маринин Д. А., e-mail: marinin@iss-reshetnev.ru

Адрес для корреспонденции: Маленкова Валерия Васильевна,

Новосибирский государственный технический университет,
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.: (923) 182-10-77

Предлагается способ идентификации обобщенных масс, жесткостей и демпфирования собственных тонов колебаний динамических систем по результатам модальных испытаний. Полагается, что в процессе испытаний с помощью многоканальной системы возбуждения и измерения колебаний поочередно выделяются собственные тона объекта исследований в некотором частотном диапазоне. Вынужденные колебания объекта в окрестности каждой собственной частоты описываются линейным осциллятором. Характеристики осциллятора определяются из условия минимума отличия обобщенных сил в реальной системе и осцилляторе, реализующих амплитуды колебаний осциллятора, равные амплитудам реальной системы.

Ключевые слова: динамическая система, собственный тон колебаний, обобщенные динамические характеристики, модальные испытания, идентификация.

Введение. Решается задача идентификации параметров собственных тонов колебаний по результатам модальных испытаний динамических систем методом фазового резонанса. В окрестности частоты фазового резонанса каждого тона фиксируются амплитудно-частотные и фазо-частотные характеристики (АЧХ и ФЧХ) объекта, с помощью которых определяются частоты фазовых резонансов. Собственными частотами тонов колебаний считаются частоты фазовых резонансов, а собственными формами – колебания объекта на этих частотах [2,3].

Метод исследования. Уравнения движения объекта исследований в процессе модальных испытаний запишем в виде:

$$A\ddot{Z} + H\dot{Z} + CZ = P, \quad 1)$$

где $A(N \times N)$, $H(N \times N)$, и $C(N \times N)$ – матрицы инерции, жесткости и демпфирования, $Z(N)$ – отклик объекта в N точках на внешнее воздействие $P(N)$, N – количество учитываемых собственных тонов колебаний объекта в заданном диапазоне частот.

В модальных испытаниях используем гармоническое внешнее воздействие $P = E \sin \omega t + F \cos \omega t$, отклик на которое запишем в виде $Z = U \sin \omega t - V \cos \omega t$. Здесь U и V – синфазная и квадратурная составляющие перемещений.

Если представить отклик объекта в виде совокупности собственных колебаний $Z = WG$ (W – матрица собственных векторов, G – вектор обобщенных перемещений), то системе уравнений движения в физической системе координат (1) соответствуют уравнения в главных координатах:

$$[a]\ddot{G} + [h]\dot{G} + [c]G = Q.$$

Здесь $[a]$, $[h]$ и $[c]$ – диагональные матрицы обобщенных масс, демпфирования и жесткости; $c_i = p_i^2 a_i$, p_i – собственная частота i – го тона, $i = 1, 2, \dots, N$; $Q = W^T P$ – обобщенная сила внешнего воздействия.

Обобщенные характеристики собственных тонов колебаний определяются, как правило, по отклику конструкции вблизи собственных частот. В этом случае минимальны погрешности их оценки, вызванные взаимным влиянием тонов [1]. Но в это же время наблюдается снижение точности определения обобщенных масс вблизи собственных частот тонов вследствие больших погрешностей в измерениях синфазной составляющей перемещений при этих частотах колебаний [1]. Поэтому представляется целесообразным построить алгоритм расчета параметров собственных тонов колебаний таким образом, чтобы ошибки измерения синфазной составляющей не оказывали прямого влияния на точность определения масс. Ниже излагается такой алгоритм.

Определение обобщенных характеристик конструкции основано на допущении о том, что вынужденные колебания системы вблизи собственной частоты i -го тона описываются линейным осциллятором:

$$a_i \ddot{g}_i + h_i \dot{g}_i + c_i g_i = Q_i.$$

Причем $g_i = y_i \sin(\omega t - \gamma)$, где y_i – амплитуда, а $(\omega t - \gamma)$ – фаза колебаний. В качестве обобщенных координат g_i приняты перемещения точек нормирования собственных векторов w_i . Для идентификации обобщенной массы, жесткости и демпфирования тона предлагается использовать условие минимума отличия обобщенных сил Q_κ , реализуемых в эксперименте, от сил Q_κ^* , определяющих амплитуды колебаний осциллятора, равные экспериментальным при возбуждении колебаний на частотах ω_κ ($\kappa = 1, 2, \dots, M$,

$$M \geq 3): \min \sum_{k=1}^M (Q_k^2 - Q_k^{*2}).$$

Необходимое условие экстремума функционала приводит к системе нелинейных уравнений для определения обобщенных характеристик. Эту систему нелинейных уравнений удастся решить точно:

$$a_i = [(f_2 d_3 - f_3 d_2) / (f_1 d_2 - f_2 d_1)]^{1/2}, \quad c_i = -(a_i^2 d_1 + d_3) / (d_2 a_i)$$

$$h_i = \left[\left(\sum_{k=1}^M Q_k^2 y_k^2 - c_i^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 - a_i^2 \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^4 + 2a_i c_i \sum_{k=1}^M y_k^4 \omega_k^2 \right) / \sum_{k=1}^M y_k^4 \right]^{1/2}$$

$$f_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^4 - \omega_i^4), \quad f_2 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_j^4 (\omega_j^2 - \omega_i^2), \quad f_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^4 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2)$$

$$d_1 = \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^2 (\omega_i^4 - \omega_j^4), \quad d_2 = 2 \sum_{i,j=1}^M y_i^4 y_j^4 \omega_i^2 (\omega_j^2 - \omega_i^2), \quad d_3 = \sum_{i,j=1}^M y_i^2 y_j^2 \omega_i^2 (y_i^2 Q_j^2 - y_j^2 Q_i^2)$$

В таком способе оценки обобщенных параметров не участвует собственная частота тона, которая определяется независимо и с высокой точностью. Поэтому собственная частота может быть использована для контроля достоверности обобщенных масс и обобщенных жесткости.

Проведены исследования влияния случайных ошибок измерений амплитуд колебаний на точность определения обобщенной массы. Методика этих исследований изложена в [1]. Показано, что погрешность оценки массы может не превышать погрешности измерения амплитуд колебаний.

Результаты. Достоверность определяемых предложенным способом обобщенных характеристик собственных тонов колебаний подтверждена результатами модальных испытаний динамически подобной модели самолета Ту-334 и натуральных изделий Су-30, Як-152 и электронасосного агрегата (ЭНА) космического аппарата. Примеры этих результатов приведены в таблице, в первом столбце которой приведены условные номера тонов, а Δp определяет различие расчетных и экспериментальных собственных частот колебаний.

Таблица

Результаты испытаний

№ тона	$\Delta p, \%$			
	Ту-334	Су-30	Як-152	ЭНА
1	0,06	0,41	0,14	0,08
2	0,05	0,27	0,48	0,08
3	0,26	0,11	0,57	0,19
4	0,04	0,22	0,03	0,00
5	0,24	0,42	0,59	-
6	-	0,8	0,8	-

Библиографический список:

1. Бернс В. А. Диагностика и контроль технического состояния самолетов по результатам резонансных испытаний : монография / В. А. Бернс. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2012. – 272 с.
2. Хейлен В., Ламменс С., Сас П. Модальный анализ: теория и испытания – М.: ООО «Новатест», 2010. – 319 с.
3. Clerc D. Methode de recherche des modes propres par calcul de l'excitation harmonique optimum d'après les res les resultats bruts d'essais de vibrations // Note technique : ONERA. 1967. No. 119. 57 p.

CHARACTERIZATION OF EIGENTONES BY AMPLITUDE-FREQUENCY RESPONSE OF STRUCTURES

Berns Vladimir Andreevich^{1,2}, Doctor of Science (Eng.), Assistant Professor, Professor of Aircraft Strength Department¹, Head of Department²,
e-mail: v.berns@yandex.ru.

Zhukov Egor Pavlovich^{1,2}, Ph.D. student of Aircraft Strength Department¹, Engineer², e-mail: zh-ep@yandex.ru.

Malenkova Valeriia Vasil'evna^{1,2}, Ph.D. student of Aircraft Strength Department¹, Engineer², e-mail: malenkova_vv@mail.ru

Marinin Dmitry Aleksandrovich^{1,3}, Ph.D. student of Aircraft Strength Department¹, Head of Department³, e-mail: marinin@iss-reshetnev.ru

¹Novosibirsk State Technical University,

20, Karl Marx av., Novosibirsk, 630073, Russia

²Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin,

21, Polzunov St., Novosibirsk, 630051, Russia

³JSC Academician M.F. Reshetnev Information Satellite Systems,

52, Lenin St., Zheleznogorsk, 662972, Russia

An identification technique of the generalized mass, stiffness, and eigentones damping of dynamical systems according to the modal test results is proposed. It is reputed that during the test with the help of a multichannel system of vibrations excitation and measurement the research subject eigentones are separated out by turns in a certain frequency range. The subject forced vibrations in the vicinity of each eigenfrequency are described by a linear oscillator, characteristics of which are the appropriate tone parameters. The oscillator characteristics are determined from the condition that the generalized forces in the real system and in the oscillator have a minimum difference, realizing the oscillator vibration amplitudes, equal to the amplitudes of the real system. The necessary condition for minimum leads to a system of nonlinear equations for the determination of generalized characteristics. This system of nonlinear equations can be solved exactly. The influence of random errors of vibration amplitudes measurements on the generalized masses determination accuracy is investigated. It is shown that the error in masses estimating may not

exceed the vibration amplitudes measurement error. The reliability of the eigentones generalized characteristics determined by the proposed method is confirmed by the results of modal tests of the Tu-334 aircraft dynamically similar model as well as the full-scale products Su-30, Yak-152 and electric driven pump of the space vehicle.

Keywords: dynamic system, eigentone, generalized dynamic characteristics, modal test, identification.

**ВЫЯВЛЕНИЕ ТРЕЩИН В МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПАНЕЛЯХ
ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ**

*Бернс Владимир Андреевич^{1,2}, Жуков Егор Павлович^{1,2},
Маленкова Валерия Васильевна^{1,2}, Билык Михаил Александрович¹*

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

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина,
630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

Бернс В. А., e-mail: v.berns@yandex.ru

Жуков Е. П., e-mail: zh-ep@yandex.ru

Маленкова В. В., e-mail: malenkova_vv@mail.ru

Билык М. А., e-mail: easton-77@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Жуков Егор Павлович,
Новосибирский государственный технический университет,
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.: (913) 015-78-35

Известные методы вибрационной дефектоскопии конструкций основаны, в основном, на том, что следствием возникновения повреждений являются изменения модальных параметров. Для реализации методов строится линейная расчетная модель исходной системы, а местоположения и величины возникающих повреждений определяются по изменениям динамических характеристик неповрежденной конструкции. В данной работе предлагается метод выявления трещин по нелинейным искажениям портретов колебаний объекта контроля при внешнем гармоническом воздействии. Показана возможность использования такого подхода для выявления дефектов металлической панели фюзеляжа самолёта.

Ключевые слова: летательный аппарат, дефектоскопия по параметрам вибраций, трещины, портреты колебаний, нелинейные искажения.

Введение. Методы дефектоскопии по изменению параметров вибраций получили широкое распространение в контроле трещин и разрушений элементов конструкций. Так, например, известны методы идентификации дефектов по изменению собственных частот, форм и декрементов колебаний [2–6]. Используются также методы, основанные на изменении характеристик распространения упругих волн в материале после появления дефекта [7]. Следует отметить, что в большей части работ представлены результаты исследований гладких образцов (балок, пластин), содержащих определённый тип неоднородности (отверстие, трещина, расслоение и т.д.).

Метод исследования. Предлагается метод выявления трещин по нелинейным искажениям портретов колебаний объекта контроля при внешнем гармоническом воздействии. Портреты колебаний строятся по сигналам каждого датчика: развертка по оси ординат пропорциональна сигналу акселерометра, а по оси абсцисс – его первой гармонике. Для численной оценки искажений из сигнала датчика вычитается первая гармоника, а в остатке определяется абсолютный максимум искажений за период. Величина этого максимума относится к амплитуде первой гармоники. Подобный подход был применен в контроле люфтов в проводках управления и сухого трения в опорах отклоняемых поверхностей самолётов и показал свою эффективность [1].

В качестве объекта контроля использована панель фюзеляжа самолёта, подкреплённая стрингерами и шпангоутами. Эскиз панели, ее габаритные размеры и схема установки датчиков ускорений показаны на (рис. 1).

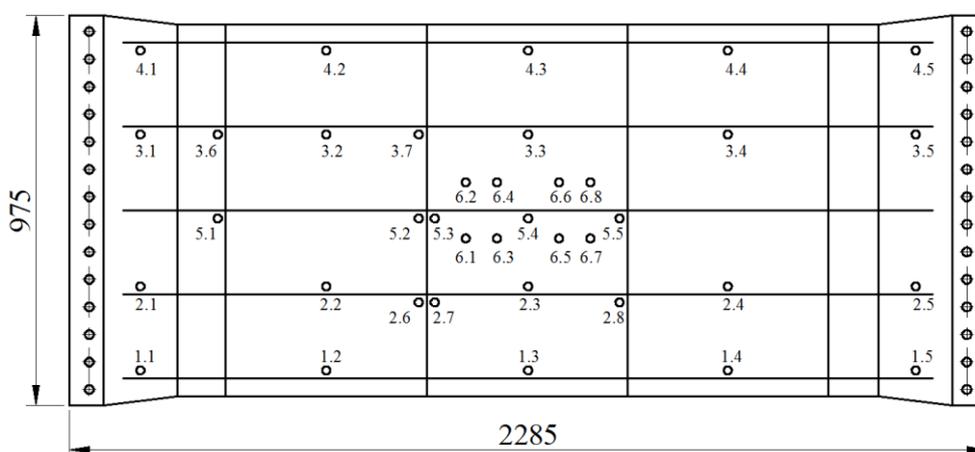
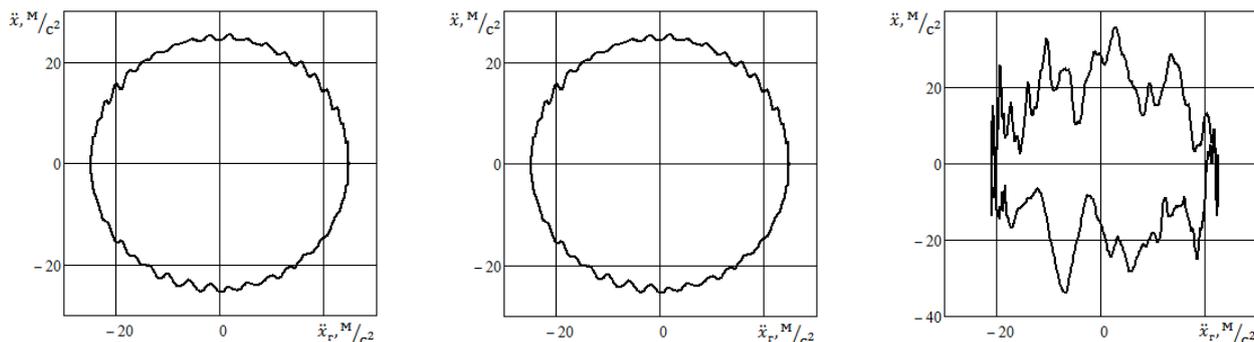


Рис. 1. Схема установки датчиков ускорений

Вибрационная диагностика панели проводилась в несколько этапов. Сначала были зафиксированы динамические характеристики неповрежденной конструкции. Затем в центральной части панели была удалена заклепка и создан концентратор напряжений в виде узкого надреза. Предполагалось возбуждением изгибных колебаний панели большой амплитуды вызвать образование усталостных трещин в вершинах концентратора. Однако раньше трещины в центре панели появились сквозные трещины в крайних стрингерах.

Результаты. Анализ искажений портретов колебаний показал возможность их использования для контроля наличия дефекта (рис. 2).



а) исходное состояние б) панель с надрезом в) панель с трещинами

Рис. 2. Портреты колебаний в контрольной точке

Картина распределения искажений портретов колебаний по поверхности панели позволяет установить местоположения дефектов (рис. 3).

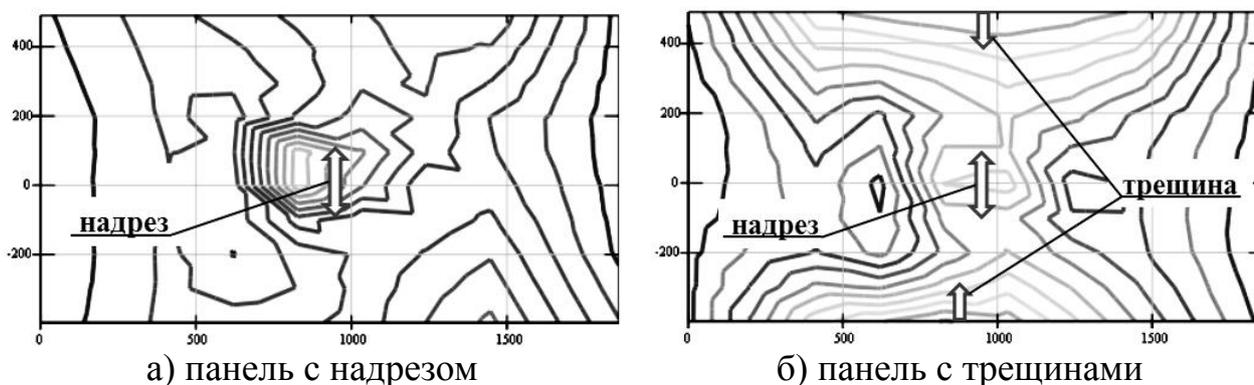


Рис. 3. Поля искажений портретов колебаний

Библиографический список:

1. Бернс В. А., Белоусов А. И., Самуйлов В. Ф. Контроль люфтов в проводках управления летательных аппаратов по результатам резонансных испытаний отклоняемых поверхностей // Техника воздушного флота. 2010. Т. LXXXIV, № 1 (698). С. 15–19.
2. Вибродиагностика авиационных конструкций. М., 1986. Вып. 256. 95 с.
3. Идентификация параметров повреждений в упругом стержне с использованием конечно-элементного и экспериментального анализа мод изгибных колебаний / Черпаков А. В., Акопьян В. А., Соловьёв А. Н., Рожков Е. В., Шевцов С. Н. // Вестник ДГТУ. 2011. Т. 11, № 3 (54). С. 312-318.
4. Постнов В. А., Шлоттманн Г. Использование экспериментальных данных об изменении динамических свойств упругих систем в задачах определения структурных повреждений // Вестник ННГУ. Серия Механика. 2004. № 1. С. 32–42.
5. Шевелев Н. А., Домбровский И. В. Численное исследование динамических характеристик элементов конструкций с дефектами формы // Вестник ПГТУ. Механика. 2009. № 1. С. 160-163.
6. Doebling S. W., Farrar C. R., Prime M. B. Summary Review of Vibration-Based Damage Identification Methods // The Shock and Vibration Digest. 1998. Vol. 30. P. 91-105.
7. Kessler S. S., Spearing M. S., Soutis C. Structural health monitoring in composite materials using Lamb wave methods // Smart Materials and Structures. 2002. Vol. 11. P. 269-278.

CRACK DETECTION IN THE AIRFRAME METAL PANELS BY VIBRATION PARAMETERS

Berns Vladimir Andreevich^{1,2}, Doctor of Science (Eng.), Assistant Professor, Professor of Aircraft Strength Department¹, Head of Department²,
e-mail: v.berns@yandex.ru.

Zhukov Egor Pavlovich^{1,2}, Ph.D. student of Aircraft Strength Department¹,
Engineer², e-mail: zh-ep@yandex.ru.

Malenkova Valeriia Vasil'evna^{1,2}, Ph.D. student of Aircraft Strength
Department¹, Engineer², e-mail: malenkova_vv@mail.ru

Bilyk Mikhail Aleksandrovich¹, Graduate student of Aircraft Strength
Department¹, e-mail: easton-77@mail.ru

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

²Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin,
21, Polzunov St., Novosibirsk, 630051, Russia

The article presents the research data on the development of the cracks detection method in the airframe metal panels by vibration parameters. The known methods of the vibration flaw detection of structures are mostly based on the fact that in consequence of damages the eigenfrequencies, mode shapes and decrements of vibrations change. To implement the methods, a linear computing model of the initial system is constructed, and the locations and the resulting damages values are determined by changes in the dynamic characteristics of the undamaged structure. The main problem in such diagnostics is the estimation of the defect size and location, which are local (differential) parameters, from the changes in the integral characteristics of the eigentones. In this paper, we propose a method for cracks detecting by the object of vibration portraits harmonic distortions, under external harmonic actions. The possibility of this approach for revealing the cracks location in the metal panel of the aircraft fuselage, stiffened by stringers and frames, is shown.

Keywords: aircraft, vibration-based damage identification method, crack, oscillation map, harmonic distortion.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ

Букатый Алексей Станиславович, к.т.н., доцент;

Лунин Валентин Валериевич, к.т.н., ассистент;

Сорокин Андрей Дмитриевич, студент;

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Букатый А.С., e-mail bukaty@inbox.ru

Лунин В.В., Сорокин А.Д., e-mail sopromat@ssau.ru

Адрес для корреспонденции: Букатый Алексей Станиславович, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Аннотация:

При производстве элементов шасси одним из наиболее распространённых методов упрочняющей обработки является поверхностное пластическое деформирование дробеструйным наклёпом. Создаваемые при этом сжимающие остаточные напряжения повышают долговечность деталей, но приводят к технологическим остаточным деформациям. В связи с этим основной проблемой является обеспечение сопротивления усталости детали и технологических остаточных деформаций, не превышающих технологические допуски. В данной работе решение указанных задач проводилось с помощью применения локальной упрочняющей обработки в совокупности с методикой прогнозирования технологических остаточных деформаций. Результаты работы показали, что наиболее эффективное решение проблемы коробления и обеспечения долговечности деталей заключается в применении локального упрочнения наиболее нагруженных зон – концентраторов напряжений без снижения интенсивности упрочнения.

Ключевые слова: остаточные напряжения, остаточные деформации, локальное упрочнение, дробеструйная обработка.

1. Введение

Обеспечение сопротивления усталости авиационных деталей неразрывно связано с применением упрочняющих технологий. В производстве деталей – элементов шасси одним из наиболее распространённых методов упрочняющей обработки является поверхностное пластическое деформирование дробеструйным наклёпом. Создаваемые при этом сжимающие остаточные напряжения повышают долговечность деталей, но приводят к технологическим остаточным деформациям (ТОД), в связи с чем основной проблемой является обеспечение сопротивления усталости детали и ТОД, не превышающих технологические допуски. Проведённые работы позволяют

решить указанные задачи с помощью применения локальной упрочняющей обработки в совокупности с методикой прогнозирования ТОД.

2. Экспериментально-расчётное исследование

Деталь, подвергаемая исследованию – траверса самолёта Ан-72 из материала ВТ-22. Проведение работ по обеспечению долговечности траверсы Ан-72 обусловлено её разрушением вследствие усталости. Зона образования усталостных трещин показана на рисунке 1.

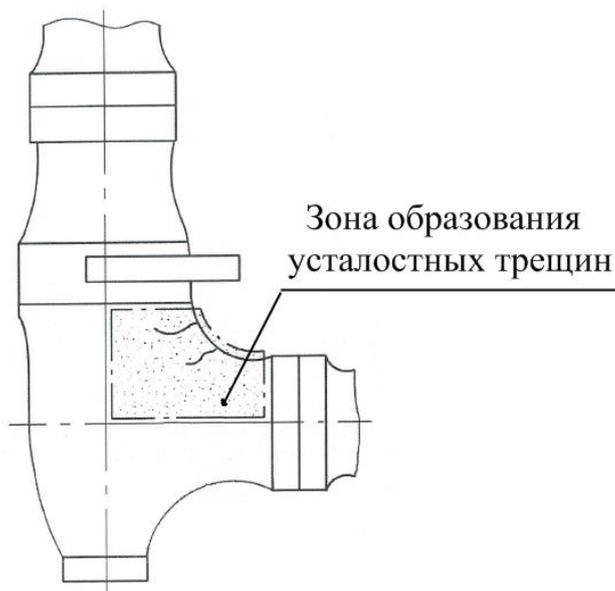


Рис. 1. Схема разрушения траверсы

Применение пневмодробеструйной упрочняющей обработки позволяет повысить сопротивление усталости, как новых деталей, так и деталей с наработкой в ремонтном производстве, но приводит к появлению остаточных напряжений в поверхностном слое деталей и, как следствие, технологическим остаточным деформациям. При дробеструйном упрочнении остаточные деформации траверсы проявляются в виде изменения взаимного расположения крепёжных отверстий. В связи с этим, помимо повышения сопротивления усталости, целью данной работы является прогнозирование деформаций и назначение режимов упрочнения, обеспечивающих соответствие геометрических размеров и формы траверсы повышенным технологическим требованиями к точности. Поэтому для минимизации ТОД проводилось локальное упрочнение траверсы на роботизированной пневмодробеструйной установке (рис. 2а), позволяющей упрочнять зоны детали, наиболее подверженные разрушению.



а
б
Рис. 2: а – дробеструйная упрочняющая установка;
б – упрочняемая зона траверсы Ан-72.

Назначение режимов упрочнения осуществлялось на основе разработанных расчётных методик, позволяющих методом конечных элементов осуществить прогнозирование ТОД от воздействия остаточных напряжений. С этой целью были изготовлены и упрочнены на различных режимах образцы из материала ВТ-22. Определение остаточных напряжений осуществлялось на установке АСБ-1 методом электролитического травления. Полученное распределение остаточных напряжений использовалось при расчётах ТОД траверсы. Расчётное прогнозирование ТОД производилось в системе ANSYS. Конечно-элементная модель представляет собой траверсу, в поверхностный слой которой загружаются остаточные напряжения.

3. Обсуждение результатов исследования

Первичная оценка ТОД по модели траверсы показала неприменимость упрочнения детали по всей поверхности с сохранением требуемой интенсивности. В связи с этим возникла необходимость либо снижать интенсивность, либо применять локальное упрочнение. Моделирование остаточных напряжений позволило выбрать зону в области зарождения усталостных трещин, упрочнение которой обеспечивает ТОД в пределах технологических допусков и одновременно с этим обеспечивает интенсивность упрочнения в соответствии с требованиями базового технологического процесса. Упрочняемая зона показана на рис. 2б. Выбранный режим упрочнения: давление воздуха – 2,4 Ат, расход дроби – 4,5 кг, количество сопел – 2 шт; скорость перемещения сопел – 28 мм/с. Кроме того, при упрочнении деталей из материала ВТ-22 за небольшие периоды времени 1-3 дня

наблюдается релаксация остаточных напряжений и изменение геометрических размеров не только траверс, но и других деталей – элементов шасси (подкосы, раскосы, оси и др). Поэтому релаксационные процессы требуют проведения дополнительных исследований.

4. Выводы:

1. Расчётное прогнозирование ТОД необходимо проводить при назначении режимов упрочнения для всех деталей, подверженных изменению размеров и формы.

2. Повышение долговечности деталей, подверженных короблению от упрочняющей обработки, следует обеспечивать не путём снижения интенсивности упрочнения, а применением локального упрочнения, позволяющего наиболее эффективно упрочнять деталь в наиболее опасных зонах без значительных ТОД детали.

3. Назначение режимов дробеструйной обработки титановых сплавов требует тщательного исследования, так как в большом количестве случаев замечена быстро протекающая релаксация остаточных напряжений, сопровождающаяся соответствующими ТОД.

ENSURING ENDURANCE AND GEOMETRIC ACCURACY OF CHASSIS ELEMENTS

Bukatyj Aleksej Stanislavovich, Ph.D., Associate Professor, e-mail [bukaty@inbox.ru](mailto:bukatyj@inbox.ru);

Lunin Valentin Valerievich, Ph.D., Assistant, e-mail sopromat@ssau.ru;

Sorokin Andrej Dmitrievich, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

In the manufacture of landing gear elements, one of the most common methods of hardening is surface plastic deformation by shot blasting. The resulting compressive residual stresses increase the durability of the details, but lead to technological permanent deformations. In this regard, the main problem is to provide the fatigue resistance of the detail and technological initial deformations that do not exceed technological tolerances. In this paper, the solution of these problems was carried out using the local hardening processing in combination with the method of technological initial deformations prediction. The results of the work showed that the most effective solution to the problem of buckling and ensuring the durability of details is to apply local hardening of the most stressed zones - stress concentrators without reducing the intensity of hardening.

Keywords: residual stresses, initial deformations, local hardening, shot-blasting

УТОЧНЁННЫЙ РАСЧЁТ КОНТАКТНОЙ ЖЁСТКОСТИ РЕЗЬБЫ В ЗАТЯНУТЫХ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЯХ

*Волошин Александр Васильевич¹, ведущий инженер-конструктор,
Остроменский Пётр Иванович², доктор техн. наук, профессор*

¹Научно-исследовательский институт электронных приборов, 630005, Россия,
г. Новосибирск, ул. Писарева, 53

²Сибирский государственный университет путей сообщения, 630049, Россия,
г. Новосибирск, ул. Дуси Ковальчук, 191

Волошин А. В., e-mail: volosh7@yandex.ru

Остроменский П. И., e-mail: piostr@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Волошин Александр Васильевич. Научно-исследовательский институт электронных приборов, 630005, Россия,
г. Новосибирск, ул. Писарева, 53

Аннотация. В докладе предложена уточнённая методика расчёта контактной жёсткости резьбы в затянутых резьбовых соединениях. Зона контакта витков резьбы представлена упругим слоем, подчиняющимся закону Гука. Используются два закона распределения нагрузки по рабочей длине резьбы: неравномерный (по гиперболическому косинусу) и равномерный. Сравнительными расчетами показано, что разница в значениях контактной жёсткости резьбы при указанных законах распределения не превышает 10%.

Ключевые слова: резьбовое соединение с затянутым стыком; контактная жёсткость резьбы; контактный упругий слой; распределение нагрузки по виткам резьбы.

В инженерных расчётах жёсткости составных конструкций с затянутыми стыками существенную роль играет контактная жёсткость резьбы в затянутых резьбовых соединениях [1, 5]. В работе [2] предложена методика расчёта контактной жёсткости резьбы с моделированием зоны контакта между витками резьбы условным упругим слоем, подчиняющимся закону Гука. Общая контактная зона резьбы представлена в виде трёх одинаково нагруженных замкнутых конических колец.

Из экспериментов и теории известно [1], что распределение внешней нагрузки и усилия затяжки (далее - осевой силы) по виткам рабочей длины резьбы стягивающих элементов (далее - болтов) является неравномерным и описывается по закону гиперболического косинуса

$$q(x) = \frac{P_0 m}{\sinh ml} \cosh(ml - mx), \quad (1)$$

где $q(x)$ – интенсивность распределения осевой силы P_0 по координате x ($0 \leq x \leq l$), определяющей текущую длину рабочего участка резьбы болта; m –

масштабный коэффициент (мм^{-1}), зависящий от геометрических размеров и механических свойств резьбового соединения, l – рабочая длина резьбового участка болта и гайки.

Развернём на плоскости рабочий резьбовой участок болта, контактирующий с резьбовым участком гайки. В результате получим упругий контактный слой площадью $S=L \times b$ (рис. 1).

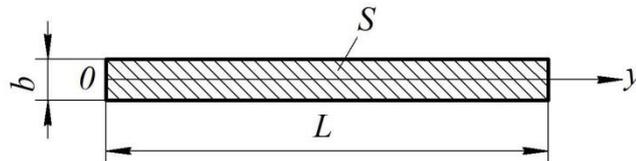


Рис. 1. Развертка поверхности контакта витков по среднему диаметру резьбы.

Если осевую силу воспринимают n витков резьбы, то длина слоя составит: $L = n\pi d_{cp}$, где средний диаметр резьбы $d_{cp} = d - 0,65 \cdot s$ (см. ГОСТ 24075-81); d и s – номинальный диаметр и шаг резьбы. Ширина слоя (рис. 2а) будет равна $b = (d - D_1)/2\cos\alpha$, где D_1 – внутренний диаметр резьбы.

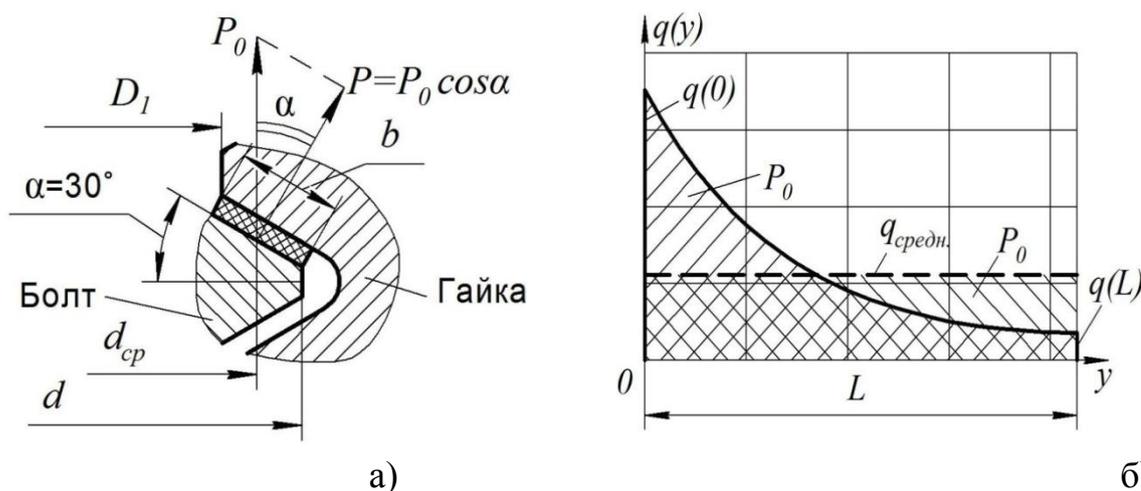


Рис. 2. а) – расчётная схема резьбового соединения с контактным слоем; б) – распределение осевой нагрузки по длине L контактного слоя;

Введём новую переменную – координату y (рис. 1), направленную вдоль развёртки поверхности контакта n витков резьбы, начиная от её первого витка. Переходя в формуле (1) от координаты x к координате $y = (\pi d_{cp} / s) \cdot x$, получим закон распределения осевой силы по длине контактного слоя (рис. 2б) :

$$q(y) = \frac{P_0 C}{\sinh CL} \cosh(CL - Cy), \quad (2)$$

где $C = ms/\pi d_{cp}$ – масштабный коэффициент (мм^{-1}); $L = n\pi d_{cp}$ – длина контактного слоя; $n = l/s$ – число витков.

С помощью интегрирования формулы (1) по рабочей длине резьбы

болта x и формулы (2) по длине контактного слоя y находим осевую силу P_0 :

$$\int_0^l \frac{P_0 m}{\sinh ml} \cosh(ml - mx) dx = \int_0^L \frac{P_0 C}{\sinh CL} \cosh(CL - Cy) dy = P_0.$$

Суммарную жёсткость резьбового контактного слоя (рис.1) вычисляем по методике работы [2], определяя сначала величину давления $p(y)$ между витками резьбы:

$$p(y) = \frac{P_0 C \cos \alpha}{b} \cdot \frac{\cosh(CL - Cy)}{\sinh CL}, \quad (3)$$

затем величину сближения поверхностей витков резьбы $a(y) = \gamma \sqrt{p(y)}$, где γ – коэффициент свойств резьбового соединения, зависящий от шероховатости резьбы Ra , модуля упругости материала болта и гайки. Расчёт коэффициента γ для плоских стыков подробно изложен в работах [2] и [3].

Жёсткость контактного слоя $K_{пр}$ в продольном направлении (в направлении действия нормальной составляющей силы $P_0 = P_0 \cos \alpha$, см. рис. 2а):

$$K_{пр} = \int_0^L \frac{p(y)}{a(y)} b \cdot dy = \frac{1}{\gamma} \sqrt{\frac{P_0 C b \cos \alpha}{\sinh CL}} \int_0^L \sqrt{\cosh(CL - Cy)} dy. \quad (4)$$

Коэффициенты продольной $K_{пр}$ и поперечной $K_{поп}$ жёсткости контактного слоя связаны друг с другом соотношением: $K_{пр}/K_{поп} = 2(1 + \mu)$, где μ – коэффициент Пуассона. Для стальной резьбы при $\mu=0,28$ находим коэффициент поперечной жёсткости $K_{поп} = 0,39K_{пр}$.

После определения коэффициентов продольной $K_{пр}$ и поперечной $K_{поп}$ жёсткости резьбы находим суммарный коэффициент жёсткости по формуле [4]

$$K_{\Sigma} = K_{пр} \cos^2 30^\circ + K_{поп} \sin^2 30^\circ = 0,85K_{пр}. \quad (5)$$

Интеграл в формуле (4) вычисляют для конкретных значений C и L с помощью онлайн-сервиса в интернете (см. например, <https://www.kontrolnaya-rabota.ru>).

Для одиночного резьбового соединения, содержащего стальной болт и гайку М5 с шестью рабочими витками резьбы с шагом 0,8 мм, шероховатостью резьбы Ra 6,3 мкм, с моментом затяжки резьбы, обеспечивающим осевую силу $P_0 = 800$ Н, находим: коэффициент $C=0,0035$ мм⁻¹, длина контактного слоя, развёрнутого по среднему диаметру шести витков резьбы $L=85$ мм, ширина слоя: $b=0,5$ мм. По формулам (4) и (5) определяем суммарный коэффициент жёсткости резьбы в указанном резьбовом соединении $K_{\Sigma} = 6,1 \cdot 10^9$ Н/м.

В приближенных расчётах нелинейную интенсивность распределения осевой нагрузки по рабочей длине резьбы болта можно заменить постоянной средней интенсивностью $q_{ср.дн.} = const$, которую находят на основании теоремы

о среднем для определенного интеграла (4) из условия равенства двух заштрихованных на рис. 2б площадей. При этом суммарный коэффициент жёсткости резьбы можно определить по простой формуле

$$K_{\Sigma} = \frac{0,85\sqrt{P_0 S \cos 30^\circ}}{\gamma}. \quad (6)$$

Для вышеуказанного резьбового соединения суммарный коэффициент жёсткости резьбы, рассчитанный по формуле (6) составляет $K_{\Sigma} = 6,5 \cdot 10^9$ Н/м.

Из сравнения результатов расчётов по формулам (4, 5) и (6) следует, что разница в результатах вычислений менее 10%.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Биргер И. А., Иосилевич Г. Б. Резьбовые и фланцевые соединения. – М.: Машиностроение, 1990. – 368 с.
2. Волошин А. В., Остроменский П. И. Расчёт контактной жёсткости резьбовых соединений / Наука. Промышленность. Оборона: труды XV Всероссийской научно-технической конференции/ коллектив авторов; под редакцией К. А. Матвеева. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2014. С. 141-145.
3. Иванов А. С., Измайлов В. В. Расчёт контактной деформации при конструировании машин //Трение и смазка в машинах и механизмах. 2006. №8. С. 3-10.
4. Остроменский П. И., Волошин А. В. О разделении двухсвязных колебаний тела на виброизоляторе в виде сплошного упругого слоя // Вопросы виброзащиты и вибротехники / Новосиб. электротехн. ин-т. – Новосибирск, 1990. С. 6-17.
5. Y. Ito, J. Toyoda, S. Nagata. Interface Pressure Distribution in a Bolt-Flange Assembly // Journal of Mechanical Design, No. 2 April 1979.

REFINED CALCULATION OF THE CONTACT STIFFNESS OF THE THREADS IN TIGHTENING THE THREADED CONNECTIONS

Voloshin Aleksandr Vasilyevich¹, Principal Engineer-Designer,
e-mail: volosh7@yandex.ru

Ostromensky Petr Ivanovich², D.Sc. (Engineering), Professor,
e-mail: piostr@mail.ru

¹Scientific and Research Institute of Electronic Devices, 53, Pisareva St.,
Novosibirsk, 630005, Russian Federation

²Siberian Transport University, 191, Dusi Kovalchuk St., Novosibirsk,
630049, Russian Federation.

Abstract. The report proposed a refined method of calculating the contact stiffness of the threads in tightening the threaded connections. The contact area of the threads is represented by the elastic layer, obeys Hooke's law. Used two laws of load distribution on the working thread length: uneven (hyperbolic cosine) and uniform. Comparative calculations have shown that the difference in the values of the contact stiffness of the threads with these distributions does not exceed 10%.

Keywords: threaded connection with long junction; the contact stiffness of the thread; contact the elastic layer; the load distribution in the turns of the thread.

СПОСОБ УЛУЧШЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРОЗАЩИТЫ СИСТЕМЫ

Дерхо Евгений Павлович, студент, Лакиза Павел Анатольевич, студент;

Родионов Андрей Иванович, к.ф-м.н., доцент,

Рыков Анатолий Аркадьевич, к.т.н., доцент,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел (373) 346-17-77

Дерхо Е.П. e-mail derkho.2014@stud.nstu.ru

Лакиза П.А. e-mail lakiza.2014@stud.nstu.ru

Родионов А.И., e-mail: rodionov@corp.nstu.ru

Рыков А.А., e-mail: rykov@corp.nstu.ru

г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77

Адрес для корреспонденции: Рыков Анатолий Аркадьевич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел. (961) 217-64-78

Аннотация

В работе предлагается практический способ преобразования защищаемой от вибраций системы из состояния, описываемого произвольными обобщенными координатами в состояние с главными координатами. Достигается это путем введения в систему упругого элемента с отрицательной жесткостью. В этом случае колебательные движения по координатам разделяются, снижается наибольшая частота, частотный диапазон перемещается влево, что приводит к улучшению показателей виброзащиты системы. В качестве первого примера рассмотрена модель дизель – генератора на упругой подвеске, как плоского твердого тела с двумя степенями свободы симметричного относительно плоскости $x \otimes y$. В качестве второго примера рассмотрена трёх степенная модель колеблющегося твердого тела на упругой подвеске как задача защиты строительного объекта, дома или сооружения от сейсмических воздействий.

Ключевые слова: виброзащита системы, обобщённые координаты, главные координаты системы, собственная частота, упругая подвеска, упругий элемент с отрицательной жесткостью, модуль квазинулевой жёсткости, АЧХ, дизель-генератор, строительный объект.

1. Введение

Теоретический анализ вибраций механических систем предполагает написание и решение их дифференциальных уравнений движения, определение собственных частот и форм колебаний. Известен ряд приёмов для упрощения математических моделей таких систем [1]. Например, представив систему дифференциальных уравнений в главных координатах.

На практике известны «системы с перескоком», в которых при

нагрузении упругих элементов восстанавливающая сила способствует увеличению прогиба, а их статическая характеристика имеет отрицательную жесткость. К таким системам относятся «модули квазинулевой жёсткости» как двухопорные балки-рессоры, работающие на поперечный изгиб при одновременном сжатии её осевой сверхкритической силой [2].

В данной работе предлагается практический способ преобразования реальной вибросистемы из состояния, описывающего произвольными обобщенными координатами в состояние, в котором они становятся главными координатами посредством введения в систему «модуля квазинулевой жёсткости». В результате этого можно будет возбуждать и наблюдать гармонические независимые колебания отдельно по каждой координате или по обеим одновременно.

2. Теория

Ограничимся вибросистемой с 2-мя степенями свободы, представляющей из себя, например, модель дизель – генератора на упругой подвеске, как плоского твердого тела симметричного относительно плоскости xu (Рис.1).

В качестве обобщенных координат q_j возьмем $q_1 = y$, определяющую вертикальное перемещение центра тяжести и угол поворота $q_2 = \theta$ вокруг центра тяжести, отсчитываемых от равновесного положения системы. Первоначально виброизоляция системы предусматривается с помощью двух упругих элементов пружинами с жесткостью c_1 и c_2 , закрепленными как показано на Рис.1. Кинетическая энергия системы будет равна

$$T = \frac{1}{2}(m\dot{y}^2 + J\dot{\theta}^2) \quad (1)$$

где m - масса системы, J - момент инерции системы относительно центра масс.

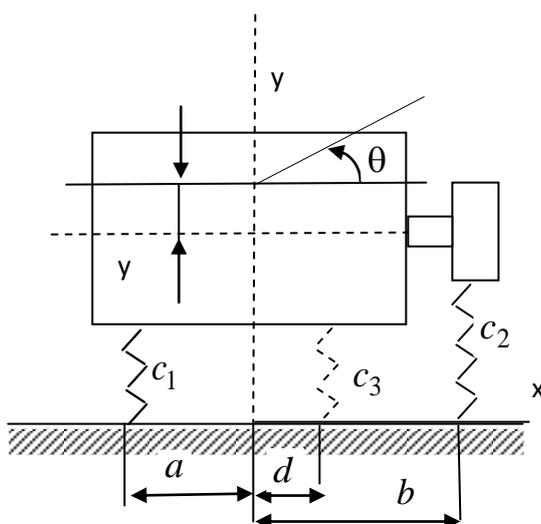


Рис.1 Схема подвески дизель-генератора

Потенциальная энергия системы:

$$\begin{aligned} \Pi &= \frac{1}{2}[c_1(y - a\theta)^2 + c_2(y + b\theta)^2] = \\ &= \frac{1}{2}[(c_1 + c_2)y^2 + 2(c_2b - c_1a)y\theta + (c_1a^2 + c_2b^2)\theta^2] \end{aligned} \quad (2)$$

Коэффициенты инерции и жесткости в этой системе равны:

$$a_{11} = m, \quad a_{22} = J, \quad c_{11} = c_1 + c_2, \quad c_{12} = c_{21} = c_2b - c_1a, \quad c_{22} = c_1a^2 + c_2b^2 \quad (3)$$

Найдем собственные частоты системы:

$$k_{1,2}^2 = \frac{S \pm \sqrt{S^2 - 4Q}}{2} \quad (4)$$

Здесь

$$S = \frac{a_{11}c_{22} + a_{22}c_{11}}{a_{22}a_{11}}, \quad Q = \frac{c_{11}c_{22} - c_{12}^2}{a_{11}a_{22}} \quad (5)$$

Дифференциальные уравнения движения системы при возбуждении по координате θ моментом M_0 для вынужденных колебаний имеют вид:

$$\begin{aligned} a_{11}\ddot{y} + c_{11}y + c_{12}\theta &= 0, \\ a_{22}\ddot{\theta} + c_{12}y + c_{22}\theta &= M_0 \cos pt \end{aligned} \quad (6)$$

Для устойчивости движения системы необходимо, чтобы частоты $k_{1,2}$ были вещественными числами. Это означает, что $k_{1,2}^2$ должно быть положительным вещественным числом. Условие вещественности $k_{1,2}^2$

$$S^2 \geq 4Q, \quad (7)$$

а условие положительности

$$Q \geq 0. \quad (8)$$

Из условия (8) следует:

$$c_1 > 0, \quad c_2 > 0. \quad (9)$$

А (7) требует, чтобы

$$\left(\frac{c_{22}}{a_{22}} - \frac{c_{11}}{a_{11}}\right)^2 + 4\frac{c_{12}^2}{a_{11}a_{22}} \geq 0$$

Это условие всегда выполняется, так как $a_{11} \cdot a_{22} > 0$.

Зададим параметры системы:

$$m = 4000 \text{ кг}, \quad c_1 = 2400000 \text{ Н/м}, \quad c_2 = 800000 \text{ Н/м}, \quad a = 0.2 \text{ м}, \quad b = 0.9 \text{ м},$$

$$J = 1000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad M_0 = 5000 \text{ Н} \cdot \text{м}$$

В этом случае собственные частоты будут равны: $k_1 = 25.47 \text{ с}^{-1}$, $k_2 = 29.92 \text{ с}^{-1}$.

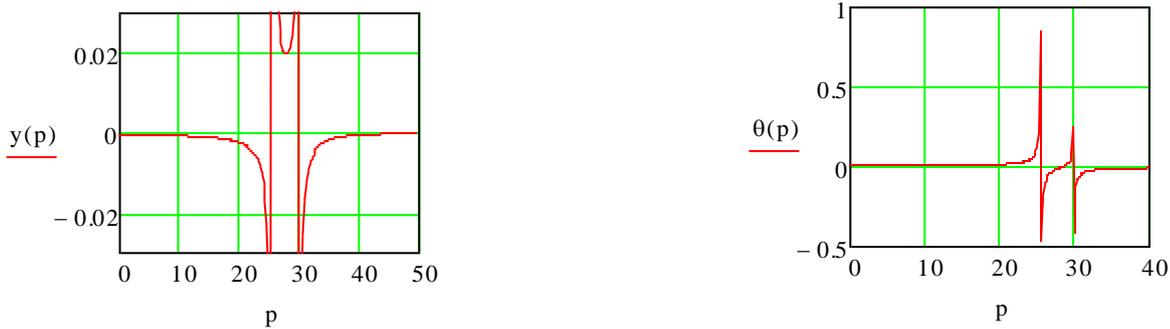


Рис.2. Зависимости $y(p)$ и $\theta(p)$ от частоты

Под действием момента $M = M_0 \cos pt$, в системе изменяется и линейная так и угловая координаты одновременно (Рис.2).

Поставим задачу разделить колебательные движения по этим двум координатам.

Введем в систему дополнительный упругий элемент жесткостью c_3 с координатой точки крепления d (рис.1). Потребуем, чтобы выполнялось следующее условие

$$c_2b - c_1a + c_3d = 0. \quad (10)$$

Очевидно, что в этом случае потенциальная энергия примет вид:

$$\Pi = \frac{1}{2}[(c_1 + c_2 + c_3)y^2 + (c_1a^2 + c_2b^2 + c_3d^2)\theta^2]. \quad (11)$$

Уравнения движения станут независимыми с частотами

$$k_1^2 = \frac{c_1 + c_2 + c_3}{m}, \quad k_2^2 = \frac{c_1a^2 + c_2b^2 + c_3d^2}{I} \quad (12)$$

Из (12) видно, чтобы уменьшить частоты k_1 и k_2 для повышения эффективности виброизоляции необходимо жесткость третьего упругого элемента взять отрицательной. Так, если взять $c_3 = -400000$ Н/м, то из (10) получим $d = 0.6$ м. В этом случае тело получает только крутильные колебания вокруг центра масс, перемещения по координате y не будет. Амплитудно-частотная характеристика имеет вид (Рис.3):

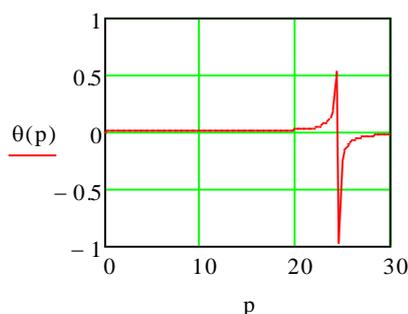


Рис.3. Амплитудно-частотная характеристика системы с дополнительным упругим элементом

Собственные частоты в этом случае равны: $k_1 = 24.498 \text{ c}^{-1}$, $k_2 = 26.46 \text{ c}^{-1}$.

Отметим, что интервал между независимыми частотами, также как наибольшая из них уменьшаются, что улучшает характеристики виброзащиты. Если же сделать частоты независимыми, не добавляя третий упругий элемент, а полагая $a \cdot c_1 - c_2 b = 0$, то при тех же значениях b , c_1 , c_2 придется увеличить габарит a до 0.3 м и возрастет также наибольшая из частот, диапазон частот сдвинется вправо, что ухудшит виброзащиту системы.

В качестве второго примера, рассмотрим схему упругой подвески твердого тела, например, применительно к задаче виброзащиты строительного объекта или сооружения от сейсмических воздействий. Для упрощения будем считать данную схему симметричной относительно плоскостей ХОУ и YOZ (рис.4). Из-за малости колебаний реальной системы и линейной постановки задачи, можно рассматривать плоские колебания тела с тремя степенями свободы.

При этом приняты следующие обозначения: x, y, θ - обобщенные координаты с началом в центре тяжести тела O ; m - его масса; I_z - момент твердого тела относительно оси z ; a, a_1 - расстояния, определяющие места крепления горизонтальных упругих элементов с жесткостями c_2, c_3 , b - расстояние, определяющее место крепления вертикальных упругих элементов с суммарной жесткостью c_1 (рис. 4).

Ограничиваясь рассмотрением движения объекта в плоскости ХОУ и вводя «технологический» элемент с жесткостью c_3 и упругой осью параллельно оси X , представим выражения кинетической и потенциальной энергий, соответствующих системе с тремя степенями свободы:

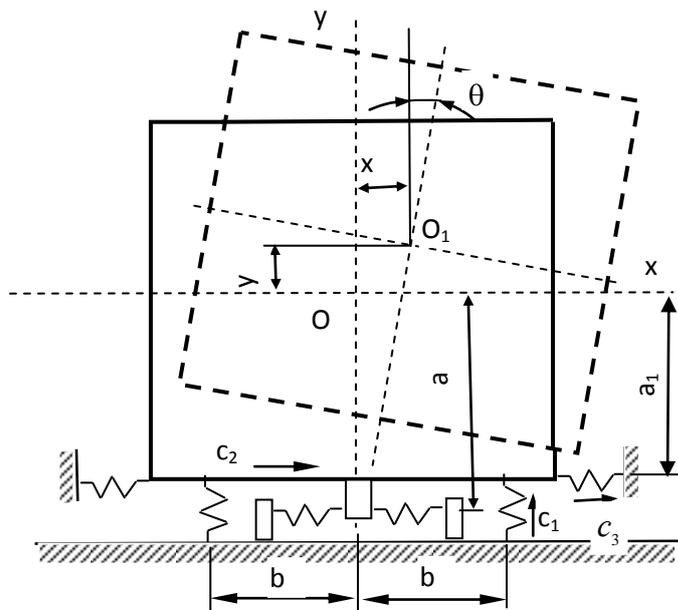


Рис. 4 Потенциальная энергия системы

$$\Pi = \frac{1}{2} \left\{ \frac{c_1}{2} (y + b\theta)^2 + \frac{c_1}{2} (y - b\theta)^2 + c_2 (x - a\theta)^2 + c_3 (x - a_1\theta)^2 \right\}$$

Кинетическая энергия системы

$$T = \frac{1}{2}(m\dot{x}^2 + m\dot{y}^2 + I_z\dot{\theta}^2)$$

Дифференциальные уравнения движения этой системы имеют вид:

$$\begin{aligned} m\ddot{y} + c_1 y &= 0, \\ m\ddot{x} + (c_2 + c_3)x - (ac_2 + a_1c_3)\theta &= 0, \\ I_z\ddot{\theta} + (c_1b^2 + c_2a^2 + c_3a_1^2)\theta - x(ac_2 + a_1c_3) &= 0 \end{aligned} \quad (13)$$

Первое уравнение (13) не зависит от x и θ и описывает движение системы вдоль оси Y с частотой

$$k_y^2 = c_1 / m \quad (14)$$

Второе и третье уравнения в (13) образуют систему, описывающую связанные крутильно-поступательные колебания в обобщенных координатах x , θ . Коэффициенты инерции и жесткости для данной системы будут такими

$$a_{11} = m, \quad c_{11} = c_2 + c_3, \quad c_{12} = c_{21} = -(ac_2 + a_1c_3), \quad a_{22} = I, \quad c_{22} = c_1b^2 + c_2a^2 + c_3a_1^2.$$

Представим численный расчет для реального объекта:

$$\begin{aligned} m &= 4000 \text{ кг}, \quad I_z = 1000 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \quad c_1 = 2400000 \text{ н/м}, \quad c_2 = 800000 \text{ н/м}, \\ a &= 0.05 \text{ м}, \quad b = 0.4 \text{ м}, \quad c_3 = -50000 \text{ н/м} \end{aligned}$$

Вычислим по (4,5) собственные частоты для исходной системы, в которой частоты связаны:

$$k_1 = 14.07 \text{ с}^{-1}, \quad k_2 = 19.7 \text{ с}^{-1}. \quad (15)$$

Из системы уравнений (13) видно, что условиями независимости колебаний по координатам x и θ являются

$$ac_2 + a_1c_3 = 0, \quad c_3 < 0 \quad (16)$$

Собственные частоты в этом случае будут равны

$$k_1 = \sqrt{\frac{c_{11}}{a_{11}}} = \sqrt{\frac{c_2 + c_3}{m}}, \quad k_2 = \sqrt{\frac{c_{22}}{a_{22}}} = \sqrt{\frac{c_1b^2 + c_2a^2 + c_3a_1^2}{I}} \quad (17)$$

Из формулы (16) определяем место крепления дополнительного упругого элемента с жесткостью $c_3 = -50000 \text{ н/м}$.

$$a_1 = -\frac{ac_2}{c_3} = 0.8 \text{ м}.$$

Из (17) находим независимые собственные частоты колебаний в поступательном движении системы вдоль оси X и во вращательном - по углу θ

$$k_1 = 13.69 \text{ с}^{-1}, \quad k_2 = 18.8 \text{ с}^{-1}$$

Таким образом, наибольшая частота системы снизилась по сравнению с исходным состоянием. Так же уменьшился коридор между частотами. Это улучшило показатели виброзащиты системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. У. Керр Вильсон. Вибрационная техника. - М: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1963. - 415 с.
2. Юрьев Г.С. Исследование и создание виброзащитных систем и устройств передачи вибрации на анизотропно-упругих модулях. Автореф. дис. д-ра техн. наук / Г.С. Юрьев. – Новосибирск, НЭТИ, 1990. – 35 с.
3. Пат. №1155803 РФ.: Амортизатор.
4. Кин Н. Тонг. Теория механических колебаний. - М: Государственное научно-техническое издательство машиностроительной литературы, 1963. - 352 с.

WAY OF IMPROVEMENT OF PARAMETERS VIBROPROTECTION SYSTEMS

Derkho Evgeny Pavlovich, Lakiza Pavel Anatolyevich, students,
Rodionov Andrey Ivanovich, Ph.D. (Phys. & Math.) Ass. Professor
Rykov Anatoly Ivanovich, Ph.D. (Eng.) Ass. Professor
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl
Marx Avenue, 20, tel. (913)-892-42-75
Derkho E.P., e-mail: derkho.2014@stud.nstu.ru
Lakiza P.A., e-mail: lakiza.2014@stud.nstu.ru
Rodionov A.I., e-mail: rodionov@corp.nstu.ru
Rykov A.I., e-mail: rykov@corp.nstu.ru
Address for correspondence: **Andrey Ivanovich Rodionov**

In operation the practical method of conversion of the system protected from oscillations from the status described by arbitrary generalized coordinates is offered is able with the main coordinates. It is reached by introduction to system of an elastic element with the negative rigidness. In this case the fluctuating motions on coordinates are partitioned. The biggest of reduction of frequency, the frequency range moves on the left. It leads to improving of the vibroprotection indexes of system. The model the diesel – the generator on an elastic suspension bracket is considered. It has two levels of freedom concerning the plane. As the second example the solid body with three levels of freedom on an elastic suspension bracket is considered. For division of motions we will enter an elastic element with the negative rigidness. It models object vibroprotection against seismic oscillations

Keywords: vibroprotection, generalized coordinates, generalized principal coordinates, natural frequency, elastic suspension bracket, elastic element with the negative stiffness, module of quasi-zero stiffness, AFC, diesel generator, construction.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭПЮРЫ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЯХ

*Злобин Андрей Сергеевич, аспирант;
Кочерова Евгения Евгеньевна, аспирант;
Кяримов Рустам Равильевич, студент;*

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

*Злобин А.С., e-mail as.zlobin@mail.ru;
Кочерова Е.Е., e-mail kocherova_2020@mail.ru
Кяримов Р.Р., e-mail rustam9395@mail.ru*

Адрес для корреспонденции: Злобин Андрей Сергеевич, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Аннотация

В работе предлагается новый подход к моделированию распределения остаточных напряжений в цилиндрических деталях после поверхностного пластического деформирования. Моделирование проводится с использованием метода конечных элементов. Исходя из заданной эпюры остаточных напряжений, определяются первоначальные пластические деформации, которые необходимо задать в поверхностном слое детали для получения необходимого распределения остаточных напряжений. Использование этого подхода приводит к возникновению в цилиндре объёмного напряжённого состояния, поэтому конечный уровень остаточных напряжений отличается от заданного. Изложенная в исследовании методика расчёта остаточных напряжений позволяет определить уровень температурного воздействия, которое следует приложить к детали, чтобы получить в ней требуемую величину остаточных напряжений.

Ключевые слова: остаточные напряжения, моделирование, пластические деформации, поверхностное пластическое деформирование

1. Введение

Опыт эксплуатации конструкций в различных областях техники и результаты многочисленных экспериментов показывают, что остаточные напряжения существенно влияют на надёжность и долговечность деталей. Это влияние может носить как отрицательный, так и положительный характер. Учёт остаточных напряжений при прогнозировании ресурсных показателей является весьма актуальной проблемой. Первый шаг в направлении её разрешения заключается в разработке подхода к моделированию некоторого преднапряжённого (преднапряжённого) состояния детали, которое бы

соответствовало существующему в ней распределению остаточных напряжений.

2. Методика исследования

Рассмотрим цилиндрическую деталь, заделанную с одного конца (рис. 1). Будем считать, что незаделанный торец цилиндра не деформируется, то есть все точки поверхности торца перемещаются в осевом направлении на одну и ту же величину (условие совместности деформаций).

Пусть рассматриваемый участок имел длину l_0 до возникновения в цилиндре остаточных напряжений. После некоторого внешнего воздействия в наружной части цилиндра (в диапазоне радиусов от r_1 до r_n) возникли осевые пластические деформации $\varepsilon^{pl} = \varepsilon^{pl}(r)$ этой части. После снятия внешнего воздействия длина рассматриваемого участка стала равной $l_{ост}$. При этом, если бы наружная часть цилиндра не была связана с внутренней, то после снятия внешнего воздействия они имели бы длины $l^{pl} = l^{pl}(r)$ и l_0 , соответственно.

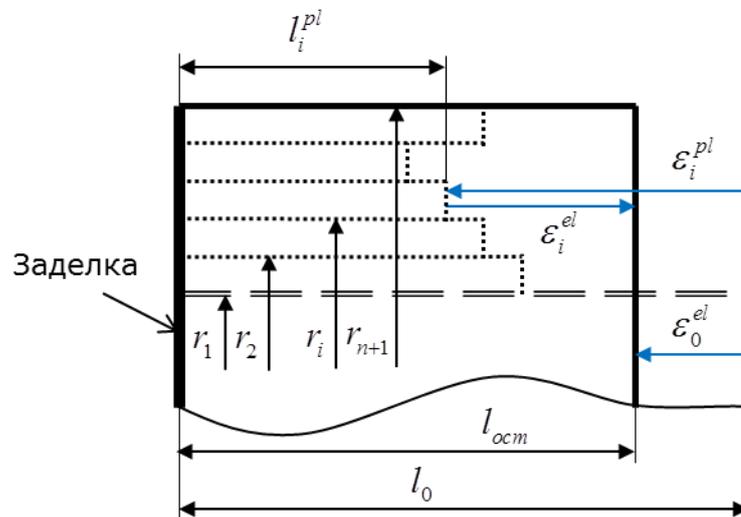


Рис. 1. Деформированное состояние цилиндра с остаточными напряжениями

Следовательно, после снятия внешнего воздействия в цилиндре возникли пластические деформации $\varepsilon^{pl} = \varepsilon^{pl}(r)$ и вызванные ими упругие деформации наружной и внутренней частей $\varepsilon^{el} = \varepsilon^{el}(r)$ и ε_0^{el} , соответственно. Это приведёт к тому, что в наружной части возникнут остаточные напряжения $\sigma_{ост} = \sigma_{ост}(r)$, а во внутренней — уравнивающие их напряжения σ_0 . Тогда уравнение равновесия для рассматриваемого участка запишется следующим образом:

$$\int_{r_1}^{r_n} \sigma_{ост}(r) dr \cdot A_{1-n} = -\sigma_0 A_0, \quad (1)$$

где $A_0 = \pi r_1^2$ и $A_{1-n} = \pi(r_{n+1}^2 - r_1^2)$ — площади сечений внутренней и наружной частей цилиндра, соответственно.

Условно разделим наружную часть на n слоёв кольцевого сечения: $r_1 - r_2, \dots, r_n - r_{n+1}$. Будем считать, что остаточные напряжения имеют

постоянную величину в пределах слоя. Тогда уравнение (1) можно записать в виде:

$$\sum_{i=1}^n \sigma_{ост i} A_i = -\sigma_0 A_0, \quad (2)$$

где $\sigma_{ост i}$ – остаточные напряжения в i -м слое; $A_i = \pi(r_{i+1}^2 - r_i^2)$ – площадь сечения i -го слоя.

В то же время, исходя из условия совместности деформаций на незаделанном торце цилиндра, для любого i -го слоя имеем:

$$\varepsilon_i^{pl} = \varepsilon_0^{el} - \varepsilon_i^{el}. \quad (3)$$

Уравнение (3) можно представить в виде:

$$\varepsilon_i^{pl} = \frac{\sigma_0}{E} - \frac{\sigma_{ост i}}{E}. \quad (4)$$

Следовательно, с учётом уравнения (1) мы определили величину пластических деформаций ε_i^{pl} , которую необходимо достичь в материале i -го слоя для получения заданного уровня остаточных напряжений $\sigma_{ост i}$. В качестве внешнего воздействия, вызывающего пластические деформации ε_i^{pl} , целесообразно принять температурные деформации $\varepsilon_i^{th} = -\alpha \Delta T_i$, здесь α – коэффициент линейного термического расширения материала; ΔT_i – изменение температуры i -го слоя наружной части цилиндра.

После нагрева наружной части цилиндра в нём возникнут температурные деформации, вызывающие упругие и пластические деформации.

$$\varepsilon_i^{th} = \varepsilon_0^{el} - \varepsilon_i^{el} - \varepsilon_i^{pl}. \quad (5)$$

Отметим, что значения упругих деформаций ε_0^{el} и ε_i^{el} в уравнении (5) будут отличаться от значений в уравнении (3), так как эти уравнения описывают различные этапы нагружения цилиндра.

Билинейная кривая деформирования связывает величины ε_i^{el} и ε_i^{pl} следующим образом:

$$\varepsilon_i^{el} = \varepsilon_i^{pl} \cdot \frac{1}{\frac{E}{E^*} - 1} + \frac{\sigma_T}{E}, \quad (6)$$

где E^* – тангенс угла наклона второго участка кривой деформирования; σ_T – предел текучести материала.

Тогда, с учётом уравнения (5), имеем:

$$\Delta T_i = -\frac{1}{\alpha} \left(\varepsilon_0^{el} - \varepsilon_i^{pl} \left(\frac{1}{\frac{E}{E^*} - 1} + 1 \right) - \frac{\sigma_T}{E} \right). \quad (7)$$

Здесь величина ε_i^{pl} определяется в соответствии с уравнением (4). Величину ε_0^{el} можно найти по формуле:

$$\varepsilon_0^{el} = \frac{1}{A_0} \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^{el} A_i. \quad (8)$$

Уравнение (8) показывает, какую температуру ΔT_i необходимо задать для i -го слоя наружной части цилиндра (рис. 2), чтобы после снятия этой температуры получить в нём требуемый уровень остаточных напряжений $\sigma_{ост\ i}$ (рис. 1).

3. Обсуждение полученных результатов

Рассмотренный выше случай имеет несколько допущений:

- принято, что при температурном воздействии материал деформируется только в осевом направлении (ортотропное поведение материала);
- принято, что как в упругой, так и в пластической зоне деформирования коэффициент Пуассона равен нулю.

Программные системы конечно-элементного анализа, такие как ANSYS, не позволяют задать нулевой коэффициент Пуассона в области пластического деформирования. При использовании описанного подхода это приводит к возникновению объёмного напряжённо-деформированного состояния, вследствие чего конечный уровень остаточных напряжений отличается от ожидаемого. Для достижения заданного уровня напряжений необходимо выполнять несколько итераций по подбору величины температурного воздействия.

4. Выводы

Изложенная в исследовании методика расчёта остаточных напряжений в цилиндрической детали позволяет в первом приближении определить уровень температурного воздействия, которое следует приложить к детали, чтобы получить в ней требуемую величину остаточных напряжений.

MODELING OF RESIDUAL STRESSES DIAGRAM IN CYLINDRICAL DETAILS

Zlobin Andrej Sergeevich, postgraduate, e-mail as.zlobin@mail.ru;
Kocherova Evgenija Evgen'evna, postgraduate, e-mail kocherova_2020@mail.ru;
Kjarimov Rustam Ravil'evich, student, e-mail rustam9395@mail.ru;
Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation: A new approach to modeling the distribution of residual stresses in cylindrical parts after surface plastic deforming is suggested in the paper. Modeling is carried out using the finite element method. Proceeding from the given diagram of the residual stresses, the initial plastic deformations are determined, which must be specified in the surface layer of the detail to obtain the necessary distribution of residual stresses. Using of this approach leads to the appearance of a three-dimensional stress state in the cylinder, so the final level of residual stresses differs from the preset one. To achieve a given stress level, it is necessary to perform several iterations to select the magnitude of the temperature effect. The method of calculation of residual stresses stated in the study makes it possible to determine the level of the temperature effect that must be applied to the part in order to obtain the required residual stresses therein.

Keywords: residual stresses, modeling, plastic deformations, surface plastic deforming, material hardening

СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ АСИММЕТРИИ ЦИКЛА НАПРЯЖЕНИЙ

*Злобин Андрей Сергеевич, аспирант;
Семёнова Ольга Юрьевна, к.т.н., доцент;
Денискина Екатерина Александровна, к.т.н., доцент;
Павлов Валентин Фёдорович, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой
сопротивления материалов*

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Злобин А.С., e-mail as.zlobin@mail.ru

Семёнова О.Ю., e-mail sopromat@ssau.ru

Денискина Е.А., e-mail ekaterinadeniskina@yandex.ru

Павлов В.Ф., e-mail sopromat@ssau.ru

*Адрес для корреспонденции: Павлов Валентин Фёдорович, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527*

Аннотация:

Исследование влияния асимметрии цикла напряжений на сопротивление многоцикловой усталости проводилось на болтах М6 из сплава ВТ16. Половина всех болтов после накатывания резьбы подвергалась отжигу для снятия остаточных напряжений, на другой половине болтов резьба накатывалась на предварительно отожжённых заготовках. В отожжённых после накатывания болтах остаточные напряжения практически отсутствовали. Накатывание резьбы болтов после отжига заготовок приводит к образованию во впадинах резьбы значительных сжимающих остаточных напряжений (до 1150 МПа), которые практически не изменяются при испытаниях на усталость при различных средних напряжениях цикла. Испытания на усталость показали, что предельная амплитуда отожжённых после накатывания болтов с увеличением среднего напряжения изменяется незначительно. Для накатанных после отжига болтов при всех исследованных значениях среднего напряжения (200-600 МПа) предельная амплитуда цикла в 2-3 раза выше.

Ключевые слова: резьбовые детали, накатывание, отжиг, остаточные напряжения, предельная амплитуда

1. Введение

Наблюдаемые на практике изменения характеристик сопротивления усталости резьбовых деталей, связанные с изменениями конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов, обусловлены, в основном, характером распределения остаточных напряжений во впадинах резьбы [1]. В

настоящем исследовании изучено совместное влияние средних напряжений и остаточных напряжений во впадинах резьбы на предельную амплитуду цикла резьбовых деталей.

2. Экспериментальное исследование

Влияние асимметрии цикла напряжений на сопротивление многоциклового усталости исследовалось на болтах М6 из сплава ВТ16. Половина всех болтов после накатывания резьбы подвергалась отжигу для снятия остаточных напряжений, наведённых при изготовлении резьбы. В отожжённых после накатывания болтах остаточные напряжения практически отсутствовали. Резьба другой половины болтов накатывалась на предварительно отожжённых заготовках. Остаточные напряжения в опасном сечении болтов как до испытаний на усталость, так и после определялось по методике, описанной в работе [1]. Результаты экспериментального определения предельной амплитуды цикла напряжений σ_{Ra} при различных средних напряжениях цикла σ_m и расчёта критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [2] представлены в таблице.

Таблица

Результаты испытаний на усталость болтов
при различных средних напряжениях цикла

σ_m , МПа	σ_{Ra} , МПа		$\bar{\sigma}_{ост}$, Па	Опыт	Расчёт
	накатывание + отжиг	отжиг + накатывание		$\Delta\sigma_{Ra}^{on}$, МПа	$\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$, Па
200	46	153	1030	107	103
350	44	123		79	72
400	39	111		72	68
600	37	61		24	16

По методике, изложенной в работе [2], строились диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений болтов М6 (рис. 1). Для резьбы М6 с гайкой при радиусе впадин $\rho_0 = 0,17$ мм теоретический коэффициент концентрации напряжений $\alpha_\sigma = 6,2$ [3]. Эффективный коэффициент концентрации напряжений K_σ принимался равным α_σ . При указанных параметрах строилась диаграмма предельных амплитуд цикла напряжений I (рис. 1) для болтов без остаточных напряжений, то есть для отожжённых после накатывания резьбы болтов.

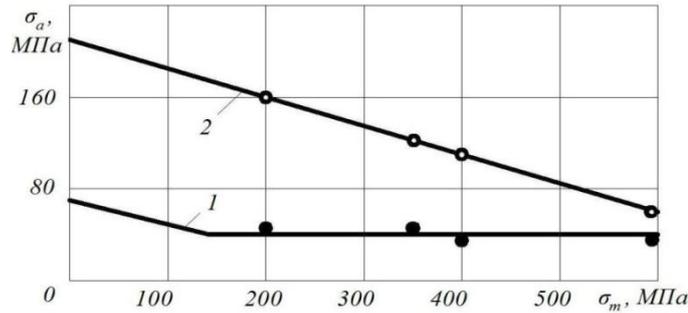


Рис. 1. Диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений болтов М6 из сплава ВТ16, накатанных до (1) и после (2) отжига: ● – накатывание + отжиг, ○ – отжиг + накатывание

При построении диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений 2 (рис. 1) болтов со сжимающими остаточными напряжениями, то есть для накатанных после отжига болтов, использовалась зависимость для вычисления приращения предельной амплитуды цикла $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$, полученная в работе [2] в следующем виде:

$$\Delta\sigma_{Ra}^{pac} = \bar{\Psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{ocm}| - \frac{\sigma_{-1p} (\sigma_m - \sigma_m^T)}{S_k}, \quad (1)$$

где $\bar{\Psi}_{\sigma}$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости болтов при растяжении-сжатии в случае симметричного цикла; σ_m^T – среднее напряжение цикла, при котором в резьбе болтов без остаточных напряжений появляются первые пластические деформации.

В исследовании [4] на основании обработки большого числа экспериментальных данных для поверхностно упрочнённых образцов и деталей с различными концентраторами напряжений были получены следующие зависимости для коэффициента $\bar{\Psi}_{\sigma}$:

$$\bar{\Psi}_{\sigma} = 0,612 - 0,081\alpha_{\sigma},$$

$$\bar{\Psi}_{\sigma} = 0,514 - 0,065K_{\sigma}. \quad (2)$$

Если в формулах (2) положить $\alpha_{\sigma} = K_{\sigma} = 6,2$ [4], то коэффициент $\bar{\Psi}_{\sigma}$ будет равен 0,11. Используя полученное значение $\bar{\Psi}_{\sigma} = 0,11$, вычислялось приращение предела выносливости болтов при симметричном цикле по формуле (1) и строилась диаграмма 2 (рис. 1) предельных амплитуд цикла накатанных после отжига болтов.

3. Обсуждение полученных результатов

На построенные расчётным путём диаграммы (рис. 1) нанесены результаты экспериментов, представленные в таблице. Видно, что опытные данные достаточно близки к расчётным, поэтому предложенная в работе [2] методика построения диаграммы предельных амплитуд цикла напряжений может быть использована для определения предельной амплитуды резьбовых деталей.

Полученные данные объясняют результаты исследований о влиянии усилия затяжки на прочность резьбовых соединений при переменных напряжениях. Для термообработанной, нарезанной и шлифованной резьбы, где толщина слоя с остаточными напряжениями и их величина незначительны, предельная амплитуда σ_{Ra} практически не зависит от среднего напряжения σ_m .

4. Выводы

Приращение предельной амплитуды резьбовой детали $\Delta\sigma_{Ra}$ за счёт остаточных напряжений для любого среднего напряжения σ_m при известных механических характеристиках $\sigma_{0,2}$, S_k , σ_{-1p} , теоретическом α_σ и эффективном K_σ коэффициентах концентрации напряжений можно вычислить по зависимости (1), приняв коэффициент $\bar{\Psi}_\sigma$ равным 0,11. Полученные таким путём расчётные значения приращений предельной амплитуды $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$ (таблица) достаточно близки к опытным значениям $\Delta\sigma_{Ra}^{on}$.

Библиографический список:

1. Иванов С.И., Павлов В. Ф., Минин Б.В., Кирпичёв В. А., Кочеров Е.П., Головкин В.В. Остаточные напряжения и сопротивление усталости высокоресурсных резьбовых деталей. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2015. – 170 с.
2. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулюк В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. Биргер И.А., Иосилевич Г.Б. Резьбовые соединения. – М.: Машгиз, 1973. – 256 с.
4. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений / В.А. Кирпичёв, А.С. Букатый, А.П. Филатов, А.В. Чирков // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т. 15. – №4(44). – С. 81-85.

FATIGUE RESISTANCE OF THE THREADED DETAILS AT VARIOUS ASYMMETRY OF STRESS CYCLE

Zlobin Andrej Sergeevich, postgraduate, e-mail as.zlobin@mail.ru;
Semyonova Olga Jur'evna, Ph.D., Associate Professor, e-mail sopromat@ssau.ru;
Deniskina Ekaterina Aleksandrovna, Ph.D., Associate Professor, e-mail
ekaterinadeniskina@yandex.ru;
Pavlov Valentin Fjodorovich, D.Sc., Professor, e-mail sopromat@ssau.ru
Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

The research of the stress cycle asymmetry influence on the multi-cycle fatigue resistance was conducted on bolts M6 made of alloy BT16. A half of all bolts after threading were exposed for residual stresses annealing, on other half of bolts the thread was rolled on beforehand the annealed intermediate products. In the annealed bolts after threading the residual stresses were practically absent. Threading of bolts after annealing of intermediate products leads to the formation of considerable compressive residual stresses in thread cavities (up to 1150 MPa) which practically do not change at fatigue tests at various average cycle stresses. Fatigue tests showed that the limit amplitude of the bolts annealed after threading changes slightly with increase of average stress. For the threaded after annealing bolts at all studied values of average stress (200-600 MPas) the limit amplitude is 2-3 times higher, and the monotonic decrease of stress cycle amplitude takes place at the increase of the average stress. In the study it's been shown that the experimental values of the limit amplitude of the bolts annealed after threading and threaded after annealing are rather well coordinated with the calculated values received with use of the average integral residual stresses criterion.

Keywords: threaded details, rolling, annealing, residual stresses, limit amplitude.

ОБ ЭЛЕКТРИЧЕСКОМ ЭФФЕКТЕ ПРИ СОУДАРЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СТЕРЖНЕЙ

*Квашнёв Александр Андреевич, студент, Поляков Юрий Олегович, к.т.н.,
доцент, Родионов Андрей Иванович, к.ф.-м.н., доцент*

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

Квашнёв А.А., email: kvashnyov.2015@stud.nstu.ru

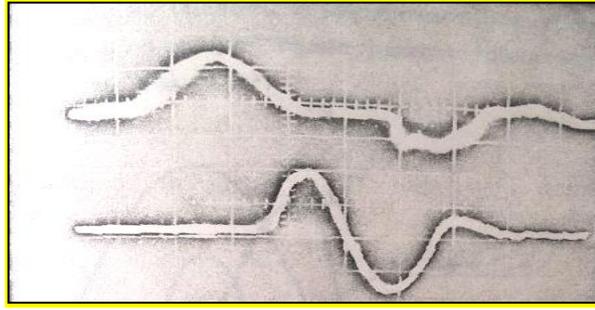
Поляков Ю.О., email: yu.polyakov@corp.nstu.ru

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

Аннотация. Приводится теоретическое объяснение экспериментально обнаруженного феномена возникновения макроскопической области локального нарушения электронейтральности, возникающей при ударе по металлическому стержню и распространяющейся с ударным импульсом. Наблюдаемый макроскопический эффект обоснован с позиции физики твердого тела и определяется динамическими свойствами решетки и электронного газа электропроводящих материалов.

Ключевые слова: металлический стержень, удар, электроакустический эффект, физика твёрдого тела, датчик ударного ускорения.

Как известно, соударение твердых тел сопровождается рядом физических явлений: тепловых, акустических, электрических. Эти процессы в той или иной степени содержат информацию об ударном импульсе, следовательно их можно использовать для регистрации параметров ударного процесса. В работе [2] было сообщено об обнаружении электрического эффекта, имеющего место при ударе по проводящим стержням. Последующие эксперименты, проведенные совместно с автором работы [2], показали, что при ударе по стержню возникает макроскопическая область локального нарушения электронейтральности (изменение плотности заряда ρ_e), распространяющаяся с ударным импульсом. Наличие этой области было обнаружено по регистрации сопровождающего его электрического поля, которая была осуществлена емкостным датчиком. Осциллограммы наблюдаемых сигналов приведены на рис.1.



*Рис.1. Осциллограммы сигналов
а) тензодатчика; б) емкостного датчика*

Согласно классическим представлениям, любое нарушение электронейтральности в проводнике должно было бы нейтрализоваться за время порядка ε_0/σ , где ε_0 - диэлектрическая постоянная вакуума, а σ - проводимость материала. В случае же предполагаемого в [2] инерционного разделения зарядов, как в опытах Никольса, Толмена, Стюарта, Мандельштама и Папалекси [3,4], напряженность поля по расчету хотя и была пропорциональна импульсу ускорения a , но более чем на 6 порядков меньше экспериментально полученного значения.

Наблюдаемому макроскопическому эффекту можно дать объяснение с позиции квантовой физики твердого тела с учетом как динамики его решетки, так и динамики электронного газа.

Как известно, металлическая связь, объединяющая атомы металла в твердое тело, осуществляется коллективизированными валентными электронами, которые также являются электронами проводимости. Эти электроны определяют в основном упругие свойства металлов. Именно функция связи электронов проводимости и не учитывается при классическом рассмотрении. Предположим, что волна деформации сжатия (волна плотности вещества решетки) достигла при рассмотрении некоторого сечения. Согласно классическим представлениям, концентрация электронов в его окрестности должна была бы повыситься. Это привело бы к изменению электрохимического потенциала. Однако он согласно [5] должен оставаться в данном объеме металла постоянным. Поэтому часть электронов проводимости будет уходить из области повышенной концентрации, выравнивая электрохимический потенциал. В результате этого нарушения электронейтральности в области ударного импульса и возникает макроскопически наблюдаемое электрическое поле. Область с нарушенной электронейтральностью типа “минус-плюс-минус” будет распространяться вместе с ударным импульсом (рис.2).

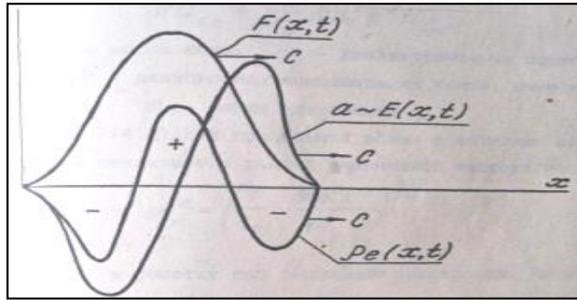


Рис.2. Движение области с нарушенной электронейтральностью типа “минус-плюс-минус” вместе с ударным импульсом

Количественные оценки наблюдаемых величин удалось получить тремя независимыми способами с позиций: а) динамики длинноволновых акустических фононов, б) феноменологической теории “потенциала деформации”, в) в рамках квазиклассического приближения Томаса-Ферми. Здесь рассматриваются динамики решетки и электронного газа в соответствии с адиабатическим принципом [6].

Первый способ. Согласно [5], волны упругой деформации в твердом теле можно описывать как распространение длинноволновых акустических фононов с волновым вектором \vec{k} . Последние являются квантованными колебаниями ионной решетки [5,6]. В соответствии с адиабатическим принципом можно сначала рассмотреть спектр колебаний голых ионов, а затем учесть влияние внесенного туда газа свободных электронов. Представим продольное смещение i - го иона как совокупность парциальных смещений с волновыми векторами \vec{k} :

$$U_i = \sum_i U_{ik} . \quad (1)$$

Тогда уравнение движения голого иона в k -той моде U_{ik} из (1), согласно (6.80) из [5, с.233], будет иметь вид:

$$M\ddot{U}_{ik} = \frac{1}{\varepsilon_0} Nz^2 e^2 U_{ik} , \quad (2)$$

где M - масса иона, ε_0 - диэлектрическая постоянная вакуума, N - равновесная концентрация ионов, имеющих заряд $q = -ze$, e - заряд электрона.

Согласно (1), для продольной волны с волновым вектором \vec{k} частота оказывается равной плазменной частоте ионов [5]:

$$\omega_k^0 = \left(\frac{1}{\varepsilon_0} \frac{Nz^2 e^2}{M} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

и не зависит от k .

“Введем” в решетку газ свободных электронов. Их взаимодействие с решеткой, обеспечивая стабильность всей системы, изменяет (3). Теперь $\omega_k = \omega_k^0 / \sqrt{\varepsilon}$, где ε - диэлектрическая проницаемость, и в длинноволновом пределе, согласно (6.84) из [5, с.233] имеет вид:

$$\omega_k = k \left(\frac{Nz^2}{MP(\varepsilon_F)} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (4)$$

$$p(\varepsilon_F) = \frac{3}{2} \frac{n}{\varepsilon_F}. \quad (5)$$

Здесь \vec{k} - волновой вектор фонона, k - волновое число фонона, $p(\varepsilon_F)$ - плотность состояний электронного газа на поверхности ферми, n - концентрация электронов.

Теперь уравнение k -го продольного колебания иона примет вид

$$M\ddot{U}_{ik} = -k^2 \frac{Nz^2}{p(\varepsilon_F)} U_{ik}. \quad (6)$$

С другой стороны,

$$M\ddot{U}_{ik} = zeE_{ik}, \quad (7)$$

где E_{ik} - напряженность электрического поля, возникающего из-за k -го смещения ионов. Согласно условию электронейтральности [5, 6]

$$Nz = n. \quad (8)$$

Из (6) и (7), с учетом (5) и (8) следует, что

$$E_{ik} = -k^2 \frac{2\varepsilon_F}{3e} U_{ik}. \quad (9)$$

Обратим внимание на то, что распространение ударного импульса по волноводу описывается волновым уравнением. Для k -ой моды оно примет, с учетом замены дискретного индекса “ i ” на непрерывный “ x ”, вид:

$$\frac{\partial^2 U_k}{\partial x^2} - \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 U_k}{\partial t^2} = 0. \quad (10)$$

$$\text{Так как } U_k(x) \sim e^{ikx}, \quad a_k = \frac{\partial^2 U_k}{\partial t^2}, \quad \text{то} \quad a_k = -c_0^2 k^2 U_k(x, t). \quad (11)$$

С учетом этого, выражение (9) можно переписать так

$$E_k = \frac{2}{3e} \frac{\varepsilon_F}{c_0^2} a_k(x, t). \quad (12)$$

Так как

$$E(x, t) = \sum_k E_k(x, t); \quad a(x, t) = \sum_k a_k(x, t), \quad (13)$$

то, согласно (11,12) выражение (13) примет вид:

$$E(x, t) = \frac{2}{3e} \frac{\varepsilon_F}{c_0^2} a(x, t). \quad (14)$$

Таким образом, получена формула для оценки напряженности макроскопического электрического поля, возникающего в области нарушения электронейтральности (рис.2).

Второй способ. Результат (14) можно получить, если воспользоваться феноменологической теорией потенциала деформации [5]. Изменение ионной концентрации N ведет к изменению электронной концентрации n . Это должно было бы привести к сдвигу электрохимического потенциала μ на величину, равную, согласно формуле (6.97) из [5, с.240]:

$$\Delta\mu = -\frac{n_0\Delta}{p(\varepsilon_F)} = -\frac{2}{3}\varepsilon_F\Delta, \quad (15)$$

где $\Delta = \Delta(\vec{r}, t)$ - относительное изменение объема.

Однако при тепловом равновесии и в отсутствие диффузии $\Delta\mu = 0$, согласно [6, с.291]. Именно уход электронов из области повышенной концентрации оставляет μ постоянным. В результате этого возникает электрическое поле, потенциал φ которого компенсирует сдвиг (15):

$$\varphi = \frac{\Delta\mu}{e} = -\frac{2}{3e} \varepsilon_F \Delta. \quad (16)$$

Для одноосной деформации и в режиме бегущей волны

$$\Delta = \frac{\partial U}{\partial x} = \frac{v}{c_0}, \quad (17)$$

здесь v - скорость частиц сечения волновода. С учетом (16, 17), получим, как и в (14) тот же результат:

$$E = -\frac{\partial \varphi}{\partial x} = \frac{2}{3e} \frac{\varepsilon_F}{c_0^2} a.$$

Таким образом, доказана эквивалентность этих объяснений описываемого эффекта. Эффект определяется как динамикой решетки, так и динамикой электронного газа.

Третий способ. Объяснение эффекта можно получить и из модельных соображений. Рассмотрим металл со сферической поверхностью Ферми. В этом случае концентрация электронов задается формулой:

$$n_e = \chi(\varepsilon_F - e\varphi)^q, \quad (18)$$

где $\chi = \frac{(2m)^2}{3\pi^2 \hbar^3}$, $q = \frac{3}{2}$, согласно (8.20) и (8.21) из [6, с.291].

Здесь φ - потенциал, который возникает из-за нарушения электронейтральности. Он определяется уравнением Пуассона в рамках квазиклассического приближения Томаса-Ферми [6,7]:

$$\nabla^2 \varphi = \frac{e}{\varepsilon_0} (n_e - zN_i). \quad (19)$$

Здесь n_e и N_i - неравновесные концентрации электронов и ионов, причем $N_i = N(1 + \Delta)$.

Разложим (18) в ряд по степеням $e\varphi$ и ограничимся первым порядком малости в силу того, что $e\varphi \ll \varepsilon_F$.

$$n_e \approx \chi \varepsilon_F^q - q\chi \varepsilon_F^{q-1} e\varphi = n - q\chi \varepsilon_F^{q-1} e\varphi. \quad (20)$$

Перепишем (19) с учетом (18), (20) и условия электронейтральности (8). Получим

$$\nabla^2 \varphi + \frac{q\chi e^2 \varepsilon_F^{q-1}}{\varepsilon_0} \varphi = -\frac{e\chi \varepsilon_F^q}{\varepsilon_0} \Delta. \quad (21)$$

В этом уравнении можно пренебречь вкладом $\nabla^2 \varphi$. Для этого представим опять:

$$\varphi = \sum_k \varphi_k = \sum_k \varphi_{0k} e^{ikx}; \quad \Delta = \sum_k \Delta_k = \sum_k \Delta_{k0} e^{ikx}. \quad (22)$$

Подставив (22) в (21), получим:

$$\varphi_{0k} = \frac{e\chi\varepsilon_F^2}{\varepsilon_0} \frac{\Delta_{0k}}{k^2 - k_0^2}, \quad (23)$$

где

$$k_0^2 = \frac{q\chi e^2 \varepsilon_F^{q-1}}{\varepsilon_0}, \quad (24)$$

Оценка (24) дает в случае сферической поверхности ферми для металлов $\sim 10^{20} \text{ м}^{-2}$, в то же время даже для ультразвуковых волн в металле $\sim 10^{2-6} \text{ м}^{-2}$. С учетом этого, (21) и (22) всегда можно положить

$$\varphi = -\frac{e\chi\varepsilon_F^q}{\varepsilon_0} \frac{\Delta}{k_0^2} = -\frac{\varepsilon_F}{qe} \Delta = -\frac{2}{3} \frac{\varepsilon_F}{e} \Delta,$$

что тождественно выражению (16).

Таким образом, теоретически обосновано наличие удароэлектрического эффекта в металлах и дано его объяснение.

Сделаем количественную оценку эффекта, например, для алюминия и меди при $a \sim 10^5 \text{ мс}^{-2}$, которое возникает при ударе металлических тел в диапазоне средних скоростей соударений ($10 \div 100 \text{ мс}^{-1}$). Согласно [6], для алюминия $\varepsilon_F \approx 11.6 \text{ эВ}$, $c_0 \approx 5.1 \cdot 10^3 \text{ мс}^{-1}$ и $E \approx 3 \cdot 10^{-2} \text{ Вм}^{-1}$. Для меди $\varepsilon_F \approx 7.0 \text{ эВ}$, $c_0 \approx 3.57 \cdot 10^3 \text{ мс}^{-1}$ и $E \approx 3.72 \cdot 10^{-2} \text{ Вм}^{-1}$.

Приведенные теоретические результаты показывают, что данный эффект является наблюдаемым в диапазоне “средних скоростей соударений” [1] и может быть использован для создания бесконтактных датчиков ускорений.

Библиографический список

1. Родионов А.И. Исследование соударений деформируемых тел при малых и средних скоростях/ Дис. к.ф.-м.н, Новосибирск, 1986. – 363 с.
2. Стихановский Б.Н. О возникновении электрического тока при ударе по металлическим и полупроводниковым телам. Изв. СО АН СССР, сер. Тех. Наук, 1973, вып.2, №8, с.60 – 65.
3. Беккер Р. Электронная теория: Пер. с немецкого / Под ред. М.П. Бронштейна. – М. – Л.: ОНТИ ГРО – ТЛ, 1936. – 416 с.
4. Мандельштам Л.И. Лекции по теории колебаний. – М.: Наука, 1972. – 470 с.
5. Киттель Ч. Введение в физику твёрдого тела: Пер. с 4-го амер. изд. / Под ред. А.А. Гусева. – М.: Наука, 1978 – 792 с.
6. Займан Дж. Принципы теории твёрдого тела: Пер. со 2-го англ. Изд. М.: Мир, 1974. – 472с.
7. Иваненко Д.Д., Соколов А.А. Классическая теория поля. М. – Л.: ГИТ-ТЛ, 1949.– 432 с. .

ABOUT DROELEKTRIC EFFEKT AND THE POSSIBILITY OF CREATING SENSOR SHOCK ACCELERRATION

Kvashnyov A. A., student, Polyakov Y. O., Ph. D., associate Professor,
Rodionov A. I., candidate of pH.-M. D., associate Professor
Polyakov Yu. O., email: yu.polyakov@corp.nstu.ru
Rodionov A. I., email: rodionov@corp.nstu.ru
Novosibirsk state technical University, 20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk,
630073, Russia
Kvashnyov A.A., email: kvashnyov.2015@stud.nstu.ru
Polyakov Yu. O., email: yu.polyakov@corp.nstu.ru
Rodionov A. I., email: rodionov@corp.nstu.ru

Abstract. Provides a theoretical explanation for the experimentally observed phenomenon of the emergence of macroscopic local violations of electroneutrality, resulting from an impact on the metal rod, and propagates the shock pulse. Observable macroscopic effect is justified from the position of rigid body physics and the dynamic properties of the lattice and the electrongas of electrically conductive materials.

Keywords: metal rod, punch, electroacoustic effect, physics of the solid state, the sensor shock acceleration.

УСТОЙЧИВОСТЬ КРИВОЛИНЕЙНОГО ШЛАНГА С ПРОТЕКАЮЩЕЙ ВНУТРИ НЕГО ЖИДКОСТЬЮ

Кириленкова Екатерина Сергеевна, студент; Красноруцкий Дмитрий Александрович

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)888-61-44

Кириленкова Е. С., e-mail katyshka0131@rambler.ru

Красноруцкий Д. А., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Кириленкова Екатерина Сергеевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)751-84-14

Аннотация

В данной работе рассматривается решение задачи устойчивости криволинейного шланга с протекающей внутри него жидкостью. Разработаны программы для решения нелинейной краевой задачи для системы, описывающей нелинейное статическое деформирование плоского стержня (метод пристрелки) и для решения линейной краевой задачи на собственные значения. Для проверки программ были решены тестовые задачи и найдены первые две собственные частоты, по значениям которых можно делать выводы об устойчивости достигнутого деформированного равновесия.

Ключевые слова: стержень, шланг, малые колебания, устойчивость

1. Введение

Надежность работы трубопроводов целиком зависит от правильности его расчета с учетом всех реально действующих сил. Дело в том, что движущаяся жидкость существенно изменяет динамические характеристики трубопровода, что необходимо учитывать при проектировании. Движущаяся жидкость изменяет спектр частот трубопроводов, что может привести к неожиданным резонансным колебаниям. Наличие пульсирующей составляющей скорости потока приводит к возникновению параметрических колебаний трубопроводов, которые при определенных значениях параметров системы и потока могут быть неустойчивыми. Основная особенность задачи взаимодействия упругих тел с потоком – возникновение нарастающих колебаний при определенных скоростях потока.

2. Модель стержня с протекающей внутри него жидкостью

Для моделирования шлангов и трубопроводов рассматривается плоская модель [2], которая позволяет рассчитывать большие перемещения упругого стержня с произвольной геометрической формой. Рассмотрим малый участок ds^* тонкого шланга, с пробегающей по нему потоком несжимаемой жидкости (рис. 4). Жидкость плотности $\rho_{ж}$ течет с постоянной скоростью W через

участок шланга ds^* с площадью поперечного сечения F .

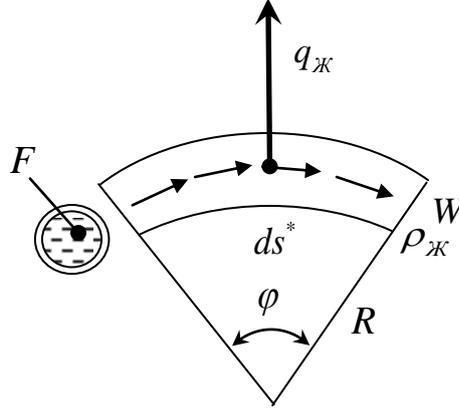


Рис. 1. Малый участок шланга с жидкостью

На искривленном участке поток жидкости создает силу $q_{ж}$, которая определяется как сила инерции жидкости на центростремительном ускорении

$$q_{ж} = \rho_{ж} F \cdot \frac{W^2}{R}. \quad (1)$$

В проекциях на оси глобальной системы координат вектор $\vec{q}_{жс}$ будет иметь следующие выражения:

$$q_{жс1} = \rho_{жс} F W^2 (\gamma_{,s} + \gamma_{0,s}) (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma), \quad (2)$$

$$q_{жс2} = \rho_{жс} F W^2 (\gamma_{,s} + \gamma_{0,s}) (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma).$$

Запишем систему уравнений, описывающих большие перемещения криволинейного плоского стержня в своей плоскости:

$$\begin{aligned} U_{1,s} &= (1 + \varepsilon) (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) - x_{1,s}, \\ U_{2,s} &= (1 + \varepsilon) (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) - x_{2,s}, \\ \gamma_{,s} &= \frac{M}{EJ}, \quad Q_{1,s} = [-q_1 + q_{жс1}] (1 + \varepsilon), \quad Q_{2,s} = [-q_2 + q_{жс2}] (1 + \varepsilon), \end{aligned} \quad (3)$$

$$M_{,s} = \left[-m + (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) Q_1 - (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) Q_2 \right] (1 + \varepsilon),$$

$$\varepsilon = \frac{x_{1,s} (Q_1 \cos \gamma + Q_2 \sin \gamma) + x_{2,s} (Q_2 \cos \gamma - Q_1 \sin \gamma)}{EF(s)}.$$

Уравнения малых колебаний стержня с протекающей внутри него жидкостью имеют следующий вид [4]:

$$\Delta U_{1,s}^A = -\Delta \gamma^A [x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma], \quad \Delta U_{2,s}^A = \Delta \gamma^A [x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma],$$

$$\Delta \gamma_{,s}^A = \frac{\Delta M^A}{EJ},$$

$$\begin{aligned} \Delta Q_{1,s}^A &= -\omega^2 \rho F(s) \Delta U_1^A + \rho_{жс} F W^2 [(\gamma_{,s} + \gamma_{0,s}) \Delta \gamma^A (-x_{1,s} \cos \gamma + x_{2,s} \sin \gamma) - \\ &\quad - \Delta \gamma_{,s}^A (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma)], \end{aligned}$$

$$\Delta Q_{2,s}^A = -\omega^2 \rho F(s) \Delta U_2^A + \rho_{жс} F W^2 [(\gamma_{,s} + \gamma_{0,s}) \Delta \gamma^A (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma) + \Delta \gamma^A (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma)], \quad (4)$$

$$\Delta M_{,s}^A = -\omega^2 \rho J(s) \Delta \gamma^A + \Delta \gamma^A [(x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) Q_1 + (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) Q_2] +$$

Методом пристрелки численно находятся значения неизвестных начальных условий Q_1 , Q_2 , M_3 , которые с определенной точностью удовлетворяют известным краевым условиям (в нашем случае Q_1 , Q_2 , M_3) на другом конце стержня. Для реализации описанного метода разработана программа в среде MathCAD.

Задача о малых колебаниях решается с помощью частотного определителя. Частоты собственных колебаний определяются из равенства нулю частотного определителя

$$\begin{vmatrix} Z_1^{(1)} & Z_2^{(1)} & Z_3^{(1)} \\ Z_1^{(2)} & Z_2^{(2)} & Z_3^{(2)} \\ Z_1^{(3)} & Z_2^{(3)} & Z_3^{(3)} \end{vmatrix} = 0, \quad (5)$$

полученного из условия не тривиальности решения краевой задачи для амплитуд гармонических функций малых колебаний. Анализируя полученные собственные частоты колебаний можно делать выводы об устойчивости достигнутого деформированного равновесия. Для реализации описанного метода построения частотного определителя разработана программа в среде MathCAD.

3. Результаты и обсуждение

Для тестирования разработанной программы проведем несколько расчетов устойчивости стержня с протекающим внутри него потоком жидкости.

3.1. Прямой шарнирно-опертый стержень-шланг

Расчетная схема приведена на рис. 2. Для заданной скорости потока жидкости W рассчитываются низшие частоты малых колебаний.

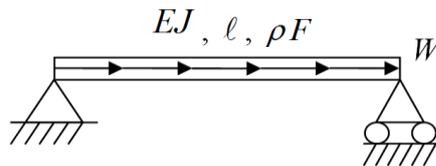


Рис.2. Расчетная схема. Шарнирно-опертый стержень-шланг

При увеличении скорости потока низшая частота уменьшается и становится равной 0 при $W = 30.04 \frac{м}{с}$ (это значение совпадает с аналитическим решением из [3]), для скоростей больше указанной становится комплексной, что говорит о статической потере устойчивости. На рис. 3 показана зависимость этой частоты от скорости потока.

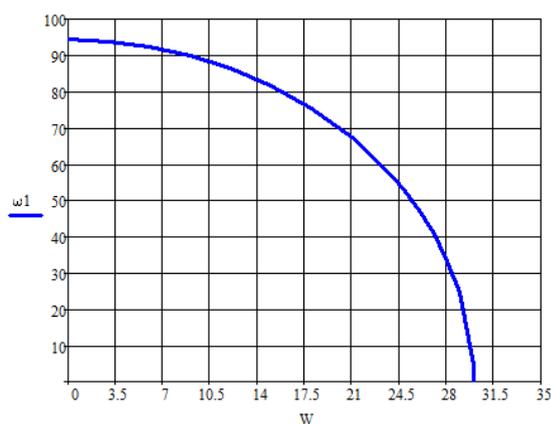


Рис.3. График зависимости первой собственной частоты от скорости потока

3.2. Прямой консольный стержень-шланг

Расчетная схема приведена на рис. 4. Для заданной скорости потока жидкости W рассчитываются первые две собственные частоты.

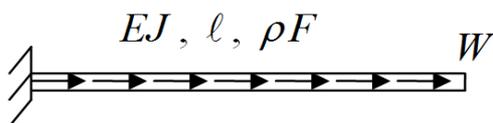


Рис. 4. Расчетная схема. Прямой консольный стержень-шланг

При увеличении скорости потока первые две частоты сближаются и при скорости $W = 28.53 \text{ м/с}$ становятся равными. При дальнейшем увеличении скорости потока частоты становятся комплексно-сопряженными, что говорит о динамической неустойчивости. На рис. 5 показана зависимость этих частот от скорости потока.

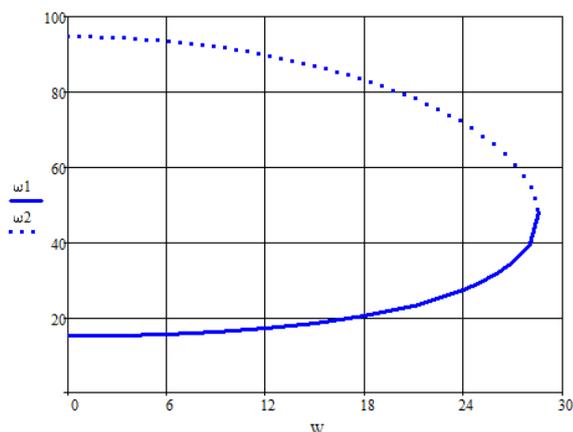


Рис. 5. График зависимости частот от скорости потока

3.3. Криволинейный стержень-шланг

Расчетная схема приведена на рис. 6. Для заданной скорости потока жидкости W рассчитываются первые две собственные частоты.

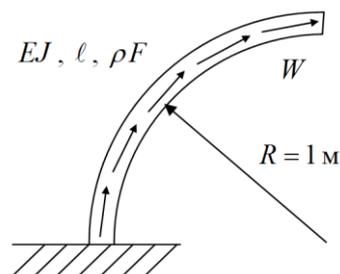


Рис. 6. Расчетная схема. Криволинейный стержень-шланг

При увеличении скорости потока первые две частоты сближаются при $W = 28.2 \frac{м}{с}$, для скоростей больше указанной становятся комплексно-сопряженными, что говорит о динамической неустойчивости. На рис. 7 показана зависимость этих частот от скорости потока.

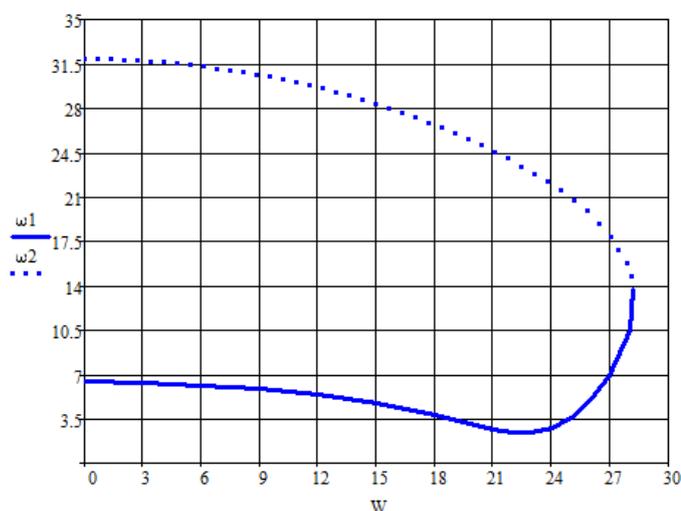


Рис. 7. График зависимости частот от скорости потока

4. Выводы

Проверка разработанной программы расчета проводилась путем решения нескольких тестовых задач, в которых получены значения критической силы и критической скорости потока, соответствующей потери устойчивости для каждой расчетной схемы, найдены первые две собственные частоты. Полученные результаты совпадают с аналитическим решением [3], а это означает, что тест программы прошел успешно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

4. Светлицкий В. А. Механика трубопроводов и шлангов. – М.: «Машиностроение», 1982.
5. Левин В. Е., Красноруцкий Д. А. Статика и динамика плоских криволинейных стержней. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – 159 с.
6. Пустовой В.Н., Матвеев К.А. Основы расчета на устойчивость деформируемых систем. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 1997. – 370 с.

7. Кириленкова Е. С. О колебаниях в плоскости криволинейного шланга с протекающей внутри него жидкостью = About vibrations in plane of the curved hoses with flowing liquid inside / Е. С. Кириленкова, Д. А. Красноруцкий // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 17 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 20–22 апр. 2016 г. : В 4 т. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016. – Т. 1. – С. 104–110. – 100 экз. – ISBN 978-5-7782-2920-4; 978-5-7782-2921-1 (Т. 1).

BUCKLING IN PLANE OF CURVED HOSES WITH FLOWING LIQUID INSIDE

Kirilenkova Ekaterina Sergeevna, student; Krasnorutskiy Dmitry Aleksandrovich

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K.
Marksa av., 20, tel. (953) 888-61-44

Kirilenkova E. S., e-mail katyshka0131@rambler.ru

Krasnorutskiy D. A., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Kirilenkova Ekaterina Sergeevna,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K.
Marksa av., 20, tel. (913)751-84-14

Abstract

In this paper the solution of buckling problem of curved hoses with flowing liquid inside is presented. Programs for solving nonlinear boundary value problem describing big displacements under static loads and for solving linear eigen boundary value problem are developed. These programs were tested by solving several problems. By first two eigen frequencies calculated buckling of deformed configurations was detected.

Keywords

Rod, hose, small vibrations, buckling

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ
УЛЬТРАЗВУКОВОГО УПРОЧНЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА ЭИ698
ПО РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ**

Киселёв Павел Евгеньевич, аспирант;

Мокшин Дмитрий Сергеевич, аспирант;

Каранаева Оксана Валериевна, к.т.н., доцент;

Кирничёв Виктор Алексеевич, д.т.н., профессор

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Киселёв П.Е., Мокшин Д.С., e-mail sopromat@ssau.ru

Каранаева О. В., e-mail karanaeva@mail.ru

Кирничёв В.А., e-mail dean_fla@ssau.ru

*Адрес для корреспонденции: Кирничёв Виктор Алексеевич, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527*

Аннотация:

Для определения наиболее оптимального по сопротивлению многоциклового усталости из шести режимов ультразвукового упрочнения исследовалось распределение осевых остаточных напряжений в плоских образцах из сплава ЭИ698 толщиной 3 мм после обработки на ультразвуковой установке при различной массе шариков и времени упрочнения. С повышением интенсивности режимов упрочнения (увеличение массы шариков и времени упрочнения) до определённой величины максимальные сжимающие остаточные напряжения возрастают, возрастает и глубина их залегания. При дальнейшем повышении интенсивности режимов упрочнения сжимающие остаточные напряжения уменьшаются с одновременным увеличением глубины смены знака этих напряжений. Анализ влияния распределения остаточных напряжений, наведённых ультразвуковым упрочнением, на предел выносливости образцов проводился, по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений, вычисленных по толщине поверхностного слоя, равной 0,065 мм. Такую величину для поверхностно упрочнённых образцов толщиной 3 мм составляет глубина нераспространяющейся трещины усталости. Результаты анализа показали, что наиболее оптимальными по сопротивлению многоциклового усталости являются режимы ультразвукового упрочнения при массе шариков 150-200 граммов и времени обработки 120-180 секунд.

Ключевые слова: ультразвуковое упрочнение, остаточные напряжения, сопротивление многоциклового усталости.

1. Введение

В настоящее время в машиностроении для повышения сопротивления усталости деталей широко применяются различные методы поверхностного пластического деформирования (ППД), приводящие к созданию в поверхностном слое деталей сжимающих остаточных напряжений. Для назначения наиболее оптимальных режимов ППД проводятся испытания на усталость образцов и деталей, упрочнённых на различных режимах. Результаты исследований, приведённых в работе [1], показывают, что количество дорогостоящих и длительных испытаний на усталость можно сократить, используя разработанную в этой работе методику оценки влияния упрочнения на предел выносливости по распределению остаточных напряжений в поверхностном слое деталей.

2. Экспериментальное исследование

Исследовались остаточные напряжения в плоских образцах прямоугольного поперечного сечения с размерами 100x12x3 мм из сплава ЭИ698, обработанных на ультразвуковой установке при различной массе шариков и времени упрочнения. На каждом режиме ультразвукового упрочнения (УЗУ) обрабатывалось по два образца. Остаточные напряжения определялись механическим методом при последовательном удалении поверхностных слоёв образцов электрохимическим травлением и измерением возникающих при этом перемещений.

В таблице 1 представлены шесть режимов ультразвукового упрочнения (m – масса шариков, τ – время упрочнения) и прогибы образцов до f_1 и после f_2 упрочнения, измеренные посередине образцов.

Таблица 1

Режимы ультразвукового упрочнения и прогибы образцов

№ режима	№ образца	m , грамм	τ , сек	f_1 , мм	f_2 , мм
1	1	150	120	0	0,04
	2	150	120	0	0,01
2	3	150	150	0	0,06
	4	150	150	0	0,05
3	5	150	180	0,01	0,07
	6	150	180	0	0,05
4	7	200	120	0,02	0,03
	8	200	120	0,03	0,05
5	9	200	150	0,01	0,03
	10	200	150	0,04	0,06
6	11	200	180	0	0,05
	12	200	180	0	0,05

На рисунке 1 приведены осреднённые эпюры осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a упрочнённого поверхностного слоя. Эпюры остаточных напряжений в образцах, упрочнённых на одном режиме, определялись как среднее по двум исследованным образцам. Наблюдался разброс в распределении остаточных напряжений в пределах одного и того же режима упрочнения, который можно объяснить наследственностью и нестабильностью процесса упрочнения, о чём свидетельствуют прогибы образцов, измеренные до f_1 и после f_2 упрочнения (табл. 1).

С повышением интенсивности режимов упрочнения (увеличение массы шариков m и времени упрочнения τ) до определённой величины, максимальные сжимающие остаточные напряжения возрастают, возрастает и глубина их залегания.

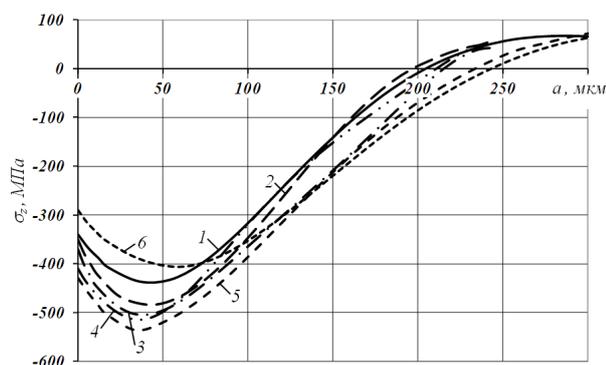


Рис. 1. Распределение осевых σ_z остаточных напряжений; номера эюр соответствуют режимам упрочнения, приведённым в табл. 1

Анализ полученного распределения остаточных напряжений был проведён по следующим параметрам: $\sigma_z^{нов}$ – напряжения на поверхности образца, $\sigma_z^{макс}$ – максимальные напряжения, $a^{макс}$ – глубина залегания максимальных напряжений, a^{OH} – глубина смены знака остаточных напряжений. Эти параметры по всем исследованным образцам сведены в таблицу 2.

Таблица 2

Результаты определения остаточных напряжений

№ режим а	$\sigma_z^{нов}$, МПа	$\sigma_z^{макс}$, МПа	$a^{макс}$, мм	a^{OH} , мм	$\bar{\sigma}_{осм}$, МПа
1	-340	-440	0,045	0,155	-408
2	-350	-480	0,045	0,190	-478
3	-370	-500	0,040	0,230	-483
4	-410	-510	0,040	0,220	-488
5	-430	-540	0,040	0,235	-527
6	-290	-405	0,060	0,245	-378

Для оценки влияния остаточных напряжений на предел выносливости обработанных УЗУ образцов использовался критерий среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{осм}$ [1, 2], (таблица 2), вычисленный по толщине 0,065 мм поверхностного слоя. Такую величину составляет глубина нераспространяющейся трещины усталости в образце толщиной 3 мм [1].

3. Обсуждение результатов исследования

Из приведённых в таблице 2 данных видно, что наибольшие значения критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{осм}$ наблюдаются при упрочнении образцов по режимам №3 – №5. Поэтому с точки зрения сопротивления многоциклового усталости, при толщине упрочняемой детали 3 мм, наиболее рациональными будут эти режимы. Строго говоря, этот вывод справедлив для деталей с концентраторами напряжений. Для гладких деталей этот вывод является несколько условным, так как на предел выносливости гладких деталей (образцов) опосредованно оказывает влияние и наклёп

поверхностного слоя (увеличение твёрдости, предела текучести) через ту часть остаточных напряжений, которая остаётся в детали после воздействия переменных напряжений [1].

4. Выводы

На основании полученных результатов исследования распределения остаточных напряжений в обработанных УЗУ образцах из сплава ЭИ698 и проведённого анализа по указанным в таблице 2 параметрам можно сделать вывод о том, что наиболее оптимальными, по сопротивлению многоциклового усталости, будут режимы упрочнения №3 – №5.

Библиографический список:

1. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулук В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

2. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.

DEFINITION OF THE ULTRASONIC HARDENING OF SPECIMENS MADE OF ALLOY EI698 OPTIMAL MODES BY THE RESIDUAL STRESSES DISTRIBUTION

Kiselev Pavel Evgen'evich, postgraduate, e-mail: sopromat@ssau.ru;
Mokshin Dmitrij Sergeevich, postgraduate, e-mail sopromat@ssau.ru
Karanaeva Oksana Valerievna, Ph.D., Associate Professor, e-mail
karanaeva@mail.ru;

Kirpichjov Viktor Alekseevich, D.Sc., Professor, e-mail dean fla@ssau.ru
Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

To determine the most optimal for the multi-cycle fatigue resistance mode of ultrasonic hardening from the six ones the distribution of axial residual stresses in flat specimens made of alloy EI698 3 mm thick after processing on ultrasonic installation with various mass of balls and time of hardening has been investigated. With increase of the hardening modes intensity (increase of mass of balls and time of hardening) the maximal compressive residual stresses increase up to a particular size, also the depth of their laying increases. At further increase of the hardening modes intensity the compressive residual stresses decrease with simultaneous increase of the depth of these stresses sign change. The analysis of the residual stresses induced by ultrasonic hardening distribution influence on the endurance limit of specimens was carried out by the average integral residual stresses criterion calculated on thickness of the surface layer, equal 0,065 mm. This value is the depth of non-propagating fatigue crack for the surface hardened specimens 3 mm thick. Results of the analysis showed that the most optimal on multi-cycle fatigue resistance are the modes of ultrasonic hardening weighing balls of 150-200 grams and time of processing of 120-180 seconds.

Keywords: ultrasonic hardening, residual stresses, multi-cycle fatigue resistance.

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ ПО ХАРАКТЕРУ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

*Киселев Павел Евгеньевич, аспирант; Морозов Андрей Павлович, аспирант;
Чуриков Дмитрий Сергеевич, студент*

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва»(Самарский университет), 443086, Россия, г. Самара,
Московское шоссе, д. 34, тел. (846)2674527

Киселев П.Е., e-mail: dogg199191@mail.ru, sopromat@ssau.ru

Морозов А.П., Чуриков Д.С., e-mail: sopromat@ssau.ru

Адрес для корреспонденции: Киселев Павел Евгеньевич, 443080, Россия,
г. Самара, пр-т Карла Маркса, д. 209, кв.51

В статье представлены результаты испытаний на усталость гладких образцов с V-образным надрезом при наименьшем диаметре 7,5 мм из сталей ВНС40 и 38Х2МЮА и корсетных образцов с наименьшим диаметром 7,5 мм из сплава ВКС-5 до и после поверхностного упрочнения. Исследовалось распределение сжимающих остаточных напряжений в данных образцах, а также его влияние на предел выносливости упрочнённых деталей. Было установлено, что после азотирования у образцов из стали ВНС40 эпюра остаточных напряжений более полная, чем у образцов из стали 38Х2МЮА, а для корсетных образцов бóльшей полнотой обладает эпюра остаточных напряжений после цементации. Причём предел выносливости упрочнённых деталей зависит не от величины наведенных остаточных напряжений на поверхности, а от полноты эпюры по толщине поверхностного слоя. Для оценки влияния поверхностного упрочнения на приращение предела выносливости образцов был использован критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, который достаточно хорошо отражает влияние характера распределения остаточных напряжений на многоцикловую усталость.

Ключевые слова: концентратор напряжений, корсетные образцы, критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, предел выносливости

1. Введение

В работе [1] установлено, что основную роль в повышении сопротивления усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений играют сжимающие остаточные напряжения, наведённые в тонком поверхностном слое. Однако, о влиянии характера распределения остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя опасного сечения на предел выносливости деталей пока нет единого мнения. Поэтому в настоящем исследовании изучалось влияние характера распределения сжимающих остаточных напряжений, наведённых в поверхностном слое

различными технологическими методами, на предел выносливости образцов с концентраторами напряжений.

2. Экспериментальное исследование

Цилиндрические образцы с V-образным надрезом при наименьшем диаметре 7,5 мм из сталей ВНС40 и 38Х2МЮА подвергались азотированию. Меридиональные σ_φ (осевые σ_z – в наименьшем сечении) остаточные напряжения определялись по методике, изложенной в работе [2], и по толщине поверхностного слоя a наименьшего сечения образцов приведены на рисунке 1. Из приведённых на рисунке 1 данных видно, что после азотирования сжимающие остаточные напряжения в образцах из стали ВНС40 имеют второй подповерхностный максимум на глубине 0,18 мм и распределение сжимающих остаточных напряжений в опасном сечении образцов из стали ВНС40 после азотирования является более полным, чем образцов из стали 38Х2МЮА.

Испытания образцов с V-образным надрезом на усталость при изгибе в случае симметричного цикла проводились на машине МУИ-6000, база испытаний – $5 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Результаты определения предела выносливости σ_{-1} приведены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений образцов с V-образными надрезами

Материал	Неупрочнённые образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы		
		σ_{-1} , МПа	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$
ВНС40	200	560	-947	0,380
38Х2МЮА	165	455	-816	0,356

Корсетные образцы круглого поперечного сечения с наименьшим диаметром 7,5 мм из сплава ВКС-5 подвергались цементации и ионной цементации с характерными для практики режимами. Меридиональные σ_φ (осевые σ_z – в наименьшем сечении) остаточные напряжения определялись методом удаления половины поверхности образца в пределах его корсетной части по методике, описанной в работе [2]. Распределение меридиональных σ_φ остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя a корсетных образцов приведено на рисунке 2.

Из приведённых на рисунке 2 эпюр следует, что при примерно одинаковых остаточных напряжениях на поверхности (-2200 МПа и -2100 МПа) распределение остаточных напряжений после цементации по толщине поверхностного слоя является более полным, чем после ионной цементации.

Испытания корсетных образцов на усталость при изгибе в случае симметричного цикла проводились на машине МВП-10000, база испытаний – $30 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Результаты испытаний приведены в таблице 2.

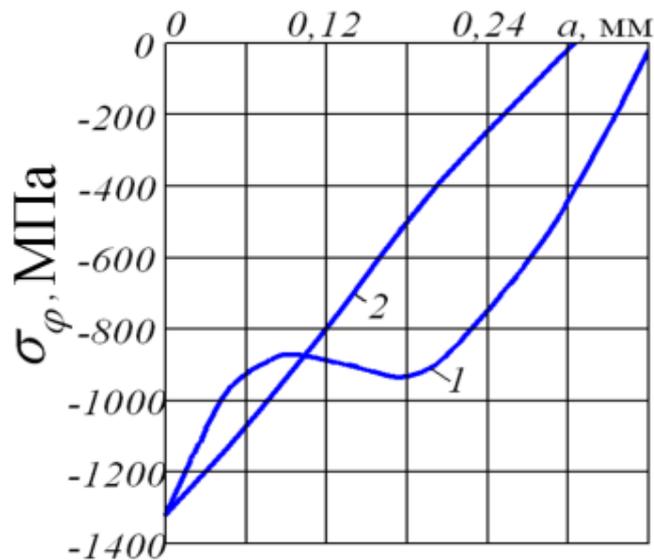


Рис.1. Остаточные напряжения в образцах с надрезами из сталей ВНС40 (1) и 38Х2МЮА (2)

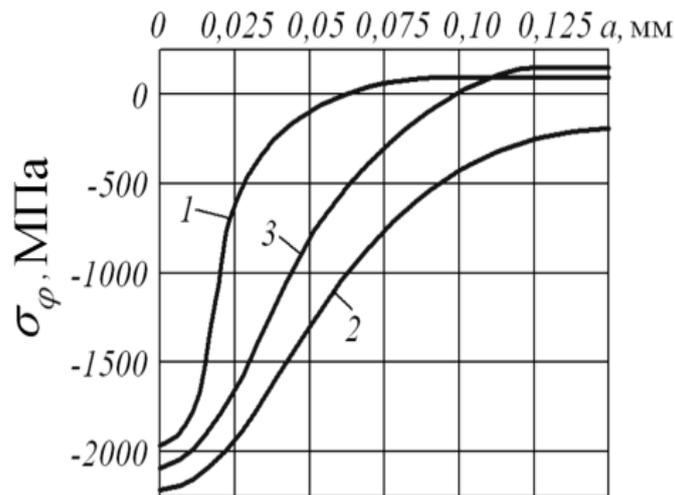


Рис. 2. Остаточные напряжения в корсетных образцах из сплава ВКС-5:
1 – исходное состояние, 2 – цементация,
3 – ионная цементация

Таблица 2

Результаты испытаний на усталость и определения остаточных напряжений корсетных образцов из сплава ВКС-5

Вариант	Обработка	σ_{-1} , МПа	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	$\bar{\psi}_{\sigma}$
1	исходное состояние	760	-136	–
2	цементация	1040	-672	0,522
3	ионная цементация	900	-389	0,533

Оценка влияния сжимающих остаточных напряжений на приращение предела выносливости образцов при изгибе в случае симметричного цикла $\Delta\sigma_{-1}$ производилась по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [3] по формуле

$$\Delta\sigma_{-1} = \bar{\psi}_{\sigma} \cdot |\bar{\sigma}_{ocm}|, \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_{\sigma}$ – коэффициент влияния упрочнения на предел выносливости.

3. Обсуждение результатов экспериментов

Из представленных в таблице 1 результатов эксперимента видно, что при практически одинаковых остаточных напряжениях на поверхности дна надреза, приращение предела выносливости за счёт азотирования образцов из стали ВНС40 на 70 МПа выше, чем образцов из стали 38Х2МЮА. Это различие объясняется бóльшей полнотой эпюры остаточных напряжений в образцах из стали ВНС40, чем в образцах из стали 38Х2МЮА.

Из данных таблицы 2 следует, что и в этом случае при практически одинаковых остаточных напряжениях на поверхности приращение предела выносливости образцов после цементации на 140 МПа выше, чем после ионной цементации за счёт бóльшей полноты эпюры и бóльшей толщины слоя со сжимающими остаточными напряжениями.

Значения коэффициента влияния $\bar{\psi}_{\sigma}$, зависящего от степени концентрации напряжений, соответствуют значениям этого коэффициента, установленного в работе [2].

4. Выводы

Предел выносливости поверхностно упрочнённых образцов (деталей) определяется не величиной сжимающих остаточных напряжений на поверхности, а полнотой эпюры остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя опасного сечения детали, которая хорошо учитывается критерием среднеинтегральных остаточных напряжений.

Библиографический список:

1. Влияние остаточных напряжений и наклёпа на усталостную прочность / С.И. Иванов, В.Ф. Павлов // Проблемы прочности. – 1976. – №5. – С. 25-27.
2. Павлов В. Ф., Кирпичёв В.А., Вакулюк В.С. Прогнозирование сопротивления усталости упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНИЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений / В.Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.

THE ESTIMATION OF THE HARDENED SPECIMENS ENDURANCE LIMIT BY THE CHARACTER OF THE RESIDUAL STRESSES DISTRIBUTION

Kiselev Pavel Evgen'evich, postgraduate, e-mail: dogg199191@mail.ru;
Morozov Andrej Pavlovich, postgraduate, e-mail: sopromat@ssau.ru ;
Churikov Dmitrij Sergeevich, student, e-mail: sopromat@ssau.ru
Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

The paper presents the results of fatigue tests for smooth V-notched specimens with the smallest diameter of 7.5 mm made of steels VNS40 and 38Cr2MoAl and corset specimens with the smallest diameter of 7.5 mm made of alloy VKS-5 before and after surface hardening. The distribution of compressive residual stresses in these samples was investigated, as well as its effect on the hardened details endurance limit. It's been established that the residual stresses diagram after nitriding for specimens made of steel VNS40 is more complete than the one for specimens made of steel 38Cr2MoAl, and for corset specimens the residual stresses diagram after cementation have a higher completeness. Moreover, the endurance limit of hardened details depends not on the value of the induced residual stresses on the surface, but on the completeness of the diagram through the surface layer thickness. The average integral residual stresses criterion, which reflects rather well the influence of the residual stresses distribution nature on the multicyclic fatigue, was used for the estimation of surface hardening influence on the endurance limit increase of the specimens.

Keywords: stress concentrator, corset specimens, average integral residual stresses criterion, endurance limit.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАССОГЛАСОВАНИЯ КРЕПЕЖНЫХ ТОЧЕК ОПОРЫ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ П110-3 НА НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ

Кожевников Алексей Николаевич, аспирант; Красноруцкий Дмитрий Александрович, канд. техн. наук; Левин Владимир Евгеньевич, доктор техн. наук

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346 31 21

Красноруцкий Д. А., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Красноруцкий Дмитрий Александрович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346 31 21

Аннотация

Из опыта эксплуатации воздушных линий электропередачи известны случаи разрушения опор ВЛ. По результатам осмотра действующей линии электропередачи были измерены вертикальные смещения опорных точек двух опор П110-3. Было предложено исследовать влияние такого дефекта в конструкции на напряженно-деформированное состояние опоры. Для определения величины рассогласования были применены две методики расчета. Разработанная ранее конечно-элементная модель была модифицирована для учета рассогласования опорных точек в конструкции. Проведенные расчеты показали увеличение максимальных изгибных напряжений в силовом каркасе опоры П110-3 при наличии подобного дефекта в конструкции.

Ключевые слова

Напряженно-деформированное состояние; пространственная рамная конструкция; линии электропередачи; балочный элемент; метод конечного элемента.

Введение

Для передачи электрической энергии на большие расстояния широко используются воздушные линии электропередачи (ВЛ) с металлическими опорами. Из практики эксплуатации таких конструкций известны случаи неожиданного разрушения части опор задолго до окончания срока эксплуатации. Одной из возможных причин таких аварий является наличие динамического взаимодействия между опорами ВЛ и проводами электросети.

Осенью 2016 года сотрудники Института электроэнергетики НГТУ провели полевые исследования целой линии с номинальным напряжением в 110 кВ, установленной в Томской области, и зафиксировали наличие рассогласования крепежных точек для опор П110-3. Это стало причиной

исследования влияния рассогласования на напряженно-деформированное состояние опор под действием собственного веса, чему посвящена настоящая статья.

Построение конечно-элементной модели опоры П110-3

Объектом исследования является опора воздушной линии электропередачи П110-3. Данная опора имеет следующие геометрические характеристики: площадь основания 2800 x 2800 мм и высоту 25 метров. Конструкция выполнена из равнополочных уголков и соединительного металлического крепежа [1]. При создании геометрической и конечно-элементной моделей опоры использовался разработанный ранее автоматизированный алгоритм, позволяющий достаточно быстро создавать математические модели металлических опор ВЛ ферменной конструкции [2, 3].

Полученная геометрическая модель опоры П110-3 представлена на рис.1.

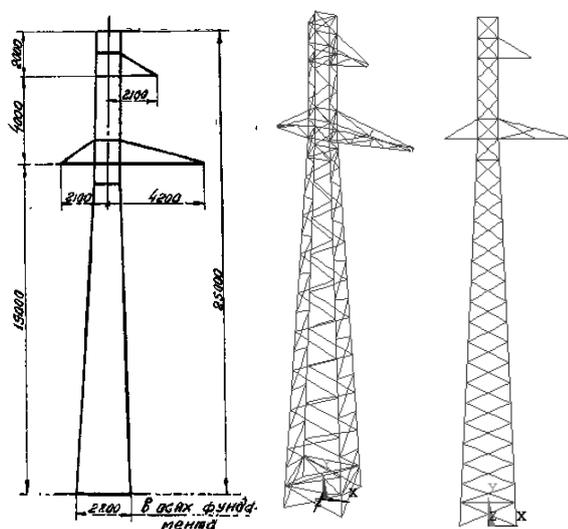


Рис.1. Общий вид (слева) и геометрическая модель (справа) опоры ВЛ П110-3

Расчет без рассогласования крепежных точек

Данная конструкция имеет 4 точки крепления на бетонных основаниях. В дальнейшем под «идеальным» случаем будем подразумевать такие граничные условия, когда все точки основания лежат в плоскости xOz глобальной системы координат и жестко заземлены по всем степеням свободы: для этих точек запрещены все перемещения и повороты вокруг осей системы координат. Конструкция нагружена только лишь собственным весом. Поскольку, конечно-элементная модель выполнена с помощью балочного элемента Beam4, то все получаемые напряжения могут быть представлены в следующих вариантах: максимальные и минимальные напряжения в каждом из узлов конечного элемента. Можно отметить, что для «идеального» случая максимальные по величине напряжения расположены в силовых элементах в месте крепления длинной траверсы, что можно объяснить расположением массы траверсы на достаточно большом расстоянии от основной стойки опоры. Полученные распределения максимальных и минимальных напряжений

представлены на рис. 2.

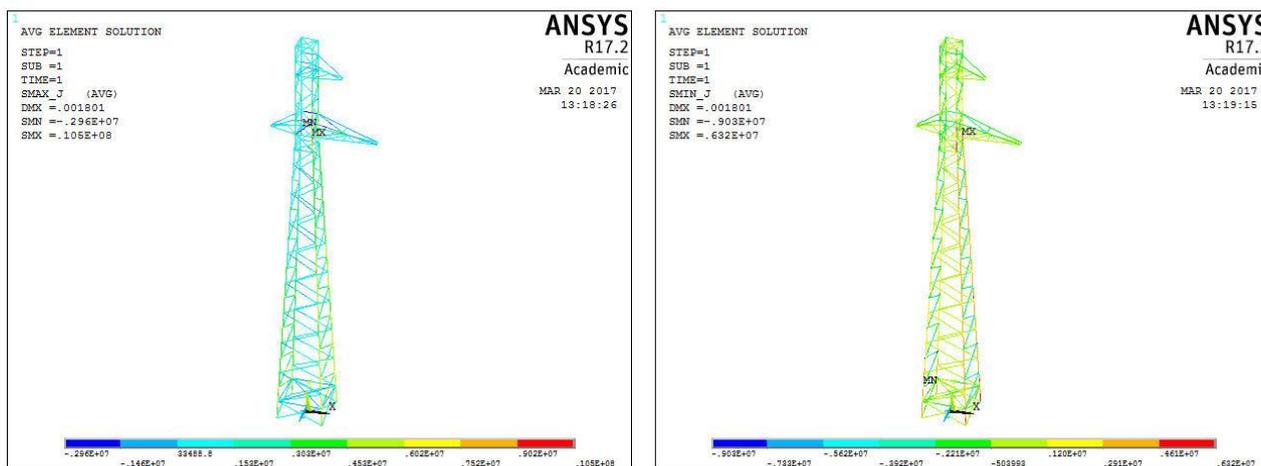


Рис. 2. Распределение напряжений по узлам конструкции (максимальные j -node слева; минимальные j -node справа)

Для данного расчетного случая максимальное растягивающее напряжение равняется 6 МПа; максимальное сжимающее напряжение равняется -3 МПа, максимальное значение изгибающего напряжения составило 10.910 МПа.

Рассогласование опорных узлов

В ходе обследования действующей линии напряжением 110кВ, сотрудниками института энергетики НГТУ были проведены измерения фактического вертикального рассогласования крепежных точек опор. Для этого с помощью лазерного уровня задавался базовый уровень через какую-либо характерную точку на одном из поясов опоры. Затем данная точка определялась на остальных поясах, и с помощью линейки проводилось измерение вертикального рассогласования между текущим положением точки по отношению к ее исходному состоянию. Величины фактического рассогласования для двух обследованных опор П110-3 приведены в таблице 1.

Данное вертикальное рассогласование может быть интерпретировано двумя способами: в первом случае максимальное рассогласование для опоры составляет 58 мм для одной опоры и 34 для другой; во втором случае согласно нормативной документации необходимо вычислить расстояние от одной из опорных точек до плоскости, проведенной через три оставшиеся «башмака» конструкции [4, 5]. Вычисленные значения рассогласования согласно представленной в СНиП методики приведены в таблице 2.

Таблица 1

Значения измеренного вертикального смещения крепежных точек опоры

Номер точки	Рассогласование случай 1, мм	Рассогласование случай 2, мм
1	0	0
2	-32	-3
3	-58	-34
4	-26	-24

Таблица 2

Значения вычисленного по СНиП рассогласования крепежных точек опоры

Номер точки	Рассогласование случай 1, мм	Рассогласование случай 2, мм
1	0	7
2	0	7
3	0	7
4	0	7

Вычисления показали, что в первом случае опора целиком провернулась относительно первой крепежной точки на некоторый угол и все опорные узлы лежат в одной плоскости, как и до деформирования опоры. Для второго случая мы наблюдаем рассогласование фундаментов опоры на величину в 7 мм, что не превышает допустимую величину в 20 мм для таких конструкций.

Вычисление напряжений при учете рассогласования опорных узлов

Разработанная ранее модель была модифицирована для того, чтобы можно было учитывать рассогласование опорных точек конструкции. Однако в модель вводились только вертикальные смещения, измеренные на реальной опоре. Для большей определенности первая точка, являющаяся базовой для определения вертикальных смещений, также закреплялась по степеням свободы, соответствующим перемещениям вдоль осей глобальной системы координат, а возможность поворота в этой точке сохранялась. Полученные распределения напряжений для первого случая рассогласования опорных точек представлены на рисунке 3.

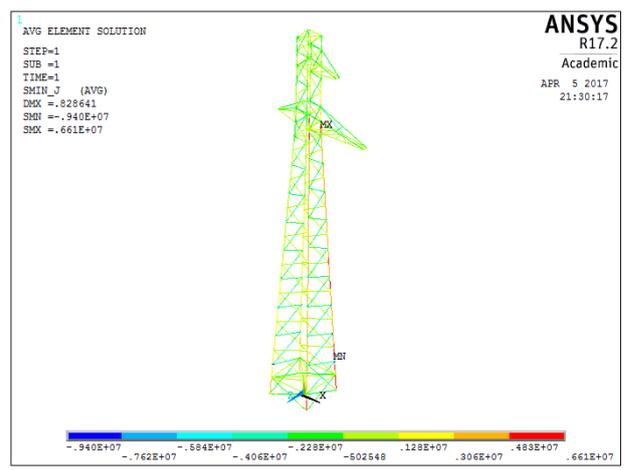
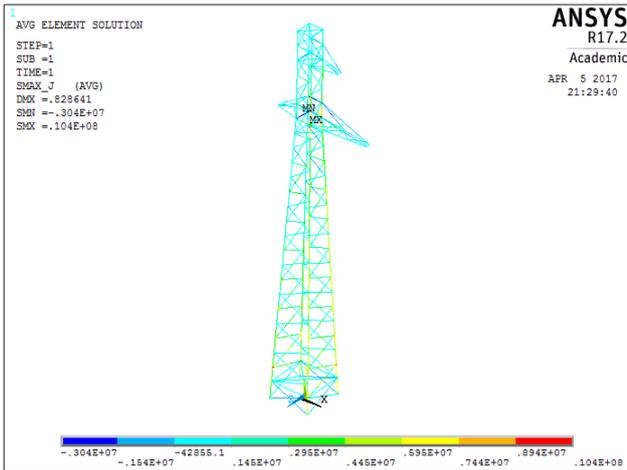


Рис. 3. Распределение напряжений при учете первого случая рассогласования по узлам конструкции (максимальные j -node слева; минимальные j -node справа)

Для второго случая рассогласования опорных узлов полученные распределения напряжений представлены на рисунках 4 и 5.

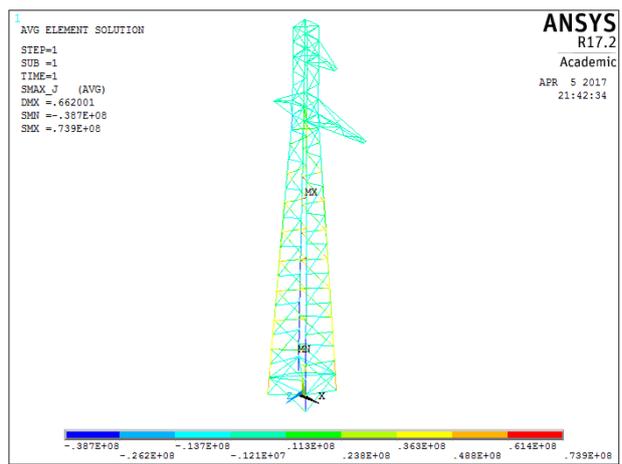
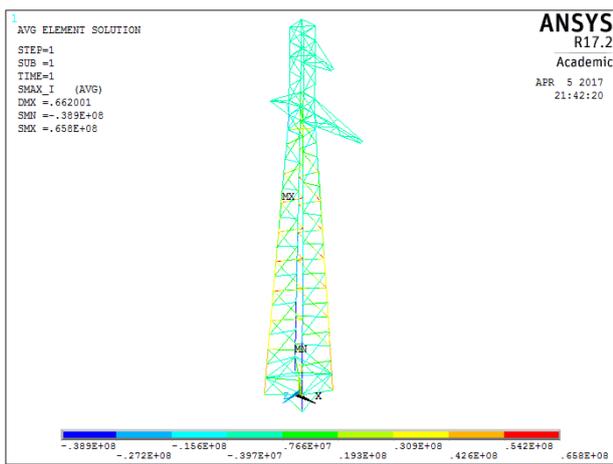


Рис. 4. Распределение максимальных напряжений при учете второго случая рассогласования по узлам конструкции (i -node слева; j -node справа)

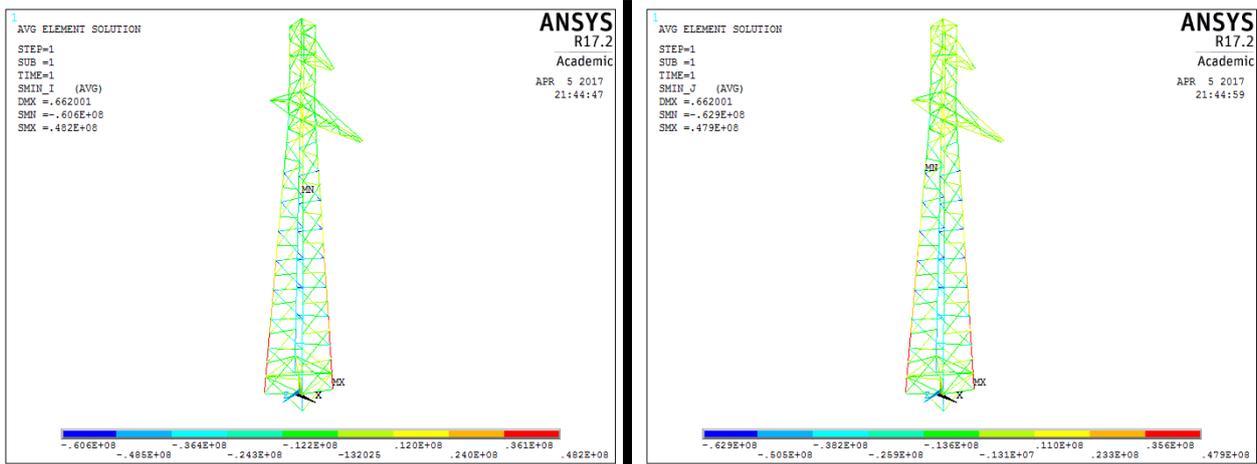


Рис. 5. Распределение минимальных напряжений при учете второго случая рассогласования по узлам конструкции (i-node слева; j-node справа)

Полученные значения напряжений удобно представить в виде таблицы 3.

Таблица 3

Сравнение полученных напряжений для разных расчетных случаев

Напряжение	Идеальный случай, МПа	Рассогласование случай 1, МПа	Рассогласование случай 2, МПа
Максимальное σ	10.50	10.40	65.80
Минимальное	-9.01	-9.40	-62.90

По полученным результатам можно заключить, что разноуровневость крепежных точек опоры ВЛ оказывает существенное влияние на напряженно-деформированное состояние конструкции только в случае наличия вычисленного рассогласования по СНиП. В этом случае максимальные напряжения увеличились в 6.27 раза, а минимальные напряжения – в 6.98.

Работа инициирована и финансируется ООО «Институт электроэнергетики НГТУ».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Типовой проект. Унифицированные стальные нормальные опоры ВЛ 35, 110 и 150 кВ. №3. 407-68/73. №3078ТМ-Т9. Чертежей – 61. Листов – 9.
2. А. Н. Кожевников, Д. А. Красноруцкий, В. Е. Левин. Автоматизированное построение геометрии металлических опор ВЛ для расчета их статического и динамического деформирования в среде ANSYS // Деформирование и разрушение структурно-неоднородных сред и конструкций: сб. материалов 3 Всерос. конф., посвящ. 100-летию со дня рождения академика

Ю. Н. Работнова, Новосибирск, 26–30 мая 2014 г. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2014. – С. 47–48.

3. Басов К.А. ANSYS: справочник пользователя. М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.

4. СНиП III 18 75 «Металлические конструкции». М.: Стройиздат. — 1976.

5. СНиП II-В.3-72. Стальные конструкции. Нормы проектирования. – М.: Стройиздат, 1973.

INVESTIGATION OF THE POWER TRANSMISSION LINE PYLON SUPPORT JOINTS MISALIGNMENT EFFECT ON STRESS-STRAIN STATE OF P110-3 PYLON

Kozhevnikov Aleksey Nikolaevich, Post-graduate student; Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich, Ph.D. (Engineering); Levin Vladimir Evgen'evich; D. Sc. (Engineering)

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel. (383) 346-31-21

Krasnorutskiy D. A., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel. (383) 346-31-21

Abstract

The breakages of the Power Transmission Line Pylons are known. As result of the acting Power Transmission Line observation vertical displacement of two P110-3 pylons support joints was measured. Such a defect impact on the pylon stress-strain state is investigated. To define the misalignment magnitude two different approaches were applied. The previously developed the pylon finite-element model was modified to take this misalignment into account. The performed calculations showed P110-3 pylon structure maximal bending stress increase in case of a misalignment designation.

Keywords

Stress-Strain state; 3-dimensional beam structure; Power Transmission Line; beam; Finite-Element Method.

ВЛИЯНИЕ ГАЗОТЕРМИЧЕСКОГО НАПЫЛЕНИЯ МОЛИБДЕНОМ НА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ ДЕТАЛЕЙ ПОД ДЕЙСТВИЕМ РАБОЧИХ НАГРУЗОК

Костичев Владислав Эдуардович, аспирант;

Нагиев Александр Витальевич, аспирант;

Швецов Николай Юрьевич, студент;

Кирпичёв Виктор Алексеевич, доктор техн. наук, профессор

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34,
тел. (846)267-45-26

Костичев В.Э., Нагиев А.В., Швецов Н.Ю., e-mail sopromat@ssau.ru

Кирпичёв В.А., e-mail dean_fla@ssau.ru

*Адрес для корреспонденции: Кирпичев Виктор Алексеевич, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, Московское шоссе, 34, тел. (846)267-45-26*

Аннотация:

В работе проводилось исследование влияния газотермического напыления молибденом на временное сопротивление разрыву блокировочных колец синхронизаторов коробок переключения передач в условиях высокотемпературного нагружения, а также оценки минимально возможной толщины молибденового слоя для обеспечения требуемого уровня сопротивления усталости колец. Средствами программного комплекса ANSYS/LS-DYNA создана модель блокировочного кольца для оценки напряжённно-деформированного состояния (НДС) кольца под действием повышенной нагрузки, позволившая определить минимально допустимую толщину напыляемого слоя молибдена при сохранении требуемого уровня сопротивления усталости. Установлена возможность корректировки режимов напыления, обеспечивающая минимально допустимую толщину слоя для блокировочного кольца не менее 0,4 мм, снижение растягивающих напряжений при которой составляет порядка 8%.

Ключевые слова: блокировочное кольцо, концентратор напряжения, сопротивление усталости, временное сопротивление разрыву, моделирование.

1. Введение

Для повышения сопротивления усталости деталей, работающих в условиях высоких знакопеременных нагрузок, в настоящее время наряду с упрочнением различными методами поверхностным пластическим деформированием (ППД) и химико-термической обработкой (ХТО) не редко применяют напыление тугоплавкими металлами, одним из которых является молибден. Газотермическое напыление молибдена позволяет повысить

износостойкость контактной поверхности и временное сопротивление разрыву, особенно в условиях высокотемпературного нагружения.

2. Экспериментальное исследование

Блокировочные кольца синхронизаторов коробок переключения передач (КПП) при частом переключении работают в условиях высокотемпературного нагрева за счёт трения внутренней поверхности кольца и конуса шестерни при выравнивании угловых скоростей ведущей и ведомой шестерён. При постоянном изменении температуры и под действием знакопеременной нагрузки со стороны муфты включения передач в концентраторах напряжений (пазах на внутреннем диаметре кольца) появляются усталостные микротрещины, приводящие к разрушению кольца (рис. 1).

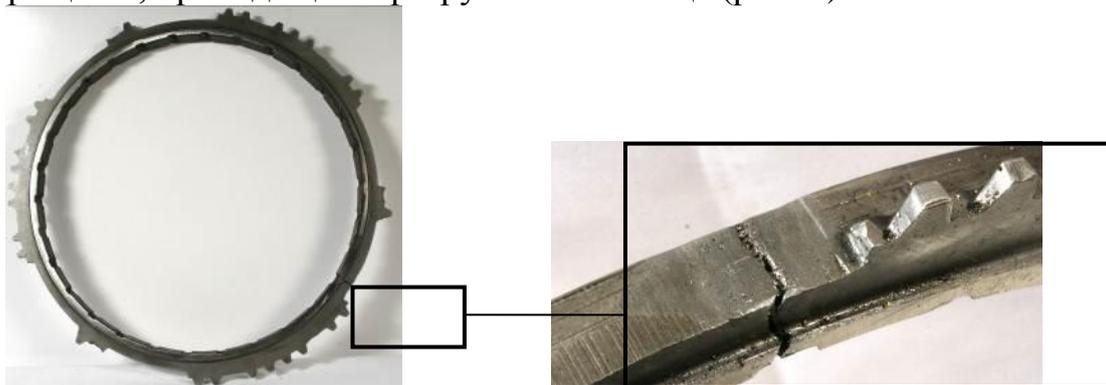


Рис.1. Усталостное разрушение блокировочного кольца синхронизатора КПП

Для повышения сопротивления усталости блокировочных колец на ПАО «Автодизель» выполняется газотермическое напыление молибдена на внутренний диаметр фрикционной поверхности. Данная обработка позволяет повысить предел выносливости кольца, однако большая толщина напыляемого слоя (до 0,6 мм) приводит к существенному расходу молибденовой проволоки и, следовательно, повышению себестоимости детали. Проверка упрочняющей обработки производится путём выборки из партии 1-2 колец и проведением разрушающего контроля, что также приводит к неизбежным затратам.

Для оценки минимально возможной толщины молибденового слоя, позволяющего обеспечить требуемый уровень сопротивления усталости детали, произведена оценка напряжённо-деформированного состояния (НДС) кольца под действием повышенной нагрузки. Средствами программного комплекса ANSYS/LS-DYNA создана модель блокировочного кольца. Для основного объёма модели (со свойствами стали 40ХФА) выбран тип конечного элемента Solid163, а для поверхностного слоя (со свойствами молибдена) – Thin-Shell163. Тип элемента Thin-Shell163 позволяет без создания отдельного выделенного объёма поверхностного слоя изменять толщину зоны упрочнения для каждой точки интегрирования конечного элемента.

К полученной конечно-элементной модели (рис.2, а) прикладывалось усилие $F = 3$ кН, соответствующее нагружению при разрушающем контроле. В результате расчётов получено НДС блокировочного кольца с учётом различной

толщины напылённого слоя молибдена (рис.2, б), а так же без напыления (рис. 2, в)

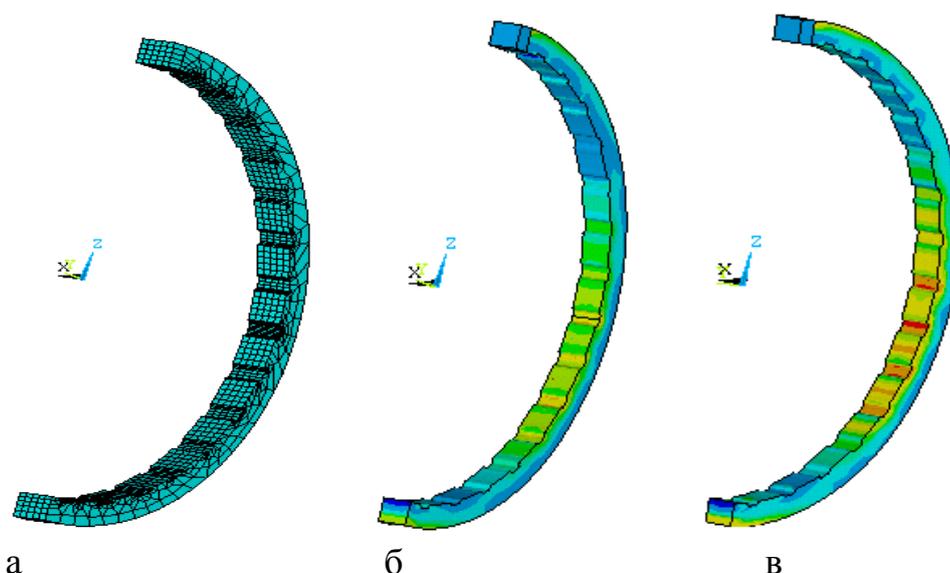


Рис.2. Конечно-элементная модель и НДС (а – модель, б – НДС с напылением, в – НДС без напыления)

В исследовании изучалось НДС детали с толщиной слоя напыления $t = 0,2-0,6$ мм. Результаты расчёта максимальных растягивающих напряжений σ_1 и пластических деформаций ε в области зарождения усталостных микротрещин приведены в таблице.

Таблица

Результаты расчётов

№	Толщина напылённого слоя t , мм	Максимальные растягивающие напряжения σ_1 , МПа	Максимальные деформации в концентраторе напряжений ε , мм
1	0,6	682	0,0185
2	0,5	686	0,0197
3	0,4	691	0,0206
4	0,3	698	0,0216
5	0,2	704	0,0223
6	без молибдена	748	0,0301

Из представленных в таблице 1 данных видно, что газотермическое напыление молибдена позволяет снизить максимальные растягивающие напряжения в области зарождения усталостных микротрещин до 8,8 %, что соответствует толщине слоя напыления $t = 0,6$ мм. Упрочняемая поверхность после напыления подвергается чистовой обработке с припуском не менее 0,1 мм, а остаточная толщина молибденового слоя после механической обработки должна быть не менее 0,3 мм. В связи с этим можно сделать вывод о минимально допустимой толщине напыляемого слоя, равной 0,4 мм, что

обеспечивает снижение растягивающих напряжений в концентраторах по сравнению с деталью без напыления на 7,6 %.

3. Выводы

Таким образом, на основании проведённого исследования установлено:

– возможна корректировка режимов газотермического напыления молибдена, обеспечивающая минимально допустимую толщину слоя для блокировочного кольца не менее 0,4 мм, что приведёт к сокращению расхода молибденовой проволоки при сохранении требуемого уровня сопротивления усталости;

– разработанный подход позволяет с помощью программного комплекса ANSYS/LS-DYNA оценивать упрочнение методом напыления, учитывая только толщину слоя молибдена, что допускает минимизацию операций разрушающего контроля.

THE INFLUENCE OF MOLYBDEN GAS-THERMAL EVAPORATION ON THE STRESS STRAINED STATE OF DETAILS UNDER THE ACTION OF WORKING LOADS

Kostichev Vladislav Eduardovich, postgraduate, e-mail sopromat@ssau.ru;

Nagiev Aleksandr Vital'evich, postgraduate, e-mail sopromat@ssau.ru;

Shvetzov Nikolaj Jur'evich, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;

Kirpichyov Viktor Alexeevich, D.Sc., Professor, e-mail dean fla@ssau.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

In this work, a study of the molybdenum gas-thermal evaporation influence on the ultimate tensile strength of the locking rings of gearbox synchronizers under high-temperature loading conditions was carried out, as well as to estimate the minimum possible thickness of the molybdenum layer to provide the required level of fatigue resistance of the rings. A lock ring model has been created by means of the program complex ANSYS / LS-DYNA for estimating of the stress strained state of the ring under the action of an increased load, which made it possible to determine the minimum allowable thickness of the molybdenum deposited layer while maintaining the required level of fatigue resistance. The possibility of correcting sputtering modes, which provides a minimum permissible layer thickness for a locking ring of at least 0.4 mm, a decrease in tensile stress at which is of the order of 8% has been established.

Keywords: locking ring, stress concentrator, fatigue resistance, ultimate tensile strength, modeling

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ РОЛИКОМ НА МНОГОЦИКЛОВУЮ УСТАЛОСТЬ ОБРАЗЦОВ С НАДРЕЗАМИ

Костичев Владислав Эдуардович, аспирант;

Микушев Николай Николаевич, аспирант;

Букатый Алексей Станиславович, к.т.н., доцент;

*Павлов Валентин Фёдорович, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой
сопротивления материалов*

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Костичев В.Э., e-mail thourvald@mail.ru;

Микушев Н. Н., e-mail mikushev.nn@gmail.com;

Букатый А.С., e-mail bukaty@inbox.ru;

Павлов В.Ф., e-mail sopromat@ssau.ru

*Адрес для корреспонденции: Павлов Валентин Фёдорович, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П.
Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527*

Аннотация:

Исследовалось влияние обкатки роликом с усилием 0,5 кН и 1,0 кН на предел выносливости цилиндрических образцов из стали 20 диаметром 50 мм с круговыми надрезами полукруглого профиля радиусов: $R = 0,3$ мм, $R = 0,5$ мм, $R = 1,0$ мм. Надрезы на упрочнённые роликом образцы наносились после обкатки. Испытания образцов на усталость при изгибе проводились при симметричном цикле; база испытаний – $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Остаточные напряжения в гладких образцах определялись экспериментальным методом колец и полосок, а в образцах с надрезом – расчётным методом с использованием аналитических и численных методик о перераспределении остаточных усилий после нанесения надрезов на упрочнённую поверхность. Результаты проведённого исследования показали, что влияние поверхностного упрочнения роликом на приращение предела выносливости образцов с надрезами из стали 20 наиболее точно оценивается по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений, вычисленного по толщине поверхностного слоя опасного сечения образцов с надрезами, равной критической глубине нераспространяющейся трещины усталости.

Ключевые слова: образцы с надрезом, упрочнение роликом, предел выносливости, среднеинтегральные остаточные напряжения

1. Введение

Основную роль в повышении сопротивления усталости упрочнённых деталей с концентраторами напряжений играют сжимающие остаточные напряжения [1, 2]. Для учёта влияния остаточных напряжений на предел выносливости таких деталей используются два критерия. Первым критерием являются остаточные напряжения на поверхности концентратора. Зависимость для определения приращения предела выносливости $\Delta P_R(\Delta\sigma_R, \Delta\tau_R)$ упрочнённой детали (образца) в этом случае имеет вид

$$\Delta P_R = \psi_P \cdot |\sigma_z^{nos}|, \quad (1)$$

где $\psi_P(\psi_\sigma, \psi_\tau)$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию σ_z^{nos} , σ_z^{nos} – осевые (меридиональные) остаточные напряжения на поверхности концентратора опасного сечения детали.

Для определения второго критерия в работе [3] использовалось решение задачи о дополнительных остаточных напряжениях в наименьшем сечении поверхностно упрочнённой детали после нанесения на неё надреза полуэллиптического профиля. Выделив основную часть этого решения, был получен второй критерий $\bar{\sigma}_{ocm}$ – критерий среднеинтегральных остаточных напряжений в виде

$$\bar{\sigma}_{ocm} = \frac{2}{\pi} \cdot \int_0^1 \frac{\sigma_z(\xi)}{\sqrt{1-\xi^2}} d\xi,$$

(2)

где $\sigma_z(\xi)$ – осевые остаточные напряжения в опасном сечении детали, $\xi = y/t_{кр}$ – расстояние от дна концентратора до текущего слоя, выраженное в долях $t_{кр}$, $t_{кр}$ – критическая глубина нераспространяющейся трещины усталости, возникающей при работе детали (образца) на пределе выносливости.

Приращение предела выносливости $\Delta P_R(\Delta\sigma_R, \Delta\tau_R)$ упрочнённой детали при использовании критерия $\bar{\sigma}_{ocm}$ определяется по следующей формуле:

$$\Delta P_R = \bar{\psi}_P \cdot |\bar{\sigma}_{ocm}|, \quad (3)$$

где $\bar{\psi}_P(\bar{\psi}_\sigma, \bar{\psi}_\tau)$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ocm}$.

2. Экспериментальное исследование

В настоящем исследовании гладкие образцы из стали 20 диаметром 50 мм подвергались обкатке роликом при усилиях $P = 0,5$ кН (ОР1) и $P = 1,0$ кН (ОР2). Затем на упрочнённые и неупрочнённые гладкие образцы наносились круговые надрезы полукруглого профиля радиусов $R = 0,3$ мм, $R = 0,5$ мм и $R = 1,0$ мм.

Остаточные напряжения в гладких образцах определялись методом колец и полосок. Остаточные напряжения в образцах с надрезами определялись расчётным путём – суммированием дополнительных остаточных напряжений за счёт перераспределения остаточных усилий после опережающего

поверхностного пластического деформирования и остаточных напряжений гладких образцов. При этом дополнительные остаточные напряжения вычислялись как аналитическим, так и численным методами. Значения остаточных напряжений на поверхности дна надрезов σ_z^{nos} и среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{осм}$ представлены в таблице.

Испытания на усталость при изгибе в случае симметричного цикла неупрочнённых и упрочнённых образцов с надрезами проводились на машине УМП-02; база испытаний – $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения. Результаты определения предела выносливости σ_{-1} образцов представлены в таблице. Упрочнённые образцы, выстоявшие базу испытаний при напряжении, равном пределу выносливости, доводились до разрушения при бóльших напряжениях. На изломах этих образцов были обнаружены нераспространяющиеся трещины усталости, критическая глубина $t_{кр}$ которых приведена в таблице.

Таблица

Результаты испытаний образцов с надрезами на усталость и определения остаточных напряжений

Надрез	Неупроч. образцы σ_{-1} , МПа	Упрочнённые образцы							K_σ	$(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$
		обработка	σ_{-1} , МПа	σ_z^{nos} , МПа	ψ_σ	$t_{кр}$, мм	$\bar{\sigma}_{осм}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$		
$R = 0,3$ мм	87,5	ОР1	117,5	-898	0,033	1,040	-94	0,322	2,86	0,328
		ОР2	130	-1004	0,042	1,110	-128	0,332		
$R = 0,5$ мм	92,5	ОР1	122,5	-396	0,078	1,077	-82	0,366	2,47	0,353
		ОР2	132,5	-547	0,073	1,024	-112	0,357		
$R = 1,0$ мм	92,5	ОР1	110	-126	0,139	1,073	-46	0,380	2,32	0,363
		ОР2	15	166	,136	,035	62	,363		

Из представленных в таблице данных видно, что оценка влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости образцов по первому критерию σ_z^{nos} – остаточным напряжениям на поверхности концентратора – приводит к значительному рассеянию коэффициента ψ_σ . Этот коэффициент в

проведённом исследовании изменяется в широких пределах: от 0,033 до 0,147, то есть изменяется в 4,5 раза, что неприемлемо для прогнозирования предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей. Учёт влияния поверхностного упрочнения по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$ приводит к существенно меньшему рассеянию соответствующего коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$, который в проведённом исследовании изменяется от 0,305 до 0,380, составляя в среднем 0,342.

3. Результаты и обсуждение

В работе [4] на основании многочисленных экспериментов была установлена зависимость между коэффициентом влияния $\bar{\psi}_\sigma$ поверхностного упрочнения на предел выносливости при изгибе по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$ и эффективным коэффициентом концентрации напряжений K_σ в виде

$$(\bar{\psi}_\sigma)_{расч} = 0,514 - 0,065K_\sigma. \quad (4)$$

В таблице приведены значения коэффициента K_σ , а также расчётные величины коэффициента $(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$. Из приведённых данных видно, что опытные значения коэффициента $\bar{\psi}_\sigma$ для каждого радиуса надреза незначительно отличаются от расчётных значений $(\bar{\psi}_\sigma)_{расч}$, вычисленных по формуле (4).

4. Выводы

Проведённое исследование показало, что для прогнозирования приращения предела выносливости поверхностно упрочнённых образцов (деталей) с концентраторами напряжений наиболее оправдано использование критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$.

Библиографический список:

1. Влияние остаточных напряжений и наклёпа на усталостную прочность / С.И. Иванов, В.Ф. Павлов // Проблемы прочности. – 1976. – №5. – С. 25-27.
2. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулюк В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
3. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений / В. Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
4. Прогнозирование предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей при различной степени концентрации напряжений / В.А. Кирпичёв, А.С. Букатый, А.П. Филатов, А.В. Чирков // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т.15. – №4 (44). – С. 81-85.

EVALUATION OF INFLUENCE OF THE SURFACE HARDENING BY ROLLER ON THE MULTI-CYCLE FATIGUE SAMPLES WITH CUTS

Kostichev Vladislav Jeduardovich, postgraduate, e-mail thourvald@mail.ru;

Mikushev Nikolaj Nikolaevich, postgraduate, e-mail mikushev.nn@gmail.com;

Bukatyj Aleksej Stanislavovich, Ph.D. (Engineering), Associate Professor, e-mail bukaty@inbox.ru;

Pavlov Valentin Fjodorovich, D.Sc., Professor, e-mail sopromat@ssau.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara, Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

Rolling influence with effort of 0,5 kN and 1,0 kN on the endurance limit of cylindrical test-pieces made of steel 20 with a diameter of 50 mm with circular cuts of a semicircular profile of radiuses: $R = 0,3$ mm, $R = 0,5$ mm, $R = 1,0$ mm was investigated. Cuts were applied on the strengthened by a roller after rolling. Fatigue tests of specimens under bending were carried out at the symmetric cycle; base of tests – $3 \cdot 10^6$ loading cycles. Residual stresses in smooth specimens were defined by the experimental method of rings and stripes, and in specimens with cut – by a calculation method using analytical and numerical methods about redistribution of residual efforts after drawing cuts to the hardened surface. Results of the conducted research showed that the influence of the surface hardening by a roller on an increment of endurance limit of specimens with cuts made of steel 20 is most precisely estimated by the average integral residual stresses criterion, calculated on the surface layer thickness of dangerous section of specimens with cuts that is equal the critical depth of non-propagating fatigue crack.

Keywords: specimens with cuts, hardening by rolling, endurance limit, average integral residual stresses.

**ВЛИЯНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРОЧНОСТЬ
ДЕФЛЕКТОРА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ
ДВИГАТЕЛЕЙ СЕРИИ НК-25**

Кочерова Евгения Евгеньевна, аспирант;

Михалкина Светлана Алексеевна, старший преподаватель;

Рунова Ксения Вячеславовна, студентка;

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Кочерова Е.Е., e-mail kocherova_2020@mail.ru

Михалкина С.А., e-mail sopromat@ssau.ru

Рунова К.В., e-mail sopromat@ssau.ru

*Адрес для корреспонденции: Михалкина Светлана Алексеевна, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527*

Аннотация:

В статье освещена проблема устранения дефекта «трещины в радиусе перехода центрирующего пояса фланца дефлектора турбины высокого давления» и предотвращения его будущих проявлений в рамках работ по исследованию влияния остаточных напряжений на циклическую долговечность типовых деталей авиационных двигателей, работающих в условиях малоциклового нагружения. В процессе решения проблемы были изучены материалы отчётов по эксплуатации изделий, в состав которых входит исследуемая деталь, проведены металлургические исследования ремонтных, дефектных и вновь изготовленных дефлекторов, выполнены прочностные расчёты, получено напряжённо-деформированное состояние детали с учётом влияния остаточных напряжений, разработан ряд технологических мероприятий по устранению данных дефектов на уже изготовленных и эксплуатируемых изделиях. Также внесены изменения в конструкцию детали, позволяющие предупредить возникновение подобных дефектов в будущем.

Ключевые слова: газотурбинные двигатели, малоцикловая усталость, уравнение Коффина –Мэнсона

1. Введение

В настоящее время всё чаще встает вопрос о возможности предупреждения возникновения дефектов, связанных с влиянием отрицательной технологической наследственности на усталость деталей авиационных двигателей. Это подразумевает возможность предварительной оценки величины остаточных напряжений, возникающих в процессе изготовления деталей и сборочных единиц. Выполнение этих работ должно

существенно повысить качество и надёжность изготавливаемых изделий, сократить затраты на доводку, исследования и разработку мероприятий по устранению дефектов, и затраты, связанные с досрочным снятием изделий с эксплуатации.

2. Исследования, расчёты и разработка мероприятий

В техническом проекте на двигатель НК-25 был проведён анализ эксплуатационного цикла напряжённо-деформированного состояния (НДС) и циклической долговечности. Расчёты не выявили проблем в обеспечении проектного назначенного ресурса двигателя НК-25 [1]. Однако при эквивалентно-циклических испытаниях (ЭЦИ) одного из двигателей было получено разрушение дефлектора с началом по полотну в зоне между первым и вторым лабиринтами. Аналогичный дефект на двигателе стал причиной катастрофы самолёта. На ряде дефлекторов после соответствующих циклических наработок Z_0 (от 480 до 780 циклов) были обнаружены трещины различной протяжённости и глубины (табл. 1).

Таблица 1

Статистика обнаружения трещин в межлабиринтной зоне дефлекторов

Порядковый № испытываемого двигателя	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Часы	800	768	506	448	316	783	398	647	711
Циклы, Z_0	480	650	484	345	310	780	310	550	540

На одном из двигателей с исследуемым дефлектором обнаружены трещины при наработке $Z_0 = 637$ циклов. Нарботка на момент последнего контроля, при котором трещины обнаружены не были, составила $Z_0 = 607$ циклов. Разрушения во всех случаях квалифицировались как усталостные (малоцикловая усталость (МЦУ)) [2] и связывались как с повышенной циклической нагруженностью, так и с неблагоприятной технологической наследственностью материала проблематичной при механической обработке межлабиринтной зоны (повышенный уровень остаточных напряжений, наклёп, низкая чистота обработки). Для выявления причин возникновения дефекта, а также для разработки мероприятий по его устранению проводился анализ:

- нестационарного теплового состояния диска турбины высокого давления с дефлекторами с использованием граничных условий конвективного теплообмена, полученных на базе расчётно-экспериментальных корреляций;

- цикла изменения НДС дефлектора в упругопластической постановке с моделированием контактов и использованием реальных кривых деформирования сплава ЭК-79 для принятого упрощённого типового полётного цикла и типового цикла ЭЦИ.

По результатам расчётного анализа при вероятности $P = 0,995$ и коэффициенте запаса $K_N = 5$ в зависимости от метода оценки расчётная

долговечность дефлектора без учёта технологического повреждения составила 580 полных циклов при использовании уравнения Мэнсона-Коффина и 520 – 960 полных циклов нагружения при трёх различных вариантах использования данных испытаний стандартных образцов.

Были проведены исследования остаточных напряжений в поверхностном слое полотна между лабиринтами [3]. По результатам исследований зафиксирован большой разброс в распределении остаточных напряжений, в их уровне, а также глубины их распространения. На поверхности полотна наблюдается высокий (до 800 МПа) уровень растягивающих остаточных напряжений, с подповерхностным максимумом. Удаление грубого наклёпа и стабилизирующая остаточные напряжения обработка микрошариками при исследовании на образцах может обеспечить существенное, иногда многократное, увеличение циклической долговечности по МЦУ [4].

Исследования остаточных напряжений по поверхности полотна в дефлекторах с технологическими мероприятиями по межлабиринтной зоне показали, что эти мероприятия обеспечивают стабильный уровень остаточных напряжений в поверхностном слое от – 80 до + 40 МПа, что существенно снижает риск возникновения трещин.

Стеновыми испытаниями дефлекторов с технологическими мероприятиями по межлабиринтной зоне на двигателях подтверждена эффективность проведённых мероприятий по предотвращению дефектов (табл.2).

Таблица 2

Наработка в полных циклах для двигателей с технологическими мероприятиями по результатам проведённых ЭЦИ

Порядковый № испытываемого двигателя	1	2	3	4
Min наработ. при ЭЦИ, Z_0	303 0	3010	2094	1889
Подтвержд. наработка, Z_0	757	980	772	539

3. Выводы

Отсутствие случаев проявления дефектов показывает, что мероприятия по устранению отрицательной технологической наследственности эффективны, и позволяет в очередной раз сделать вывод о том, что неучтённая технологическая наследственность может привести к аварийным, а в ряде случаев и к катастрофическим ситуациям. Следует обратить внимание на необходимость предварительной расчётной оценки влияния остаточных напряжений на надёжность изделия на этапе проектирования и разработки технологии изготовления деталей двигателя.

Библиографический список:

1. Нормы прочности авиационных газотурбинных двигателей гражданской авиации. М.:ЦИАМ, 2004. – 260 с.
2. Терентьев В.Ф., Петухов А.Н. Усталость высокопрочных металлических материалов. – М.: ИМЕТ РАН-ЦИАМ, 2013. – 515 с.
3. Определение остаточных напряжений в пластинках методом полосок / С.И. Иванов // Куйбышев: Труды КуАИ. – 1971. – Вып. 48. – С. 139-152.
4. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулук В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

THE INFLUENCE OF RESIDUAL STRESSES ON THE STRENGTH OF THE HIGH-PRESSURE TURBINE DEFLECTOR OF NK-25 ENGINES

Kocherova Evgenija Evgen'evna, postgraduate, e-mail
kocherova_2020@mail.ru;

Mihalkina Svetlana Alekseevna, Senior Lecturer, e-mail sopromat@ssau.ru;

Runova Ksenija Vjacheslavovna, Student, e-mail sopromat@ssau.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

The article deals with the problem of eliminating the defect of a "crack in the radius of the transition of the flange center pilot of the high-pressure turbine deflector" and preventing its future manifestations in the study of the effect of residual stresses on the cyclic durability of typical aircraft engines details operating under conditions of low-cycle loading. The materials of the reports on the operation of the products, which include the investigated part, have been studied in the process of solving the problem, metallurgical studies of repair, defective and newly manufactured deflectors have been conducted, strength calculations have been carried out, the details stress strained state has been obtained, taking into account the influence of residual stresses, a number of technological measures for the elimination of these defects on the already manufactured and operated products has been worked out. Also, the design of the part has been modified to prevent the occurrence of such defects in the future.

Keywords: gas-turbine engine, low-cycle fatigue, cyclic durability, plastic deformations, Coffin-Manson equation, fatigue cracks

РАСЧЕТ УСИЛИЙ В ГИБКИХ ЭЛЕМЕНТАХ ПРИ ШВАРТОВКЕ ГРУЗОВ В КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОМ ПАКЕТЕ ANSYS

*Кочетов Алексей Сергеевич, магистрант; Красноруцкий Дмитрий
Александрович*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953) 888-61-44

Кочетов А. С., email kochetov.2011@corp.nstu.ru

Красноруцкий Д. А., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

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

Аннотация

В работе представлены результаты конечно-элементного расчета модели зашвартованного груза в фюзеляже самолета. Для моделирования выбран программный продукт ANSYS Academic Research. Разработана программа на языке APDL, позволяющая производить оперативные изменения в задаче с наименьшими временными затратами. Рассчитанные по МКЭ усилия в швартовочных элементах сравниваются с усилиями, полученными ранее по другим методикам.

Ключевые слова

Швартовка, крепление груза, гибкие элементы, нить, конечно-элементное моделирование, контактная задача

1. Введение

Для транспортировки грузов используют разные виды техники: морскую, автомобильную, железнодорожную и авиационную. На выбор того или иного вида доставки груза влияет множество факторов: объем и тип груза, время доставки, место доставки, наличие транспортной инфраструктуры и т.п. Выгодно перевозить крупные грузы водными видами транспорта, но везде присутствуют водные артерии, железнодорожная доставка более распространена, но на грузовую платформу не всегда удастся поместить объемный груз, автомобильным транспортом доставлять такие грузы зачастую ещё более сложно. Самым дорогим и, нередко, самым подходящим видом транспорта для перевозки грузов является самолет. Авиационную технику используют для разных типов грузов, начиная от простого багажа, до самолетов и шаттлов. Такого типа грузы размещаются как внутри фюзеляжа [1], так и вне его. От качества закрепления груза зависит сохранность груза, целостность транспортника и даже жизни экипажа. При транспортировке крупногабаритных грузов в самолетах, эти грузы прикрепляют транспортировочными сетками, швартовочными ремнями и цепями. Для надежной швартовки груза

необходимо произвести предварительные расчеты швартовочных элементов на случаи разных перегрузок, в том числе, на случай жесткой посадки. Для их проектирования требуется заранее знать возникающие усилия в гибких швартовочных элементах и направления их действия.

2. Конечно-элементное моделирование в ANSYS.

Существуют приближенные методики определения усилий в швартовочных элементах [1], альтернативная методика [2] и конечно-элементное моделирование. При конечно-элементном моделировании необходимо решать контактную задачу. Моделирование производится в программном продукте ANSYS Mechanical APDL. Для моделирования швартовочных цепей используется двухузловой конечный элемент LINK180, имеющий только три степени свободы в каждом узле (не работает на изгиб). Данный элемент группа может моделировать растяжение-сжатие, только растяжение и только сжатие. Так как цепь работает только на растяжение, то в параметрах КЭ Link180 расчета была включена опция работы только на растяжение и включен геометрически нелинейный расчет.

В данной работе представляется, конечно-элементное моделирование задачи швартовки груза в самолете [1]. Расчетная схема представлена на рис.1.

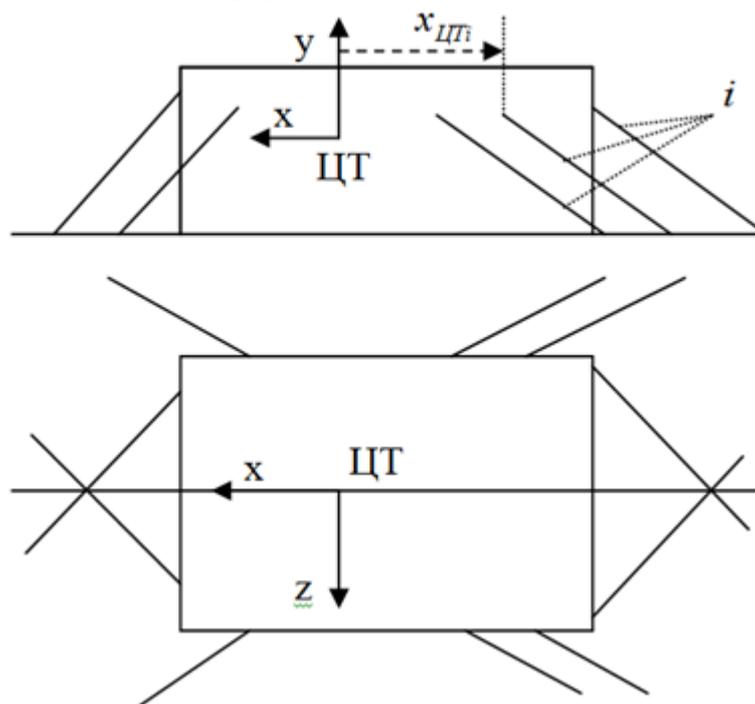


Рис. 1. Расчетная схема швартовки груза [1]

Вес груза 1400 кгс, действующие перегрузки по осям, в данном расчетном случае, X Y Z - 6g, 2g, 1.5g.

Для моделирования такой схемы создадим тело в форме параллелепипеда с возможностью приложения сил инерции (чтобы в этой точке был узел после создания сетки КЭ), соответствующих расчетной схеме. Для этого нужно создать жёсткую точку (hardpoint), к которой будут прикладываться нагрузки. После создания тела создаем швартовочные элементы, и плоскость, которая моделирует силовой пол. Разработанная

геометрическая модель представлена на рис.2.

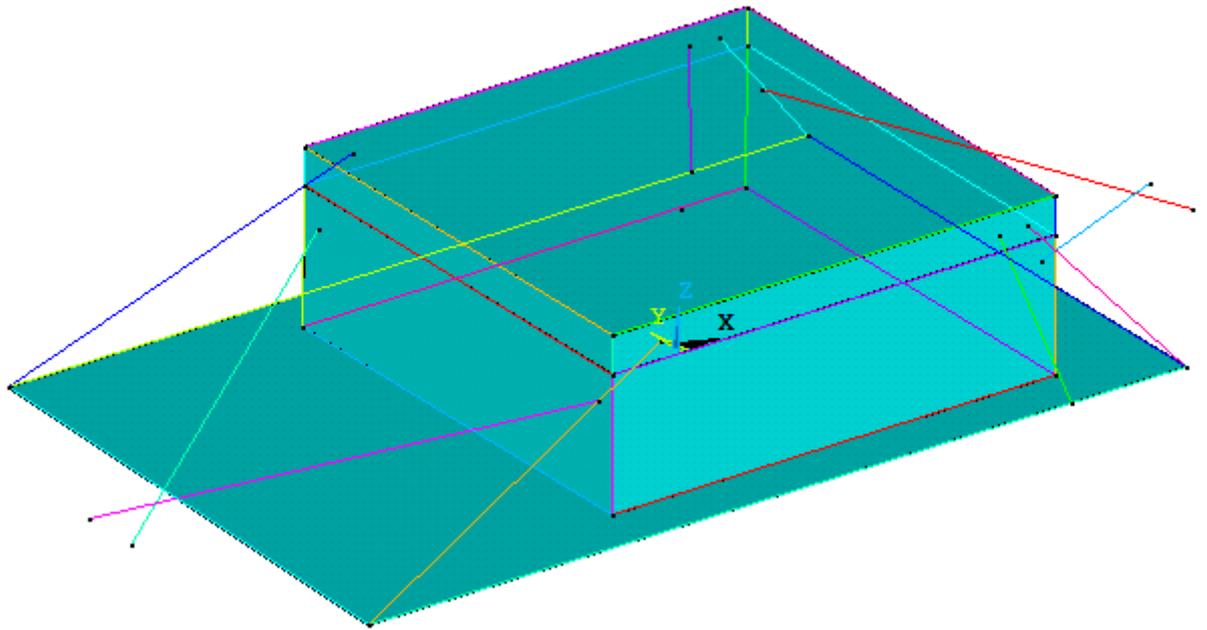


Рис. 2. Геометрическая модель

Создаем две элементные группы, одну для тела, вторую для швартовочных элементов. Задаем характеристики материалов, производим построение сетки. Полученная сетка представлена на рис.3.

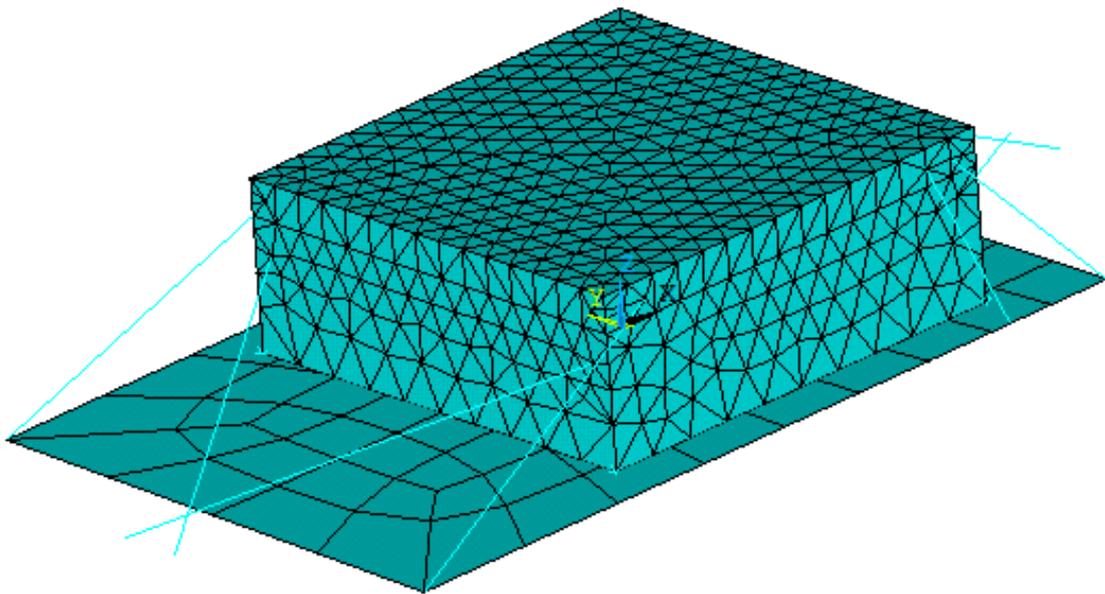


Рис. 3. Сетка конечных элементов

Необходимо смоделировать контакт тела [3] и плоскости, для этого используем contact manager. Контактные пары выбираются типа node to surface.

Задаем нагружение и закрепление, решаем задачу в геометрически нелинейной постановке. Полученные перемещения и напряжения представлены на рис. 4 и рис. 5 соответственно.

RSYS=0
DMX =.159E-03
SMX =.159E-03

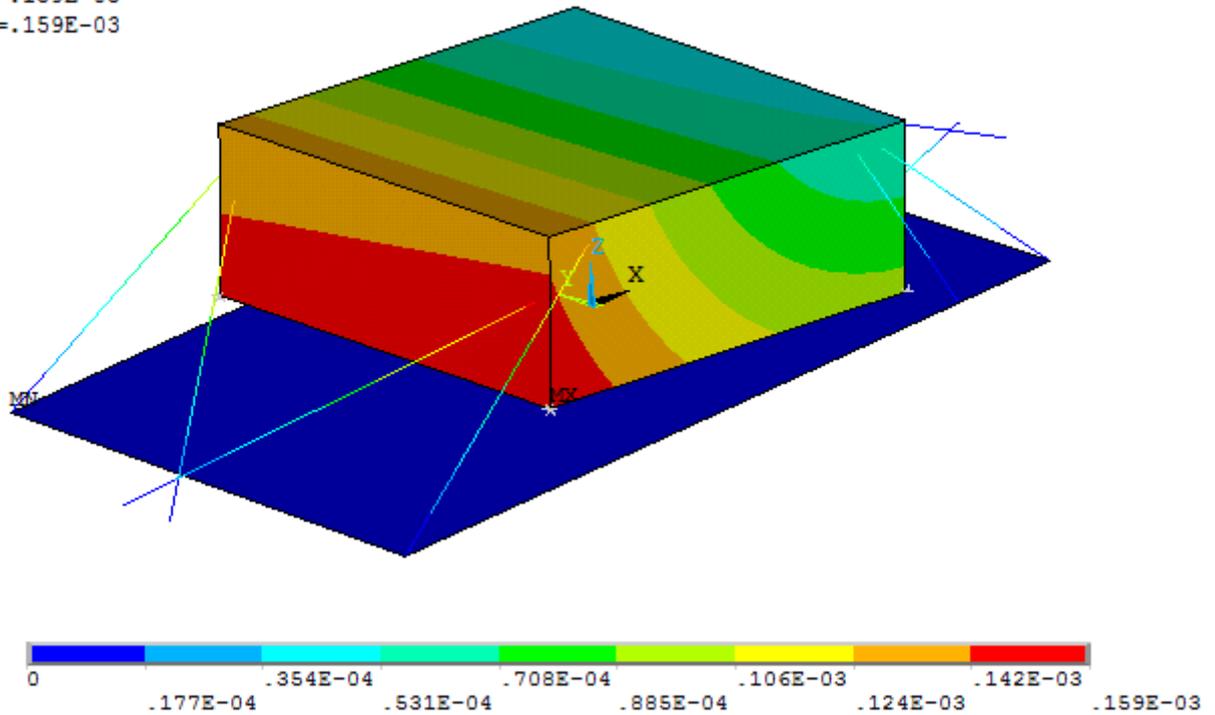


Рис. 4. Распределение перемещений

DMX =.159E-03
SMN =29.7729
SMX =138405

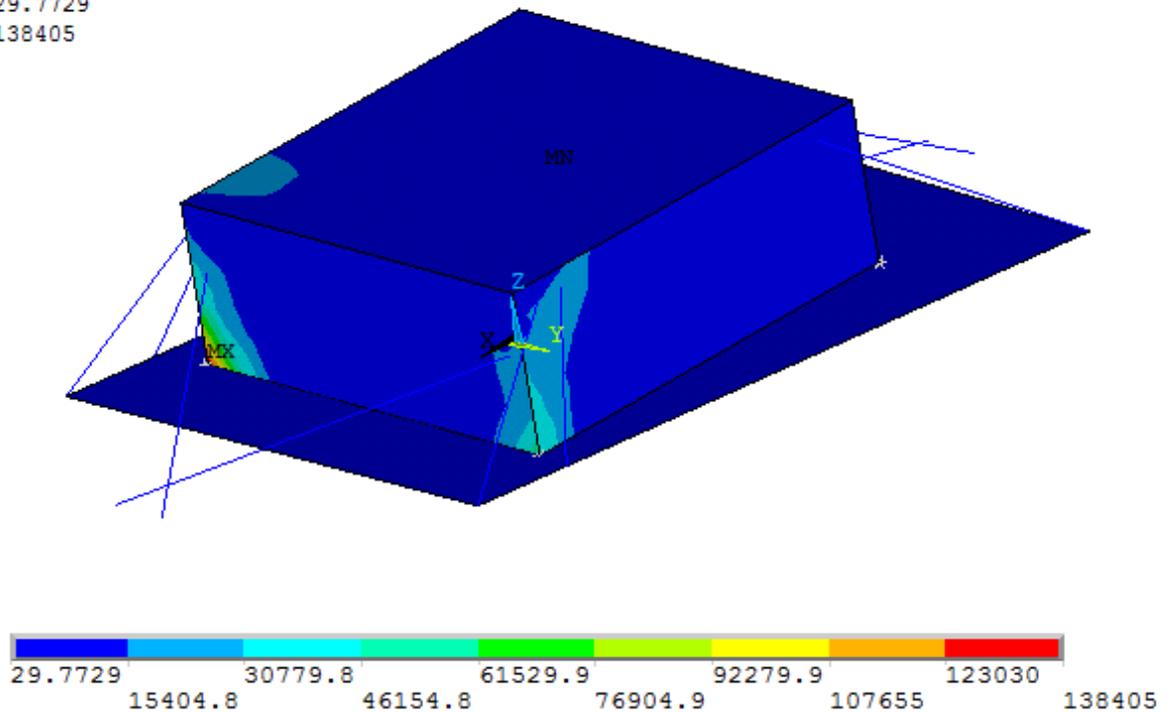


Рис. 5. Распределение напряжений

3. Результаты и обсуждение

Данная задача была решена по приближенной методике [1], по альтернативной методике [2] и в конечно-элементном пакете ANSYS. Результаты полученных усилий в швартовочных элементах представлены на рис. 6. Возможная причина такого разброса между методиками заключается в

том что, в альтернативной методике [2] учитывается деформированная конфигурация нитей под собственным весом, а также не совсем правильно задается жесткость на растяжение швартовочных элементов (требуется доработка).



Рис. 6. Силы натяжения в нитях

4. Выводы

Требуется дальнейшее уточнение расчетной схемы в альтернативной методике [2] и дополнительный анализ получаемых значений. При расчете по представленной методике (в ANSYS) получается, что усилия в швартовочных элементах превышают разрушающие.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Самолет АН-26 инструкция по технической эксплуатации. Книга 2. десантно-транспортное, санитарное, бытовое оборудование и вооружение // ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001 [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: http://www.aviadocs.com/RLE/An-26/CD1/ITYE/An_26_ITYE_kn2.pdf (дата обращения: 28.03.2016)
2. Методика расчета усилий в гибких элементах при швартовке грузов = Method for calculating tensile forces in flexible elements of cargo lashing / А. С. Кочетов, Д. А. Красноруцкий, В. Е. Левин // Наука. Промышленность. Оборона : тр. 17 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 20–22 апр. 2016 г. : В 4 т. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2016. – Т. 1. – С. 110–117. – 100 экз. – ISBN 978-5-

7782-2920-4 ; 978-5-7782-2921-1 (Т. 1).

3. Моделирование с помощью программы ANSYS осесимметричной контактной задачи // Самарский государственный технический университет, 2014 [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: http://mmm.samsu.ru/polyakov/ansys/lab_samgtu/lab_09_samgtu.pdf (дата обращения: 25.03.2017)

Evaluation tension forces in flexible elements at cargo lashing using finite-element program ANSYS.

The paper presents the results of the finite element evaluation of the fixed cargo model in the fuselage of the aircraft. To solve the problem software ANSYS Academic Research was chosen. A program is developed in the APDL language it allows us to make operative changes in simulation scheme. Evaluated by FEM efforts in mooring element are compared with efforts which evaluated before by other methods.

К ДИНАМИКЕ ЭФФЕКТА ДЖАНИБЕКОВА

*Кравцов Сергей Русланович, Полетаев Пётр Алексеевич, студенты,
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

Полетаев П.А., email: Poletaev.2015@stud.nstu.ru

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

*Адрес для корреспонденции: Родионов Андрей Иванович, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г.Новосибирск,
пр.Карла Маркса, 20, тел. (913)-892-42-75*

Аннотация

Известно, когда в процессе экспериментов или испытаний ученые сталкивались с явлениями, идущими, казалось бы, вразрез с ранее признанными научными теориями. Именно такого рода явление пронаблюдал космонавт Джанибеков в 1985 году на КОС «Салют-7». Загадочное движение «гайки Джанибекова» вызвало неподдельный интерес в научных и общественных кругах. Было предложено ряд объяснений этого эффекта. Оказалось, что его можно объяснить с позиции классической динамики твёрдого тела – «теоремы теннисной ракетки – теоремы промежуточной оси». В работе на основе анализа динамических уравнений Эйлера, записанных в главных центральных осях инерции, удалось объяснить этот эффект.

Ключевые слова: эффект Джанибекова; гайка Джанибекова; классическая механика твёрдого тела; уравнения Эйлера; теорема промежуточной оси; главные оси инерции; устойчивое и неустойчивое вращение вокруг оси.

1. Введение

Из истории науки, и особенно новейшей её истории, известно достаточно много примеров, когда в процессе экспериментов или испытаний ученые сталкивались с явлениями, идущими, казалось бы, вразрез с ранее признанными научными теориями. Именно к таким явлениям относится открытие, сделанное советским космонавтом Владимиром Джанибековым во время своего пятого полета на корабле «Союз Т-13» и орбитальной станции «Салют-7» (6 июня — 26 сентября 1985 года).

Впервые удививший многих ЭД (эффект Джанибекова) был обнаружен им в 1985 году. При распаковке груза поступившего на станцию Владимир Александрович обратил внимание на то, как крепёжная гайка, пролетев порядка 40 сантиметров, неожиданно совершила кувырок на 180 градусов и полетела

далее: центр масс гайки продолжал равномерное и прямолинейное движение. Пролетев еще 40 сантиметров, опять перевернулась, и так далее (рис.1).

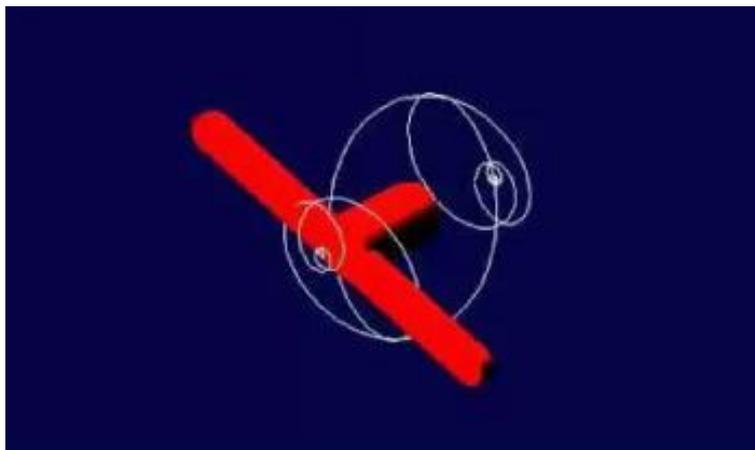


Рис. 1. Гайка Джанибекова

Уже тогда космонавт, экспериментируя на орбитальной станции «Салют-7» с пластилиновым шариком предположил, что подобные «странности поведения» реальны и для всей нашей планеты. В научных кругах и среди околонуучной общественности сразу началась дискуссия об эффекте и об объяснении на основе его предыдущих всепланетарных катастроф – «концов света». Для объяснения эффекта ученые вынуждены были более пристально посмотреть на законы классической и даже квантовой механики. Открытие Джанибекова послужило, в том числе, и толчком к развитию абсолютно новой области науки, которая занимается псевдоквантовыми процессами, то есть скачкообразными (квантовыми) процессами, которые происходят в макромире. За эти годы ЭД был дан ряд объяснений, начиная от псевдонаучных – фантастических до эфиродинамических.

2. Теория

Рассмотрим возможные причины поведения гайки Джанибекова с позиций классической динамики твёрдого тела. Её движение можно объяснить на основе «теорема промежуточной оси - теорема теннисной ракетки» [1]. Эта теорема объясняет движение твердого тела с тремя различными главными моментами инерции:

1. Известно [2], что вращение абсолютно жёсткого тела (ТТ) устойчиво относительно осей как наибольшего, так и наименьшего главного момента инерции. Пример устойчивого вращения вокруг оси наименьшего момента инерции, используемый на практике — стабилизация летящей пули [3].

2. Вращение вокруг оси наибольшего момента инерции устойчиво для любого тела в течение неограниченного времени. В том числе и не абсолютно жёсткого (НАЖТ). По этому такая, и только такая закрутка используется для полностью пассивной (при выключенной системе ориентации) стабилизации спутников со значительной нежёсткостью конструкции (развитые панели СБ, антенны, топливо в баках и т. п.) [4].

3. Вращение вокруг оси со средним моментом инерции неустойчиво

всегда. В этом случае вращающееся тело будет стремиться перейти в состояние с минимальной энергией вращения [4]. При этом, различные точки тела начнут испытывать переменные ускорения. Если эти ускорения будут приводить к переменным деформациям НАЖТ с рассеянием энергии, то в итоге ось вращения совместится с осью максимального момента инерции. Если же деформации не происходит, то не происходит и рассеяния энергии (идеальная упругость), и тогда будет иметь место энергетически консервативная система. Образно говоря, тело будет кувыркаться, вечно пытаясь найти себе «комфортное» положение, но всякий раз будет его проскакивать и искать заново. Простейший пример — идеальный маятник. Нижнее положение — энергетически оптимальное. Но он никогда не остановится в нем. Таким образом, ось вращения абсолютно жесткого или идеально упругого тела никогда не совместится с осью максимального момента инерции, если изначально она не совпадала с ним. Тело будет вечно совершать сложные трёхмерные колебания, зависящие от параметров и начальных условий. Нужно ставить демпфер или активно гасить колебания системой управления, если речь идет о КЛА.

4. При равенстве всех главных моментов инерции вектор угловой скорости вращения тела не будет меняться ни по величине, ни по направлению. Грубо говоря, вокруг какого направления закрутил, вокруг того направления и будет вращаться.

Проиллюстрируем вышесказанное на основе динамических уравнений Эйлера [5]. При свободном вращении ТТ, они в главных осях инерции примут вид:

$$I_1 \dot{\omega}_1 = (I_2 - I_3) \omega_2 \omega_3 \quad (1)$$

$$I_2 \dot{\omega}_2 = (I_3 - I_1) \omega_3 \omega_1 \quad (2)$$

$$I_3 \dot{\omega}_3 = (I_1 - I_2) \omega_1 \omega_2 \quad (3)$$

Здесь I_1, I_2, I_3 - главные моменты инерции. Предположим, что $I_1 > I_2 > I_3$. Угловые скорости трёх главных осей - $\omega_1, \omega_2, \omega_3$. Рассмотрим ситуацию, когда объект вращается вокруг оси с моментом инерции I_1 . Для определения характера равновесия, предположим, что существуют две малые начальные угловые скорости вдоль других двух осей. В результате, согласно уравнению (1), $\dot{\omega}_1$ очень мала. Следовательно, зависимостью от времени ω_1 можно пренебречь.

Теперь, дифференцируем уравнение (2) и подставим $\dot{\omega}_3$ из уравнения (3):

$$I_2 I_3 \ddot{\omega}_2 = (I_3 - I_1)(I_1 - I_2)(\omega_1)^2 \omega_2$$

Заметим, что ω_2 изменила знак, и поэтому вращение вокруг этой оси является стабильным для объекта. Аналогичное рассуждение показывает, что вращение вокруг оси с моментом инерции I_3 тоже стабильно. Теперь применим эти рассуждения к оси с моментом инерции I_2 . В этот раз $\dot{\omega}_2$ очень мала. Следовательно, зависимостью от времени ω_2 можно пренебречь.

Теперь, дифференцируем уравнение (1) и подставим $\dot{\omega}_3$ из уравнения (3):

$$I_1 I_3 \ddot{\omega}_1 = (I_2 - I_3)(I_1 - I_2)(\omega_2)^2 \omega_1$$

Отметим, что ω_1 не изменила знак (и, следовательно, будет расти) и поэтому вращение вокруг 2 оси является неустойчивым. Поэтому даже небольшие возмущения вдоль других осей заставляют объект, «кувыркнуться».

Вывод

Таким образом, исходя из этого объяснения, «гайка Джанибекова» — классический пример вращения абсолютно жесткого тела, закрученного вокруг оси, не совпадающей с осью наименьшего или наибольшего момента инерции.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Теорема теннисной ракетки [Электронный ресурс]: Википедия – Электрон. дан. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Теорема_теннисной_ракетки.
2. McCall M.W. Classical Mechanics: From Newton to Einstein: A modern Introduction / M.W. McCall. – Second Edition. – John Wiley & Sons, 2011. – 241 с.
3. Гуськов А.В. Внешняя баллистика: учебное пособие / А.В. Гуськов, К.Е. Милевский, А.В. Сотенко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2010. – 188 с.
4. Артюхин Ю.П. Системы управления космических аппаратов, стабилизированных вращением / Ю.П. Артюхин, Л.И. Каргу, В.Л. Симаев. – Москва: Наука, 1979. – 295 с.
5. Родионов А.И. Теоретическая механика: конспект лекций с приложениями Ч.3. Динамика / А.И. Родионов, В.Ф. Ким. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2010. – 240 с.

TO DYNAMICS OF DZHANIBEKOV EFFECT

Kravtsov Sergey Ruslanovich, student,
Poletaev Peter Alexeevich, 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
Poletaev P.A., email: Poletaev.2015@stud.nstu.ru
Rodionov A.I., email: rodionov@corp.nstu.ru
Address for correspondence: **Andrey Ivanovich Rodionov**
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx Avenue, 20, tel. (913)-892-42-75

Abstract

It is known that scientists face the phenomena which can't be explained at once. Dzhanibekov's effect belongs to it. "Somersaults" of axes of rotation of "Dzhanibekov's nut" were experimentally repeatedly observed. A number of explanations of this effect has been offered. Unusual movement "Dzhanibekov's nut" has attracted genuine interest among scientific and simple citizens. It can be explained from a position of classical dynamics of a solid body. It was succeeded to explain this effect from a position of "the theorem of a tennis racket". The dynamic equations of Euler have been for this purpose solved and analysed. They have been written down in the main central axes.

Keywords:

Dzhanibekov effect; Dzhanibekov nut; classical mechanics of a rigid body; Euler's equations; the intermediate axis theorem; main axes of inertia; stable and unstable rotation about an axis.

ДИНАМИКА РОБОТА – МАНИПУЛЯТОРА С ДВУМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ ОГРАНИЧЕННОЙ МОЩНОСТИ ПРИ МЯГКОМ ЗАХВАТЕ ПОДВИЖНОЙ ДЕТАЛИ

*Крамаренко Николай Владимирович, к.т.н., доцент кафедры ПЛА,
Лакиза Павел Анатольевич – студент ФЛА,
Новосибирский государственный технический университет,
Электронный адрес: teormech@ngs.ru*

Аннотация

Рассматривается плоская модель манипулятора с двумя степенями свободы, состоящая из двух шарнирно соединённых стержневых звеньев. Приводные двигатели находятся в шарнирных соединениях. На конце последнего стержня находится схват. Деталь движется по произвольной заранее известной траектории. Целью работы является разработка такого алгоритма управления движением манипулятора, который обеспечивает за заданное время мягкий захват детали схватом манипулятора, не превышая ограничений по моментам и мощностям в приводах. Рассмотрено математическое решение задачи. По результатам решения задачи разработан интеллектуальный тренажер в виде виртуальной лабораторной работы для студентов.

Ключевые слова: динамика механизма; управляемое движение механизма; мягкое касание твёрдых тел; управление роботом.

1. Постановка задачи

Расчётная схема манипулятора показана на рисунке 1. Управление манипулятором осуществляется двумя двигателями в шарнирах O и A . Деталь D движется по известной траектории, задаваемой координатным способом. Начальное неподвижное положение манипулятора задано углами поворота звеньев φ_{10} , φ_{20} , положение детали D_0 – координатами $x_D(0)$, $y_D(0)$. К моменту времени τ требуется достичь совмещения точек M и D с относительной погрешностью рассогласования их координат:

$$\delta = \frac{\Delta x(\tau)}{\Delta x(0)} = \frac{\Delta y(\tau)}{\Delta y(0)} \quad (1)$$

При этом, в течение всего времени погони ($0 \leq t \leq \tau$), потребуем выполнения ограничений по моментам и мощностям, развиваемым в приводах:

$$M_{01} \leq M_{01}^{max}; M_{A2} \leq M_{A2}^{max}; N_0 \leq N_0^{max}; N_A \leq N_A^{max} \quad (2)$$

2. Решение задачи

Кинематические соотношения для манипулятора с двигателями неограниченной мощности были получены в работах [1,2]:

$$\begin{aligned} \bar{V}_M &= \bar{V}_{M,пер} + \bar{V}_{M,отн} = \bar{V}_D + \Delta \bar{V}, \quad \Delta \bar{V} = k \Delta \bar{r} \\ \omega_1 &= \frac{V_{Mx} l_{2x} + V_{My} l_{2y}}{l_{1x} l_{2y} - l_{1y} l_{2x}}, \quad \omega_2 = - \frac{V_{Mx} l_{1x} + V_{My} l_{1y}}{l_{1x} l_{2y} - l_{1y} l_{2x}} \end{aligned} \quad (3)$$

(4)

Здесь \vec{V}_D – вектор скорости детали; $\Delta\vec{V}$ – вектор относительной скорости сближения детали и схвата, направленный на деталь; $k = \frac{1}{\tau} \ln \frac{1}{\delta}$ – параметр управления схватом, обеспечивающий захват детали к моменту времени τ ; ω_1, ω_2 – угловые скорости звеньев манипулятора OA и AM соответственно.

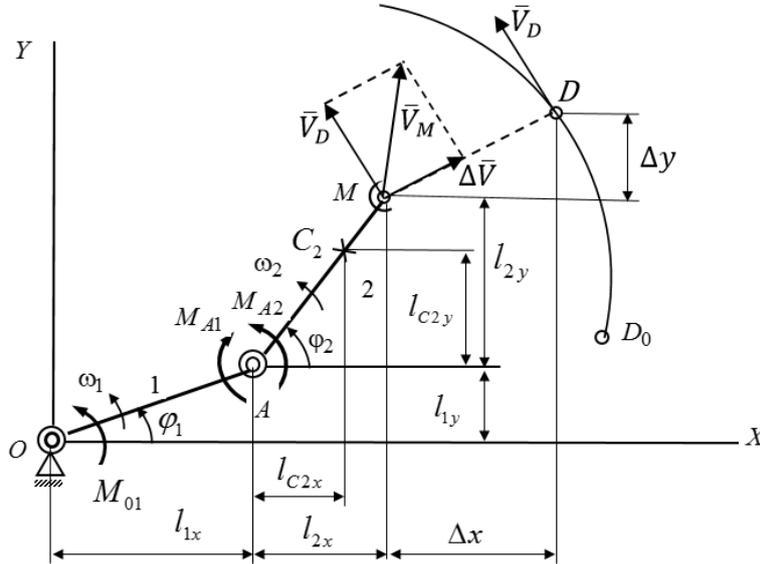


Рисунок 1 – Произвольное положение манипулятора

Уравнения движений звеньев манипулятора получим из двух уравнений Лагранжа II рода:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_j} = Q_j \quad (j = 1, 2) \quad (5)$$

в которых в качестве независимых обобщённых перемещений выступают:

$$q_1 = \varphi_1, \quad q_2 = \psi_2 = \varphi_2 - \varphi_1$$

(6)

Разрешив уравнения (5,6) относительно управляющих моментов в приводах, получим:

$$M_{O1} = \varepsilon_1 J_{O12} + \varepsilon_2 J_{A2} + (\varepsilon_1 + \varepsilon_2) J_{m12} \cos \psi_2 + (\omega_1^2 - \omega_2^2) J_{m12} \sin \psi_2 \quad (7)$$

(8)

$$M_{A2} = \varepsilon_1 J_{m12} \cos \psi_2 + \varepsilon_2 J_{A2} + \omega_1^2 J_{m12} \sin \psi_2$$

(9)

Мощности двигателей определяются выражениями:

$$N_O = M_{O1} \omega_1, \quad N_A = M_{A2} (\omega_2 - \omega_1)$$

(10)

Для учёта ограничения мощности приводов введём параметр сближения b , меняющийся в пределах от 1 до 0. Тогда уравнение (4) примет вид:

$$\vec{V}_M = b \cdot (\vec{V}_D + \Delta\vec{V}) \quad (10)$$

Будем уменьшать параметр сближения в указанных пределах, отыскивая: скорость схвата (10), а также потребные моменты и мощности в (7-9) до тех

пор, пока условие (2) не будет выполнено.

Решение ищется численным интегрированием по времени. С целью отыскания оптимального временного шага проводится цикл до достижения требуемой погрешности (1), на каждом шаге которого выполняется алгоритм захвата и вычисляется фактическая погрешность решения. Если фактическая погрешность решения выше требуемой погрешности (1), то расчётный шаг по времени уменьшается вдвое. В противном случае осуществляется выход из цикла, так как догнать деталь невозможно из-за маломощных двигателей.

3. Программная реализация

На основании приведённого решения авторами была разработана виртуальная лабораторная работа, оформление экрана которой представлено на рисунке 2. Результаты расчёта представлены на рисунках 3, 4.

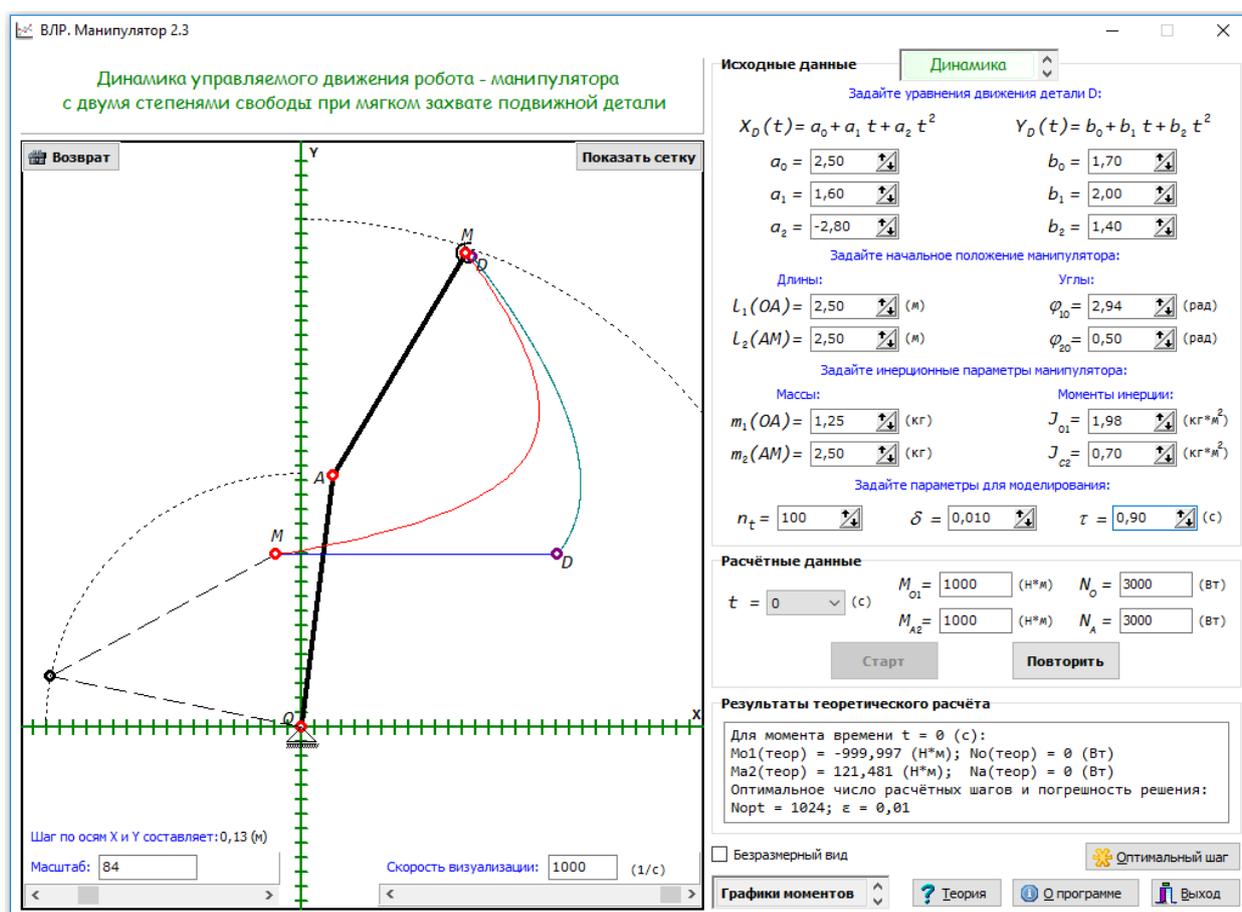


Рисунок 2 – Окно виртуальной лабораторной работы

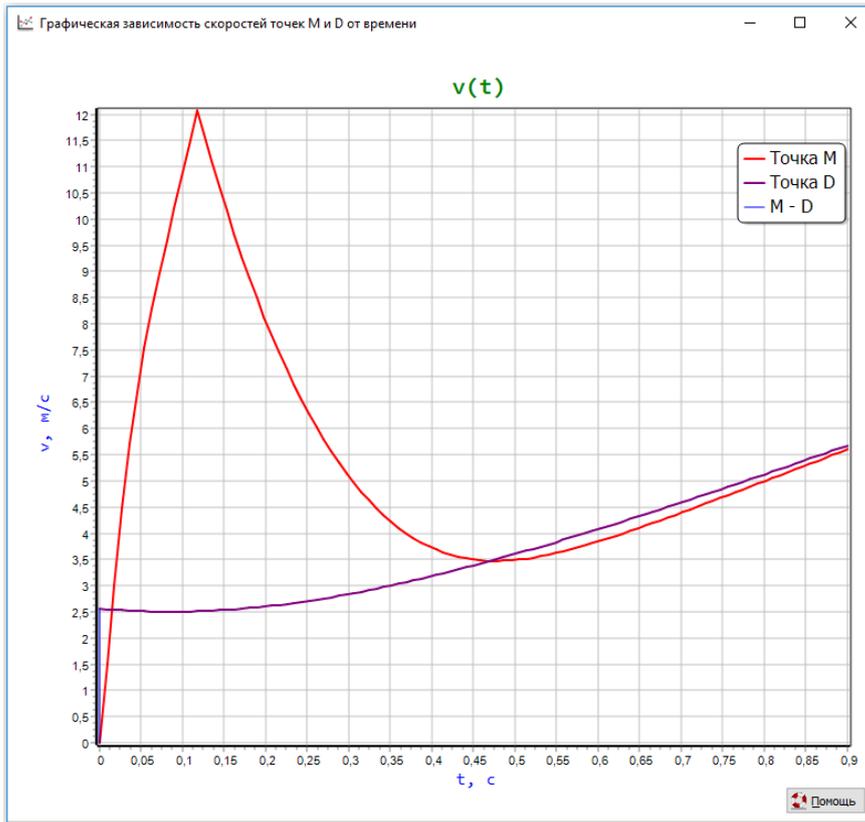


Рисунок 3 – Скорости схвата и детали

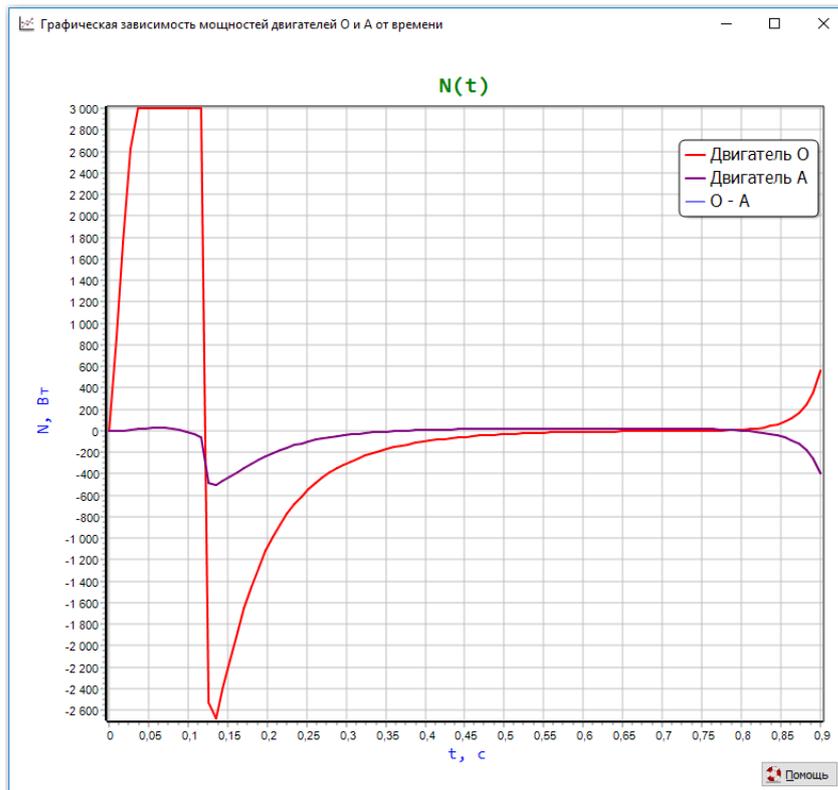


Рисунок 4 – Мощности в приводах

4. Выводы

Предложен алгоритм управления манипуляционным роботом, обеспечивающий мягкий захват детали схватом манипулятора при заданных ограничениях по моментам и мощностям в двигателях. На основании полученного алгоритма разработан интеллектуальный тренажёр в виде виртуальной лабораторной работы для студентов.

Список литературы

1. Крамаренко Н. В. Кинематика управляемого движения робота – манипулятора с двумя степенями свободы при мягком захвате подвижной детали / Н. В. Крамаренко, П. А. Лакиза // Наука. Промышленность. Оборона : тр. 17 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 20–22 апр. 2016 г. В 4 т. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2016. – Т. 1.
2. Алгоритмы управления движениями точки и робота – манипулятора: учебное пособие / Н.В. Крамаренко, А.А.Рыков. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016. – 87 с.

DYNAMICS OF THE ROBOT – MANIPULATOR
WITH TWO ENGINES OF LIMITED POWER WITH SOFT CAPTURE OF THE
MOVING DETAIL

*Kramarenko Nikolay Vladimirovich, Ph.D. in Engineering, Associate Professor at the
Department of the AS,
Lakiza Pavel Anatolyevich – student of the AF,
Novosibirsk State Technical University,
E-mail: teormech@ngs.ru*

Summary

The plane model of the manipulator with two degrees of freedom, which consists of two pivotally connected rod units is considered. The drive motors are located in the joints. Capture is located at the end of the last rod. The detail moves along an arbitrary trajectory, which is known in advance. The aim of this work is the development of the motion control algorithm of the manipulator that the seizure comes close to detail with zero relative speed within the definite time period. The task is considered with the restriction of power of drives. The mathematical solution of a task is obtained. The intelligent exercise machine in the form of virtual laboratory work for students is developed by results of the solution of the task.

Keywords: dynamics of the mechanism; controlled movement of the mechanism; soft touch of solids; manipulation of the robot.

К ВОПРОСУ ОПИСАНИЯ ПОВОРОТА ТВЕРДОГО ТЕЛА

Левин Владимир Евгеньевич; Красноруцкий Дмитрий Александрович
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)888-61-44

Левин В. Е., e-mail v.levin@corp.nstu.ru

Красноруцкий Д. А., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

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

Аннотация

В данной работе рассматриваются вопросы описания поворота твердого тела с помощью углов Эйлера в традиционной классической постановке и несколько нетрадиционной, в которой тело поворачивается относительно фиксированных осей. Повороты на одни и те же углы в обоих случаях приводят к одинаковому результату.

Ключевые слова

поворот, твёрдое тело, углы Эйлера

1. Введение

При моделировании поворота твердого тела используются описания, базирующиеся на углах Эйлера, корабельных и самолетных углах и т.д. [1, 4]. Чтобы осуществить поворот с использованием Эйлеровых углов ψ , ϑ , φ (угол прецессии, угол нутации, угол собственного вращения), нужно соблюдать строгую последовательность поворотов **относительно меняющихся** после каждого поворота осей. При использовании описания поворота с помощью тензора можно «обратить» поворот и конечную ориентацию осей (оси актуальной конфигурации) получить, проводя повороты также в строгой последовательности, но **относительно неподвижных исходных осей** (осей отсчетной конфигурации) [2, 3, 5].

2. Описание поворота

Обозначим оси отсчетной конфигурации через $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3$, а оси актуальной конфигурации $\vec{I}_1, \vec{I}_2, \vec{I}_3$. Обычное описание поворота с помощью углов Эйлера выглядит так:

1. Поворот вокруг \vec{i}_3 на угол прецессии ψ . При этом **оси отсчетной конфигурации** $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3$ перейдут в оси $\vec{\tilde{i}}_1, \vec{\tilde{i}}_2, \vec{\tilde{i}}_3$;

2. Поворот вокруг $\vec{\tilde{i}}_1$ на угол нутации ϑ . При этом оси $\vec{\tilde{i}}_1, \vec{\tilde{i}}_2, \vec{\tilde{i}}_3$ перейдут в оси $\vec{\tilde{\tilde{i}}}_1, \vec{\tilde{\tilde{i}}}_2, \vec{\tilde{\tilde{i}}}_3$;

3. Поворот вокруг $\vec{\tilde{\tilde{i}}}_3$ на угол собственного вращения φ . При этом

текущие оси $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3$ перейдут в **оси актуальной конфигурации** $\vec{I}_1, \vec{I}_2, \vec{I}_3$.

Таким образом, в результате поворота $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3 \Rightarrow \vec{I}_1, \vec{I}_2, \vec{I}_3$.

Можно доказать, что такая традиционная последовательность поворотов может быть заменена на последовательность поворотов на те же самые углы вокруг неподвижных осей - осей **отсчетной конфигурации**:

1. Поворот вокруг \vec{i}_3 на угол собственного вращения φ ;
2. Поворот вокруг \vec{i}_1 на угол нутации ϑ ;
3. Поворот вокруг \vec{i}_3 на угол прецессии ψ .

В конечном результате также векторы $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3$ переходят в $\vec{I}_1, \vec{I}_2, \vec{I}_3$.

3. Результаты и обсуждение

Проиллюстрируем это наглядным примером. На рисунках 1 и 2 векторы $\vec{i}_1, \vec{i}_2, \vec{i}_3$ обозначены просто цифрами 1,2,3. Результат конкретного поворота изображен на соответствующем рисунке справа. Для наглядности выбраны следующие углы поворотов: $\varphi = \frac{\pi}{2}, \vartheta = \frac{\pi}{2}, \psi = \frac{\pi}{2}$.

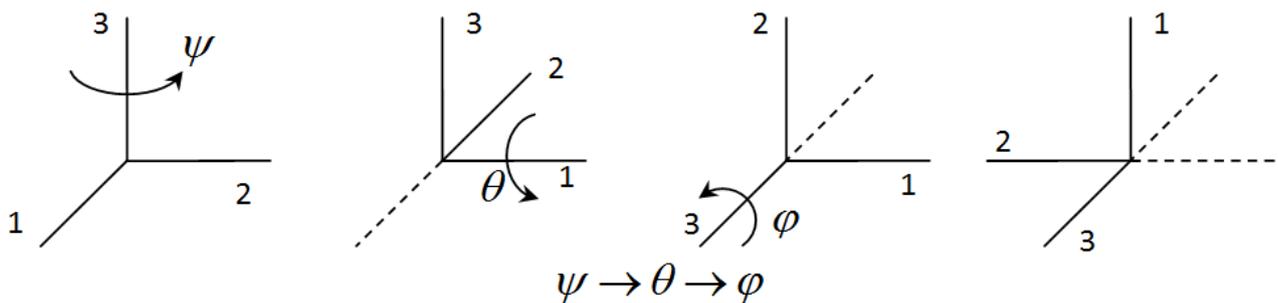


Рис. 1. Повороты относительно подвижных осей (классический случай)

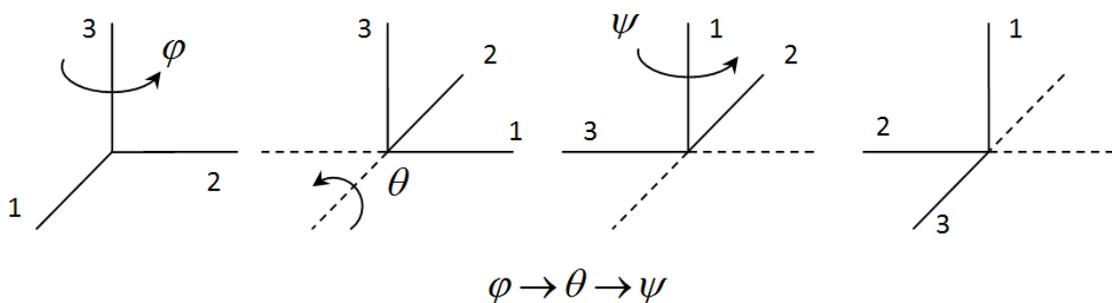


Рис. 2. Повороты относительно неподвижных осей

Таким образом, получен один и тот же результат после различных, но строго определенных комбинаций поворотов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лурье А.И. Аналитическая механика. Издательство физико-математической литературы. 1961. – 824с.
2. Жилин П.А. Векторы и тензоры второго ранга в трехмерном пространстве. – Санкт-Петербург, Изд-во «Нестор», 2001. – 275с.
3. Жилин П.А. Теоретическая механика. Фундаментальные законы механики: Учеб. Пособие. СПб.: Изд-во СПбГПУ, 2003. – 340с.
4. Левин В.Е. К описанию конечного поворота твердого тела. Сб. научн. трудов.-Новосибирск. – Изд-во Ин-та гидродинамики СО РАН – 2001.– Вып.119.– С.73 – 76.
5. Прохоренко Ф. Ф. Теоретическая механика: учебное пособие; М-во образования и науки Российской Федерации, Санкт-Петербургский гос. политехнический ун-т. - Санкт-Петербург : Изд-во Политехнического ун-та, 2013. – 116с.

About the problem of definition of solid body's rotations

Levin Vladimir Evgenevich; Krasnorutskiy Dmitry Aleksandrovich
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K.
Marksa av., 20, tel. (953) 888-61-44

Levin V. E., e-mail v.levin@corp.nstu.ru

Krasnorutskiy D. A., e-mail krasnorutskiy@corp.nstu.ru

Address for correspondence: Krasnorutskiy Dmitry Aleksandrovich,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K.
Marksa av., 20, tel. (953)888-61-44

Abstract

In this paper the problem of definition of solid body's rotations using Euler angles in classical and the new problem statement is presented. In new statement of the problem solid body rotates about fixed axes. Rotations by the same angles lead to the same result.

Keywords

Rotation, solid body, Euler angles

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОРИСТЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ НАПРЯЖЕННЫХ СОСТОЯНИЯХ

Леган Михаил Антонович^{1,2}, д.т.н., профессор; Пель Александр Николаевич¹, к.т.н., доцент; Новоселов Алексей Николаевич², аспирант; Шкирко Светлана Анатольевна^{1,2}, студент

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

²Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15.

Шкирко С. А., e-mail svetik_777sh@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Шкирко Светлана Анатольевна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (923)264-15-77

Аннотация

Работа посвящена экспериментальному исследованию механических свойств пористых материалов при различных напряженных состояниях. Проведены испытания на растяжение и сжатие образцов пенополистирола, марок ПСБ-С 35 и ПСБ-С 50. В процессе испытаний проведены измерения продольной и поперечной деформации. Вычислены значения модуля Юнга и коэффициента Пуассона двух марок пенополистирола в условиях растяжения и сжатия.

Ключевые слова

Механические свойства, пенополистирол, растяжение, сжатие, модуль Юнга, коэффициент Пуассона.

В [1] и [2] отмечалось различие механических свойств пористых материалов при испытаниях на растяжение и сжатие. Однако в указанных исследованиях не изучались зависимости механических характеристик от плотности материала.

В работе приводятся результаты исследования механических свойств образцов пенополистирола марок ПСБ-С 35 и ПСБ-С 50 различной плотности в условиях растяжения и сжатия. Размеры образцов и значения плотности материалов представлены в таблицах 1 – 2.

Размеры образцов

	Растяжение			Сжатие		
	Длина $L \cdot 10^{-3}$, м	Ширина $H \cdot 10^{-3}$, м	Толщина $\Delta \cdot 10^{-3}$, м	Длина $L \cdot 10^{-3}$, м	Ширин а $H \cdot 10^{-3}$, м	Толщин а $\Delta \cdot 10^{-3}$, м
ПСБ-С 35/ ПСБ-С 50	0,5	0,04	0,04	0,1	0,04	0,04

Таблица 2

Плотность пенополистирола

Марка	Плотность ρ , кг/м ³
ПСБ-С 35	25,1-35,0
ПСБ-С 50	35,1-50,1

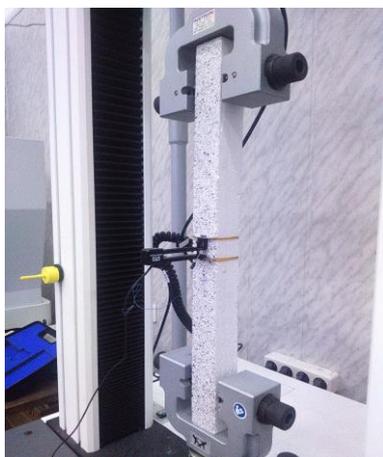


Рис. 1. Установка образца с навесным датчиком на испытательной машине Instron 3366

Эксперименты, проведены с помощью испытательных машин Zwick/Roell Z100 и Instron 3366. Продольная деформация на машине Instron 3366 определялась с помощью высокоточного навесного датчика (рис. 1). В экспериментах совместно с машиной Zwick/Roell Z100 применялась установка Vic 3D 2010, позволяющая визуализировать деформации на поверхности объекта испытаний и вычислять их с высокой точностью (рис.2).

В результате экспериментов были построены диаграммы деформирования образцов. Полученные данные были обработаны путем осреднения. Были вычислены модуль Юнга (E) при растяжении и сжатии и коэффициент Пуассона (ν). Полученные результаты представлены в таблице 3.

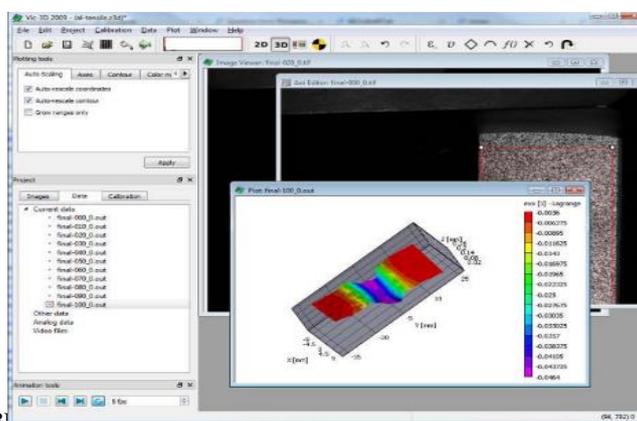
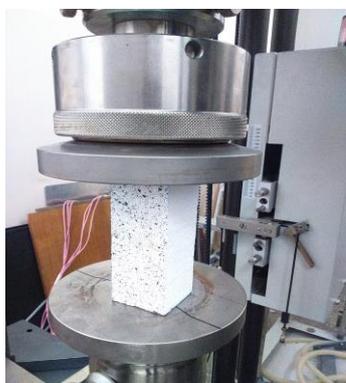


Рис. 2. Установка образца и графическое изображение поля деформации на поверхности образца

Таблица 3

Результаты экспериментов

		Модуль Юнга (E), МПа											
		Растяжение						Сжатие					
	№ образца	1	2	3	4	5	среднее	1	2	3	4	5	Среднее
ПСБ-С 35	Zwick/Roell Z100	9,44	9,651	9,929	10,340	10,737	9,9202	4,809	3,452	3,780	5,074	4,815	4,386
	Instron 3366	9,234	9,272	8,958	9,512	11,057	9,589	-	-	-	-	-	-
ПСБ-С 50	Zwick/Roell Z100	13,956	10,735	10,668	13,517	12,869	12,749	4,488	4,872	5,804	4,623	5,047	4,967
	Instron 3366	12,674	13,047	12,707	12,244	14,486	12,632	-	-	-	-	-	-
		Коэффициент Пуассона (ν)											
		Растяжение						Сжатие					
	№ образца	1	2	3	4	5	среднее	1	2	3	4	5	Среднее
ПСБ-С 35	Zwick/Roell Z100	0,274	0,282	0,278	0,278	0,302	0,283	0,166	0,098	0,104	0,119	0,153	0,128
ПСБ-С 50	Zwick/Roell Z100	0,265	0,268	0,249	0,259	0,272	0,263	0,128	0,132	0,1	0,105	0,126	0,118

Как и в работах [1] и [2], модуль Юнга имеет различное значение для случая растяжения и сжатия. Это различие в модулях можно объяснить тем, что в условиях растяжения участки контакта между гранулами сохраняют свои размеры вплоть до разрушения, при этом диаграммы деформирования близки к линейным. В условиях сжатия происходит увеличение областей контакта поверхностей гранул, при этом наблюдается нелинейность диаграммы

деформирования.

Эта модель деформирования гранулированных материалов требует дальнейшей теоретической проработки и продолжения экспериментальных исследований пенополистиролов различных плотностей.

С увеличением плотности пористого материала модуль Юнга увеличивается, а коэффициент Пуассона уменьшается. Указанные зависимости наблюдаются как при растяжении, так и при сжатии. Интересно отметить, что значения коэффициента Пуассона при сжатии меньше, чем при растяжении.

Библиографический список

1. А. Я. Александров, И. Я. Бородин, В. В. Павлов. Конструкции с заполнителем из пенопластов. М.: Машиностроение, 1972. – 212 с., ил.
2. М. А. Леган. Особенности деформирования и разрушения пенополистирола, при растяжении, сжатии и изгибе / М. А. Леган, В. Е. Колодезев, Е. В. Карпов // Деформирование и разрушение структурно-неоднородных сред и конструкций: тез. докл. Всеросс. конф. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. — С. 76.

STUDY OF THE MECHANICAL PROPERTIES OF POROUS MATERIALS FOR VARIOUS STRESSED STATES

***Legan Mikhail Antonovich^{1,2}, Doctor of Engineering Sciences, Professor;
Pel Alexander Nikolaevich¹, Candidate of Engineering Sciences, Associate
Professor; Novoselov Aleksey Nikolaevich², graduate student; Shkirko Svetlana
Anatolievna^{1,2}, student.***

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

²Lavrentyev Institute of Hydrodynamics, 630090, Russia, Novosibirsk, pr. Academician Lavrentyev, 15.

Shkirko S.A., e-mail svetik_777sh@mail.ru

Address for correspondence: Shkirko Svetlana Anatolievna, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20, phone (923) 264-15-77

Abstract

The work is devoted to an experimental study of the mechanical properties of porous materials for various stressed states. Tensile and compression tests of foam polystyrene samples, PSB-S 35 and PSB-S 50 grades have been carried out. In the process of testing longitudinal and transverse deformations were obtained. Young's modulus and Poisson's ratio are calculated ratio of two grades of expanded polystyrene under conditions of tension and compression.

О ДИНАМИКЕ ОДНОЙ ВИБРОЗАЩИТНОЙ СИСТЕМЫ

Мирошниченко Алексей Витальевич, студент,

Родионов Андрей Иванович, к.ф.-м.н., доцент,

Рыков Анатолий Аркадьевич, к.т.н., доцент,

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

Мирошниченко А.В., e-mail: miroshnichenko.2014@stud.nstu.ru

Родионов А.И., e-mail: rodionov@corp.nstu.ru

Рыков А.А., e-mail: rykov@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Родионов Андрей Иванович, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г.Новосибирск,
пр.Карла Маркса, 20, тел. (913)-892-42-75

Аннотация

Рассмотрена динамика пассивной виброзащитной системы виброизолятора с двумя степенями свободы. Защищаемый объект опирается на виброизолятор, состоящий из нелинейно-упругого модуля квазинулевой жесткости, линейной пружины, цилиндропоршневых пар со встроенным дросселем и вспомогательных упругих элементов. Вибрационная защита необходима для достижения требуемой точности операций путем уменьшения вибраций, возникающих во время движения транспорта, работы виброактивных машин и агрегатов. Решение проблемы виброзащиты объекта состоит во введении управляемой обратной связи по нагрузке упругой подвески, которая по существу остается пассивной и сохраняет высокую эффективность защиты.

Ключевые слова: динамика; пассивная виброзащитная система; виброизолятор; обратная связь; модуль квазинулевой жёсткости; нелинейно-упругий подвес; гидравлический рычаг; уравнения движения системы; колебания объекта виброзащиты.

Введение

В докладе говорится о пассивном виброизоляторе с обратной связью. В основу работы положен эффект аномального роста гистерезисных потерь и снижения собственной частоты в модулях квазинулевой жесткости проф. каф. ПЛА Г.С.Юрьева [1-3]. Объяснение этому эффекту дал доц. каф. ПЛА А.И. Родионов [3].

Развитие новых технологий в авиа, машино и приборостроении связано с повышением точности выполняемых операций, таких как совмещение, позиционирование, обработка деталей, которые осуществляются на прецизионных установках. Точность операций иногда достигает 0.01 мкм и превосходит уровень фоновой вибрации. Последняя вызывается движением

транспорта, работой виброактивных машин и агрегатов и проявляется в виде перемещения фундаментов прецизионного оборудования. Уровень этих помех может превосходить точность операций в десятки раз.

Борьба с помехами возможна путем виброизоляции прецизионного оборудования: оно устанавливается на виброзащитные столы и платформы, опорами которых служат виброизоляторы. Однако множество известных конструкций не удовлетворяет современным требованиям.

Современная концепция повышения эффективности виброизоляции многих объектов включает создание нелинейно-упругих элементов, систем регулирования их жесткости и несущей способности, устранение конструкционного трения и введение оптимального демпфирования. Жесткость элементов в этих устройствах можно регулировать и уменьшать целесообразно условиям эксплуатации, обеспечивая собственную частоту в 1 Гц и меньше.

Однако использование упругих подвесов с минимальной жесткостью означает и более высокую их чувствительность к эксплуатационным изменениям нагружения, т.е. большие перемещения и "уход" с оптимальной рабочей точки нелинейной статической характеристики.

Постановка задачи

Решение этой проблемы состоит во введении управляемой обратной связи по нагрузке упругой подвески. В данной работе, в отличие от многих разработок активной виброзащиты, рассматриваемая упругая подвеска по существу остается пассивной и сохраняет высокую эффективность защиты, а управление несущей способностью её (положением рабочей точки) осуществляется с помощью гидравлического рычага, без внешних источников энергии (рис. 1).

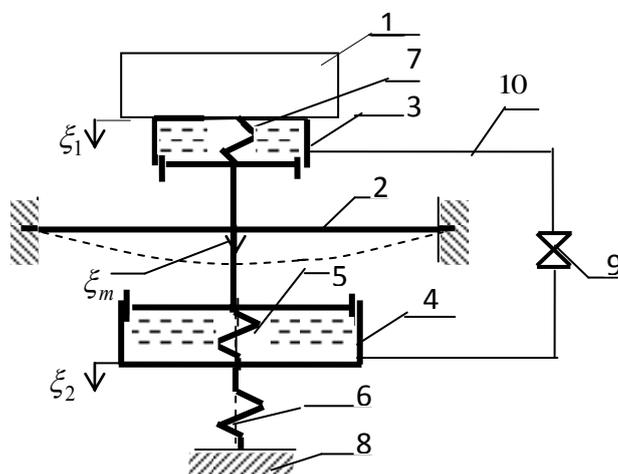


Рис. 1. Схема упругого подвеса

На рис. 1 показана схема упругого подвеса [1]. Защищаемый объект 1 опирается на нелинейно-упругий модуль квазиулевого жесткости 2 и пружину 6 посредством цилиндров 3 и 4. Полости цилиндров соединены каналом 10 со встроенным дросселем 9. Цилиндро-поршневые пары 3 и 4 содержат также упругие элементы 7 и 5 вспомогательного нагружения. Расчетное положение объекта (рабочую точку) устанавливают, изменяя натяг пружины 6.

Устройство работает следующим образом. При увеличении, например, веса объекта повышается давление в гидроцилиндре 3, и начинается переток жидкости в гидроцилиндр 4, расширяется его объем и увеличивается натяг пружины 6. Благодаря этому рабочую точку подвеса (положение рессоры) можно удержать на прежнем уровне. Время перетекания жидкости при этом должно быть существенно больше периода колебаний объекта на подвеске и регулируется величиной проходного сечения канала дросселя.

Решение задачи

Данная система имеет две степени свободы. Возьмем в качестве обобщенных координат: ξ_1 – отсчитываемую от положения равновесия защищаемого объекта массы m , y – координату определяющую положение частиц жидкости. Тогда уравнение движения объекта 1 при кинематическом возмущении основания, запишется так:

$$m\ddot{\xi}_1 = -k_1\xi_m - k_3\xi_m^3 - c_3\xi_2 - b\dot{\xi}_1 + A_e m \omega^2 \sin(\omega \cdot t), \quad (1)$$

где k_1, k_3 – коэффициенты упругой характеристики рессоры 2, ξ_m – ее максимальный прогиб, A_e, ω – амплитуда и частота колебания основания 8, c_3 – коэффициент жесткости пружины 6, b – коэффициент вязкого трения (на рис.1 демпфер вязкого трения не показан), ξ_2 – перемещение цилиндра 4.

Запишем уравнение движения жидкости с учетом ее инертности [4]:

$$\alpha_1 \cdot \ddot{y} + \alpha_2 \cdot \dot{y} = P_1 - P_2. \quad (2)$$

Здесь $\alpha_1 = 1.2 \cdot \rho \cdot l$, $\alpha_2 = 32 \cdot \mu \cdot l / d^2$; ρ, μ – соответственно, плотность и динамический коэффициент вязкости жидкости; l, d – длина и диаметр трубки, соединяющей полости двух цилиндров.

Учтем перемещение цилиндра 4 при условии, что массой поршней и цилиндров пренебрегаем:

$$P_2 \cdot S_2 = c_3 \cdot \xi_2 + c_2 \cdot (\xi_2 - \xi_m), \quad (3)$$

где c_2 – жесткость вспомогательной пружины 5, и условие сохранения массы жидкости при перетекании:

$$S_1 \cdot (\xi_1 - \xi_m) = S_2 \cdot (\xi_2 - \xi_m) = S \cdot y. \quad (4)$$

Здесь S_1, S_2, S – соответственно площади верхнего, нижнего цилиндров и сечения трубки.

Условие возвращения рессоры в рабочую точку при статическом перетекании жидкости ($\ddot{y} = 0, \ddot{\xi}_1 = 0$) дает уже первые ограничения на параметры системы. После дополнительного нагружения системы массой m_1 рессора получает перемещение $\xi_{m0} = m_1 \cdot g / (c_3 + k_1)$. Возвращение рессоры в рабочую точку в этом случае будет описываться уравнением:

$$\dot{\xi}_m + B \cdot \xi_m = D, \quad (5)$$

$$\text{где } B = \frac{S \cdot c_3}{\alpha_2 \cdot S_2 \cdot (k_1 + c_3)} \cdot \left(\frac{k_1 + c_3}{S_1^2 \cdot c_3} \cdot S_2 + \frac{k_1}{S_2} + \frac{k_1 + c_3}{c_3 \cdot S_2^2} \cdot c_2 \right),$$

$$D = \frac{m_1 \cdot g \cdot S \cdot c_3}{\alpha_2 \cdot S_2} \cdot \left(\frac{1}{S_2} + \frac{c_2}{S_2 \cdot c_3} - \frac{1}{S_1} + \frac{c_1 \cdot S_2}{c_3 \cdot S_1^2} \right).$$

Чтобы $\xi_m \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$, достаточно положить в (5) $D = 0$. Выразим c_2 из условия $D = 0$:

$$c_2 = -c_1 \cdot \frac{S_2^2}{S_1^2} - c_3 \cdot \frac{S_1 - S_2}{S_1} \quad (7)$$

Перепишем систему уравнений (1) – (4) с учетом (7):

$$\ddot{\xi}_1 = -a_{11} \cdot \xi_1 + a_{12} \cdot y - \frac{k_3}{m} \cdot \left(\xi_1 - y \cdot \frac{S}{S_1} \right)^3 - 2 \cdot n \cdot \dot{\xi}_1 - A_e \omega^2 \sin(\omega \cdot t), \quad (8)$$

$$\ddot{y} = -b_{21} \cdot \dot{y} - b_{22} \cdot y + b_{23} \cdot \xi_1 + \frac{k_3}{\alpha_1 \cdot S_1} \cdot \left(\xi_1 - y \cdot \frac{S}{S_1} \right)^3. \quad (9)$$

Здесь $a_{11} = \frac{k_1 + c_3}{m}$, $a_{12} = \frac{S}{S_1 \cdot m} \cdot (k_1 - c_3 \cdot \frac{S_1 - S_2}{S_2})$, $b_{21} = \alpha_2 / \alpha_1$,

$$b_{22} = \frac{S}{\alpha_1 \cdot S_1^2} \cdot (k_1 - c_3 \cdot \frac{S_1 - S_2}{S_2}), \quad b_{23} = b_{22} \cdot \frac{S_1}{S}, \quad n = \frac{b}{2 \cdot m} \quad (10)$$

Рассмотрим свободные колебания системы. Присоединим к массе m груз массой m_1 и отпустим без начальной скорости. Пусть вначале рессора имеет линейную характеристику, а вязкое трение отсутствует $k_3 = 0$, $b = 0$. Тогда из (7) и (8) получим, что свободные колебания системы будут описываться системой уравнений:

$$\begin{aligned} \ddot{\xi}_1 &= -a_{11} \cdot \xi_1 + a_{12} \cdot y + \frac{m_1 \cdot g}{m + m_1}, \\ \ddot{y} &= -b_{21} \cdot \dot{y} - b_{22} \cdot y + b_{23} \cdot \xi_1 \end{aligned} \quad (11)$$

Вычисляя коэффициенты a_{11} , a_{12} следует вместо m положить $m + m_1$.

Заметим, что исследование на устойчивость решения требует, чтобы

$$S_2 > \frac{c_3 \cdot S_1}{k_1 + c_3} \quad (12)$$

Варьируя коэффициенты в уравнениях (11), можно получить различный характер затухания свободных колебаний системы.

Возьмем, в качестве примера, параметры системы, при которых

$$a_{11} = 47.62, \quad a_{12} = 0.249, \quad b_{21} = 12.32, \quad b_{22} = 10.91, \quad b_{23} = 555.56. \quad (13)$$

Процесс возвращения рессоры в рабочую точку и перемещение объекта массой m с дополнительным грузом m_1 показаны на рис.2. На экспоненциальную

кривую накладываются колебания с частотой $\lambda = \frac{1}{2 \cdot \pi} \sqrt{\frac{k_1 + c_3}{m_1 + m}} = 1.1$ Гц. Через 10

секунд рессора возвращается в рабочую точку, $\xi_m = 0$. Колебания объекта с грузом затухают за то же время, но уже около нового положения ± 0.15 см.

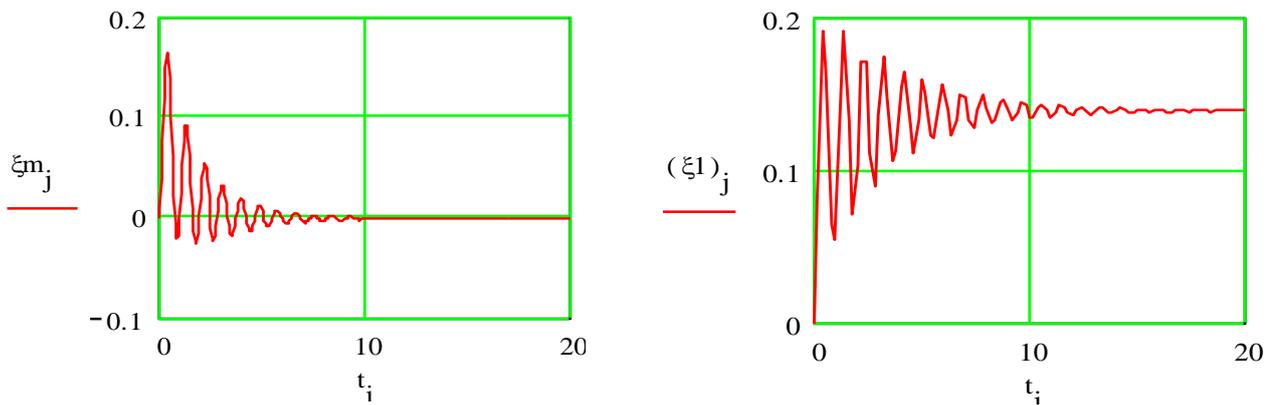


Рис.2 Свободные колебания рессоры и объекта (амплитуда в см)

Ускорить затухание колебаний можно, например, при следующей совокупности коэффициентов уравнений (рис.3):

$$a_{11} = 47.62, a_{12} = 0.157, b_{21} = 22.387, b_{22} = 97.268, b_{23} = 1.223 \cdot 10^4.$$

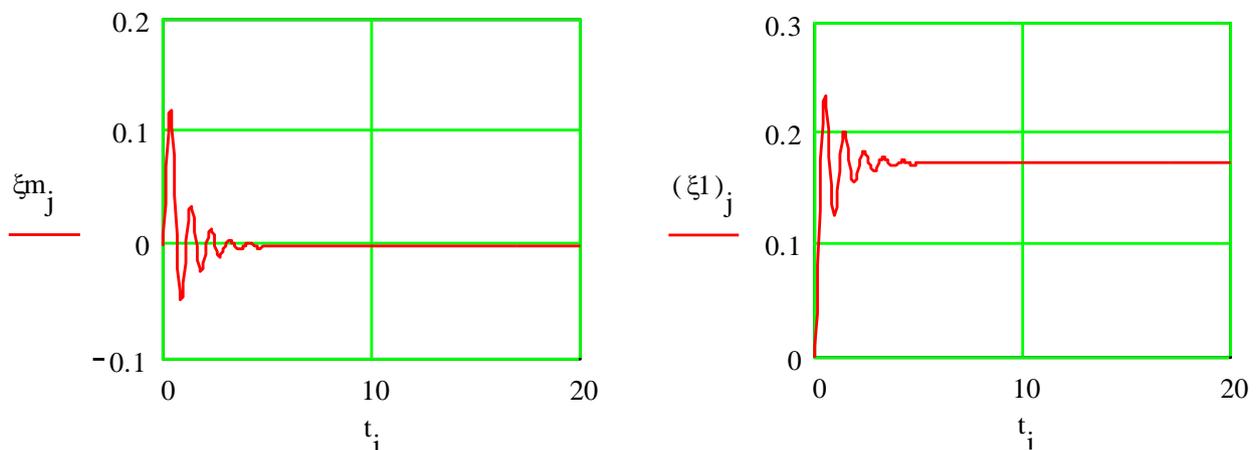


Рис.3. Свободные колебания рессоры и объекта (амплитуда в см)

При параметрах системы:

$$S_1 = 20 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2, S_2 = 1.5 \cdot 10^{-2} \text{ м}^2, c_1 = 0, c_3 = 22 \cdot 10^3 \text{ н/м}, k_1 = -17 \cdot 10^3 \text{ н/м},$$

$$d = 0.45 \cdot 10^{-2} \text{ м}, l = 8 \cdot 10^{-2} \text{ м}, m = 100 \text{ кг}, m_1 = 5 \text{ кг}.$$

В качестве рабочей жидкости используется индустриальное масло ИГП-18 [5], у которого динамический коэффициент $\mu = 1.496 \cdot 10^{-2} \text{ Па} \cdot \text{с}$, а плотность $\rho = 880 \text{ кг/м}^3$.

Исследования вынужденных колебаний данной системы подтверждает целесообразность применения нелинейной характеристики рессоры и дополнительного демпфирования. Например, при амплитуде колебаний основания $A_e = 2 \cdot 10^{-2} \text{ м}$ и коэффициентах $n = 2.5 \text{ с}^{-1}$, а $k_3 = 2 \cdot 10^7 \text{ н/м}^3$, АЧХ, вычисленная по формулам (9) – (11), отвечает поставленной задаче (рис.4).

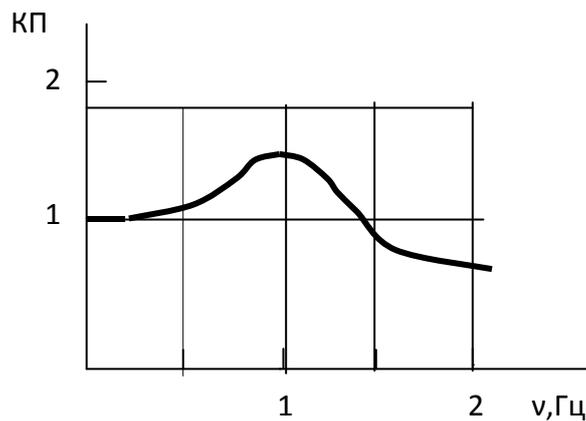


Рис.4. Коэффициент передачи при кинематическом возбуждении

Выводы

Предложенный нелинейно-упругий подвес, в котором жесткость упругих элементов при номинальной нагрузке минимальна, обеспечивает высокий эффект виброзащиты. При этом перестройка "рабочей точки" упругого подвеса на фактическую нагрузку выполняется автоматически.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2093730 РФ, МКИ6 F16F 13/00. Виброзащитная платформа / Г.С. Юрьев // Изобретения. - 1992.
2. Пат. 1155803 РФ, МКИ6 F16F 13/00; F16F 3/02. Амортизатор./ Г.С. Юрьев // Изобретения. - 1993.
3. Исследования и разработки в области вибромеханики, проводимые кафедрой ТМ и СМ НГТУ / В.Г.Атапин, Ю.А.Можаев, А.А. Рыков, Г.С. Юрьев // Научный вестник НГТУ №3(40), 2010.-Механика и материаловедение.- Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2010. - С-89-98.
4. Исследование работы вибратора с жидкостным фильтром / О.В.Безызвестных, И.Б.Цесарский, Г.С.Юрьев // В кн.: Методы, средства и метрологическое обеспечение испытаний изделий. М., МДТП, 1985. – С.75-81.
5. Станочные гидроприводы: Справочник / В.К.Свешников, А.А.Усов - М.: Машиностроение, 1985 г. - 352 с.

ABOUT DYNAMICS OF ONE VIBROPROTECTIVE SYSTEM

Miroshnichenko Alexey Vitalevich, student,
Rodionov Andrey Ivanovich, Ph.D. (Phys. & Math.) Ass. Professor
Rykov Anatoly Ivanovich, Ph.D. (Eng.) Ass. Professor
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
Avenue, 20, tel. (913)-892-42-75
Miroshnichenko A.V, e-mail: miroshnichenko.2014@stud.nstu.ru
Rodionov Andrey Ivanovich, e-mail: rodionov@corp.nstu.ru
Rykov Anatoly Ivanovich, e-mail: rykov@corp.nstu.ru
Address for correspondence: **Andrey Ivanovich Rodionov**
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx Avenue, 20, tel. (913)-892-42-75

Abstract

The dynamics of a passive vibroprotective system with two degrees of freedom is considered. The protected object leans on a vibration isolator consisting of a nonlinearly elastic module of quasi-zero rigidity, a linear spring, cylinder-piston pairs with the built-in throttle and auxiliary elastic elements. Vibration protection is necessary for achievement of the required accuracy of operations by reduction of the vibrations arising during traffic and the operation of vibration machines and aggregates. The solution of the problem of vibroprotection of an object is in introduction of the operated feedback on loading of an elastic suspension bracket which in essence remains passive and keeps high efficiency of protection.

Keywords: dynamics; passive vibroprotective system; vibroinsulator; feedback; module of quasi-zero rigidity; nonlinearly elastic suspension; hydraulic lever; equations of the motion of system; oscillation of a subject of vibroprotection.

**РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ
В УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЯХ
ПО ПЕРВОНАЧАЛЬНЫМ ДЕФОРМАЦИЯМ ОБРАЗЦА-СВИДЕТЕЛЯ**

Михалкина Светлана Алексеевна, старший преподаватель;

Матвеева Карина Фёдоровна, студентка;

Вакулюк Владимир Степанович, д.т.н., профессор

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Михалкина С.А., Матвеева К.Ф. e-mail sopromat@ssau.ru

Вакулюк В.С., e-mail sopromat@ssau.ru

*Адрес для корреспонденции: Вакулюк Владимир Степанович, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527*

Аннотация:

Наиболее точно влияние остаточных напряжений на предел выносливости оценивается по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений. Для применения этого критерия необходимо знать величину и распределение остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя. Для решения данной задачи использовались образцы-свидетели простой геометрической формы, которые проходили упрочняющую технологию наравне с деталью. Образец-свидетель и исследуемая деталь в процессе обработки получают одинаковые первоначальные деформации. Используя конечно-элементное моделирование полученные первоначальные деформации образца - свидетеля переносились на упрочнённую деталь с концентратором напряжений для получения распределения и величины остаточных напряжений в любом сечении детали. Полученные результаты подтверждены на гладких деталях и деталях с надрезом после гидродробеструйной обработки. Расхождение между расчётными и экспериментальными значениями остаточных напряжений для деталей из стали 45 не превышает 6%, а для материала Д16Т – 8%.

Ключевые слова: остаточные напряжения, критерий среднеинтегральных остаточных напряжений, первоначальные деформации, упрочнение, предел выносливости.

Для оценки влияния поверхностного упрочнения на усталость необходимо знать распределение остаточных напряжений в поверхностном слое опасного сечения детали. Определение остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений является сложной трудоёмкой задачей как в теоретическом, так и в практическом отношении.

Наиболее точно влияние остаточных напряжений на предел выносливости деталей с концентраторами напряжений оценивается по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [1]. Использование критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ требует знания достаточно точного распределения остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя опасного сечения деталей в пределах глубины нераспространяющейся трещины усталости $t_{кр}$, так как характер распределения остаточных напряжений оказывает существенное влияние на предел выносливости[2].

Для решения этой задачи предлагается использовать образец-свидетель, который проходит упрочняющую технологию одновременно с исследуемой деталью. Было сделано предположение, а затем и доказано, что образец-свидетель и исследуемая деталь в процессе упрочнения получают одинаковые первоначальные деформации [3-6]. С помощью классического метода колец и полосок определяется распределение осевых σ_z остаточных напряжений по толщине a упрочнённого поверхностного слоя (рис. 1).

Определение этого распределения производится на гладкой детали, что является достаточно простой задачей. Затем на конечно-элементной модели образца реальная эпюра остаточных напряжений заменяется эпюрой температурных напряжений. При такой замене, возникает некоторое расхождение между эпюрой, полученной методом колец и полосок, и расчётной эпюрой, полученной методом термоупругости. Методом последовательных приближений итерационным способом добиваемся практического совпадения эпюр (рис. 2). Обычно бывает достаточно двух-трёх итераций.

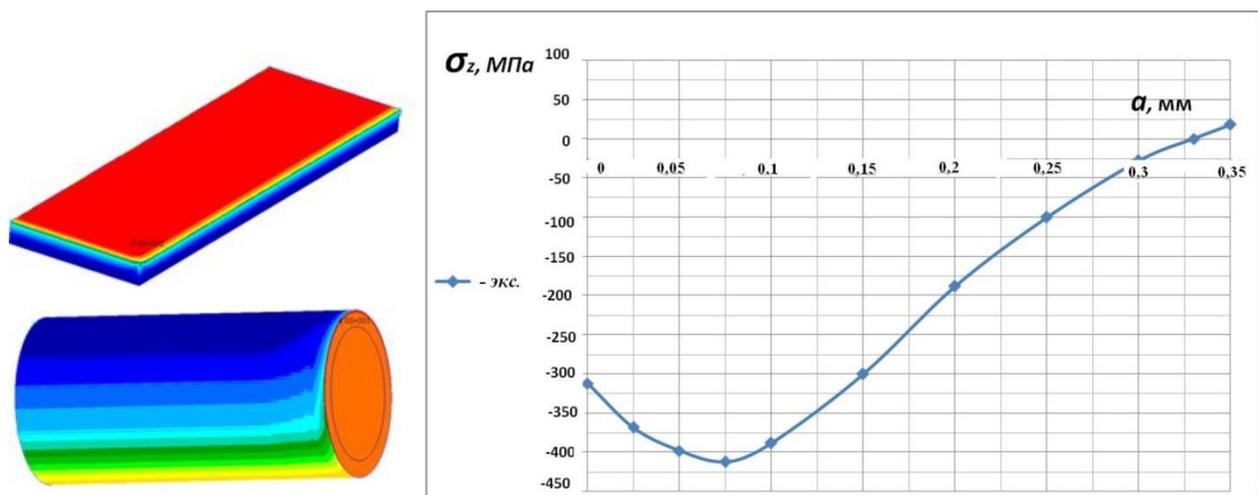


Рис. 1. Осевые σ_z остаточные напряжения в образце-свидетеле

Полученная зависимость первоначальных деформаций по толщине упрочнённого слоя образца-свидетеля используется для деформационного нагружения поверхностного слоя конечно-элементной модели исследуемой

детали для получения распределения остаточных напряжений в любом сечении, в том числе и в опасном сечении реальной детали и с целью прогнозирования её предела выносливости.

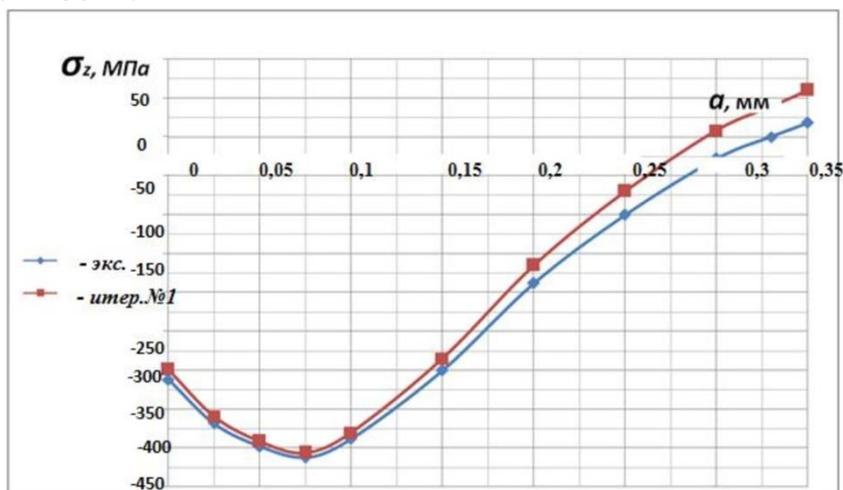


Рис. 2. Экспериментальные и расчётные распределения остаточных напряжений.

Для доказательства справедливости сделанных предположений были проведены эксперименты по определению остаточных напряжений в гладких деталях и деталях с надрезами радиусом 0,3 мм различных диаметров после гидродробеструйной обработки. Образцы изготавливались из стали 45 и алюминиевого сплава Д16Т. Остаточные напряжения определялись методом колец и полосок и разработанным обобщённым методом по первоначальным деформациям образца-свидетеля. В качестве образца-свидетеля использовалась втулка диаметром 51 мм х 45 мм. Проведённые расчёты и испытания на усталость показали, что расхождение между расчётными и экспериментальными значениями остаточных напряжений в гладких образцах диаметром 10 – 50 мм из стали 45 не превышает 6%, в образцах с надрезами – 5%.

Для деталей диаметром 10 – 40 мм из сплава Д16Т после гидродробеструйной обработки расхождение между расчётными и экспериментальными значениями остаточных напряжений в гладких деталях не превышает 7%, а в деталях с концентраторами напряжений – 8%.

Таким образом, экспериментально доказана возможность использования эюр остаточных напряжений образцов-свидетелей, прошедших весь технологический цикл упрочнения совместно с исследуемой деталью, для получения распределения остаточных напряжений в гладких деталях и деталях с концентраторами напряжений с применением конечно-элементного моделирования. В дальнейшем этот метод был апробирован на упрочнённых деталях с различными концентраторами напряжений: шлицы, галтельные переходы, резьба, корсетные образцы.

Библиографический список:

1. О связи остаточных напряжений и предела выносливости при изгибе в условиях концентрации напряжений / В.Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1986. – №8. – С. 29-32.
2. Влияние на предел выносливости величины и распределения остаточных напряжений в поверхностном слое детали с концентратором. Сообщение 1. Сплошные детали / В.Ф. Павлов // Известия ВУЗов. Машиностроение.– 1988. – №8. – С. 22-26.
3. Определение остаточных напряжений в резьбе болтов методом колец и полосок / С.И. Иванов, Н.Г. Трофимов, Э.И. Фрейдин, В.Г. Фокин, М.П. Шатунов // Вестник машиностроения. –1980. – №5. – С. 37-39.
4. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулук В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.
5. Остаточные напряжения и сопротивление усталости шлицевых валов / С.И. Иванов, Н.Г. Трофимов, В.С. Вакулук, М.П. Шатунов, Э.И. Фрейдин // Вестник машиностроения.– 1985. – №7. – С. 12-14.
6. Остаточные напряжения во впадинах шестерён / С.И. Иванов, Н.Г. Трофимов, В.М. Ермолаев, Ю.П. Ковалкин, Э.И. Фрейдин // Труды II Всесоюзного симпозиума «Остаточные технологические напряжения». Москва, АН СССР.– 1985. – С. 179-184.

THE DISTRIBUTION OF RESIDUAL STRESSES IN HARDENED DETAILS BY THE INITIAL DEFORMATIONS OF THE REFERENCE SPECIMEN

Mihalkina Svetlana Alekseevna, Senior Lecturer, e-mail sopromat@ssau.ru;
Matveeva Karina Fjodorovna, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;
Vakuljuk Vladimir Stepanovich, D.Sc., Professor, e-mail sopromat@ssau.ru
Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

The influence of residual stresses on the endurance limit is most accurately estimated by the average integral residual stresses criterion. For applying this criterion it's necessary to know the value and the distribution of residual stresses over the surface layer thickness. Reference specimens of simple geometric form, which passed the strengthening technology simultaneously with the detail, were used to solve this problem. The reference specimen and the investigated detail receive the same initial deformation during the processing. Using the finite element modeling the initial deformations of the reference specimen were transferred to the strengthened detail with a stress concentrator to obtain the distribution and the value of the residual stresses in any section of the detail. The obtained results are confirmed on smooth details and details with a notch after hydroblasting. The discrepancy between the calculated and experimental values of residual stresses for details made of steel 45 does not exceed 6%, and for material D16T - 8%.

Keywords: residual stresses, average integral residual stress criterion, initial deformation, hardening, endurance limit

РАЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕТОННОЙ КРУГОВОЙ АРКИ

*Немировский Юрий Владимирович*¹², профессор;

*Моховнев Дмитрий Владимирович*¹, доцент;

*Соловьева Ксения Александровна*¹³, магистрант

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

² Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христановича Сибирского отделения РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1

³ Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева Сибирского отделения РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, просп. акад. Лаврентьева, д.15

Немировский Ю. В., e-mail nemirov@itam.nsc.ru

Моховнев Д. В., e-mail mohovnov@yandex.ru

Соловьева К. А., e-mail soloveva.ksenya94@mail.ru

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

Аннотация. Рассмотрена шарнирно-опертая полукруговая бетонная арка, нагруженная распределенной нагрузкой, действующей вертикально вниз. В бетонных конструкциях разрушение, как правило, происходит за счет растягивающих деформаций. Предлагается уменьшить их с помощью приложения дополнительной нагрузки в местах закрепления. Связь между напряжением и деформацией считаем линейной. Справедлива гипотеза плоских сечений. Продольная деформация линейно выражается через основную и дополнительную нагрузку. Определяется максимальная растягивающая деформация в арке. Дополнительная нагрузка подбирается так, чтобы эта деформация была наименьшей. Такую дополнительную нагрузку назвали рациональной. Исследовалось влияние формы поперечного сечения на величину рациональной нагрузки. Выяснилось, что для арок с одинаковыми: основной нагрузкой, материалом, радиусом, высотой и площадью поперечного сечения, рациональная нагрузка практически одна и та же. Однако деформации очень чувствительны к отклонению дополнительной нагрузки от рациональной.

Ключевые слова. Бетон; арка; криволинейные стержни; прочность.

Введение. Бетонные и железобетонные изделия широко применяются в конструкциях в связи с низкой стоимостью материала и легкостью изготовления элементов конструкции. Как известно, бетон лучше работает на сжатие, чем на растяжение [1,2], поэтому, как правило, разрушение происходит за счет растягивающих деформаций. По этой причине при проектировании бетонных конструкций возникает необходимость понижать растягивающие

деформации, пусть даже за счет повышения сжимающих. Обеспечить минимальные растягивающие деформации, можно за счет изменения формы оси арки и распределением внешней нагрузки. Так как не всегда есть возможность применить такое решение, то мы предлагаем решить эту проблему за счет приложения дополнительной внешней нагрузки. Учитывая особенности использования арок, нагрузку проще всего приложить в местах закрепления или закрепить таким образом, чтобы возникающие реакции понижали деформации растяжения. По результатам работы [4] получилось, что для всех симметричных сечений с одинаковыми площадью и высотой рациональная нагрузка одинакова. Цель настоящей работы проверить этот факт при самой простой, линейной модели деформирования бетона.

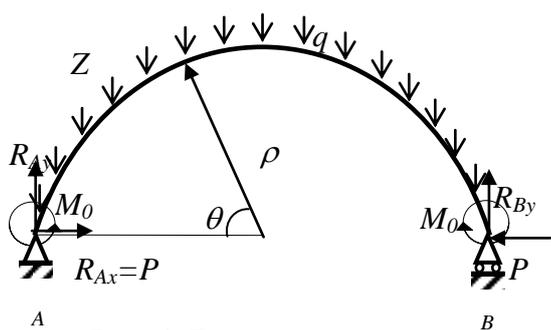


Рис. 1. Расчетная схема

Постановка задачи. Рассмотрим бетонную шарнирно-опертую полукруговую арку, нагруженную распределенной нагрузкой, действующей вертикально вниз. К шарнирам приложим дополнительную нагрузку: силу и моменты (рис. 1). Подберем их таким образом, чтобы растягивающие деформации были как можно меньше. Для удобства введем по

формуле (1) параметры дополнительного нагружения α и β .

$$P_0 = \alpha q \rho \quad M_0 = \beta q \rho^2 \quad (1)$$

Так как данная арка статически определима, то реакции определяются из уравнений равновесия:

$$\begin{aligned} R_{ax} &= P_0 \\ R_{ay} &= R_{by} = \frac{q \pi \rho}{2} \end{aligned} \quad (2)$$

В бетоне связь между напряжениями и деформациями носит нелинейный характер с самого начала нагружения. В данном случае мы решили задачу в первом приближении, то есть, считаем, что действителен закон Гука:

$$\sigma = E \varepsilon \quad (3)$$

Используя метод сечений, находим из уравнений равновесия нормальную и перерезывающую силы и момент:

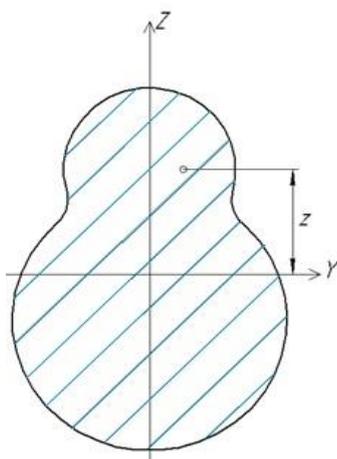


Рис. 2. Поперечное сечение

$$\begin{aligned}
N(\theta) &= q\rho \left[\left(\theta - \frac{\pi}{2} \right) \cdot \cos(\theta) - \alpha \cdot \sin(\theta) \right] = q\rho \tilde{N}(\theta) \\
Q(\theta) &= q\rho \left[\left(\theta - \frac{\pi}{2} \right) \sin(\theta) + \alpha \cdot \cos(\theta) \right] = q\rho \tilde{Q}(\theta) \\
M_0(q) &= q\rho^2 (\sin(\theta) - \theta \cos(\theta)) = q\rho^2 \tilde{M}(\theta)
\end{aligned} \tag{4}$$

Принимаем гипотезу плоских сечений. Тогда закон распределения деформаций по сечению определяется формулой [3]:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + z\chi \tag{5}$$

где ε_0, χ – деформация и изменение кривизны оси арки.

В общем случае можно записать следующие соотношения между внутренними силовыми факторами и напряжением:

$$N = \int_F \sigma dF, \quad Q = \int_F \tau dF, \quad M = \int_F z\sigma dF \tag{6}$$

Подставляя (3) и (5) в (6) и считая, что ось Y центральная (рис. 2), получим:

$$N = EF\varepsilon_0 \tag{7}$$

$$M = EJ\chi,$$

где F площадь поперечного сечения, J момент инерции относительно оси Y.

Определим деформацию оси ε_0 через продольную силу N , а изменение кривизны оси арки χ через изгибающий момент M :

$$\begin{aligned}
\varepsilon_0 &= \frac{N}{EF} = \frac{q\rho \tilde{N}(\theta)}{EF} \\
\chi &= \frac{M}{EJ} = \frac{q\rho^2 \tilde{M}(\theta)}{EJ}
\end{aligned} \tag{8}$$

В таком случае, деформации и изменение оси кривизны арки будут выражаться следующим образом:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + z\chi = \frac{q\rho}{E} \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{F} + z \frac{\rho \tilde{M}(\theta)}{J} \right] \tag{9}$$

Введем следующие обезразмеривающие комплексы:

$$\tilde{F} = \frac{F}{h^2}; \quad \tilde{J} = \frac{J}{h^4}; \quad \tilde{z} = \frac{z}{h}; \quad \tilde{\rho} = \frac{\rho}{h}, \tag{10}$$

где h высота сечения.

Таким образом, выражение деформаций приобретет следующий вид:

$$\varepsilon(\theta) = \frac{q\rho}{Eh^2} \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + \tilde{z} \frac{\tilde{\rho} \tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right] \tag{11}$$

Максимальные деформации возникают на верхних и нижних границах сечения. Обозначим координату верхней границы, как z^{up} , а нижней как z^{down} . Аналогичное обозначение введем для деформаций в верхней и нижней точках. Тогда получим два выражения, определяющие деформацию в этих точках:

$$\begin{aligned}
\varepsilon^{up}(\theta) &= \frac{q\rho}{Eh^2} \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + z^{up} \frac{\tilde{\rho} \tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right] \\
\varepsilon^{down}(\theta) &= \frac{q\rho}{Eh^2} \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + z^{down} \frac{\tilde{\rho} \tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right]
\end{aligned} \tag{12}$$

Введём приведенные деформации:

$$\begin{aligned}\tilde{\varepsilon}^{up}(\theta) &= \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + z^{\tilde{up}} \frac{\tilde{\rho}\tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right] \\ \tilde{\varepsilon}^{down}(\theta) &= \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + z^{\tilde{down}} \frac{\tilde{\rho}\tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right]\end{aligned}\quad (13)$$

Обозначим:

$$k = z^{\tilde{up}} \frac{\tilde{\rho}\tilde{F}}{\tilde{J}} \quad (14)$$

Тогда выражения (13) примут вид:

$$\begin{aligned}\tilde{\varepsilon}^{up}(\theta) &= \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + k \frac{\tilde{M}(\theta)}{\tilde{F}} \right] \\ \tilde{\varepsilon}^{down}(\theta) &= \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} - k \frac{\tilde{M}(\theta)}{\tilde{F}} \right]\end{aligned}\quad (15)$$

Для арок с одинаковыми радиусом, высотой и площадью поперечного сечения коэффициент k определяет форму поперечного сечения.

Будем рассматривать несколько симметричных сечений (рис. 3). Примем допущения, что количество материала не изменяется, то есть площадь остается постоянной и высота сечения h не меняется. Для расчетов возьмем $\tilde{\rho} = 10$, $\tilde{F} = 0.25$. Рассмотрим прямоугольное сечение: для него $k=60$. Так же разнесем материал от оси Y на максимальное расстояние – получим двутавровое сечение с бесконечно длинными полками, для которого $k=20$. Также рассмотрим несколько промежуточных вариантов, меняя k с шагом 10.

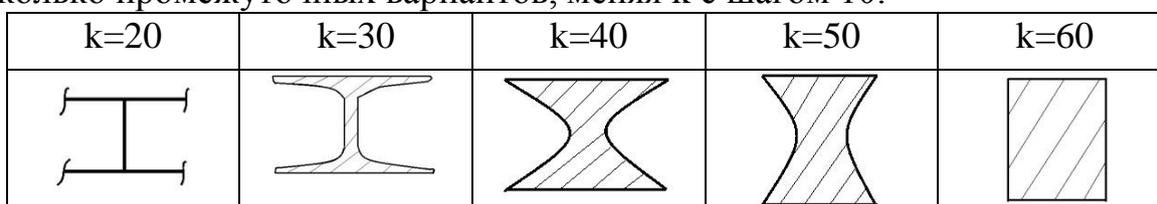


Рис. 3. Формы поперечных сечений

Максимальные по модулю деформации достигаются в верхней и нижней точках сечения и определяются формулой (15). Варьируя параметры дополнительного нагружения α и β добиваемся того, чтобы растягивающие деформации были минимальны. Полученные значения α и β будут рациональными, то есть они определяют дополнительную нагрузку максимально понижающую растягивающие деформации. Результаты приведены в таблице 1.

Таблица 1

Результаты вычислений

k	20	30	40	50	60
ε	0.343	2.765	5.186	7.717	10.035
α	0.619	0.604	0.595	0.592	0.587
β	-0.083	-0.075	-0.071	-0.07	-0.068

Из таблицы 1 видно, что рациональные параметры дополнительного нагружения альфа и бета слабо зависят от формы поперечного сечения. Поэтому логично использовать их осредненные значения $\alpha = 0.601$ и $\beta = -0.074$, подходящие для поперечных сечений любой формы при которых растягивающие деформации будут близки к минимальным. Находим растягивающие деформации, соответствующие осредненным значениям α и β . Результаты приведены в таблице 2. Как видно из нее, осреднять параметры нежелательно, так как НДС чувствительно к изменению этих параметров, и как следствие этого, осреднение приводит к ощутимому увеличению растягивающих деформаций.

Таблица 2

Сравнение деформаций

к	20	30	40	50	60
$\epsilon_{\text{рациональное}}$	0.343	2.765	5.186	7.717	10.035
$\epsilon_{\text{осредненное}}$	0.864	3.159	5.773	8.414	11.054
$\frac{\epsilon_{\text{рац}} - \epsilon_{\text{оср}}}{\epsilon_{\text{рац}} \cdot 100\%}$	-151.809	-14.26	-11.315	-9.026	-10.159

Выводы. Рациональные параметры нагружения зависят от формы поперечного сечения, но в достаточно узком диапазоне. Вместе с тем, было установлено, что деформации очень чувствительны к отклонениям параметров дополнительного нагружения от рациональных, причем чем более разнесена площадь поперечного сечения от оси арки (то есть чем более рационально сечение), тем больше эта чувствительность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Беглов А. Д., Санжаровский Р. С., Бондаренко В. М. Теория расчета железобетонных конструкций на прочность и устойчивость, современные нормы и Евростандарты. С. Петербург - М.: Издательство АСВ, 2006. 312 с.
2. Габрусенко В.В. Основы расчета железобетона. 200 вопросов и ответов: учеб. пособие. – Новосибирск: НГАСУ, 2001. – 112с.
3. Светлицкий В.А. Механика стержней: Учеб. для вузов. В 2-х частях. Ч.1. Статика. – М.:Высш.шк., 1987. – 320 с.
4. Оптимизация параметров нагружения в бетонных арках / Немировский Ю.В., Моховнев Д.В., Стасюк Н.П. // В сборнике: Наука. Промышленность. Оборона труды XVII Всероссийской научно- технической конференции: в 4 т.. 2016. С. 135-140.

RATIONAL DESIGN OF CONCRETE CIRCLE ARCH

*Nemirovskii Yuri Vladimirovich*¹², D.Sc. (Physics and Mathematics), professor,
e-mail: nemirov@itam.nsc.ru

*Mokhovnev Dmitri Vladimirovich*¹, Ph.D. (Physics and Mathematics), associate
professor, e-mail: mohovnov@yandex.ru

*Soloveva Ksenia Alexandrovna*¹³, Graduate student, e-mail index632912@gmail.com

¹ Novosibirsk State Technical University, K.Marx av. 20, Novosibirsk, 630073,
Russia

² Institute of Theoretical and Applied Mechanics RAS (Sib. Div.), Institutskaya st.,
4/1, Novosibirsk, 630090, Russia

³ Lavrentyev Institute of Hydrodynamics, Siberian Branch of RAS, Lavrentyev av.
15, Novosibirsk, 630090, Russia

Abstract. In concrete destruction usually takes place due to the stretching strain. For this reason rational arch design is of utmost importance: in such constructions it is essential to reduce force of tension even by increasing compressive one. In this paper the semi-circular concrete arch loaded with evenly distributed force, acting upright down is considered. We suppose that we can reduce force of tension by applying additional force and moments to the hinges. We consider symmetric cross-sections: from rectangular to I-section using the separation of material from horizontal axis of symmetry. The progress report of this work is:

- The more we separate material from axis of symmetry, the less strain we have, so it is recommended to take I-section.
- Deformations are very sensitive to changes of additional load, so, it is not recommended to take average values

Keywords. Concrete; arch; strength; durability

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПОПАДАНИЯ БИОМАССЫ В ЛОПАТКУ ВЕНТИЛЯТОРА

*Непеин Кирилл Геннадьевич, инженер-конструктор;
Анохин Денис Вячеславович; Аксенов Евгений Вячеславович*
ПАО «Кузнецов», 443022, Россия, г. Самара, Заводское шоссе, 29.

Непеин К. Г., e-mail kirill.nepein@gmail.com

Анохин Д.В., e-mail dns@list.ru

Аксенов Е.В., e-mail yaaks93@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Непеин Кирилл Геннадьевич, г. Самара, Заводское шоссе, 29, 8 (937)657-53-61

Аннотация: В статье рассмотрены основные проблемы численного моделирования высокоскоростного взаимодействия биомассы с лопатками рабочего колеса с использованием явного решателя программного пакета LS-DYNA. Рассмотрены требования к двигателям при испытаниях на устойчивость к попаданию посторонних предметов. Был выполнен обзор применяемых подходов для решения задач данного рода. Описан состав модели для проведения расчета. Описаны модели материалов применяемых для моделирования лопатки и биомассы, так же описано уравнение состояния материала для биомассы. Описан бессеточный метод сглаженных частиц (SPH). Выполнено численное моделирование процесса взаимодействия лопаток рабочего колеса с биомассой; по результатам проведено сравнение математического моделирования с натурным экспериментом.

Ключевые слова: Авиационный двигателей, вентилятор, SPH, конечно-элементная (КЭ) модель, столкновение, биомасса, LS-DYNA.

1. Введение

Рабочие лопатки вентилятора относятся к числу основных деталей ГТД. Тенденция к повышению надежности и безопасности воздушных судов отражается на требованиях обеспечения стойкости лопаток вентилятора, в том числе и полый конструкции, к повреждению посторонними предметами. Актуальность проблемы подтверждается высоким процентом досрочного снятия двигателей с эксплуатации по причине попадания посторонних предметов на вход двигателя. На этапе сертификации двигателя его стойкость к попаданию посторонних предметов подтверждается прямым экспериментом на работающем двигателе на стенде. Для исключения необходимости коррекции конструкции и проведения дополнительных испытаний требуется обеспечить достаточную адекватность модели взаимодействия реальному физическому процессу.

2. Требования к двигателям при испытаниях на устойчивости к попаданию посторонних предметов

В соответствии с нормативными документами [1] конструкция двигателя

при попадании в него крупных птиц массой не менее 1,8 кг должна обеспечивать локализацию опасных фрагментов внутри корпуса двигателя.

3. Математическое описание модели материала лопатки

Модель поведения материала конкретизирует общую формулировку физических соотношений. Для описания поведения материала при высоких скоростях деформирования в исследовании используется модель Купера – Саймондса [2], которая учитывает кинематическое упрочнение и позволяет описывать зависимость предела текучести от скорости деформации.

4. Расчёт на прочность и колебания рабочей лопатки вентилятора

Основой для прочностных расчетов является КЭ-сетка, получаемая средствами ANSYS.

Для решения поставленной задачи материал биомассы в программном пакете LS-DYNA описывается моделью MAT_NULL. Характер поведения этого материала под нагрузкой аналогичен реакции вязкопластического материала с нулевыми компонентами девиатора напряжений. Для описания состояния материала, используется уравнение Грюнайзена в гидродинамическом приближении без учета девиаторной части тензора напряжений, что соответствует принятому в настоящее время в мире способу моделирования поведения материала биомассы. Применение такой модели обосновывается тем, что биомасса, в основном, состоит из воды, имеющей нулевую сдвиговую прочность. Мышечные и костные ткани птицы обладают слабой сдвиговой прочностью и составляют незначительную часть ее массы.

5. Описание метода SPH

В системах автоматизированного инженерного анализа, предназначенных для решения задач трехмерных динамических нелинейных задач с использованием численных методов, применяется несколько подходов к описанию движения деформируемой сплошной среды. К ним относятся Лагранжевый, Эйлеровый, Лагранжево-Эйлеровый подходы, бессеточный метод сглаженных частиц (Smooth Particle Hydrodynamics (SPH)) [3].

SPH – метод, используемый в этом расчете, разработан Люси, Грингломом и Монаганом в 1977 году. Метод позволяет избежать искривления конечно – элементной сетки при решении задач с экстремальными деформациями, поэтому широко применяется для решения задач непрерывной механики, моделирования разрушения пластичных и хрупких структур.

6. Результаты моделирования

После заброса птицы (весом до 1800 грамм) обнаружено: на ВНА забоины и вырывы по выходным кромкам на всех лопатках. На 1-ой ступени вентилятора, вырывы и забоина на лопатках, а так же вышли из зацепления 5 лопаток по бандажным полкам.

Согласно отчету по эксперименту, размеры участка деформации 100x50 мм для более поврежденной лопатки, и 50x50 мм для второй лопатки. В результате математического моделирования, эти значения получились 113,8x39,5мм и 71,8x38,5мм соответственно. Качественное сравнение результатов эксперимента с математическим моделирование показано на

рисунке.

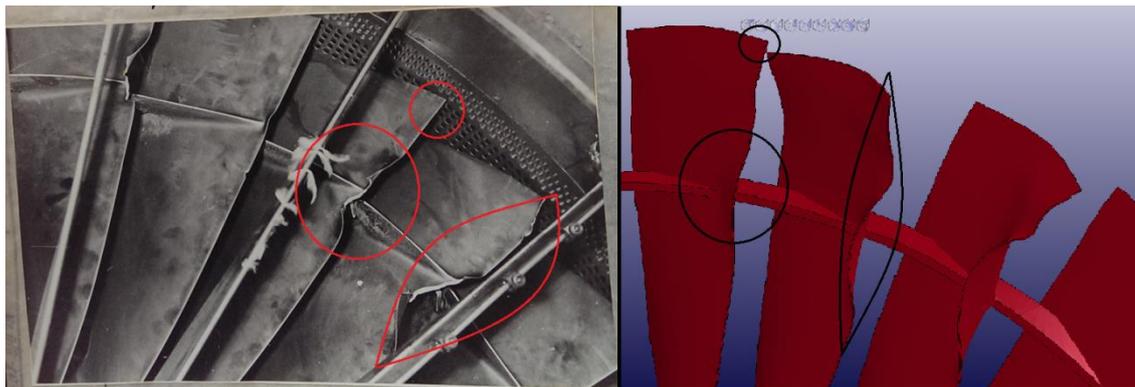


Рис. – Сравнение результатов моделирования с экспериментом

7. Выводы

В данной работе выбран способ представления модели рабочего колеса, а так же способ математического описания материала биомассы. Рассмотрены основные положения математических моделей и создана расчетная модель на основе которой произведен расчет. Проведено качественное сравнение результатов испытаний и математической модели.

Библиографический список:

1. Авиационные правила часть 33, Нормы летной годности воздушных судов [Текст]: - М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2004. – 45 с.
2. Нихамкин, М.Ш. Отработка способа моделирования повреждения лопасти вентилятора биомассой на основе бессеточного метода сглаженных частиц [Текст]/ М.Ш. Нихамкин, О.Л. Любчик, Л.В. Воронов, И.В. Семенова. – Пермь: Пермский национальный исследовательский университет, 2012. -18 с.
3. Муйземнек, А.Ю. Математическое моделирование процессов удара и взрыва в программе LS-DYNA [Текст]: учебное пособие/ А.Ю. Муйземнек, А.А. Богач. -Пенза: Информационно – издательский центр ПГУ, 2005. -106 с.
4. Испытание вентилятора двигателя на птицестойкость [Текст]: отчет о испытаниях: М.Т. Василишин, А.В. Ильинский. – Самара, 1978. – 36 с.
5. Wilbeck, J.S. Impact behavior of low strength projectiles. Air force material lab, Air force wright aeronautical labs. Report no. AFML-TR-77-134, Wright-Patterson Air Force Base, OH,1977.
6. McCallum, S.C. The influence of the bird-shape in bird-strike analysis.. BAE SYSTEMS, UK. 5-th European LS DYNA Users Conference, 2005.
7. LS – DYNA Keyword User’s Manual Volume 1 Version 971, Livermore Software Technology Corporation, 2007.
8. Кравчук, А.С. Лекции по ANSYS/LS-DYNA и основам LS-PREPOST с примерами решения задач. В трех частях [Текст] /Кравчук А.С., Кравчук А.И. Минск, 2013.

9. Jingxiao Xu, Interaction Methods for the SPH parts (Multiphase Flows, Solid Bodies) in LS –DYNA, Jingxiao Xu, Jason Wang, 13th international LS –DYNA Users Conference, 2014.

10. John O. Hallquist, LS – DYNA 3D Theoretical Manual, Livermore Software, USA, 1993. – 366 c.

11. A. Ryabov, V. Romanov, S. Kukanov, Y. Shmotin, P. Chupin “Fan Blade Bird Strike Analysis Using Lagrangian, SPH and ALE Approaches”, 6th European LS-DYNA Users Conference, Gothenburg, 2007.

NUMERICAL SIMULATION OF BIOMASS IMPACT INTO THE FAN BLADE

Nepein K.G., engineer-constructor. E-mail: kirill.nepein@gmail.com

Anokhin D.V., engineer-constructor 3 categories. E-mail: dns_@list.ru

Aksenov E.V., engineer-constructor. E-mail: yaaks93@gmail.com

PJSC «Kuznecov», 443022, Russia, Samara, Zavodskoe shosse, 29.

Abstract: The main problems of numerical modeling of high-speed interaction of biomass with rotor blades with the use of the explicit solver of the software package LS-DYNA are considered in the article. The requirements to the engines in the tests for the resistance to foreign objects penetration are considered. A review was made of the approaches used to solve problems of this kind. The composition of the model for the calculation is described. The material models used for modeling the blade and biomass are described, and the equation of state of the material for biomass is described. A method of smoothed particle hydrodynamics (SPH) is described. Numerical modeling of the process of interaction of the impeller blades with biomass was performed; The results comparison of mathematical modeling with full-scale experiment.

Keywords: Aircraft engines, fan blade, SPH, LS-DYNA, finite element (FE) model, bird impact, biomass.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ВЫБОРА ОБРАЗЦОВ-СВИДЕТЕЛЕЙ ПРИ УПРОЧНЕНИИ ДЕТАЛЕЙ

Письмаров Андрей Викторович, студент;
Лунин Валентин Валериевич, к.т.н., ассистент;
Швецов Николай Юрьевич, студент;
Сазанов Вячеслав Петрович, к.т.н., доцент

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Письмаров А.В., Лунин В.В., Швецов Н.Ю., e-mail sopromat@ssau.ru;
Сазанов В.П. e-mail sazanow@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Сазанов Вячеслав Петрович, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Аннотация.

В исследовании использован комплексный метод решения задачи о выборе образца-свидетеля для технологических операций упрочнения полых цилиндрических деталей. Методом математического моделирования первоначальных деформаций в упрочнённом поверхностном слое задавалось остаточное напряжённо-деформированное состояние сплошных и полых цилиндрических деталей. Применение такого моделирования обеспечивает практически все возможные зависимости распределения остаточных напряжений в упрочнённом слое деталей. Расчёт остаточного напряжённо-деформированного состояния выполнен методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса PATRAN/NASTRAN. Указанные расчёты проведены для различных вариантов распределения первоначальных деформаций, которые задавались в виде алгебраических функций. На основании проведённого исследования установлено, что при прогнозировании предела выносливости поверхностно упрочнённых полых цилиндрических деталей в качестве образца-свидетеля следует использовать сплошной цилиндрический образец, диаметр которого равен удвоенной толщине стенки полый детали.

Ключевые слова: математическое моделирование, остаточные напряжения, первоначальные деформации, упрочнение, образец-свидетель, предел выносливости.

1. Введение

В работе [1] приведены результаты аналитического решения задачи о распределении дополнительных остаточных напряжений в наименьшем сечении упрочнённой цилиндрической детали с концентратором напряжений в

виде полукруглого надреза. При этом распределение остаточных напряжений в упрочнённом слое для гладкой детали в местах, значительно удалённых от краевых зон, задавалось в виде достаточно простых алгебраических выражений. В работе [2] было проведено исследование и сделан положительный вывод о возможности использования конечно-элементного моделирования и современных расчётных комплексов при решении подобных задач с использованием математического моделирования распределения остаточных напряжений в упрочнённом поверхностном слое гладкой детали в виде таких же алгебраических выражений.

В данном исследовании рассматривается пример использования математического моделирования первоначальных деформаций в виде упомянутых выше алгебраических функций при назначении геометрических параметров образцов-свидетелей в технологических процессах поверхностного упрочнения деталей типа полых цилиндрических валов и прогнозировании приращения предела выносливости [3, 4].

2. Методика исследования

Алгебраические выражения функций, моделирующих возможные распределения остаточных напряжений в упрочнённом поверхностном слое, приведены в таблице 1, графики этих зависимостей представлены на рисунке 1.

Таблица 1

Алгебраические функции задания распределений остаточных напряжений

Вариант	1	2	3	4	5	6	7	8	9
$f(\xi)$	$1 - \sqrt{1 - \xi^2}$	ξ^2	ξ	$1 - (1 - \xi)^2$	$2\xi\sqrt{1 - \xi^2}$	$(1 - \xi)^2$	$1 - \xi^2$	$1 - \xi$	$\sqrt{1 - \xi^2}$

Выражение для первоначальных деформаций записывается в виде

$$\varepsilon(\xi) = \varepsilon_0 f(\xi), \quad (1)$$

где ε_0 – постоянная величина деформации; $f(\xi)$ – алгебраическая функция; $\xi = y/a$ – расстояние от поверхности гладкой детали до текущего слоя, выраженное в долях от толщины упрочнённого слоя a . При этом ось y направлена от поверхности в сторону оси цилиндрической детали, а величина ξ изменяется в пределах от 0 до 1.

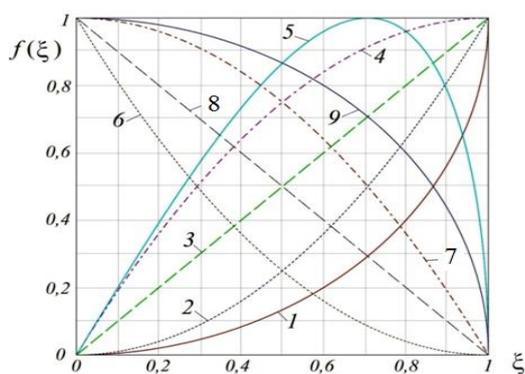


Рис. 1. Графики зависимостей функции $f(\xi)$ (варианты табл. 1)

На основании проведённых исследований в работах [1] и [2] установлено, что для полых цилиндрических деталей с надрезом дополнительные остаточные напряжения, вызванные опережающим поверхностным пластическим деформированием, определяются толщиной стенки и не зависят от диаметра. Эти напряжения равны напряжениям сплошной детали, диаметр которой составляет удвоенную толщину стенки полый детали.

Необходимый объём расчётов был выполнен методом конечно-элементного моделирования с использованием расчётного комплекса PATRAN/NASTRAN на цилиндрических деталях с размерами $D \times d$ 10x0 мм, 15x5 мм, 25x15 мм, 50x40 мм, где D – наружный диаметр, d – внутренний диаметр. В качестве образца-свидетеля в данной партии рассматривается сплошная цилиндрическая деталь диаметром 10 мм, а остальные полые детали имеют одинаковую толщину стенки, равную 5 мм. Моделирование первоначальных деформаций в упрочнённом поверхностном слое выполнено методом термоупругости [5], а их распределение задавалось в виде алгебраических выражений по вариантам 1-9 (табл.1).

3. Результаты и обсуждения

Анализ зависимостей осевых σ_z остаточных напряжений по толщине упрочнённого слоя показывает, что при различных вариантах распределения первоначальных деформаций их значения достаточно близки для всех рассматриваемых деталей, в том числе и для образца-свидетеля. Максимальная по модулю разница по осевым остаточным напряжениям наблюдалась между полый цилиндрической деталью 50x40 мм и образцом-свидетелем 10x0 мм, которая в виде относительной погрешности приведена в таблице 2 и составляет не более 4%.

Таблица 2

Относительная погрешность определения осевых остаточных напряжений

Вариант	1	2	3	4	5	6	7	8	9
Погрешность, %	0,89	1,54	2,19	1,54	3,26	1,73	2,84	3,62	4,03

4. Вывод

На основании проведённого исследования установлено, что при прогнозировании предела выносливости поверхностно упрочнённых полых цилиндрических деталей в качестве образца-свидетеля следует использовать сплошной цилиндрический образец, диаметр которого равен удвоенной толщине стенки полый детали.

Библиографический список:

1. Закономерности распределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических деталях с отверстиями различного диаметра / В.Ф. Павлов, В.А. Кирпичев, В.Б. Иванов, О.Ю. Семёнова, Е.А. Денискина // Математическое моделирование и краевые задачи: М33 Труды четвертой Всероссийской научной конференции с международным участием. Ч. 1: Математические модели механики, прочности и надёжности элементов конструкций. – Самара: СамГТУ. – 2007. – С. 171-174.

2. Конечно-элементное моделирование закономерностей распределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах с полукруглым надрезом / В.П. Сазанов, А.В. Чирков, О.Ю. Семёнова, В.А. Самойлов, Ю.С. Ларионова // Математическое моделирование и краевые задачи: М33 Труды восьмой Всероссийской научной конференции с международным участием. Ч. 1: Математические модели механики, прочности и надёжности элементов конструкций. – Самара: СамГТУ.– 2011. – С. 198-202.

3. Влияние характера распределения остаточных напряжений по толщине поверхностного слоя детали на сопротивление усталости / В.Ф. Павлов // Известия вузов. Машиностроение. – 1987. – №7. – С. 3-6.

4. Влияние теплофизических характеристик материала на распределение остаточных напряжений у поверхности детали / В.Ф. Павлов // Вестник машиностроения. – 1986. – №5. – С. 23-24.

5. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании / В.П. Сазанов, А.В. Чирков, В.А. Самойлов, Ю.С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.

THE EMPLOYMENT OF COMPLEX MODELING FOR THE CHOICE OF REFERENCE SPECIMENS UNDER DETAILS' HARDENING

Pis'marov Andrej Viktorovich, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;

Lunin Valentin Valerievich, Ph.D., Assistant, e-mail sopromat@ssau.ru;

Shvecov Nikolaj Jur'evich, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;

Sazanov Vjacheslav Petrovich, Ph.D., Associate Professor, e-mail sazanow@mail.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,

Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation

In the research the complex method of solution of the choice of a reference specimen for technological operations of hollow cylindrical details hardening problem has been used. A residual stress strained state in the hardened surface layer of solid and hollow cylindrical details was set by initial deformations mathematical modeling. The employment of this modeling provides practically all possible dependences of residual stresses distribution in the details hardened layer. Calculation of a residual stress strained state has been carried out by the Finite Elements Modeling method using the calculation complex PATRAN/NASTRAN. The above-mentioned calculations are carried out for various types of initial deformations distribution which were set in the form of algebraic functions. On the basis of the conducted research it's been established that a solid cylindrical specimen which diameter is equal to the doubled wall thickness of a hollow detail should be used as a reference specimen at endurance limit prediction of surface hardened hollow cylindrical details.

Keywords: mathematical modeling, residual stresses, initial deformations, hardening, reference specimen, endurance limit.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОБКАТКИ ЗАГОТОВОК РОЛИКОМ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ

*Сазанов Василий Вячеславович, аспирант;
Шляпников Павел Анатольевич, аспирант;
Кяримов Рустам Равильевич, студент;
Шадрин Валентин Карпович, к.т.н., доцент,*

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

*Сазанов В.В., e-mail sazanow@mail.ru;
Шляпников П.А., e-mail pawel77740@gmail.com
Кяримов Р.Р., e-mail rustam9395@mail.ru
Шадрин В.К., e-mail sopromat@ssau.ru*

*Адрес для корреспонденции: Шадрин Валентин Карпович, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527*

Аннотация:

Приведены результаты исследования влияния опережающего поверхностного пластического деформирования на предел выносливости образцов с резьбой М16х2 из сталей 40Х и 30ХГСА. Исследование выполнено расчётно-экспериментальным методом с использованием результатов экспериментального определения остаточных напряжений механическим способом на образцах, вырезанных из гладких заготовок, и результатов расчёта на конечно-элементных моделях резьбовых деталей. Прогнозирование предела выносливости упрочнённых резьбовых деталей выполнено по критерию среднеинтегральных остаточных напряжений. Результаты испытаний показали высокую сходимость с результатами расчёта приращения предела выносливости за счёт предварительного упрочнения поверхности заготовки обкаткой роликом. Основные выводы сделаны по результатам испытания на усталость резьбовых образцов при различных видах нагружения (симметричный цикл чистого изгиба и отнулевой положительный цикл).

Ключевые слова: обкатка роликом, концентратор напряжений, остаточные напряжения, первоначальные деформации, предел выносливости.

1. Введение

Опережающее поверхностное пластическое деформирование (ОПД) является одним из эффективных способов повышения сопротивления усталости деталей с концентраторами напряжений. При этом технологическая операция изготовления концентратора требуемой геометрической формы производится на предварительно упрочнённой заготовке. В этом случае сжимающие

остаточные напряжения в области концентратора образуются за счёт перераспределения остаточных усилий гладкой упрочнённой поверхности детали. Опережающее поверхностное пластическое деформирование наиболее эффективно, когда непосредственное упрочнение концентратора затруднено.

2. Методика расчётно-экспериментального исследования

Влияние опережающего поверхностного пластического деформирования в виде обкатки роликом было изучено на партиях деталей с метрической резьбой М16х2, изготовленных из сталей 40Х и 30ХГСА, механические характеристики которых приведены в таблице 1. Половина заготовок диаметром 16 мм из каждого сортамента стали подвергалась обкатыванию на трёхроликовом приспособлении с роликами диаметром 50 мм и профильным радиусом 13 мм при частоте вращения 400 об/мин и подаче 0,43 мм/об. Усилие обкатки составляло 10,75 кН. Затем на упрочнённых и неупрочнённых заготовках нарезалась резьба М16х2. Образцы из стали 30ХГСА без гайки испытывались при симметричном цикле по схеме чистого изгиба, из стали 40Х с гайкой – при отнулевом положительном цикле в случае растяжения. База испытаний принималась $3 \cdot 10^6$ циклов нагружения.

Таблица 1

Механические характеристики материалов образцов

Марка материала	σ_s , МПа	$\sigma_{0,2}$, МПа	δ , %	ψ , %
30ХГСА	1040	940	11	46
40Х	750	440	18	61

Осевые остаточные напряжения в поверхностном слое гладких упрочнённых образцов определялись методом колец и полосок [1] и приведены на рисунке 1, где отсчёт оси y выполняется от поверхности к оси цилиндра. Из данных рисунка 1 следует, что при одном и том же усилии 10,75 кН обкатки роликом сжимающие остаточные напряжения в образцах из стали 40Х ниже, чем в образцах из стали 30ХГСА, что объясняется меньшими значениями предела текучести и предела прочности (табл. 1).

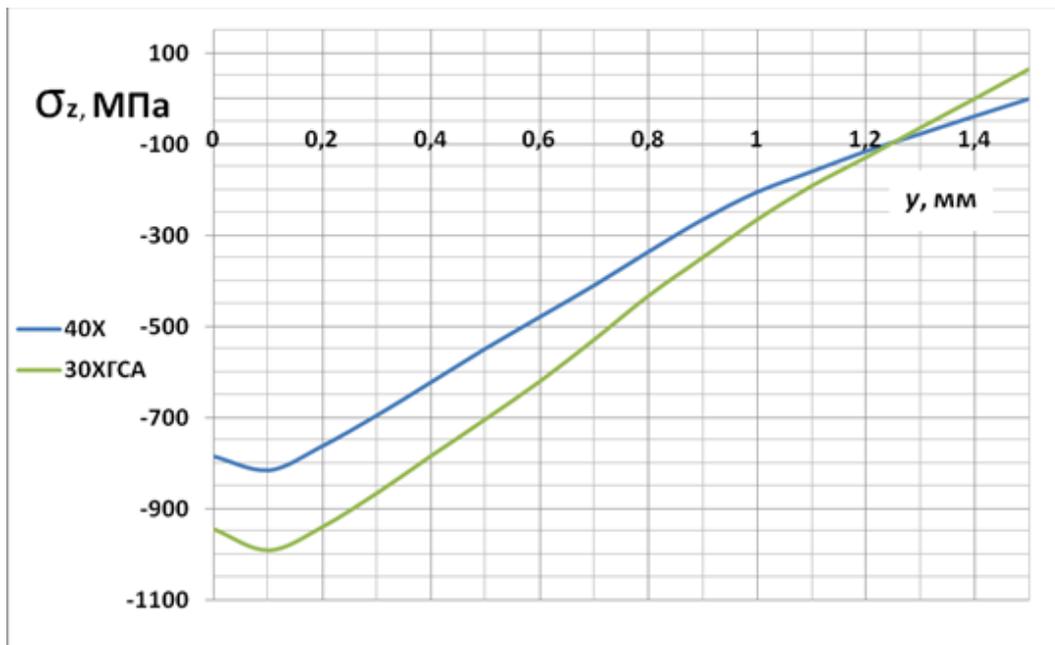


Рис. 1. Осевые остаточные напряжения по толщине упрочнённого слоя в гладких заготовках после обкатки роликом

Для моделирования остаточного напряжённо-деформированного состояния был использован расчётный комплекс PATRAN/NASTRAN. Моделирование выполнялось методом термоупругости [2,3]. Прогнозирование влияния обкатки роликом на приращение предела выносливости резьбовых деталей $\Delta\sigma_{Ra}$ с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ocm}$ [4] проводилось по следующей зависимости:

$$\Delta\sigma_{Ra} = \bar{\psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{ocm}|, \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_{\sigma}$ — коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ocm}$.

3. Результаты и обсуждение

Значения критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ocm}$ вычислялись по толщине слоя наименьшего (опасного) сечения резьбовой детали, равной критической глубине t_{kp} нераспространяющейся трещины усталости [4], с использованием результатов расчётов на конечно-элементных моделях.

В таблице 2 представлены средние значения напряжений σ_m при испытаниях на усталость образцов, предельные амплитуды циклов σ_{Ra} , значения среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ocm}$, опытные и расчётные значения приращений $\Delta\sigma_{Ra}^{on}$, $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$.

Результаты испытаний на усталость резьбовых деталей

Материал	Усилие обкатки, кН	σ_m , МПа	σ_{Ra} , МПа	$\bar{\sigma}_{ocm}$, МПа	$\bar{\psi}_\sigma$	$\Delta\sigma_{Ra}^{on}$, МПа	$\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$, МПа
30ХГСА	0	0	284	0	-	0	0
	10,75	0	409	-362	0,36	125	130
40Х	0	93	93	0	-	0	0
	10,75	131	131	-341	0,11	38	37

При вычислении приращения предельной амплитуды $\Delta\sigma_{Ra}^{pac}$ цикла напряжений для деталей без гайки из стали 30ХГСА коэффициент влияния $\bar{\psi}_\sigma$ принимался равным 0,36, а для деталей с гайкой из стали 40Х – равным 0,11 [4]. Приращение предельной амплитуды деталей за счёт упрочнения из стали 30ХГСА составило 44%, из стали 40Х – 41%.

Таким образом, ОПД является эффективным способом повышения сопротивления усталости резьбовых деталей, причём во впадинах резьбы при таком упрочнении практически отсутствует наклёп.

4. Выводы

1. Близкие значения приращений предельной амплитуды цикла напряжений подтверждают возможность замены растяжения на изгиб при проведении испытаний на усталость [5].

2. Расчётные значения приращений предельных амплитуд достаточно близки к их опытным значениям, что указывает на возможность расчёта предела выносливости резьбовых деталей, изготовленных методом опережающего поверхностного пластического деформирования, без проведения испытаний на усталость.

Библиографический список:

1. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок / С.И. Иванов // Остаточные напряжения. – Куйбышев: КуАИ.– 1971. – Вып. 48. – С. 179-183.

2. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании / В.П. Сазанов, А.В. Чирков, В.А. Самойлов, Ю.С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.

3. Павлов В.Ф., Столяров А.К., Вакулюк В.С., Кирпичёв В.А. Расчёт остаточных напряжений в деталях с концентраторами напряжений по первоначальным деформациям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2008. – 124 с.

4. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулюк В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

5. Повышение сопротивления усталости резьбовых деталей / И.В. Кудрявцев, В.Н. Чижик // Вестник машиностроения. – 1963. – №1. – С. 51–55.

EVALUATION OF THE INTERMEDIATE PRODUCTS ROLLING INFLUENCE ON THE FATIGUE RESISTANCE OF THREADED DETAILS

Sazanov Vasilij Vjacheslavovich, postgraduate, e-mail sazanow@mail.ru;

Shljapnikov Pavel Anatol'evich, postgraduate, e-mail pawel77740@gmail.com;

Kjarimov Rustam Ravi'evich, student, e-mail rustam9395@mail.ru;

Shadrin Valentin Karpovich, Ph.D., Associate Professor, e-mail sopromat@ssau.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,

Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

Results of a study of the outstripping superficial plastic deforming influence on the endurance limit of specimens with the thread M16x2 made of steels 40X and 30XГСА are given in this work. The study is carried out by the calculation and experimental method with use of results of the experimental definition of residual stresses by mechanical way on the specimens which are cut out from smooth intermediate products, and results of calculation on finite elements models of threaded details. The endurance limit prediction of the hardened threaded details was carried out by the average integral residual stresses criterion. Test data showed high convergence with results of calculation of an endurance limit increment due to preliminary hardening of an intermediate product surface by rolling. The main conclusions are made on threaded specimens fatigue test data at different types of a loading (the symmetric cycle of a clear bend and subzero positive cycle).

Keywords: outstripping superficial plastic deforming, stress concentrator, residual stresses, rolling, initial deformations, endurance limit.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ

Сургутанов Николай Андреевич, аспирант;
Сазанов Василий Вячеславович, аспирант
Мокшин Дмитрий Сергеевич, аспирант;
Семёнова Ольга Юрьевна, к.т.н., доцент

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Сургутанов Н.А., e-mail pro4nist@yandex.ru

Сазанов В.В., e-mail sazanow@mail.ru

Мокшин Д.С., e-mail sopromat@ssau.ru

Семёнова О.Ю., e-mail sopromat@ssau.ru

Адрес для корреспонденции: Семёнова Ольга Юрьевна, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527

Аннотация:

В работе изучена возможность прогнозирования предела выносливости полых и сплошных цилиндрических образцов различного наружного диаметра (10-50 мм) из стали 20 и из стали 45 с круговыми надрезами полукруглого профиля радиуса 0,3 мм после опережающего поверхностного пластического деформирования (пневмодробеструйная и гидродробеструйная обработки). Прогнозирование выполнено по остаточным напряжениям (первоначальным деформациям) образца-свидетеля (штулка диаметром 51,5x45 мм), упрочнённого одновременно с гладкими образцами. Установлено, что сжимающие остаточные напряжения, рассчитанные в гладких сплошных и полых образцах диаметром 10-50 мм по первоначальным деформациям образца-свидетеля отличаются по наибольшим значениям не более, чем на 7% для стали 20 и на 4% для стали 45. Расчётные значения приращений пределов выносливости при изгибе в случае симметричного цикла для образцов с надрезами отличаются от экспериментальных не более, чем на 11% для стали 20 и на 7% для стали 45.

Ключевые слова: гидродробеструйная обработка, образец-свидетель, остаточные напряжения, первоначальные деформации, предел выносливости.

1. Введение

В машиностроении эксплуатационные качества техники определяются, в числе других характеристик, ресурсом и надёжностью работы, в первую очередь, высоконагруженных узлов и деталей, прочность которых зависит от

конструктивных, технологических и эксплуатационных факторов. При переменных внешних нагрузках и длительной эксплуатации для сопротивления усталости особую значимость приобретает физико-механическое состояние поверхностного слоя деталей в зонах концентрации напряжений. Среди характеристик качества поверхностного слоя наиболее важную роль играют остаточные напряжения, возникающие при различных технологических процессах обработки деталей. В основе образования остаточных напряжений лежат необратимые объёмные изменения в материале деталей.

2. Методика расчётно-экспериментального исследования

Исследование выполнено с использованием расчётно-экспериментального метода прогнозирования предела выносливости при упрочнении деталей различными способами поверхностного пластического деформирования. Проанализированы результаты испытаний на усталость и экспериментального определения остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя нескольких партий сплошных и полых цилиндрических образцов:

– из стали 20 диаметрами $D = 10$ мм, $d = 0$ мм; $D = 25$ мм, $d = 0$ мм и $D = 25$ мм, $d = 15$ мм;

– из стали 45 диаметрами $D = 15$ мм, $d = 5$ мм; $D = 25$ мм, $d = 15$ мм и $D = 50$ мм, $d = 40$ мм (D – наружный диаметр, d – внутренний диаметр).

Гладкие образцы из стали 20 подвергались пневмодробеструйной обработке (ПДО), из стали 45 – гидродробеструйной обработке (ГДО). В качестве образцов-свидетелей использовались втулки с наружным диаметром $D = 51,5$ мм и внутренним диаметром $d = 45$ мм, в которых определялись остаточные напряжения по толщине упрочнённого поверхностного слоя методом колец и полосок [1].

Расчётная часть исследований выполнялась методом конечно-элементного моделирования с использованием комплекса PATRAN/NASTRAN. Моделирование остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя гладких образцов было выполнено методом термоупругости [2]. При определении первоначальных деформаций в конечно-элементной модели образца-свидетеля использовалось экспериментальное распределение осевых остаточных напряжений по толщине упрочнённого поверхностного слоя втулки.

При оценке приращения предела выносливости поверхностно упрочнённых деталей в соответствии с теорией наибольших касательных напряжений определяющими являются осевые остаточные напряжения [3], поэтому сравнение расчётных и экспериментальных распределений остаточных напряжений для исследуемых гладких образцов выполнялось по осевой компоненте. По итогам сравнения распределений сжимающих остаточных напряжений, полученных по экспериментальным и расчётным эпюрам гладких образцов, установлено, что они отличаются по наибольшим значениям не более, чем на 7% для стали 20 и на 4% для стали 45.

Оценка влияния поверхностного упрочнения на приращение предела

выносливости деталей из сталей 20 и 45 при изгибе в случае симметричного цикла $\Delta\sigma_{-1}$ с использованием критерия среднеинтегральных остаточных напряжений $\bar{\sigma}_{ост}$ [3] производилась по следующей зависимости:

$$\Delta\sigma_{-1} = \bar{\psi}_{\sigma} |\bar{\sigma}_{ост}|, \quad (1)$$

где $\bar{\psi}_{\sigma}$ – коэффициент влияния поверхностного упрочнения на предел выносливости по критерию $\bar{\sigma}_{ост}$.

Коэффициент $\bar{\psi}_{\sigma}$ зависит только от степени концентрации напряжений и вычисляется для случая изгиба по следующей формуле [3]:

$$\bar{\psi}_{\sigma} = 0,612 - 0,081\alpha_{\sigma}, \quad (2)$$

где α_{σ} – теоретический коэффициент концентрации напряжений.

Значения критерия $\bar{\sigma}_{ост}$, коэффициентов α_{σ} и $\bar{\psi}_{\sigma}$ представлены в табл. 1 и 2.

После вычисления критерия $\bar{\sigma}_{ост}$ и коэффициента $\bar{\psi}_{\sigma}$ по формуле (1) определялись расчётные значения приращений пределов выносливости $(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$ упрочнённых образцов с надрезами радиуса $R = 0,3$ мм (табл. 1 и 2) и сравнивались с экспериментальными значениями $(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, приведёнными в работе [3].

Таблица 1

Результаты расчётного и экспериментального определения пределов выносливости образцов с надрезами из стали 20

D , мм	d , мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	α_{σ}	$\bar{\psi}_{\sigma}$	$(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, МПа	Расхождение, %
10	0	-122	2,7	0,393	48	45	6
25	0	-89	2,9	0,377	33,6	30	11
25	15	-91	3,0	0,369	33,5	32,5	3

Таблица 2

Результаты расчётного и экспериментального определения пределов выносливости образцов с надрезами из стали 45

D , мм	d , мм	$\bar{\sigma}_{ост}$, МПа	α_{σ}	$\bar{\psi}_{\sigma}$	$(\Delta\sigma_{-1})_{расч}$, МПа	$(\Delta\sigma_{-1})_{эксп}$, МПа	Расхождение, %
15	5	-159	2,8	0,385	61,2	57,5	6
25	15	-131	3,0	0,369	48,3	45	7
50	40	-87	3,1	0,361	31,4	30	4

Из данных табл. 1 и 2 видно, что расхождение между расчётными и

экспериментальными значениями приращений пределов выносливости не превышает 11% для стали 20 и 7% для стали 45.

3. Выводы

На основании проведённого исследования установлено, что используя результаты определения остаточных напряжений в образцах-свидетелях, представляется возможным прогнозировать предел выносливости поверхностно упрочнённых цилиндрических деталей из стали 20 после ПДО и из стали 45 после ГДО различных диаметров (10-50 мм) в условиях концентрации напряжений с достаточной для многоциклового усталости точностью.

Библиографический список:

1. К определению остаточных напряжений в цилиндре методом колец и полосок / С.И. Иванов // Остаточные напряжения. – Куйбышев: КуАИ. – 1971. – Вып. 53. – С. 32-42.

2. Моделирование перераспределения остаточных напряжений в упрочнённых цилиндрических образцах при опережающем поверхностном пластическом деформировании / В.П. Сазанов, А.В. Чирков, В.А. Самойлов, Ю.С. Ларионова // Вестник СГАУ. – 2011. – №3(27). Ч. 3. – С. 171-174.

3. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулук В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

THE EMPLOYMENT OF FINITE ELEMENT MODELING AT ENDURANCE LIMIT PREDICTION OF HARDENED CYLINDRICAL PARTS

Surgutanov Nikolaj Andreevich, postgraduate, e-mail pro4nist@yandex.ru;

Sazanov Vasilij Vjacheslavovich, postgraduate, e-mail sazanow@mail.ru;

Mokshin Dmitrij Sergeevich, postgraduate, e-mail sopromat@ssau.ru

Semyonova Olga Jur'evna, Ph.D., Associate Professor, e-mail sopromat@ssau.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,

Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

The possibility of the endurance limit prediction of hollow and solid cylindrical specimens of various external diameter (10-50 mm) made of steel 20 and of steel 45 with circular cuts of a semicircular profile of the radius of 0,3 mm after superficial plastic deforming has been studied in the work (pneumoshot blasting and hydroshot blasting). The prediction has been carried out by residual stresses (initial deformations) of the reference specimen (the plug with a diameter of 51,5x45 mm) strengthened simultaneously with smooth specimens. It's been established that the compressive residual stresses calculated in smooth solid and hollow specimens with a diameter of 10-50 mm by initial deformations of a reference specimen slightly differ on the greatest values no more, than for 7% for steel 20 and for 4% for steel 45. The increments of endurance limits of hardened specimens with cuts have been calculated by the developed earlier method with use of the average integral residual stresses criterion. At the same time calculated values of endurance limits increments at bending in case of the symmetric cycle for specimens with cuts differ from the experimental ones no more, than for 11% for steel 20 and for 7% for steel 45.

Keywords: hydroshot blasting, reference specimen, residual stresses, initial deformations, hollow specimens with cuts, endurance limit.

ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ОТ ГЛУБИНЫ ТРЕЩИНЫ В НАДРЕЗАННЫХ И ГЛАДКИХ ПЛАСТИНАХ

Сургутанов Николай Андреевич, аспирант;

Пилипив Олег Михайлович, студент; Денисов Иван Сергеевич, студент;

Сазанов Вячеслав Петрович, к.т.н., доцент

Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королёва, 443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел.
(846)2674527

Сургутанов Н.А., e-mail pro4nist@yandex.ru

Пилипив О.М., Денисов И.С., e-mail sopromat@ssau.ru

Сазанов В.П. e-mail sazanow@mail.ru

*Адрес для корреспонденции: Сазанов Вячеслав Петрович, Самарский
национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва,
443086, Россия, г. Самара, ул. Московское шоссе, 34, тел. (846)2674527*

Аннотация:

В исследовании изучено изменение коэффициента интенсивности напряжений (КИН) в пластинах при различных размерах поперечного сечения с концентраторами и без них, а также зависимость максимального значения КИН от размера наименьшего сечения пластины с концентратором напряжений. При помощи программной системы конечно-элементного анализа ANSYS был проведён расчёт КИН для гладких образцов и для образцов с концентратором напряжений в виде полукруглого надреза. Решалась статическая упругая задача, напряжённое состояние принималось плоским. Материал пластины считался изотропным. Для пластин рассматриваемых размеров с концентратором на начальном участке увеличения размера трещины наблюдается максимум коэффициента интенсивности напряжений. При исследовании пластин без концентратора на всем участке увеличения размера трещины происходит плавное изменение КИН. На основании результатов исследования установлено, что при максимальном значении коэффициента интенсивности напряжений размер трещины составляет величину, равную примерно 0,02 от наименьшего размера пластины.

Ключевые слова: пластина, концентратор напряжений, коэффициент интенсивности напряжений, среднеинтегральные остаточные напряжения.

1. Введение

При проектировании современных инженерных конструкций, деталей и агрегатов летательных аппаратов большое внимание уделяется предельно допустимым размерам дефекта – трещине, которая в дальнейшем может привести к нарушению работоспособности конструкции. Необходимо

анализировать её рост и не допустить достижения трещиной критического размера, при котором возможно разрушение конструкции. Ранее экспериментально было доказано [1, 2], что в образцах с различными видами концентратора напряжений трещина, достигая определённой глубины $t_{кр}$, названной критической, становится нераспространяющейся.

2. Методика исследования

В данном исследовании было изучено, как меняется коэффициент интенсивности напряжений K_I (индекс I обозначает тип разрушения – отрыв) при изменении глубины трещины в плоских образцах с различными размерами поперечного сечения с концентраторами и без них. Исследовались плоские образцы прямоугольного поперечного сечения длиной $l = 60$ мм и высотой B , равной 20 мм, 30 мм, 40 мм, 50 мм. Геометрические параметры исследуемых образцов приведены в таблице 1.

Таблица 1

Геометрические параметры образцов				
Образец, №	1	2	3	4
длина l , мм	60			
высота B , мм	20	30	40	50
радиус надреза R , мм	0,5			

В среде программного продукта ANSYS был проведён расчёт коэффициента интенсивности напряжений K_I для гладких образцов и для образцов с концентратором напряжений в виде полукруглого надреза радиусом $R = 0,5$ мм. Решалась статическая упругая задача, напряжённое состояние считалось плоским. Материал пластины принимался изотропным с механическими характеристиками $E = 2 \cdot 10^5$ МПа и $\mu = 0,33$. При решении задачи для уменьшения вычислительных затрат моделировалась не вся пластина, а лишь её четверть. Геометрическая модель пластины с полукруглым вырезом разбивалась сеткой плоских 8-и узловых конечных элементов типа *Solid Quad 8 node 183*. Модель пластины с сеткой конечных элементов приведена на рисунке 1.

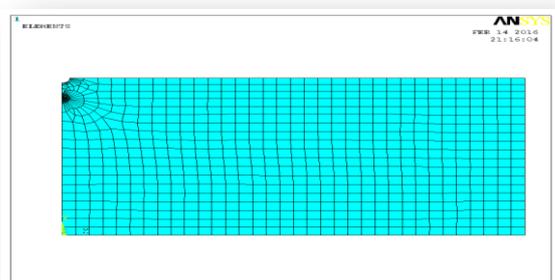
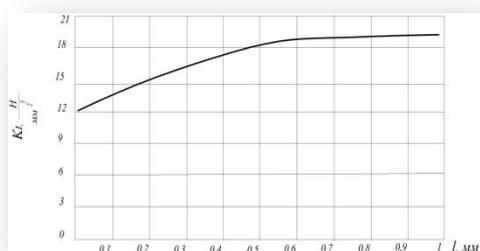


Рис. 1. Конечно-элементная модель пластины

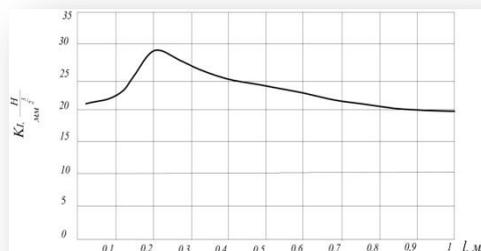
Граничные условия в виде условия симметрии принимались на левой и нижней гранях пластины. На правом торце задавалась внешняя нагрузка в виде растягивающих напряжений $\sigma = 300$ МПа. Изменения коэффициента

интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины для образцов с различными размерами поперечного сечения с концентратором $R = 0,5$ мм показаны на рисунках 2 и 3. По результатам расчётов необходимо отметить следующее:

- для моделей пластин рассматриваемых размеров с концентратором напряжений (надрез радиусом $R = 0,5$ мм) на начальном участке увеличения размера трещины l наблюдается максимум коэффициента интенсивности напряжений K_I ;
- для моделей пластин рассматриваемых размеров без концентратора на всём участке увеличения размера трещины l происходит плавное изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I .



а



б

Рис. 2. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины в пластине высотой 20 мм без концентратора (а) и с концентратором (б) (надрез радиусом $R = 0,5$ мм)



а



б

Рис.3. Изменение коэффициента интенсивности напряжений K_I при увеличении глубины трещины в пластине высотой 50 мм без концентратора (а) и с концентратором (б) (надрез радиусом $R = 0,5$ мм)

3. Выводы

Таким образом, на основании проведённых исследований установлено, что при максимальном значении коэффициента интенсивности напряжений K_I размер трещины составляет величину, равную примерно $0,02h$, где h – размер высоты пластины с концентратором напряжений в наименьшем сечении. Данный результат достаточно точно согласуется с величиной критической глубины нераспространяющейся трещины усталости для сплошных

цилиндрических образцов и деталей с концентратором напряжений $t_{кр} = 0,0216 D$, которая была получена на основании многочисленных экспериментов, где D – диаметр наименьшего сечения детали с концентратором напряжений [1].

Библиографический список:

1. Павлов В. Ф., Кирпичёв В. А., Вакулюк В. С. Прогнозирование сопротивления усталости поверхностно упрочнённых деталей по остаточным напряжениям. – Самара: Издательство СНЦ РАН, 2012. – 125 с.

2. Кудрявцев П. И. Нераспространяющиеся усталостные трещины. – М.: Машиностроение, 1982. – 171 с.

THE DEPENDENCE OF THE STRESSES INTENSITY COEFFICIENT ON CRACK DEPTH IN THE CUT AND SMOOTH PLATES

Surgutanov Nikolaj Andreevich, postgraduate, e-mail pro4nist@yandex.ru;

Pilipiv Oleg Mihajlovich, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;

Denisov Ivan Sergeevich, Student, e-mail sopromat@ssau.ru;

Sazanov Vjacheslav Petrovich, Ph.D., Associate Professor, e-mail sazanow@mail.ru

Samara National Research University, 443086, Russian Federation, Samara,
Moskovskoye shosse, 34, Tel.: +7(846)2674527

Annotation:

The change of the stresses intensity coefficient (SIC) in plates at various sizes of a transverse section with concentrators and without them has been studied in the research, and also dependence of the SIC maximal value on the size of the least section of a plate with stress concentrators. The calculation of SIC for smooth specimens and for specimens with a stress concentrator in the form of a semicircular cut was carried out by means of the finite elements analysis program system ANSYS. The static elastic problem was solved, a stressed state was accepted plane. Material of a plate was considered as isotropic. For plates of the considered sizes with the concentrator the maximum of the stresses intensity coefficient is observed on the initial area of the crack size increase. On studying of plates without concentrator on all area of the crack size increase there is the smoothly varying change of SIC. On the basis of research results it's been established that at the maximal value of the stresses intensity coefficient the size of a crack makes the value equal about 0,02 from the least size of a plate. The conducted research confirms the validity of the average integral residual stresses criterion employment for the calculation of the endurance limit increase of surface hardened specimens and parts with concentrators due to compressive residual stresses.

Key words: plate, stress concentrator, specimen of rectangular section, coefficient of stresses intensity, average integral residual stresses.

СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

УДК 533.65

ИНЖЕНЕРНАЯ ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (САМОЛЁТА)

Акимов Михаил Александрович^{1, 2}, аспирант

¹ Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 279-01-56

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. . +7 (383) 346 08 43

Акимов М. А., e-mail akimail@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Акимов Михаил Александрович, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346 08 43

Аннотация

В данной работе показана роль и место инженерной оценки в задачах аэродинамического проектирования летательного аппарата. Приведён пример модели аэродинамических характеристик самолёта. Предложено перспективное направление развития концепции современного подхода к инженерной оценке аэродинамических лётно-технических и других характеристик летательных аппаратов.

Ключевые слова: инженерная оценка, аэродинамическое проектирование, аэродинамические характеристики, теория летательного аппарата, концепция.

1. Введение

Поскольку конечной целью определения характеристик летательного аппарата является принятие решения о внесении в него изменений, то и прямая, и обратная задачи аэродинамического проектирования сводятся к определению рационального или оптимального сочетания геометрических параметров компоновки, обеспечивающих наилучшие значения критериев, отражающих эффективность летательного аппарата. Современная тенденция такова, что растёт число параметров, критериев и факторов, которые необходимо учитывать в рамках одной задачи, соответственно растут затраты человеческих, энергетических и вычислительных ресурсов.

Сосредоточим своё внимание на прямой задаче аэродинамического проектирования и выделим основные группы методов для её решения. Дать оценку аэродинамическим характеристикам летательного аппарата определённой геометрии можно через:

- Инженерную оценку.
- Численный эксперимент.

- Эксперимент в аэродинамической трубе.
- Натурный эксперимент.

Под инженерной оценкой, в узком смысле, понимается применение специальных полуэмпирических формул, основанных на эксперименте и статистике, как правило собранных в рекомендациях для конструкторов и предназначенных для эскизного проектирования летательного аппарата на начальных этапах его разработки. Она позволяет определить первое приближение основных параметров и приступить к более глубокой проработке конструкции и систем летательного аппарата.

Численный эксперимент представляет из себя моделирование обтекания математической модели исследуемого объекта через решение системы уравнений движения сплошной среды, дополненных моделью турбулентности. Для этого необходимо разработать: математическую модель исследуемого объекта, расчётные область и сетку. На продолжительность эксперимента существенно влияет располагаемая мощность вычислительных ресурсов.

Эксперимент в аэродинамической трубе длительная и сложная процедура. Значительное время занимает разработка и изготовление аэродинамически подобной модели и отладка оборудования для проведения эксперимента. Главной проблемой этих исследований является не соответствие чисел подобия Рейнольдса и Маха натурным условиям. Приходится прибегать к методикам пересчёта полученных данных на натурные условия полёта.

Натурный эксперимент можно провести только при наличии самолёт-демонстратора (лётного образца). Это уже является существенным барьером при оценке аэродинамических характеристик, однако измерить силы действующие на аппарат напрямую не представляется возможным, необходимо прибегать к методикам, основанным на косвенных измерениях.

В условиях ограниченности ресурсов методы инженерной оценки являются наиболее простыми и дешёвыми. Для сравнения на рис. 1 приведено аэродинамическое качество в зависимости от числа Маха горизонтального полёта полученное разными способами примерно за один и тот же период времени. Прибегая к инженерным методикам оценки можно получить семейство кривых для различных конфигураций планера и условий полёта, эксперимент в аэродинамической трубе позволяет получить ряд точек описывающие данную зависимость, численный эксперимент позволил дать единственную точку, поскольку требует значительных вычислительных мощностей.

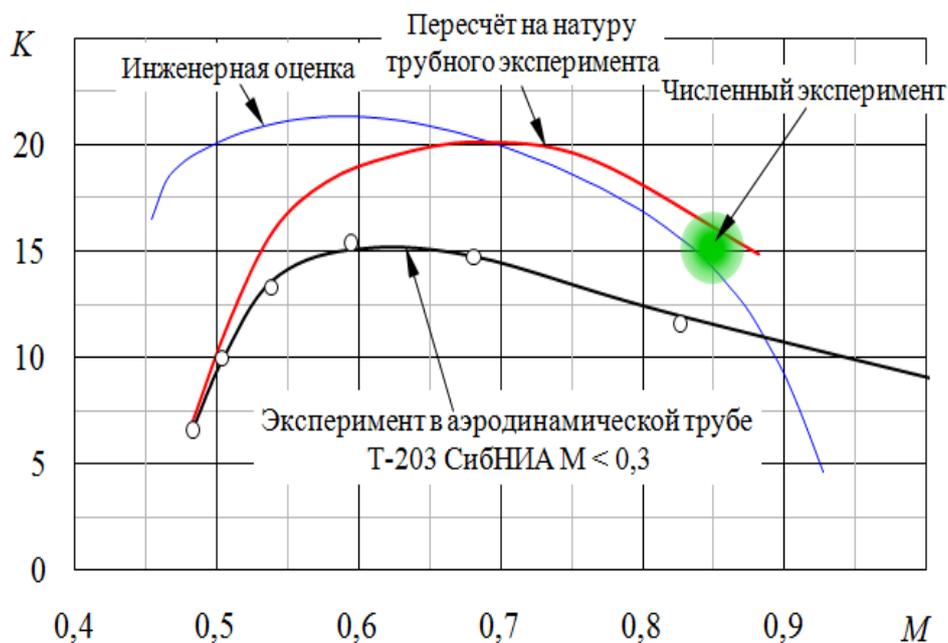


Рис. 1. Зависимость аэродинамического качества реактивного самолёта от числа Маха горизонтального полёта оценённое различными способами

2. Физико-математическая модель аэродинамических характеристик летательного аппарата (самолёта)

Совокупность полуэмпирических формул, описывающих взаимосвязь аэродинамических характеристик с параметрами компоновки летательного аппарата позволяет сформировать часть его физико-математической модели. Дополняя данную модель характеристиками массы конструкции и оборудования, силовой установки – получим достаточное хорошее описание свойств летательного аппарата, позволяющее оценить его лётно-технические и технико-экономические характеристики. Наличие такой модели позволяет выполнять междисциплинарную оптимизацию, т.е. учитывать и аэродинамические характеристики, и характеристики прочности конструкции, которые определяют её массу, а так же характеристики силовой установки, влияние её типа и источника энергии: керосин, электроэнергия, криогенное и другие альтернативные виды топлива.

В настоящей работе подробно остановимся на аэродинамических характеристиках, в частности решим задачу об определении аэродинамических характеристик самолёта при заданной высоте и скорости горизонтального полёта.

Потребный коэффициент аэродинамической подъёмной силы для горизонтального полёта в спокойной атмосфере на заданных высоте и скорости:

$$c_{y_a} = \frac{2P_{уд}}{\rho V^2}.$$

Коэффициент лобового аэродинамического сопротивления каждого элемента компоновки можно представить в виде суммы:

$$c_{x_a} = c_{x_{aP}} + c_{x_{aB}} + c_{x_{ai}} + \Delta c_{x_a},$$

где

$$c_{x_{aP}} = 2c_{f_i} (1 - \bar{x}_{\text{лпн}}) (1 + 3,7\bar{c}(1 + 0,25\bar{c}) + 1,2(c_{y_a} - c_{y_{a0}})^2) + 2c_{f_i} \bar{x}_{\text{лпн}} (1 + 2\bar{c}) - \text{для крыла [1, с. 139],}$$

$$c_{x_{aP}} = 0,925 \left(2 - \frac{S_{\text{нар.}}}{S} \right) (c_{f_i} (1 - \bar{x}_{\text{лпн}}) + c_{f_i} \bar{x}_{\text{лпн}}) (1 + 3,5\bar{c}) (1 + 0,1M^2) - \text{для оперения [2, с. 67],}$$

$$c_{x_{aP}} = c_{f_i} (1 - \bar{x}_{\text{лпн}}) \cdot 3,37 \cdot \lambda_{\phi} \left(0,8 + \frac{3,6}{\lambda_{\phi}} \right) K_{\phi} - \text{для фюзеляжа [1, с. 139],}$$

$$c_{x_{aP}} = c_{f_i} (4 \cdot \lambda_{\text{МП}} \cdot K_1 + \bar{S}_{\text{мп.ом.}} \cdot K_2) - \text{для гондол двигателя [1, с. 140],}$$

$$c_{x_{aB}} = 0,0038 \left(\frac{0,11}{0,11 - M + M_{\text{кр}}^*} \right)^3 - \text{для крыла и оперения [1, с. 139],}$$

$$c_{x_{aB}} = 0,008 \left(\frac{0,37}{0,37 - M + M_{\text{кр}}^*} \right)^5 - \text{для фюзеляжа и гондол двигателя [1, с. 140],}$$

$$c_{x_{ai}} = \frac{1}{\pi \lambda} c_{y_a}^2 - \text{индуктивное сопротивление крыла,}$$

Δc_{x_a} – прочее сопротивление: от органов управления и механизации при их отклонении, надстроек фюзеляжа, заклёпок, щелей и др.

Коэффициент лобового аэродинамического сопротивления всей компоновки самолёта найдём как сумму сопротивлений каждого элемента умноженного на его характерную площадь и отнесённую к площади крыла:

$$c_{x_a} = \frac{\sum_{j=1}^n c_{x_{aj}} S_j}{S}.$$

3. Концепция объектно-ориентированного подхода

Очевидно, что помимо выше описанных зависимостей существует множество альтернативных способов описания, вплоть до простейшего численного моделирования. Так же важным фактором является назначение воздушного судна. Не трудно заметить, что самолёты выполняющие схожие функции чаще всего имеют схожие геометрические пропорции и размеры. Группируя воздушные суда по назначению и исследуя их характеристики в аэродинамических трубах со временем можно сформировать базу данных, провести осреднение характеристик и полученные регрессионные кривые использовать для прогнозирования и анализа характеристик разрабатываемых воздушных судов.

Для широкого распространения таких технологий необходимо внедрение, хорошо зарекомендовавшее себя в системах автоматизированного проектирования: объектно-ориентированное программирование. Его основными достоинствами являются его свойства: инкапсуляция, наследование и полиморфизм – значительно облегчающие программирование.

Используя выше упомянутую парадигму программирования описание физико-математической модели аэродинамической компоновки летательного аппарата становится простым и удобным. Для описания всех интегральных

свойств, присущих самолёту, вводим класс «Компоновка», обращаясь к которому можно создать отдельный объект – математическую модель конкретного летательного аппарата, присвоив ему имя и значения входных параметров. В классе «Компоновка» содержатся элементы абстрактного класса «Элементы компоновки», последний является родительским для классов «Крыло», «ГО», «ВО», «Фюзеляж», «Шасси» и др., такое наследование позволяет из дочерних классов построить единый массив, поскольку они имеют один и тот же тип данных, однако в каждом дочернем классе тот же коэффициент лобового аэродинамического сопротивления рассчитывается для каждого элемента по своей формуле, что является следствием полиморфизма классов. Важно, что для того, чтобы задать входные параметры, например, геометрию крыла, необходимо создать и обратиться именно к объекту класса «Крыло», здесь же после вычислений будут храниться и выходные параметры. Инкапсуляция, т.е. хранение информации об объекте внутри самого объекта, значительно упрощает организацию вычислений, сводит к минимуму вероятность допустить ошибку при программировании и позволяет общаться отдельно к тому элементу чьи характеристики необходимо отслеживать.

4. Заключение

Современные подходы к инженерной оценке, основанные на полуэмпирических зависимостях и статистических закономерностях, имеют большие перспективы дальнейшего развития ввиду сравнительно невысоких затрат, требующихся для их разработки (в основном это анализ большого числа уже проведённых экспериментов). Их способность давать оценки в широком диапазоне значений входных параметров, что наиболее критично в задачах оптимизации и аэродинамического проектирования, делает их вне конкуренции по сравнению с численными, трубными или натурными экспериментами, для которых необходимы более существенные затраты рабочего времени, вычислительных, энергетических и материальных ресурсов.

Применение объектно-ориентированного программирования, позволяет адаптировать инженерные методы оценки для решения более сложных задач проектирования, оптимизации и прогнозирования. Используя выше описанную математическую модель аэродинамических характеристик самолёта можно, внедрив в неё свойства конструкции и силовой установки, перейти к решению междисциплинарных задач. Используя различные сценарии расчёта (математические модели, входные условия, допущения, ограничения и т.д.) можно получать большие объёмы информации для проведения анализа компоновки и выдачи рекомендаций для конструкторов.

Библиографический список:

1. Аэродинамика и динамика полёта магистральных самолётов / Под ред. Г. С. Бюшгенса / Москва – Пекин Издательский отдел ЦАГИ и Авиаиздательство КНР – 1995. ISBN 7-80046-789-9
2. Проектирование лёгких самолётов / А. А. Бодягин, Ф. А. Мухамедов, – М.: Машиностроение, 1978. – 280 с., ил.

ENGINEERING EVALUATION OF AIRCRAFT AERODYNAMIC CHARACTERISTICS

Akimov Mikhail Alexandrovich^{1,2}, *Ph.D. student*, e-mail akimail@yandex.ru

¹ Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin,

21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russia, phone: +7 (383) 279-01-56

² Novosibirsk State Technical University

20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, phone: +7 (383) 346 08 43

Abstract

In this work, place and role of engineering evaluation was shown into aerodynamic design problem of aircraft. Example of aerodynamic characteristics model was given. Line of development of engineering evaluation conception was offered.

Keywords: *engineering evaluation, theory of aircraft, design, aerodynamic characteristics, conception.*

ИССЛЕДОВАНИЕ КОМПОНОВОК МНОГОРОТОРНЫХ КОНВЕРТОПЛАНОВ

Балаганская Евгения Викторовна^{1,2}, аспирант

¹Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 630051, Россия, г.Новосибирск, ул. Ползунова, 21
Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г.Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Балаганская Е.В. email Ewgeniya.9191@mail.ru

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

Аннотация

В результате исследований компоновок вертикально взлетающих летательных аппаратов (ЛА) были проведены: оценка необходимости создания конвертопланов (их место в гражданской авиации и в обеспечении перевозок); анализ статистических данных по существующим конвертопланам, по проектам и по моделям вертикально взлетающих много rotorных ЛА (мультикоптеров); анализ проблем, возникающих при создании конвертопланов. Определено, что отсутствие конвертопланов, в настоящее время, определяется отсутствием силовых установок.

Ключевые слова: конвертоплан; летательный аппарат вертикального взлета и посадки; электрическая силовая установка

В ходе выполнения работ по тематике малой авиации одним из направлений было рассмотрение использования вертикально взлетающих летательных аппаратов (ЛА) – вертолетов и конвертопланов. Наиболее актуальным и перспективным для исследований была определена конвертопланная тематика. Были проведены исследования, в ходе которых рассматривались различные схемы конвертопланов, анализировались возможные перспективные пути развития данного направления.

В ходе работы было определено, что отсутствие конвертопланов, в настоящее время, определяется отсутствием силовых установок, обеспечивающих необходимую устойчивость и управляемость конвертоплана на режимах вертикального взлета и посадки, а также на переходных режимах.

До настоящего времени приемлемых вариантов, кроме поршневого и турбовинтового двигателя для построения силовой установки конвертоплана не существовало. Поэтому наиболее рациональной представлялась компоновка с двумя винтами большого диаметра, расположенными на концах крыла.

Турбовинтовые двигатели (ТВД) позволяют обеспечить необходимую

мощность, но их приемистость не позволяет обеспечить требуемые характеристики управляемости. Электрический двигатель имеет необходимые требования по приемистости, но в настоящее время нет таких электрических двигателей, мощности которых хватило бы для создания вертикального взлета пассажирских конвертопланов.

Применение электрических силовых установок в авиации позволит освободить традиционную компоновку конвертоплана от главных недостатков – устройств управления циклическим шагом винтов и синхронизирующей трансмиссии между ними. Такое упрощение конструкции станет возможным, если вместо вертолетного способа вертикального взлета и посадки применить мультикоптерный способ полета.

Анализ возможных реализаций аэродинамических компоновок конвертопланов показал, что в общем задачу исследования аэродинамических характеристик конвертопланов можно свести к исследованию четырехроторного конвертоплана, отличающегося конструкцией элементов, соединяющих подъемные роторы.

Предложены возможные решения проблем конвертопланов, в частности, создание гибридного ТВД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Никольский М.В. Конвертоплан Белл-Боинг V-22 «Оспри»//Научно-техническая информация. – 2010. - №1. – С. 15-17.
2. Павленко В. Ф. Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки [Текст]/В.Ф. Павленко. - Москва: Машиностроение, 1972. - 284 с.
3. Состояние разработки самолета V-22 Оспри и взгляды специалистов на его использование.// ВИНТИ АН СССР, Экспресс-информация. Сер. Авиастроение. – 1990. - №25. - С. 15-19.
4. Тотиашвили Л.Г. Некоторые вопросы устойчивости и управляемости самолетов вертикального взлета и посадки [Текст]/ Л.Г. Тотиашвили, Н.А. Есичко. - Рига: Рижский ин-т инженеров гражданской авиации, 1966. – 156 с.

RESEARCH OF MULTI-ROTARY CONVERTIPLANE

Balaganskaya Evgeniya Viktorovna^{1,2}, Post-graduate Student

¹Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21,
Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russia

²Novosibirsk State Technical University, 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk,
630073, Russia

Balaganskaya E.V. email Ewgeniya.9191@mail.ru

Abstract

The study of the vertical take-off aircraft configuration concluded that: assessment of the need for convertiplane (their place in civil aviation and to provide air traffic); analysis of statistical data on existing convertiplane, on projects and on models of the multi-rotary vertical take-off aircrafts (multicopters); analysis of problems. It is determined that multicopters not available because have no power packages.

Keywords: tiltrotor; vertical take-off and landing; electric motor unit

ОПТИМИЗАЦИЯ КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПО МИНИМУМУ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

*Борисова Виктория Геннадьевна^{1,2}, аспирант; Силантьев Владимир
Александрович, к.т.н.¹*

¹ Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

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

Борисова В. Г., email sa01borisova@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Борисова Виктория Геннадьевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация:

В рамках данного исследования были разработаны метод и программа, позволяющие проводить оптимизацию концевых аэродинамических поверхностей при неизменной геометрии базового крыла несущих систем летательных аппаратов по минимуму индуктивного сопротивления. Проведены серии тестовых и практических расчётов. Полученные результаты позволяют перейти к следующему этапу исследования – аэродинамическому проектированию, связанному с модернизацией геометрии КАП с целью обеспечения заданного (оптимального) распределения нагрузки по размаху.

Ключевые слова:

Концевые аэродинамические поверхности (КАП), индуктивное сопротивление, плоскость Трефтца, циркуляция, несущая система.

1. Введение

На предыдущем этапе работы был разработан метод оптимизации (минимизации) произвольных сложных несущих систем, ориентированный на модернизацию всей несущей системы, состоящей из базового крыла (системы крыльев) и концевых аэродинамических поверхностей (КАП). Данный подход эффективен для задач, связанных с разработкой и проектированием новых несущих систем летательного аппарата (ЛА), а также для улучшения характеристик ранее разработанного крыла (системы крыльев). Однако при модернизации исходной компоновки путём установки КАП целесообразно оптимизировать только часть несущей системы с учётом постоянства геометрии базового крыла (частичная оптимизация). Важно отметить, что применение частичной оптимизации также необходимо при модернизации современных магистральных самолётов, несущая система которых подвержена

рisku возникновения местного волнового кризиса на крейсерском режиме полёта.

2. Разработка метода и программы оптимизации

Методическая часть исследования, как и в случае полной оптимизации, основывается на работах Л. Прандтля и М. Мунка [1-4] по исследованию индуктивного сопротивления, в которых утверждается, что о величине индуктивного сопротивления и подъёмной силе можно судить по интенсивности вихревой поверхности далеко за крылом (в плоскости Трефтца). Так как индуктивное сопротивление обусловлено влиянием пелены свободных вихрей за несущей системой, важно отметить, что это влияние не зависит ни от вязкости, ни от сжимаемости. Это позволяет вычислять индуктивное сопротивление в рамках теории идеальной (невязкой и несжимаемой) жидкости, что значительно облегчает разработку и методов, и программ расчёта.

Реализованная программа расчёта использует прямой метод оптимизации по известной формуле (1) для индуктивного сопротивления в плоскости Трефтца [5]:

$$c_{x_i} = \frac{1}{S} \frac{1}{V_\infty^2} \int_{l_1}^{l_2} \Gamma(l) W_n(l) dl, \quad (1)$$

где W_n – нормальная к поверхности вихревой пелены составляющая скорости, индуцируемая в плоскости Трефтца. Свободные вихри в данном случае принимаются бесконечными.

Помимо учёта постоянства геометрии базового крыла накладывалось обязательное условие на величину коэффициента подъёмной силы (2):

$$c_y = \frac{Y}{\frac{\rho_\infty V_\infty^2 S}{2}}, Y = \rho_\infty V_\infty \int_l \Gamma dl. \quad (2)$$

В процессе оптимизации циркуляция Γ и геометрия КАП варьировались, а циркуляция на базовом крыле при его неизменной геометрии также менялась. При этом угол атаки крыла с КАП α должен изменяться таким образом, чтобы компенсировать изменение коэффициента подъёмной силы c_y при варьировании геометрии КАП.

Поиск оптимизированного распределения нагрузки (циркуляции Γ) на несущей системе осуществлялся с помощью метода неопределённых множителей Лагранжа, в ходе которого формировалась система линейных алгебраических уравнений, решаемая методом Гаусса. Необходимо отметить, что в данном подходе на предварительном этапе оптимизации требуется заранее вычислить распределение циркуляции исходной несущей системы с помощью программы расчёта полных компоновок AEROJET [6].

3. Основные результаты и выводы

На примере трапецевидного крыла с удлинением $\lambda=8$ с вертикальной КАП можно увидеть, что эффект от установки самой КАП приводит к снижению c_{x_i} примерно на 18% по сравнению с крылом без КАП, а частичная

оптимизация циркуляции обеспечивает дополнительное уменьшение c_{xi} более чем на 3% (см. таблицу ниже).

Таблица

Аэродинамические характеристики трапециевидного крыла с КАП до и после оптимизации при $\alpha=5^\circ$

ДО ОПТИМИЗАЦИИ		ПОСЛЕ ОПТИМИЗАЦИИ	
c_y	c_{xi}	c_y	c_{xi}
0,478	0,00730	0,478	0,00707

На рисунке показано полученное оптимальное распределение циркуляции Γ , для реализации которого требуется значительное изменение крутки КАП (вплоть до 5°). Однако этот вопрос будет связан непосредственно со следующим этапом работы – аэродинамическим проектированием с использованием программы AEROJET.

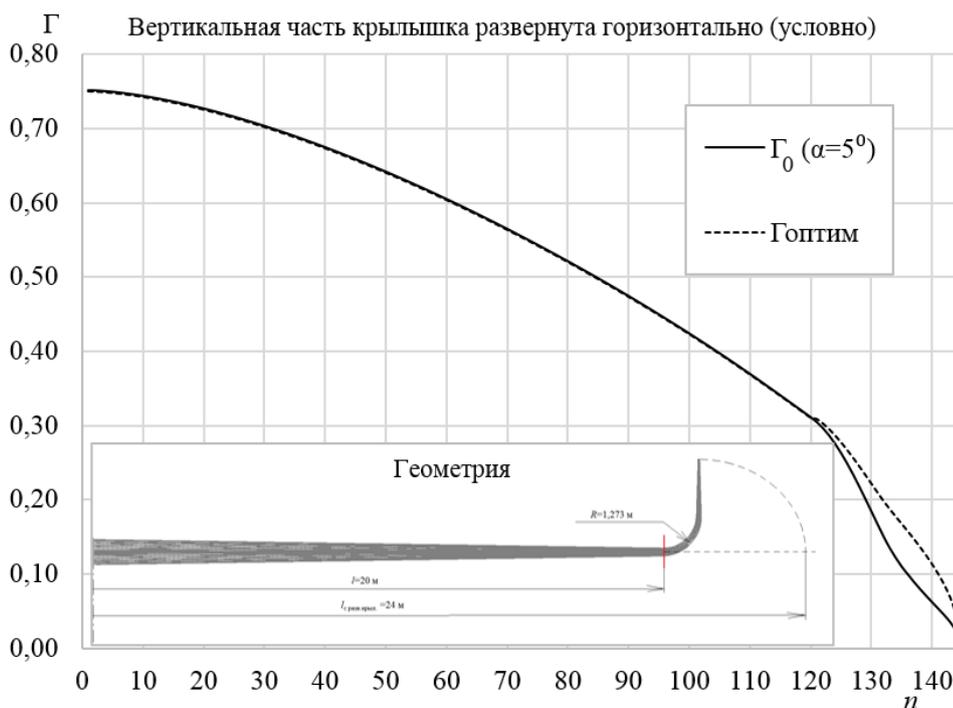


Рисунок – Распределение циркуляции Γ по размаху трапециевидного крыла и КАП до и после оптимизации

Библиографический список:

1. Prandtl, Ludwig: "Über Tragflügel kleinsten induzierten Widerstandes"; Zeitschrift für Flugtechnik und Motorluftschiffahrt, 28 XII 1932; München, Deutschland.
2. Munk M. General Theory of Thin Wing Sections // U. S. NACA. - Rep. № 142. - 1922.

3. Munk M. The Minimum Inducted Drag of Airfoils // U. S. NACA. – Rep. № 121. – 1921. – p.373.
4. Munk M. General Biplane Theory // U. S. NACA. – Rep. № 151. – 1922.
5. Карафоли Е. Аэродинамика крыла самолета: Изд-во Академии Наук СССР. – Москва. –1956.
6. Е. А. Рягузов, В. А. Силантьев, Расчет обтекания сложных самолетных компоновок с моделированием работы двигательных установок панельным методом потенциала. //Отпечатано на ротапринте ИТПМ СО РАН. – Новосибирск. – 1992.

OPTIMIZATION OF WINGTIP DEVICES BY THE MINIMUM INDUCED DRAG

Borisova Victoria Gennadyevn, postgraduate student^{1,2}; Silantev Vladimir Alexandrovich, Ph.D.¹

¹ Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russia

² Novosibirsk State Technical University, 20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Borisova V. G., email sa01borisova@gmail.com

Abstract:

In the framework of this study, a method and program have been developed allowed to optimize wingtip devices taking into account invariability of basic wing geometry of the aircraft lifting system by minimizing of the induced drag. A series of test and practical calculations were conducted. The obtained results make it possible to proceed to the next stage of the study – aerodynamic design, related to the modernization of the wingtip devices geometry in order to provide the given (optimal) load distribution in the spanwise.

Key words:

Wingtip devices, the induced drag, Trefftz plane, circulation, lifting system.

СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МУЛЬТИКОПТЕРОВ

Ветров Евгений Валерьевич¹, магистрант; Акимов Михаил Александрович², аспирант

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

² Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 279-01-56

Ветров Е.В., email spoonzka@mail.ru

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

Аннотация

В данной работе приводится обзор современных мультикоптерных летательных аппаратов и задач, которые они решают. Сделан акцент на проблемах, возникающих при решении этих задач, а именно, проблему маршрутизации мультикоптерных систем, которая включает ограниченность времени полёта и экономические затраты. Поднимается вопрос поиска новых путей оптимизации данного типа летательных аппаратов.

Ключевые слова: Мультикоптер, маршрутизация, оптимизация, мощность.

1. Введение

Своим появлением беспилотные летательные аппараты обязаны интенсивному развитию электрических силовых установок (ЭСУ). В настоящее время, на рынке беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) всё больший вес приобретают мультироторные летательные аппараты - построенные по вертолётной схеме с тремя и более несущими винтами. Области применения таких аппаратов постоянно увеличиваются, так как они обладают рядом преимуществ в сравнении с другими машинами. Частная доставка грузов с помощью дронов в США набирает всё большую популярность. Инспекция трубопроводов, спасательные операции, военные цели и многие другие сферы деятельности увеличивают разнообразие компаний, таких как Ewatt UAV, ZALA AERO и т.д., разрабатывающих летательные аппараты на мультироторной основе.

2. Обзор аппаратов и производителей

В беспилотной авиации в настоящее время эксплуатируется множество мультикоптеров разных конструкций и аэродинамических схем в зависимости от назначения. Наиболее многочисленными среди них мультикоптеры с шестью или восемью двигателями. Примерами таких летательных аппаратов являются EWZ-S8 II octocopter, разработанный ведущим производителем гражданской беспилотной системы Ewatt UAV (Китай), и ZALA 421-21 производства российской компании ZALA aero group.

Особняком выделяется инновационный Volocopter VC-200, использующий 18 винтов малого диаметра, вместо одного несущего винта (НВ) большого диаметра. Используемая технология мультикоптера при его изготовлении, даёт возможность эксплуатации машины как пилотируемой, так и беспилотной. Отсутствие автомата перекоса выгодно отличает его на фоне вертолётa.

Одним из основополагающих препятствий для повсеместного использования мультикоптеров является проблема маршрутизации БПЛА (англ. Vehicle Routing Problem). Тем не менее, недавние исследования в этой области позволяют надеяться на появление возможных решений данной проблемы. Так в августе 2016 г. группа исследователей института инженеров электротехники и электроники (США) предложила два многокритериальных VRP – метода для беспилотных летательных аппаратов, один из которых сводит к минимуму затраты и сроки доставки, а другой сводит к минимуму общее время доставки с учетом бюджетного ограничения.

3. Проблемы маршрутизации и оптимизации

Время полета мультикоптера ограничено его весом и энергией, запасенной в его батарее. Модель потребления энергии помогает сбалансировать эти составляющие, обеспечивая потребление энергии дроном как функцию его веса. При оптимизации поставок, такая модель может быть использована для сравнения потребляемой энергии альтернативными маршрутами.

Потребляемая мультикоптером мощность приблизительно линейно пропорциональна весу батареи и полезной нагрузке:

$$P^* = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{\rho\zeta}} \quad (1)$$

P – мощность ЛА с одним ротором, [Вт];

$T=(W+m)g$ – тяга, [Н] (учитывает вес аккумулятора и полезной нагрузки в [кг],

g – ускорение свободного падения [m/c^2]);

ρ – плотность воздуха, [$кг/м^3$];

ζ – площадь охватываемой поверхности винта, $м^2$.

Если использовать допущение, что полная масса каждого ротора мультикоптера одинакова, то уравнение потребляемой мощности для n -роторного ЛА:

$$P = (W + m)^{3/2} \sqrt{\frac{g^3}{2\rho\zeta n}} (2)$$

Обратная зависимость между мощностью и числом роторов является результатом увеличения эффективной площади охватываемой поверхности винтов. Таким образом, оптимизацию мультироторного ЛА можно осуществлять за счет изменения веса батареи.

4. Выводы

В результате, при должной оптимизации, мультироторные машины станут перспективным видом ЛА, так как развивающиеся отрасли преследуют, в первую очередь, экономические выгоды. Можно прогнозировать, что, обладая приемлемыми и быстро улучшающимися техническими характеристиками, мультикоптеры будут ещё более активно использоваться в военных и гражданских целях.

Библиографический список:

1. Kevin Dorling, Jordan Heinrichs, Sebastian Magierowski. Vehicle Routing Problems for Drone Delivery, 2016.
2. Mario Silvagni, Andrea Tonoli, Enrico Zenerino, Marcello Chiaberge. Multipurpose UAV for search and rescue operations in mountain avalanche events, 2016.
[URL:http://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/19475705.2016.1238852](http://www.tandfonline.com/doi/full/10.1080/19475705.2016.1238852)
(дата обращения: 13.03.2017).
3. Ewatt Co., Ltd. URL: <http://en.ewatt.com> (дата обращения: 13.03.2017).
4. Наиль Байназаров. Как устроен рынок беспилотников, 2015.
URL: <http://rb.ru/analytics/drone-market> (дата обращения: 13.03.2017).
5. ZALA AERO GROUP Беспилотные системы. URL: <http://zala.aero/zala-421-21> (дата обращения: 13.03.2017).
6. E-volo, Volocopter VC200. <http://e-volo.com/index.php/en/volocopter-en/vc200-prototyp-en> (дата обращения: 13.03.2017).

MODERN METHODS OF MULTICOPTERS USE

Vetrov Evgeny Valeryevich¹, student; Akimov Mikhaul Alexandrovich², Ph.D. student,

¹Novosibirsk State Technical University

20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, phone: +7 (383) 346 08 43

²Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin,

21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russia, phone: +7 (383) 279-01-56

Abstract

Modern multicopter aircraft problems and their solutions are observed in this paper. Vehicle routing problem is particular emphasised. Also new ways of optimisation regarding to this type of aircraft was offered.

Keywords: Multicopter, routing, optimization, power consumption.

ПОДХОД К ВЗВЕШЕННОЙ ОЦЕНКЕ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА

Виноградова Анжелика Сергеевна¹, Акимов Михаил Александрович^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346 08 43

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина,
630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 279-01-56

Виноградова А. С., e-mail angelsr1996@ngs.ru

Аннотация

В данной статье поставлена задача по разработки модели взлетно-посадочных характеристик летательного аппарата. Проведены вычисления по решению этой проблемы. Получены оценки длины разбега самолёта.

Ключевые слова: взлетно-посадочные характеристики, длина разбега, вероятностная модель, случайный фактор.

1. Введение

Самолёт – это транспортное средство, предназначенное для перевозки пассажиров и грузов. Транспортные компании заинтересованы в снижении своих издержек, что накладывает особые требования к подходам в оценке взлётно-посадочных характеристик (ВПХ) самолета. В частности, уменьшение неиспользуемых резервов: избытка тяговооружённости, облегчения взлётно-посадочных устройств, уменьшение площади крыла. При корректном оценивании ВПХ появляются резервы для улучшения крейсерских характеристик: уменьшение издержек при прочих равных условиях, за счет уменьшения массы конструкции, за счет увеличения скорости.

Среди современных публикаций встречаются работы в различных областях знаний, указывающих на необходимость учёта воздействия случайных факторов на систему. Однако, в инженерной практики проектирования летательного аппарата (самолёта) эти подходы применяются редко, даже в публикациях последних лет: [2-4] не содержится материалов, показывающих влияния случайных факторов на характеристики воздушных судов.

2. Вероятностная модель

В данной работе поставлена задача по разработки модели ВПХ. Для повышения конкурентоспособности разрабатываемой перспективной техники необходимо моделировать и учитывать воздействие внешних случайных факторов на характеристики самолёта.

Одним из существенных является коэффициент трения между взлётно-посадочными устройствами (ВПУ): шасси, лыжи, поплавки, комбинированные устройства – с поверхностью ВПП.

Для описания воздействия случайного фактора задаем таблицу вероятностей.

Таблица 1- Значение коэффициента трения и вероятности в зависимости от вида и состояния ВПП.

Покрытие ВПП		Коэффициент трения (f)	Вероятность (P)
Бетонный грунт	Сухой	0,03	0,377
	Мокрый	0,06	0,35
Травяной покров		0,09	0,1
Мокрый травяной покров		0,12	0,07
Песчаный грунт		0,15	0,052
Мокрый снег		0,2	0,051

Исходя из таблицы 1 строим зависимость вероятности того, что самолёт будет использовать для базирования ВПП с данным покрытием от значения коэффициента трения для различных типов покрытий и состояний ВПП (рисунок 1).

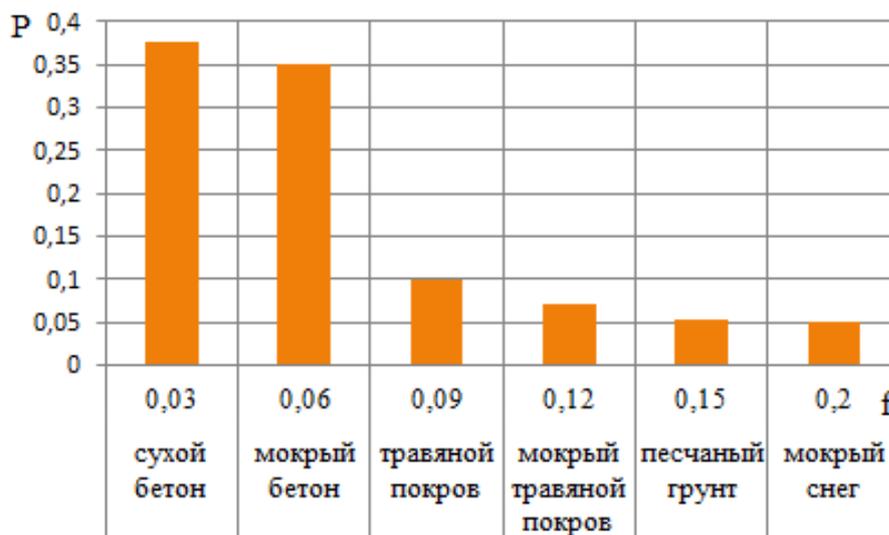


Рисунок 1. Характерные значения коэффициента трения для различных типов покрытий и состояний ВПП (горизонтальная ось) и вероятность того, что самолёт будет использовать для базирования ВПП с такой характеристикой (вертикальная ось).

3. Оценка длины разбега летательного аппарата.

Для получения простой и взвешенной оценки рассчитываем длину разбега самолета с учетом вероятности, используя формулу [1, с.110]:

$$L_{\text{раз}} = \frac{m_0}{2g} \frac{v_{\text{отр}}^2}{P_{\text{ср}} - \frac{1}{3} \frac{m_0}{K_{\text{взл}}} - \frac{2}{3} f m_0}$$

Строим график зависимости значений длин разбега самолёта от значения величины коэффициента трения (рисунок 2).

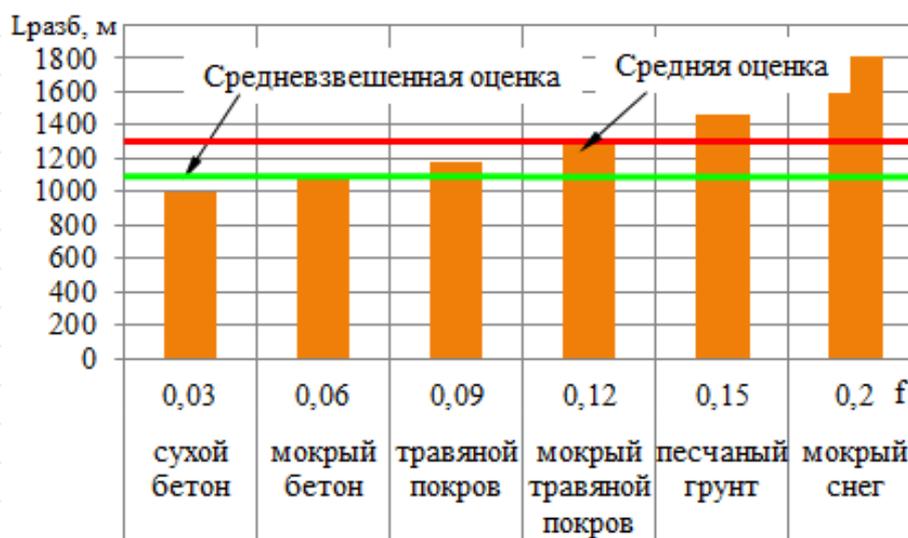


Рисунок 2. Значения длин разбега самолёта в зависимости от значений величины коэффициента трения.

Получены оценки: минимальная длина на сухом бетоне – 994 м, максимальная на рыхлом грунте – 1810 м. Среднее значение потребной дистанции для разбега – 1305, 27 м, среднее с учетом весов – 1130 м.

Учет вероятности снижает запасы потребной дистанции разбега.

Значение вероятности были взяты на вскидку, значения коэффициента трения из справочника [1, с.111].

Исходя из полученных данных в ходе проделанной работы видно, что внешние факторы оказывают существенное влияние на характеристики летательного аппарата.

Библиографический список

1. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолётов/ А.А. Бадягин, Ф.А.Мухамедов.- М.: Машиностроение, 1978.-208 с.
2. Визель Е.П. (Цаги), Кошелев Е.Г. Исследование предварительных технических характеристик грузопассажирских самолетов расширенного наземного базирования/ Е.П.Визель, Е.Г. Кошелев.- ТВФ №2-2009.

3. Вождаев В.В., Дунаевский А.И., Лазарев В.В., Теперин Л.Л., Усов А.В., Чернышев С.Л. Исследования по определению. Рационального облика перспективного самолета местных воздушных линий / В.В.Вождаев, А.И.Дунаевский, В.В.Лазарев, Л.Л.Теперин, А.В. Усов.- Труды ЦАГИ-2015.
4. Михайлов Ю.С.Обеспечение базирования легких многоцелевых самолетов на коротких взлетно-посадочных полосах / Ю.С. Михайлов.- Жуковский: Гидроавиасалон-2014.

Approach windowed estimate [flight performance](#) airplane.

Vinogradova Angelica Sergeevna¹, Akimov Mikhaul Alexandrovich^{1, 2}

¹Novosibirsk State Technical University

20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, phone: +7 (383) 346 08 43

²Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin,

21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russia, phone: +7 (383) 279-01-56

Vinogradova A.S., e-mai angelsr1996@ngs.ru

Abstract

In this work take off and handing aircraft model is conducted for weighted estimate. The computing to address these problems. Receive an appraisal unstick distance of the airplane.

Keywords

[Flight performance](#), [unstick distance](#), chance model, [arbitrary factor](#).

ПОИСКОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СКОРОСТНОГО САМОЛЁТА ВМЕСТИМОСТЬЮ 19 МЕСТ С ТРДД ДЛЯ МВЛ

Кружков Александр Сергеевич^{1,2}, аспирант; *Акимов Михаил Александрович*^{1,2}, аспирант; *Мымрин Владимир Анатольевич*¹,
*Зайцев Валерий Юрьевич*¹

¹ Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

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

Кружков А. С., e-mail 8sanya@gmail.com

Акимов М. А., e-mail akimail@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: *Кружков Александр Сергеевич*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8 (923) 189-10-50

Аннотация

Данная работа посвящена проведению поисковых исследований в области аэродинамики для обоснования рациональной концепции перспективного скоростного самолёта вместимостью 19 мест с турбореактивными двухконтурными двигателя (ТРДД) для МВЛ и внутрирегиональных перевозок.

Объект исследования – скоростной самолёт вместимостью 19 мест с ТРДД для МВЛ и внутрирегиональных перевозок.

Ключевые слова

Аэродинамическая компоновка, нормальная схема, схема утка; триплан; замкнутое крыло; несущий фюзеляж.

1. Введение

В ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» ведутся комплексные исследования по обеспечению создания, массового производства и вывода на рынок высокоэффективной, многоцелевой перспективной российской авиационной техники в сегменте внутрирегиональных, местных пассажирских и грузовых перевозок, для выполнения широкого спектра специальных задач в интересах экономики и социальной сферы и использования в отдалённых районах, на неподготовленных полосах и площадках приземления.

Актуальность данной работы обусловлена потребностью экономики России в самолётах для местных воздушных линий и внутрирегиональных перевозок (МВЛ и ВРП), так как в настоящее время состояние местной и внутрирегиональной авиации не соответствует задачам социально-экономического развития и обеспечения национальной безопасности России. Одной из самых острых проблем в развитии рынка местных и

внутрирегиональных перевозок на текущий момент стало исчерпание назначенного ресурса и, как следствие, масштабное сокращение парка воздушных судов, обслуживающих местное и внутрирегиональное сообщение.

Целью настоящего исследования является проведение поисковых исследований в области аэродинамики и силовых установок в обоснование рациональной концепции перспективного скоростного самолёта вместимостью 19 мест с ТРДД для МВЛ и ВРП.

Задачи исследований:

- Выполнить анализ требований, предъявляемых к самолёту.
- Определить тенденции в авиастроении и актуальные задачи, стоящие перед разработчиками авиационной техники.
- Сформировать облик конкурентных компоновок перспективного скоростного самолёта на 19 пассажиров с ТРДД.
- Дать заключение и внести предложения по рациональному облику самолёта МВЛ и ВРП в краткосрочной и долгосрочной перспективе.

2. Материалы и методы

На рисунке 1 представлены получившиеся компоновки самолётов, выполненных по нетрадиционным схемам. Произведём расчёт их аэродинамических, лётно-технических и технико-экономических характеристик и сопоставим их между собой (табл. 1).

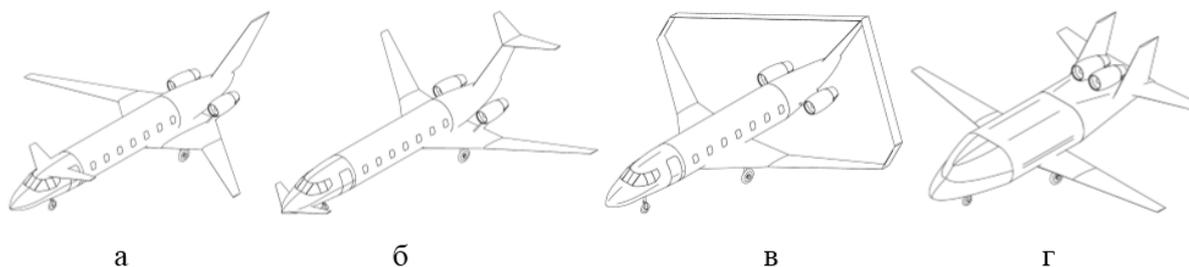
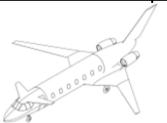
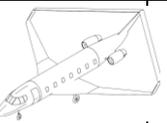
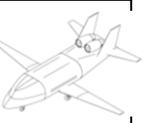


Рис. 1. Самолёты рассмотренных схем.

а – самолёт схемы «утка» с передним горизонтальным оперением; б – самолёт схемы триплан; в – самолёт с замкнутым крылом; г – самолёт с несущим фюзеляжем

Таблица 1

Технико-экономические характеристики конкурирующих компоновок

Схема	Нормальная	Утка	Триплан	Замкнутое крыло	Несущий фюзеляж
Компоновка					
n , пасс.	19				
$m_{ц.н.}$, кг	2280				
L , км	2000				
$L_{ВПП}$, м	1000				
M	0,8...0,85				0,75...0,8
m_0 , кг	6590	6387	6387	7158	7053
m_T , кг	652	888	695	733	708
$q_{пасс.}$, г/пасс.·км	17,2	23,4	18,3	19,3	18,6
$R_{уд}^*$, кг/м ²	320	195	260	290	320
S , м ²	20,38	35,27	24,84	24,61	22,12

Схемы «утка» и «триплан» имеют меньшую взлётную массу в сравнении с нормальной, однако, ограничения по длине ВПП требуют увеличения площади крыла, что приводит к уменьшению удельной нагрузки на крыло, это снижает крейсерское аэродинамическое качество и приводит к увеличению потребной массы топлива, что компенсирует уменьшение массы конструкции, которое, как описано выше, достигалось за счёт объединения силовых элементов фюзеляжа, крыла, силовой установки и оперения.

Получается, что при одинаковых: пассажировместимости, дальности и скорости полёта, потребной длины ВПП, уровне технологий – самолёт нормальной схемы имеет самые низкие топливные затраты на пассажиро-километр (рисунок 2).

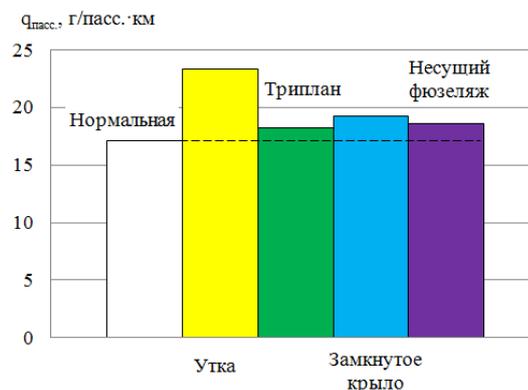


Рис. 2. Удельный расход топлива на пассажиро-километр самолётов разных схем, удовлетворяющих требованиям ТЗ

3. Результаты и обсуждение

Для обоснования выбора рациональной концепции перспективного скоростного самолёта вместимостью 19 мест с ТРДД для МВЛ и внутрирегиональных перевозок проведены исследования вариантов аэродинамических компоновок и схем, включая нетрадиционные, рассмотрены и сопоставлены компоновки «нормальной» схемы, схемы «триплан», схемы «утка», схемы «замкнутое крыло» и схемы «летающее крыло»; выполнена оценка их аэродинамических, летно-технических и эксплуатационных характеристик; выполнено технико-экономическое обоснование целесообразности применения новых компоновок при создании скоростного самолёта МВЛ и внутрирегиональных перевозок.

В результате проведения работы сформулированы требования к характеристикам аэродинамической компоновки в обоснование рациональной концепции перспективного скоростного самолёта вместимостью 19 мест для МВЛ и внутрирегиональных перевозок.

- Рассмотрены нетрадиционные компоновки самолётов, наиболее удовлетворяющие требованиям технического задания.
- Показан ожидаемый в краткосрочной перспективе уровень технико-экономических характеристик самолётов, выполненных по традиционной и нетрадиционным схемам.
- Показаны самолёты различной размерности, и диапазон их технико-экономических, лётно-технических и взлётно-посадочных характеристик, соответствующих современному, а так же ожидаемым в краткосрочной и долгосрочной перспективах, уровням технологий.

4. Выводы

Показано, что наиболее выгодным является использование традиционной аэродинамической компоновки самолета с хвостовым оперением и стреловидным крылом. Указанная компоновка обеспечивает наименьшее значение удельного расхода топлива на одного пассажира. Данное преимущество обеспечивается, в основном, возможностью реализации в

традиционной компоновке более высоких несущих свойств крыла на взлете и посадке и вытекающей из этого меньшей взлетной массой самолета при фиксированной длине ВПП.

Выполнено технико-экономическое обоснование целесообразности применения новых компоновок при создании самолета МВЛ. Показано, что при одинаковом технологическом уровне изготовления самолета и двигателей, использовании однотипного оборудования и одинаковых условиях эксплуатации (длина ВПП 1000 м, крейсерская скорость $M=0,8..0,85$) новые компоновки («замкнутое крыло», «летающее крыло», схема «триплан» и схема «утка») уступают традиционной компоновке по характеристикам удельного расхода топлива на пассажиро-километр и по стоимости конструкции планера. Новые компоновки получают преимущество перед традиционной при увеличении длины ВПП до 1500...2000 м за счет более высоких аэродинамических характеристик на крейсерском режиме полета.

Наиболее близкой к традиционной компоновке по топливной эффективности является схема «несущий фюзеляж». Аэродинамические характеристики схемы «несущий фюзеляж» лучше, чем у традиционной схемы, но на данном этапе развития технологий изготовления авиационных конструкций несущий фюзеляж получается значительно тяжелее, чем фюзеляж традиционной компоновки, что сводит на нет преимущество в аэродинамике. Применение анизотридных конструкций в подобных компоновках позволит в будущем реализовать широкие возможности базирования, а также снизить уровень шумовой эмиссии от двигателя элементами планера.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Исследования по определению рационального облика перспективного самолёта местных воздушных линий / В.В. Вождаев, А.И. Дунаевский, В.В. Лазарев и др. Труды ЦАГИ, вып. №2749, 2015 – С. 3-44
2. Архипов А.В., Ширинянц В.А. Возможности самолёта с нетрадиционной схемой компоновки. \ ТВФ №1, 2016г.
3. Прогноз научно-технологического развития России: 2030. Транспортные и космические системы / под. ред. М.Я. Блинкина, Л.М. Гохберга. – Москва : Министерство образования и науки Российской Федерации, Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики», 2014. – 40 с.
4. The engine yearbook/ Daniella Horwitz, UBM Aviation 2011 – 148 С.

**BASIC RESEARCH IN THE FIELD OF AERODYNAMICS
ADVANCED HIGH-SPEED TURBOJET 19 PASSENGERS
FOR REGIONAL AIRLINE**

Kruzhkov Alexandr Sergeevich, Ph.D. student; Akimov Mikhail Alexandrovich, Ph.D. student; Mimrin Vladimir Anatolevich, leading researcher, Zaycev Valeriy Urevich leading researcher.

Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin

SibNIA, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051

Novosibirsk State Technical University

20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Kruzhkov A. S., e-mail 8sanya@gmail.com

Akimov M. A., e-mail akimail@yandex.ru

Abstract

The main idea of this study is rationale of optimal configuration. This study is about basic research in the field of aerodynamics advanced high-speed turbojet 19 passengers for regional airline and intra-regional traffic.

Object of research – high-speed turbojet 19 passengers for regional airline and intra-regional traffic.

Keywords

Aerodynamic configuration, tail configuration, canard configuration, triplane, closed wing, lifting fuselage.

АНАЛИЗ СПОСОБОВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ НАГРЕВА ВОЗДУХА В СИСТЕМАХ ТОННЕЛЬНОЙ ВЕНТИЛЯЦИИ

Куликова Ольга Александровна¹, студент; Красюк Александр Михайлович², доктор техн. наук, профессор, Лугин Иван Владимирович², кандидат техн. наук, доцент

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

² Институт горного дела им. Н.А. Чинакала СО РАН, 630091, Россия, г. Новосибирск, Красный пр-т, 54, тел. (383)217-03-51

Куликова О.А., email olatennis@211.ru

Красюк А.М., e-mail am.krasukn@gmail.com

Лугин И.В., e-mail ivlugin@misd.ru

Адрес для корреспонденции: Куликова Ольга Александровна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)936-25-86

Аннотация

В статье рассмотрена возможность использования отработавших свой летный ресурс турбореактивных двигателей для обогрева протяженных железнодорожных тоннелей в суровых климатических условиях в холодный период года. Проведён расчёт необходимого количества горячего воздуха для подачи газо-воздушной смеси с температурой 5°C в тоннель. ТРДД Д-36 обеспечивает необходимый расход газо-воздушной смеси.

Ключевые слова: ж/д тоннель, турбореактивный двигатель, тепловая мощность, тепловентиляционная установка, рекуперативный теплообменник, керосин, газообразное топливо

В железнодорожных тоннелях, эксплуатируемых в Сибири и на Дальнем Востоке, в холодный период года образуются наледи на внутренней обделке [1]. Это происходит при экстремально низких температурах атмосферного воздуха (< -38°C). Припортальные воздушно-тепловые завесы не справляются с теплотерями вследствие того, что процесс охлаждения тоннеля существенно неравномерный и не ограничивается припортальными участками. Происходит поглощение теплоты в период прохождения по тоннелю поезда, стенки вагонов которого имеют температуру атмосферного воздуха. Например, в Северо-Муйском тоннеле припортальные ВТЗ имеют мощность около 3-х МВт, а при температуре атмосферного воздуха – 40°C поезд поглощает тепло из тоннеля с мощностью 10 МВт [1]. Поэтому для обогрева протяженных тоннелей необходим источник тепловой энергии, позволяющий в короткий промежуток времени прохождения поезда по тоннелю восполнить ее дефицит. В качестве такого источника предлагается двухконтурный турбореактивный авиационный

двигатель (ТРДД) Д-36 [2].

При работе двигателя температура газов на выходе сопла горячего контура на крейсерском режиме 200°C , а на выходе холодного контура – температуре атмосферного воздуха. Воздух, подаваемый в тоннель, должен иметь температуру не ниже $+5^{\circ}\text{C}$. Рассмотрим два способа подогрева воздуха холодного контура:

1 – с помощью теплообменника, выполненного в виде двух коаксиальных труб (рис. 1). В таком варианте все вредные газы от сгорания керосина удаляются на выхлоп;

2 – часть газов горячего контура, достаточная для подогрева, смешивается с воздухом холодного контура, а остальные газы направляются на выхлоп. В этом варианте часть продуктов сгорания вместе с воздухом будет подаваться в тоннель.

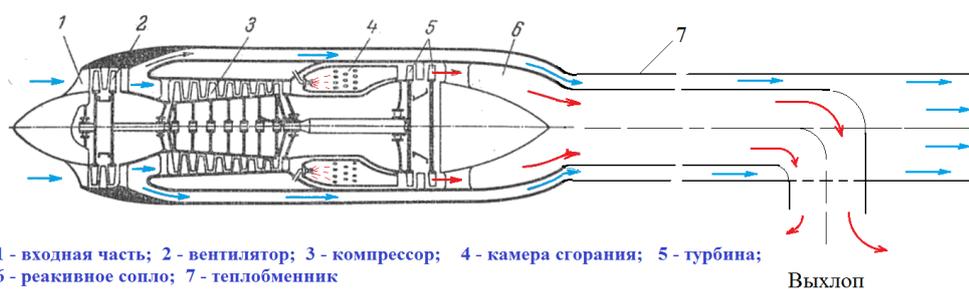


Рис. 1.
Схема
присоединения
теплообменника
к ТРД:

1 – входная часть; 2 – вентилятор; 3 – компрессор; 4 – камера сгорания; 5 – турбина;
6 – реактивное сопло; 7 – теплообменник

Выхлоп

1 – входная часть; 2 – вентилятор; 3 – компрессор; 4 – камера сгорания;
5 – турбина; 6 – реактивное сопло; 7 – теплообменник.

Применение рекуперативного коаксиального теплообменника

Проведено исследование процесса интенсивности процесса теплообмена между нагретой смесью воздуха и продуктов сгорания керосина ТС-1 в горячем контуре ТРД и атмосферным воздухом в холодном контуре при использовании рекуперативного газо-газового теплообменника. Принятая схема теплообменника представляет собой две коаксиальные трубы длиной 100 м, по внутренней трубе наружным диаметром 530 мм с толщиной стенки 7 мм движется поток из горячего контура, по внешней трубе наружным диаметром 1420 мм с толщиной стенки 15 мм движется поток атмосферного воздуха из холодного контура. Трубы приняты стальные водогазовые, согласно существующему сортаменту. Расход газовой среды по горячему контуру $66,5 \text{ м}^3/\text{с}$, с температурой $+200^{\circ}\text{C}$, среды по холодному контуру $153,75 \text{ м}^3/\text{с}$, с температурой -40°C . Моделирование процесса теплообмена проведено в модуле Fluent программно-вычислительного комплекса Ansys, задачи решена в плоской осесимметричной постановке.

В итоге ясно, что принятой длины недостаточно для нагрева воздуха из холодного контура до температуры $+5^{\circ}\text{C}$. На рис. 2 приведено распределение температур по длине в холодном контуре на радиусе 400 мм от оси теплообменника, т.е. 135 мм от наружной стенки трубы горячего контура.

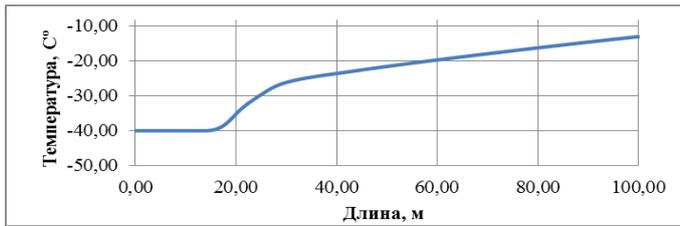


Рис.2. Распределение температур воздуха по длине теплообменника на радиусе 400 мм от оси

Температура воздуха на этом радиусе на длине 100 м составляет $-13,3\text{ }^{\circ}\text{C}$. Следует учесть, что среднерасходная температура в поперечном сечении холодного контура на этой же длине еще меньше и составляет $-19,2\text{ }^{\circ}\text{C}$. Участок постоянной температуры на начальной длине 15-16 м теплообменника объясняется тем, что толщина прогретого слоя воздуха еще не достигла рассматриваемого радиуса 400 мм.

Из анализа полученных результатов можно сделать вывод, что для нагрева воздуха холодного контура до $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ следует либо увеличить длину теплообменника как минимум в два раза, либо усложнить его конструкцию, интенсифицировав процесс теплообмена.

Определение количества подмешиваемого горячего воздуха и концентрации вредных в вентиляционной струе

Расчёт потребного расхода отработанных горячих газов при его смешении с воздухом холодного контура для получения температуры газо-воздушной смеси ведётся, исходя из уравнений сохранения массы вещества.

При заданных параметрах $G_x=213,5\text{ кг/с}$, $t_x = -40\text{ }^{\circ}\text{C}$, $t_r=200\text{ }^{\circ}\text{C}$ [2] определяем:

$$G_r = G_x * \left(\frac{t_{см} - t_x * \frac{C_x}{C_{см}}}{t_r * \frac{C_r}{C_{см}} - t_{см}} \right) = 43,86\text{ кг/с}$$

где C_x , C_r , $C_{см}$ - теплоёмкости холодного, горячего и смешанного воздуха соответственно.

Проводим расчёт расхода горячего воздуха для различных температур и плотностей атмосферного воздуха и полученные данные сводим в таблицу (Таблица 1).

Таблица 1.

$t_x, \text{ }^{\circ}\text{C}$	-40	-30	-20	-10
$G_r, \text{ кг/с}$	43,86	33,50	25,43	16,45

Основными продуктами сгорания керосина ТС-1 являются CO , NO_x , CO_2 . Проведём расчёт фактической концентрации данных веществ с учётом расхода воздуха горячего контура (G_r).

Эмиссия угарного газа составляет 7 г/кг [3], расход воздуха на крейсерском режиме составляет 0,275 кг/с [2]. При температуре газо-воздушной смеси $+5\text{ }^{\circ}\text{C}$ плотность воздуха составляет $1,27\text{ кг/м}^3$. Расход воздуха с учётом приведённой плотности равен $326,84\text{ м}^3/\text{с}$.

Количество угарного газа будет равно: $\frac{7 * 0,275}{326,84} * 1000 = 5,8\text{ мг/м}^3$.

Сравним полученные нами результаты с ПДК по СНиП 32-04-97 для CO равные 200 мг/м^3 . Проведя аналогичные расчёты для NO_x и CO_2 и сравнив их с нормативами ПДК, сведём результаты в таблицу (Таблица 2). Таблица 2.

Продукты сгорания керосина ТС-1	Расчётные данные, мг/м ³	Норматив ПДК, мг/м ³
СО	5,8	200
NO _x	12,6	5
СО ₂	2505,8	9000

По данным результатам видно, что превышение ПДК в 2,5 раза идёт по параметру NO_x. Одним из способов снижения выброса данного вещества является ввод паров воды в воздушную смесь.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лугин И.В., Витченко А.А. Поддержание требуемого температурного режима в Северо-Муйском тоннеле в холодный период года средствами тоннельной вентиляции // Фундаментальные и прикладные вопросы горных наук. - 2014, - № 1, Т.1. – С.210-214.

2. Красюк А.М., Куликова О.А. К использованию турбореактивного двигателя для обеспечения теплового режима тоннелей БАМа// Наука Промышленность Оборона: Труды XVII Всероссийской научно – технической конференции: в 4 т./ коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016. – С.298 – 301.

3. Лугин И.В., Куликова О.А. Влияние вида топлива на эффективность использования турбореактивного двигателя в качестве тепловентиляционной установки в тоннеле// Наука Промышленность Оборона: Труды XVII Всероссийской научно – технической конференции: в 4 т./ коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016.

ANALYSIS OF WAYS OF UTILIZING THE THERMAL ENERGY OF A TURBOJET ENGINE TO HEAT THE AIR IN SYSTEMS OF TUNNEL VENTILATION

Kulikova Olga Aleksandrovna¹, Student, olatennis@211.ru

*Krasyuk Alexandr Mikhaylovich², D.Sc. (Engineering), Professor, Chief
Researcher, am.krasuk@gmail.com*

*Lugin Ivan Vladimirovich², Ph.D. (Engineering), Associate Professor, senior
researcher, ivlugin@misd.ru*

*¹Novosibirsk State Technical University, Prospekt K. Marksa, 20, Novosibirsk,
630073, Russia.*

*²Chinakal Institute of Mining of the Siberian Branch of the Russian Academy of
Science, Krasny Prospekt, 54, Novosibirsk, 630091, Russia*

Abstract

The article considers the possibility of using spent your flight online jet engines to heat the longest railway tunnels in the harsh climatic conditions during the cold period of the year. The calculation of the required quantity of hot air to supply air-gas mixture with a temperature of 5°C in the tunnel. Turbofan engines D-36 provides the necessary flow of air-gas mixture.

Key words: railway tunnel, turbojet engine, heat capacity, teploventilyatory installation, regenerative heat exchanger, kerosene, gaseous fuels

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА С УПРАВЛЯЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ СРЕДСТВАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ

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

Чичиндаев Г. А., email sky_fighter2@mail.ru

Курлаев Н.В., email kurlayev@craft.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 современной авиации управляемый вектор тяги используется на самолетах с воздушно-реактивным двигателем. Это достигается с применением отклоняемых сопел, которые за счет отклонения струи выходящих из двигателя газов создают момент силы относительно центра тяжести самолета. Подобный принцип управления самолетом также может быть применен на легких самолетах с воздушным винтом. В работе представлен анализ основных характеристик лопастей винта при помощи средств вычислительной аэродинамики (CFD) в программном пакете ANSYS Fluent, входящем в пакет ANSYS Academic Research Mechanical and CFD. Полученные данные могут быть использованы при проектировании специализированных воздушных винтов, оптимизированных для создания винтомоторных самолетов с системой управления вектором тяги.

Ключевые слова:

Воздушные винты, средства повышения управляемости летательным аппаратом.

1. Введение

Современные военные самолеты используют воздушно-реактивные двигатели, имеющие возможность отклонять выходящий из двигателя поток. Таким образом вектор тяги двигателя изменяет свое направление, тем самым увеличивая маневренные характеристики самолета.

Возможность управлением вектора тяги двигателей позволяет осуществлять контроль над летательным аппаратом на закритических углах атаки, а также на малых скоростях полета, в условиях срыва потока на крыльях самолета и оперении, что сказывается в уменьшении эффективности рулевых поверхностей.

Винтомоторные самолеты также могут использовать данный метод для обеспечения управляемости летательным аппаратом на малых скоростях.

Для осуществления изменения вектора тяги целесообразным является использование механизма автомата перекоса с дополнительным отклонением лопастей винта [1,2].

В связи с этим встает вопрос в эффективности данного метода, а также методов определения характеристик приведенного винта.

2. Теория

Для нахождения требуемых характеристик винта использовались расчеты в ANSYS Academic Research Mechanical and CFD, используя модуль ANSYS Fluent.

Основными характеристиками воздушных винтов являются безразмерные коэффициенты тяги (1), мощности (2), а также коэффициент полезного действия (КПД) (3) при различных величинах безразмерного коэффициента скорости винта (4) [3]:

$$\bar{\alpha} = \frac{P}{\rho n^2 D^4} \quad (1)$$

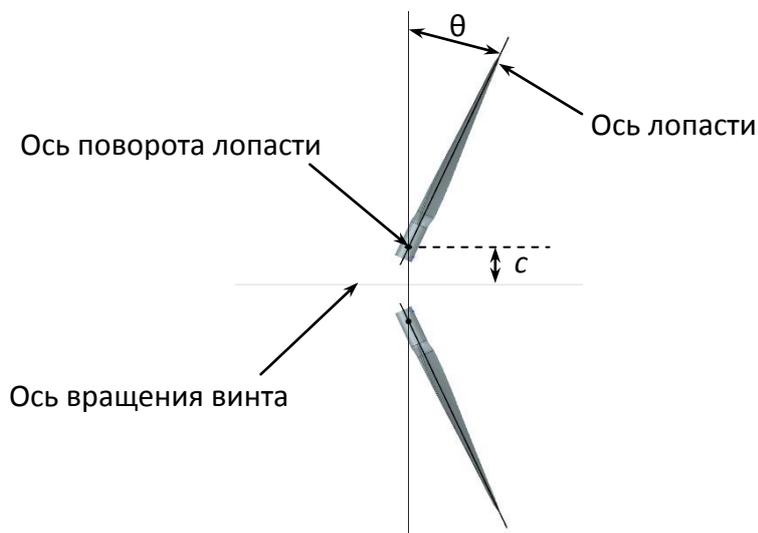
$$\bar{\beta} = \frac{2\pi M}{\rho n^2 D^5} \quad (2)$$

$$\eta = \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \lambda \quad (3)$$

$$\lambda = \frac{V_0}{nD} \quad (4)$$

где P – тяга винта, M – момент на валу винта, n – частота вращения винта, D – диаметр винта, V_0 – осевая скорость винта, ρ – плотность воздуха.

Для проведения дальнейших расчетов была взята модель трехлопастного винта изменяемого шага НАСА 5868-R6 [4]. Дополнительными параметрами являются угол отклонения лопасти θ и вынос оси поворота лопасти относительно оси вращения винта c . Диапазон изменения угла θ составил 0-30°, ось поворота лопасти располагалась на расстоянии 15% радиуса от оси вращения винта.



Дополнительные размерные параметры винта.

Отклонение вектора тяги осуществляется за счет установления разных углов установки лопастей винта при помощи автомата перекося. За счет этого общий вектор смещается относительно оси вращения винта; поворот лопастей обеспечивает дополнительное отклонение общего вектора тяги.

Основными задачами расчетов были оценки влияния отклонения лопасти на основные характеристики винта, а также определение направления вектора тяги и место его пересечения с осью лопасти винта.

3. Результаты и обсуждение

Результаты расчетов показывают, что проекция вектора тяги на плоскость, проходящую через ось лопасти и ось вращения винта, превышает угол θ на 2-3 градуса; исходя из этого наиболее выгодной схемой компоновки винта с точки зрения обеспечения наибольшего момента является схема с толкающим винтом.

С ростом угла θ наблюдается одновременное уменьшение коэффициентов тяги и мощности при неизменных коэффициентах скорости винта и угле установки лопасти. КПД винта при этом изменяется незначительно, в пределах 2-4%, уменьшаясь с ростом угла θ .

Проекция вектора тяги на плоскость, проходящую через ось лопасти и оси вращения винта, пересекает ось лопасти на расстоянии 70-72% радиуса винта.

4. Выводы

Полученные результаты показывают, что для создания винтомоторных самолетов с управляемым вектором тяги наиболее выгодна схема с толкающим винтом.

Результаты, полученные при проведении расчетов, могут быть использованы при проектировании винтов для винтомоторных самолетов с отклоняемым вектором тяги.

Библиографический список:

1. Летательный аппарат : пат. 2610324 Рос. Федерация. №2015124005 ; заявл. 19.06.2015 ; опубл. 10.01.17, Бюл. №1.
2. Летательный аппарат : пат. 167201 U1 Рос. Федерация. №2015122712/11 ; заявл. 11.06.15 ; опубл. 27.12.16, Бюл. №36.
3. Обуховский А. Д. Аэродинамика воздушного винта : учеб. пособие / А. Д. Обуховский. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. – 80 с.
4. Hartman E. P. and Biermann D., The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3 and 4 blades of Clark and RAF airfoil sections, NASA report, № 640, 1938.

DEFINITION OF WINDBLADE CHARACTERISTICS WITH THRUST VECTORING APPLIED BY USING COMPUTATIONAL FLUID DYNAMICS SYSTEMS

Chichindaev Georgiy Aleksandrovich, Ph. D.Student, email sky_fighter2@mail.ru
Kurlaev Nikolay Vasilevich, D.Sc. (Engineering), Deputy Head of Department,
email kurlayev@craft.nstu.ru

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

Abstract:

Thrust vectoring systems are commonly used in modern jet aircrafts. This method is working by using movable nozzles of jet engines. By deflecting engine exhaust gases thrust vector is changing its thrust vector direction relative to the center of mass of an aircraft. This makes control torque which is used as additional method of control to an aircraft. This method might be used on light engine-propeller aircrafts too. It could be achieved by using swash plate mechanism combined with deflectable propeller blades. For performance data analysis characteristics of vector thrust of propeller blade is needed. They could be found by using computational fluid dynamics tools such as ANSYS Fluent which included in ANSYS Academic Research Mechanical and CFD software. Accuracy of calculated propeller characteristics makes appropriate estimates for designing special propellers for thrust vectoring engine-propeller aircrafts.

Keywords:

Propeller design, thrust-vectoring systems.

СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.048

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТАХ

Балкен Дархан Биржанулы, студент;

Нягулов Михаил Романович, студент

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

Балкен Д.Б., e-mail darhan9512@mail.ru

Нягулов М.Р., e-mail mixael.sf@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Балкен Дархан Биржанулы

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

Аннотация

В работе выполнено сравнение космического излучения с высотным ионизирующим излучением, воздействующим на летный персонал. Выявлены общие закономерности влияния повышенного или пониженного ионизирующего излучения на организм человека, которые позволяют проводить исследование особенностей систем защиты от радиации при длительных космических полетах.

Ключевые слова биологическая индикация, ионизирующее излучение, радиация, галактическое космическое излучение, солнечное космическое излучение, многократная радиационная защита.

В связи с перспективой пилотируемых полетов на Марс актуальной становится задача биологической индикации предполагаемой трассы полета и условий на Марсе с позиции разработки необходимых систем обеспечения жизнедеятельности экипажа (СОЖ). Проведенный анализ показал, что одним из наиболее биологически значимых факторов окружающей среды в решении настоящей задачи является ионизирующее излучение.

Степень повреждений, наносимых радиацией человеку, зависит от удельной энергии потока элементарных частиц радиации и от времени воздействия радиационного излучения. Значительная часть потока космических излучений характеризуется большими перепадами значений линейных потерь энергии в биологической ткани. В частности, наблюдается крайне неоднородное объемное облучение как человека в целом, так и его отдельных тканей.

Целью настоящего исследования является анализ характеристик и оценка биологической значимости интенсивности ионизирующего излучения применительно к трассе полета на Марс. Проводится исследование характеристик поля и энергии ионизирующего излучения. Описывается методика расчета поглощенной дозы и выполняется анализ дозовых характеристик, а также оценка влияния космического ионизирующего излучения на организм человека.

Влияние ионизирующего излучения на организм человека. Основная опасность радиации связана с ее способностью проникать в организм и повреждать живые ткани. При воздействии радиации происходит ионизация биохимических соединений в клетках, вследствие чего нарушаются их жизненные функции, и они гибнут. В свою очередь гибель клеток ведет к расстройству функции органов и систем, вплоть до гибели организма. Для оценки воздействия радиации на живые организмы используют специальный вид дозы. Эквивалентная доза ионизирующего излучения Дэкв (Зв) – суммарная доза, полученная живым объектом с учетом степени биологического повреждения от каждого спектрального компонента излучения.

По оценкам биологической значимости степень повреждений, наносимых радиацией человеку, зависит от удельной энергии потока элементарных частиц радиации и от времени воздействия радиационного излучения. При суммарной дозе 0.7...1 Зв (мощность дозы не более 0.2 Зв/год) не достигаются клинически выраженные проявления лучевого заболевания даже в наиболее поражаемых органах и системах. При суммарной дозе 1.0...1.5 Зв (мощность 0.2...0.5 Зв/год) у 20...30 % лиц могут возникнуть стертые проявления заболевания. Сроки формирования синдрома затягиваются до 3...5 лет от начала облучения. Симптомы лучевого повреждения выражены слабо. При суммарной дозе 1.5...4.0 (мощность более 1 Зв/год) у 80...90 % лиц развивается клинический синдром хронической лучевой болезни с вовлечением в реакцию большинства органов и систем. Формирование синдрома происходит впервые 1...2 года.

Параметры ионизирующего излучения. При длительных космических полетах в межпланетном пространстве радиационная опасность обусловлена совместным действием радиационных поясов Земли (РПЗ), галактического космического излучения (ГКИ) и солнечного космического излучения (СКИ). *Солнечное космическое излучение.* Представляет собой поток солнечной плазмы, образующийся во время солнечных вспышек и достигающий орбиту Земли через 6...10 минут. В составе СКИ обнаружены главным образом

протоны, α -частицы и электроны. Примесь более тяжелых ядер не превышает 0.1%. *Галактическое космическое излучение*. Представляет собой поток межзвездной плазмы (как правило, намагниченной) через которую пролетает Солнечная система при движении вокруг центра Галактики. За пределами магнитного поля Земли (высоты более 75...100 тысяч километров) представляет собой изотропный поток протонов высокой энергии (примерно 85...87%), ядер гелия (около 12...14%). Оставшиеся 1...2% приходятся на ядра более тяжелых элементов, а также элементарные частицы: электроны, нейтроны, фотоны и т.п. Плотность потока ГКИ изменяется во времени и в зависимости от расстояния от Солнца. Наибольшее влияние на него оказывает фаза активности Солнца: с увеличением солнечной активности межпланетное магнитное поле усиливается, возрастает его экранирующая способность, и плотность потока ГКИ в солнечной системе уменьшается. Оценка эквивалентной дозы облучения по всему спектру частиц ГКИ составляют 0.5...1.0 Зв в год в зависимости от фазы солнечной активности.

Особенности космических полетов с точки зрения влияния радиации. При взлете КЛА существует серьезная радиационная опасность. Это связано с тем, что гравитационное и магнитное поля Земли производят отклонение "сепарацию" и "гашение энергии" частиц ГКИ и СКИ. Общая тенденция состоит в постоянном снижении уровня ионизирующих излучений по мере приближения к поверхности Земли. Другими словами, магнитосфера Земли является естественной "системой защиты" планеты и всего живого на ней от действия космической радиации. При взаимодействии магнитосферы с СКИ и ГКИ образуются специфические образования – радиационные пояса, в которых "хранятся" уловленные частицы космической радиации. Это создает определенные трудности во время межпланетных перелетов. РПЗ

Методика расчета. На основании сведений о пространственном расположении радиационных поясов в околоземном, межпланетном пространстве и данных о траекториях полета космических летательных аппаратов определяется интенсивность каждого вида ионизирующего излучения. Для заданной продолжительности полета оценивается суммарная доза за полет (получаемая путем учета вкладов от всех источников) и сравнивается с допустимой по критериям радиационной безопасности экипажа. После находится требуемая общая кратность ослабления тканевой дозы и соответственно кратность ослабления отдельных компонентов излучения, что позволяет для заданных условий полета найти компоненту, в основном определяющую компоновку и толщину защиты.

Плотность потока, энергетическое и угловое распределение, а также состав частиц изменяется не только от одной вспышки к другой, но и во время самой вспышки. В частности, максимум излучений приходится на 10...15 минуты от начала активности вспышки, хотя полная ее продолжительность может достигать суток. Энергетический спектр СКИ характеризуется меньшей, чем у ГКИ энергией частиц (на 2...3 порядка меньше чем ГКИ). Интенсивность потока СКИ зависит от частоты солнечных вспышек W (число Вольфа –

количество темных пятен на Солнце за месяц наблюдений). В период максимума активности наблюдается 120...200 вспышек за месяц, в то время как при минимуме активности- всего 5...20. Фоновая активность СКИ при этом изменяется на 30...50%. Для многих солнечных вспышек радиационная опасность оказывается очень высокой и это необходимо учитывать при разработке систем защиты КЛА. В представленной методике расчетов условно разделяется солнечное космическое излучение на фоновое излучение, создаваемое множеством малых вспышек на Солнце с небольшим разбросом мощностей, и излучение от крупных вспышек на солнце, в виду разного принципа их действия.

Полученные результаты исследования характеристик поля и энергии ионизирующего излучения, расчета поглощенной дозы и анализ дозовых характеристик позволяют проводить оценку влияния космического ионизирующего излучения на организм человека, а так же могут быть полезны при разработке средств защиты.

Библиографические ссылки

1. *Дьяченко Ю. В., Спарин В. А., Чичиндаев А. В.* Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов: учебное пособие для 2-4 курсов ФЛА (специальности 130100, 130300, 131100) дневного отделения. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 511 с.
2. *Газенко О. Г. (СССР), Кальвина М. (США).* Основы космической биологии и медицины. В 3-х т. – М.: Наука, 1975. – 1704 с.
3. *Кузин А. М.* Природный радиоактивный фон и его назначение для биосферы Земли. – М.: Наука, 1991. – 117 с.
4. *Чичиндаев А. В.* Здоровье и радиация. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 1995. – 88 с.
5. *Букина Е. А., Чичиндаев А. В.* Синергетические основы валеологии. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2001.– 88 с.
6. *Ярмоненко С. П.* Радиобиология человека и животных: Учебник для студ. вузов. – М.: Высшая школа, 1984. – 375 с.
7. *Ильин Л. А., Кириллов В. Ф., И. П. Коренков И. П.* Радиационная гигиена: учеб. для вузов. – М.: ГЭОТАР-Медиа, 2010. – 384 с.

RESEARCH OF IONIZING RADIATION FEATURES DURING LONG SPACE FLIGHTS

Balken Darkhan Birzhanuly

Nyagulov Mikhail Romanovich

Balken D.B., student, email darhan9512@mail.ru

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

Nyagulov M. R., student, email mixael.sf@gmail.com

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

Abstract

In this work is made a comparison of the cosmic radiation with high-altitude ionizing radiation, affecting the flight personnel. The general regularities of the influence of high or low ionizing radiation on the human body were revealed, what allow to carry out research of features of radiation protection systems for long space flights.

Keywords biological indication, ionizing radioation, radiation, galactic cosmic radiation, solar cosmic radioation, multiple radiation protection.

ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРИСТЕННЫХ ПЛЕНОК СМЕСЕЙ ВОДА-ЭТАНОЛ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ С ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ СПУТНЫМ ПОТОКОМ ГАЗА ИЗ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ТРУБКИ В ВАКУУМ

Вотинов П.Р.¹, Вязов Ю.Н.², Ярыгин И.В.²

¹ Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск

² Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, г. Новосибирск
dgin_93@mail.ru

Аннотация. В работе представлена методика измерений локальных толщин и скоростей пристенных пленок смесей вода-этанол, истекающих со спутным потоком газа из канала в вакуум. Разработана и апробирована методика тарировки емкостных датчиков. Построены тарировочные кривые для чистых жидкостей и их смесей. С помощью датчиков емкостного типа проведены измерения локальных толщин и скоростей пристенных пленок жидкости.

Ключевые слова: Двухфазный поток, кольцевой поток, пристенная пленка жидкости, спутный газовый поток, сопло, вакуум.

Истечение жидкостей и газо-жидкостных потоков из каналов различной геометрии в вакуум представляет широкий интерес, как с фундаментальной, так и с практической точки зрения. Для фундаментальных задач важно исследование и понимание физических процессов и явлений, происходящих при истечении пристенных пленок жидкостей со спутным газовым потоком из каналов в вакуум, а именно, мгновенное вскипание рабочей жидкости, распад пленок жидкостей на капли, фазовые переходы внутри и на поверхностях капель, взаимодействие пристенной пленки жидкости со скоростным газовым потоком. Для практических приложений истечение жидкости в вакуум представляет интерес, в частности, в космических приложениях, где важной задачей является решение проблемы загрязнения поверхностей космических аппаратов струями, возникающими при работе двигателей ориентации, при продувке магистралей дозаправки компонентами топлива, а также при сбросе отработанной воды с космической станции [1].

Данная работа посвящена исследованию течения пристенных пленок воды, этанола и их смесей со спутным потоком газа внутри сопла в виде цилиндрической трубки при истечении в вакуум. Измерения параметров пристенной пленки внутри канала проводились с помощью датчиков емкостного типа, заделанных заподлицо с внутренней поверхностью трубки.

Более детальное описание задачи, экспериментальной установки и обоснование выбора методов измерений приведено в [2]. При проведении экспериментальных исследований очень важным является вопрос достоверности результатов измерений, поэтому в работе большое внимание было уделено тарировке емкостных датчиков. Поэтому была реализована схема с использованием втулок из диэлектрика, которые плотно вставлялись в канал и имели проточку заданной глубины над датчиком, заполняемую жидкостью. Этот способ позволил получить тарировочные кривые для каждого датчика с учетом его индивидуальной чувствительности и заделки датчиков относительно поверхности канала. Более детальная информация о методике тарировки и её результатах приведена в работе [3].

Сделаем несколько замечаний, касающихся свойств рабочих жидкостей и их особенностей. Одно из них состоит в том, что давление насыщенных паров всех жидкостей на несколько порядков превышает рабочее давление в вакуумной камере, поэтому при попадании в вакуум жидкости становятся «мгновенно перегретыми». Наиболее интересным является факт, что вязкость смесей «вода-этанол» в несколько раз превышает вязкость чистых компонентов. На рис. 1 приведены зависимости вязкости смесей от концентрации при разных температурах.

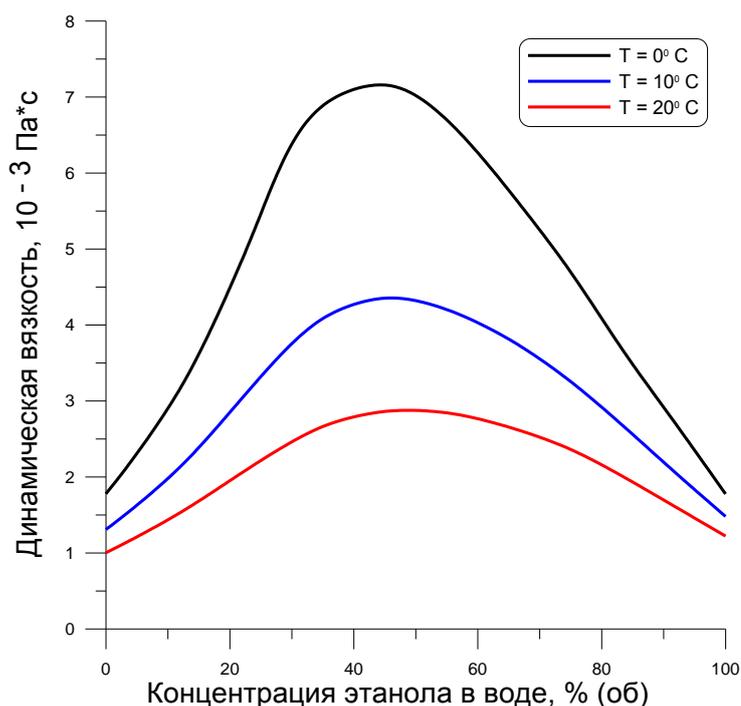


Рис. 1. Зависимость вязкости смеси «вода-этанол» от концентрации при разных температурах

Можно видеть, что существует сильная зависимость вязкости от концентрации смеси и при уменьшении температуры зависимость увеличивается. Это означает, что при течении пристенной пленки, а особенно смеси «вода-этанол» с концентрацией близкой к 50%, даже при небольшом изменении температуры стенки канала может сильно поменяться режим течения этой пленки (число Рейнольдса пленки). Поскольку при истечении в

вакуум «перегретых» жидкостей наблюдается интенсивное испарение, температура внешней поверхности канала может охладиться очень сильно, однако детальное исследование влияния фазовых переходов при истечении «перегретых» жидкостей в вакуум за счет теплопроводности через стенку на течение пленки внутри канала выходит за рамки данной работы.

На рис. 2 представлены экспериментальные данные по измерению толщин пленок этанола, воды и смеси внутри сопла при истечении со спутным сверхзвуковым потоком из сопла в вакуум. Эти данные сравнивались с расчетными по модели, в которой пленка жидкости движется под действием касательного напряжения со стороны газового потока, а касательное напряжение определяется по формуле для гладкой стенки [4].

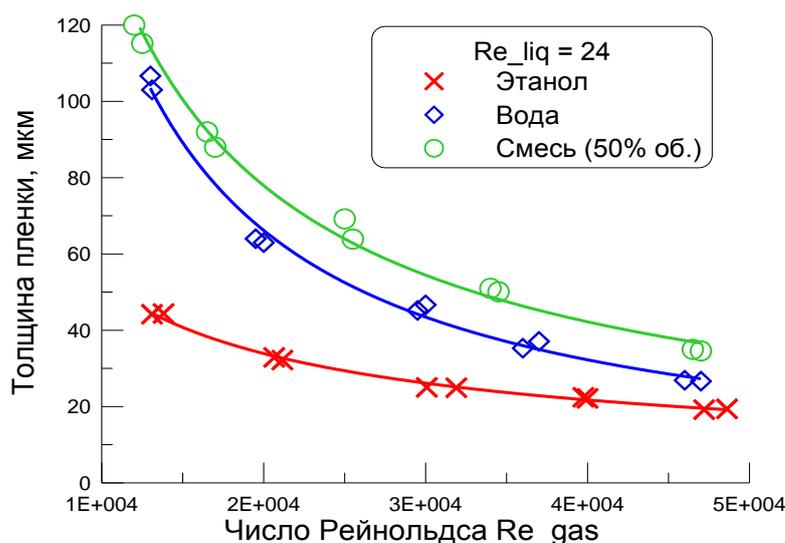


Рис. 2. Зависимость толщины пленок жидкостей от числа Рейнольдса спутного газового потока

Подробный анализ результатов измерения толщин пленок воды, этанола и их смеси с объемной концентрацией 50% приведен в [5]. Отметим только, что при течении пленки воды в рассматриваемых условиях наблюдается ривулетный режим течения с образованием сухих пятен на поверхности канала, что связано с высокой величиной поверхностного натяжения воды. При сравнении экспериментальных результатов с расчетными было установлено, что при больших числах Рейнольдса спутного газового потока наблюдается интенсивный унос капель жидкости с поверхности пленки внутри канала, приводящий к существенному уменьшению толщины пленки в выходном сечении канала.

Работа была выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант №16-38-00406

Список используемой литературы:

1. Ярыгин В.Н., Герасимов Ю.И., Крылов А.Н., Мишина Л.В., Приходько В.Г., Ярыгин И.В. Газодинамика космических кораблей и орбитальных станций (*обзор*) // Теплофизика и Аэромеханика. 2011, Т.18, №3. С. 345-372.
2. Вотинков П.Р. Экспериментальное исследование параметров кольцевых пристенных пленок жидкости при взаимодействии с высокоскоростным спутным потоком газа. ВКР бакалавра, НГТУ, 2015 г.
3. Вязов Ю.Н., Вотинков П.Р. Измерение параметров пристенных пленок смесей жидкостей при истечении со спутным потоком газа из канала в вакуум // XIV Всероссийская школа-конференция с международным участием «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики»: Тезисы докладов, Новосибирск, 22-25 ноября. 2016. С. 172-173.
4. Yarygin I.V., Levchenko V.F. Measurement and calculation of thickness and velocity of a near-wall liquid film at motion with a co-current gas flow in a supersonic nozzle // Proceedings XII International Conference on the Methods of Aerophysical Research ICMAR'2004, Novosibirsk, 28 June - 3 July. 2004. Part 4. P. 314-318.
5. Вотинков П.Р., Вязов Ю.Н., Ярыгин И.В. Измерение локальных параметров пристенных пленок смесей вода – этанол при взаимодействии с высокоскоростным спутным потоком газа при истечении из осесимметричных каналов в вакуум // Труды XVII Всероссийской научно-технической конференции «Наука. Промышленность. Оборона», Новосибирск, 20-22 апреля. 2016. С. 260-264.

PARAMETERS MEASUREMENTS OF NEAR-WALL WATER–ETHANOL MIXTURE FILM UNDER EJECTION WITH HIGH-VELOCITY CO-CURRENT GAS FLOW FROM CYLINDRICAL TUBE INTO VACUUM

¹ Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk

² Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, Novosibirsk

Votinov P.R.¹, Vyazov Y.N.², Yarygin I.V.²

dgin_93@mail.ru

Abstract. The measurement technique of the local thickness and velocity of near wall liquid film of water-ethanol mixture under ejection with co-current high velocity gas flow from channel into vacuum is presented. The calibration technique of capacity type probes for pure liquids and their mixtures was developed and verified. The calibration plots for pure liquids and their mixtures were obtained. Local thickness and velocity of near-wall liquid films were measured with help of capacity-type probes.

Keywords: Two-phase flow; annular flow; near-wall liquid film; co-current gas flow; nozzle; vacuum.

ТЕРМОПРОЧНОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ СОВРЕМЕННОГО СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА

Дагаева Александра Баировна^{1,2}, студент; *Шинкарев Дмитрий Александрович*²

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)782-05-50

² Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова 21, тел. (383)277 01 56

Дагаева А. Б., email alexadag@gmail.com

Шинкарев Д. А., e-mail snia_n10@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Дагаева Александра Баировна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)782-05-50

Аннотация:

Для определения ресурса остекления недостаточно проведения только расчетных и экспериментальных исследований. Чтобы получить полную картину напряженно-деформированного состояния необходимо проводить термopрочностные испытания натурной конструкции по программе достаточно полно отражающей спектр эксплуатационных нагрузок. Такие нагрузки создаются в стенде ресурсных испытаний фонарей.

С 2011 года во ФГУП «СибНИА им С.А. Чаплыгина» были возобновлены работы по проведению ресурсных испытаний фонарей гермокабины сверхзвуковых самолетов. На территории института был создан новый стенд для термopрочностных испытаний гермокабины, позволяющий воспроизводить нестационарное равномерное температурное поле на поверхности объекта испытаний, давление и температуру внутри гермокабины.

В работе представлено описание стенда для проведения термopрочностных ресурсных испытаний остекления фонаря современного сверхзвукового самолета. Показана конструкция стенда и систем входящих в его состав. Описан способ получения нестационарного равномерного поля температур с регулируемым расходом воздуха. Приведено описание информационно-измерительной системы (ИИС) позволяющей отображать картину равномерности температурного поля в реальном времени и записывать показания датчиков температуры и давления в базу данных.

Ключевые слова: термopрочностные испытания, прочностные испытания сверхзвуковых самолетов, термopрочностные испытания остекления фонаря, остекление фонаря гермокабины, стенд РИФ, испытание остекления фонаря гермокабины, натурные испытания остекления фонаря, нестационарное температурное поле, струйная система нагрева.

Введение

Остекление фонарей кабины экипажа современных сверхзвуковых самолётов является высоконапряжённым элементом конструкции. Как единое целое с каркасом фонаря и примыкающей частью фюзеляжа, оно подвержено нестационарному тепловому воздействию, а также несет нагрузки, создаваемые давлением в гермокабине и аэродинамические нагрузки. Большой объем расчетных и экспериментальных исследований на всех этапах разработки конструкции фонаря оказывается недостаточным для установления ресурса остекления. Только термопрочностные испытания натурной конструкции фонаря по программе, достаточно полно отражающей спектр эксплуатационных температур и нагрузок позволяют воспроизвести близкое к реальному напряженно-деформированное состояние конструкции, определить ее прочностные характеристики, выявить слабые места и разработать рекомендации по их доработкам. [1,2]

Для проведения термопрочностных испытаний остекления фонаря современного сверхзвукового самолета в ФГУП «СибНИА им С.А. Чаплыгина» после пятнадцатилетнего перерыва вновь был разработан и изготовлен стенд РИФ (ресурсные испытания фонаря), позволяющий осуществлять тепловые воздействия на фонарь: нестационарные нагрев и последующее охлаждение наружной поверхности при полетах на сверхзвуковой и дозвуковой скоростях, избыточное давление в гермокабине пилота с одновременным поддержанием постоянной температуры в гермокабине вне зависимости от режима испытания.

Стенд РИФ разработан и изготовлен специалистами СибНИА, а также несколькими организациями-соисполнителями, в 2011 году на площадях корпуса № 6. В конструкции стенда использовались элементы и технологии, ранее отработанные на фонарях сверхзвуковых самолетов из органического стекла. Схема стенда приведена на (Рис. 1).

В состав стенда входят:

- Рабочая камера;
- Система нагрева поверхности фонаря;
- Система охлаждения поверхности фонаря;
- АСУ;
- Информационно-измерительная система;
- Камера шумоглушения;
- Система вентиляции камеры шумоглушения;
- Система вентиляции и шумоглушения блока турбохолодильников;
- Система наддува гермокабины и гермошланга;
- Система нагрева гермокабины;
- Система охлаждения гермокабины;
- Система очистки и осушки сжатого воздуха;
- Система электроснабжения;

- Вспомогательные системы (обслуживания испытательного оборудования и объекта испытаний, транспортировки объекта испытаний, освещения, видеонаблюдения, связи, вентиляции помещений и испытательного оборудования).

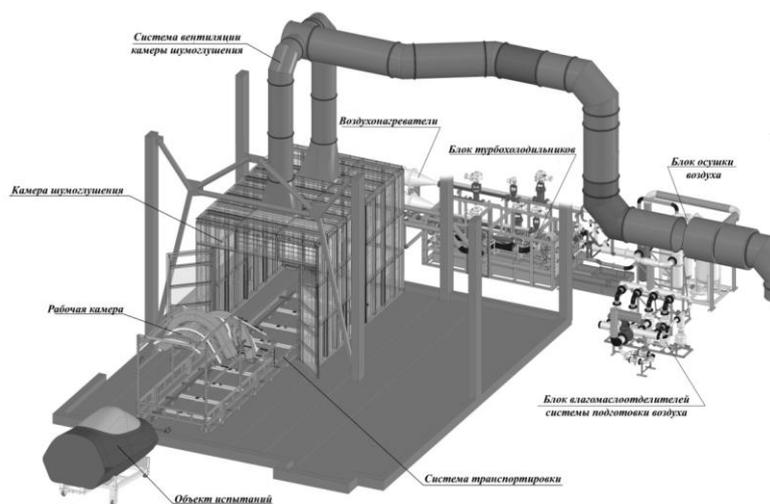


Рис. 1 Схема стенда РИФ

Стенд РИФ создан на новой элементной базе с конвективной нагревательной системой повышенной мощности вместо инфракрасных нагревателей, широко использовавшихся на предшествовавших испытательных стендах. Современная автоматизированная система управления и информационно-измерительная система, позволили сократить время, затрачиваемое на пуско-наладочные работы, усовершенствовать методику и повысить качество испытаний.

На новом стенде РИФ начаты термопрочностные испытания остекления нового сверхзвукового самолета. В процессе пуско-наладочных работ на стенде отработаны системы: АСУ нагревом, охлаждением и нагружением гермокабины, системы измерения температурных полей и давления в гермокабине. Погрешность отработки программы нагрева-охлаждения остекления и внутреннего давления в гермокабине не превышает заданной по программе испытаний.

Библиографический список:

1. В.К. Белов, В.И. Болотский, В.А. Ицкович, А.С. Лазненко, Ю.С. Слепак. Разработка стенда для термопрочностных испытаний остекления фюзеляжа Т-50. Актуальные проблемы авиации и космонавтики. №9, 2013 г., с. 67-69.
2. Розенфельд Э.И. Теплообмен при поперечном обтекании пластины плоскопараллельными или осесимметричными струями воздуха. Известия ВУЗов, 1966, №2, с 472-475.

3. Петражицкий Г.Б., Полежаев В.И. Инженерный метод расчета нестационарных процессов теплопроводности в тонких многослойных стенках. Теплоэнергетика, 1962, №2, с.73-76.

4. Петроченко Ю.Н., Стерлин А.Я. Система автоматического управления процессом наддува при испытаниях остекления летательных аппаратов. М.: Наука, 1972, с.75-78.

BOOTH DESIGN FOR THERMAL STRENGTH TEST GLASS LANTERN MODERN SUPERSONIC AIRCRAFT

*Dagaeva Aleksandra Bairovna*¹², student; *Shinkarev Dmitrii
Aleksandrovich*²

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karla
Marksa st., 20, (913)782-05-50

² Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin,
630051, Russia, Novosibirsk, Polzunova st., 21, (383)277-01-56

Dagaeva A.B., email alexadag@gmail.com

Shinkarev D. A., e-mail snia_n10@mail.ru

Affiliation

To get a complete picture of the stress-strain state of the glass lantern of modern supersonic aircraft it is necessary to carry out thermal strength test. Such loads are generated in the stand for thermal strength test.

Since 2011 «SibNIA named after S.A. Chaplygin» resumed work for the endurance test Glass lantern of modern supersonic aircraft. The new stand for thermal strength test was created, capable of reproducing the unsteady uniform temperature field on the surface of the test object, the pressure and the temperature inside the pressurized cabin.

In this paper there is a description of the stand for thermal strength test glass lantern modern supersonic aircraft. The construction of the stand and systems are included in its composition. We also describe a method for producing unsteady uniform temperature field with regulable air flow. There you can see the automatic control system (ACS), consisting of hardware and software, that enables testing in fully automated mode. The description of the information-measuring system (IMS), which allows to display a picture of the uniformity of the temperature field in real-time and record the testimony of temperature and pressure sensors to the database are described as well.

Keywords: thermal strength tests, stand endurance tests cockpit, test cockpit, full-scale tests of the lantern glazing, unsteady temperature field, jet heating system, test glazing pressurized cabin lantern.

О МЕТОДАХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭКСЕРГЕТИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ В ХОЛОДИЛЬНОМ КОМПРЕССОРЕ

*Клещин Эдуард Васильевич, доцент; Радионов Александр Николаевич*¹

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

Клещин Э.В., e-mail tff@craft.nstu.ru

Радионов А.Н., e-mail radionov_a@lenta.ru

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

Аннотация

Рассмотрены энтропийно-статистический и балансово-эксергетический методы определения необратимых потерь в холодильном компрессоре одноступенчатой холодильной машины. На основе уравнений балансов потока эксергии и их источников установлено, что при наличии или отсутствии систем охлаждения компрессора необратимые потери в нем определяются уравнением Гюи-Стодолы.

Ключевые слова: эксергетические потери, необратимые потери, потери в компрессоре, ПКХМ.

В одноступенчатой парокомпрессионной холодильной машине (ПКХМ) удельные эксергетические потери в компрессоре Дж/кг, независимо от процесса сжатия хладагента могут быть определены энтропийно-статистическим методом [1,2] для заданного теоретического цикла (рис.1), по формуле

$$\Delta l_{\text{км}} = l_{\text{км}} - l_{\text{min}} - \sum_{i=1}^n \Delta l_i ; \quad (1)$$

где $l_{\text{км}}$ – удельная работа сжатия паров хладагента в компрессоре;

l_{min} – удельная работа обратимого цикла (цикла Карно);

$\sum_{i=1}^n \Delta l_i$ – суммарная величина удельных работ для компенсации производства энтропии во всех элементах необратимого цикла.

Недостатком энтропийно-статистического метода расчета потерь в компрессоре является наличие возможного накопления погрешности вследствие большого числа элементов (в рассматриваемом случае $n=6$) на каждом из которых требуется определять соответствующие значения энтальпий (для уравнений эксергии теплоты) или энтальпий и энтропий (для уравнений потоков эксергии).

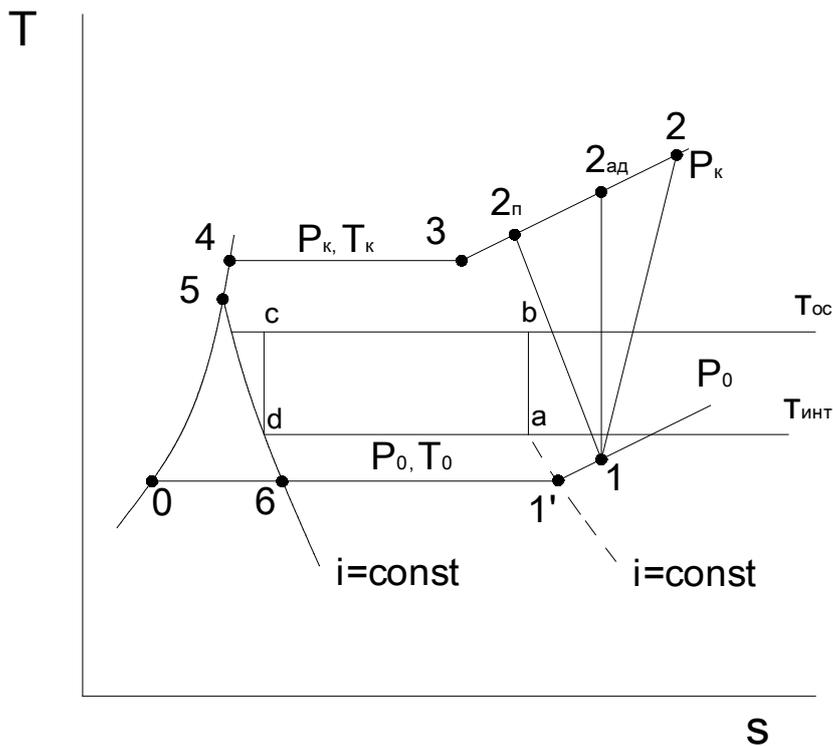


Рис.1 Теоретический цикл одноступенчатой ПКХМ:
 1-2ад – адиабатное сжатие в компрессоре;
 1-2 – необратимое адиабатное сжатие в компрессоре;
 1-2п – политропное сжатие в компрессоре;
 P_0 и T_0 – давление и температура кипения хладагента;
 P_k и T_k – давление и температура конденсации хладагента;
 l_{min} – площадь $adcd$;
 $T_{инт}$ – температура внутри камеры;
 $T_{ос}$ – температура окружающей среды.

Ниже рассматривается балансово-эксергетический метод оценки потерь в компрессоре, который основывается на балансе потоков эксергии. Основы балансово-эксергетического метода подробно изложены в работе [3], где для неохлаждаемого необратимого адиабатного процесса сжатия 1-2 уравнение удельных потоков Дж/кг, эксергии и их источника (компрессора) имеет вид:

$$ex_{вх} + l_{км} = ex_{вых} + d, \quad (2)$$

$$\text{где } ex_{вх} = (i_1 - i_{ос}) - T_{ос}(S_1 - S_{ос}); \quad (3)$$

$$ex_{вых} = (i_2 - i_{ос}) - T_{ос}(S_2 - S_{ос}); \quad (4)$$

$$l_{км} = i_2 - i_1. \quad (5)$$

После подстановки (3)...(5) в (2) получаем, что удельные эксергетические потери в компрессоре будут

$$d = T_{ос}(S_2 - S_1). \quad (6)$$

В (2)...(6) приняты следующие обозначения:

ex – эксергия; i – энтальпия; T – температура; s – энтропия;

индексы: $вх$ – вход; $км$ – компрессор; $вых$ – выход; $ос$ – окружающая среда.

Рассмотрим метод определения необратимых потерь в охлаждаемом компрессоре и системах охлаждения для двух процессов сжатия 1-2 и 1-2п. Причем, в следующем предполагается, что необратимый адиабатический процесс сжатия 1-2 может быть выполнен с помощью охлаждения воздухом или неинтенсивным охлаждением водой, а политропный процесс сжатия 1-2п только с помощью интенсивного охлаждения водой. Для этих процессов уравнение баланса потоков эксергии пара хладагента и охладителя (воздуха или воды) и соответствующих их источников (компрессора, вентилятора, водяного насоса) может быть представлено в виде:

$$ex_{\text{вх п}} + ex_{\text{вх о}} + l_{\text{км}} + l_{\text{о}} = ex_{\text{вых п}} + ex_{\text{вых о}} + d_{\text{ад(п)}}, \quad (7)$$

где индексы: вх п – вход пара; вх о – вход охладителя; о – охладитель; ад – необратимое адиабатное сжатие; п – политропное сжатие.

После подстановок соответствующих потоков эксергий ex и их источников l в уравнение (7) и несложных алгебраических преобразований получаем следующие формулы для расчета удельных потерь эксергии в компрессоре и системах охлаждения:

- необратимое адиабатное сжатие с воздушным и неинтенсивным водяным охлаждением

$$d_{\text{ад}} = T_{\text{ос}}(S_2 - S_1) + T_{\text{ос}}(S_{\text{вых о}} - S_{\text{вх о}}), \quad (8)$$

- политропное сжатие с интенсивным водяным охлаждением

$$d_{\text{п}} = T_{\text{ос}}(S_{2\text{п}} - S_1) + T_{\text{ос}}(S_{\text{вых о}} - S_{\text{вх о}}), \quad (9)$$

Из формул (8) и (9) следует, что при необратимом адиабатном сжатии с воздушным и неинтенсивным водяным охлаждением необратимые потери в компрессоре обусловлены производством энтропии, а при политропном сжатии – уменьшением энтропии вследствие интенсивного водяного охлаждения. Причем необратимые потери в охлаждающей среде будут всегда связаны с производством энтропии.

Таким образом, независимо от степени охлаждения в компрессоре удельные потери эксергии в нем должны определяться по формуле (6), т.е. по формуле Гюи-Стодолы.

Для оценки влияния рассматриваемых методов на величину необратимых потерь в компрессоре нами были взяты условия воспроизведения холодильного цикла из работы [1]. Рассчитанные автором в этой работе необратимые потери энтропийно-статистическим методом оказались на 10 и 15% больше рассчитанных предлагаемым методом основанным на балансе эксергий в компрессоре.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шишов В.В. «Практическое применение энтропийно-статистического метода анализа (ЭСМА) холодильных циклов.», изд. Холодильная техника 2015, №3 – с.25-29.
2. Клецин Э.В., Радионов А.Н. «Методика определения необратимых потерь в одноступенчатой парокompрессионной холодильной машине» статья в сб. «Наука, промышленность и оборона.», изд. НГТУ г. Новосибирск, 2016 – с. 289-293.
3. Бродянский В.М., Фратшер В., Михалев К. «Эксергетический метод и его применение» М: Энергостомиздат, 1986-288с.

ABOUT THE METHODS OF DETERMINATING OF EXERGY LOSSES IN REFRIGERANT COMPRESSOR.

Klechin Eduard Vasil'evich , associate professor; Radionov Aleksandr Nikolaevich¹

¹ Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, c. Novosibirsk, av. Karla Marksa, 20, tel. +7(913)005-48-19

Klechin E.V., e-mail tff@craft.nstu.ru

Radionov A.N., e-mail radionov_a@lenta.ru

Abstract

This article considers the entropy-statistical and balance-exergetic methods of determining of irreversible losses in refrigerant compressor as a component of one-stage vapor compression refrigerated machine. Based on the balance equations for the exergy stream and their sources, it is established that, with or without compressor cooling systems, the irreversible losses in it are determined by the Gyue-Stodola equation.

Keywords: exergetic losses, irreversible losses, compressor losses, vapor compression refrigerated machine.

СИСТЕМА ВНУТРЕННЕГО НАГРЕВА И ОХЛАЖДЕНИЯ СТЕНДОВ ДЛЯ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

*Козлова Виктория Сергеевна, студент;
Сабельников Виктор Иванович, доцент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел (913)924-99-71

Козлова В.С., email kozlova.viktoriya.93@mail.ru

Сабельников В.И., email sibgidro2100@ngs.ru

Приведены материалы по лабораторным испытаниям сверхзвуковых пассажирских самолетов. Рассмотрено схемное решение системы внутреннего нагрева и охлаждения и её состав. Представлен алгоритм совместной работы на стенде системы внешнего и внутреннего нагрева и охлаждения конструкции.

Ключевые слова: сверхзвуковой пассажирский самолёт, испытательные стенды, системы внутреннего нагрева- охлаждения, алгоритм испытаний.

При установлении эксплуатационного ресурса пассажирских самолетов необходимо проведение лабораторных усталостных испытаний конструкций на выносливость с учетом всех внешних воздействий, возникших при их эксплуатации.

Переход к сверхзвуковым скоростям полета внес целый ряд проблем в задачу обеспечения ресурса планера самолета по условиям усталостной прочности, связанной с необходимостью учета влияния аэродинамического нагрева и охлаждения конструкции.

В сверхзвуковом полете температурное поле и температурные напряжения в конструкции самолета, содержащей топливные баки, определяются наличием топлива в кессон- баках, вес топлива в которых составляет примерно 50 % от веса самолёта.

В связи с высокой теплоемкостью топлива, находящегося в кессон- баках крыла и фюзеляжа, при аэродинамическом нагреве возникают перепады температуры между смоченными и не смоченными участками конструкции и, как следствие этого, в конструкции возникают температурные напряжения, которые, суммируясь с напряжениями от аэродинамических нагрузок, оказывают существенное влияние на выносливость (рис. 1) [1].

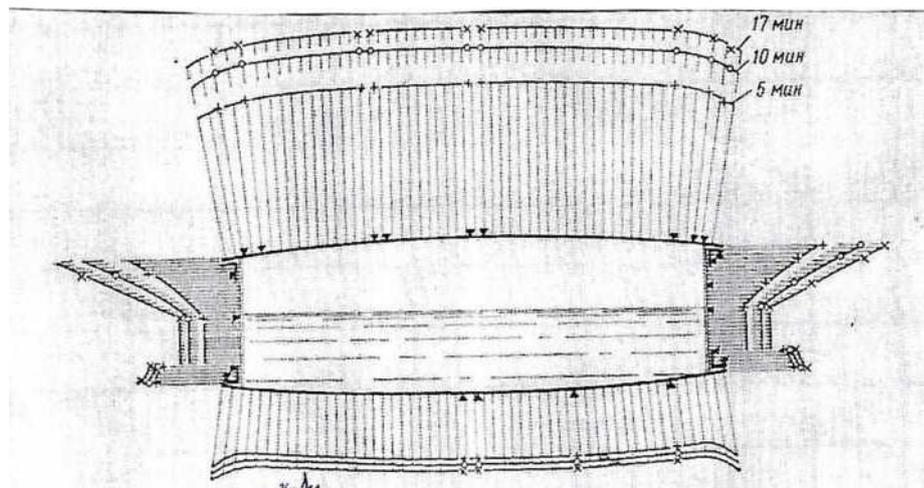


Рисунок 1. Температурное поле в кессон- баке крыла

При лабораторных испытаниях на выносливость натуральных конструкций, содержащих топливные баки, это обстоятельство вызывает необходимость воспроизводить кроме аэродинамических и инерционных нагрузок и аэродинамического нагрева наружных поверхностей также выработку топлива из кессон- баков[3]. Проведенные исследования их результатам испытаний самолётов Ту-144 и «Конкорд» подтвердили необходимость создания в испытательных стендах степени внутреннего нагрева и охлаждения.

После создания, испытаний и эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолётов (СПС) Ту-144 и «Конкорд». Работа по созданию СПС нового поколения остаются актуальными.

В ОКБ им. А. Н. Туполева работы по СПС-2 ведутся более 40 лет (самолет Ту-244). Проведены разработки сверхзвуковых административных самолетов С-21 ОКБ им. П. О. Сухого и бизнес- самолета Ту-444 ОКБ им. А.Н. Туполева [1,2].

В последние годы проводятся переговоры с заинтересованными сторонами- проектантами по организации международного консорциума с целью создания сверхзвукового административного самолета второго поколения.

В СибНИА для испытания сверхзвукового самолета Ту-144 был предложен и запатентован способ теплового нагружения отсеков ЛА при ресурсных испытаниях. По этому способу для сокращения продолжительности и стоимости испытаний и повышения точности его результатов циклический внешний нагрев и охлаждение выполняют синхронно с циклическим внутренним нагревом и охлаждением \ элементов конструкции [4].

Одно из схемных решений установки, предназначенной для испытания сверхзвукового ЛА, кроме систем механического нагружения, включает системы внешнего и внутреннего нагрева- охлаждения (рис. 2). Внутренний нагрев-охлаждение осуществляется подачей и сливом «холодного» и

«горячего» имитатора топлива (ИТ) в топливные баки. Одним из сложных решений, связанных с сокращением времени выполнения программы типового полета, является разработка техпроцесса подачи и слива ИТ.

Рассмотрено несколько технологических процессов, каждый из которых может быть положен в основу системы внутреннего нагрева и охлаждения (СВНиО) установки для ресурсных испытаний летательных аппаратов.

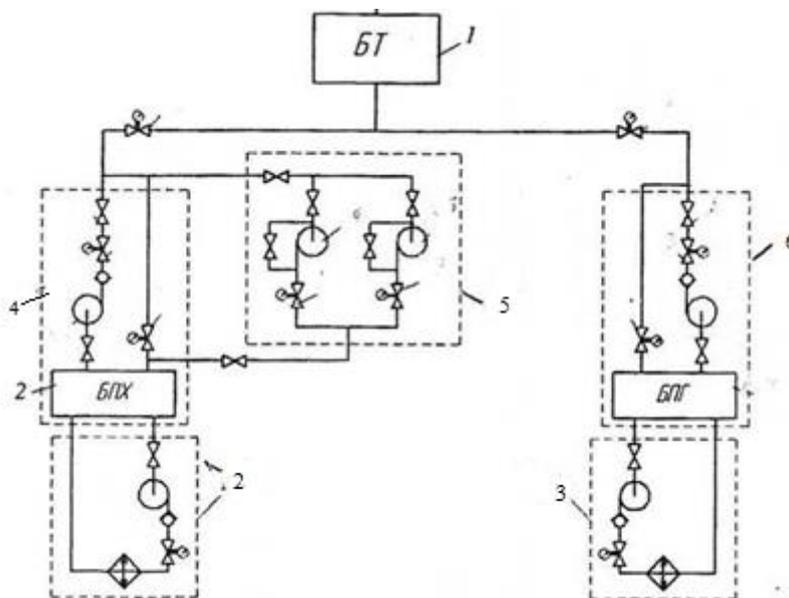


Рисунок 2. Схема перекачки ИТ: 1 – кессон- бак; 2 – блок подготовки «холодного» ИТ; 3 – блок подготовки «горячего» ИТ; 4 – блок подачи и самостоятельного слива «холодного» ИТ; 5 – блок слива «холодного» ИТ; 6 – блок подачи и самостоятельного слива «горячего» ИТ.

Технологический процесс предусматривает периодическую подачу в топливные отсеки холодного и горячего теплоносителя синхронно с тепловым нагружением внешней поверхности. На первом этапе цикла испытаний система внешнего нагрева- охлаждения обрабатывает нестационарный участок нагрева, а СВНиО - ускоренную программу выработки ИТ из топливных баков. На втором этапе «внешняя» система обрабатывает стационарный участок, а «внутренняя» ускоренную программу заполнения и опорожнения топливных баков горячим ИТ. На третьем этапе «внешняя» система обрабатывает нестационарный участок охлаждения и подготавливает систему к следующему циклу, а «внутренняя» включает ускоренную программу и заполняет все топливные баки холодным ИТ. Системы на этом этапе приводят также конструкцию к начальному состоянию.

При рассмотренном способе теплового нагружения имеется возможность изменять в широких пределах температуру теплоносителя и время заполнения кессон-баков, выдержки и слива. Изменение указанных параметров системы позволяет форсировать тепловые испытания во времени и повторяемость теплового цикла.

В целом система перекачки ИТ при комплексных испытаниях объекта должна включать в себя следующие составные части:

- гидравлическую, имитирующую процесс выработки и заполнения топлива в кессон-баки;
- блоки подготовки горячего и холодного ИТ;
- наддув кессон-баков;
- сигнализацию и аварийную защиту;
- измерение и автоматическое управление.

Для совершенствования внутреннего нагрева- охлаждения, работающей по ускоренной программе, рассмотрены несколько вариантов принципиальных схем: с упрощением подачи и слива ИТ, использование заполнителя, устанавливаемого в кессон- баке, разработку новой схемы аварийного слива и др.

Библиографический список

1. Баранов А. Н. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов / А. Н. Баранов, Л. Г. Белозеров, Ю. С. Ильин // М., Машиностроение. – 1974. – С. 344.
2. Затучный А. М. Туполев-144 / А. М. Затучный, В. Г. Ригмант, П. М. Синеокий // Москва: Фонд «Русские Витязи». – 2015. – С. 552.
3. Щербань К. С. Ресурсные испытания натуральных конструкций самолетов / М.: Издательство физико-математической литературы. – 2009. – С. 236.
4. Серьёзов А. Н. Испытательные комплексы и стенды для исследования агрегатов и систем летательных аппаратов / А. Н. Серьёзов, В. И. Сабельников, Ю. В. Колеватов, Д. И. Суворкин // Новосибирск: Издательство НГТУ. – 2015. – С. 522

SYSTEM OF INTERNAL HEATING AND COOLING OF STANDS FOR RESOURCE TESTS OF SUPER-SURROUND PASSENGER AIRCRAFT

Kozlova Victoria Sergeevna, student;
Sabelnikov Victor Ivanovich, Associate Professor
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl
Marx ave., 20, tel. (913) 924-99-71

The materials on laboratory testing of supersonic passenger aircraft are presented. The circuit solution of the internal heating and cooling system and its composition were considered. The algorithm of joint work on the stand of the system of external and internal heating and cooling of the structure is presented.

Keywords: supersonic passenger airplane, test benches, internal heating-cooling systems, test algorithm.

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ХЛАДАГЕНТА ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

*Лютак Илья Иванович магистрант, Францева Алина Алексеевна канд.
техн.наук*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия,

г. Новосибирск, пр-т Карла Маркса, 20.

Лютак И.И., email: lyutak-lut@mail.ru

Францева А.А., email: frantsevaalina@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Францева Алина Алексеевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск, пр-т Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346-11-42

Аннотация

В статье рассмотрены основные вопросы, связанные с использованием хладагентов в энергетических установках. Рассмотрены однокомпонентные и смесевые перспективные хладагенты. Приведены основные характеристики, по которым были проанализированы данные хладагенты. По приведенным характеристикам сопоставлены используемые хладагенты на данный момент с альтернативными. Проведена оценка возможность использования перспективных хладагентов в существующих установка. Для каждого из приведенных в статье рабочих тел перечислены достоинства и недостатки, по итогам анализа были выбраны некоторые хладагенты, которые будут использоваться в анализе работы энергетических установок.

Ключевые слова

хлор-несодержащие хладагенты; смесевые хладагенты; потенциал глобального потепления; парниковый эффект; аммиак; зеотропная смесь; **азеотропная смесь.**

Идея применения фреоновых технологий в энергетике не нова. Фреоновые технологии могут быть внедрены непосредственно в термодинамический цикл паротурбинной установки в качестве холодного источника, отводящего тепло в конденсаторе. При этом вытесняется традиционная система технического водоснабжения и заменяется контуром на низкокипящем рабочем теле. Подобные технологии позволяют повысить выработку электроэнергии без увеличения расхода топлива, тем самым повысив эффективность системы. [1]. Так же известны технология включения тепловых насосов на низкокипящих рабочих телах в системы централизованного теплоснабжения.

Принятые меры по предотвращению разрушения озонового слоя и возникновения парникового эффекта в атмосфере из-за выбросов хладагентов, привели к радикальным изменениям в технологии кондиционирования воздуха

и искусственного охлаждения [2].

В промышленных установках до недавнего времени использовались озоноразрушающие однокомпонентные хладагенты такие, как R12, R22 и смеси R502.

В промышленно развитых странах запрещены эти хладагенты, кроме R22, а в Европейском Союзе уже отказываются и от него. При выборе альтернативных хладагентов необходимо учитывать не только требования отсутствия озоноразрушающего потенциала ($ODP=0$), но и потенциала воздействия на глобальное потепление ($GWP=0$). Немаловажными критериями выбора также являются воспламеняемость и термодинамические свойства. Для замены указанных хладагентов используют альтернативные хлор-несодержащие хладагенты на основе гидрофторуглеродов (ГФУ-НСФ), такие как R134a, R404A, R507A и др. В настоящее время такими фирмами как BITZER, Carrier разработан широкий диапазон компрессоров для альтернативных хладагентов [3].

Кроме ГФУ-хладагентов, в качестве заменителей рассматриваются также аммиак (NH_3). Его промышленное применение, однако, ограничивается жесткими требованиями безопасности. Двуокись углерода (CO_2) также получает широкое распространение как альтернативный хладагент.

Заменой для R22 и R12 из группы хлор-несодержащих фреонов самым подходящим является R134a. В настоящее время он получил наибольшее распространение во многих холодильных установках и системах кондиционирования. Помимо применения в чистом виде, R134a используется также как компонент множества смесей. У R134a отсутствует озоноразрушающий потенциал ($ODP=0$) в отличие от R22 ($ODP=0,05$), а термодинамические свойства аналогичны R12.

До недавнего времени хлор-несодержащий хладагент R152a применялся как компонент смесевых хладагентов. Однако, по своей энергетической эффективности имеет лучшие показатели по сравнению с R134a. Также благоприятным фактором является низкий потенциал глобального потепления ($GWP = 140$ по сравнению с R134a для которого $GWP = 1300$). Это является причиной для рассмотрения его в качестве альтернативной замены R134a. Однако, R152a легко воспламеняется, что требует индивидуальный подход к конструкторским решениям и мерам безопасности.

Для существующих и новых холодильных установок разработаны смесевые хладагенты с сопоставимыми свойствами для ранее применявшихся хладагентов. Применение смесевых хладагентов дает возможность получения специфического сочетания определенных характеристик. Различаются так называемые «азеотропы» с термодинамическими свойствами, аналогичными свойствам однокомпонентных веществ и «зеотропы» со «скользящими» фазовыми переходами, зависящие от точек кипения и процентного соотношения компонентов.

Зеотропная смесь – это механическая смесь хладагентов с различными температурами насыщения при одном и том же давлении. Следовательно, при

некоторых условиях хладагенты могут разделиться на составляющие

Азеотропная смесь – это механическая смесь двух или более хладагентов, которые при правильных пропорциях составляют хладагент с одной температурой кипения, отличной от температур кипения отдельных составляющих. Азеотропная смесь кипит при постоянной температуре, сохраняя такой же состав пара, как и у жидкости. Параметры азеотропной смеси являются противоположными зеотропным хладагентам.

В качестве альтернативы фреона R502 используют следующие смеси. R404A – смесевой хладагент, состоящий из трех основных хладагентов: R134a, R125, R143a. Благодаря одинаковым точкам кипения составных веществ поведение данной смеси мало отличается от азеотропных. R507A – двухкомпонентная смесь R143a и R125 с азеотропным характером поведения процессов конденсации и кипения. R422A – трехкомпонентная смесь R125, R134a и R600a. Смеси R404A R507A являются хлор-несодержащими и имеют коэффициент озоноразрушающий потенциал ODP=0. Недостатком этих смесей является высокая потенциал воздействия на глобальное потепление (GWP=3300), определяемый наличием R134a и R125.

Если искать замену для R22 и R12 в группе безгалоидные, то альтернативой можно выбрать аммиак (NH_3), который не имеет озоноразрушающего потенциала и прямого воздействия на глобальное потепление. Отрицательные черты данного хладагента является высокая токсичность (считается, что предельно допустимая концентрация аммиака в рабочих помещениях должна быть не выше 20 мг/м³, однако даже при более слабой концентрации характерный запах аммиака в случае его появления вызывает сильную панику; при более высоких концентрациях появляются серьезные затруднения дыхания вплоть до удушья; смертельная концентрация аммиака – 30 г/м³), легковоспламеняемость (требующие особые меры безопасности), высокий адиабатный показатель (из-за этого высокие температуры нагнетания, из-за этого следует применять двухступенчатое сжатие), коррозионное воздействие на медьсодержащие материалы. Аммиак не может использоваться как хладагент-заменитель для существующих установок, они должны быть полностью изготовлены заново. Стоимость NH_3 по сравнению со стоимостью с R22 значительно ниже.

По итогам данного анализа были выбраны однокомпонентные хладагенты R134a и NH_3 для дальнейшего анализа их работы в энергетических установках. Среди смесевых рабочих тел R404A и R507A.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Григорьева О.К., Голубева, Францева А.А. Применение фреоновых технологий на тепловых электрических станциях // Научный вестник НГТУ. – 2016. – № 4 (65). – С. 164-174.
2. Обзор хладагентов. Изд. 13, А-501-13. – 35 с. URL: http://s-holod72.ru/wp-content/uploads/2013/12/Review_refrigerant.pdf (дата обращения 25.03.2017).
3. Елистратов С. Л. Комплексное исследование эффективности тепловых насосов. – автореф. дис. д-ра. техн. наук. – Новосибирск, 2010. – 387 с.

RATIONALE FOR SELECTION OF PROSPECTIVE REFRIGERANT FOR POWER STATIONS

Lyutak I.I. Graduate student, Master's Degree student, email:

lyutak-lut@mail.ru

FRANTSEVA A.A. Ph.D. (Engineering), email:

frantsevaalina@gmail.com

Novosibirsk State Technical University, 20, Prospekt K. Marksa,
Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract. In article the main questions connected with use of [refrigerant](#) in power stations are considered. Have considered unicomponent and smesevy perspective [refrigerants](#). Have provided the main characteristics according to which these [refrigerants](#) have been analysed. According to the provided characteristics have compared the used [refrigerants](#) at the moment to alternative. Have estimated a possibility of use of perspective [refrigerants](#) in existing installation. For each of the working bodies given in article merits and demerits are listed, on a result of the analysis some [refrigerant](#)s which will be used in analysis of the operation of energy unit.

Keywords: chlorine - not containing [refrigerants](#); smesevy [refrigerants](#); potential of global warming; greenhouse effect; ammonia; zeotropny mix; azeotropny mix.

РЕГУЛИРОВАНИЕ ПЕРЕОХЛАЖДЕНИЕМ ХЛАДАГЕНТА В КОНДЕНСАТОРЕ ПАРОКОМПРЕССИОННОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Сажин Игорь Александрович

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, Новосибирск, пр. Карла – Маркса, 20, (913)3460642

Сажин И.А. email:sajinia@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Новосибирский государственный
технический университет, 630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла – Маркса, 20,
(913)3460642

Аннотация: В данной работе сформирована методика регулирования переохлаждением хладагента в конденсаторе реальной парокомпрессионной холодильной установки. Рассмотрен термодинамический цикл в координатах давление – энтальпия, отражены процессы перегрева после конденсатора и переохлаждение хладагента после конденсатора. Определены теплофизические параметры рабочего тела в конденсаторе реальной холодильной установки. На примере методики Бейкера вычислены соответствующие комплексы и определены режимы течения двухфазного потока рабочего тела в трубе конденсатора, показано совпадение с известными результатами. Проведены расчеты чисел Нуссельта дисперсного, кольцевого, раздельного режимов течения двухфазного потока хладагента. Доказана целесообразность увеличения области с кольцевым режимом потока. Исследовано влияние величины областей течения рабочего тела с наибольшей теплоотдачей на параметры переохлаждения хладагента в трубе конденсатора. Приведена методика расчета теплофизических параметров хладагента в процессе переохлаждения в зависимости от размеров области течения двухфазного потока с наибольшей теплоотдачей.

Ключевые слова: Конденсатор, хладагент, двухфазный поток, число Нуссельта, переохлаждение.

1. Введение

Теплофизические параметры рабочего тела существенно влияют на эффективность работы парокомпрессионных холодильных установок [1,2,3], в процессе работы которых газосодержание двухфазного потока хладагента изменяется в интервале (0-1). Для диагностики типа течения проведены многочисленные экспериментальные исследования [7,9,10,11,12], на основании которых предложены алгоритмы расчета теплофизических и конструктивных параметров парокомпрессионных холодильных установок. С помощью карт режимов течения двухфазных сред максимально достоверно можно решить вышеназванную задачу. Величина тепломассопереноса существенно зависит от типа течения хладагента [1,5], поэтому представляется целесообразным увеличение области кольцевого или волнового режимов, например, в

конденсаторе парокомпрессионной холодильной установки. Теплофизические процессы, происходящие в холодильных парокомпрессионных установках отображаются в виде диаграмм, поэтому течение хладагента в трубе конденсатора реальной холодильной парокомпрессионной установки моделируется « $P-i$ » диаграммой (P - давление, i - энтальпия) [2,3]. В представленной работе определено теплофизическое состояние хладагента, найдены значения чисел Нуссельта, показана возможность расширения области с эффективной теплоотдачей трубе конденсатора.

2. Теплофизические параметры хладагента на « $P-i$ » диаграмме.

Рассмотрим парокомпрессионную холодильную установку [2,8], у которой массовый расход хладагента R22 равен $G_{R22}=0.179$ (кг/с) при холодопроизводительности 32(кВт), площадь сечения трубы конденсатора диаметром $D=0.025$ (м) составляет $S_0=4.909 \cdot 10^{-4}$ (m^2), температура начала процесса конденсации равна $T_4=303$ К и давление $P_4=11.92 \cdot 10^5$ (Па). Цикл холодильной парокомпрессионной холодильной установки в координатах « $P-i$ » (энтальпия – давление) приведен на рисунке 1. Подковообразная пунктирная линия соответствует пограничной кривой, разделяющей жидкое, смешанное состояния и перегретый пар хладагента. Из состояния 1 (точка 1), которое соответствует всасывающей магистрали компрессора, хладагент R22 переходит в состояние 2 (точка 2), которое отображает нагнетательную магистраль компрессора. В компрессоре происходит перегрев рабочего тела, который изображается в виде деформации цикла холодильной машины (вместо точки 2-2, цикл проходит точку 2-3). Перед входом в конденсатор необходимо убрать перегрев хладагента (на рисунке 1. – переход из точки 2-3 к точке 2-1). Состояния 4 (точка 4 – вход в конденсатор) и 5 (точка 5 – выход из конденсатора) находятся на горизонтальной прямой, соответствующей давлению $P_4=11.92 \cdot 10^5$ (Па) и температуре $T_4=303$ К. На этой же прямой находится точка 7 – вход в регулирующий вентиль (начало процесса дросселирования хладагента). Участок 5-7 отображает процесс переохлаждения хладагента. Состояние 8-9 (точка 8/9) – выход из регулирующего вентиля (давление $P_{8/9}=2.96$ бар, температура $T_{8/9}=-150$ С) и вход в испаритель, далее состояние 10 (точка 10) – выход из испарителя. Деформация цикла до входа в компрессор отображена точкой 1-1. В трубе конденсатора газосодержание изменяется от 1 (точка 4) до 0 (точка 7) [8]. Следуя методике Бейкера [6,8], определим режимы течения газожидкостного потока хладагента в трубе конденсатора. В [8] приведена диаграмма Бейкера режимов горизонтального потока. В качестве комплексов приняты следующие соотношения:

$$\lambda = \left[\left(\frac{\rho_{L4}}{1000} \right) \cdot \left(\frac{\rho_4}{1.2} \right) \right]^{0.5}, \quad \psi = \left[\left(\frac{73}{\sigma_{T4}} \right) \cdot \left(\frac{\mu_{T4}}{1} \right) \cdot \left(\frac{1000}{\rho_{L4}} \right)^2 \right]^{\frac{1}{3}}, \quad (1)$$

где $G_f, G_g \left[\frac{кг}{м^2 \cdot час} \right]$ - массовые расходы жидкой и газовой фаз,

соответственно. Размерность коэффициента поверхностного натяжения $\left[\frac{дин}{см} \right]$,

коэффициента динамической вязкости $[\text{сПз}]$.

Таким образом, следуя диаграмме Бейкера, в рассматриваемом конденсаторе кольцевой режим течения реализован для значений газосодержания от 0.3 до 0.7, при газосодержании 0.2 - 0.05 – отдельный режим течения. В работе [8] получены аналогичные результаты по карте режимов течения Кутателадзе – Сорокина. Следует отметить возможность реализации снарядного или пенообразного режимов течения на выходе из конденсатора. Проведенный анализ фазовых переходов в трубе конденсатора [2,3,8] определяет относительное распределение длин участков с разными режимами течения хладагента: дисперсный - 0.05, отдельный- 0.25, кольцевой режим - 0.70.

3. Переохлаждение в конденсаторе холодильной установки.

Вычисления значений чисел Нуссельта для разных режимов течения хладагента в конденсаторе проведены по методикам [1,5]. Вычисления чисел Нуссельта для неметаллических жидкостей, дисперсной фазы, кольцевого режима представлены соотношениями (2),(3),(4), соответственно:

$$Nu_1 = (0.023 \cdot Pr_1 \cdot Re_1^{0.8}) / (1 + 2.14 \cdot Re_1^{-0.1} (Pr_1^{2/3} - 1)) \quad (2),$$

$$Nu_2 = (0.023 \cdot Pr_2^{0.4} \cdot Re_2^{0.8}) \quad (3),$$

$$Nu_{12} = (0.023 \cdot Pr_2^{0.4} \cdot Re_2^{0.8}) \cdot \sqrt{1 + X_{газ} \cdot (\rho_{L4} / \rho_4 - 1)}. \quad (4).$$

Средние значения чисел Нуссельта каждого участка относятся как 1:5:15, следовательно, увеличение области кольцевого режима течения хладагента на 10% увеличивает удельную теплоотдачу на 8.5%. Для рассматриваемого примера парокомпрессионной холодильной установки с хладагентом R22, следуя параметрам цикла холодильной парокомпрессионной холодильной установки (рис.1) величина переохлаждения составляет 8°C.

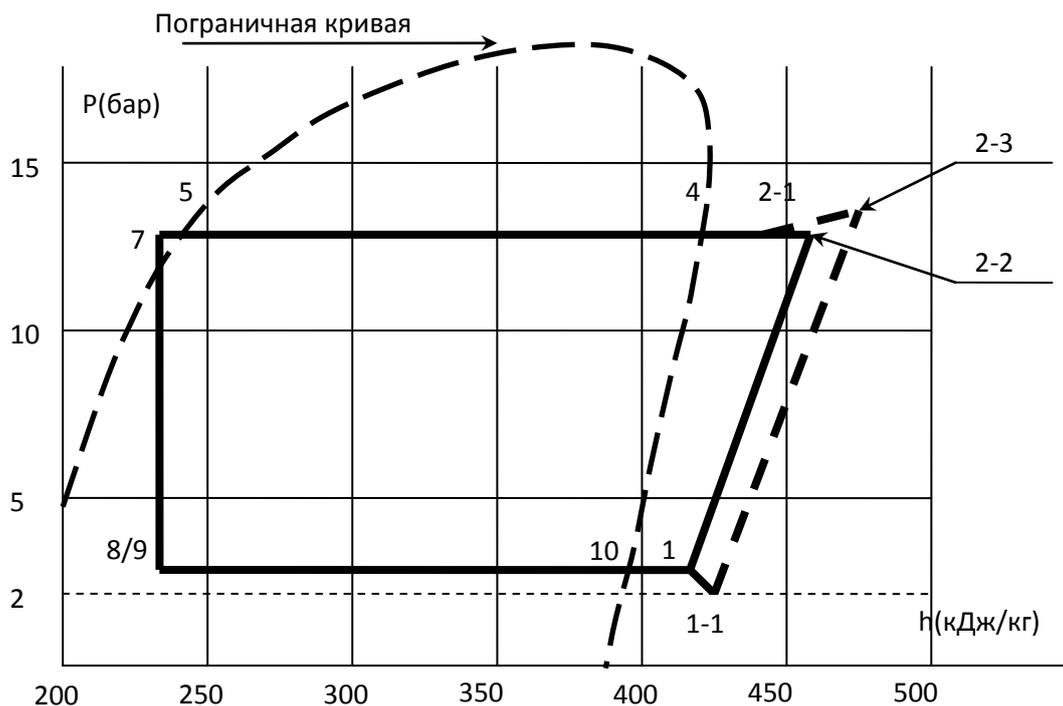


Рис.1. Цикл холодильной парокомпрессионной холодильной установки в координатах « $P-i$ » (энтальпия – давление)

4. Выводы

Рассмотренный пример регулирования переохлаждением хладагента в конденсаторе показывает возможность применения этой методики для широкого класса парокомпрессионных холодильных установок. Приведенные значения чисел Нуссельта, соответствующих разным режимам течения рабочего тела, доказывают реальность увеличения холодопроизводительности при сохранении энергопотребления.

Библиографический список:

1. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. -5-е изд., доп. М. Атомиздат, 1979.- 416 с.
2. В. Маке, Г. – Ю. Эккерт, Ж. – Л. Кошпен. Учебник по холодильной технике. (пер. с франц.).М. Изд. МГУ, 1998. – 1529 с.
3. Б.К. Лэнгли. Холодильная техника и кондиционирование воздуха. – М. Легкая и пищевая промышленность, 1981. – 479 с.
4. Теплофизические свойства фреонов. Том 1. Фреоны метанового ряда . Справочные данные/ Алтунин В.В., Геллер В.З., Петров Е.К. и др.: Под ред. С.А. Ривкина; Госстандарт; ГСССД. – М.: Изд-во стандартов, 1980 – 232с., ил.
5. Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С. Теплопередача. – М. Энергия, 1975. – 486с.

6. Хьюитт Дж. и Холл – Тейлор Н. Кольцевые двухфазные течения. М. Энергия, 1974. – 408с.
7. Кутателадзе С.С., Стырикович М.А. Гидродинамика газожидкостных систем. – М.: Энергия, 1976. – 296 с.
8. Метод регулирования процессом теплоотдачи в конденсаторе холодильной установки. / Гужов В.И., Сажин И.А., Сажин А.И., Шумейко В.А. // Автоматика и программная инженерия, Новосибирск, – 2014.-№1(7) – С. 13 – 19.
9. Терехов В.И., Калинина С.В., Леманов В.В. Механизм теплопереноса в наножидкостях: современное состояние проблемы (обзор). Часть 1. Теплопроводность наножидкостей // Теплофизика и аэромеханика. 2010. – Т. 17, N 1. – С. 1–18.
10. Choi S.U.S. Nanofluids: From Vision to Reality Through Research // J. of Heat Transfer. – 2009. – V. 131. – Pp. 033106-1 – 033106-9.
11. Terekhov V.I., Ekaid, A.L. Natural convection between vertical parallel plates with asymmetric heating and cooling // Proc. 6th Baltic Heat Transfer Conference. – №185, Tampere, 2011. –11 p.
12. Yu W., France D.M., Routbort J.L., Choi S.U.S. Review and Comparison of Nanofluid Thermal Conductivity and Heat Transfer Enhancements // Heat Transfer Engineering. –2008. – Vol. 29, №. 5. – Pp. 432-460.

REGULATION OF SUPERCOOLING OF THE REFRIGERANT IN THE CONDENSER OF VAPOR COMPRESSION REFRIGERATION SYSTEMS

Sazhin Igor Aleksandrovich, *sajinia@ngs.ru*
Novosibirsk state technical University

Abstract: In this work the method of regulation of supercooling of the refrigerant in the condenser of a real vapor compression refrigeration systems is considered. Determined the flow regimes of two-phase flow of the working fluid in the condenser pipe, shows a coincidence with known results. The calculations of the Nusselt numbers of dispersed, annular, separate flow regimes of two-phase flow of refrigerant are made. The method of calculation of thermophysical properties of refrigerant in the process of supercooling depending on the size of the flow region of two-phase flow with the most heat is given.

Key words: Condenser, refrigerant, two-phase flow, the Nusselt number, cooling capacity.

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ДОЗАТОРОВ И СЕПАРАТОРОВ В КОНДЕНСАТОРЕ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Сажин Игорь Александрович

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, Новосибирск, пр. Карла – Маркса, 20, (913)3460642

Сажин И.А. email:sajinia@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Новосибирский государственный
технический университет, 630073, Россия, Новосибирск, пр. Карла – Маркса, 20,
(913)3460642

Аннотация: В данной работе рассматривается работа реальной парокомпрессионной холодильной установки. Теплофизические параметры хладагента в трубе конденсатора определены в соответствии с методиками Кутателадзе – Сорокина, Бейкера. Получены размеры областей дисперсного, кольцевого, раздельного режимов течения хладагента в трубе конденсатора. Сформирована математическая модель работы дозаторов и сепараторов в форме дифференциального соотношения. Решена задача Коши, в которой граничные условия соответствуют реальным параметрам жидкой пленки и геометрии трубы конденсатора. Полученная передаточная функция соответствует пропорционально – интегральному звену со свойством аperiodичности. Определены параметры дозаторов и сепараторов в конденсаторе реальной холодильной установки. В соответствии с полученными расчетными параметрами выбран конкретный электромагнитный клапан, приведены его характеристики. Показана возможность изменения режимов течения хладагента при сохранении энергопотребления.

Ключевые слова: Конденсатор, дозатор, сепаратор, хладагент, режим течения.

1. Введение

Регулирование режима течения рабочего тела важно для обеспечения эффективной работы парокомпрессионных холодильных установок [2,6]. Результаты экспериментальных исследований, приведенные в [4,5,8,9,10,11], иллюстрируют заметное изменение теплофизических свойств рабочего тела в зависимости от режима течения. Наличие дисперсного, кольцевого, раздельного режимов течения хладагента в трубе конденсатора холодильной установки показано в [1,2,3,6]. В случае реализации энергосберегающих отключений и включений компрессора возможно кратковременное формирование пенообразного или снарядного режимов течения, вызывающих вибрации в элементах теплообменного аппарата. Для обеспечения наибольшей величины холодопроизводительности и исключения вибраций в холодильной установке целесообразно уменьшить области течения хладагента соответствующими теплофизическими параметрами. В данной работе рассматривается методика расчета дозаторов и сепараторов,

обеспечивающих режимы течения хладагента в трубе конденсатора холодильной установки без вибраций, с наибольшей теплоотдачей.

2. Теплофизические параметры хладагента в трубе конденсатора

Рассмотрим парокompрессионную холодильную установку [2,6], у которой массовый расход хладагента R22 равен $G_{R22} = 0.179 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$ при холодопроизводительности 32(кВт), площадь сечения трубы конденсатора диаметром $D = 0.025(\text{м})$ составляет $S_0 = 4.909 \cdot 10^{-4}(\text{м}^2)$, температура начала процесса конденсации равна $T_4 = 303\text{К}$, давление $P_4 = 11.92 \cdot 10^5(\text{Па})$. На диаграмме «давление - энтальпия» состояние хладагента [2,6] от входа в конденсатор и выхода из него газосодержание хладагента $X_{\text{газ}}$ изменяется от 1 до 0. Значения критической температуры ($T_{4к}$), коэффициента поверхностного натяжения (σ_{T4}), удельного объема газовой фазы (v_4), плотности газовой фазы (ρ_4) хладагента R22 приняты в соответствии с параметрами состояния смеси и вычислены в [6]. Значения комплексов Кутателадзе – Сорокина, Бейкера, экспериментальные данные, приведенные в [2,6], достоверно определяют наличие дисперсного режима течения хладагента на входе в трубу конденсатора до 5% ее длины, далее реализован кольцевой и волновой режимы течения на 70% длины трубы конденсатора, на выходе процесс конденсации заканчивается отдельным режимом течения, при формировании которого возможно проявление пенообразного или снарядного режимов течения хладагента. Представляется целесообразным расширить область течения хладагента с наибольшей теплоотдачей, исключив возможность появления не эффективных пенообразной или снарядной областей.

3. Формирование математической модели сепаратора и дозатора

Основным элементом сепаратора или дозатора является электромагнитный клапан, который срабатывает по команде контроллера холодильной установки [7]. Пусть за время Δt открытия клапана поступило $Cx\Delta t (\text{м}^3)$ хладагента, где коэффициент C - характеризует геометрию клапана, $x = x(t)$ - расход жидкой фазы, поступающей трубу конденсатора для регулирования режима течения. Вышеопределенное количество жидкости пошло на увеличение толщины жидкой пленки на внутренней стороне трубы конденсатора Δy , следовательно:

$$Cx\Delta t = B\Delta y, \quad (1),$$

где B - характеризует геометрические параметры геометрии трубопровода конденсатора. Обозначим: $C_0 = \frac{C}{B}$. Рассмотрим возможность регулирования с запаздыванием, при этом изменение расхода жидкой фазы,

поступающей в конденсатор: $\Delta x = \frac{1}{C_0^2} \frac{\Delta^2 y}{\Delta t^2}$.

(2),

Следовательно, дифференциальное уравнение, моделирующее динамические процессы формирования кольцевого режима течения хладагента имеет следующий вид:

$$\frac{1}{C_0^2} \cdot \frac{d^2 y}{dt^2} - \frac{1}{C_0} \frac{d y}{dt} + x = 0, \quad (3).$$

Начальные условия: $y(0)=0, y(T)=\delta_{LIQ}$, где δ_{LIQ} - толщина пленки жидкой фазы, для данной геометрии трубы конденсатора и режимов течения хладагента, величина δ_{LIQ} изменяется от 0.5 до 1.0 мм [1,3,6] за время T -срабатывания исполнительного блока. При линейной зависимости $x(t)$ от времени: $x(t)=At$, решение уравнения (3) примет вид (4):

$$y(t) = \left(\frac{1}{2A} \cdot X(t)^2 + \frac{1}{C_0} X(t) + (\delta_{LIQ} - \frac{1}{2A} \cdot X(T)^2 - \frac{1}{C_0} X(T)) \cdot \left(\frac{e^{C_0 t} - 1}{e^{C_0 T} - 1} \right) \right) \quad (4)$$

Передаточная функция [7]:

$$G_p(s) = \frac{1}{C_0} + \frac{1}{s} + \frac{G_0 \cdot s}{s - C_0}, \quad (5)$$

$$\text{Где } G_0 = \frac{C_0}{A} \cdot \left(\frac{\delta_{LIQ} - \frac{1}{2A} \cdot X(T)^2 - \frac{1}{C_0} X(T)}{e^{C_0 T} - 1} \right) \quad (6).$$

Полученная передаточная функция соответствует пропорционально – интегральному звену со свойством аperiodичности. Для рассмотренной модели холодильной установки целесообразно принять следующие исходные параметры [6]: общее число сепараторов и дозаторов в трубе конденсатора

$N=26$, диаметр отверстий $d=1.5\text{мм}$, скорость жидкой фазы $v = 0.33 \left(\frac{M}{c} \right)$, время срабатывания исполнительного блока $T=2.6(\text{сек})$. Полученным расчетным параметрам соответствует электромагнитный клапан - модель фирмы ACL тип 207.

Таблица 1

Технические характеристики ACL 207

Максимально допустимое давление	25 бар (2,5 МПа)
Минимальный требуемый перепад давления между входом и выходом	0,15 бар (15 кПа)
Максимальная вязкость	25 сСт
Допустимая температура внешней среды, 0С	-10 0 ... +80 0С

4. Выводы

Выполненный расчет параметров дозаторов и сепараторов показал возможность увеличения областей течения хладагента в трубе конденсатора холодильной установки с наибольшей теплоотдачей, исключить области пенообразного и снарядного режимов течения. Представленная методика определения числа и характеристик исполнительных устройств может быть использована при создании систем регулирования режимов течения хладагентов в конденсаторах современных и перспективных парокомпрессионных холодильных установок.

Библиографический список:

1. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. -5-е изд., доп. М. Атомиздат, 1979.- 416 с.
2. В. Маке, Г. – Ю. Эккерт, Ж. – Л. Кошпен. Учебник по холодильной технике. (пер. с франц.). М. Изд. МГУ, 1998. – 1529 с.
3. Хьюитт Дж. и Холл – Тейлор Н. Кольцевые двухфазные течения. М. Энергия, 1974. – 408 с.
4. Борис А.А., Лягов А.В. Определение режима течения потоков газожидкостной смеси в трубопроводах на установках путевого сброса воды Арланской группы месторождений ОАО «АНК Башнефть». Электронный научный журнал «Нефтегазовое дело», 2012, №2, <http://www.ogbus.ru>.
5. Choi S.U.S. Nanofluids: From Vision to Reality Through Research // J. of Heat Transfer. – 2009. – V. 131. – Pp. 033106-1 – 033106-9.
6. Метод регулирования процессом теплоотдачи в конденсаторе холодильной установки. / Гужов В.И., Сажин И.А., Сажин А.И., Шумейко В.А. // Автоматика и программная инженерия, Новосибирск, – 2014.-№1(7) – С. 13 – 19.
7. Полевой А.А. Автоматизация холодильных установок и систем кондиционирования воздуха. “Профессия”, 2013. – 256 с.
8. Терехов В.И., Калинина С.В., Леманов В.В. Механизм теплопереноса в наножидкостях: современное состояние проблемы (обзор). Часть 1. Теплопроводность наножидкостей // Теплофизика и аэромеханика. 2010. – Т. 17, N 1. – С. 1–18.
9. Choi S.U.S. Nanofluids: From Vision to Reality Through Research // J. of Heat Transfer. – 2009. – V. 131. – Pp. 033106-1 – 033106-9.
10. Terekhov V.I., Ekaid, A.L. Natural convection between vertical parallel plates with asymmetric heating and cooling // Proc. 6th Baltic Heat Transfer Conference. – №185, Tampere, 2011. –11 p.
11. Yu W., France D.M., Routbort J.L., Choi S.U.S. Review and Comparison of Nanofluid Thermal Conductivity and Heat Transfer Enhancements // Heat Transfer Engineering. –2008. – Vol. 29, №. 5. – Pp. 432-460.

CALCULATION OF PARAMETERS OF PIPE SEPARATORS AND
DISPENSER
IN THE CONDENSER OF THE REFRIGERATION UNIT

Sazhin Igor Alecsandrovich, *sajinia@ngs.ru*
Novosibirsk state technical University

Abstract: This article is dedicated the real vapor compression refrigeration systems. In accordance with known methods thermophysical parameters of the refrigerant in the condenser pipe is determined. Mathematical model of dispensers and separators in the form of differential relations is formed. Cauchy problem where the boundary conditions correspond to the real parameters of the liquid film and the geometry of the condenser pipe is solved. Design parameters of dispensers and separators is selected. The ability to change the flow of the refrigerant when saving energy consumption is showed.

Key words: Condenser, dispensers, separator, refrigerant flow regime.

АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ГИДРОПРИВОДА ЛАБОРАТОРИИ ПРОЧНОСТИ

Сиденко Денис Евгеньевич, аспирант;

Сабельников Виктор Иванович, доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)924-99-71

Сиденко Д. Е., email silen-den@mail.ru

Сабельников В. И., e-mail sibgidro2100@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Сабельников Виктор Иванович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)924-99-71

Проведен анализ способов охлаждения рабочей жидкости при испытаниях авиационных конструкций. Рассмотрены технические решения системы охлаждения гидропривода в испытательных стендах лаборатории прочности. Рассмотрены вопросы расчета потерь мощности в гидроприводе для выбора подходящего охлаждающего оборудования.

Ключевые слова: лаборатория прочности; гидропривод; рабочая жидкость; маслоохладитель; потери мощности; тепловой баланс.

Маслонасосные станции (МНС) лаборатории прочности должны обеспечивать ряд обязательных требований, одним из которых является поддержание оптимального теплового режима рабочей жидкости (РЖ), как в рабочем режиме, так и при проверке функционирования и настройке[1]. Температура РЖ в рабочем режиме должна находиться в диапазоне 30-40 °С, при достижении температуры 60 °С происходит аварийное отключение МНС.

Температура РЖ повышается вследствие того, что при работе МНС все виды потерь энергии превращаются в тепло. Так, например одна из МНС СибНИА имея установленную мощность 3000 кВт, выделяет примерно 900 кВт тепловой энергии, которую необходимо утилизировать.

При повышении температуры понижается вязкость РЖ, что, в свою очередь, сопровождается повышением утечек и соответственно прогрессирующим повышением температуры за счет потери энергии в результате утечек. Учитывая это, необходимо, чтобы в гидросистеме был установлен соответствующий тепловой баланс притока и отвода тепла. Уравнение теплового баланса для объемного гидропривода имеет вид [2]:

$$Q_{гп} \cdot d\tau = m_{гп} \cdot c_{гп} \cdot dt + kS(t_{рж} - t_o) \cdot d\tau, \quad (1)$$

где $Q_{гп} \cdot d\tau$ – количество тепла, выделяемого гидроприводом за время $d\tau$;

$m_{гп}$ – масса гидрооборудования и рабочей жидкости; $c_{гп}$ – средняя удельная теплоемкость гидрооборудования и рабочей жидкости; k – коэффициент теплопередачи; S – площадь излучающей поверхности гидрооборудования; $t_{рж}$ и t_0 – температура рабочей жидкости и окружающего воздуха.

Основными характеристиками теплообменных аппаратов (ТА) являются зависимости отводимого количества тепла и перепада давлений от расхода рабочей жидкости. Компанией *HYDAC* для расчета тепловой мощности предлагается упрощенный метод определения потерь пропорционально приводной мощности гидропривода. Так потери мощности при объемном и дроссельном регулировании гидропривода определяются следующими выражениями[3]:

$$\Delta P_{об} = (0.15 - 0.2) \cdot P_{гп}, \text{ кВт}, \quad (2)$$

$$\Delta P_{др} = 0.3 P_{гп}, \text{ кВт}, \quad (3)$$

где $P_{гп}$ – приводная мощность гидропривода, кВт.

Используя значения потерь, подбирают подходящий по рассеиваемой мощности теплообменник и определяют расход охлаждающей жидкости, который необходимо прокачивать через него.

Для отвода теплоты и создания оптимальных тепловых режимов применяют теплообменники различных конструктивных исполнений. В лаборатории прочности СибНИА широкое применение нашли воздушные и водяные маслоохладители.

Воздушные ТА просты в установке и эксплуатации, поскольку не требуют монтажа напорного и сливного трубопроводов для воды. В лаборатории прочности СибНИА воздушные ТА применяются в составе автономных МНС при испытаниях отдельных изделий с небольшим количеством каналов нагружения.

Не смотря на свои преимущества маслоохладители такого типа менее эффективны водяных, обладают большим габаритами, достаточно шумные, из-за постоянной работы вентилятора, а также их охлаждающая способность уменьшается с увеличением температуры в помещении. Все это делает нецелесообразным их использование в гидросистемах с большой мощностью.

В МНС лаборатории прочности СибНИА в основном используются кожухотрубные и пластинчатые водяные маслоохладители. Водяные теплообменники позволяют рассеивать большое количество тепловой энергии при малых габаритах, они менее шумные, чем воздушные, их охлаждающая способность не зависит от температуры в помещении.

Для охлаждения рабочей жидкости в МНС используются две принципиальные схемы установки водяных маслоохладителей. На рисунке 1а показана принципиальная схема установки маслоохладителя в автономный контур охлаждения рабочей жидкости, на рисунке 1б схема с маслоохладителем после подкачивающих насосов низкого давления.

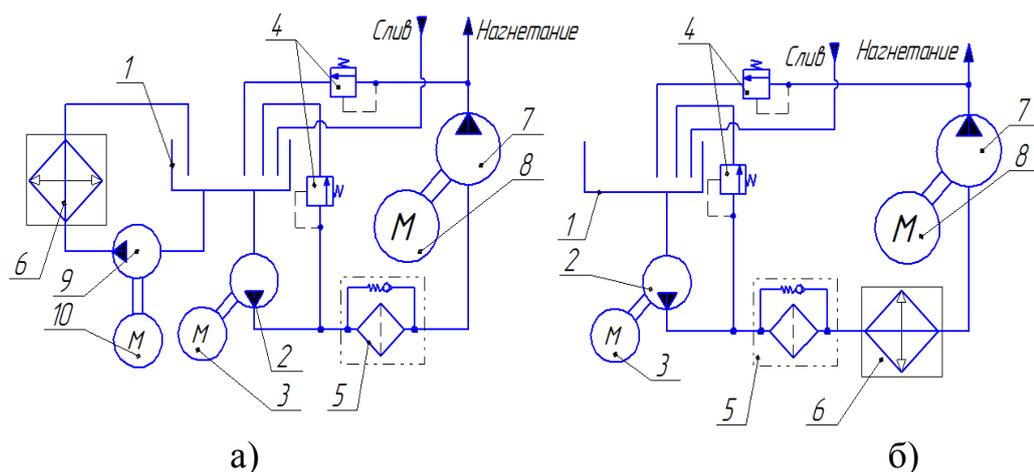


Рис.1. Принципиальные схемы установки маслоохладителей:

- 1– гидробак; 2– подкачивающий насос низкого давления; 3– электродвигатель подкачивающего насоса; 4– предохранительные клапаны; 5– фильтр(блок фильтров); 6– маслоохладитель; 7– насос высокого давления; 8– электродвигатель насоса высокого давления; 9– перекачивающий насос отдельного контура охлаждения; 10– электродвигатель перекачивающего насоса*

Многолетний опыт использования маслоохладителей при испытании самолетов в отделении прочности СибНИА показал, что процесс рассеивания тепловой мощности маслоохладителем, установленным в автономном контуре охлаждения рабочей жидкости (рисунок 1а) эффективней по сравнению с процессом отвода тепла маслоохладителем, установленным после подкачивающих насосов низкого давления (рисунок 1б).

В рамках работы была проведена экспериментальная оценка эффективности пластинчатых и кожухотрубных водяных маслоохладителей и проведен их сравнительный анализ. Результаты эксперимента показали, что пластинчатые маслоохладители по критерию эффективности не уступают кожухотрубным, они компактны и обеспечивают максимальную производительность, занимая минимальное пространство. Кроме того, ввиду использования в кожухотрубных маслоохладителях цветных металлов их стоимость значительно выше пластинчатых маслоохладителей.

Рассмотренная схема автономного охлаждения РЖ с использованием пластинчатых маслоохладителей позволяет уменьшить энергозатраты, массу и габариты системы охлаждения. Она имеет низкую удельную стоимость, небольшие эксплуатационные затраты, а так же конструктивную простоту.

Проведенные исследования позволяют провести обоснованную реконструкцию систем охлаждения трех МНС лаборатории прочности СибНИА с общей мощностью 4300 кВт.

Библиографический список:

1. Испытательные комплексы и стенды для исследования агрегатов и систем летательных аппаратов: монография/ А.Н. Серьезнов, Ю.В., Сабельников В.И., Колеватов, Д.И. Суворкин.– Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015.– 206 с.
2. Башта Т.М. Машиностроительная гидравлика/ Т.М. Башта,– М.: Машиностроение, 1971.–672 с.
3. Oil/Air Cooler Units. Mobil series DC motor. OKELD Type. HYDAC INTERNATIONAL: Catalogue 02 Section 10.–Brochure E 5.805.0/01.02.–8 p.
4. Sidenko D.E. Experimental evaluation of the plate and tube heat exchangers effectiveness. Всероссийская научно-практическая конференция магистрантов и аспирантов Science in Progress. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016.– С. 205-206.– 32 экз.– ISBN 978-5-7782-3094-1
5. Чичиндаев А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Часть 1. Теоретические основы: Учебное пособие.– Новосибирск: НГТУ, 2003.– 400 с.

ANALYSIS SCHEMATIC SOLUTIONS OF HYDRAULIC ACTUATOR COOLING SYSTEM IN STRUCTURAL LABORATORY

Sidenko Denis Evgenyevich, postgraduate student;

Sabelnikov Victor Ivanovich, associate professor

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,

Karl Marx Ave., 20, ph. (913)924-99-71

Sidenko D. E., email silen-den@mail.ru

Sabelnikov V. I., e-mail of sibgidro2100@ngs.ru

The address for correspondence: ***Sabelnikov Victor Ivanovich***,

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,

Karl Marx Ave., 20, ph. (913)924-99-71

Full scale aircraft static test is a very important process of aircraft design, it is costly and time consuming. The testing accuracy and validity mainly depend on the rationality of the test scheme design.

The analysis methods of working liquid cooling at tests of aviation designs are carried out. Typical applications are explained including heating or cooling fluid to the flow. The main technical characteristics of the cooling equipment are described in the paper.

The technical solutions of hydraulic actuator cooling systems in the test facilities of the structural laboratory are considered. The problems of calculating power losses in a hydraulic drive for the suitable cooling equipment selection are considered. *The paper includes the experimental evaluation process of plate and shell- tube heat exchangers effectiveness.*

Keywords: structural laboratory; working fluid; oil cooler; power loss; heat balance.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗНИЦЫ СОСТАВА И СОСТОЯНИЯ АТМОСФЕР ЗЕМЛИ И МАРСА. ВЫЯВЛЕНИЕ ПРОБЛЕМ ЖИЗНИ НА МАРСЕ

Тимиршайхов Дмитрий Сергеевич

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

Тимиршайхов.Д.С., email timirshayahovd@mail.ru

Адрес для корреспонденции: Тимиршайхов Дмитрий Сергеевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)8945944

Аннотация

В данной работе представлено сравнение атмосфер двух сильно отдалённых друг от друга планет, а именно Марса и Земли. Приведены причины и проблемы осуществления колонизации Марса. Из-за разности размеров этих планет на них разные силы притяжения. Сила притяжения на Марсе почти в трижды меньше, чем на Земле и составляет всего 3.71 м/с^2 , а на Земле - 9.81 м/с^2 . На нашей планете существует «природный щит» так называемый озоновый слой. Он защищает нас от опасного ультрафиолетового излучения, а на Марсе такая проблема не решается данным методом и туда проникает очень большое количество излучений. Также разный состав атмосферы преподносит нам проблему, а именно – недостаток кислорода и азота, которых на нашей земле в достатке.

Ключевые слова

Определение проблем колонизации Марса по средствам сравнения атмосфер двух планет Земли и Марса.

1. Введение

Данная тема крайне актуальна много времени и сейчас проходят множество разных исследований Марса. Колонизация Марса, которая в стадии проекта, давно не тайна для многих, кто этим интересуется. Причин для исследования и последующей колонизации Марса много: Промышленная добыча ценных полезных ископаемых, Решение демографических проблем Земли, Основной целью является создание «Колыбели Человечества» на случай глобального катаклизма на Земле. На этой планете много запасов разных веществ и, что очень важно, есть запасы воды. Эти данные позволяют понять нам всю важность данной темы.

2. Сравнение 2-х атмосфер и определение проблем жизни на Марсе и их решение.

По данным НАСА на 2004 год атмосфера Марса состоит на 95,32 % из углекислого газа, также в ней содержится 2,7 % азота, 1,6 % аргона, 0,13 % кислорода, 0,08 % угарного газа, а также миллионные доли процента водяного

пара, оксид азота, неон, полутяжёлая вода водород-дейтерий-кислород, криптон, ксенон [1]. Атмосфера земли в свою очередь, состоит на 78% из Азота, на 21% из кислорода, 0.9% Аргона, 0.03% углекислого газа, а также тысячные и более части процентов земной атмосферы приходится на неон, гелий, метан, криптон, водород и другие.

Проблема с недостатком кислорода легко решается с помощью обычной кислородной установки, которая работает по принципу криогенной ректификации и представлена на рис. 1. На Марсе очень мало кислорода, но уровень в 20 % в убежищах можно поддерживать с лёгкостью.

Сила притяжения на Марсе почти в трижды меньше, чем на Земле и составляет всего 3.71 м/с^2 , а земля в этом случае 9.81 м/с^2 .

Эта проблема в теории будет негативно влиять на нижнюю часть тела и снижения массы человека, но на время перелёта можно использовать центрифугу, для создания нормального притяжения и по всей длительности полёта изменять её до значения Марса, а для того, чтобы люди не теряли вес увеличивать нагрузку с помощью тренажёров. Единственная проблема в центрифуге — это создание кориолисовых ускорений, искажающих восприятие человеком тяжести и вредно воздействующих на организм. Путевку в жизнь получила идея использовать вращение не на всем протяжении полета, а лишь на отдельных его участках, да и то кратковременно.

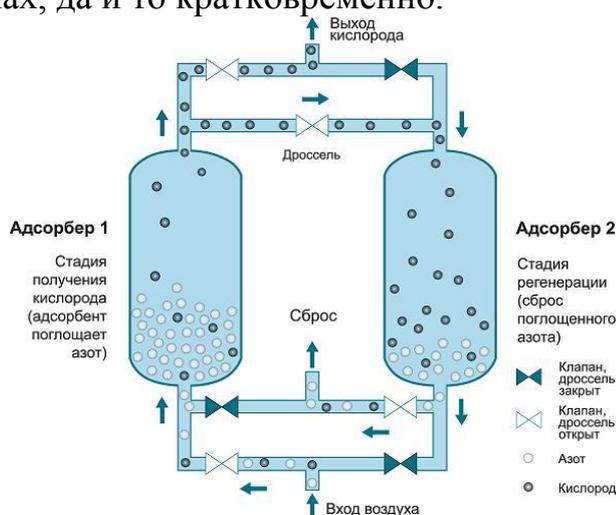


Рис. 1. Кислородная установка.

Магнитное поле Марса слабее земного примерно в 800 раз. Вместе с разрежённой атмосферой это увеличивает количество достигающего его поверхности ионизирующего излучения. Радиационные измерения, проведённые американским беспилотным космическим аппаратом «Марс Одиссей», показали, что радиационный фон на орбите Марса в 2,2 раза превышает радиационный фон на Международной космической станции. Средняя доза составила примерно 220 миллирада в день (2,2 миллигрея в день или 0,8 грея в год). Объём облучения, полученного в результате пребывания в таком фоне на протяжении трёх лет, приближается к установленным пределам безопасности для космонавтов.

На поверхности Марса радиационный фон будет, скорее всего,

несколько ниже и может значительно изменяться в зависимости от местности, высоты и локальных магнитных полей. Жилые и рабочие помещения можно будет экранировать с помощью марсианского грунта, сильно понижая степень облучения людей во время их пребывания внутри комплекса. А на борту космического корабля, во время перелёта, будет нормально количество радиации и это делает создание корабля проще, потому что не придётся делать сильную защиту от радиации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.

1. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А. С. Коротеева. — М.: Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского, 2006. — С. 216-234. — 320 с.
2. «Вестник воздушного флота», N 7-8 за 1996 год, "Пилотируемый полет на Марс... четверть века назад", Игорь АФАНАСЬЕВ
3. Физика атмосферы: электронный учебно-методический комплекс / А. В Чичиндаев, И. В Хромова, 2015

In this study, a comparison of the two atmospheres greatly distant from each other planets, namely Mars and Earth. The reasons and problem of the colonization of Mars. Due to the difference in size of these planets, they have different strength of attraction. The strength of gravity on Mars is nearly three times less than on Earth, and this is 3.71 m / s^2 , and on the Earth - 9.81 m / s^2 . There is a "natural shield" the so-called ozone layer of our planet. It protects us from harmful UV radiation, and on Mars this problem can not be solved by this method and to penetrate a very large amount of radiation. Also, a different composition of the atmosphere presents the problem - namely the lack of oxygen and nitrogen, which on our earth in abundance.

ТЕПЛООБМЕН В КРУГЛЫХ ИМПАКТНЫХ СТРУЯХ ВОЗДУХА ПРИ НИЗКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

Хажиев Зиёдилло Зоҳиджонович

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

Aladdin_26.93@mail.ru

Аннотация

Проведено экспериментальное изучение средних и пульсационных тепловых характеристик в лобовой точке пластины при натекании импактной струи воздуха. Исследовано влияние числа Рейнольдса ($100 < Re < 12000$) на теплообмен при истечении струи из трубки (диаметр $d=3,2$ мм, относительная длина $h/d = 200$) при расстоянии до преграды $h/d=20$. Для измерений использовался датчик теплового потока с высоким пространственным и временным разрешением. По истечении из трубки наблюдается существенное увеличение коэффициента теплоотдачи по сравнению со случаем, когда струя вытекает из сопла.

Ключевые слова: импактная струя; датчик теплового потока (ДТП); число Рейнольдса; МЭМС технологии.

Введение

Сегодняшнее развитие МЭМС (Микро Электро Механические Системы) технологии стимулировало интерес к изучению импактных макро – и микро струй во многих областях науки и технологии. *Импактная струя* – это струя, которая направлена перпендикулярно к поверхности охлаждаемого или нагреваемого тела.

Актуальность темы заключается в том, что интенсивность взаимодействия струй с преградами примерно на порядок выше, чем при других способах подвода теплоносителя к поверхности теплообмена и легко поддаются автоматической регулировке.

Применяются импактные струи в различных отраслях для охлаждения и нагрева поверхностей. В авиационной технике – это системы защиты летательных аппаратов от обледенения, очистки взлетно-посадочных полос и дорог от снега и наледи, предотвращение их разрушения от струй реактивных двигателей.

Экспериментальная установка и результаты измерений

Экспериментальная установка приведена на рис.1.

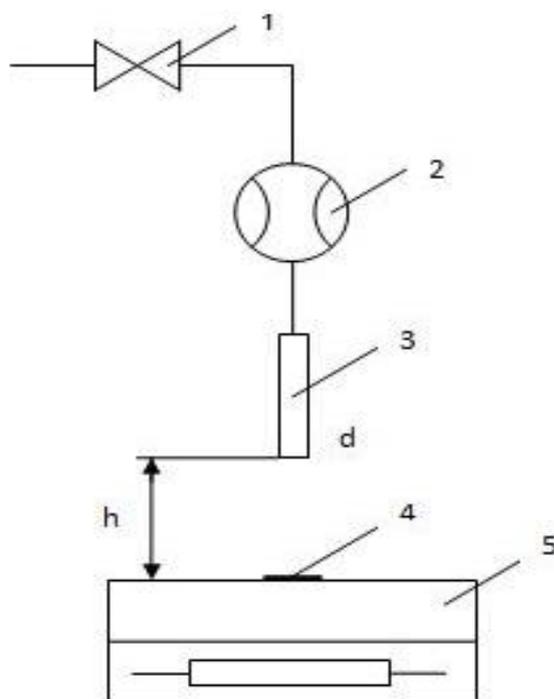


Рис.1. Схема эксперимента: 1- вентиль, 2- расходомер, 3 – рабочий участок, 4- датчик теплового потока, 5- плоская пластина с электронагревателем

В эксперименте рабочий газ – воздух под давлением поступает из магистрали и регулируется с помощью тонкой регулировки 1. В качестве рабочего участка 3 использовалась трубка из латуни с внутренним диаметром $d=3,2$ мм длиной $l=1$ м ($l/d=200$). Теплообменный участок 5 выполнен в виде медной пластины диаметром 190 мм и толщиной 50 мм. Подогрев осуществлялся с помощью электрического нагревателя, при этом обеспечивалось граничное условие $T_w = \text{const}$ ($T_w = 50 - 60^\circ\text{C}$). Использовались миниатюрные датчики теплового потока (ДТП) 4 размером 2x2 мм, которые приклеены к поверхности пластины.

Результаты исследований

Результаты проведенных экспериментов по теплообмену в импактной струе представлены на рис.2-3. Для сопоставления опытных данных с расчетом использовались формулы (1-3) для теплообмена в лобовой точке плоской преграды [1].

$$\alpha_0 = \frac{Q_{\text{ср}}}{T_w - T_j} \quad (1) \text{ - среднее значение коэффициента теплоотдачи;}$$

$$\alpha'_0 = \frac{q}{T_w - T_j} \quad (2) \text{ - среднеквадратичное значение коэффициента}$$

теплоотдачи; $Re = w * \rho * d / \mu$ (3) - число Рейнольдса.

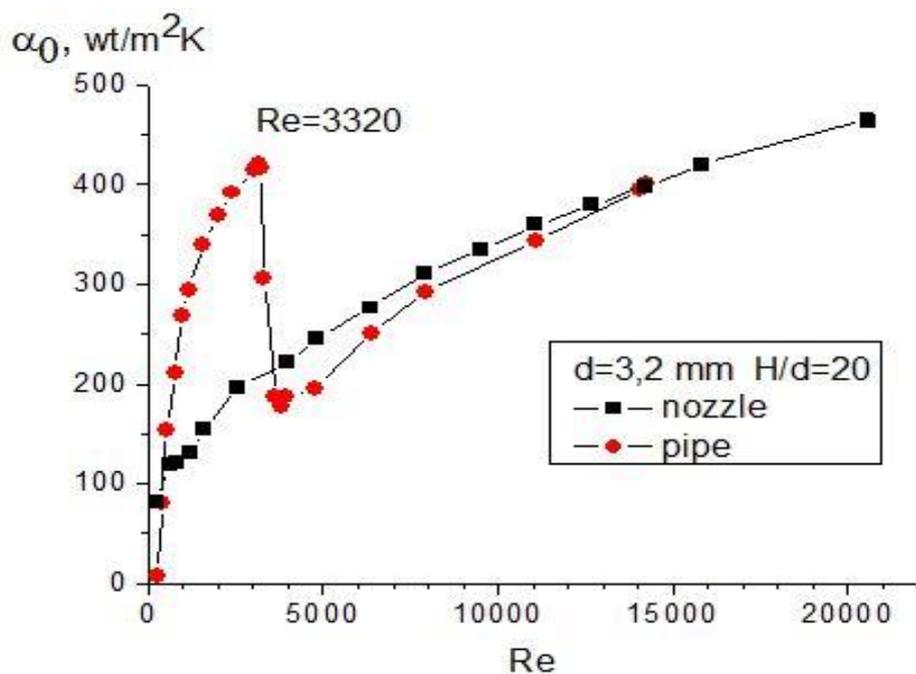


Рис.2. Среднее значение коэффициента теплоотдачи в круглой импактной струе, черные символы – экспериментальные данные для сопла, красные символы – для трубки.

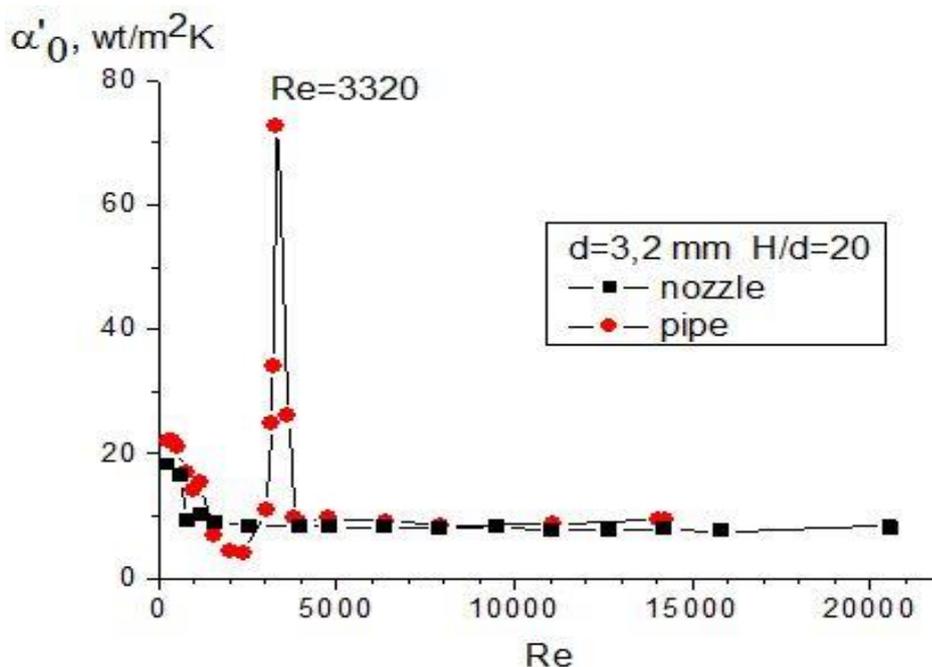


Рис.3. Среднеквадратичное значение коэффициента теплоотдачи

Выводы

Показано, что на зависимость теплообмена от числа Рейнольдса существенно влияет источник струи (сопло или трубка). Для истечения струи из трубки наблюдается максимум теплоотдачи в лобовой точке при числах Рейнольдса характерных для области ламинарно – турбулентного перехода.

Библиографический список

1. Юдаев Б.Н., Михайлов М.М., Савин В.К. Теплообмен при взаимодействии струй с преградами. М: Машиностроения 1977 .
2. Дыбан Е.П., Мазур А.И. Теплообмен и гидродинамика в каналах сложной формы. Киев: Наукова думка, 1982.

HEAT TRANSFER IN CIRCLE IMPINGING JETS AT THE LOW NUMBER OF REYNOLDS

Hajiev Ziedillo Zohidjonovich, Aladdin_26.93@mail.ru

Novosibirsk State Technical University, prospect of Karl Marks, 20,
Novosibirsk, 630073, Russian Federation.

Abstract

An experimental study of the middle and thermal fluctuation characteristics in the frontal point of the plate when inleakage jet of air. The influence of the Reynolds number ($100 < \text{Re} < 12000$) in the heat exchange at the expiry of the jet tube (diameter $d = 3,2$ mm, the relative length of $h / d = 200$) at a distance of obstacles $h / d = 20$. For the measurement of heat flux sensor with high spatial and temporal resolution. For the expiration of the tube there is a significant increase in the heat exchange coefficient as compared with the case where the jet flows out of the nozzle.

Keywords: Impinging jet; the Number of Reynolds; MEMS (Micro Electro Mechanical System) technology; heat flux sensor.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГИПОДИНАМИИ В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ

Хромова Ирина Владимировна, к.т.н., доцент

Ульянкин Иван Михайлович, студент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)772-76-61

Хромова И.В., e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Ульянкин И.М., email jhon324986@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)772-76-61

Аннотация

В работе описаны механизмы негативного воздействия факторов космического полета, связанных с отсутствием гравитации, на органы и системы организма, в частности на параметры кровеносной системы. Выполнен комплекс модельных исследований с целью выявить особенности расходно-напорных характеристик по длине сосудистого русла на Земле и в невесомости. Проведен анализ способов компенсации негативного воздействия невесомости в зависимости от пола, возраста, типа конституции и двигательной активности.

Ключевые слова невесомость, компенсация, гиподинамия, кровеносная система, тренажер, восстановление.

Актуальной задачей в области безопасности космических полетов является разработка средств защиты, направленных на компенсацию негативных факторов, влияющих на организм человека в условиях длительной невесомости. Отсутствие гравитации при длительных космических полетах негативно сказывается на работе всех органов и систем организма человека. Наибольшие физиологические отклонения наблюдаются в опорно-двигательной (гиподинамия, гипокинезия, деминерализация костной ткани), кровеносной (сокращение общего объема циркулирующей крови и перераспределение по тканям) и нервной (сенсорные реакции и иллюзии, изменение пространственного анализа) системах организма. Наиболее сильно от воздействия невесомости страдают опорно-двигательная и сердечно-сосудистая системы. Снижение тонуса мышц приводит к уменьшению мышечной массы и деминерализации костной ткани, что в свою очередь ведет к нарушению осанки, смещению внутренних органов и другим негативным изменениям. Уменьшение нагрузки на ССС ведет к снижению массы и силы сердечной мышцы, нарушению обмена веществ в клетках сердца; ухудшению состояния кровеносных сосудов, а так же к уменьшению их числа. Модельные исследования данной проблемы позволяют существенно расширить границы и

сократить объем дорогостоящих и опасных экспериментов [1-5].

Целью настоящей работы является исследование влияния условий пониженной гравитации и невесомости на параметры кровеносной системы человека, а так же анализ способов компенсации ее негативного воздействия. Отдельное исследование посвящено влиянию фактора гиподинамии в невесомости с учетом типа конституции и двигательной активности.

В работе выполнен комплекс модельных исследований воздействия невесомости на работу кровеносной системы человека. Выявлены особенности и проведен сравнительный анализ перераспределения крови по тканям для мужского и женского организма на Земле и в невесомости. Исследован механизм компенсации невесомости с помощью вакуумного костюма, создающего отрицательное компрессионное давление.

Представлен комплекс модельных исследований воздействия гиподинамии различной степени тяжести и избыточного веса двух типов (мышечная масса и жировая ткань) на работу кровеносной системы человека. Выявлены особенности недостатка двигательной активности для мужского и женского организма на Земле и в невесомости.

В настоящее время существенно расширились границы физического состояния космонавтов, допускаемых к полетам в космос. Наряду с широкими возрастными рамками, можно выделить и три характерные группы по типу двигательной активности: специалисты-операторы, бортинженеры, тренированные космонавты (военные летчики). В связи с этим отдельное исследование посвящено изучению влияния типа конституции и двигательной активности на расходно-напорные характеристики в условиях Земли и длительного космического полета.

Полученные результаты могут быть полезны для расширения рамок экспериментов при разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения и программ реабилитации космонавтов.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-38-00257.

Библиографические ссылки

1. Компьютерное моделирование физических процессов / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова, Н. Н. Евтушенко / Электронно-методический комплекс, 2014. – Режим доступа : <http://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/2982>

2. Чичиндаев А. В. Исследование воздействия невесомости и гиподинамии на работу кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2007. – № 4. – С. 33–42.

3. Исследование воздействия высотных факторов на человека : методические указания к лабораторным работам, курсовому и дипломному проектированию для специальностей 160100, 160202, 551013 для 4-6 курсов ФЛА дневного отделения / Новосиб. гос. техн. ун-т ; [сост. А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева]. - Новосибирск, 2006. - 74, [1] с. : ил.. - Режим доступа: <http://www.library.nstu.ru/fulltext/metodics/2006/chichind.rar>

4. Чичиндаев А. В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 11. – С. 35–46.

5. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Серия «Учебник НГТУ». Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF HYPODINAMIA IN CONDITIONS OF WEIGHTLESSNESS

Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,

e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Ul'jankin Ivan Mihajlovich, student, email jhon324986@gmail.com

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

The report describes the mechanism of negative impacts of the influence of space flight factors related to the lack of gravity on the organs and systems of the body, in particular on the parameters of the circulatory system. Conducted model research in order to identify particular characteristics of the consumable-pressure along the length of the vascular bed in conditions of Earth and in the weightlessness. The analysis of negative impacts compensations have been done depending on gender, age, type of constitution and motion activity.

Keywords weightlessness, compensation, hypodinamia, blood system, training apparatus, recovery.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМИЧЕСКИХ СОПРОТИВЛЕНИЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ В СИСТЕМЕ «ЧЕЛОВЕК – ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА – ОКРУЖАЮЩАЯ СРЕДА»

Хромова Ирина Владимировна, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)772-76-61

Хромова И.В., e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)772-76-61

Аннотация

В настоящей работе рассматриваются проблемы моделирования тепловых процессов в элементах системы «человек – тепловая защита – окружающая среда». Представлена методика моделирования процессов теплообмена в системе термостабилизации человека (СТС). Описываются механизмы работы СТС, направленные на поддержание теплового комфорта организма, а также механизмы регуляции мощности внутренних тепловыделений. Проводятся модельные исследования влияния термического сопротивления защитной одежды, свойств окружающей среды и индивидуальных параметров организма на тепловое состояние человека.

Ключевые слова система термостабилизации, компьютерное моделирование, низкие температуры, многослойный элемент, защитная одежда, тепловое сопротивление.

Одной из актуальных задач в области разработки систем жизнеобеспечения является исследование влияния охлаждения на организм человека, а также разработка средств защиты. При создании защитной одежды необходимо учитывать различные свойства материалов, из которых она изготавливается. Это связано с требованиями, которым должна удовлетворять одежда, например малая масса и высокое тепловое сопротивление. Для расчета величины тепловых потерь необходимо знать теплофизические свойства материалов, из которых изготовлена защитная одежда, а также учитывать тепловые процессы, проходящие внутри системы термостабилизации человека в зависимости от параметров окружающей среды и индивидуальных особенностей организма. Для решения данной проблемы целесообразно использовать модельные исследования, которые позволяют существенно расширить границы и сократить объем дорогостоящих экспериментов.

Целью настоящей работы является исследование термических сопротивлений слоев естественной теплоизоляции (покровные ткани тела) в зависимости от индивидуальных параметров организма и свойств окружающей

среды. Анализ эффективности средств индивидуальной защиты в зависимости от их теплового сопротивления, индивидуальных особенностей организма человека, а также воздействия факторов окружающей среды (вода/воздух, их температура и скорость движения). Отдельное исследование посвящено оценке влияния мощности внутренних источников тепла вследствие физической нагрузки на процесс теплоотдачи в костюмах с различным термическим сопротивлением.

Модель системы терморегуляции человека. Для моделирования работы системы термостабилизации человека используется условное разделение объекта на «оболочку» – покровные ткани тела и «ядро» – внутренние органы и мышцы [5]. Это многослойная многоэлементная модель, в которой каждая часть тела представлена расчетным элементом (рис. 1) с соответствующим количеством и видом слоев [6].

Кровеносная система работает совместно с системой терморегуляции (СТР) и осуществляет перенос тепла от внутренних органов к поверхности тела [6, 7]. Для расчета процесса охлаждения используется система нестационарных одномерных дифференциальных уравнений теплопроводности для каждого расчетного элемента (многослойной цилиндрической стенки) с учетом тепловых процессов, которые происходят в каждом из его слоев.

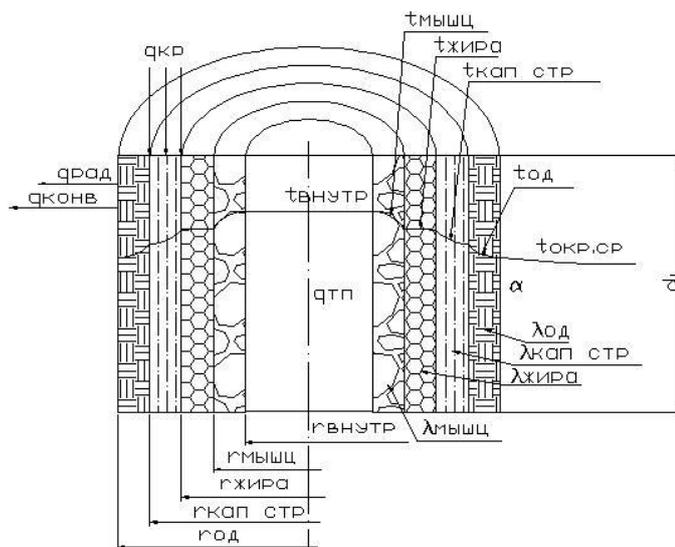


Рис. 1. Схема расчетного элемента

В результате рассчитываются тепловые потоки, температуры на границах слоев и среднемассовые температуры. Проверка достоверности проведена путем сравнения полученных результатов с известными экспериментальными и расчетными данными, установлено качественное и количественное соответствие, расхождение не более 10 % [2, 5, 6].

Исследование термических сопротивлений слоев теплоизоляции. «Оболочка» выступает эффективным слоем теплоизоляции и состоит из двух слоев: сети подкожных капилляров системы термостабилизации и жировой прослойки. Сеть подкожных капилляров является активным слоем теплоизоляции и участвует в процессе оттока теплоносителя из «оболочки» в

«ядро» в начальной стадии охлаждения с целью уменьшить теплоотдачу в окружающую среду. Жировая прослойка служит пассивным слоем теплоизоляции. Она расположена между активным слоем «оболочки» и средним слоем «ядра» и является термическим сопротивлением, препятствующим проникновению холода в «ядро» и сохраняющим его температуру. В настоящей работе исследуются теплофизические параметры слоев теплоизоляции в зависимости от типа расчетного элемента, режимов охлаждения, свойств окружающей среды и мощности внутренних источников тепла.

Исследование средств защиты от холода. На процесс охлаждения оказывают влияние многие параметры – условия окружающей среды: водная или воздушная среда, ее температура и скорость движения; физиологические особенности организма: пол, возраст, процентное содержание жира, внутренние тепловыделения организма; свойства защитной одежды: тепловое сопротивление, воздухопроницаемость. В работе проводится исследование эффективности индивидуальных средств защиты в условиях низких температур в зависимости от теплофизических свойств тканей, состояния организма и параметров окружающей среды. Установлен предпочтительный материал для защитной одежды. Выявлено, что при очень низких температурах окружающей среды использование материалов с большим тепловым сопротивлением нецелесообразно, так как эти материалы при таких условиях ненамного эффективнее материалов с низким тепловым сопротивлением. При умеренно низких температурах окружающей среды увеличение теплового сопротивления защитной одежды до 3 clo (1 clo = 0,155 м² °С/Вт) значительно увеличивает допустимое время нахождения на холоде [3].

На основании анализа распределения температур и тепловых потоков в различных частях тела определяются места расположения и термическое сопротивление утепляющих элементов в конструкции нательного белья для космонавтов. Исследование влияния индивидуальных параметров организма на процесс охлаждения позволяет подобрать соответствующий теплозащитный костюм для конкретного человека с учетом особенностей его строения. Результаты исследования могут быть полезны специалистам при проектировании термобелья для космонавтов на орбите, высотно-компенсирующих костюмов летчиков, а так же при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-38-00257.

Библиографические ссылки

1. Исследование влияния свойств окружающей среды и индивидуальных средств защиты от холода на тепловое состояние человека = Properties of environment and individual means of protection from the cold on the human thermal state / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев, Н. Н. Евтушенко, А. Н. Денисова // Экологические системы и приборы. - 2015. - № 9. - С. 20-26.
2. Компьютерное моделирование физических процессов / А. В

Чичиндаев, И. В. Хромова, Н. Н. Евтушенко / Электронно-методический комплекс, 2014. – Режим доступа: <http://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/2982>

3. Хромова И. В. Моделирование и исследование эффективности средств индивидуальной защиты человека от воздействия низких температур / И. В. Хромова, А. Н. Денисова // Авиакосмическое приборостроение. – 2011. – № 7. – С. 17–26.

4. Чичиндаев А. В. Влияние внутренних источников тепла на процессы теплообмена в системе "человек - тепловая защита - окружающая среда" = Effect of internal heat sources on the processes of heat transfer in the system «human – thermal protection – environment» / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, И. В. Хромова // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. - 2016. - № 1 (30). - С. 108-115.

5. Чичиндаев А.В. Исследование термических сопротивлений слоев теплоизоляции в системе «человек– окружающая среда / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, И. В. Хромова // [Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации](#). – 2014. - № 4 (25). – С. 137-142.

6. Чичиндаев А.В. Моделирование тепловых процессов системы «человек – окружающая среда» в условиях низких температур / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова // Научный вестник НГТУ. – 2009. – № 4. – С. 197-201.

7. Чичиндаев А.В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. 2006. № 11. – С. 35-46.

INVESTIGATION OF THERMAL RESISTANCE OF THERMAL INSULATION IN THE SYSTEM "HUMAN - THERMAL PROTECTION - THE ENVIRONMENT"

*Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,
e-mail: ixromova@corp.nstu.ru*

Novosibirsk State Technical University,
20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

This article deals with the problems of thermal processes modeling, which occur in the elements of the system «human - thermal protection - environment.» The simulation method of heat transfer processes in the human thermoregulatory system (HTS) is presented. Mechanisms of HTS aimed to support thermal comfort of the human organism and mechanisms of regulation internal heat sources described. The work carried out the modeling researches of influence thermal resistance of the protective clothing, properties of the environment and individual parameters of the human organism on the human thermal state

Keywords human thermoregulation system, computer simulation, low temperature, multilayer element, protective clothing, thermal insulation.

ОСОБЕННОСТИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СКВ

Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор

Кириленко Александр Иванович, аспирант;

Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-06-42

Чичиндаев А.В., e-mail: tfnstu@rambler.ru

Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-06-42

Аннотация

В данной работе рассматриваются варианты выбора теплообменника-конденсатора для различных значений числа Рейнольдса по холодному и горячему тракту и проведено сравнение температур стенок теплообменника для выявления зон промерзания. В заключении приведены результаты сравнения температур пластин для вариантов с постоянным оребрением, переменным по горячему, холодному и обоим трактам.

Ключевые слова: теплообменник-конденсатор, обмерзание, теплопередающая поверхность, противообледенительные системы

Введение

Одним из методов предотвращения обмерзания теплообменника-конденсатора является метод оптимизации его конструкции, который позволяет бороться с причиной возникновения конденсата – точкой росы на пластинах [1-4]. Оптимизация происходит за счет изменения шага оребрений между пластинами, что приводит к усиленной турбулизации потока по разным трактам и увеличению чисел Рейнольдса в локальных точках около пластин.

Целью настоящей работы является сравнительный анализ температур поверхности теплообменников-конденсаторов для различных значений числа Рейнольдса и перепада температур для вариантов с постоянным оребрением, а также для теплообменников с переменным по горячему, холодному и обоим трактам.

1. Постоянное оребрение

Для проведения анализа произведен расчет теплообменников с постоянным оребрением для 4 значений числа Рейнольдса по холодному и горячему тракту с двумя вариантами перепада температур.

В качестве примера выбраны два варианта расчетов:

- для числа Рейнольдса 3500 по холодному и горячему тракту;
- для числа Рейнольдса 7500 по холодному и 2500 по горячему тракту.

Результаты расчетов температуры пластин теплообменника приведены на рисунках 1, 2.

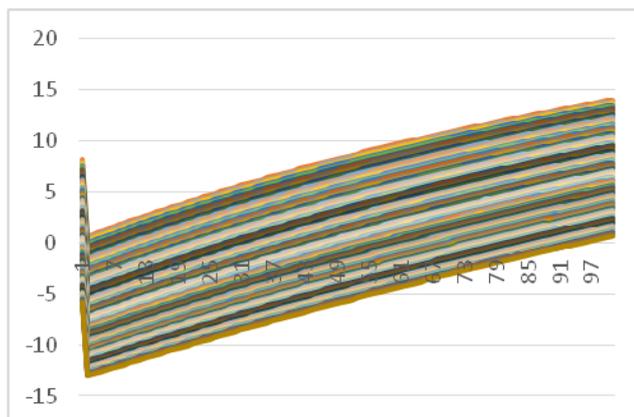


Рис. 1. Постоянное оребрение, $Re_x = Re_\Gamma = 3500$.

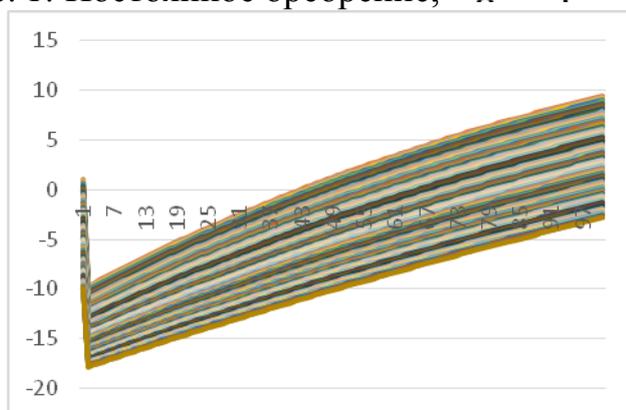


Рис. 2. Постоянное оребрение, $Re_x = 7500; Re_\Gamma = 2500$.

В теплообменниках-конденсаторах с постоянным оребрением температура поверхности пластин минимальна у подключения холодного тракта, эта точка является наиболее опасной для обмерзания. Чтобы добиться положительной температуры в этой зоне необходимо максимально турбулизировать поток по горячему тракту, увеличивая его число Рейнольдса.

2. Переменное оребрение по горячему тракту

Переменное оребрение по горячему тракту подразумевает под собой изменение шага пластин через некоторое пространство внутри теплообменника, меняя расстояние между пластинами горячего тракта. По данному типу оребрения теплообменников проведены расчеты с 4 вариантами значений числа Рейнольдса и 2 вариантами перепада температуры. Результаты приведены на рисунках 3, 4.

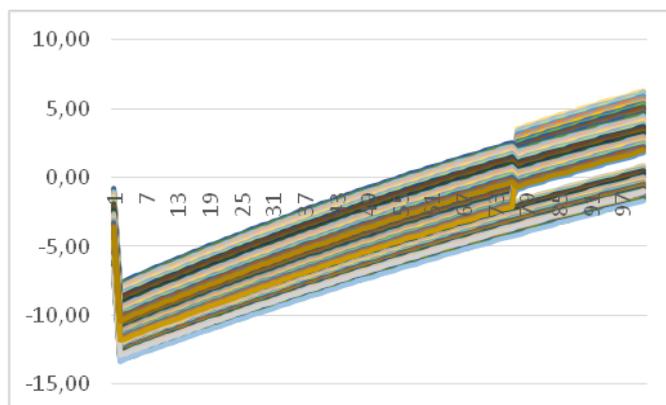


Рис. 3. Переменное оребрение по горячему тракту, $Re_X = Re_\Gamma = 3500$.

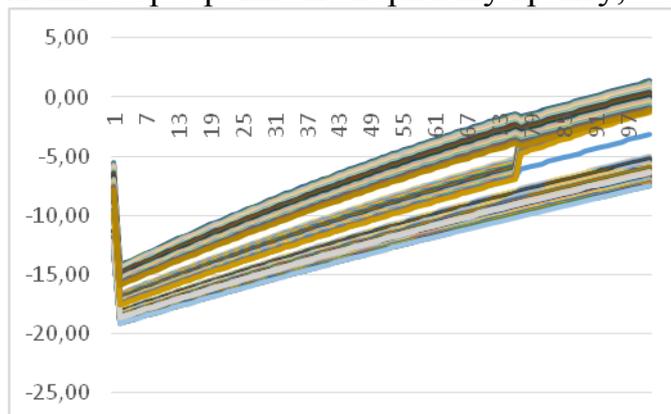


Рис. 4. Переменное оребрение по горячему тракту, $Re_X = 7500$; $Re_\Gamma = 2500$.

При изменении оребрения по горячему тракту выявляются следующие особенности работы данных теплообменников:

- температура пластин около входа холодного тракта не меняется, оставаясь наиболее опасным местом обмерзания;
- по сравнению с постоянным оребрением перепад температур по пластине снижается, пластина работает при малом перепаде температур на разных ее точках.

3. Переменное оребрение по холодному тракту

При переменном оребрении по холодному тракту меняется шаг между пластинами холодного тракта при неизменном горячем. Для данного варианта проведены расчеты с 4 вариантами числа Рейнольдса и 2 вариантами перепада температур. Результаты приведены на рисунках 5, 6.

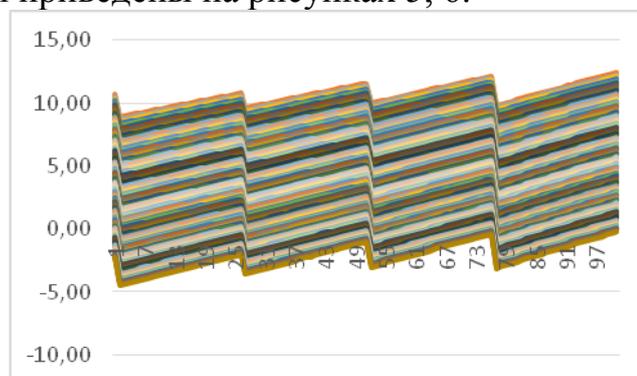


Рис. 5. Переменное оребрение по холодному тракту, $Re_X = Re_\Gamma = 3500$.

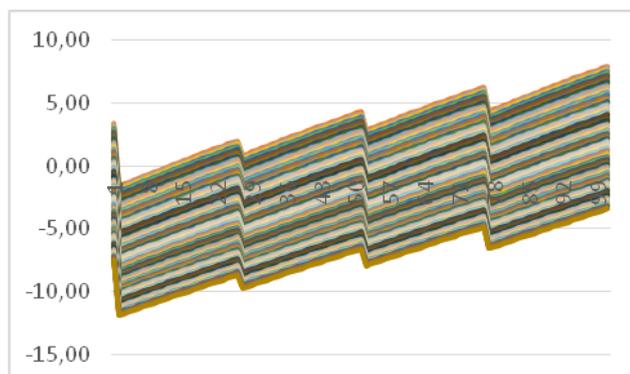


Рис. 6. Переменное оребрение по горячему тракту, $Re_x = 7500$; $Re_\Gamma = 2500$.

Изменение оребрения по холодному тракту позволяет значительно увеличить минимальную температуру пластин, в некоторых случаях, полностью избавляя от угрозы обмерзания поверхности пластин. Однако, в точках изменения шага образуются новые проблемные зоны, перенося область обмерзания с края теплообменника на всю длину.

4. Переменное оребрение по обоим трактам

Переменное оребрение по обоим трактам является комбинацией вариантов оребрения по холодному и горячему тракту. Для анализа работы такого теплообменника также проведены расчеты с 4 вариантами числа Рейнольдса и 2 вариантами перепада температур. Результаты приведены на рисунках 7, 8.

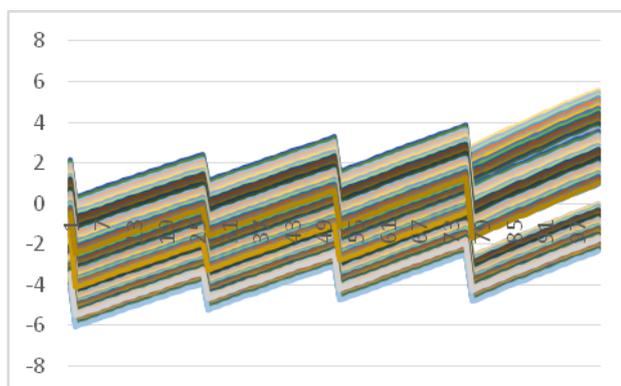


Рис. 7. Переменное оребрение по обоим трактам, $Re_x = Re_\Gamma = 3500$.

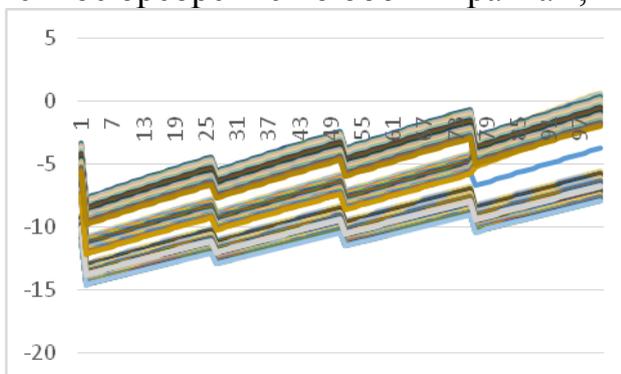


Рис. 8. Переменное оребрение по обоим трактам, $Re_x = 7500$; $Re_\Gamma = 2500$.

Использование теплообменников-конденсаторов с переменным оребрением по обоим трактам, как и теплообменники с переменным оребрением по холодному тракту, позволяют повысить начальную температуру

около входа холодного тракта. Также перепад температур на пластине становится минимальным, позволяя пластине работать в менее экстремальных условиях.

Заключение.

В работе предоставлены результаты расчета теплообменников-конденсаторов с различными вариантами оребрений. Вариант с переменным оребрением по обоим трактам содержит положительные и отрицательные стороны каждого оребрения в отдельности, однако превосходит вариант постоянного оребрения по всем показателям. При переменном оребрении возможно добиться:

- повышения минимальной температуры пластин теплообменника-конденсатора, с возможностью исключения температуры точки росы;

- уменьшения перепада температур по пластине, позволяя работать пластине в менее критичных условиях, что сказывается на ее физических свойствах и долговечности.

Результаты работы представляют практический интерес при проектировании теплообменного оборудования, работающего на влажном воздухе при отрицательных температурах.

Список литературы

1. Чичиндаев А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Часть 1. Теоретические основы: Учеб. пособие для студ. вузов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 400 с. - (Серия «Учебники НГТУ»).

2. Чичиндаев А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Часть 2. Примеры расчета и справочные материалы: Учеб. пособие для студ. вузов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 208 с. - (Серия «Учебники НГТУ»).

3. Чичиндаев А.В. Тепломассообмен влажного воздуха в компактных пластинчато-ребристых теплообменниках : монография / А.В. Чичиндаев. – Новосибирск : изд-во НГТУ, 2012. - 298 с. (Серия «Монографии НГТУ»)

4. Чичиндаев А.В. Исследование влияния переменного отношения термических сопротивлений на поля температур в теплообменнике-конденсаторе СКВ / А. В. Чичиндаев // Энергетика и теплотехника: сб. науч. трудов / под ред. акад. РАН В. Е. Накорякова. – Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2015. – Вып. 19. – С. 181-187.

FEATURES WORK AND OPTIMIZATION OF HEAT EXCHANGER-CONDENSER ACS

Chichindaev Aleksander Vasilevich, Doctor of Technical Sciences,

Professor,

e-mail: ttf_nstu@rambler.ru

Kirilenko Aleksander Ivanovich, graduate student,

e-mail: ttf_nstu@rambler.ru

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

The article discusses the options for choosing a heat exchanger-condenser for different values of the Reynolds number in the cold and hot path, and the temperature of the walls of the heat exchanger was compared to determine the freezing zones. The results of comparison of plate temperatures for variants with constant finning, alternating with hot, cold and both paths are given in conclusion.

Keywords exchanger-condenser, freezing, heat transfer surface-icing system.

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ:САМОЛЁТО- И ВЕРТОЛЁТОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ.....	5
РЕМОНТ ДЕТАЛЕЙ САМОЛЕТОВ ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ	
<i>Бобин Павел Николаевич, Бобин Константин Николаевич</i>	5
ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АДДИТИВНОЙ ТЕХНОЛОГИИ 3D-ПЕЧАТИ SELECTIVE LASER MELTING В АВИАСТРОЕНИИ	
<i>Великанова Алёна Игоревна, Рынгач Николай Анатольевич</i>	7
МЕТОДЫ УСТРАНЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ ДЕФОРМАЦИЙ В ДЕТАЛЯХ ТИПА «ПАНЕЛЬ»	
<i>Грабко Евгений Сергеевич, Бобин Константин Николаевич</i>	12
ПРОЕКТИРОВАНИЕ СТЕНДА ПО ТЕСТИРОВАНИЮ ТОПЛИВНЫХ ФОРСУНОК ДВИГАТЕЛЯ ТРЕ 331 ПРОИЗВОДСТВА HONEYWELL	
<i>Детинов Максим Борисович, Бобин Константин Николаевич</i>	15
УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОСЛЕПРОДАЖНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВС ГОСАВИАЦИИ	
<i>Казак Сергей Анатольевич</i>	19
ОБРАБОТКА ВНУТРЕННИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ	
<i>Костылев Игорь Витальевич, Зверков Илья Дмитриевич</i>	24
СБОРКА СЕКЦИИ ПОВОРОТНОГО НОСКА	
<i>Кучинский Герман Сергеевич, Бобин Константин Николаевич</i>	26
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЁГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЁТА	
<i>Лопатин Александр Николаевич</i>	29
МЕТОДЫ МОДЕРНИЗАЦИИ СБОРКИ АГРЕГАТА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	
<i>Марусин Илья Евгеньевич, Бобин Константин Николаевич</i>	34
РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ТЕРМОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ	
<i>Полетаев Илья Андреевич, Рынгач Николай Анатольевич</i>	38
ПРОБЛЕМЫ ИНТЕГРАЦИИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ И СИСТЕМЫ МЕНЕДЖМЕНТА БЕЗОПАСНОСТИ АВИАЦИОННОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ	
<i>Полтавец Михаил Николаевич, Степанов Владимир Михайлович</i>	41
ПРИМЕНЕНИЕ САПР ПРИ СОЗДАНИИ РАЗВЁРТКИ ДЛИННОМЕРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ЛА	
<i>Суворов Кирилл Викторович, Рынгач Николай Анатольевич</i>	44
РАЗРАБОТКА И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОНЖЕРОНА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	
<i>Тимофеев Владимир Евгеньевич, Бобин Константин Николаевич</i>	47

УЧАСТОК ОЧИСТКИ РАБОЧИХ ЖИДКОСТЕЙ АВИАЦИОННЫХ ГИДРОСИСТЕМ <i>Топтыгин Руслан Александрович, Бобин Константин Николаевич</i>	51
СБОРКА ФЛАПЕРОНА СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЕТА <i>Ульяновская Валентина Андреевна, Бобин Константин Николаевич</i>	54
МЕТОДЫ ФОРМООБРАЗОВАНИЯ МОНОЛИТНЫХ ФРЕЗЕРОВАННЫХ ПАНЕЛЕЙ В АВИАСТРОЕНИИ <i>Чахлова Кристина Викторовна, Бобин Константин Николаевич</i>	57
СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН.....	60
СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ И ФОРМ КОЛЕБАНИЙ КОНИЧЕСКИХ ЗУБЧАТЫХ КОЛЕС С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАНЫМИ <i>Аксенов Евгений Вячеславович, Непеин Кирилл Геннадьевич</i>	60
МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЧНОСТИ ПОЛОЙ ШИРОКОХОРДНОЙ ЛОПАТКИ ВЕНТИЛЯТОРА С УЧЕТОМ ЕЕ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ.....	64
<i>Анохин Денис Вячеславович, Елизаров Дмитрий Александрович, Аксенов Евгений Вячеславович, Непеин Кирилл Геннадьевич</i>	64
АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ РЕЖИМОВ ХИМИКО-ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ПО РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ <i>Анохин Денис Вячеславович, Матвеева Карина Фёдоровна, Вакулюк Владимир Степанович, Ковалкин Юрий Петрович</i>	69
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОПОР ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ <i>Белюсов Анатолий Иванович, Запысова Елена Алексеевна, Кожевников Алексей Николаевич, Кольчев Артём Юрьевич, Красноруцкий Дмитрий Александрович, Мишенина Виктория Сергеевна</i>	74
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СОБСТВЕННЫХ ТОНОВ КОЛЕБАНИЙ ПО АМПЛИТУДНО-ЧАСТОТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ КОНСТРУКЦИЙ	81
<i>Бернс Владимир Андреевич, Жуков Егор Павлович, Маленкова Валерия Васильевна, Маринин Дмитрий Александрович</i>	81
ВЫЯВЛЕНИЕ ТРЕЩИН В МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ПАНЕЛЯХ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО ПАРАМЕТРАМ ВИБРАЦИЙ <i>Бернс Владимир Андреевич, Жуков Егор Павлович, Маленкова Валерия Васильевна, Билык Михаил Александрович</i>	86
ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДОЛГОВЕЧНОСТИ И ГЕОМЕТРИЧЕСКОЙ ТОЧНОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ШАССИ <i>Букатый Алексей Станиславович, Лунин Валентин Валериевич, Сорокин Андрей Дмитриевич</i>	90
УТОЧНЁННЫЙ РАСЧЁТ КОНТАКТНОЙ ЖЁСТКОСТИ РЕЗЬБЫ В ЗАТЯНУТЫХ РЕЗЬБОВЫХ СОЕДИНЕНИЯХ..... <i>Волошин Александр Васильевич, Остроменский Пётр Иванович</i>	94

СПОСОБ УЛУЧШЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ВИБРОЗАЩИТЫ СИСТЕМЫ

Дерхо Евгений Павлович, Лакиза Павел Анатольевич, Родионов Андрей Иванович, Рыков Анатолий Аркадьевич 99

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭПЮРЫ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЯХ

Злобин Андрей Сергеевич, Кочерова Евгения Евгеньевна, Кяримов Рустам Равильевич 106

СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ ПРИ РАЗЛИЧНОЙ АСИММЕТРИИ ЦИКЛА НАПРЯЖЕНИЙ 111

Злобин Андрей Сергеевич, Семёнова Ольга Юрьевна, Денискина Екатерина Александровна, Павлов Валентин Фёдорович 111

ОБ ЭЛЕКТРИЧЕСКОМ ЭФФЕКТЕ ПРИ СОУДАРЕНИИ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ СТЕРЖНЕЙ

Квашинёв Александр Андреевич, Поляков Юрий Олегович, Родионов Андрей Иванович 116

УСТОЙЧИВОСТЬ КРИВОЛИНЕЙНОГО ШЛАНГА С ПРОТЕКАЮЩЕЙ ВНУТРИ НЕГО ЖИДКОСТЬЮ

Кириленкова Екатерина Сергеевна, Красноруцкий Дмитрий Александрович 123

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ РЕЖИМОВ УЛЬТРАЗВУКОВОГО УПРОЧНЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ИЗ СПЛАВА ЭИ698 ПО РАСПРЕДЕЛЕНИЮ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

Киселёв Павел Евгеньевич, Мокишин Дмитрий Сергеевич, Каранаева Оксана Валериевна, Кирпичёв Виктор Алексеевич 129

ОЦЕНКА ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЕЙ ПО ХАРАКТЕРУ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ

Киселев Павел Евгеньевич, Морозов Андрей Павлович, Чуриков Дмитрий Сергеевич ... 135

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАССОГЛАСОВАНИЯ КРЕПЕЖНЫХ ТОЧЕК ОПОРЫ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ П110-3 НА НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ КОНСТРУКЦИИ

Кожевников Алексей Николаевич, Красноруцкий Дмитрий Александрович, Левин Владимир Евгеньевич 140

ВЛИЯНИЕ ГАЗОТЕРМИЧЕСКОГО НАПЫЛЕНИЯ МОЛИБДЕНОМ НА НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОЕ СОСТОЯНИЕ ДЕТАЛЕЙ ПОД ДЕЙСТВИЕМ РАБОЧИХ НАГРУЗОК

Костичев Владислав Эдуардович, Нагиев Александр Витальевич, Швецов Николай Юрьевич, Кирпичёв Виктор Алексеевич 147

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПОВЕРХНОСТНОГО УПРОЧНЕНИЯ РОЛИКОМ НА МНОГОЦИКЛОВУЮ УСТАЛОСТЬ ОБРАЗЦОВ С НАДРЕЗАМИ

Костичев Владислав Эдуардович, Микушев Николай Николаевич, Букатый Алексей Станиславович, Павлов Валентин Фёдорович 151

ВЛИЯНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ НА ПРОЧНОСТЬ ДЕФЛЕКТОРА ТУРБИНЫ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕЙ СЕРИИ НК-25

Кочерова Евгения Евгеньевна, Михалкина Светлана Алексеевна, Рунова Ксения Вячеславовна, студентка 156

РАСЧЕТ УСИЛИЙ В ГИБКИХ ЭЛЕМЕНТАХ ПРИ ШВАРТОВКЕ ГРУЗОВ В КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОМ ПАКЕТЕ ANSYS

<i>Кочетов Алексей Сергеевич, Красноруцкий Дмитрий Александрович</i>	160	
К ДИНАМИКЕ ЭФФЕКТА ДЖАНИБЕКОВА		
<i>Кравцов Сергей Русланович, Полетаев Пётр Алексеевич, Родионов Андрей Иванович</i> ..	166	
ДИНАМИКА РОБОТА – МАНИПУЛЯТОРА С ДВУМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ ОГРАНИЧЕННОЙ МОЩНОСТИ ПРИ МЯГКОМ ЗАХВАТЕ ПОДВИЖНОЙ ДЕТАЛИ		
<i>Крамаренко Николай Владимирович, Лакиза Павел Анатольевич</i>	171	
К ВОПРОСУ ОПИСАНИЯ ПОВОРОТА ТВЕРДОГО ТЕЛА		
<i>Левин Владимир Евгеньевич, Красноруцкий Дмитрий Александрович</i>	177	
ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ПОРИСТЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ РАЗЛИЧНЫХ НАПРЯЖЕННЫХ СОСТОЯНИЯХ		
<i>Леган Михаил Антонович, Пель Александр Николаевич, Новоселов Алексей Николаевич, Шкирко Светлана Анатольевна</i>	180	
О ДИНАМИКЕ ОДНОЙ ВИБРОЗАЩИТНОЙ СИСТЕМЫ		
<i>Мирошниченко Алексей Витальевич, Родионов Андрей Иванович, Рыков Анатолий Аркадьевич</i>	184	
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ В УПРОЧНЁННЫХ ДЕТАЛЯХ ПО ПЕРВОНАЧАЛЬНЫМ ДЕФОРМАЦИЯМ ОБРАЗЦА-СВИДЕТЕЛЯ		191
<i>Михалкина Светлана Алексеевна, Матвеева Карина Фёдоровна, Вакулюк Владимир Степанович</i>	191	
РАЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕТОННОЙ КРУГОВОЙ АРКИ		
<i>Немировский Юрий Владимирович, Моховнев Дмитрий Владимирович, Соловьева Ксения Александровна</i>	196	
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ПОПАДАНИЯ БИОМАССЫ В ЛОПАТКУ ВЕНТИЛЯТОРА		
<i>Непейн Кирилл Геннадьевич, Анохин Денис Вячеславович, Аксенов Евгений Вячеславович</i>	202	
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЛЯ ВЫБОРА ОБРАЗЦОВ-СВИДЕТЕЛЕЙ ПРИ УПРОЧНЕНИИ ДЕТАЛЕЙ		
<i>Письмаров Андрей Викторович, Лунин Валентин Валериевич, Швецов Николай Юрьевич, Сазанов Вячеслав Петрович</i>	206	
ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ОБКАТКИ ЗАГОТОВОК РОЛИКОМ НА СОПРОТИВЛЕНИЕ УСТАЛОСТИ РЕЗЬБОВЫХ ДЕТАЛЕЙ		
<i>Сазанов Василий Вячеславович, Шляпников Павел Анатольевич, Кяримов Рустам Равильевич, Шадрин Валентин Карпович</i>	211	
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИ ПРОГНОЗИРОВАНИИ ПРЕДЕЛА ВЫНОСЛИВОСТИ УПРОЧНЁННЫХ ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ		
<i>Сургутанов Николай Андреевич, Сазанов Василий Вячеславович, Мокшин Дмитрий Сергеевич, Семёнова Ольга Юрьевна</i>	216	
ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ИНТЕНСИВНОСТИ НАПРЯЖЕНИЙ ОТ ГЛУБИНЫ ТРЕЩИНЫ В НАДРЕЗАННЫХ И ГЛАДКИХ ПЛАСТИНАХ		
<i>Сургутанов Николай Андреевич, Пилипив Олег Михайлович, Денисов Иван Сергеевич, Сазанов Вячеслав Петрович</i>	221	

СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА	225
ИНЖЕНЕРНАЯ ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (САМОЛЁТА)	
<i>Акимов Михаил Александрович</i>	225
ИССЛЕДОВАНИЕ КОМПОНОВОК МНОГОРОТОРНЫХ КОНВЕРТОПЛАНОВ	
<i>Балаганская Евгения Викторовна</i>	231
ОПТИМИЗАЦИЯ КОНЦЕВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ПО МИНИМУМУ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ	
<i>Борисова Виктория Геннадьевна, Силантьев Владимир Александрович</i>	234
СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МУЛЬТИКОПТЕРОВ	
<i>Ветров Евгений Валерьевич, Акимов Михаил Александрович</i>	238
ПОДХОД К ВЗВЕШЕННОЙ ОЦЕНКЕ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА	
<i>Виноградова Анжелика Сергеевна, Акимов Михаил Александрович</i>	242
ПОИСКОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ В ОБЛАСТИ АЭРОДИНАМИКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СКОРОСТНОГО САМОЛЁТА ВМЕСТИМОСТЬЮ 19 МЕСТ С ТРДД ДЛЯ МВЛ	
<i>Кружков Александр Сергеевич, Акимов Михаил Александрович, Мымрин Владимир Анатольевич, Зайцев Валерий Юрьевич</i>	246
АНАЛИЗ СПОСОБОВ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ ДВУХКОНТУРНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ НАГРЕВА ВОЗДУХА В СИСТЕМАХ ТОННЕЛЬНОЙ ВЕНТИЛЯЦИИ	
<i>Куликова Ольга Александровна, Красюк Александр Михайлович, Лугин Иван Владимирович</i>	252
ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗДУШНОГО ВИНТА С УПРАВЛЯЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ СРЕДСТВАМИ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ АЭРОДИНАМИКИ	
<i>Чичиндаев Георгий Александрович, Курлаев Николай Васильевич</i>	257
СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	261
ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ ДЛИТЕЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПОЛЕТАХ	
<i>Балкен Дархан Биржанулы, Нягулов Михаил Романович</i>	261
ИЗМЕРЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ПРИСТЕННЫХ ПЛЕНОК СМЕСЕЙ ВОДА-ЭТАНОЛ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ С ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ СПУТНЫМ ПОТОКОМ ГАЗА ИЗ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ТРУБКИ В ВАКУУМ	
<i>Вотинов П.Р., Вязов Ю.Н., Ярыгин И.В.</i>	266
ТЕРМОПРОЧНОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ СОВРЕМЕННОГО СВЕРХЗВУКОВОГО САМОЛЁТА	
<i>Дагаева Александра Баировна, Шинкарев Дмитрий Александрович</i>	271

О МЕТОДАХ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЭКСЕРГЕТИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ В ХОЛОДИЛЬНОМ КОМПРЕССОРЕ	
<i>Клещин Эдуард Васильевич, Радионов Александр Николаевич</i>	275
СИСТЕМА ВНУТРЕННЕГО НАГРЕВА И ОХЛАЖДЕНИЯ СТЕНДОВ ДЛЯ РЕСУРСНЫХ ИСПЫТАНИЙ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ	
<i>Козлова Виктория Сергеевна, Сабельников Виктор Иванович</i>	279
ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ПЕРСПЕКТИВНОГО ХЛАДАГЕНТА ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК	
<i>Лютак Илья Иванович, Францева Алина Алексеевна</i>	283
РЕГУЛИРОВАНИЕ ПЕРЕОХЛАЖДЕНИЕМ ХЛАДАГЕНТА В КОНДЕНСАТОРЕ ПАРОКОМПРЕССИОННОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ	
<i>Сажин Игорь Александрович</i>	287
РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ДОЗАТОРОВ И СЕПАРАТОРОВ В КОНДЕНСАТОРЕ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ	
<i>Сажин Игорь Александрович</i>	292
АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ГИДРОПРИВОДА ЛАБОРАТОРИИ ПРОЧНОСТИ	
<i>Сиденко Денис Евгеньевич, Сабельников Виктор Иванович</i>	297
ОПРЕДЕЛЕНИЕ РАЗНИЦЫ СОСТАВА И СОСТОЯНИЯ АТМОСФЕР ЗЕМЛИ И МАРСА. ВЫЯВЛЕНИЕ ПРОБЛЕМ ЖИЗНИ НА МАРСЕ	
<i>Тимиршайхов Дмитрий Сергеевич</i>	301
ТЕПЛООБМЕН В КРУГЛЫХ ИМПАКТНЫХ СТРУЯХ ВОЗДУХА ПРИ НИЗКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА	
<i>Хажиев Зиёдилло Зоҳиджонович</i>	304
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГИПОДИНАМИИ В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ	
<i>Хромова Ирина Владимировна, Ульянов Иван Михайлович</i>	308
ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕРМИЧЕСКИХ СОПРОТИВЛЕНИЙ ТЕПЛОИЗОЛЯЦИИ В СИСТЕМЕ «ЧЕЛОВЕК – ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА – ОКРУЖАЮЩАЯ СРЕДА»	
<i>Хромова Ирина Владимировна</i>	311
ОСОБЕННОСТИ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СКВ	315
<i>Чичиндаев Александр Васильевич, Кириленко Александр Иванович</i>	315

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

Наука Промышленность Оборона

Труды XVIII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 19-21 апреля 2017 г.

Том I

Под редакцией *С.Д. Саленко*

Компьютерная верстка *А.С. Долматов*

Подписано в печать 06.06.2017 г. Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная
Тираж 50 экз. Уч.-изд.л. 19,06. Печ.л. 20,5. Заказ № 797

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20
Тел: (383)-346-31-87