

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
XIX ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ
КОНФЕРЕНЦИИ**

г. Новосибирск, 18-20 апреля 2018 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
2018

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

Н 34

Н 34 **Наука Промышленность Оборона:** труды XIX Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018.

ISBN 978-5-7782-3550-2

Том 1: - 156 с.

ISBN 978-5-7782-3551-9

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 XIX Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука Промышленность Оборона – 2018». 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 978-5-7782-3551-9 (Том 1)

ISBN 978-5-7782-3550-2

© Коллектив авторов, 2018

© Новосибирский государственный
технический университет, 2018

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";

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., генерал-майор, начальник Новосибирского высшего военного командного училища (НВВКУ);

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 «Радиоприемных и радиопередающих устройств» (РПиРПУ) НГТУ;

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

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

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

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

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;

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-2018»

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
Коробейников С.М., д.ф.-м.н., профессор
Курлаев Н.В., д.т.н., профессор
Ларичкин В.В., д.т.н., профессор
Литвинцева Г.П., д.э.н., профессор
Левин В.Е., д.т.н., профессор
Легкий В.Н., д.т.н., профессор
Обуховский А.Д., к.т.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 629.7

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ЗАМКА ТОРМОЗНОГО ПАРАШЮТА

**Анищенков Александр Андреевич, Бобин Константин Николаевич, Смирнов Сергей
Александрович**

**Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, medved.vdv@mail.ru**

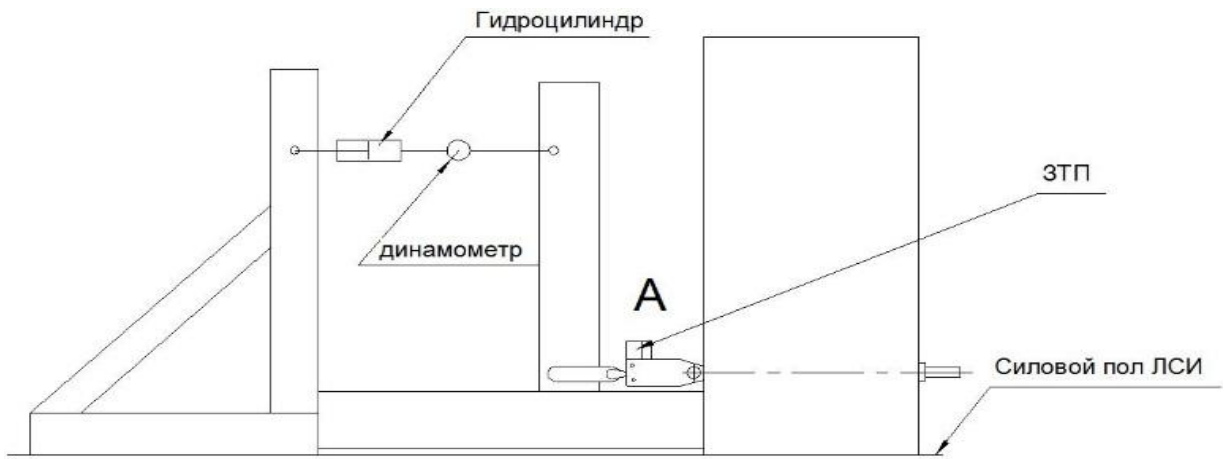
В данной работе описано проектирование приспособления для испытания тормозного парашюта. Была разработана схема стенда. Проведены необходимые расчеты на прочность. Проанализирована эффективность спроектированного приспособления для испытаний.

In this paper designing the device for test the brake parachute is described. The scheme of the device was designed. The necessary strength calculations were obtained. Efficiency of the designed test device was analyzed.

Тормозной парашют - один из важных элементов маневренного самолета при торможении. Для безотказной работы тормозного парашюта, необходимо проводить испытания замков парашюта, которые в определенный момент должны незамедлительно раскрыться. Одним из основных испытаний являются статические испытания на разрыв, в ходе которых проверяется какие нагрузки выдерживает замок при растяжении.

Ранее на предприятии использовалась громоздкая конструкция, основанная на принципе рычагов. Конструкция состояла из больших консолей, установленных на усиленный пол. Замок тормозного парашюта закреплялся между двумя тросами, один из которых был присоединен к статической консоли, а второй к рычагу, к нижней части которого прикреплялся гидроцилиндр осуществляющий подачу нагрузки. После осуществления испытания изучались приложенные нагрузки, анализировались появившиеся дефекты на замке, проверялась его работоспособность. При проведении испытаний были необходимы дополнительные расчеты для уточнения полученных данных испытаний и усложненная наладка приспособления.

В ходе исследования было спроектировано компактное приспособление для испытаний тормозного парашюта (рис. 1 и 2), в наладке которого может участвовать один лаборант, оснащенное защитой лаборанта от зоны испытания (металлическая решетка закрывающая замок и крепежные элементы) и механизмом прямого действия. По ходу проектирования проведены расчеты элементов приспособления на прочность, подобраны силовые элементы и измерительное оборудование.



Вид А (5:1)

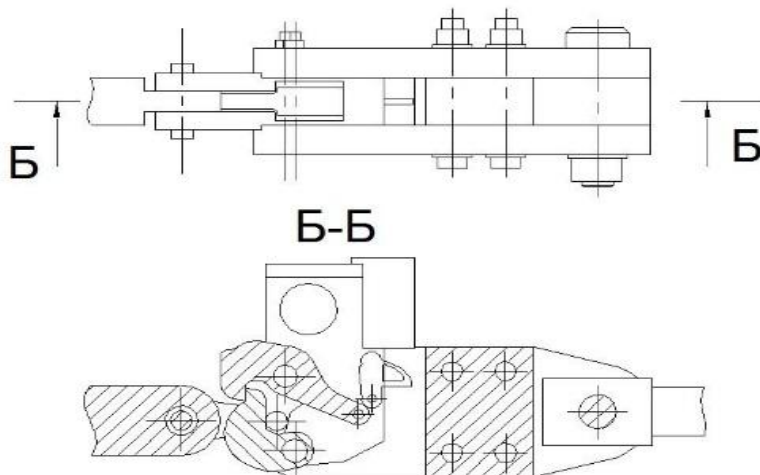
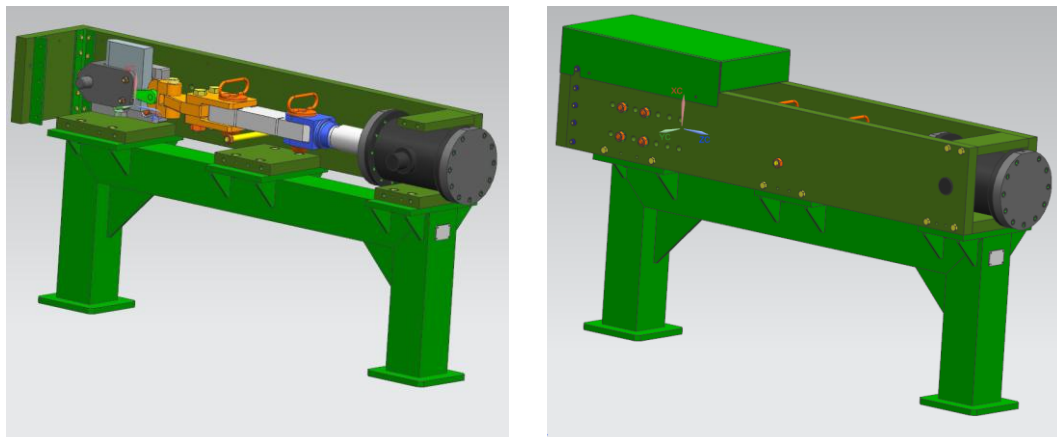


Рисунок 1. Схема спроектированного приспособления



а

б

Рисунок 2. Электронная модель спроектированного приспособления.

Расчеты размеров и усилий гидроцилиндров, крепежных болтов и силовых элементов конструкции были проведены исходя из нагрузок при испытаниях замка тормозного парашюта.

Разработанное приспособление позволило уменьшить трудоемкость испытаний замка тормозного парашюта.

ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОБШИВОК ДВОЙНОЙ КРИВИЗНЫ В РЕЖИМЕ ПОЛЗУЧЕСТИ

Антысев Иван Юрьевич^{1,2}, Рынгач Николай Анатольевич¹

¹Новосибирский государственный технический университет,

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации

им. С.А. Чаплыгина,

г. Новосибирск, panzer27@yandex.ru

В данной статье поставлена задача по разработке стенда и изготовлению криволинейной обшивки носовой части гидросамолета из алюминия Д16АТ методом ползучести.

Полученные детали на разработанной оснастке показывают возможность применения данной технологии для мелкосерийного производства. Новизна тематики данной работы заключается в том, что в мировой практике еще не применялось явление ползучести для производства габаритных обшивок двойной кривизны.

In this article the task is set for the development of the stand and the production of curvilinear plating of the nose part of the hydroplane from aluminum D16 by the creep method.

The received details on the developed rig show the possibility of using this technology for small-scale production. The novelty of the subject matter of this paper is that in the world practice, the phenomenon of creep has not yet been used to produce double skin curvatures.

1. Введение

Применяемые в конструкциях современных изделий криволинейные панели обшивок создают значительные трудности при их формообразовании методом штампования в следствии разнотолщинности, возможных утолщений и вырезов.

В современном авиастроении наблюдается тенденция при котором в мелкосерийном производстве легких самолетах делается упор на детали из композитных материалов без использования штамповки, это обусловлено тем, что штампованные детали не всегда получаются качественными и имеют не высокую точность. Требуемого комплекса свойств можно достигнуть путем применения прогрессивного технологического процесса при котором совмещаются операции термообработки и формообразования.

Процесс формообразования в режиме ползучести позволит уменьшить нагрузку деформирования за счет нагрева и повысить прочностные свойства и точность изготовления деталей.

Основные задачи разработки

Основной целью разработки является повышение прочностных характеристик изготавливаемых деталей, сокращения доводочных работ и повышения качества деталей.

Для достижения указанной цели необходимо решить следующие задачи:

Определить температурно-силовые параметры процесса формообразования

Провести эксперименты по формообразованию натуральных образцов

2. Результаты

Для определения температурно-силовых параметров процесса формообразования за основу были взяты результаты исследования свойств сплавов В95ПчАТ1В, Д16чТ на образцах, изготовленных согласно ГОСТ 3248-81 из листов толщиной 3-5 мм.

Испытания образцов проводились на установке для растяжения с нагревом от $\sigma = 280$ МПа - 320 МПа.

Исходя из имеющихся результатов для проведения экспериментов была спроектирована и изготовлена экспериментальная формообразующая оснастка, которая

включает в себя раму жесткой конструкции с расположенными лампами типа ГКТ 220-2200, рубильниками и электромеханизмами рисунок 1,2

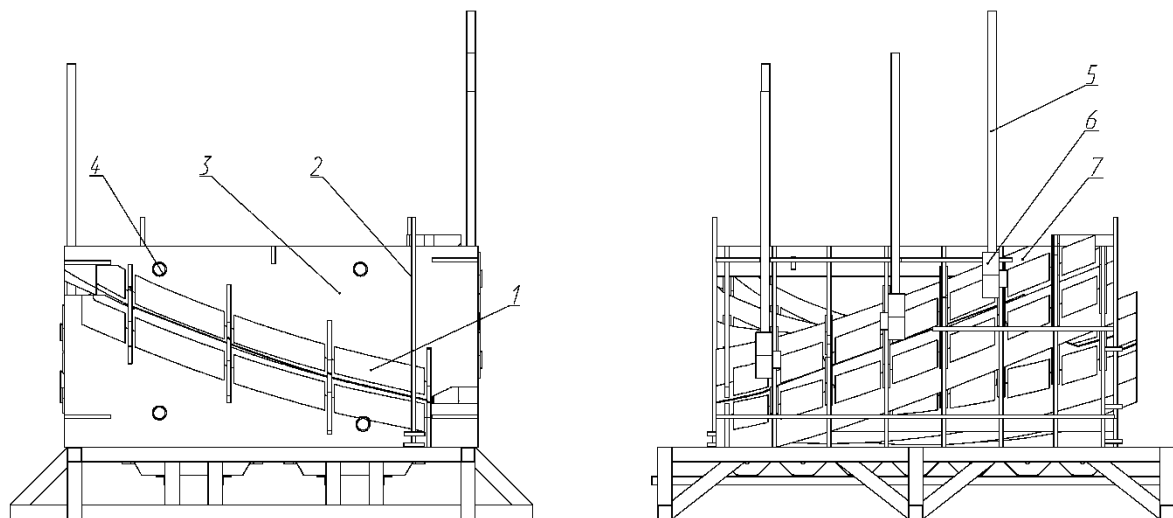


Рис.1. Стенд ползучести СП-1:1- теоретическая пластина, 2 - штырь направляющий, 3,7 - рубильник, 4 - труба, 5 - винтовая пара, 6 - электродвигатель

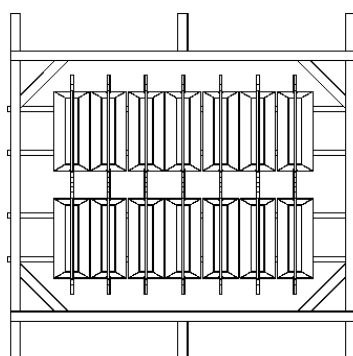


Рис.2. Стенд ползучести СП-1. Вид на лампы типа ГКТ, основная часть стенда условно не показана

Процесс формообразования обшивки из алюминиевого сплава Д16АТ включал операцию предварительного нагрева конструкции до 100 оС с последующим прижимом заготовки и доведения нагрева до температуры формообразования 200 оС. Данная методика обусловлена необходимостью минимизирования потерь тепла при формообразовании.

После проведения формообразования выяснилось, что пружинение заготовки от теоретической поверхности составляет 50 мм, было принято решение о дополнительных выдержки заготовки при температуре 150 оС в течении 20 минут и последующим полным остыванием всего стенда, что позволило уменьшить пружинение до 15 мм в местах наибольшей кривизны.

3. Выводы

В ходе проделанной работы выявлены недостатки формообразования в режиме ползучести. Основываясь на полученных данных, методика получения изделия будет подвержена переработке в сторону уменьшения времени формообразования.

Следующим этапом работы станет изготовление из полученной детали образцов для проведения сравнительных испытаний на растяжение и сжатие с аналогичными образцами, полученными штамповкой.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Орлов П.И. Основы конструирования: - М.: Машиностроение, 1988
2. Паркер Э., Уошборн Дж. Сб. «Ползучесть и возврат», Металург-издат, 1961
3. Владимиров В.И., Кусов А.А. Локальная неустойчивость пластической деформации металлов под нагрузкой. - ШМ, 1977, т.43, № 6
4. Мороз Л.С. К вопросу о временной зависимости прочности металлических материалов. - Пробл.прочности, 1972, № 12
5. Степанов В.А., Шпейзман В.В. Влияние вида напряженного состояния на долговечность и ползучесть металлов. - В кн.: Термопрочность материалов и конструктивных элементов. Киев: Нау-кова думка, 1969
6. Немировский Ю.В., Романова Т.П. Оптимизация процессов динамического пластического деформирования пластин со сложным контуром// ПМТФ.- 2001.- Т.42.- № 1
7. Соснин О.В., Никитенко А.Ф., Горев Б.В. К обоснованию энергетического варианта теории ползучести и длительной прочности металлов // Прикладная механика и техническая физика. 2010. 51, № 4
8. Ribeiro F.C., Marinho E.P., Inforzato D.J., Costa P.R., Batalha G.F. Creep age forming: a short review of fundamentals and applications // Journal of Achievements in Materials and Manufacturing Engineering. 2010. 43, N 1

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПТИЧЕСКОГО ВОЛОКНА В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

**Кайковский Виктор Чеславович, Бобин Константин Николаевич,
Курлаев Николай Васильевич**
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, kaykovskiyv@yandex.ru

Появление новых средств передачи информации не обошло стороной и авиацию. В конструкции современной авиационной техники происходит переход от традиционных электрических электрожгутов к использованию оптоволоконных систем связи. В данной работе рассмотрены недостатки систем дистанционного управления, а также преимущества оптоволоконных систем связи. Дается описание возможного применения оптического волокна в системе управления современного самолета.

The emergence of new means of conveying information has not spared the aviation. Modern aircraft design is undergoing a transition from traditional electric systems to the use of optical fiber systems. This paper describes the deficiencies of the remote control system and the advantages of the optical fiber system. It also describes the possible use of optical fiber in the control system of modern aircrafts.

Впервые о возможности применения оптоволоконных систем в авиастроении задумались конструкторы «Сухого» и «МиГа» еще в конце 1980-х годов, став пионерами в освоении волоконной оптики в авиации. В связи с распадом СССР и прекращением финансирования исследования были прекращены.

Вторая волна применения волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) в авиации уже произошла в мире в конце 2010-х годов.

Оптоволоконные сети передачи информации на текущий момент имеют американские самолеты B-2 Spirit, E-3D Sentry, E-8C JSTARS (Block 20), EC-130H (Block 30) Compass Call, F-16-E/F (Block 60) Fighting Falcon, F-22 Raptor, европейский Eurofighter Typhoon и японский противолодочный самолет P-1.

В России волоконно-оптические сети передачи данных использованы в таких боевых самолетах четвертого поколения, как МиГ-29К/КУБ, МиГ-35, Су-35 и, также, у истребителя пятого поколения Т-50 ПАК ФА.

Кроме внедрения на новых образцах авиатехники, происходит модернизация ранее выпущенных летательных аппаратов [1].

В большинстве случаев для управления современным летательными аппаратами используется электродистанционная система управления (ЭДСУ), представленная на рисунке 1. ЭДСУ - это система, которая заменила обычное ручное управление полетом самолета электронным. Воздействия летчика на ручку управления преобразуются в электронные сигналы, передаваемые проводами. Компьютер управления полетом по входящим сигналам определяет, как перемещать приводы для каждой поверхности управления, чтобы обеспечить нужное воздействие. ЭДСУ также позволяет автоматическим сигналам, посылаемыми компьютерами самолета, выполнять функции автоматической системы стабилизации самолета с неустойчивой аэродинамической схемой. Вся система управления в ЭДСУ действует как замкнутый контур обратной связи.

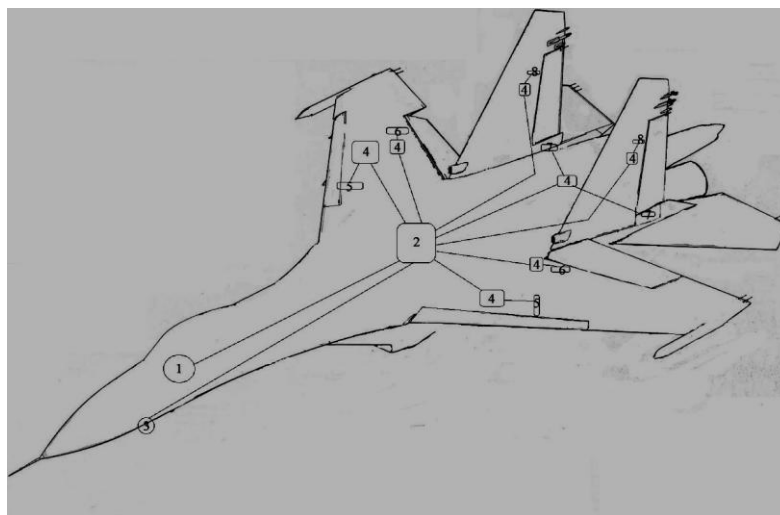


Рис. 1 - Схема электродистанционной системы управления современного сверхзвукового маневренного самолета: 1 – Органы управления (ручка управления, педали, пульт ногового управления, пульт управления триммерами, пульт управления предкрылками, и т.д.); 2 – Электрическая вычислительная машина (ЭВМ); 3 – Аэродинамическая информационная система; 4 – Электрические привода управления; 5 – Привода управления предкрылками; 6- Привода управления флайперонами; 7 – Привода управления горизонтальным оперением; 8 – Привода управления вертикальным оперением

Недостатками такой системы является:

- относительно высокие потери при передаче сигнала;
- ограниченная пропускная способность;
- неустойчивость к электромагнитным импульсам (ЭМИ);
- относительно большой вес;
- создание дополнительных электромагнитных помех за счет большого количества проводов;
- коррозия в кабельных соединениях, приводящая в ряде случаев к повышенной восприимчивости к электромагнитным помехам [2]

Низкие потери при передаче сигнала, большой срок эксплуатации, полная электрическая безопасность, малая масса, устойчивость к внешним помехам говорят о предпочтительности применения волоконно-оптикодистанционной системы управления (ВОДСУ).

Волоконно-оптикодистанционная система управления (ВОДСУ) полагается на аналогичную систему, как и ЭДСУ, за исключением того, что все датчики являются оптическими, а не электронными или электрическими. В этом типе системы управления входные командные сигналы отправляются на приводы через оптико-волоконные линии. Обратная связь с управляющими поверхностями и другими системами осуществляется аналогичным образом. ВОДСУ обеспечивает те же возможности управления полетом, что и проводные системы, без необходимости экранирования для защиты от ЭМИ [3].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Волоконная оптика в авиации: наступившее завтра [Электронный ресурс] / А. В. Репин // Национальная оборона: электронный журнал -2018. – № 1. - Режим доступа: <http://www.oborona.ru/includes/periodics/defense/2016/0118/143817620/detail.shtml>
2. Электродистанционная система управления [Электронный ресурс] -2018 - № 2. – Режим доступа: https://ru.wikipedia.org/wiki/Электродистанционная_система_управления
3. Atul Garg., Rezawana Islam Linda, Tonoy Chowdhury. Application of Fiber Optics in Aircraft Control System & Its Development.// 2014 International Conference on Computer Communication and Informatics. 2014.

ПРИМЕНЕНИЕ ИНСТРУМЕНТАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ПРИ ТЕСТИРОВАНИИ ПОСАДОЧНО-РУЛЕЖНОЙ ФАРЫ САМОЛЁТА BOEING-737 (800)

Клочков Никита Игоревич, Зверков Илья Дмитриевич
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, nik.klochkov.nstu@mail.ru

В данной работе ставится задача применения инструментального контроля при выполнении тестирования посадочно-рулежной фары производства фирмы Honeywell International (США), которая установлена на самолёте Boeing-737-800 Next Generation. Выбирается схема испытательного стенда и подбирается оборудование, приспособленное для документирования процедуры измерения.

In this paper, the task is to use instrumental control in the performance of testing Retractable Landing Light manufactured by Honeywell International (USA). This retractable landing light is installed on the aircraft Boeing-737-800 Next Generation. The scheme of the test stand and equipment to document control are selected. The problem of monitoring the technical parameters of equipment installed on an aircraft is very relevant and important. Due to this and many other activities, flight safety is achieved. Instrumental control is a control designed to detect stable failures. Stable failures are stable deviations in the technical characteristics of equipment from specified or expected.

1. Введение

Проблема контроля технических параметров оборудования, установленного на воздушном судне, безусловно, очень актуальна и важна. За счет этого и многих других мероприятий достигается безопасность полетов [1].

Инструментальный контроль – это контроль, предназначенный для выявления устойчивых отказов (устойчивых отклонений технических характеристик оборудования от заданных или ожидаемых).

2. Постановка задачи

При проектировании стенда для проверки технических характеристик посадочно-рулежной фары Retractable Landing Light производства фирмы Honeywell International (США) возникла необходимость в наличии инструментального контроля. Эта фара установлена на самолёте Boeing-737-800 Next Generation [2].

Проектируемый стенд представляет собой механизм, имитирующий действие аэродинамической нагрузки (силы лобового сопротивления) от набегающего потока воздуха при выпуске фары. Имитация воздействия аэродинамической нагрузки на конструкцию фары необходима для выявления ее заклинивания в процессе выпуска и уборки.

Задача разбивается на два этапа:

1) Разработать схему стенда для имитации воздействия аэродинамической нагрузки на конструкцию фары.

2) Подобрать контрольно-измерительные приборы, приспособленные для электронной документации проводимых тестов.

Фара устанавливается в нижней части фюзеляжа и выдвигается вниз. Характер воздействующих на неё внешних сил можно с достаточной для практической эксплуатации точностью описать графиком, изображённым на рисунке 1.

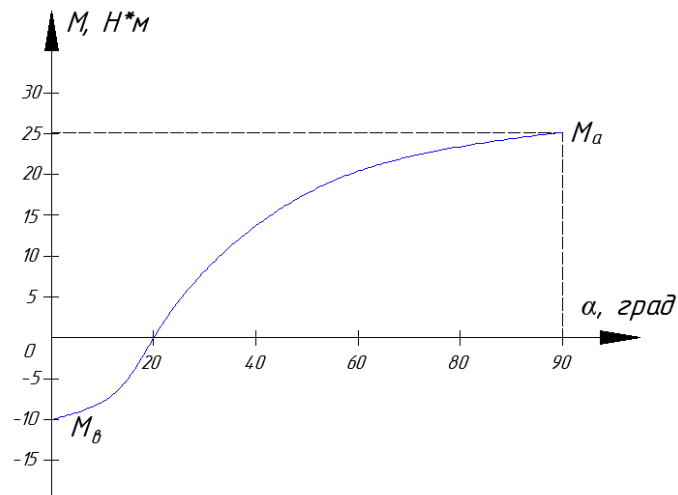


Рис. 1. График момента внешних сил, действующих на механизм выдвижения фары в зависимости от угла выпуска

В закрытом положении и в начале выпуска на конструкцию фары действует отрицательный момент M_0 , обусловленный ее весом. В открытом положении действует положительный момент M_a обусловленный аэродинамическими силами набегающего потока.

3. Результаты

Были вычислены моменты внешних сил, действующие на фару: отрицательный момент M_0 , положительный момент M_a .

Для определения отрицательного момента M_0 была использована следующая формула:

$$M_0 = P_\phi \cdot h \quad (1)$$

где P_ϕ – вес конструкции фары (Н), h – плечо приложения веса фары (м).

Для определения положительного момента M_a была использована следующая формула:

$$M_a = X_0 \cdot h \quad (2)$$

где X_0 – сила лобового сопротивления (Н), h – плечо приложения силы лобового сопротивления к конструкции фары (м).

Таким образом, проектируемое приспособление должно обеспечивать прикладываемые моменты от внешних сил в диапазоне от $-10,2$ до $25,56$ ($H \cdot m$) при выпуске фары на угол 90° .

Было рассмотрено три варианта нагружения фары, которые представлены на рисунке 2.

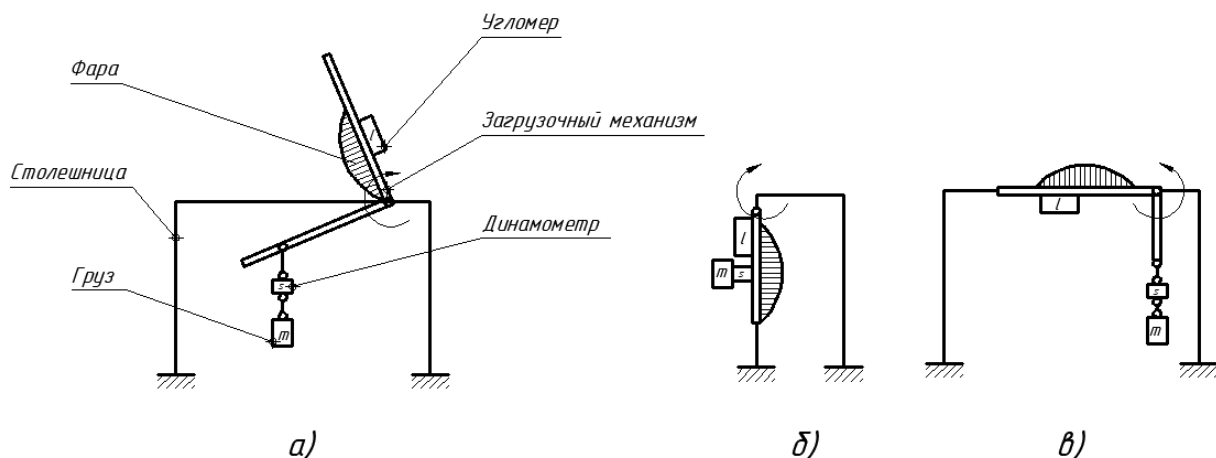


Рис.2. Варианты нагружения фар на стенде. а - горизонтальный стенд, фара открывается вверх; в - вертикальный стенд, фара открывается вверх; г - горизонтальный стенд, фара открывается вниз

Вариант а) был предложен производителем данной посадочно-рулежной фары фирмой Honeywell International (США) [3]. На данном варианте стенда удобно производить монтаж и демонтаж фары. Но на данном стенде отсутствует возможность приложения отрицательного момента M_g . Кроме этого такой вариант конструкции стенда сложен в изготовлении. Вариант

б) более простой и не требует рычажных механизмов, но на данном варианте также отсутствует возможность приложения отрицательного момента M_g . Вариант в) более сложен, но обеспечивает максимально приближенный к реальности график нагружения. В данном случае существует возможность приложения как отрицательного M_g , так и положительного M_a моментов.

Для обеспечения инструментального контроля при работе на данном стенде необходимо применение специального метрологического оборудования. Для контроля угла выпуска фары был выбран прецизионный цифровой угломер модели DWL3000XY с диапазоном измерений от 0^0 до 90^0 . Для контроля прикладываемой нагрузки был выбран электронный S-образный динамометр ДМ-МГ4 с диапазоном измерений от 1 до 2000 (Н). Данные приборы имеют программное обеспечение и возможность подключения к персональному компьютеру с помощью разъема USB. Данная функция позволяет проводить тестирование фары с документированием его результатов.

4. Выводы

Для контроля механизма выпуска фары наиболее подходящей схемой стенда является горизонтальный стенд, на котором фара открывается вниз (вариант в). Возможность приложения отрицательного M_g и положительного M_a моментов, а также размещения измерительного оборудования являются значительными преимуществами данной конфигурации стенда. Это позволяет достигнуть корректного проведения инструментального контроля во время тестирования фары.

Использование стендового оборудования для инструментального контроля технических параметров тестируемого авиационного прибора позволяет достоверно убедиться в правильности выполняемых тестовых итераций и оставить документальное подтверждение в виде электронного документа.

За счет контроля прикладываемой нагрузки существует возможность ее ранжирования, что в свою очередь позволяет тестировать фары различных конструкций. Данное преимущество придает стенду универсальность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной технике НТРЭАТ-83. - М.: Воздушный транспорт, 1984. –320 с.
2. Aircraft maintenance manual B737-600/700/800/900: rev.60 15 Jun. 2016 (Руководство по технической эксплуатации самолёта B737-600/700/800/900: ревизия 60 от 15 июня 2016).
3. Component maintenance manual with Illustrated Parts List Retractable Landing Light p/n 45-0351-1(2, 3, 4): rev.8 8 Apr. 2010 (Руководство по технической эксплуатации компонента с каталогом запасных частей: ревизия 8 от 8 апреля 2010).

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПОЛУЧЕНИЯ ГЛАДКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ПО ТЕХНОЛОГИИ ПОСЛОЙНОГО НАПЛАВЛЕНИЯ МАТЕРИАЛА

Лопатин Александр Николаевич
Новосибирский государственный технический университет,
Сибирский Научно-Исследовательский Институт Авиации им. Чаплыгина,
г. Новосибирск, Maestro-a-n@yandex.ru

Рассмотрено применение эпоксидных и акриловых покрытий для пластиковых деталей, полученных методами 3D печати. Даны рекомендации по выбору режима печати и применяемому покрытию для получения гладкой поверхности высокой точности.

The application of 3D printing technology to create aerodynamic models is described. An estimate of the roughness of the obtained parts by the FDM method is given. The use of epoxy and acrylic coatings for plastic PLA parts obtained by 3D printing methods is considered. Recommendations are given on the selection of the print mode and the coating used to obtain a smooth surface of high accuracy. The result of this work is the solution of the problem of the roughness of the printed parts. The technology and general recommendations for obtaining an accurate smooth surface are developed.

В настоящее время модели самолётов для аэродинамических испытаний изготавливаются из алюминиевых и пластиковых плит с помощью обработки на ЧПУ станках. Таким образом, коэффициент использования материала находится в диапазоне 10..20%, а стоимость самой модели может достигать нескольких миллионов рублей. Это вызвано, прежде всего, высокой стоимостью заготовок и обработки на станках с ЧПУ.

Развитие аддитивных технологий позволяет использовать новые методы при производстве аэродинамических моделей. Была предложена [3] конструкция аэродинамической модели с пластиковыми деталями, изготовленными на 3d принтере. Модель самолёта, изготовленная с использованием технологий 3d печати, имеет ряд преимуществ:

- Возможность изготовления деталей любой сложности
- Меньшая стоимость изготовления, по сравнению с фрезерованными деталями из алюминия и модельного пластика
- Возможность создания блочно-модульной конструкции
- Детали химически стойки, не склонны к поводкам и короблению
- Дешёвое оборудование и его обслуживание

Однако, шероховатость получаемых деталей по технологии послойного наплавления материала, не соответствует требованиям, предъявляемым к аэродинамическим моделям. В то же время шероховатость носит строго направленный характер – вдоль слоёв печати она может достигать значений в Ra3..Ra12, в то же время поперёк печати шероховатость достигает значений Rz25..Rz100. Получаемая поверхность деталей показана на рисунке 1.

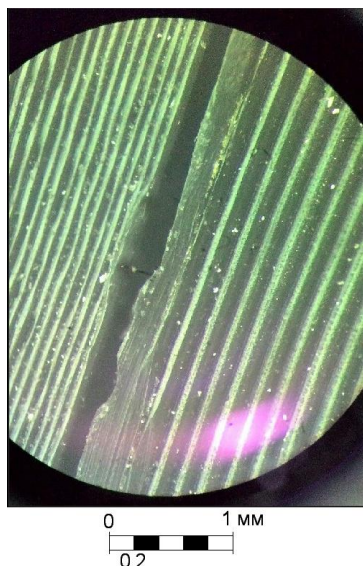


Рисунок 1 – Поверхность деталей под микроскопом (слева – слой 0,1мм, справа – слой 0,2мм)

Существующие методы получения гладкой поверхности не подходят для производства высокоточных деталей, так как поверхность испытывает хаотичные деформации (обработка растворителями и их парами), либо необходимо удалять количество материала, значительно превышающее допуски формы (шлифовка)

Для получения шероховатости, удовлетворяющей требованиям стандартов [1, 2], был проведён технологический эксперимент по нанесению покрытий.

В эксперименте участвовало 6 пробных деталей, напечатанных на 3d принтере Anycubic Linear Plus. Печать производилась пластиком PLA при температуре 210 °С. Толщина наплавляемого слоя составляла 0,05 мм, 0,1 мм, 0,2 мм (по две детали с каждой толщиной слоя). Исследовалось два варианта покрытия:

1) Шпатлевание детали двухкомпонентной эпоксидной смолой, шлифовка, покраска акриловой краской.

2) Шпатлевание акриловой шпатлевкой, шлифовка, покраска политурой (краска на основе спиртового раствора эпоксидных смол).

Шероховатость поверхностей устанавливалась путём сравнения с примерами шероховатости визуально под оптическим микроскопом.

В результате технологического эксперимента установлено следующее. Исходная шероховатость детали не влияет на конечный результат, изменяется только расход шпатлевки (чем толще наплавляемый слой – тем больше шпатлевки). Оба варианта нанесения покрытия дают практически одинаковый результат, удовлетворяющий требованиям по точности и шероховатости. Однако, акриловая шпатлёвка является менее вредной, чем эпоксидная и имеет меньшую стоимость. Таким образом, рекомендуется использовать покрытие с акриловой шпатлевкой. При печати с более толстым слоем (0,2 мм) линии получаются более стабильными и ровными, как видно на рисунке 1, так же время печати минимально. Следовательно, рекомендуется выбирать толщину наплавляемого материала в 0,2 мм.

Результатом работы является решение проблемы шероховатости печатаемых деталей. Разработана технология и общие рекомендации для получения точной гладкой поверхности. Таким образом, технология изготовления Аэродинамических моделей с помощью 3d печати была лишена пробелов и готова к внедрению.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1) ОСТ 1 02608-87. Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамической трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам.

2) ТУ.01.001-2000. Технические условия на проектирование, изготовление и приёмку моделей, предназначенных для испытаний в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА.

3) Лопатин А.Н., Применение аддитивных технологий при создании аэродинамических моделей / А.Н. Лопатин // Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – с. 26.

4) Петрова Г.Н., Исследование комплекса характеристик базовых материалов для FDM технологии аддитивного синтеза. Физико-механические и теплофизические свойства/ Г.Н. Петрова, М.М. Платонов, В.А. Большаков, С.А. Пономаренко// Пластические массы. – Москва: Издательский Дом Пластмассы, 2016. – №5-6. – с.53-58

МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Моисеев Александр Олегович магистрант, Степанов Владимир Михайлович
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, shushashushushusha@mail.ru

В данной работе рассмотрены особенности метрологического обеспечения при техническом обслуживании и ремонте авиационной техники, связанные с внедрением стандартов обеспечения безопасности авиационной деятельности. Дана оценка метрологических рисков при использовании магнитопорошкового метода неразрушающего контроля.

In this paper, the features of metrological support of the maintenance and repair of aircraft, which associated with the implementation of aviation safety standards, are considered. Metrological risks using the magnetic particle method of nondestructive testing are estimated.

Key words

На сегодняшний день авиационная техника имеет широкий спектр применения в сферах деятельности человека. Основной целью воздушного транспорта является обеспечение безопасного перелета пассажиров и доставки различных грузов. Данные цели могут быть достигнуты при поддержании воздушного судна в надлежащем техническом состоянии.

В процессе эксплуатации силовые элементы авиационной техники подвергаются постоянной нагрузке, что приводит к возникновению в них дефектов различного рода. Для своевременного обнаружения таких дефектов элементы конструкции самолета периодически осматривают, применяя при этом различные методы неразрушающего контроля.

В этой связи возникает необходимость практического применения системы менеджмента безопасности авиационной деятельности разработанной на основе ряда национальных стандартов. Одним из которых является ГОСТ Р 556116, который определяет основные положения связанные с оценкой метрологических рисков на предприятиях воздушного транспорта при техническом обслуживании и ремонте авиационной техники.

Метрологический риск – мера опасности и последствий наступления неблагоприятных событий, обусловленных применением недостоверных методов, средств и способов достижения требуемой точности измерений. Источниками возникновения метрологических рисков, при производстве авиационной деятельности, могут являться измерения, выполняемые при техническом обслуживании и ремонте воздушных судов. При этом недостоверные измерения могут суммироваться с другими факторами риска, что в свою очередь может повлечь за собой серьезные последствия.

В работе дается оценка метрологического риска при проведении магнитопорошкового метода неразрушающего контроля.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ Р 55867 – 2013. Метрологическое обеспечение на воздушном транспорте – Введ. 2015.01.01. – М.: Стандартинформ, 2014. – 24 с.
2. ГОСТ Р 56116 – 2014. СМБ АД. Метрологические риски. Основные положения – Введ. 2015.01.07. – М.: Стандартинформ, 2015. – 9 с.

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ПРУЖИН НА ДИНАМИЧЕСКОЕ СЖАТИЕ

Нешляева Татьяна Антоновна, Бобин Константин Николаевич
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, neshlyaeva@inbox.ru

В данной работе проводилась разработка стенда для испытания пружин створок на динамическое сжатие. Были проведены расчеты основных составляющих стенда. Предлагаемая конструкция стенда позволит увеличить число испытываемых пружин за смену, отказаться от использования в испытаниях дополнительного оборудования, уменьшить время испытаний по сравнению с применяющимся технологическим процессом.

In this paper the test stand for springs on dynamic compression was developed. Calculation of basic parts of stand was conducted. The Proposed design of the stand will allow to enlarge the number test springs, refuse to use other equipment, reduce time of the test as compared with using technological process.

Одним из важнейших методов проверки качества изготовления и работы компонентов авиационной техники являются наземные испытания на специализированных стендах. Наземные испытания позволяют проводить выходной контроль для сложных изделий, у которых применение неразрушающих методов контроля не возможно или не оправдано по различным причинам. Одним из таких компонентов является трехжильные пружины створок самолета (рис.1). После термической обработки данных пружин необходима проверка качества, которая проводится методом многократно динамического сжатия (до 450 циклов).

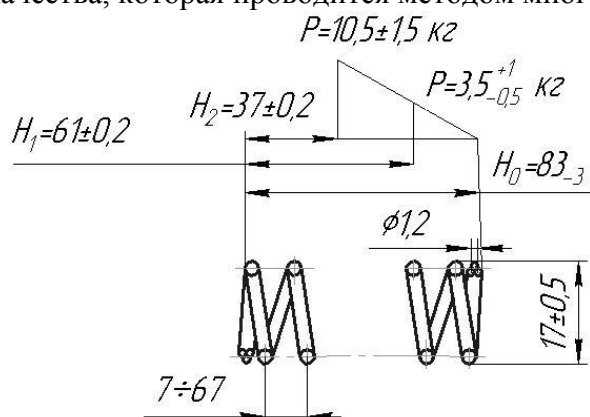


Рисунок 1 – Параметры пружины трехжильной (материал проволока В – 1,21)

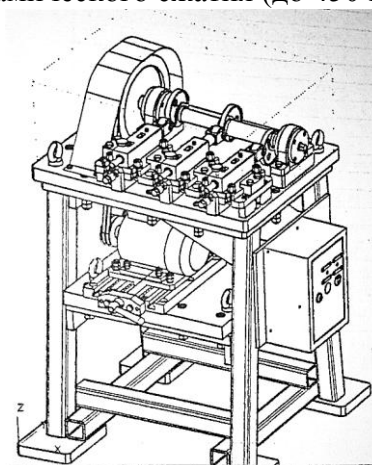


Рисунок 2 – Электронная модель стенда

В работе производилась разработка стенда для испытания вышеназванных трехжильных пружин на динамическое сжатие. За основу для создания нового стенда было принято существующее приспособление для испытания одной пружины на универсальной токарном оборудовании.

Была произведены расчеты основных составляющих стенда: двигатель (КПД привода, крутящий момент, мощность двигателя); валы (диаметр входного вала), клиноременная передача. По окончанию работы была создана электронная модель приспособления (рис. 2) и необходимая конструкторская документация.

Предлагаемая конструкция стенда позволит увеличить число испытываемых пружин за смену, отказаться от использования в испытаниях дополнительного оборудования, уменьшить время испытаний.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕРМОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Полетаев Илья Андреевич^{1,2}, Степанов Владимир Михайлович¹

¹Новосибирский государственный технический университет

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина
г. Новосибирск, ilya-polet@mail.ru

В Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С. А. Чаплыгина ведутся работы по созданию перспективного энергосберегающего стенда для ресурсных термостойких испытаний остекления фонарей сверхзвуковых летательных аппаратов. В работе описываются преимущества разрабатываемого стенда над существующими аналогами. В настоящее время, существует необходимость проверки работоспособности, уточнения технических характеристик и доработки конструкции стенда. Для выполнения этой задачи было решено создать рабочий макет перспективного стенда. Целью данной работы является формирование облика макета стенда и его эскизное проектирование.

Siberian Aeronautical Research Institute has been conducting studies on the establishment of a new energy conserving test rig for thermostability tests of the cockpit transparencies. Currently there is the purpose is to test the performance capabilities, to update technical specifications and to improve the design. In order to achieve this goal, it was decided to develop and establish a rig mockup. The main part of the work is the formation of the layout concept and detail design.

Остекление фонарей сверхзвуковых самолётов является высоконапряжённым элементом конструкции. Вместе с обшивкой фюзеляжа оно подвержено нестационарному тепловому воздействию повышенных (до +230°C) и пониженных (до -50°C) температур. Расчёт возникающих деформаций и остаточных напряжений в конструкции является трудоёмким процессом, в связи с этим возникает задача экспериментального определения ресурса фонаря в стендовых условиях. Данная задача актуальна для фонарей новых конструкций, для которых ещё нет достоверных математических моделей и методов оценки ресурса. [1, 2]

В СибНИА им С.А. Чаплыгина ведутся работы по созданию универсального энергосберегающего стенда для ресурсных термостойких испытаний остекления фонарей летательных аппаратов. Новый стенд конструктивно будет отличаться от предыдущих разработок. Во-первых, разрабатываемый стенд будет иметь сменную рабочую часть, что позволит проводить испытания фонарей различных геометрических форм и размеров без внесения значительных изменений в конструкцию самого стенда. Во-вторых, ряд конструктивных особенностей позволит сократить энергопотребление стенда примерно в 3-5 раз, в расчете на испытания одного фонаря.

Для оценки новых конструкторских решений и отладки работы стенда, было принято решение создать его уменьшенный рабочий вариант – макет. В случае необходимости, на основании опыта работы с макетом, в конструкцию стенда будут внесены изменения.

Целью данной работы является эскизное проектирование макета перспективного стенда. К конструкции макета были выдвинуты следующие требования:

1. Наличие отдельных горячего и холодного воздушных контуров;
2. Рабочая часть макета должна быть сменной.

Работу было решено разделить на два этапа. На первом этапе необходимо сформировать общий облик макета. На втором этапе проработать возможные варианты конструкции агрегатов и механизмов. Макет должен включать в себя следующие основные агрегаты:

1. Система охлаждения. Данную систему предлагается сделать на основе

парокомпрессионной холодильной машины;

2. Система нагрева. Для нагрева воздуха предлагается использовать электрический нагреватель, состоящий из нихромовых трубок;

3. Электровентиляторы центробежного типа;

4. Блок заслонок для переключения между контурами стенда и перенаправления потоков воздуха;

5. Рабочая часть для размещения объекта испытаний.

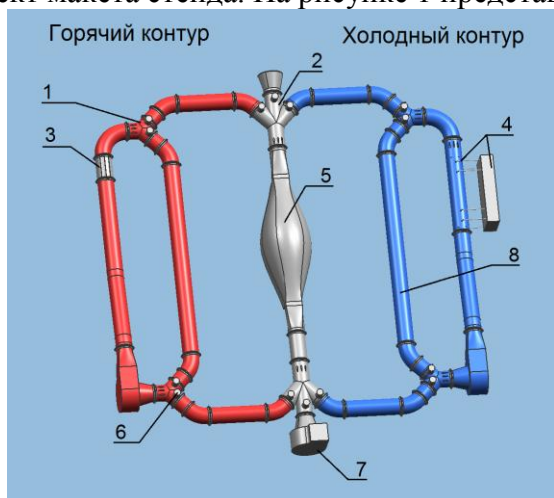
В ходе работы были выдвинуты три варианта конструкции макета.

В первом варианте было предложено использовать схему перспективного стенда. Таким образом, макет представлял подобие аэродинамической трубы с двумя замкнутыми контурами (горячим и холодным) и одним продувочным (атмосферным).

Второй вариант был предложен на основе опыта эксплуатации стендов предыдущих поколений. Было принято решение добавить в конструкцию так называемые холостые контуры (рис. 1). Холостые контуры необходимы для подготовки воздуха, а также для более быстрого охлаждения элементов нагревателя и размораживания труб холодильника после завершения испытаний.

Облик третьего варианта макета был сформирован на основе опыта производства «небольших» испытательных стендов на СибНИА. В производстве таких стендов использовались трубы квадратного сечения. Предполагалось, что такая схема является более технологичной. Облик макета в данном варианте повторяет второй вариант, в ней также предусмотрены холостые контуры.

Проанализировав преимущества и недостатки каждой схемы, было решено использовать второй вариант конструкции. Результатом дальнейшей работы стал эскизный проект макета стенда. На рисунке 1 представлен общий вид макета и его основные элементы.



В ходе данной работы были проанализированы исследования по разработке перспективного стенда и предложены три варианта схемы макета. На основе наиболее удачной схемы разработан эскизный проект макета стенда.

Рисунок 1 – Эскизная модель макета стенда:

- 1 – двойной переключатель; 2 – тройной переключатель; 3 – нагреватель; 4 – система охлаждения; 5 – рабочая часть; 6 – электродвигатель; 7 – вентилятор; 8 – холостой контур

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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.

ПРИМЕНЕНИЕ АСУП В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ ЦЕХА МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ, С ЦЕЛЮ ПОВЫШЕНИЯ ОБЩЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОБОРУДОВАНИЯ

Суворов Кирилл Викторович, Эмиров Андрей Валерьевич,
Рынгач Николай Анатольевич
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, suvorov-k@inbox.ru

В данной статье рассматривается применение автоматизированной системы управления (АСУП) для расчёта общей эффективности оборудования (ОЕЕ) с стандарта MES, и влияние этого показателя на процесс оперативного планирования на предприятии авиастроения, на примере цеха механической обработки. В заключении даются рекомендации по итогам её внедрения.

The article is devoted to calculation the overall equipment efficiency by instruments of MES-class management information system, and impact of this index on operational planning in machine-shop of aircraft enterprise. Recommendation for development of system is given in conclusion.

1. Введение

Автоматизация процесса сбора данных о работе станочного парка и его текущем состоянии является важной составляющей оперативного планирования подразделения предприятия. В свою очередь оперативное планирование является завершающей стадией планирования на предприятии. Его основная задача – это обеспечение бесперебойной ритмичной работы предприятия и обеспечение оптимального использования производственных ресурсов предприятия. От ритмичности выполнения производственной программы зависит своевременная поставка продукции предприятия потребителям, а от эффективности использования оборудования экономические показатели его работы. Всё это является залогом стабильного роста и развития предприятия и холдинга в целом.

В настоящее время в мире используются следующие классы стандартов в АСУП:

- ERP (Enterprise resource planning) – отвечает за планирование ресурсов предприятия,
- APS (Advanced Planning & Scheduling Systems) – отвечает за составление детализированного расписания работ и межцеховое планирование;
- MES (Manufacturing Execution Systems) – исполнительная производственная система, которая выполняет задачи, в первую очередь, управления ресурсами и подразумеваемые оперативным/детальным планированием на уровне цехов, участков, производственных линий, и каждого отдельного элемента-исполнителя.
- SCADA (Supervisory Control And Data Acquisition) – отвечает за автоматизацию управления и контроля выполнения технологических процессов.

2. Методика исследования

В данной статье исследуется применение MES-системы. Внедрение данной MES-системы было обусловлено необходимостью автоматизации процесса фиксации и сбора данных о состоянии станков с ЧПУ для целей оценки общей эффективности (ОЕЕ) работы станков с ЧПУ и повышению мотивации персонала.

Ранее для анализа работы станков с ЧПУ использовались возможности пакета АСУП предоставляемого 1С, но в данном случае есть ряд преимуществ использования новой системы:

учет большего числа состояний – больше данных для анализа;

- ввод ручных состояний для классификации простоев;
- широкие возможности для анализа процесса производства;
- возможность развития в сторону учета производственных заказов, ведения сменных заданий.

Чтобы реализовать возможностей нового пакета АСУП были предприняты следующие технические и организационные меры:

- для автоматизированного сбора данных о состоянии оборудования в АСУП сделаны настройка станков с ЧПУ;
- для ручного сбора данных о простоях станков установлены информационные киоски;
- в АСУП была внедрена возможность автоматизированного расчет показателя общей эффективности оборудования (ОЕЕ);
- в АСУП реализована система формирования отчетных данных о состояниях оборудования.

Необходимость расчета ОЕЕ мотивируется тем, что этот коэффициент показывает сколько процентов рабочего времени было затрачено на производство продукции. Его расчет и анализ позволит определить узкие места в цеху по каждому типу оборудования и оптимизировать технологический процесс.

ОЕЕ включают в себя три критерия эффективности:

- доступность (Availability, A) – анализирует рабочее время единицы оборудования, без учёта плановых простоев.
- производительность (Performance, P) – анализирует время, затраченное непосредственно на выпуск продукции, без учёта внеплановых простоев.
- качество (Quality, Q) – показывает процент годной продукции в валовом выпуске цеха.

Формула расчета ОЕЕ выглядит следующим образом:

$$OEE = A \times P \times Q$$

Подробная таблица состояния оборудования, учитываемые в расчете ОЕЕ, приведена на рисунке 4.

3. Результаты и обсуждение

В результате внедрения АСУП была получена подробная статистика среднего значения общей эффективности станочного парка механического цеха нарастающим итогом по годам, которая представлена на рис. 1-2. Для анализа влияния на объем валовой продукции цеха в таблице 1 показан её плановый объём в человеко-часах цеха за каждый за отчётный период, при этом количество оборудования неизменно по годам.

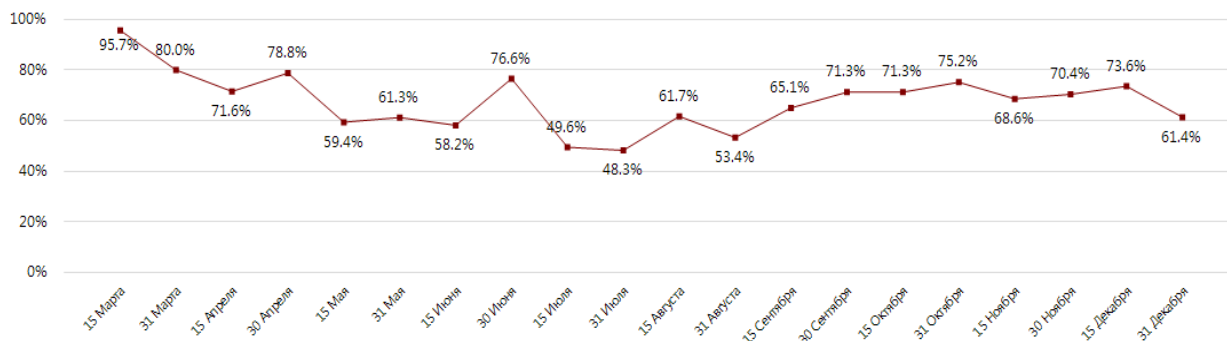


Рис. 1. Значение ОЕЕ за 2015 год

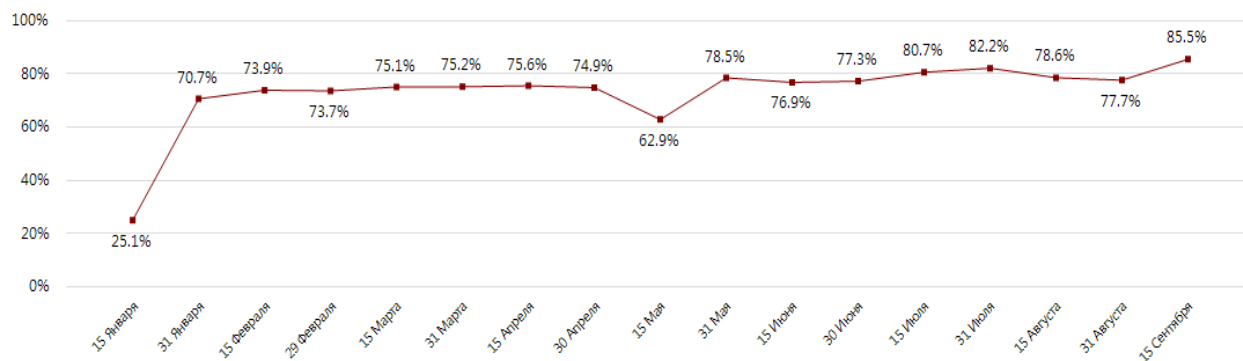


Рис. 2. Значение ОЕЕ за 2016 год

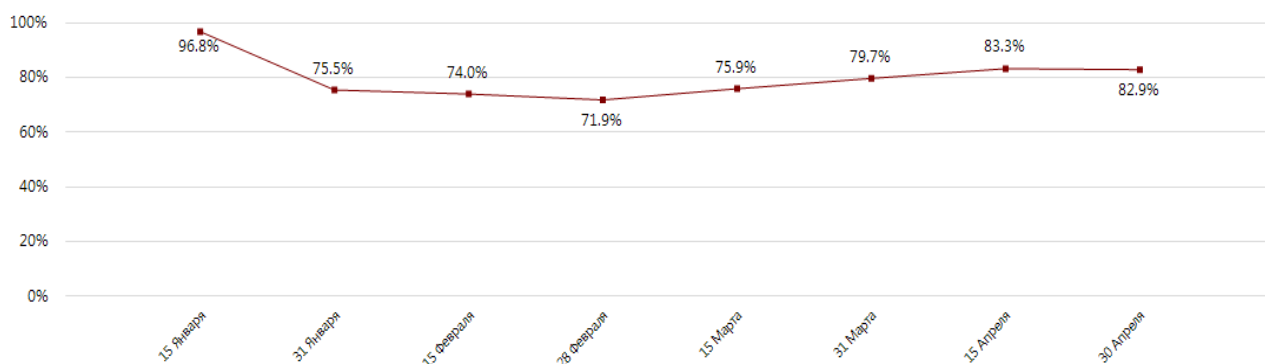


Рис. 3. Значение ОЕЕ на начало 2017 года

Таблица 1. Плановая трудоёмкость по годам

Год	2015	2016	2017 (январь-апрель)
Трудоёмкость одной ед. продукции (ч/ч)	3100	2700	3000
Общая трудоёмкость (ч/ч)	148800	64800	14100

Проанализировав показатели ОЕЕ и плановую трудоёмкость цеха по годам, можно сделать заключение, что на момент введения системы в 2015 году трудоёмкость была значительно завышена, что является результатом неоптимального техпроцесса, простоями оборудования и повышенным числом брака, это отразилось в колебаниях коэффициента по месяцам.

С целью оптимизации процесса производства были проведены необходимые мероприятия по снижению плановой трудоёмкости и повышению ритмичности в 2016 году, что позволило повысить загрузку оборудования и снизить процент брака, подняв коэффициент на стабильном уровне в 70-80%. Оптимизация производственного процесса в механическом цеху позволила нарастить темпы производства в 2017, сохранив загрузку на прежнем уровне.

4. Выводы

Таким образом, можно сделать заключение, что результатом реализации проекта по внедрению новой АСУП были следующие нововведения:

- создана подробная статистика данных загрузки оборудования (рис. 4);
- расчет коэффициента общей эффективности(ОЕЕ) оборудования с ЧПУ;
- многократное сокращение скорости сбора данных о работе оборудования;
- автоматизированная регистрация времени простоев оборудования;

- гибкая система отчетности.

Можно отметить также и следующее влияние на организационную и управленческую систему предприятия:

- дополнительная мотивация рабочих и рост дисциплины труда;
- контроль за состоянием оборудования в режиме реального времени;
- минимизировано влияние оператора на данные загрузки оборудования.

Качественным показателем Результата внедрения служит рост загрузки оборудования и определение реальных норм трудозатрат благодаря возможностям АСУП по учету состояния оборудования.

Тем не менее, по результатам апробации и опыта использования MES-системы предложено следующее направление для дальнейшего её развития:

- интеграция с ERP-системой предприятия;
- внедрение модуля оперативного/детального планирования.

Было	Стало	Учет производительности ресурса	Состояния
ПОД НАГРУЗКОЙ	ОВП (ОСНОВНОЕ ВРЕМЯ ПРОИЗВОДСТВА)	4	ПРОГРЕВ, СМАЗКА ШПИН.
		7	ИЗГОТОВ. ДЕТАЛИ ПО УП
8		ИЗГОТОВ. ДЕТАЛИ (НИЗ)	
9		ИЗГОТОВ. ДЕТАЛИ (ВЫС)	
25		ВНЕДРЕНИЕ УП	
27		УП БЕЗ АКТА ВНЕДРЕНИЯ	
28		ПОЛУАВТОМАТ. РЕЖИМ	
НА ХОЛОСТОМ ХОДУ		ХЛХ (ХОЛОСТОЙ ХОД)	10
ВЫКЛЮЧЕН	ВЫК (СТАНОК ВЫКЛЮЧЕН)	1	СТАНОК ВЫКЛЮЧЕН
ВКЛЮЧЕН	ВВП (ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ВРЕМЯ)	3	ВСПОМОГАТ. ВРЕМЯ
	ПТП (ПРОСТОЙ ПО ТЕХ. ПРИЧИНЕ)	13	ОБСЛУЖ. ОПЕРАТОРОМ
	ПОП (ПРОСТОЙ ПО ОРГ. ПРИЧИНЕ)	23	РЕМОНТ ПОСЛЕ АВАРИИ
		11	ОТСУТСТВИЕ ОПЕРАТОРА
		15	НЕТ СМЕН ЗАДАНИЯ
		16	НЕУКОМПЛЕКТ. СТО
		17	НЕТ УП, ТЕХН. ПРОЦЕСС
		18	НЕТ ЗАГОТОВКИ (ПФ)
		19	НЕТ ВСПОМ. ПЕРСОНАЛА
		20	РЕШЕНИЕ ТЕХ. ВОПРОСОВ
	ППП (ПРОСТОЙ ПО ПЕРС. ПРИЧИНЕ)	6	ОПЕР. НЕ РЕАГИРУЕТ
	НВН (НЕРАБОЧЕЕ ВРЕМЯ, НЕ ПЛАНОВОЕ)	2	АВАРИЙНАЯ ОСТАНОВКА
	НВП (НЕРАБОЧЕЕ ВРЕМЯ, ПЛАНОВОЕ)	26	ОКОНЧАНИЕ РАБОТ
		22	РЕГЛАМ. ПЕРЕРЫВЫ
	НАЛ (НАЛАДКА)	24	ППР
		14	ПЗВ

Рис. 4. Сравнение перечня состояний 1С и внедрённой MES-системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Загидулин Р. Р. Управление машиностроительным производством с помощью систем MES, APS, ERP: монография / Р. Р. Загидулин. – Старный Оскол: ТНТ, 2011. – 372 с.
2. Низовкина Н. Г. Экономика предприятия: учеб. пособие / Н. Г. Низовкина. – Новосибирск: НГТУ, 2006. – 320 с.
3. Ерыгин Ю. В. Планирование на предприятии машиностроения: учеб. пособие / Ю. В. Ерыгин, Л. В. Ерыгина, Г. И. Латышенко-Красноярск – Издательство СибГАУ, 2006.-236 с.
4. Free resources and fresh perspectives on OEE [Электронный ресурс] – режим доступ: <http://www.oee.com>

РАЗРАБОТКА И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОНЖЕРОНА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Тимофеев Владимир Евгеньевич, Бобин Константин Николаевич
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, frostyworld112@gmail.com

В данный момент в Сибирском научно-исследовательском институте авиации им. С.А. Чаплыгина на базе устаревшего Ан-2 ведется разработка нового самолета, 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-B5MP-5CL. Для самолета разработан оригинальный фюзеляж из композиционных материалов с моторным отсеком и колесным шасси. Также для ТВС-2ДТС разработаны верхнее и нижнее крыло кессон с механизацией и топливными баками и хвостовое оперение из композиционных материалов.

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 has been developed an original fuselage made of composite materials with a motor compartment and a wheeled chassis. Also the upper and lower wing of the caisson with mechanisation and fuel tanks, and tail empennage from composite materials has been designed for TVS-2DTS.

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 широко использовались бы современные материалы. В частности, потребовалось разработать новый передний лонжерон нижнего крыла из композитных материалов.

2. Методика

В процессе доработки бипланной коробки крыльев была выбрана схема, при которой нижнее крыло конструктивно идентично верхнему крылу и состоит из левой и правой отъемных консолей с баками-кессонами, являющимися силовыми элементами крыла (рис.1).

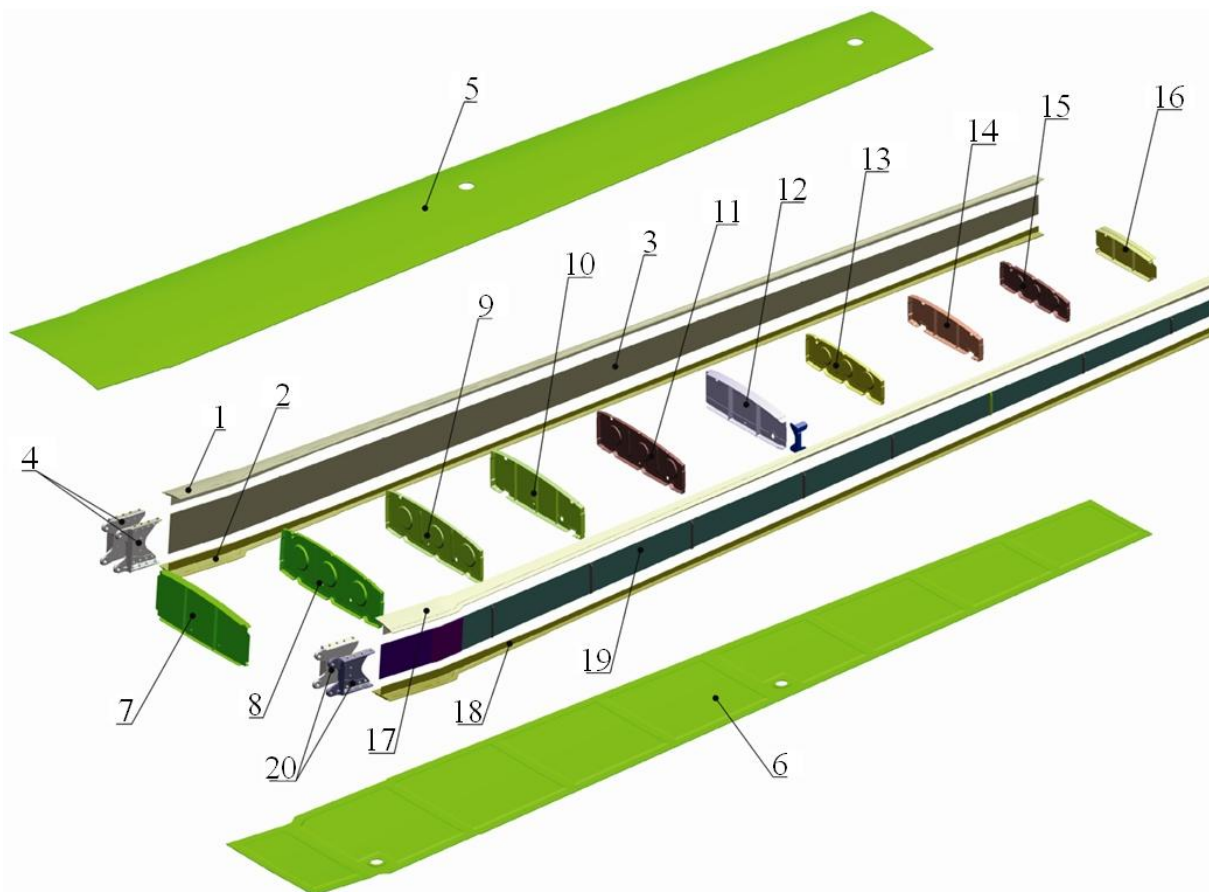


Рис. 1. Кессон консоли нижнего крыла:

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

Бак-кессон консоли состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней панелей, а также набора нервюр (герметичных и негерметичных), которые делят кессон крыла на три отдельных топливных бака. В целях предотвращения взаимодействия топлива и конструктивных элементов крыла вся внутренняя поверхность баков покрыта слоем грунта ЭП-0215, а затем двумя слоями кистевого герметика У-30МЭС-5М.

Передний лонжерон собирается из верхнего и нижнего поясов, стенки, усиленной стойками уголкового сечения, и стыковых кронштейнов для навески на центроплан. Порядок расположения слоев композиционного материала показан на примере нескольких типовых сечений верхнего пояса лонжерона (рис. 2).

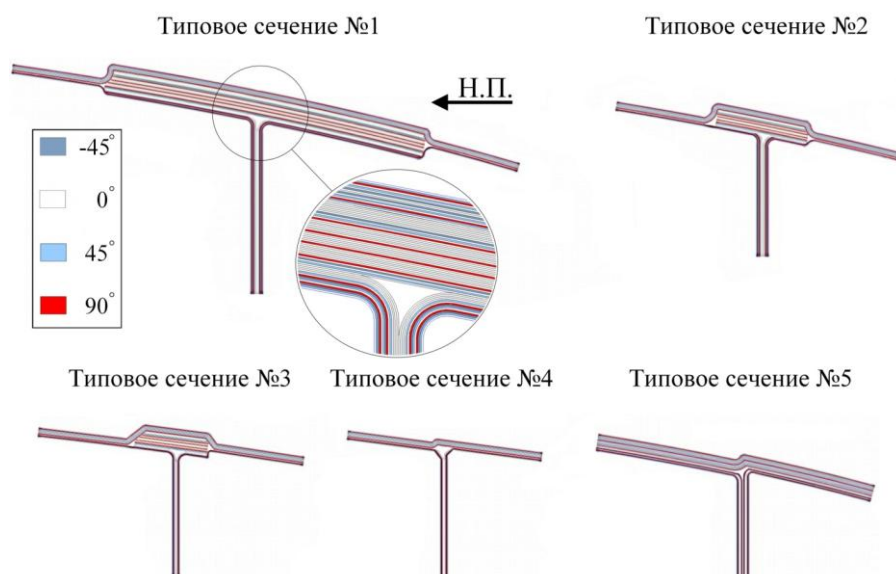


Рис. 2. Типовые сечения верхнего пояса лонжерона (цветом показана ориентация слоев): №1 – корневое сечение; №2 – концевое сечение

Пояса лонжерона выполнены из препрега марки Toray T1000 с толщиной слоя 0,146 мм и связующего HS180REM (36%). Стенка лонжерона выполнена из препрега марки Toray T700 с толщиной слоя 0,146 мм и связующего HS180REM (36%), усиливающие стойки выполнены из углеродной ткани CC205 Twill, а стыковые кронштейны получены фрезерованием из стали марки 30ХГСА. В целях предотвращения взаимодействия стыковых кронштейнов с композиционным материалом металл был покрыт несколькими слоями изолирующего герметика.

Перед укладкой слоев композита и склейкой деталей лонжерона все слои были поделены на отдельные детали (каждая деталь имеет уникальный цифровой код). Далее по схемам раскройки детали были вырезаны из рулонов препрега на плоттере.

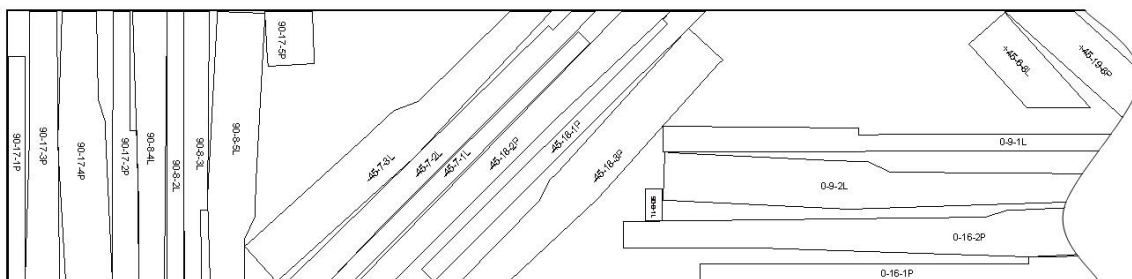


Рис. 3. Пример схемы раскройки материала

Для соединения деталей лонжерона используются болт-заклепки из алюминиевых сплавов (стержни из материала В65, кольца – из Д18).

3. Результаты

В ходе работы был спроектирован передний лонжерон нижнего крыла из композиционных материалов, смоделирована в NX 4.0 3D модель лонжерона, в программе AutoCAD 2014 разработаны схемы раскройки и выкладки слоев композитного материала, а также необходимые чертежи.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Самолет Ан-2/Радченко И.В., Крамчанинов В.П., Дубринский В.П.: Транспорт, 1969. 440с. ил., схемы, табл.
2. Руководство по технической эксплуатации ТВС-2ДТС/СибНИА им. С.А.Чаплыгина, 2017.

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ТЕСТИРОВАНИЯ ТОРМОЗОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ BOEING AIRBUS

Филимонов Иван Евгеньевич, Бобин Константин Николаевич
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, furyfil@gmail.com

В данной статье содержится краткое описание разработки стенда для проведения гидравлических испытаний тормозов колес воздушного судна. Разработана принципиальная гидравлическая схема, выбран тип насоса и рассчитана его потребляемая мощность.

To maintain the fleet of aircraft in a serviceable and efficient condition, as well as for reliable and durable work, it is necessary to carry out a system of measures for the maintenance and repair of aircraft and its components.

One of the components of an aircraft that is most often subjected to maintenance and repair is the wheel brake. To perform routine maintenance on the brake component, it is necessary to carry out hydraulic tests. It is proposed to develop a universal test stand for testing various brake models meeting modern requirements.

This article contains a brief description of the development of the stand for hydraulic testing of the brakes of aircraft wheels. A basic hydraulic circuit was developed, the pump type was selected and its power consumption was calculated.

1. Введение

Для поддержания парка авиационной техники в исправном и работоспособном состоянии, а также для надежной и долговечной работы, необходимо выполнять систему мероприятий по техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) воздушных судов и его компонентов (ВС).

Одним из компонентов ВС, которое чаще всего подвергается ТОиР, является тормоз колеса. Для выполнения регламентных работ на компоненте тормоз, необходимо проводить гидравлические испытания. Предлагается разработать универсальный стенд для испытания разных моделей тормозов отвечающий современным требованиям.

Для достижения этой цели были поставлены следующие задачи:

- разработать гидравлическую схему стенда;
- выбрать тип насоса;
- рассчитать мощность приводного двигателя;

2. Гидравлическая схема стенда

Согласно руководству по ремонту компонентов ВС, для проведения гидравлического испытания тормозов требуется оборудование в виде источника гидравлического давления с контрольно-измерительными приборами. Источник давления должен быть способен создавать давление в 31 Мпа, рабочее давление в гидросистеме стенда 21Мпа. На основе требований в [1-2] была разработана гидравлическая схема стенда (Рисунок 1).

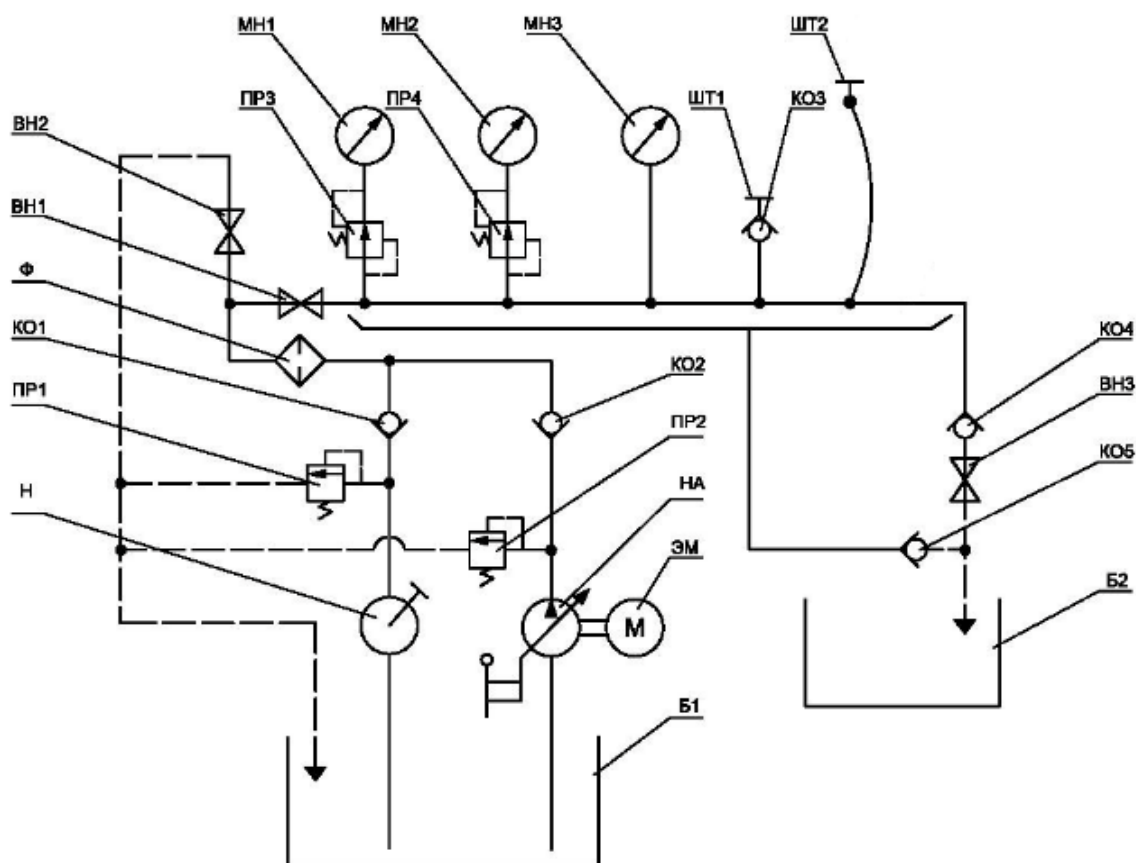


Рис.1. Принципиальная гидравлическая схема стенда:

Б1 – Бак; Н – Насос с механическим приводом; ЭМ – электродвигатель; КО...КО5 – Клапан обратный; Ф – Фильтр; ВН1...ВН3 – Кран; ШТ1 – Штуцер подключения калибровочного давления; ШТ2 – Штуцер подключения тормоза; Б2 – Бак для загрязненной жидкости; ПР1...ПР2 – Предохранительный клапан; ПР3...ПР4 – Клапан ограничения давления; МН1 – Манометр малого давления; МН2 – Манометр среднего давления; МН3 – Манометр высокого давления.

3. Выбор гидравлического насоса

Существует большое разнообразие конструктивных схем и типов насосов гидросистем. Насосы, создающие давление не выше 15 МПа, принято относить к группе насосов низкого давления; насосы с давлением выше 15 МПа относятся к насосам высокого давления. К ним относятся аксиально-поршневые (до 38МПа), радиально-поршневые (до 30 МПа) и винтовые (до 30 МПа) насосы [3].

Так как по требованиям «Component Maintenance Manual» насос должен создавать достаточно высокое давление (31 МПа), в качестве источника давления предлагается использовать аксиально-поршневой насос (АПН) с наклонной шайбой.

4. Расчет мощности насоса

Потребляемая мощность P поршневого насоса есть ни что иное как передаваемая от привода к муфте или валу насоса механическая энергия, она определяется при помощи формулы (1)

$$N_{np} = \frac{Q_m \cdot P_H}{\eta_n \cdot \eta_p} \quad (1)$$

Где: Q_m – теоретическая подача насоса; P_H – давление нагнетания; η_p – КПД передачи (при непосредственном соединении насоса с двигателем $\eta_p = 1$); η_n – общий КПД насоса.

Общий КПД насоса определяется по формуле (2)

$$\eta_{\text{н}} = \eta_0 \cdot \eta_{\text{мех}} \quad (2)$$

Где: η_0 – объемный КПД; $\eta_{\text{мех}}$ – механические потери (для поршневых насосов 0,85...0,92).

Так на любой установке необходимо учитывать колебания производительности и увеличение потребляемой мощности то на практике при расчете типоразмера мотора учитывают следующие коэффициенты запаса мощности (Таблица 1) [4].

Таблица 1.

Диапазон значений, кВт	Примерный запас мощности, %
До 7,5	20
От 7,5 до 40	15
Свыше 40	10

Мощность приводного двигателя должна быть не меньше чем потребляемая мощность насоса с учетом запаса мощности.

5. Заключение

Разработанный гидравлический стенд соответствует требованиям руководства по техническому обслуживанию компонентов воздушного судна. Внедрение этого стенда в участок технического обслуживания колес и тормозов, позволит поднять производительность труда и качество работ, а также снизить долю ручного труда при проведении гидравлических испытаний тормозов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Component Maintenance Manual 32-47-61/Carbon Brake, Airbus A320 Family / 4078140 VELIZ – VILLACOUBLAY FRANCE: PP-210.
2. Component Maintenance Manual 10-62237-18, Brakes Goodrich, Boeing 737 / TEMPORARY REVISION NO. 32-2 // P.O. Box 340 Troy, Ohio 45373 U.S.A: PP-210.
3. Захаров А.С. Агрегаты гидро- и пневмосистем ЛА: Учебное пособие. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – Ч. 1. – С. 4-17.
4. Родионов Л.В. Проектирование объемного насоса. Метод. Указания – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2011, С. 9-14

РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ КАЛИБРОВКИ КЛАПАНА/РЕГУЛЯТОРА БАЛЛОНА ГАЗОНАПОЛНЕНИЯ ТРАПА САМОЛЕТОВ СЕМЕЙСТВА AIRBUS A320

**Христолюбов Алексей Андреевич, Бобин Константин Николаевич,
Лапаев Артем Валерьевич
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, alex-994@bk.ru**

В данной работе проводилась модернизация участка аварийно-спасательного оборудования цеха технического обслуживания компонентов воздушных судов иностранного производства. Был разработан стенд для калибровки клапана/регулятора баллона газонаполнения трапа воздушного судна. Был осуществлен подбор необходимых комплектующих к стенду. Разработана методика проведения калибровки измерительного оборудования стенда. Данная модернизация позволит сократить временные и финансовые издержки предприятия.

In this study, the modernization of the emergency rescue equipment section of foreign aircraft was carried out. A test stand was developed for calibration of the valve/regulator of the gas-filling reservoir of the aircraft slide. Selection of the necessary components to the stand was carried out. The method of calibration of measuring equipment was developed. This modernization will reduce the time and financial costs of the enterprise.

1. Постановка проблемы

На воздушном транспорте, как и на любом другом, в силу ряда причин периодически возникают аварийные ситуации, происходят аварии и катастрофы, сопровождающиеся человеческими жертвами и травмами. Для спасения жизни пассажиров и экипажа в подобных аварийных обстановках на воздушном судне установлено бортовое аварийно-спасательное оборудование.

В компании «Сибирь-Техник» имеется участок по обслуживанию аварийно-спасательного оборудования. Он предназначен для технического обслуживания трапов, баллонов газонаполнения и жилетов. На текущий момент на участке существует недостаток, что после любого технического обслуживания клапана/регулятора баллона газонаполнения трапа, а также при его разрегулировке, согласно component maintenance manual (в дальнейшем СММ) должна производиться его калибровка [1]. При нынешней обстановке эксплуатант вынужден отправлять баллон на завод-изготовитель. Это невыгодно из временных соображений. Поэтому было предложено провести модернизацию участка путем разработки стенда для калибровки клапана/регулятора баллона газонаполнения.

2. Решение проблемы

В ходе выполнения данной работы был разработан стенд для калибровки клапана/регулятора баллона газонаполнения, схема которого представлена на рисунке 1.

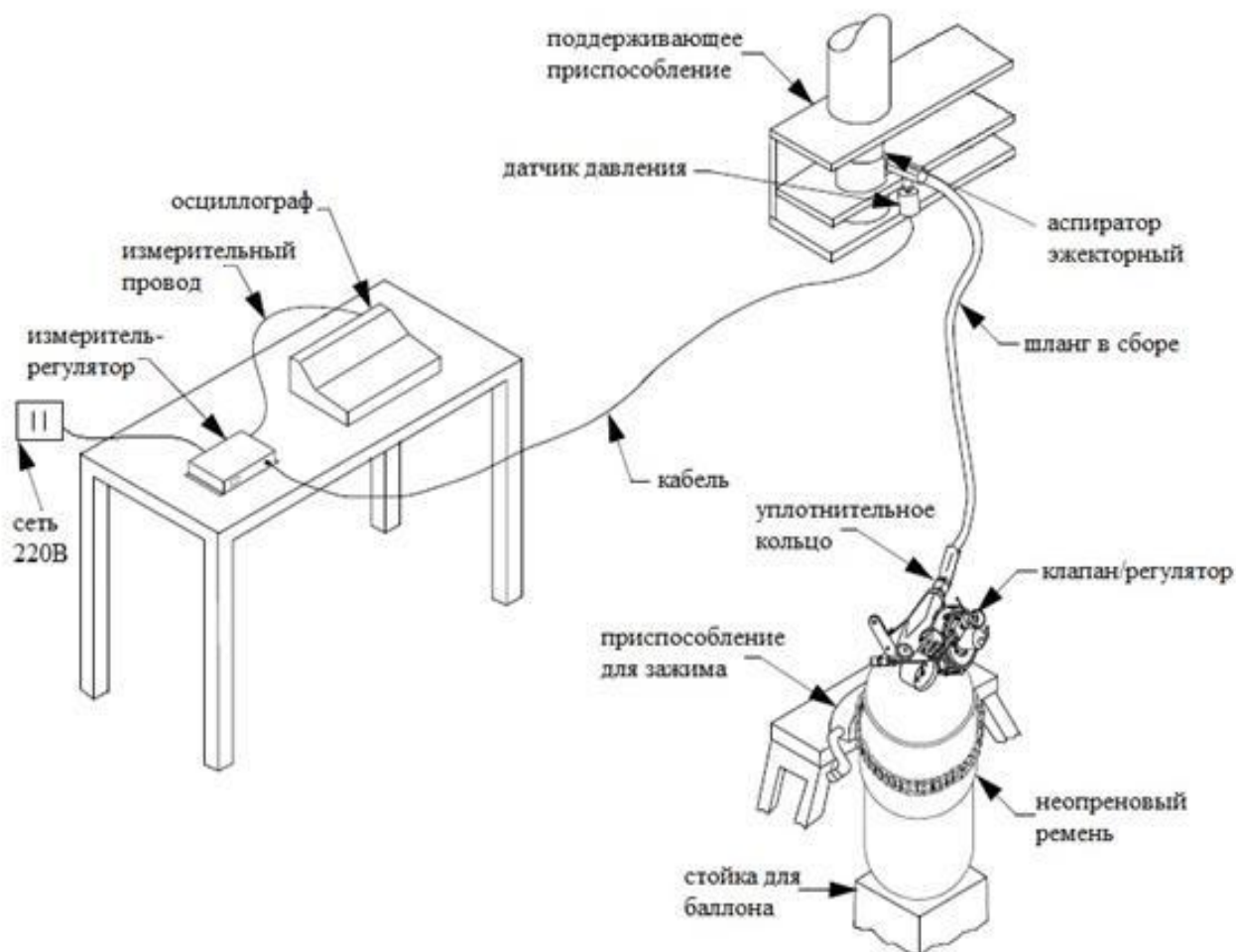


Рисунок 1 – Схема стенда для калибровки клапана баллона газонаполнения

Стенд состоит из следующих комплектующих: испытуемый баллон с клапаном/регулятором, закрепленный на стойке, датчик давления, aspirator, измеритель-регулятор, осциллограф.

Аspirator эжекторный берется стандартный, с каким работает система газонаполнения трапа. Aspirator – это устройство, которое значительно ускоряет процесс наполнения трапа газом, т.к. идет дополнительный подсос воздуха с окружающей среды. Это значительно уменьшает объем баллона газонаполнения, т.к. не нужно наполнять трап полностью с баллона. Стойка для баллона газонаполнения изготавливается из алюминиевых пластин и состоит из самой стойки, резиновых подкладок, ремня и зажимного приспособления.

Датчик давления в данном стенде нужен для того, чтобы определить давление, поступающее в aspirator. Согласно СММ 25-62-21 [1] регулируемое давление клапана/регулятора равно $4 \pm 0,1$ МПа. Давление на первых 200 мс не должно превышать его более чем на 0,69 МПа. Для этих целей подходит датчик давления ОВЕН ПД100 с верхним диапазоном давления равным 6МПа. Данный датчик запитывается от внешнего источника постоянного тока $24 \pm 2,4$ В, встроенного в измеритель-регулятор. В качестве выходного записывающего устройства будет использоваться осциллограф. В данном случае на выходе с измерителя-регулятора имеется преобразование значений сигнала датчика в сигнал входного напряжения осциллографа. Представленный датчик не может на прямую подключаться к осциллографу. Для того, чтобы подключить его к осциллографу нужен одноканальный измеритель-регулятор. Подойдет измеритель-регулятор микропроцессорный одноканальный ТРМ1 Н.У.И, а в качестве осциллографа - портативный двухканальный осциллограф 30 МГц APS230.

Измерение давления при калибровке будет проверяться манометром, а баллон с газом будет подключаться напрямую к датчику без использования аспиратора. Это позволит получить коэффициенты перевода шкалы напряжения в шкалу давления и позволит откалибровать осциллограф под нашу задачу.

3. Вывод

Таким образом, в ходе выполнения данной работы была проведена модернизация участка аварийно-спасательного оборудования самолетов иностранного производства. Был разработан стенд для калибровки клапана/регулятора баллона газонаполнения трапа и осуществлен подбор подходящего оборудования для стенда. Разработанный стенд позволит сократить временные и финансовые издержки. Также была разработана методика проведения калибровки измерительного оборудования стенда.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Component maintenance manual 25-60-21 (Руководство по технической эксплуатации компонента. Техническое обслуживание и ремонт баллонов газонаполнения A320F) // France, Zodiac Aero Evacuation Systems, 2016. PP.184.
2. Aircraft maintenance manual 25-62-00 (Руководство по технической эксплуатации. Техническое обслуживание кабинного аварийно-спасательного оборудования A320F) // France, AIRBUS S.A.S., 2015. PP.249.
3. Фельдман, В. Ю. Аварийно-спасательное оборудование воздушных судов зарубежного производства: Применение в аварийных ситуациях: учеб. Пособие / В.Ю.Фельдман. - М.: ООО «ИПЦ «Маска», 2011. - 288 с.

СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

МОДЕЛИРОВАНИЯ ДВИЖЕНИЯ НЕСВОБОДНОЙ СИСТЕМЫ ТВЁРДЫХ ТЕЛ

Воробьев А.В., Загидулин А.Р.

Научный руководитель: д.т.н., профессор, Подружин Е.Г.
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, vorobev766@gmail.com

В данной статье описывается математическая модель для копровых испытаний амортизатора шасси самолета. Описан существующий подход к моделированию амортизации системы твёрдых тел с голономными связями на основе уравнений Лагранжа первого рода.

This article describes a mathematical model for drop tests of an aircraft landing gear. The approach to the modeling of the damping system of solids with holonomic constraints on the basis of Lagrange equations of the first kind is described.

Наиболее опасными режимами полёта летательного аппарата (ЛА) являются взлёт и посадка. В значительной мере шасси самолёта влияет на безопасность полета при взлёте, посадке и маневрировании на взлётно-посадочной полосе (ВПП). Шасси включает в себя такие опорные элементы, как колёса, лыжи или другие устройства, и силовые элементы, такие как стойки, траверсы, подкосы, рессоры, соединяющие опорные элементы с конструкцией ЛА. Для снижения нагрузки при посадке на шасси ЛА устанавливается амортизация, которая состоит, как правило, из амортизаторов и пневматиков колёс.

Спектр конструктивных схем шасси применяется на современных летательных аппаратах. Для моделирования всевозможных конструкций стоек шасси необходимо использование методики моделирования произвольной системы твёрдых тел с механическими связями.

В работе рассматривается плоскопараллельное движение произвольной системы твёрдых тел относительно некоторой инерциальной системы отсчёта [1, 2]. На положения тел наложены идеальные голономные связи [3]. Одну такую связь можно описать скалярной функцией от x :

$$C_k = f(x),$$

где x – вектор, определяющий положение тел:

$$x = (x_1 \dots x_n)^T; \quad x_i = (x_i \ y_i \ \alpha_i)^T,$$

где n – количество тел в системе; x_i, y_i – координаты центра масс i -того тела в глобальной системе координат; α_i – угол поворота тела в глобальной системе координат.

Уравнение движения системы в матричном виде записывается следующим образом:

$$Ma - F - J^T \lambda = 0,$$

где M – диагональная матрица масс:

$$M = \begin{pmatrix} M_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & M_2 & \dots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \dots & M_n \end{pmatrix}; \quad M_i = \begin{pmatrix} m_i & 0 & 0 \\ 0 & m_i & 0 \\ 0 & 0 & I_i \end{pmatrix},$$

m_i – масса i -того тела, I_i – момент инерции i -того тела; $a = \frac{dv}{dt} = \frac{d^2x}{dt^2}$ – вектор ускорений;

F – вектор активных сил: $F = (F_1 \dots F_n)^T$, $F_i = (F_i^{(x)} \ F_i^{(y)} \ T_i)^T$, $F_i^{(x)}, F_i^{(y)}$ – проекции суммарной силы, действующей на i -тое тело, на оси координат абсолютной системы отсчёта; T_i – момент сил, действующих на i -тое тело; $\lambda = (\lambda_1 \dots \lambda_n)^T$ – вектор неопределённых множителей Лагранжа; J – матрица Якоби для вектора функций связей:

$$J = \begin{pmatrix} \frac{dC_1}{dx_1} & \dots & \frac{dC_1}{dx_n} \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{dC_d}{dx_1} & \dots & \frac{dC_d}{dx_n} \end{pmatrix}.$$

Модель носовой опоры шасси самолёта представлена на рисунке 1. Модель состоит из 5 твёрдых тел: колеса 1, рычага 2, штока амортизатора 3, цилиндра амортизатора 4 и груза, приходящегося на одну опору, 5.

Соединения «а», «б», «в» и «г» являются идеальными шарнирами. Скользящее соединение «е», связывает шток амортизатора с цилиндром. В скользящей заделке «ж» закреплён груз 5. Упор «д» ограничивает одну степень свободы и моделируется односторонней связью. Модель содержит 13 связей. Задаваемые в модели активные силы: сила обжатия пневматика P_k , осевая сила в амортизаторе $P_{ам}$ и подъёмная сила P_n .

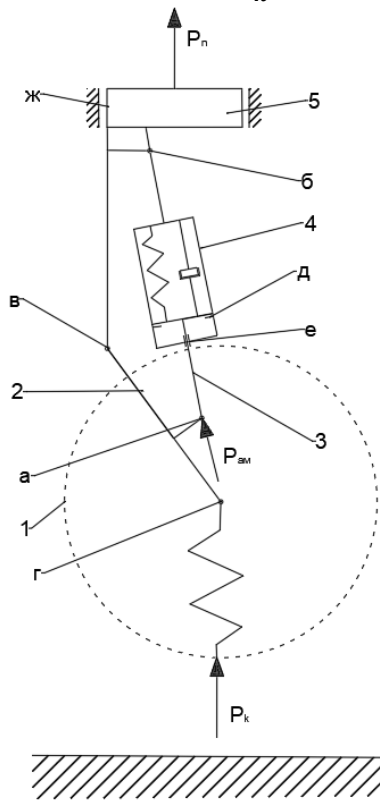


Рисунок 1 – Модель носовой опоры шасси самолёта.

Использованная в работе методика расчёта амортизации шасси летательных аппаратов отличается от применявшихся ранее методов расчета, прежде всего универсальностью. При изменении системы твёрдых тел нет необходимости заново переписывать уравнения движения в обобщенных координатах, изменяется лишь размерность системы, а вид уравнений неизменен. Такой универсальный подход более алгоритмичен и прост при численной реализации. Достоинства предлагаемой методики расчёта очевидны, что позволяет рекомендовать её для решения широкого круга задач динамики систем твёрдых тел.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Загидулин А. Р. Моделирование процесса обжатия амортизационной стойки шасси магистрального самолета / А. Р. Загидулин, Е. Г. Подружин // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. - 2013. – № 2. – С. 144–154.
2. Zagidulin A. R. Modelling the motion of a non-free system of rigid bodies using the Lagrange equations of the first kind / A. R. Zagidulin, E. G. Podruzhin, G. I. Rastorguev // Journal of Physics: Conference Series. - 2017. – Vol. 894. - Art. 012129 (7 p.). - DOI: 10.1088/1742-6596/894/1/012129.
3. Гантмахер Ф.Р. Лекции по аналитической механике: учеб. Пособие / Ф.Р. Гантмахер. – Москва: Наука, 1966. – 300 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕРЕВА ПРИ РАСТЯЖЕНИИ И СЖАТИИ ВДОЛЬ ВОЛОКОН

Н.Я. Доровских, С.Р. Кравцов, П.А. Полетаев
Научный руководитель: к.т.н. , доц, А.Н. Пель
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, dorovskix.2015@stud.nstu.ru

В работе представлено экспериментальное определение механических характеристик древесины, используемой в поясах лонжеронов крыла самолёта По-2. Проведена серия экспериментов на разрывных машинах над образцами из сосны, получены значения предельного для данного материала напряжения.

In work presented experimental definition of mechanical characteristics of the wood used in belts of wing spars of the Po-2 plane. It carried out a series of experiences by explosive cars over samples from a pine, received values of extreme tensions for this material.

В современной практике авиастроения дерево используется уже довольно редко. Однако, на этапе зарождения авиации это был основной конструкционный материал благодаря его замечательным свойствам: малая масса, простота обработки, большое количество древесины. Дерево также имеет высокую удельную прочность, что является весьма важным параметром для авиастроения. Авиационная сосна при пределе прочности на растяжение 830 кг/см^2 и объемном весе $0,52 \text{ г/см}^3$ имеет удельную прочность 1596 см . Алюминиевый сплав Д-16 при пределе прочности 4600 кг/см^2 и объемном весе $2,8 \text{ г/см}^3$ имеет удельную прочность 1500 см , то есть для дерева и алюминия результаты сопоставимы. Однако, при сжатии дерево имеет характеристики хуже и при пределе прочности 350 кг/см^2 удельная прочность всего 673 см .

Минусами же применения дерева являются неоднородность его структуры и, соответственно, механических свойств древесины, анизотропные свойства, которые необходимо учитывать при проектировании конструкций, неодинаковые свойства при растяжении-сжатии. Также дерево сильно подвержено старению, а механические свойства сильно зависят от влажности древесины, которая меняется в зависимости внешних условий, в которых эксплуатируется самолет.

Одним из ярких представителей «деревянной» авиации является По-2 (У-2) – многоцелевой тренировочный двухместный самолет-биплан, созданный КБ Н. Н. Поликарпова в 1927 году. Производство самолета длилось до 1953 года, выпущено около 33 000 машин различных модификаций. Самолет применялся для сельхоз нужд, в качестве учебного самолета, а также активно применялся на фронте во время Отечественной войны. Основные силовые элементы конструкции были выполнены из дерева и фанеры.

В 2016 году при поддержке фонда возрождения авиации в НГТУ был построен летный экземпляр По-2. Также, было заложено создание еще одной машины. Работы по самолету потребовали прочностных исследований, в частности, уточнения механических параметров основного силового элемента крыла – лонжерона. На По-2 он имеет коробчатое сечение, схема представлена на рисунке 1.

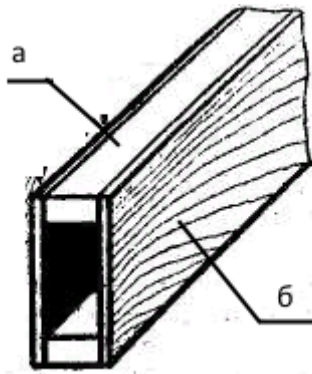


Рисунок 1 – Коробчатый лонжерон; а – пояс; б – стенка

Лонжерон воспринимает изгиб крыла, при этом древесные полки лонжерона (рис.1, а) работают, преимущественно, на растяжение-сжатие, а фанерные стенки (рис.1, б) – на сдвиг. Проектирование полки потребовало уточнения механических свойств дерева при растяжении-сжатии. Для этого в лаборатории статических испытаний кафедры прочности летательных аппаратов НГТУ была проведена серия опытов на растяжение-сжатие образцов из авиационной сосны, в результате которых были получены

экспериментальные значения максимально допускаемых напряжений.

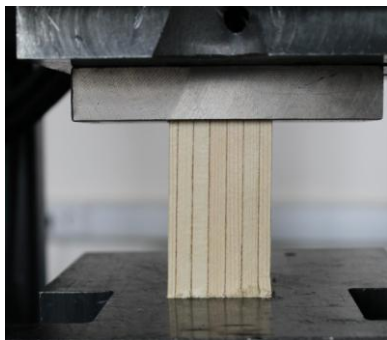
Полки лонжеронов для повышения механических свойств выполняются путем склеивания между собой нескольких более тонких планок, набираемых до получения необходимой толщины поперечного сечения. При этом не допускается наличие всякого рода неоднородностей вроде сучков, короблений и т.д. Образцы для исследований были выполнены по такой же технологии.

Экспериментальная часть

Эксперимент проводился на гидравлической машине для статических испытаний Instron 300Dx с максимальной нагрузкой в 30 тонн. В ходе первого эксперимента необходимо было получить максимальные напряжения при сжатии.

Для испытаний были изготовлены образцы в форме прямоугольной призмы, склеенной из одинаковых деревянных планок.

Для определения максимального напряжения, образец был установлен на плиту и нагружен сжимающей силой вдоль волокон (Рисунок 2, а)



а



б

Рисунок 2 - Испытание образцов

а – Нагружение образца при сжатии; б – нагружение образца при растяжении

Результаты, полученные в ходе эксперимента, представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Результаты при сжатии

Номер образца	Макс. нагрузка, кН	Макс. напряжение, МПа	Ширина, мм	Толщина, мм
1	100,44	62,63	39,5	40,6
2	101,27	62,75	39,85	40,5
3	97,58	59,2	40,5	40,7
4	95,53	58,53	40,3	40,5
5	97,27	59	40,5	40,7
Среднее	98,42	60,42	40,13	40,6
Стандартное отклонение	2,37	2,08	0,44	0,1

Далее был проведён эксперимент на растяжении образцов древесины. Основной целью было определение максимальной нагрузки и максимального напряжения, которые способен воспринять образец до разрушения.

Образец той же структуры, что и при испытании на сжатие: достаточно тонкие слои сосны из частей с малой толщиной годовых колец соединены клеей – такой подход позволяет максимально упрочнить древесину и избежать внутренних и внешних дефектов. Форма образца имеет такой же вид, как и для стали, только с одним отличием: чтобы зажимы испытательной машины не раздавили образец в области закрепления, в утолщённой части высверливают по одному отверстию с каждой стороны и в них вставляют стальные стержни.

Эксперимент проводился на той же испытательной машине Instron 300DX, рассчитанной на максимальную нагрузку в 30 тонн. Образец устанавливался в рабочую область и закреплялся в захватах (Рисунок 2, б), далее, через установленное на персональный компьютер программное обеспечение Bluehill 3 обрабатывались результаты эксперимента.

Результаты эксперимента представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты при растяжении

Номер образца	Макс. нагрузка, кН	Макс. напряжение при растяжении, Мпа	Ширина, мм	Толщина, мм
1	25,31	79,08	40	8
2	25,33	79,16	40	8
3	28,00	85,36	40	8,2
4	25,40	79,19	40,1	8
Среднее	26,01	80,70	40,025	8,05
Стандартное отклонение	1,32566	3,10706	0,05	0,1

В справочнике [2] в физико-механических свойствах древесины указано, что для сосны обыкновенной сибирской предел прочности при растяжении вдоль волокон равен 85,0 МПа. Полученное экспериментальное среднее и справочное значения отличаются на 5%. Однако, для сжатия указано максимальное напряжение 35 МПа, что значительно меньше полученного в проведённом эксперименте.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бердинских И. П., Кузнецов М. А., Производство деревянных самолётов. – М: ОБОРОНГИЗ НКАП Главная редакция авиационной литературы, 1945. – 392 с.
2. Арков Д. И., Крушкол Н., Техническое описание самолёта У-2 с мотором М-11. – Л.-М. НАРКОМТЯЖПРОМ Государственная контора справочников и каталогов, 1937 – 260 с.
3. Древесина. Метод определения предела прочности при растяжении: ГОСТ 16483.23-73. – Издание официальное. – М.: ИПК Издательство стандартов, 1999. – 3 с.
4. Справочник мастера деревообработки / Бокщанин Ю. Р., Квятковская А. П., Лашманов В. И. и др. // Под ред. канд. техн. наук Ю. Р. Бокщанина. – 3-е изд. перераб. и доп. – М.: Лесн. пром-сть, 1987. – 280 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДЕФЕКТОВ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ НА СПЕКТР ЧАСТОТ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ НА ПРИМЕРЕ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОПОРЫ ВЛ

Е. А. Запысова, А. Н. Кожевников, Д. А. Красноруцкий
Научный руководитель: д.т.н., доцент, Левин В. Е.
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, Kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

В статье представлены результаты определения спектров частот собственных колебаний имитационной модели опоры воздушных линий электропередачи с типовыми дефектами и без них. Показано, что даже одиночные локальные повреждения существенно изменяют значения соответствующих собственных частот. Сделаны некоторые предположения о локализации дефекта по изменениям в спектре частот или характеру деформирования.

In this paper the imitation «ideal» and «damaged» model of an air power transmission line pylon eigenvalues obtained are presented. It is shown, that even single «damage» provides significant deviations in appropriate natural vibration frequency value. Some proposals about location of «damages» occurred based on eigenvalues and deformed shape changes are considered.

В процессе эксплуатации любая конструкция получает повреждения. Получаемые повреждения оказывают влияние на массово-жесткостные характеристики объекта, что приводит к изменениям в характере деформирования (перераспределение усилий в элементах после повреждения части из них), спектре значений частот собственных колебаний (коррозионные повреждения) и распределении напряжений (ослабленные связи). Избежать подобных дефектов в конструкции практически невозможно в силу того, что многие объекты инфраструктуры эксплуатируются под открытым небом и получаемые ими внешние воздействия носят произвольный характер.

Одной из таких конструкций является опора воздушной линии электропередачи (ВЛ). Задачу оценки поврежденности такой опоры без тщательного осмотра всех силовых элементов этой ферменной конструкции предлагается решить с помощью модального анализа [1]. Необходимо получить спектр частот собственных колебаний неповрежденной конструкции, а затем, получив спектр частот исследуемой конструкции, сделать вывод о необходимости более детального исследования каждой конкретной опоры. Подобная задача является весьма нетривиальной с экспериментальной точки зрения в силу того, что используемые для передачи электроэнергии металлические опоры воздушных линий электропередачи могут иметь существенные размеры: до 100 метров в высоту и весом в несколько тонн.

Для более полного исследования динамических характеристик конструкции желательно получать не только спектр частот собственных колебаний, но и соответствующие формы колебаний, что в свою очередь требует информации о том внешнем воздействии, которое было приложено в момент записи отклика конструкции. В связи со всеми перечисленными нюансами первоначальные исследования лучше проводить не на полноразмерной конструкции, а на некоторой модели, сохраняющей интересующие нас особенности исследуемого объекта. Для проверки предлагаемого подхода была разработана имитационная модель типовой металлической опоры ВЛ (рис. 1.). Данная модель сохраняет общий подход к типовым металлическим опорам линий электропередачи: она выполнена из стального профиля (равнополочные уголки), большинство соединений являются болтовыми, в модель включены подбоя траверс для крепления проводов или их аналогов, горизонтальные пояса жесткости в типичных точках основной стойки опоры.

Дополнительным преимуществом при оценке качества модели выступила бы близость спектров частот собственных колебаний исходной и имитационной моделей, но добиться

Таблица 1 – Спектр частот собственных колебаний неповрежденной модели

Но мер частоты	Частоты собственных колебаний при минимальном моменте инерции, Гц	Частоты собственных колебаний с различными моментами инерции, Гц.	Частоты собственных колебаний при максимальном моменте инерции, Гц
1	14.488	14.598	14.631
2	14.676	14.793	14.832
3	31.152	31.605	32.121
4	65.382	66.417	67.337
5	76.606	77.979	79.759

При оценке возможности использования разрабатываемой модели для исследования влияния дефектов в конструкции на ее динамические характеристики необходимо внести с исходную модель требуемые дефекты:

1. Коррозионное поражение. Моделируется уменьшением всех характеристик повреждаемого элемента. Например, уголок L32x4 поврежден до уголка L30x3 или поясной уголок L50x5 поврежден до уголка L32x4 (таблица 2).

2. Обледенение силового элемента по длине. В данном случае элементу ставится в соответствие увеличенная жесткость: поясной уголок стал более жестким, L50x5 заменяем на L70x6 (таблица 3).

3. Начало образования трещины. При моделировании начала усталостного повреждения происходит существенное локальное уменьшение характеристик сечения. В конечно-элементной модели у поврежденного элемента длиной 1 см происходит уменьшение площади и осевых моментов инерции на 2 порядка (0.01 от исходной) (таблицы 4-6).

Отметим, что в каждом расчетном случае дефект может располагаться вблизи основания, под горизонтальным поясом жесткости, в месте крепления траверс и в поясном уголке или в силовом элементе наполнения стойки/траверсы. Результаты расчетов представлены в виде отличия полученного спектра от исходного, выраженного в процентах.

Таблица 2 – Спектр частот собственных колебаний модели с «коррозией»

Номер частоты	Поврежден нижний пояс заполнения; отличие частот в %	Поврежден нижние поясные уголки; отличие частот в %
1	-0.027	-6.439
2	-0.541	-0.656
3	-0.237	-0.013
4	-0.408	-2.012
5	-0.027	-1.994

Повреждение силовых уголков наполнения не оказывает существенного влияния на значения получаемых частот, однако, внесение дефектов в поясные уголки приводит к более значительным изменениям в спектре.

Таблица 3 – Спектр частот собственных колебаний модели с «обледенением»

Номер частоты	Поврежден нижний пояс заполнения; отличие частот в %	Повреждены законцовки траверс; отличие частот в %
1	0.274	-0.843
2	0.602	-0.737
3	0.446	-3.629
4	0.840	-1.855
5	0.455	-0.090

Внесение дополнительной массы и жесткости у основания конструкции незначительно увеличивает значения частот. Обледенение в траверсах приводит к снижению всех частот, но частота крутильной формы изменяется сильнее.

Таблица 4 – Спектр частот собственных колебаний модели с «трещиной»; одиночный дефект в поясном элементе

Номер частоты	Дефект у основания; отличие частот в %	Дефект у пояса жесткости; отличие частот в %	Дефект у траверс; отличие частот в %
1	-13.707	-4.514	-0.384
2	-0.635	-0.548	0.000
3	-0.009	-0.029	-1.633
4	-4.350	-3.490	-5.974
5	-3.607	-3.155	-0.192

Ожидаемо, что наибольшее изменение в спектре проявляется при наличии дефекта вблизи основания модели и повреждаются только балочные тона.

Таблица 5 – Спектр частот собственных колебаний модели с «трещиной»; дефект на одной грани опоры

Номер частоты	Дефект у основания; отличие частот в %	Дефект у пояса жесткости; отличие частот в %	Дефект у траверс; отличие частот в %
1	-16.783	-4.775	-0.377
2	-12.986	-5.334	-0.365
3	-0.019	-0.048	-5.882
4	-5.741	-5.259	-8.036
5	-10.635	-7.956	-2.829

Подобные дефекты вносят изменения в весь спектр частот, но основное влияние приходится на балочные тона и одноузловые формы.

Таблица 6 – Спектр частот собственных колебаний модели с «трещиной»; дефект в диагональных поясных уголках

Номер частоты	Дефект у основания; отличие частот в %	Дефект у пояса жесткости; отличие частот в %	Дефект у траверс; отличие частот в %
1	-29.710	-10.796	-1.171
2	-0.649	-0.595	0.000
3	-0.019	-0.054	-2.427
4	-8.370	-7.965	-16.392
5	-5.030	-4.968	-0.373

Подобные дефекты вносят изменения в весь спектр частот, но основное влияние приходится на балочные тона и одноузловые формы. Чем выше расположен дефект, тем сильнее он проявляется в высших балочных тонах.

Отметим, что внесение дефекта в диагонально расположенные поясные уголки меняет характер деформирования – меняются плоскости жесткости конструкции, и они теперь не параллельны граням опоры. Подобный дефект можно отследить по изменению соответствующих форм собственных колебаний.

Полученные в результате расчетов спектры частот собственных колебаний имитационной модели с внесенными дефектами позволяют сделать уверенный вывод о том, что даже внесение одиночных дефектов может быть однозначно отмечено по сравнению со спектром неповрежденной конструкции. Для окончательного подтверждения этого предположения необходимо выполнить экспериментальные исследования для верификации построенной конечно-элементной модели. Возможность более точной локализации дефекта по степени изменения спектра требует значительно проработки в будущем в силу большого объема дополнительных расчетов и экспериментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хейлен, Ламменс, Сас. Модальный анализ. –М.:«Новатест», 2010.-319 с.
2. А. Н. Кожевников, А. Ю. Кольчев, В. А. Якунин, Д. А. Красноруцкий. Разработка имитационной модели для исследования влияния дефектов возникающих в процессе эксплуатации опоры ВЛ на её динамические характеристики // НАУКА. ТЕХНОЛОГИИ. ИННОВАЦИИ //Сборник научных трудов в 10 ч. / под ред. д.т.н. Гуськова А.В. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – Часть 10. – с. 7 - 10. ISBN 978-5-7782-3428-4.
3. A. N. Kozhevnikov, D. A. Krasnorutskiy and V. E. Levin, "Development of subroutine for automatic building of finite-element models of typical metal pylons of air power transmission lines," 2015 International Conference on Mechanical Engineering, Automation and Control Systems (MEACS), Tomsk, 2015, pp. 1-4. doi: 10.1109/MEACS.2015.7414897. (URL: <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=7414897> &isnumber=7414853 дата обращения 04.06.2016).

МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРУГИХ И ДЕМПФИРУЮЩИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРОИЗОЛЯТОРА

**Кисель Артем Александрович, Родионов Андрей Иванович,
Рыков Анатолий Аркадьевич**
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, rykov@corp.nstu.ru

На основании экспериментальных данных о свободных колебаниях нелинейного осциллятора с упругим элементом получены упругодемпфирующие характеристики балки в виде независимых полиномов, которые можно использовать при моделировании виброзащитных систем.

On the basis of experimental data of free oscillations of nonlinear oscillator with an elastic element the elastic damping characteristics of a bar have been obtained as independent polynomials, which may be used at modeling of the vibroprotective systems.

В прошедшие десятилетия на кафедре ТМ и СМ НГТУ(НЭТИ) были созданы и запатентованы на базе рессорно-пружинных элементов новые конструкции виброизоляторов [1-2] – модули квазинулевой жесткости. Эти модули обладали высокой демпфирующей способностью при приближении значения сжимающей балку продольной силы к критической эйлеровой силе [3]. Уникальные возможности этих модулей позволили осуществить ряд перспективных проектов в промышленности [1]. На их базе стало возможным:

- 1) осуществлять эффективную виброизоляцию двигателей компрессоров, вентиляторов и др.;
- 2) обеспечивать виброзащиту грузов при перевозке автомобильным и железнодорожным транспортом;
- 3) разработать новую технологию контроля качества сборки и диагностики повреждений сложных конструкций, в том числе и авиационных, на принципе построения “механического моста”, подобного электрическому мостику Уинстона.
- 4) обеспечивать виброзащиту строительных конструкций от сейсмических воздействий.

При необходимости управления параметрами модулей и для случаев, когда требуется поддержание близкой к нулю жесткости модуля в широком диапазоне изменения нагрузок, в схему модуля включается пружина [1-2].

Конечным итогом расчетов характеристик виброизолятора будут характеристика восстанавливающих сил (ХВС) и характеристика демпфирующих сил (ХДС). При этом следует учесть внутреннее демпфирование самого упругого стержня, которое существенно возрастает при снижении жесткости модуля в область близких к нулю значений [3].

Учитывая, что прямой расчет ХДС невозможен и, главное, что нельзя отрицать факт совместного существования и взаимозависимости упругих и демпфирующих сил, в данной работе предлагается одновременное определение ХВС и ХДС для реального образца и данной настройки жесткости на основе экспериментальных данных о свободных затухающих колебаниях осциллятора со стержнем [4].

Мы предположили, что уменьшение амплитуды затухающих колебаний осциллятора связано исключительно с работой демпфирующих сил, зависящих от амплитуды, но не зависящих от частоты колебаний в пределах эксперимента [4,5]. Искомые характеристики были представлены в виде степенных полиномов. Известные подходы к определению уравнений петли гистерезиса опираются на априорное их задание, что является основным недостатком моделирования.

В данной работе рассмотрим динамику нелинейного осциллятора с одной степенью свободы. Уравнение его движения при наличии произвольных восстанавливающих и демпфирующих сил примет вид:

$$M \ddot{x} + F_d(x, \dot{x}) + F_y(x) = 0, \quad (1)$$

где M - масса упруго подвешенного объекта (твердое тело), x - его виброперемещение, $F_y(x)$ и $F_d(x, \dot{x})$ - характеристики, соответственно, упругих и демпфирующих сил балки.

Рассмотрим случай, когда упругая и демпфирующая силы нелинейно зависят от деформации балки и могут быть представлены, соответственно, полиномами нечетной и четной степеней. Колебательный процесс в этом случае будет описываться дифференциальным уравнением

$$\ddot{x} + \sum_{i=1}^{N_1} k_i x^{2i-1} + \text{sign}(\dot{x}) \sum_{i=1}^{N_1} P_i x^{2i-2} = 0 \quad (2)$$

где N_1 - число рассматриваемых полупериодов колебаний.

Интегрируя уравнение (2), получим

$$\frac{V^2}{2} + \sum_{i=1}^{N_1} \frac{k_i}{2i} (x^{2i} - x_j^{2i}) + \text{sign}(\dot{x}) \left[\sum_{i=1}^{N_1} \frac{P_i}{2i-1} (x^{2i-1} - x_j^{2i-1}) \right] = 0, \quad (3)$$

где x_j - экспериментальные значения амплитуд колебаний для каждого полупериода.

Всего в (3) $2N_1$ неизвестных. Учитывая, что в конце каждого полупериода скорость объекта равна нулю, $V = 0$, получим из (3) первые N_1 уравнений:

$$\sum_{i=1}^{N_1} \frac{k_i}{2i} (x_{j+1}^{2i} - x_j^{2i}) + \text{sign}(\dot{x}) \left[\sum_{i=1}^{N_1} \frac{P_i}{2i-1} (x_{j+1}^{2i-1} - x_j^{2i-1}) \right] = 0, \quad (4)$$

где $j = 1, 2, \dots, N_1$.

Еще N_1 уравнений получим, если проинтегрируем (3) на этих же полупериодах

$$T_j = \frac{1}{\sqrt{2}} \int_{x_j}^{x_{j+1}} \left[\sum_{i=1}^{N_1} \frac{k_i}{2i} (x^{2i} - x_j^{2i}) + \text{sign}(\dot{x}) \left(\sum_{i=1}^{N_1} \frac{P_i}{2i-1} (x^{2i-1} - x_j^{2i-1}) \right) \right]^{-1/2} dx, \quad (5)$$

$j=1, 2, \dots, N_1$. T_j - время полупериодов рассматриваемых интервалов.

Чтобы получить из (5) систему алгебраических уравнений относительно k_i , P_i , возьмем интеграл приближенно. Каждый полупериод (5) можно представить в следующем виде

$$T_j = \frac{1}{\sqrt{2}} \int_{x_j}^{x_{j+1}} \left[\sum_{i=0}^N \alpha_i \frac{x^{i+1} - x_j^{i+1}}{i+1} \right]^{-1/2} dx, \quad (6)$$

Здесь $N = 2N_1 - 1$, α_i - искомые коэффициенты k_i , P_i .

С помощью линейного преобразования $x = 0.5(x_j + x_{j+1}) + 0.5(x_j - x_{j+1})z = M_j + \beta_j z$ интервал интегрирования в (6) $[x_j, x_{j+1}]$ приведем к виду $[-1, 1]$.

После чего (6) примет вид

$$T_j = \frac{1}{\sqrt{2}} \int_{-1}^1 \left[(1-z^2) \sum_{i=0}^{N-1} b_i (M_j + \beta_j z)^i \right]^{-1/2} dz, \quad (7)$$

Здесь $M_j = (x_j + x_{j+1})/2$; $\beta_j = (x_j - x_{j+1})/2$.

Коэффициенты b_i вычисляются по рекуррентным формулам

$$L_N = \alpha_N / (N+1), \quad L_i = \alpha_i / (i+1) + L_{i+1} x_j; \quad i = N-1, \dots, 1.$$

Здесь $L_0 = L_1 x_j + \alpha_0$; $b_{N-1} = L_N$, $b_i = L_{i+1} + b_{i+1} x_{j+1}$; $i = N-2, \dots, 0$.

Ортогональной системой многочленов на отрезке $[-1, 1]$ с соответствующей весовой функцией $(1-z^2)^{-1/2}$ является система многочленов Чебышева первого рода. Отсюда квадратурная формула наивысшей алгебраической точности для полупериода будет иметь вид:

$$T_j = \frac{\pi}{n\sqrt{2}} \sum_{k=1}^n \left[\sum_{i=0}^{N-1} b_i (M_j + \beta_j \cos(\frac{(2k-1)\pi}{2n}))^i \right]^{-1/2}, \quad (8)$$

где n – число приближений. Ограничимся первым приближением ($n=1$). Тогда из (8) получим

$$T_j = \frac{\pi}{\sqrt{2}} \left[\sum_{i=0}^{N-1} b_i M_j^i \right]^{-1/2}.$$

Избавляясь от квадратного корня, получим

$$\sum_{i=0}^{N-1} b_i M_j^i = \pi^2 / (2 T_j^2).$$

Это уже линейная система алгебраических уравнений относительно искомым коэффициентов k_i , P_i , которые мы обозначили через α_i :

$$\sum_{i=2}^{N+1} C_{ki} \alpha_{i-1} = \pi^2 / (2 T_j^2) \quad (9)$$

Коэффициенты C_{ki} вычисляются по формулам

$$C_{ki} = S_i / i, \quad S_i = D_{i-1} + S_{i-1} M_j, \quad D_i = x_j^{i-1} + x_{j+1} D_{i-1},$$

$$S_1 = 0, \quad D_1 = 1, \quad C_{k1} = 0,$$

$$j = 1, \dots, (N+1)/2, \quad k = (N+1)/2 + 1, \dots, N+1.$$

Таким образом, (4) и (9) представляют собой алгебраическую систему с $2N_1$ неизвестными.

Заметим, что полученная система алгебраических уравнений имеет плохо обусловленную матрицу. Поэтому для ее решения применяются специальные методы. В данном случае была использована методика приближенного вычисления нормального решения линейных алгебраических уравнений с вырожденной матрицей методом квадратных корней.

Изложенный метод идентификации рассеяния энергии колебаний проиллюстрируем на следующем примере. На рис.1 показана осциллограмма свободных колебаний в нелинейном осцилляторе с балкой. Возьмем четыре полупериода колебаний, т.е. $N_1 = 4$. Известных

коэффициентов в этом случае будет $2N_1 = 8$. Определив из рис.1 значения амплитуд x_j и времени полупериодов T_j для системы алгебраических уравнений (4), (9), найдем по изложенной методике коэффициенты упругой и демпфирующей сил:

$$k_1 = 19.06, \quad k_2 = 11.81, \quad k_3 = 8.96, \quad k_4 = 7.43,$$

$$P_1 = 2.51, \quad P_2 = 1.73, \quad P_3 = 1.44, \quad P_4 = 0.58.$$

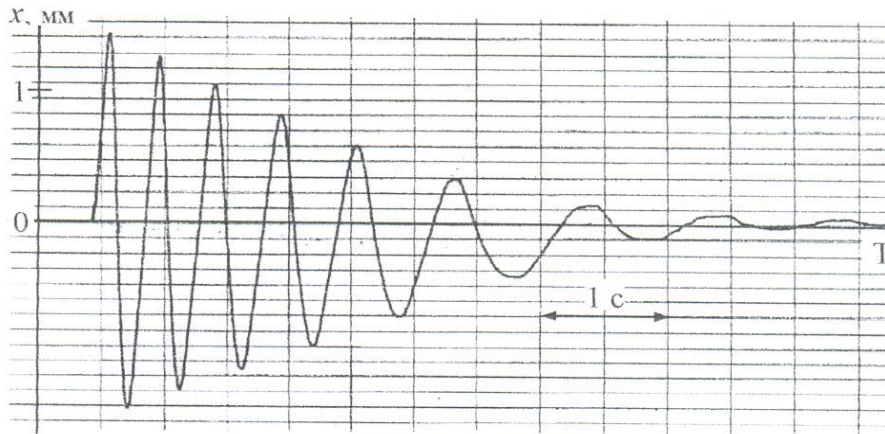


Рис. 1. Осциллограмма свободных колебаний осциллятора с рессорой

Определив коэффициенты k_i , P_i , покажем зависимости упругой и демпфирующей сил (рис.2 и рис.3). Зависимость упругой силы от деформации имеет характерный вид нелинейной функции. Демпфирующая сила, при деформациях близких к нулю, почти постоянная, а при увеличении деформации резко возрастает. На рис.4 показана гистерезисная петля, где численные значения упругих и демпфирующих сил отнесены к величине массы осциллятора.

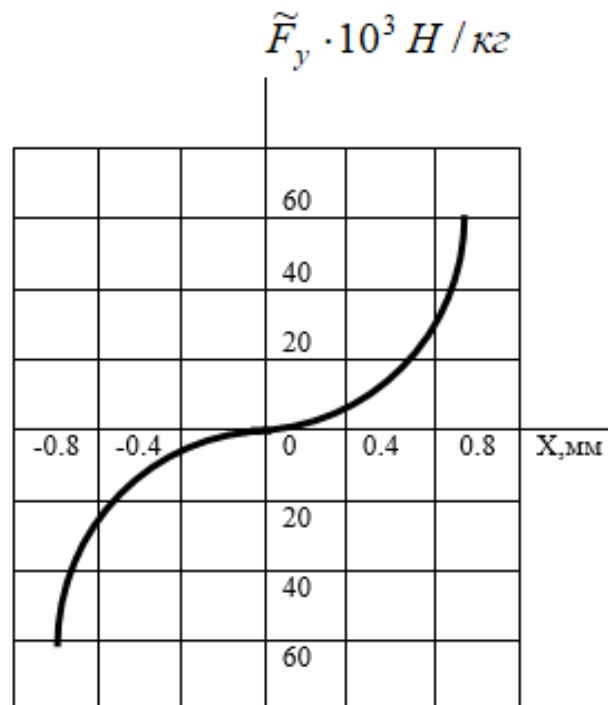


Рис. 2. Зависимость удельной упругой силы F_y от деформации x

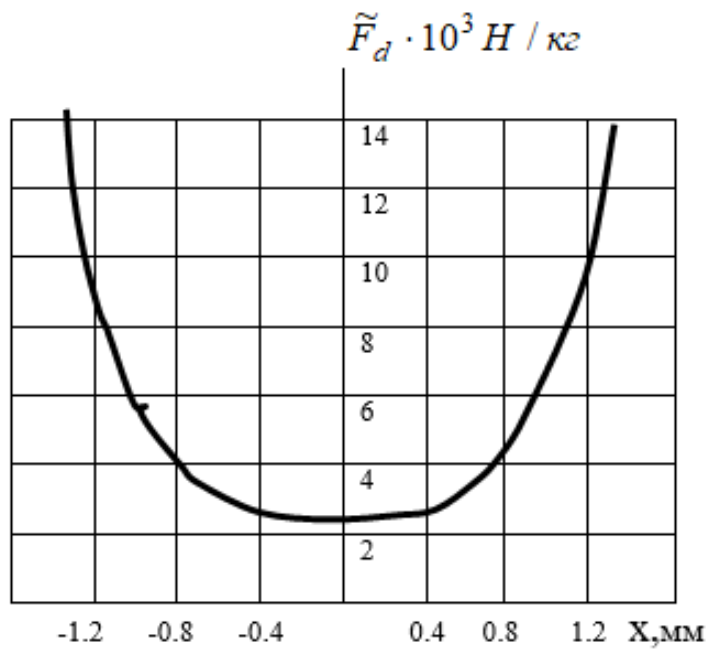


Рис. 3. Зависимость удельной демпфирующей силы F_d от деформации x

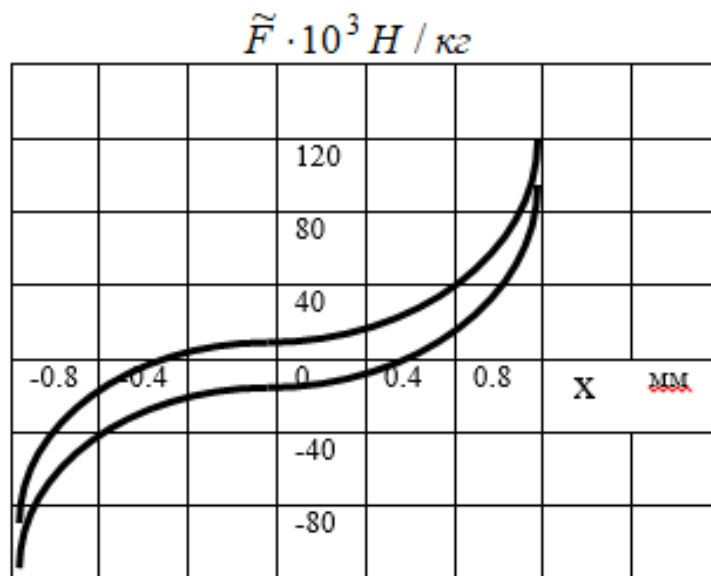


Рис. 4. Зависимость удельной силы F от деформации x (петля гистерезиса)

Для оценки точности полученных результатов, подставим коэффициенты k_i , P_i в дифференциальное уравнение (2) и проинтегрируем его, например, методом Рунге – Кутты. Результаты решения приведены в Таблице 1.

Сравнение экспериментальных и расчетных данных

Эксперимент		Расчет	
Амплитуда (мм)	Время (с)	Амплитуда (мм)	Время (с)
1.432	0.0	1.432	0.001
-1.354	0.4	- 1.35	0.35
1.25	1.0	1.26	0.74
- 1.146	1.4	- 1.148	1.17
1.02	2.0	1.019	1.65
- 0.898	2.5	- 0.861	2.19
0.781	3.2	0.67	2.79

Как видно из Таблицы 1, совпадение экспериментальных и расчетных результатов уже в первом приближении удовлетворительное. Можно считать, что дифференциальное уравнение (2) идентифицирует колебательный процесс (рис.1).

Получив аналитические выражения для упругой и демпфирующей сил, можно, задав кинематическое или силовое воздействия, построить амплитудно-частотную характеристику системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Атапин В.Г. Исследования и разработки в области вибромеханики, проводимые кафедрой ТМ и СМ НГТУ / В.Г. Атапин, Ю.А.Можаев, А.И. Родионов, А.А. Рыков, Г.С. Юрьев // Научный вестник НГТУ №3(40), 2010.-Механика и материаловедение.- Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2010. С-89-98.
2. Юрьев Г.С. Состояние совершенной неупругости твердого тела // Известия СОАН СССР.- Сер. технические науки.-1988.- Вып.3, №11 -с.102-105.
3. Родионов А.И. Об аномальном росте гистерезисных потерь в продольно-сжатых элементах стержневых виброизоляторов при стремлении сжимающих к критическому значению. / А.И.Родионов, Г.С.Юрьев // Вопросы динамики механических систем: сб.науч. тр. / Новосиб. эл.-тех. ин-т; отв.ред. Г.С. Мигиренко.– Новосибирск: Изд-во НЭТИ, 1989. – С.107-112.
4. Матвеев В.В. Демпфирование колебаний деформируемых тел.- Киев: Наукова думка, 1985, 264 с.
5. Савельев В.А. Моделирование упругих и демпфирующих свойств листовой рессоры // Машиноведение, 1986, № 3, с. 56-61.

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОПОРЫ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВЕТРОВЫХ НАГРУЗОК НА ПРОВОДА ЭЛЕКТРОСЕТИ

Кожевников А. Н., Красноруцкий Д. А.

Научный руководитель: д.т.н., доцент, Левин В. Е.

Новосибирский государственный технический университет,

г. Новосибирск, Kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Воздушные линии электропередачи испытывают действие широкого спектра нагрузок различного характера. Необходимость исследования напряженно-деформированного состояния такой системы обусловлена возникающими аварийными ситуациями. Для расчетов предлагается использовать дифференциальную модель стержня и конечно-элементный комплекс ANSYS. Полученные поля напряжений имеют экстремумы в зонах, где наблюдаются разрушения реальных конструкций.

Air power transmission lines are usually affected by variety of different types of external loads. Occurred emergencies provide the reason to investigate stress-strain state of this system. It is proposed to use beam differential model and ANSYS program to solve such a problem. As result, calculated stress distribution has extrema in the points coincident with damaged areas of destroyed pylons of an air power transmission line pylons.

Воздушные линии электропередачи (ВЛ) широко используются для передачи электрической энергии на большие расстояния. Каждая такая линия может рассматриваться как связанная система двух динамически нагружаемых объектов: проводов электросети, воспринимающих ветровую нагрузку, и опор, выполняющих роль разделения всей линии на участки. Каждая из этих подсистем имеет сложную структуру и не может быть смоделирована в полном размере при анализе усилий и перемещений, возникающих во всей системе под действием внешних нагрузок, т.к. это приведет к вычислительной задаче большой размерности. В связи с этим, при построении математической модели для анализа совместного динамического деформирования полноразмерная конечно-элементная модель опоры ВЛ заменяется ее динамически-подобным аналогом существенно меньшей размерности. Узлами конденсации этой модели являются точки крепления гирлянд изоляторов к траверсам опоры, в роли удерживаемых степеней свободы указываются только лишь перемещения точек подвеса (углы поворота не учитываются в силу шарнирного закрепления). Затем моделируемая динамическим аналогом опоры жесткостно-массовая связь между креплениями проводов электросети используется в качестве граничных условий при анализе движения проводов, которые в свою очередь моделируются набором стержней согласно разработанной ранее модели [1]. В основе расчета поведения проводов лежит дифференциальная стержневая модель [3]. Математическая модель провода позволяет определять перемещения, повороты и внутренние усилия в точках стержня под действием практически любых внешних нагрузок: ветровые нагрузки, обледенение проводов, обрыв провода, учет больших перемещений в системе и т.д.

Рассчитанные в стержневой модели перемещения точек подвеса проводов к траверсам опоры приводят к распределению напряжений в полноразмерной конструкции. Анализ такого распределения является самостоятельной непростой задачей. На первом этапе необходимо восстановить связь между перемещениями сконденсированной модели и узловыми степенями свободы в полноразмерной конечно-элементной модели. Затем выделенные узловые степени свободы должны получить в качестве граничных условий рассчитанные ранее перемещения. Для этого используются команды на встроенном в пакет ANSYS языке программирования APDL (ANSYS Parametric Design Language). Выполнив расчет с такими закреплениями, получим распределение перемещений и внутренних силовых факторов в модели. Затем, в соответствии со свойствами выбранной функции

формы элемента, можно получить распределение напряжений в модели. Для анализа конструкции по прочности удобно использовать эквивалентные напряжения по Мизесу [2]. Необходимо обратить внимание на то, чтобы получаемые перемещения модели имитировали поведение реальной конструкции – были физическими и не имели резких нереалистичных перегибов, экстремумов и других подобных явлений

В качестве расчетных нагрузок использовались периодические равномерные боковые порывы в виде обрезанных осью абсцисс синусоид с амплитудой скорости потока 30 м/с и частотой воздействия от 0.7 до 3.2 Гц. Такая нагрузка прикладывалась к модели из двух промежуточных опор П110-3 и трех пролетов проводов по 370 метров. Для данных расчетных случаев были получены распределения перемещений, скоростей, ускорений и внутренних усилий в каждый момент времени. На рис. 1. представлены перемещения одной из точек крепления гирлянды изоляторов к опоре при воздействии с заданной частотой (1.5 и 2.95 Гц). Перемещения, возникающие в остальных точках присоединения проводов, имеют схожую зависимость от времени.

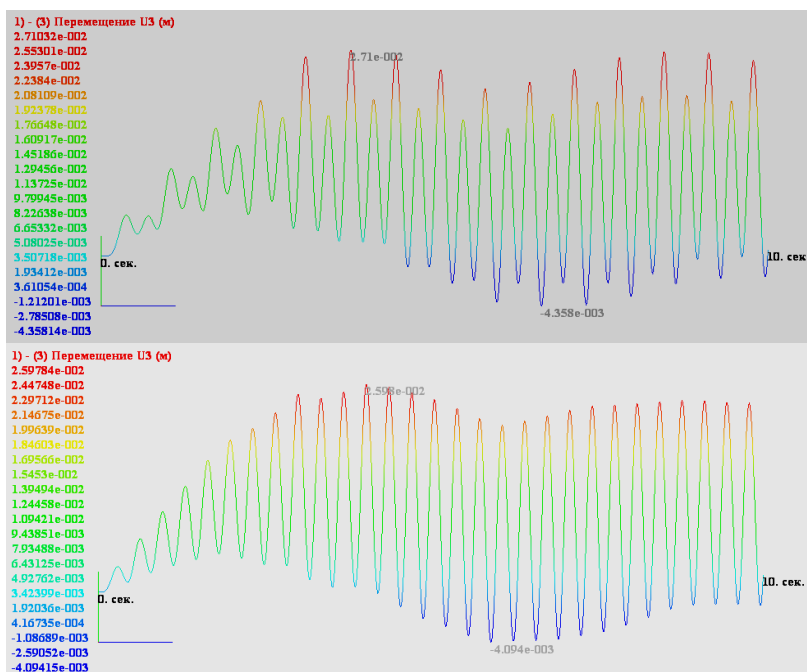


Рис. 1 – Перемещение точки крепления гирлянды к опоре 1.5 Гц (слева) и 2.95 Гц (справа)

Анализируя полученные результаты можно сделать вывод, что при периодическом ветровом возбуждении опоры могут раскачиваться и колебаться на своей собственной частоте не только при совпадении внешней частоты вынуждающего воздействия, но и при кратных ей. Так, например, при частоте ветра 1.5 Гц происходит раскачка опор до амплитуд сравнимых с амплитудами при действии ветра с резонансной частотой опоры (примерно 2.9 Гц, рис.1 (справа)). Такие колебания приводят к дополнительным периодическим (циклическим) напряжениям, возникающим в опоре.

Рассмотрим расчетный случай, перемещения для которого представлены на рисунке 1 (слева) (обрезанный синус 1.5 Гц). Из зависимостей видно, что колебания вышли на определенную амплитуду и, по всей видимости, будут продолжаться далее. Приложим соответствующие перемещения к полноразмерной модели. На рисунке 2 представлены перемещения узлов конденсации, крестиком отмечена выбранная точка по времени, в которой будет проведен расчет напряжений по полноразмерной КЭ-модели. Перемещения остальных точек крепления происходят синхронно представленным в силу того, что ветровое воздействие на опору также является синхронным.

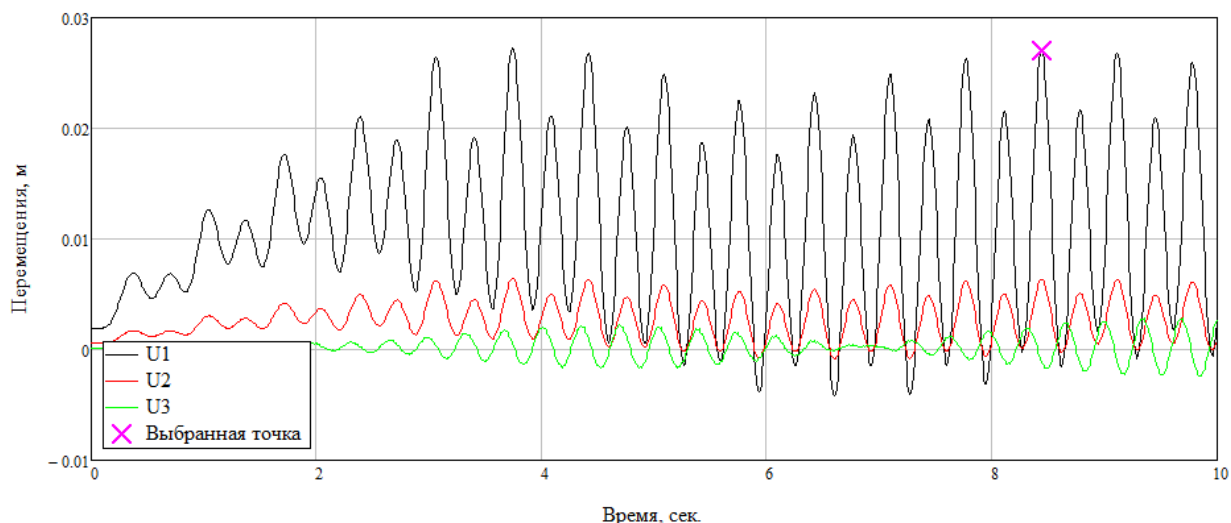


Рис. 2 – Перемещение точки крепления гирлянды к опоре (1.5 Гц)

Рассчитанные перемещения для данного момента времени были встроены в полноразмерную конечно-элементную модель в качестве граничных условий. После этого решена задача определения напряженно-деформированного состояния конструкции и получено поле распределения эквивалентных напряжений по Мизесу (рис. 3 (слева)).

```

AVG ELEMENT SOLUTION
STEP=1
SUB =1
TIME=1
SMAX_I (AVG)
DMX =.047261
SMN =-.391E+08
SMX =.382E+08

```



Рис. 3. Полученное поле распределения эквивалентных напряжений (слева) и разрушенная конструкция (справа)

Полученные максимальные напряжения имеют величину до 39 МПа, но разный знак для поясных силовых элементов. Также стоит отметить опасность таких внутренних усилий при развитии и распространении усталостных повреждений. Вполне возможно, что подобные напряжения стали причиной разрушения конструкции, представленной на рис. 3 (справа).

Разумеется, представленные на рисунке 3 совпадения областей максимальных напряжений и очагов разрушения могут оказаться просто совпадениями. Следует провести дополнительные исследования, которые могли бы подтвердить или опровергнуть выдвинутую гипотезу о причинах таких разрушений вследствие усталостных повреждений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Методика расчета колебаний участка воздушных ЛЭП с помощью редуцированной КЭ-модели металлических опор и дифференциальной модели системы стержней / Н. В. Пустовой, В. Е. Левин, Д. А. Красноруцкий, А. Н. Кожевников // 11 Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: аннотации докл., Казань, 20–24 авг. 2015 г. – Казань : Изд-во Акад. наук Респ. Татарстан, 2015. – С. 234.
2. The method of analyzing vibrations of air power transmission lines using reduced finite-element models of pylons and differential model of thin elastic rod system / A. N. Kozhevnikov, D. A. Krasnorutskiy, V. E. Levin, N. V. Pustovoy // 11 International forum on strategic technology (IFOST 2016) : proc., Novosibirsk, 1–3 June 2016. – Novosibirsk : NSTU, 2016. – Pt. 2. – P. 200-203. - DOI: 10.1109/IFOST.2016.7884227
3. Красноруцкий Д. А. Методика расчета механики систем связанных тонких упругих стержней по дифференциальной модели = The method for analyzing mechanics of thin elastic rod systems using the differential approach / Д. А. Красноруцкий // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика = PNRPU Mechanics Bulletin. - 2016. - № 2. - С. 69- 88. - DOI: 10.15593/perm.mech/2016.2.06

ОБОСНОВАНИЕ ЭФФЕКТА ДЖАНИБЕКОВА ПРЯМЫМ ИНТЕГРИРОВАНИЕМ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ В КВАТЕРНИОНАХ

С.Р. Кравцов

**Научный руководитель: к.ф.-м.н., доцент А.И. Родионов
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, kravczov.2015@stud.nstu.ru**

В работе [1] было дано теоретическое обоснование явления, обнаруженного космонавтом Владимиром Александровичем Джанибековым в 1985 году на КОС “Салют-7” (эффект Джанибекова). Это произошло при решении динамических уравнений Эйлера на основе “теоремы промежуточной оси – теоремы теннисной ракетки”. В статье рассмотрена динамика “эффекта” с использованием кватернионов. Получены графические зависимости угловых скоростей от времени, продемонстрировавшие то, что и наблюдал Джанибеков.

Within the previous scientific work the puzzle found by the astronaut Vladimir Dzhanibekov in 1985 onboard “Salute-7” has been considered. Then we have offered theoretical justification of this “effect” on the basis of “the theorem of an intermediate axis – the theorem of a tennis racket” and have received mathematical explanations on the basis of the dynamic equations of Euler. In the present article it is offered to consider dynamics of this “effect” through quaternions, to receive graphic dependences of angular speeds on time and, thereby, visually to show that, as Dzhanibekov observed.

Соответствующий эффект был обнаружен на КОС “Салют-7” советским космонавтом Владимиром Александровичем Джанибековым в 1985 году (эффект Джанибекова - ЭД). При распаковке груза, поступившего на станцию, космонавт обратил внимание на то, как крепёжная гайка, пролетев порядка 40 сантиметров, неожиданно совершила кувырок на 180 градусов и полетела дальше: центр масс гайки продолжал равномерное и прямолинейное движение. Пролетев ещё 40 сантиметров, опять перевернулась и так далее.

В предыдущей работе [1] ЭД был объяснён на основе “теоремы промежуточной оси – теоремы теннисной ракетки”, решались динамические уравнения Эйлера при свободном вращении твёрдого тела в главных осях инерции [2], в предположении, что $I_1 > I_2 > I_3$, где I_1, I_2, I_3 - главные моменты инерции в данной точке:

$$I_1 \dot{\omega}_1 = (I_2 - I_3) \omega_2 \omega_3, \quad (1)$$

$$I_2 \dot{\omega}_2 = (I_3 - I_1) \omega_3 \omega_1, \quad (2)$$

$$I_3 \dot{\omega}_3 = (I_1 - I_2) \omega_1 \omega_2. \quad (3)$$

При дифференцировании (1) и подстановке в него $\dot{\omega}_3$ из (3), было получено уравнение:

$$I_1 I_3 \ddot{\omega}_1 = (I_2 - I_3)(I_1 - I_2)(\omega_2)^2 \omega_1.$$

Его качественный анализ показал, что возрастание ω_1 приводит к тому, что вращение вокруг второй оси становится неустойчивым и порождает “кувырок” гайки Джанибекова.

В данной работе поставлена задача решить систему уравнений Ньютона-Эйлера с использованием кватернионов [3,4], вывести зависимости компонент угловых скоростей от времени и продемонстрировать “кувырок” гайки Джанибекова.

Напомним известные способы описания ориентации твёрдого тела в пространстве.

Впервые метод определения однозначной ориентации твёрдого тела в трёхмерном пространстве был представлен Леонардом Эйлером [2]. Это было осуществлено с помощью трёх углов: угла прецессии - ψ , нутации - θ и собственного вращения - φ . Однако существует два значения угла нутации $\theta_1 = 0$ и $\theta_2 = \pi$, при которых происходит вырождение кинематических уравнений Эйлера. Допустим, что угол нутации принял одно из этих значений – тогда углы ψ и φ описывают поворот вокруг одной и той же оси и принципиально неразличимы друг от друга. В этом случае в кинематических уравнениях Эйлера мы получаем ноль в знаменателе (машинные нули), поэтому данный метод для решения задачи не подходит.

Другой метод описания ориентации твёрдого тела в трёхмерном пространстве был предложен А.Н. Крыловым [3]. Изучая качку корабля, он ввёл кинематически независимые углы, отличающиеся от эйлеровых. Эти углы позиционируют положение корабля и более удобны для расчётов. Они определяются корабельными осями, связанными с корпусом судна (Рисунок 1). С осью x связан угол крена θ , с осью y - угол дифферента ψ , с осью z - угол рыскания φ . Позже появилась система координат, применяемая в авиации. Её оси показаны на рисунке 2. Ось y_1 называется осью крена (ей соответствует угол крена φ), ось y_2 - осью тангажа (ей соответствует угол тангажа θ) и ось y_3 - осью скольжения (ей соответствует угол рыскания ψ). Разница между системами корабельных и самолётных углов заключается в том, что корабельная система – левая, а самолётная правая. Рассмотрим самолётные углы.

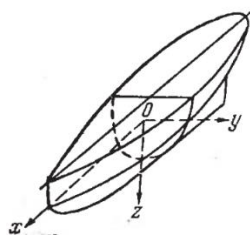


Рисунок 1 – Корабельные оси

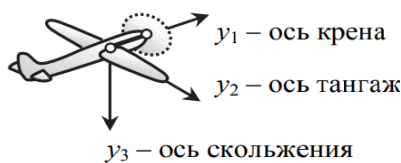


Рисунок 2 – Самолётные оси

Данные параметры поворота вырождаются при тангажах $\theta = \pm \frac{\pi}{2}$, при этом неразличимы становятся крен и рыскание, поэтому данный метод нам также не подходит.

Все возможные комбинации углов поворота имеют вырождение, и их применение ограничивается критическими значениями параметра. В 1748 году Леонард Эйлер ввёл в рассмотрение четыре параметра, которые не вырождаются. Французский математик Б.О. Родриг в своих исследованиях параметризовал общий поворот с помощью четырёх чисел, а в работах Уильяма Гамильтона они получили окончательное теоретическое обоснование в виде кватерниона.

Кватернионом называют число вида [5]

$$\Lambda = \lambda_0 + \lambda_1 i + \lambda_2 j + \lambda_3 k, \quad (7)$$

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

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

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

$$\Lambda = [\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3]. \quad (8)$$

На которые наложим дополнительное условие:

$$\lambda_0^2 + \lambda_1^2 + \lambda_2^2 + \lambda_3^2 = 1. \quad (9)$$

В результате получим параметры Родрига-Гамильтона [6]. Дополнительное условие описывает свойство нормированного кватерниона, который характеризуется единичным вектором \vec{e} с компонентами и аргументом (углом поворота)

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

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

Вернёмся к эффекту Джанибекова, положим в основу следующую зависимость: $I_y > I_x > I_z$, и получим [6] систему дифференциальных уравнений, описывающую поворот системы в трёхмерном пространстве:

$$\begin{cases} \dot{\lambda}_0 = -\frac{1}{2}(\lambda_1\omega_x + \lambda_2\omega_y + \lambda_3\omega_z) \\ \dot{\lambda}_1 = \frac{1}{2}(\lambda_0\omega_x + \lambda_3\omega_y - \lambda_2\omega_z) \\ \dot{\lambda}_2 = -\frac{1}{2}(\lambda_3\omega_x - \lambda_0\omega_y - \lambda_1\omega_z) \\ \dot{\lambda}_3 = \frac{1}{2}(\lambda_2\omega_x - \lambda_1\omega_y + \lambda_0\omega_z) \\ \dot{\omega}_x = (i_y - i_z)\omega_y\omega_z \\ \dot{\omega}_y = \frac{(i_z - 1)}{i_y}\omega_x\omega_z \\ \dot{\omega}_z = \frac{(1 - i_y)}{i_z}\omega_x\omega_y \end{cases} \quad (10)$$

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

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

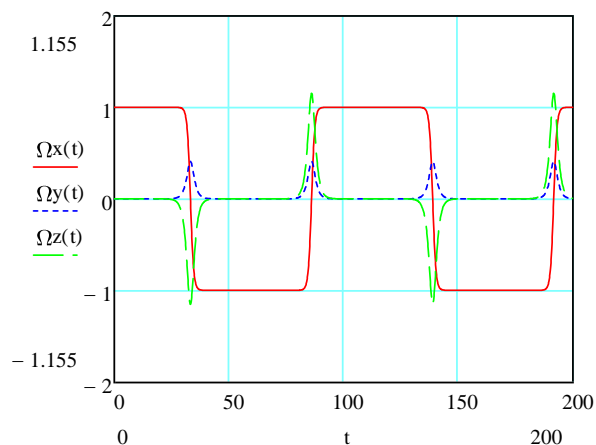


Рисунок 3 – Графики угловых скоростей

Анализ рисунка 3 показывает, что угловая скорость промежуточного момента инерции ω_x меняет свой знак скачкообразно, что соответствует “кувырку” гайки в невесомости. Именно это и наблюдал В.А. Джанибеков.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Кравцов С.Р., Полетаев П.А., Родионов А.И. К динамике эффекта Джанибекова / С.Р. Кравцов, П.А. Полетаев, А.И. Родионов // Наука Промышленность Оборона: труды XVIII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – Том 1: - 166 с.
2. 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.
3. Гордеев В.Н., Кватернионы и бикватернионы с приложениями в геометрии и механике / В.Н. Гордеев. – Киев: Издательство “Сталь”, 2016. – 316 с.
4. Родионов А.И., Сырецкий Г.А. Кватернионы как одна из составляющих современного математического базиса инженерной подготовки / А.И. Родионов, Г.А. Сырецкий // Сб. матер. междунар. научно-метод. конф.: “Интеграция образовательного пространства с реальным сектором экономики”.(27февраля – 2 марта 2012г.), Ч.2., - Новосибирск: Изд-во СГГА, 2012. - С. 163-168
5. Челноков Ю.Н. Кватернионные и бикватернионные модели и методы механики твёрдого тела и их приложения. Геометрия и кинематика движения. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 512 с.
6. Левин В.Е., Деформирование криволинейных стержней. Часть 2. Статика пространственных криволинейных стержней: Учеб. пособие. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. – 60 с.

ПОСТРОЕНИЕ ОРТОГОНАЛЬНЫХ ФОРМ КОЛЕБАНИЙ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ЗАДАЧЕ МОДАЛЬНОГО СИНТЕЗА

Красноруцкий Д. А., Левин В. Е.
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, krasnorutskiy@corp.nstu.ru

В статье рассмотрена проблема отсутствия ортогональности форм собственных колебаний конечно-элементной модели свободной конструкции. На простом примере показано, что при решении обобщенной проблемы для системы с шестью степенями свободы обнаруживается неортогональность собственных форм, соответствующих движениям конструкции как жесткого целого и соответствующих кратным частотам. Предлагается методика построения ортогональных форм колебаний.

The paper considers the problem of non-orthogonality of eigenvectors of finite element model of free construction. A simple example shows that the solution of the generalized problem for a system with six degrees of freedom has the non-orthogonality of eigenvectors corresponding to the motions of the structure as a rigid body and also corresponding to multiple frequencies. The technique of constructing orthogonal eigenvectors is proposed.

При описании динамических свойств крупногабаритной упруго-массовой конструкции часто прибегают к такому приему. Сначала исследуют свойства отдельных составляющих конструкцию частей, а затем методом модального синтеза вычисляют динамические характеристики целой конструкции, используя результаты вычислений динамических характеристик отдельных частей [1, 2]. При описании конструкции методом конечных элементов приходится иметь дело с матрицами масс M и жесткостей K большой размерности. Эти матрицы достаточно велики и для подконструкций. После составления матриц масс и жесткости решается задача определения частот и форм колебаний специальным образом закрепленной подконструкции. Известно несколько способов синтеза, например [3-5]. После нахождения векторов частот и матриц форм колебаний для каждой подконструкции решается задача синтеза целой конструкции. Обычно для этой цели используется несколько первых форм собственных колебаний каждой подконструкции. При этом должны быть выполнены условия ортогональности матриц каждой подконструкции в метриках потенциальной и кинетической энергии. Иногда для этого приходится решать отдельную задачу. В данной статье представлен пример решения такой задачи.

Рассматривается равносторонний треугольник. В каждой его вершине помещены массы m . Эти массы соединены пружинами жесткости k . Система имеет 6 степеней свободы. Ее матрицы жесткости и масс имеют размеры 6×6 .

$$\text{Матрица жесткости } K = \frac{k}{4} \begin{bmatrix} 5 & \sqrt{3} & -4 & 0 & -1 & -\sqrt{3} \\ \sqrt{3} & 3 & 0 & 0 & -\sqrt{3} & -3 \\ -4 & 0 & 5 & -\sqrt{3} & -1 & \sqrt{3} \\ 0 & 0 & -\sqrt{3} & 3 & \sqrt{3} & -3 \\ -1 & -\sqrt{3} & -1 & \sqrt{3} & 2 & 0 \\ -\sqrt{3} & -3 & \sqrt{3} & -3 & 0 & 6 \end{bmatrix} = \frac{k}{4} \bar{K}.$$

$$\text{Матрица масс } M = m \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = m\bar{M}.$$

Введем в рассмотрение собственное значение $\Lambda = \frac{4m}{k}\omega^2$, тогда обобщенная проблема собственных значений примет вид

$$(\bar{K} - \Lambda\bar{M})\Phi = 0.$$

Вычисленные собственные вектора с помощью стандартной процедуры MathCAD – genvecs имеют следующий вид:

$$\Phi = \begin{bmatrix} 0.57735027 & -0.64549722 & 0.5 & -0.13566486 & 0.06899019 & 0.02493747 \\ 0 & 0.2236068 & 0.28867513 & 0.5611848 & 0.06757249 & 0.71753545 \\ -0.28867513 & -0.64549722 & -0.5 & 0.55383272 & 0.06899019 & 0.02493747 \\ -0.5 & -0.2236068 & 0.28867513 & -0.16310318 & 0.74422238 & 0.1203033 \\ -0.28867513 & -0.25819889 & 0 & -0.41816786 & -0.5170058 & 0.54215569 \\ 0.5 & 0 & -0.57735027 & -0.39808162 & 0.40589743 & 0.41891938 \end{bmatrix},$$

а собственные числа $\Lambda = \{6 \ 0 \ 12 \ 6 \ 0 \ 0\}^T$. Это результат работы стандартной программы MathCAD – genvals. Получено три нулевых тона, соответствующих трем тонам перемещений системы как жесткого целого.

Подеиствуем преобразованием $\Phi^T \bar{K} \Phi$, $\Phi^T \bar{M} \Phi$ на матрицы \bar{K} и \bar{M} :

$$\Phi^T \bar{K} \Phi = \begin{bmatrix} 6 & 0 & 0 & -1.4098706 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 12 & 0 & 0 & 0 \\ -1.4098706 & 0 & 0 & 6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\Phi^T \bar{M} \Phi = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -0.23497843 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & -0.10687915 & -0.03863297 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -0.23497843 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -0.10687915 & 0 & 0 & 1 & 0.03119962 \\ 0 & -0.03863297 & 0 & 0 & 0.03119962 & 1 \end{bmatrix}.$$

Получены матрицы с ненулевыми внедиагональными элементами, что означает неортогональность полученной системы собственных векторов. Попробуем разобраться в причине такого результата. Нулевым собственным значениям соответствуют второй, пятый и шестой собственный вектор. Вообще говоря, это формы колебаний системы как жесткого целого. Введем векторы $\Phi_1 = \{1 \ 0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 0\}^T$, $\Phi_2 = \{0 \ 1 \ 0 \ 1 \ 0 \ 1\}^T$,

$\Phi_3 = \left\{ \frac{1}{2} \quad -\frac{\sqrt{3}}{2} \quad \frac{1}{2} \quad \frac{\sqrt{3}}{2} \quad -1 \quad 0 \right\}^T$. Полученные в расчете векторы $\Phi^{(2)}$, $\Phi^{(5)}$, $\Phi^{(6)}$ являются

линейной комбинацией векторов Φ_1, Φ_2, Φ_3 :

$$\Phi^{(2)} = -0.51639778 \cdot \Phi_1 - 0.25819889 \cdot \Phi_3,$$

$$\Phi^{(5)} = -0.1263418 \cdot \Phi_1 + 0.40589743 \cdot \Phi_2 + 0.39066399 \cdot \Phi_3,$$

$$\Phi^{(6)} = 0.19734354 \cdot \Phi_1 + 0.41891938 \cdot \Phi_2 - 0.34481214 \cdot \Phi_3.$$

Возьмем в качестве форм колебаний с нулевыми частотами векторы Φ_1, Φ_2, Φ_3 , тогда

$$\tilde{\Phi} = \begin{bmatrix} 0.57735027 & 1 & 0.5 & -0.13566486 & 0 & 0.5 \\ 0 & 0 & 0.28867513 & 0.5611848 & 1 & -0.8660254 \\ -0.28867513 & 1 & -0.5 & 0.55383272 & 0 & 0.5 \\ -0.5 & 0 & 0.28867513 & -0.16310318 & 1 & 0.8660254 \\ -0.28867513 & 1 & 0 & -0.41816786 & 0 & -1 \\ 0.5 & 0 & -0.57735027 & -0.39808162 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Результат нормировки с помощью преобразованной матрицы собственных векторов выглядит так

$$\tilde{\Phi}^T \bar{K} \tilde{\Phi} = \begin{bmatrix} 6 & 0 & 0 & -1.4098706 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 12 & 0 & 0 & 0 \\ -1.4098706 & 0 & 0 & 6 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\tilde{\Phi}^T \bar{M} \tilde{\Phi} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & -0.23497843 & 0 & 0 \\ 0 & 3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -0.23497843 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3 \end{bmatrix}.$$

Как видим, неортогональны первая и четвертая формы колебаний, которым соответствует кратное собственное число $\Lambda = 6$. Поскольку система свободная, то упругие собственные колебания уравновешены. Так, например, форма колебаний с $\Lambda = 12$ соответствует «разбегу» всех масс относительно центра треугольника. Форма таких колебаний с точностью до множителя

$$\text{совпадает с вектором } \Phi_6 = \left\{ -\frac{\sqrt{3}}{2} \quad -\frac{1}{2} \quad \frac{\sqrt{3}}{2} \quad -\frac{1}{2} \quad 0 \quad 1 \right\}^T, \text{ а именно } \Phi^{(3)} = \sqrt{3} \cdot \Phi_6.$$

Введем два ортогональных вектора $\Phi_4 = \left\{ -\frac{1}{2} \quad -\frac{\sqrt{3}}{2} \quad -\frac{1}{2} \quad \frac{\sqrt{3}}{2} \quad 1 \quad 0 \right\}^T,$

$\Phi_5 = \left\{ \frac{\sqrt{3}}{2} \quad -\frac{1}{2} \quad -\frac{\sqrt{3}}{2} \quad -\frac{1}{2} \quad 0 \quad 1 \right\}^T.$ Эти векторы получены как решение задачи о

нахождении пары ортогональных векторов к векторам $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_6$ и имеющих такую же длину. Векторы Φ_4, Φ_5 взаимноортогональны с остальными введенными векторами $\Phi_1, \Phi_2, \Phi_3, \Phi_6$ и самоуравновешены.

Вычисленные формы колебаний, описывающие колебания с кратным собственным числом $\Lambda = 6$, являются линейной комбинацией этих векторов

$$\Phi^{(1)} = -0.28867514 \cdot \Phi_4 + 0.5 \cdot \Phi_5,$$

$$\Phi^{(4)} = -0.41816786 \cdot \Phi_4 - 0.39808162 \cdot \Phi_5.$$

Вследствие этого в матрице собственных векторов мы можем заменить векторы $\Phi^{(1)}$ и $\Phi^{(4)}$ на векторы Φ_4 и Φ_5 , а также $\Phi^{(3)}$ на Φ_6 :

$$\tilde{\Phi} = \begin{bmatrix} -0.5 & 1 & -0.8660254 & 0.8660254 & 0 & 0.5 \\ -0.8660254 & 0 & -0.5 & -0.5 & 1 & -0.8660254 \\ -0.5 & 1 & 0.8660254 & -0.8660254 & 0 & 0.5 \\ 0.8660254 & 0 & -0.5 & -0.5 & 1 & 0.8660254 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 & 0 \end{bmatrix}.$$

Результат нормировки с помощью новой матрицы собственных векторов выглядит так

$$\tilde{\Phi}^T \tilde{K} \tilde{\Phi} = \begin{bmatrix} 18 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 36 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 18 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \tilde{\Phi}^T \tilde{M} \tilde{\Phi} = \begin{bmatrix} 3 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 3 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 3 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 3 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 3 \end{bmatrix}.$$

Именно матрицу $\tilde{\Phi}$ и следует использовать в расчетах в качестве основной матрицы форм собственных колебаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Craig, Jr., R.R. and C-J. Chang, "A review of Substructure Coupling Methods for Dynamic Analysis," NASA CP-2001, National Aeronautics and Space Admin., Washington, DC, v. 2, 393-408 (1976).
2. Craig, R., and Bampton, M., "Coupling of Substructures for Dynamic Analysis," AIAA Journal, Vol. 6, No. 7, 1968, pp. 1313-1319.
3. Herting D. N. "A General Purpose, Multi-stage, Component Modal Synthesis Method". Finite Elements in Analysis and Design. Vol 1. 153-164. 1985.
4. Rubin, S., "Improved Component-Mode Representation for Structural Dynamic Analysis," AIAA Journal, Vol. 13, No. 8, 1975, pp. 995-1006.
5. Hurty, W.C. Vibrations of structure systems by component-mode synthesis. Journal of Engineering Mechanics, Vol. 86, pp. 51-69

ПРОБЛЕМЫ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ЗАМКНУТЫХ СОСУДОВ ДАВЛЕНИЯ

¹Ю.В. Немировский, ²А.С. Мозгова

Научный руководитель: доктор физико-математических наук, профессор
Ю.В. Немировский

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН,
г. Новосибирск, nemiryury@mail.ru

² Чувашский государственный университет им. И.Н. Ульянова, г. Чебоксары,
mozgova-energo@yandex.ru

Рассмотрена задача по определению температурного поля в многослойной сфере с постоянным источником тепла, когда температура во всех точках пространства не зависит от времени, коэффициент теплопроводности зависит от направления координаты r .

The task of definition of the temperature field in the multilayered sphere with a constant source of heat when temperature in all points of space doesn't depend on time is considered, the coefficient of heat conductivity depends on the direction of coordinate r .

Замкнутые сосуды давления широко применяются в нефтегазовой, нефтедобывающей, газоперерабатывающей и химической отраслях промышленности. Под замкнутыми сосудами давления понимается резервуарное оборудование сферической формы. В настоящее время сферические резервуары для хранения нефти и нефтепродуктов распространены крайне широко и присутствуют на всех этапах нефтедобычи и нефтепереработки [1]. В зависимости от расположения на местности резервуары могут быть наземные и подземные [2]. В качестве материала для изготовления резервуаров используют различные материалы – железобетонные, металлические, неметаллические (резинотканевые, пластиковые, стеклопластиковые и т.д.). При хранении нефтепродуктов, имеющих повышенную вязкость, резервуары оборудуются обогревательными устройствами [3]. На нефтебазах подогрев нефтепродуктов в резервуарах позволяет решить сложную задачу, связанную с операциями слива и налива продукта. Нефть и нефтепродукты при понижении температуры воздуха становятся более вязкими, и транспортирование их без подогрева становится невозможным. Если подогрев нефтепродукта отсутствует, это приводит к неполному сливу или наливу продукта, ухудшению качества вновь загруженного продукта, уменьшению грузоподъемности при транспортировке, увеличению сроков обработки эксплуатации [4]. Таким образом, при хранении и отпуске вязких нефтепродуктов необходимо поддерживать заданную температуру. С учетом различных покрытий и обогревом сферические резервуары можно представить в виде многослойных конструкций с источником тепла. Основываясь на законах теплопроводности можно определить распределение температуры в каждом слое сферического резервуара.

Теплопроводность сферических конструкций широко рассмотрена в работах [5], [6], [7], [8]. В решениях данных работ коэффициент теплопроводности является постоянной величиной. Если рассматривать неоднородные слои сферы, то коэффициент теплопроводности зависит от направления координаты r .

Рассмотрим задачу определения температурного поля в многослойной сфере с постоянным источником тепла, когда температура во всех точках пространства не зависит от времени, коэффициент теплопроводности зависит от направления координаты r . Уравнение теплопроводности в сферических координатах с источником тепла имеет вид [7]:

$$\frac{\partial \lambda_j(r)}{\partial r} \frac{\partial T_j(r)}{\partial r} + \lambda_j(r) \left(\frac{1}{r^2} \frac{\partial}{\partial r} \left(r^2 \frac{\partial T_j(r)}{\partial r} \right) \right) + Q_j = 0 \quad (j = \overline{1, m}) \quad (1)$$

здесь $T_j(r)$ - температурное поле j -го слоя сферы; $\lambda_j(r)$ - коэффициент

теплопроводности j -го слоя сферы; Q_j - внутренний источник тепла.

Решая уравнение (1) получим:

$$T_j(r) = -\frac{Q_j}{3} \int \frac{r}{\lambda_j(r)} dr + C_{1j} \int \frac{1}{\lambda_j(r)r^2} dr + C_{2j} \quad (2)$$

Если в слое отсутствует источник тепла, то уравнение (2) примет вид:

$$T_j(r) = \int \frac{C_{1j}}{\lambda_j(r)r^2} dr + C_{2j}$$

здесь C_{1j} и C_{2j} - неизвестные коэффициенты j -го слоя.

Для определения неизвестных коэффициентов C_{1j} и C_{2j} необходимо задать граничные условия.

Рассмотрим случай, когда на границе $r = R_1$ задана температура среды внутри сферы и закон конвективного теплообмена между внутренней поверхностью сферы и средой. Для описания процесса теплообмена используем закон Ньютона-Рихмана. На границе раздела ($j-1$) и j -го слоев заданы условия идеального теплового контакта. Для последнего слоя $r = R_m$ задан закон конвективного теплообмена между наружной поверхностью сферы и окружающей средой. Для описанного случая граничные условия будут следующими [8]:

$$\lambda_1(r) \frac{\partial T_1(R_1)}{\partial r} - \alpha_1 [T_1(R_1) - T_{вн.сп.}] = 0, \quad (3)$$

$$T_{j-1}(R_{j-1}) = T_j(R_{j-1}), \quad (4)$$

$$\lambda_{j-1}(r) \frac{\partial T_j(R_{j-1})}{\partial r} = \lambda_j(r) \frac{\partial T_j(R_{j-1})}{\partial r}, \quad (5)$$

$$\lambda_m(r) \frac{\partial T_m(R_m)}{\partial r} + \alpha_m [T_m(R_m) - T_{окр.с.}] = 0, \quad (6)$$

здесь $\lambda_1(r)$, $\lambda_j(r)$ и $\lambda_m(r)$ - коэффициенты теплопроводности первого, j -го и m -го слоев; α_1 и α_m - коэффициенты теплоотдачи соответственно, среды внутри сферы и среды, окружающей сферу; $T_{вн.сп.}$ - температура среды внутри сферы; $T_{окр.с.}$ - температура среды, окружающей сферу.

Определение коэффициентов C_{1j} и C_{2j} рассмотрим на примере двухслойного сферического резервуара с источником тепла, в первом слое при граничных условиях (3)-(6).

Температурное поле имеет вид:

$$\text{для первого слоя } T_1(r) = -\frac{Q}{3} \int \frac{r}{\lambda_1(r)} dr + C_{11} \int \frac{1}{\lambda_1(r)r^2} dr + C_{21}, \quad (7)$$

$$\text{для второго слоя } T_2(r) = \int \frac{C_{12}}{\lambda_2(r)r^2} dr + C_{22}, \quad (8)$$

здесь $C_{11}, C_{21}, C_{12}, C_{22}$ - неизвестные коэффициенты, определяемые из граничных условий (3)-(6).

Из граничного условия (3):

$$C_{11} = \frac{\lambda_1(r) \frac{Q}{3} \frac{R_1}{\lambda_1(r)} - \alpha_1 \frac{Q}{3} \int \frac{r}{\lambda_1(r)} dr \Big|_{r=R_1} + \alpha_1 C_{21} + \alpha_1 T_{\text{вн.ср.}}}{\lambda_1(r) \frac{1}{\lambda_1(r) R_1^2} - \alpha_1 \int \frac{1}{\lambda_1(r) r^2} dr \Big|_{r=R_1}}$$

Согласно граничному условию (4) получим:

$$C_{21} = C_{12} \int \frac{1}{\lambda_2(r) r^2} dr \Big|_{r=R_1} + C_{22} + \frac{Q}{3} \int \frac{r}{\lambda_1(r)} dr \Big|_{r=R_1} - C_{11} \int \frac{1}{\lambda_1(r) r^2} dr \Big|_{r=R_1}$$

Из граничного условия (5) и (6) получим:

$$C_{12} = \frac{-\lambda_1(r) \frac{Q}{3} \frac{R_1}{\lambda_1(r)} + C_{11} \lambda_1(r) \frac{1}{\lambda_1(r) R_1^2}}{\lambda_2(r) \frac{1}{\lambda_1(r) R_1^2}},$$

$$C_{22} = \frac{-\lambda_2(r) C_{12} \frac{1}{\lambda_2(r) R_2^2}}{\alpha_2} - C_{12} \int \frac{1}{\lambda_2(r) r^2} dr \Big|_{r=R_2} + T_{\text{окр.в.}}$$

Представленное решение является общим для любых функций коэффициента теплопроводности. Плюсом предложенного решения задачи является то, что можно получить набор решений для неоднородных материалов, задав функцию коэффициента теплопроводности.

Работа поддержана РФФИ (грант № 17-41-210272)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мартыненко Г.Н. Температурный режим хранения нефтепродуктов в резервуарах: учеб. Пособие / Г.Н. Мартыненко, С.Г. Тульская; Воронежский ГАСУ. – Воронеж, 2015. – 54 с.
2. Бунчук В.А. Транспорт и хранение нефти, нефтепродуктов и газа. М.: Недра, 1977, - 366 с.
3. Хранение нефти и нефтепродуктов: Учебное пособие./ Под общей редакцией Ю.Д. Земенкова. – Тюмень: ТюмГНГУ, 2001. – 550 с.
4. Тульская С. Г., Чуйкин С. В., Петров С. А. Подогрев и вероятная температура нефтепродуктов в резервуарах при хранении // Молодой ученый. 2016. №21. С. 226-228.
5. Лыков А.В. Теория теплопроводности. Издательство "Высшая школа" Москва 1967 год 600 стр.
6. Карслоу Г., Егер Д. Теплопроводность твердых тел. Издательство: Наука-1964г.
7. Туголуков Е.Н. Решение задач теплопроводности методом конечных интегральных преобразований: Учебное пособие. Тамбов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та с. 2006. 116 с.
8. Карташов Э.М. Аналитические методы в теории теплопроводности твердых тел. М: Высш.шк., 2001. 550с.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ОБРАЗЦОВ ПОПЕРЕЧНОГО СТЫКА ПАНЕЛЕЙ КРЫЛА СТР-40ДТ

Прилуков Д.С.

Научный руководитель: к.т.н., доцент Красноруцкий Д.А.
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, nfs4042@gmail.com

Панели крыла подвергаются аэродинамической подъемной силе, вследствие чего на крылья действуют изгибающие силы. Необходимость исследования напряженно-деформированного состояния и устойчивости обусловлена возникающими аварийными ситуациями. Для расчетов предлагается использовать конечно-элементный комплекс ANSYS. Полученные расчетные результаты удовлетворительно совпадают с результатами полученных с испытаний образцов. Проведен анализ полученных результатов и составлено заключение о прочности образцов.

The panels of the wing are subjected to aerodynamic lifting force, whereby the wings are bending forces. The need to study the stress-strain state and stability due to emerging emergencies. For analysis it is proposed to use the ANSYS finite element software. The calculation results obtained coincide satisfactorily with the results of the samples obtained from the experiment. The analysis of the results and the conclusion about the strength of the samples is presented.

СТР-40ДТ – демонстратор технологий лёгких цельнокомпозитных турбореактивных пассажирских самолётов с большими скоростями полёта (600...700 км/ч). Рабочее название нового самолёта СТР-40ДТ расшифровывается как «самолёт-турбореактивный-сороковой-демонстратор-технологий». К середине 2017 года проект самолёта находился на стадии разработки композитного кессона крыла. В это время и возник вопрос о несущей способности образцов поперечного стыка панелей крыла. Расчет статической прочности воздушных судов [1] производится с учетом внешних нагрузок, действующих на самолет и его отдельные агрегаты, в различных расчетных случаях. Был выбран расчетный случай А – криволинейный полет самолета на угле атаки, соответствующем максимальному коэффициенту подъемной силы крыла $C_{y_{max}}$. Случай может иметь место при выходе из планирования или выполнении горки. Этот случай может определять прочность крыла, фюзеляжа, оперения, узлов крепления двигателей и тяжелых грузов.

Основные задачи:

- Теоретический расчет несущей способности стыка верхних композитных панелей.
- Экспериментальное определение несущей способности типового участка стыка верхних панелей.
- Экспериментальное исследование механизма разрушения образца стыка.

Исследование прочности образцов стыка при сжатии

Экспериментальное исследование несущей способности стыка при нагружении сжатием выполнено на образцах, общий вид которых показан на рисунке 1. Геометрия стыка представлена на рисунке 2.

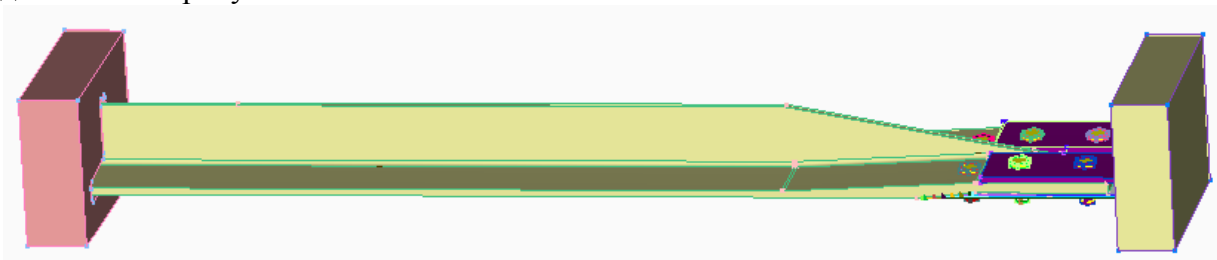


Рисунок 1 — Общий вид образца с нагрузочными плитами

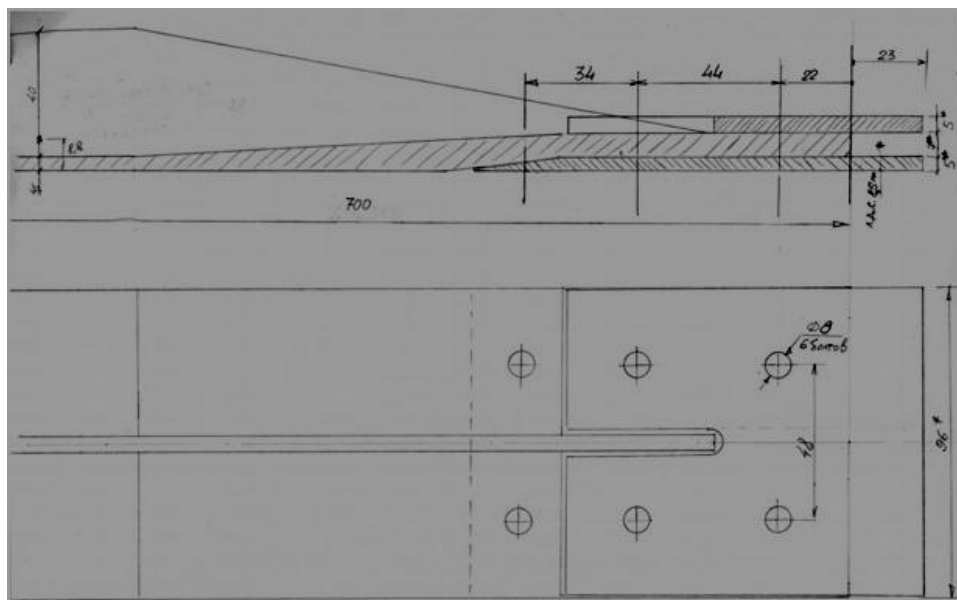


Рисунок 2 — Геометрия в зоне установки болтов

Конечно-элементная модель образца предназначена для проведения статического анализа в линейной постановке и разработана на базе трёхмерной конструкторской модели. Для данного образца был применён объёмный тип элемента. Элемент Brick 8node 45 (SOLID 45) представляет собой объёмный шестигранник с восемью узлами, расположенными на углах.

Представлены результаты испытаний образцов поперечного стыка панелей композитного крыла, а также результаты расчётного анализа напряжённо-деформированного состояния (рисунок 3) и устойчивости образца в конечно-элементном пакете ANSYS [2]. Сравнение расчётных и экспериментальных напряжений при нагрузке 5000 кгс представлены в таблице 1. Образцы воспроизводили типовой участок верхней панели в зоне стыка и испытывались на сжатие.

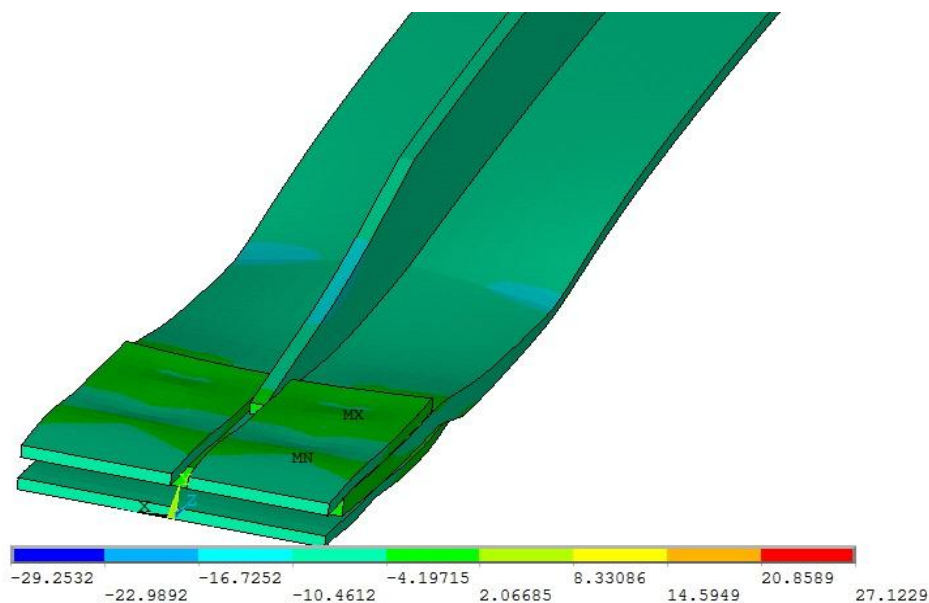


Рисунок 3 — Продольные напряжения (МПа)

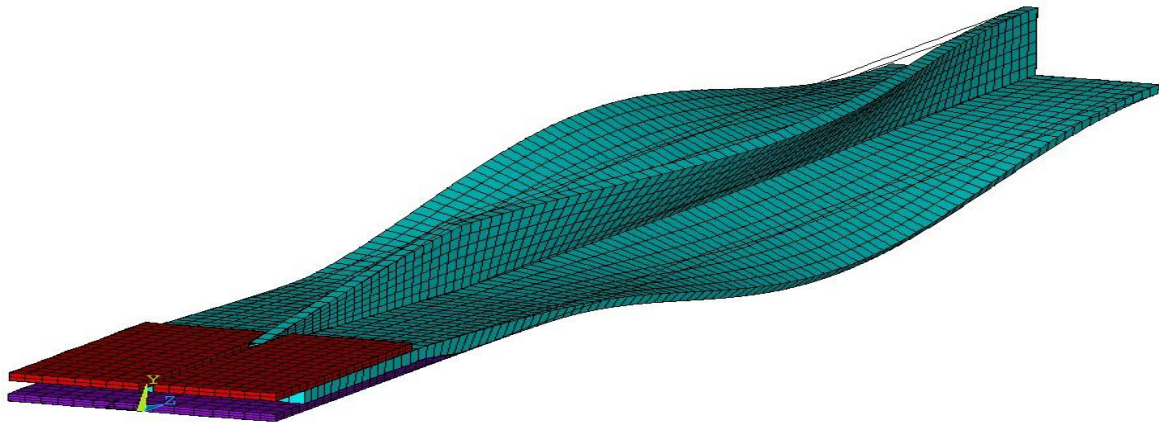


Рисунок 4 — Первая форма потери устойчивости

Таблица 1

№ Т/Д	$\varepsilon_{\text{расчёт}} \times 10^4$	$\varepsilon_{\text{эксперимент}} \times 10^4$	$100 \times (\varepsilon_p - \varepsilon_s) / \varepsilon_s, \%$
1	-8,11	-9,24	12,18
2	-4,64	-2,69	72,28
3	-1,30	-1,61	18,84
4	-3,51	-2,86	22,92
5	-9,65	-10,98	12,11
6	-9,67	-6,50	48,71
7	-3,28	-2,49	31,98
8	-3,12	-3,00	3,84
9	-6,24	-8,54	26,85
10	-6,49	-7,71	15,78
11	-10,66	-9,90	7,60
12	-6,78	-6,63	2,26
13	-6,82	-6,76	0,91
14	-10,2	-9,96	2,55
17	-6,68	-7,39	9,64
18	-4,91	-3,84	27,88
19	-6,03	-8,45	28,60
20	-4,36	-5,87	25,62
21	-5,05	-3,73	35,25
22	-6,23	-9,16	31,96
25	-8,06	-8,85	8,95
26	-8,04	-9,20	12,63
27	-8,05	-10,09	20,19
28	-8,18	-9,00	9,06
29	-8,15	-8,27	1,51
30	-8,09	-9,70	16,56

Расчётные деформации удовлетворительно сходятся с экспериментом в линейной зоне деформирования образца.

Испытано три образца. Образцы разрушились при нагрузке 13198 кгс, 13945 кгс и 13617 кгс. Потеря несущей способности у всех образцов произошла в сечении на расстоянии ≈ 150 мм от плоскости стыковочной нервюры в результате разрушения сжатых слоёв материала (рисунок 5).

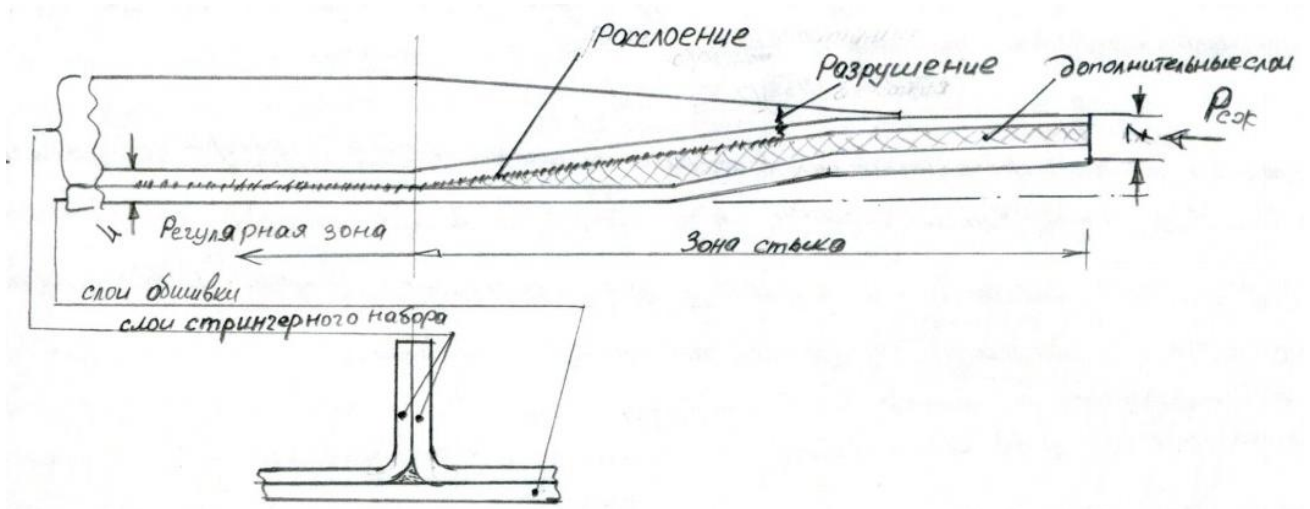


Рисунок 5 — Схема разрушения образца

Характер разрушения — расслоение обшивки на границе стыка и регулярной части, а также растрескивание стенки стрингера. В ходе испытаний были записаны результаты тензометрии, проведено сравнение результатов расчётных и экспериментальных данных.

В ходе испытания третьего образца с помощью экстензометров и записи их показаний высокоскоростной системой «Динамика» установлено, что разрушение образцов начинается с растрескивания стенки стрингера.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чепурных, И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. Пособие / И.В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО 2013. – 137 с.
2. Чигарев А.В., Кравчук А.С., Смалюк А.Ф. ANSYS для инженеров: Справ. Пособие. М.: Машиностроение-1, 2004. – 512 с.

КОВАРИАНТНЫЕ ФОРМЫ ПРИНЦИПОВ И УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМ С ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМИ СВЯЗЯМИ

Родионов Андрей Иванович, Покровский Илья Вячеславович
Новосибирский государственный технический университет
г.Новосибирск, rodionov@corp.nstu.ru

Представлен авторский взгляд на систему уравнений движения и дифференциальных вариационных Принципов механики систем с произвольными дифференциальными связями. Он основан на варианте Расширения классической механики, описывающий динамику голономных и неголономных систем произвольных порядков. Для несвободной системы вводится ее Изображающая Точка (ИТ). Она движется в пространстве E_{3N} по многообразию R_m , стеснённому также дифференциальными связями. На основе уравнений движения ИТ выводятся ковариантные формы уравнений и Принципов механики неголономных систем высших порядков.

The author's view of the system of the differential variation Principles of mechanics and of the motion's equations of systems with any differential constrains is presented. It is based on option of Extension of classical mechanics. Dynamics the holonomic and nonholonomic constraints of arbitrary order is designed. Affix of not free system is entered. Affix moves in E_{3N} space on variety of R_m . Differential communications limit the motions of system. Covariant forms of the equations and the Principles are brought out of Affix equations.

Введение

Развитие мехатроники, авионики и точной электромеханики в XXI веке поставило вопрос об адекватных механических моделях динамики систем управляемого движения с полными и неполными дифференциальными программами движения высших порядков. К таким системам относятся системы, управляемые по резкости-рывку и производным более высоких порядков. Известно, что построение механики твердых тел и распределенных систем на основе дифференциальных и интегральных вариационных Соотношений и Принципов является устоявшейся научной традицией [1-4]. А с развитием вычислительных методов и техники приобрело практическое значение, например, [4]. В данном докладе рассмотрим только несколько дифференциальных Принципов.

О дифференциальных Принципах

При дифференциальных связях вида
$$\begin{cases} \varphi^p = \varphi^p(t, \chi_i, \dot{\chi}_i, \dots, \chi_i^{(k)}) = 0 \\ p \leq 3N - 1, i = 1, 2, \dots, 3N, k \geq 2 \end{cases},$$
 Принципы систем

с идеальными по Гартунгу–Добронравову [3] дифференциальными связями высших порядков выглядят так:

$$\sum_{\ell=1}^N \frac{d^{(k-q)}}{dt^{(k-q)}} (\mathbf{f}_\ell - m_\ell \mathbf{a}_\ell) \delta_k^{(k)} \mathbf{r}_\ell = 0. \quad (1)$$

Здесь: $\delta_k^{(k)}$ -частная изохронная вариация вектора $\mathbf{r}_\ell^{(k)}$, $q = 1$ -для нелинейных, а $q = 2$ -для линейных по $\mathbf{r}_\ell^{(k)}$ связей. Оказалось, что один из Принципов (1) при $q = 2$ эквивалентен Принципу из [3] для систем с линейными по $\mathbf{r}_\ell^{(k)}$ уравнениями связей.

Изображающая Точка системы и её уравнения движения

Для вывода полной системы дифференциальных Принципов воспользуемся понятием Изображающей Точки системы (ИТ) [3,5-7], движущейся несвободно в абстрактном

пространстве E_{3N} по многообразию R_m . Представим $\mathbf{r}_\ell(x_\ell, y_\ell, z_\ell)$ как $\mathbf{r}_\ell(\chi_{3\ell-2}, \chi_{3\ell-1}, \chi_{3\ell})$ а $\mathbf{f}_\ell(X_\ell, Y_\ell, Z_\ell)$ как $\mathbf{f}_\ell(f_{3\ell-2}, f_{3\ell-1}, f_{3\ell})$, $m_\ell = m_{3\ell-2} = m_{3\ell-1} = m_{3\ell}$; $M = \sum_{\ell=1}^N m_\ell$. Введём согласно [4] ИТ, имеющую массу M , радиус-вектор $\mathbf{x}(x_i)$, где $x_i = \chi_i \sqrt{\mu_i}$, $\mu_i = m_i / M$, $i = 1, 2, \dots, 3N$. Тогда система векторных уравнений движения ИТ, приведённая к одному дифференциальному порядку и подобная уравнениям Лагранжа 1-го рода, примет вид:

$$\begin{cases} M \mathbf{x} = \mathbf{F} + \lambda_p \partial \varphi^p / \partial \mathbf{x} + \mathbf{T}_k, \mathbf{T}_k \perp \partial \varphi^p / \partial \mathbf{x} & \text{a)} \\ d_t \varphi^p = (\partial \varphi^p / \partial \mathbf{x}) \mathbf{x} + \Psi^p(t, x_i, \dots, x_i) = 0 & \text{b)} \\ p = n \leq 3N - 1; q = 1, 2; s = r + 2, r = 0 \text{ при } k \leq 1, r = k - q \text{ при } k \geq 2. \end{cases} \quad (2)$$

В уравнениях (2) и далее предполагается суммирование по двойному немому индексу в соответствии с правилом Эйнштейна. Здесь: $3N$ -мерные векторы Силовых Факторов Задаваемых Сил $\mathbf{F}_i^{(r)}$, $F_i = (f_i / \sqrt{\mu_i})$. Неопределённые множители Лагранжа λ_p могут быть представлены в разных видах, удобных при численном решении конкретных прикладных задач: $\lambda_p = \lambda_p(t) = \mu_p = \eta_p$. n - общее число линейных и нелинейных связей k -го и связей более низких порядков, приведенных к единому дифференциальному виду $\varphi^p = \varphi^p(t, x_i, \dot{x}_i, \dots, x_i) = 0$.

Ковариантные аналитические формы уравнений движения

Для решения конкретных практических задач механики управляемого движения выведем ряд аналитических форм уравнений движения и дифференциальных Принципов высших порядков. "Соотношение $\mathbf{x} = \mathbf{x}(t, q^j)$, выражающее декартовы координаты через обобщенные, выделяет в E_{3N} риманово многообразие R_m . Задача состоит в представлении движения материальной системы с помощью терминов геометрии R_m " [3]. Все ковариантные формы уравнений движения выводятся единообразно путём скалярного умножения (4) на координатные векторы $\mathbf{e}_j = \partial \mathbf{x} / \partial q^j = \partial \dot{\mathbf{x}} / \partial \dot{q}^j = \dots$ с последующими алгебраическими и дифференциальными преобразованиями для той или иной формы уравнений. Исходя из этого получим следующие удобные для практики ковариантные формы уравнений движения.

$R_m Q$ -форма, подобная уравнениям движения в обобщённых силах:

$$\begin{cases} \frac{d^{(r)}}{dt^{(r)}} [(Q_i^p) \mathbf{e}^i] \mathbf{e}_j + \lambda_p (\partial f^p / \partial q^j) + \Theta_{kj} = 0 \\ df^p / dt = (\partial f^p / \partial q^j) q^j + W^p(t, q^j, \dots, q^j) = 0 \\ i, j = 1, 2, \dots, m, p \leq n \leq m - 1, q = 1, 2, s = r + 2, \\ r = 0 \text{ при } k \leq 1, r = k - q \text{ при } k \geq 2 \end{cases} \quad (5)$$

Здесь: $Q_i^p = Q_i^F + Q_i^\Phi$, Q_i^F - i -я задаваемая обобщенная сила,

$$Q_i^\Phi = - \left[\frac{d}{dt} ((\partial T / \partial \dot{q}^i)) - \partial T / \partial q^i \right] = -\partial S / \partial \dot{q}^i = \dots \quad i\text{-я обобщенная сила инерции,}$$

$f^p = f^p(t, q^j, \dots, q^j) = 0$ -уравнения связей представленные в терминах геометрии R_m , \mathbf{e}^i - координатные векторы взаимного базиса в касательном к R_m пространству E_m , $\mathbf{e}^i = g^{ij} \mathbf{e}_j$; g^{ij} - контравариантные компоненты метрического тензора пространства R_m , определяемые

выражением для кинетической энергии системы [3]. $\Theta_{kj} = (\mathbf{T}_k \cdot \mathbf{e}_j)$ Заметим, что при “градиентном” управлении движением $\Theta_{kj} = 0$.

$R_m A$ - форма, подобная уравнениям Аппеля:

$$\left\{ \begin{array}{l} \partial K_{(s)} / \partial q^j = Q_j^{(r)} + \lambda_p (\partial f^p / \partial q^j) + \Theta_{kj} \\ (\partial f^p / \partial q^j) q^j + W^p(t, q^j, \dots, q^j) = 0 \\ j = 1, 2, \dots, m, \quad p = 1, 2, \dots, n \leq m - 1, \\ \left\{ \begin{array}{l} q = 1, 2, \quad s = r + 2, \\ r = 0 \text{ при } k \leq 1, r = k - q \text{ при } k \geq 2, \end{array} \right. \end{array} \right. \quad (6)$$

Здесь, согласно [4-7]: K_s есть универсальная кинетическая мера движения s -го порядка – Кинэта. $K_s = M(\mathbf{x})^2 / 2 = \frac{1}{2} \sum_{\ell=1}^N m_\ell (\mathbf{r}_\ell)^2$; $K_{(s)}$ - часть кинэты, квадратично зависящая от q^j , $Q_j^{(r)}$ - есть Обобщенный Силовой Фактор r -го порядка: $Q_j^{(r)} = (\mathbf{F} \cdot \mathbf{e}_j) = \sum_{\ell=1}^N \left(\mathbf{F}_\ell \cdot \frac{\partial \mathbf{r}_\ell}{\partial q^j} \right)$. Заметим, что при $r=0$ уравнения движения в $R_m A$ -форме становятся уравнениями Аппеля.

$R_m A$ -форма, подобная уравнениям Лагранжа:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Lambda_j^{\hat{(r+1)}}(K_{(r+1)}) = Q_j^{(r)} + \lambda_p (\partial f^p / \partial q^j) + \Theta_{kj} \quad \text{а)} \\ (\partial f^p / \partial q^j) q^j + W^p = 0 \quad \text{б)} \\ j = 1, 2, \dots, m, \quad p = 1, 2, \dots, n \leq m - 1, \\ \left\{ \begin{array}{l} q = 1, 2, \\ r = 0 \text{ при } k \leq 1, r = k - q \text{ при } k \geq 2. \end{array} \right. \end{array} \right. \quad (8)$$

Здесь: $\Lambda_j^{\hat{(r+1)}} = \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial}{\partial q^j} \right) - \frac{1}{r+1} \frac{\partial}{\partial q^j}$. Назовём этот дифференциальный оператор

оператором *Эйлера-Лагранжа* порядка $(r+1)$. Заметим, что при $q=1$ уравнения (9а) будут выглядеть так:

$\Lambda_j^{\hat{(k)}}(K_{(k)}) = Q_j^{(k-1)} + \lambda_p \partial f^p / \partial q^j + \Theta_{kj}$. А при $r=0$ эти уравнения становятся уравнениями Лагранжа 2-го рода.

Уравнения движения в Обобщенных Силowych Факторах ($R_m Q^{(r)}$ – форма)

$$\left\{ \begin{array}{l} Q_{\Phi j}^{(r)} + Q_j^{(r)} + Q_{\lambda j}^{(r)} + \Theta_{kj} = 0 \\ (\partial f^p / \partial q^j) q^j + W^p = 0 \\ j = 1, 2, \dots, m, \quad p = 1, 2, \dots, n \leq m - 1, \\ q = 1, 2; \quad r = 0 \text{ при } k \leq 1, r = k - q \text{ при } k \geq 2 \end{array} \right. \quad (9)$$

Здесь Обобщённые Силowe Факторы $Q_{\Phi j}^{(r)}$ и $Q_{\lambda j}^{(r)}$, согласно [4,5], равны:

$$Q_{\Phi_j}^{(r)} = -\partial K_{(s)} / \partial q^j = -\Lambda_j^{(r+1)}(K_{(r+1)}) \dots$$

$$j = 1, 2, \dots, m, \quad s = r + 2, \quad q = 1, 2; r = 0, \quad Q_{\lambda_j}^{(r)} = \lambda_p \partial f^p / \partial q^j.$$

при $k \leq 1, r = k - q$ при $k \geq 2$,

Ковариантные аналитические формы Принципов

Получим ковариантные формы записи дифференциальных Принципов Механики из уравнений (6-9).

$R_m Q$ - форма Принципов. Умножим (6) на $\delta_k^{(k)} q^j$ и просуммируем по j . С учётом того, что $f^p = 0$ и $\delta_k f^p = (\mathcal{F}^p / \partial q^j) \delta_k^{(s)} q^j = 0$ получим:

$$\left(\frac{d^{(r)}}{dt^{(r)}} [(Q_i^p) e^i] e_j + \Theta_{kj} \right) \delta_k^{(k)} q^j = 0, \quad (10)$$

$i, j = 1, 2, \dots, m, q = 1, 2; r = 0$ при $k \leq 1, r = k - q$ при $k \geq 2 \dots$

$R_m A$ форма Принципов. Уравнениям (7) соответствуют Принципы:

$$\left(\partial K_{(s)} / \partial q^j - Q_j^{(r)} - \Theta_{kj} \right) \delta_k^{(k)} q^j = 0$$

$$j = 1, 2, \dots, m, \quad s = r + 2, \quad q = 1, 2; r = 0, \quad (11)$$

при $k \leq 1, r = k - q$ при $k \geq 2$

которые выводятся из них аналогично Принципам (10).

$R_m A$ - форма Принципов. В этой форме Принципы выглядят так:

$$\left(\Lambda_j^{(r+1)}(K_{(r+1)}) - Q_j^{(r)} - \Theta_{kj} \right) \delta_k^{(k)} q^j = 0 \quad (17)$$

$j = 1, 2, \dots, m, q = 1, 2; r = 0$ при $k \leq 1, r = k - q$ при $k \geq 2$

Они выводятся аналогично Принципам (10) и при $q=1$ и $\Theta_{kj} = 0$ имеют вид:

$$\left(\Lambda_j^{(k)}(K_{(k)}) - Q_j^{(r)} \right) \delta_k^{(k)} q^j = 0 \quad (18)$$

$R_m Q^{(r)}$ - форма Принципов. Этой универсальной форме записи уравнений (9) соответствуют Принципы:

$$\left(Q_{Pj}^{(r)} - \Theta_{kj} \right) \delta_k^{(k)} q^j = 0, \quad (18)$$

$j = 1, 2, \dots, m, q = 1, 2; r = 0$ при $k \leq 1, r = k - q$ при $k \geq 2$

где $Q_{Pj}^{(r)} = Q_{\Phi_j}^{(r)} + Q_{Fj}^{(r)}$ и $Q_{Fj}^{(r)} = Q_j^{(r)}$.

Здесь обобщённый силовой фактор инерции $Q_{\Phi_j}^{(r)}$ может быть вычислен по любой из приведенных выше формул.

Заключение. Возможен ряд других ковариантных форм уравнений движения и Принципов неголономных систем высших порядков, которые в данном докладе не рассматриваются. Представленные результаты могут быть положены в основу целого ряда прикладных исследований в области теории неголономных систем высших порядков.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ланцош К. Вариационные Принципы Механики. - М.: Мир, 1965. - 408 с.
2. Полак А.С. Вариационные Принципы Механики - М.: ГИФ-МЛ, 1960. - 599 с.
3. Добронравов В.В. Основы механики неголономных систем. - М.: Высшая школа, 1970. - 269 с.
4. Родионов А.И., Матвеев К.А. К динамике удара абсолютно твёрдого шара по упругому полупространству // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. - 2012. - № 1(46).- С.93-108.
5. Rodionov A.I., Kaveshnikov V.M. On dynamics of mechatronic systems with incomplete differential programs of motion // IFTOMM-2004: Proc. of 11 Wold Cong. in Mech. and Machine Science. - Tianjin, China. 2004. – Vol. 3 “Mechatronics”. - P.1331-1335.
6. Родионов А.И., Сырецкий Г.А. Разомкнутые модели управления движением транспортных систем третьего порядка // Транспорт: Наука, техника, управление - 2011 - №4. - С. 12-15.
7. Родионов А.И. Уравнения аналитической динамики систем с дифференциальными связями произвольных порядков. // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. - 2012. - №4(49). - С.99-106.

ТЕРМОГРАФИЧЕСКИЙ СПОСОБ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЦИКЛИЧЕСКОГО РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ С МАКРОДЕФЕКТАМИ

Г.А. Куриленко, В.С. Соловьев

Научный руководитель: д.т.н., профессор Г.А. Куриленко
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, gkurilenko@mail.ru

Разработан неразрушающий термографический метод прогнозирования циклического ресурса деталей с начальными макротрещинами. В качестве параметра накопления повреждаемости используется приращение удельной энтропии в кончике развивающейся трещины. Построены термодинамические кинетические диаграммы усталости, которые оказались качественно похожими на соответствующие диаграммы, полученные по формуле Пэриса. Показано, что термографический метод повышает точность прогнозирования по сравнению с традиционным методом за счет использования не вероятностных, а истинных характеристик развития повреждаемости, получаемых из наблюдения за исследуемым объектом. Поскольку приращение энтропии рассчитывается по кинетике температуры на поверхности детали, то нет необходимости следить за ростом трещины, что расширяет диапазон деталей для прогнозирования.

Traditionally this question is solved on the basis Paris formula which connects the speed of crack growth (SCG) with Stress intensity factor K . However parameter K is not identical to the SCG because K doesn't consider non-linear processes at the top of crack (TC). That is why the using K gives the considerable error. For overcoming this problem we proposed instead of K to connect SCG with another diagnostic parameter, such as $\Delta S^{(1c)}$ – increment of specific entropy for cycle (ISE) at the TC. Parameter ISE can be obtained both simultaneously with building of a kinetic fatigue diagram and on the basis of measuring of temperature under exploitation of detail. In both cases the prediction of cyclic lifetime is much higher than with the help parameter K . This means that suggested parameter ISE is more universal and convenient than traditional parameter K .

1. Введение. Вопросам прочности деталей с макротрещинами в условиях циклического нагружения уделяется большое внимание, поскольку многие элементы конструкций содержат различные надрезы технологического или конструктивного характера, в вершинах которых возникают благоприятные условия для развития дефектов.

Традиционно этот вопрос решается на основе формулы Пэриса [1]

$$\frac{dl}{dn} = B \cdot \Delta K^{m_1} \quad (1)$$

или ее разновидности

$$\frac{dl}{dn} = v_* \cdot \left(\frac{K_{max}}{K_*} \right)^{m_2} \quad (2)$$

Эти формулы связывают скорость роста трещины $\frac{dl}{dn}$ или с максимальным коэффициентом интенсивности напряжений K_{max} (КИН) за цикл нагружения, или с $\Delta K = K_{max} - K_{min}$ – перепадом КИН за цикл. В формулах (1) и (2) l – длина трещины, n – число циклов, B , m_1 , m_2 , K_* – параметры материала, $v_*=10^{-8}$ м/цикл – заданная скорость роста трещины (ей соответствует K_*).

Кинетические диаграммы усталости, построенные путем испытаний нескольких образцов при различных нагрузках по формулам (1) или (2), являются характеристиками материалов.

Интегрирование уравнения (2)

$$n - n_0 = \int_{l_0}^{l_c} K_*^{m_2} \cdot \frac{dl}{v_* \cdot K_{max}^{m_2}(l)} \quad (3)$$

дает зависимость $n(l)$, позволяющую подсчитать число циклов нагружения при подрастании трещины до заданной критической длины l_c – формула (3).

Следует отметить, что использование КИН в качестве критерия скорости роста трещины в последние годы подвергается все большей критике. КИН является атрибутом линейно-упругого континуума и использование его в качестве параметра разрушения приводит к неучету многих факторов, влияющих на события у фронта трещины. Это приводит к существенным, зачастую непредсказуемым погрешностям при прогнозировании ресурса.

Кроме того, необходимо отметить ограничения при прогнозировании долговечности по формуле (3). Это связано с необходимостью получения функциональной зависимости $K_{max}(l)$. Здесь на практике приходится ограничиваться типовыми деталями, для которых функция $K_{max}(l)$ известна. Если же требуется определить ресурс нестандартной детали, то эту зависимость можно получить экспериментально. Однако при этом надо преодолеть существенные трудности, связанные с замерахми длины подрастающей трещины, особенно если трещина развивается вглубь детали.

2. Теория. Эти трудности в значительной степени смягчаются и преодолеваются при использовании в качестве параметра повреждаемости $\Delta S^{(1u)}$ – той части производимой в очаге повреждаемости за цикл колебаний удельной энтропии, которая обусловлена непосредственным нагревом очага повреждаемости и рассчитываемой по формуле [2,3]:

$$\Delta S^{(1u)} = c_v \frac{T_2 - T_1}{T_1}, \quad (4)$$

где c_v – удельная теплоемкость, T_1 и T_2 – температуры очага повреждаемости в начале и конце рассматриваемого цикла колебаний.

Проведенные исследования показали, что при использовании термографического метода целесообразно сохранить структуру выражения (2). Соответствующая формула примет вид:

$$\frac{dl}{dn} = v_* \cdot \left[\frac{\Delta S^{(1u)}(n)}{\Delta S_*^{(1u)}} \right]^m \quad (5)$$

Для прогнозирования ресурса надо проинтегрировать формулу (5) и определить критическое подрастание трещины Δl_c , соответствующее числу циклов до разрушения n_c :

$$\Delta l_c = \int_0^{n_c} v_* \left(\frac{\Delta S^{(1u)}(n)}{\Delta S_*^{(1u)}} \right)^m dn. \quad (6)$$

При взятии интеграла по формуле (6) функциональную зависимость $\Delta S^{(1u)}(n)$, соответствующую циклическому нагружению со стационарной амплитудой, можно получить одновременно с построением графика $\frac{dl}{dn} = f(\Delta S^{(1u)})$ по формуле (5), который можно рассматривать как характеристику материала. В этом случае определяемый ресурс детали будет носить вероятностный характер, не учитывающий особенности данной детали.

Но зависимость $\Delta S^{(1u)}(n)$ можно также получить экспериментально и для данной конкретной детали по выражению (4), ведя наблюдение за температурой поверхности детали вблизи кончика трещины путем предварительного испытания данной конкретной детали при небольшом числе циклов нагружения (для сохранения ресурса). И что важно, эту функцию можно уточнять и получать непосредственно в условиях эксплуатации детали, используя современную бесконтактную ИК-аппаратуру. В этом случае прогнозирование ресурса носит индивидуальный характер и его точность существенно повышается.

3. Результаты и обсуждение. По регламентированной методике [4] были проведены испытания образцов из стали 20 и стали 45 с исходными боковыми надрезами при их изгибных колебаниях (рис.1) с различными уровнями амплитудной нагрузки F [3].

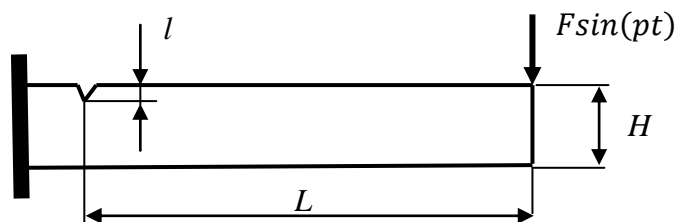


Рис.1. Образец для испытаний. $H=15$ мм, $b=10$ мм (толщина образца), $L=260$ мм, $l=0,75$ мм, угол между поверхностями надреза равен 30°

Подрастание трещины Δl за определенное число циклов нагружения n фиксировалось с помощью микроскопа МБС-11 с сеткой, нанесенной на объективе. Температура в кончике подрастающей трещины фиксировалась с помощью тепловизора «Рубин МТ», чувствительность которого при отключенном механизме сканирования составляет $0,01^\circ\text{C}$, и записывалась на самописце «Endim-621.02», $\Delta S^{(1u)}$ подсчитывалось по формуле (4).

По формуле (6) путем испытания нескольких образцов при различных нагрузках были построены графики $\frac{dl}{dn} = f(\Delta S^{(1u)})$ которые можно рассматривать как кинетические диаграммы усталости, являющиеся характеристиками материала. Эти термодинамические диаграммы имеют качественно такой же вид, как соответствующие диаграммы, построенные по формуле Пэриса. На рис.2 показана такая диаграмма, построенная в логарифмических координатах по результатам испытания 10 образцов из стали 20. Средний участок таких диаграмм практически определяет долговечность образцов.

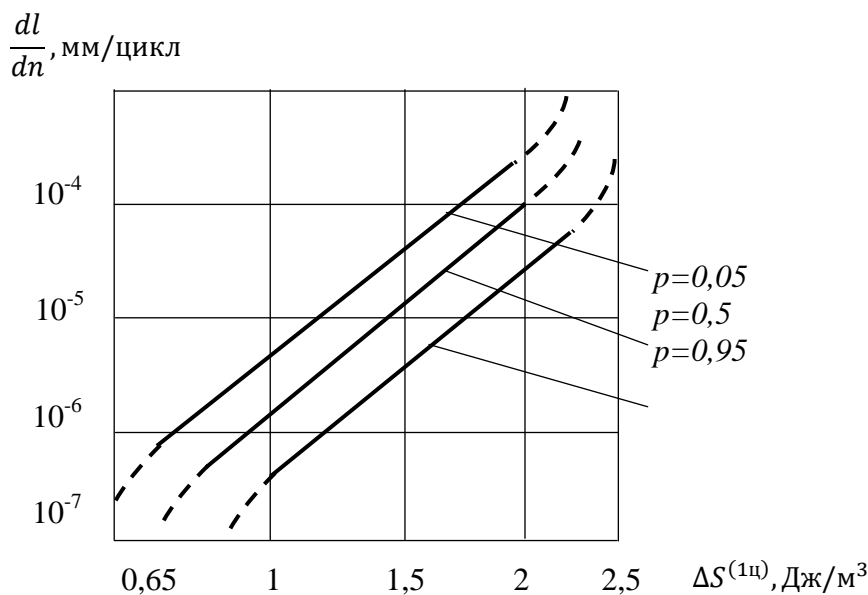


Рис.2. Графики $\frac{dl}{dn} = f(\Delta S^{(1u)})$ для стали 20 при различных вероятностях p .

Из этой диаграммы взяты параметры материала. При $p=0,5$ и $m=5,6$: $v_* = 10^{-8} \frac{\text{м}}{\text{цикл}}$, $\Delta S_*^{(1u)} = 1,4 \frac{\text{Джс}}{(\text{м}^3\text{К})}$. Эти значения берутся по средней точке на прямолинейном участке диаграммы.

Зависимость $\Delta S^{(1u)}(n)$, представляет собой монотонно возрастающую функцию (рис. 3) и ее удобно представить в виде

$$\Delta S^{(1u)} = \beta n^\alpha,$$

где α и β – экспериментально определяемые коэффициенты.

Все образцы доводились до разрушения, чтобы можно было сравнить их прогнозируемую и фактическую долговечности.

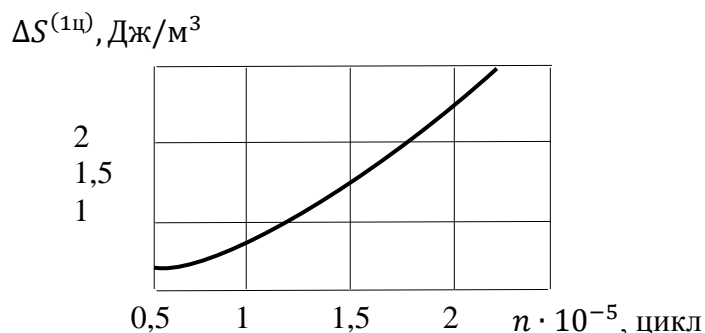


Рис.3. График $\Delta S^{(1u)}(n)$, построенный для одного из образцов из стали 20 при амплитуде колебаний свободного конца 3 мм.

4. Выводы.

1. Разработан термографический метод прогнозирования циклического ресурса деталей с макротрещинами, позволяющий существенно повысить точность. Если при традиционном подходе [5-7] с использованием формулы Пэриса погрешность может достигать нескольких сотен процентов, то при использовании термодинамической диаграммы с учетом индивидуальных характеристик детали погрешность прогнозирования ресурса не превышала 30%.

2. Термодинамический метод можно использовать для деталей, у которых затруднено наблюдение за развитием трещины.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Механика разрушения и прочность материалов. Справочное пособие. Т.4/под ред. В.В. Панасюка. – Киев: Наукова думка, 1990. – 679 с.
2. Куриленко Г.А., Никитин Е.А. Определение характеристик статической трещиностойкости термографическим способом. Сб. тр. XVIII Всероссийской научно-технической конференции. Наука. Промышленность. Оборона. Т.1. Новосибирск, НГТУ, 2017. – С.
3. Kurilenko G.A. and Ayrapetean V.S. Determination of the Fracture Toughness of Optomechanical Devices. *Optics and Photonics Journal*, 2016, No. 6, p. 298-304.
4. Методические указания. Расчеты и испытания на прочность, методы механических испытаний материалов. Определение характеристик сопротивления развитию трещин (трещиностойкость) при циклическом нагружении. РД 50-345-82. – М: Изд-во стандартов, 1983. – 96 с.
5. Hello G., Tahar M.B. and Roelandt I.M. Analytical Determination of Coefficients in Crack-Tip Stress Expansions for a Finite Crack in an Infinite Plate Medium. *International Journal of Solid and Structures*, 2012, No. 49, p. 556-566.
6. Ding P. and Wang X. Solutions of the Second Elastic-Plastic Fracture Mechanics Parameter in Test Specimens. *Engineering Fracture Mechanics*, 2010, No 77, p. 3462-3480.
7. Dumonlin S., Louche H., Hopperstad O.S. and Borvic T. Heat Sources, Energy Storage and Dissipation in High-Strength Steels: Experiments End Modeling. *European Journal of Mechanics*, 2010, No. 29, p. 461-474.

РАЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕТОННОЙ ПОЛУКРУГОВОЙ АРКИ

Немировский Юрий Владимирович¹², Моховнев Дмитрий Владимирович¹,
Соловьева Ксения Александровна¹³

¹ Новосибирский государственный технический университет

² Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христановича Сибирского
отделения РАН

³ Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева Сибирского отделения РАН, 630090,
Россия,

г. Новосибирск, mohovnov@yandex.ru

Рассмотрена полукруговая бетонная арка с жесткими заделками на концах, нагруженная распределенной нагрузкой, действующей вертикально вниз. Поперечное сечение имеет вертикальную ось симметрии. Арка работает в условиях плоского изгиба. Бетонные конструкции чаще всего разрушаются за счет растягивающих деформаций. Предлагается минимизировать растягивающие деформации путем добавления к схеме трех внутренних идеальных шарниров. Деформации полагаются малыми, так что связь между напряжением и деформацией можно считать линейной. Справедлива гипотеза плоских сечений. Исследовалось влияние формы поперечного сечения на величину растягивающих деформаций. Выяснилось, что поперечные сечения с горизонтальной и вертикальной осями симметрии более оптимальны по сравнению поперечными сечениями, имеющими только вертикальную ось симметрии. Для различных форм сечений найдено оптимальное расположение шарниров. Незначительные отклонения положения шарниров от оптимального, вызывают существенный рост растягивающих деформаций. Поэтому при проектировании арок следует учесть этот факт, увеличив коэффициент запаса прочности.

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 rational cross-section (I-section) and factor of safety more than 2.

Введение. Бетонные и железобетонные изделия широко применяются в конструкциях в связи с низкой стоимостью материала и легкостью изготовления элементов конструкции. Как известно, бетон лучше сопротивляется сжатию, чем растяжению [1,2], и, 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 [4]. Наиболее эффективно минимизировать растягивающие деформации, можно за счет изменения формы оси арки или путем приложения дополнительных нагрузок. На практике не всегда существует возможность выбора формы оси арки и точек приложения дополнительных нагрузок. Мы предлагаем смотреть на реакции опор, как на дополнительные нагрузки. С практической точки зрения закрепление концов арки должным образом не представляет больших трудностей, и реализация таких дополнительных нагрузок не вызовет осложнений. В работе [4] было предложено за счет дополнительных нагрузок – сосредоточенных силы и моментов, приложенных на концах в шарнирно-опертой арки, подверженной равномерно распределенной вертикальной нагрузки (рис. 2) обеспечить минимальное значение растягивающих деформаций. Такие дополнительные нагрузки названы рациональными. В

данной работе предлагается рассмотреть жестко закрепленную арку с тремя шарнирами, расположенными таким образом, чтобы получить реакции равные рациональной нагрузке и предлагается выбрать наиболее подходящее сечение для такой схемы.

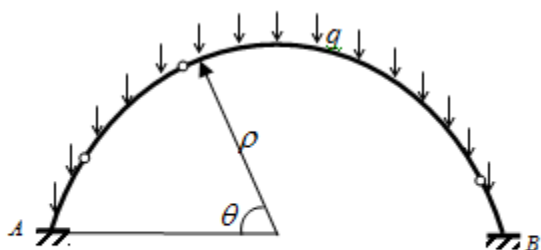


Рис. 1. Основная задача

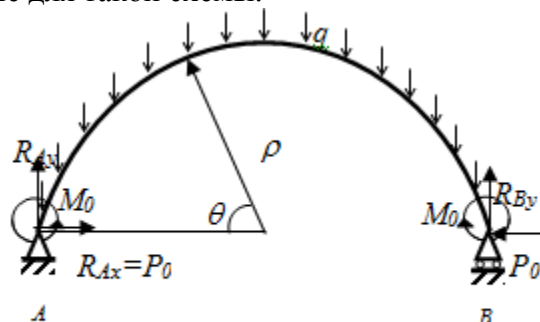


Рис. 2. Вспомогательная задача

Постановка задачи. Рассматривается полукруговая бетонная арка с жесткими заделками на концах, подверженная действию вертикальной нагрузки, направленной вниз (рис. 1). В арку врезаны три идеальных шарнира. Поперечное сечение арки имеет вертикальную ось симметрии (рис. 3). При данных условиях в арке реализуется плоский изгиб. Считаем, что деформации достаточно малы, так что связь между напряжениями σ и деформациями ε можно считать линейной:

$$\sigma = E\varepsilon, \quad (1)$$

где E модуль упругости.

Принимаем гипотезу плоских сечений. Тогда закон распределения деформаций по сечению определяется формулой [3]:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + z\chi \quad (2)$$

где ε_0, χ – деформация и изменение кривизны оси арки, z – расстояние от центральной оси Y до рассматриваемой точки (рис. 3).

Нормальную силу и изгибающий момент можно выразить через деформацию и изменение кривизны оси арки [3]:

$$N = EF\varepsilon; \quad M = EJ\chi \quad (3)$$

где F – площадь поперечного сечения, J – момент инерции сечения относительно горизонтальной центральной оси Y (рис. 3).

Основная цель данной работы – расположить шарниры так, чтобы минимизировать растягивающие деформации. Такое расположение шарниров назовем рациональным.

Данную задачу можно свести к вспомогательной задаче: аналогичной шарнирно опертой на концах арке, нагруженной такой же равномерно распределенной вертикальной нагрузкой. К концам арки приложены дополнительные локальные нагрузки – сосредоточенная сила P_0 и пары сил M_0 . Внутренние шарниры отсутствуют (рис. 2). Находим рациональные дополнительные нагрузки для вспомогательной задачи, минимизирующие растягивающие деформации, и затем определяем сечения, в которых от действия распределенной и дополнительных нагрузок изгибающий момент равен нулю (рис. 5). Если в основной задаче расположить шарниры в таких сечениях, то реакции в заделках будут равны дополнительным нагрузкам вспомогательной задачи, и тогда основная и вспомогательная задачи будут эквивалентны.

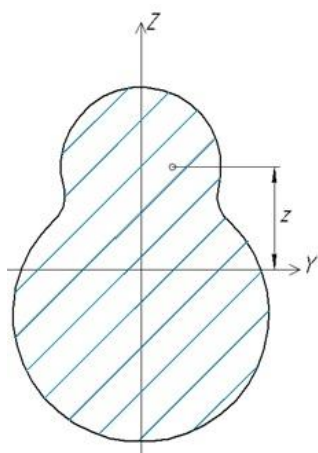


Рис. 3. Поперечное сечение

Таким образом, такое расположение шарниров в основной задаче будет рациональным.

Вспомогательная задача. Вспомогательная задача была рассмотрена в работе [4]. Для удобства введены параметры дополнительного локального нагружения α и β .

$$P_0 = \alpha q \rho \quad M_0 = \beta q \rho^2, \quad (4)$$

где q – интенсивность распределенной нагрузки, ρ – радиус арки.

Используя метод сечений, из уравнений равновесия были найдены нормальная и поперезывающая силы и изгибающий момент [4]:

$$\begin{aligned} N(\theta) &= q\rho \left[\left(\theta - \frac{\pi}{2} \right) \cdot \cos(\theta) - \alpha \cdot \sin(\theta) \right] = q\rho \tilde{N}(\theta) \\ Q(\theta) &= q\rho \left[\left(\theta - \frac{\pi}{2} \right) \sin(\theta) + \alpha \cdot \cos(\theta) \right] = q\rho \tilde{Q}(\theta) \\ M(\theta) &= q\rho^2 \left(\beta - \frac{\pi}{2} + (\alpha + 1)\sin(\theta) + \left(\frac{\pi}{2} - \theta \right) \cos(\theta) \right) = q\rho^2 \tilde{M}(\theta) \end{aligned} \quad (5)$$

Из (2) и (3) следуют выражения для деформаций в сечении [4]:

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + z\chi = \frac{q\rho}{E} \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{F} + z \frac{\rho \tilde{M}(\theta)}{J} \right] \quad (6)$$

Введены следующие безразмерные величины [4]:

$$\tilde{F} = \frac{F}{h^2}; \quad \tilde{J} = \frac{J}{h^4}; \quad \tilde{z} = \frac{z}{h}; \quad \tilde{\rho} = \frac{\rho}{h}; \quad \tilde{\varepsilon} = \varepsilon \frac{E}{q\rho}, \quad (7)$$

где h высота сечения.

Максимальные деформации возникают на верхних и нижних границах сечения. Обозначим координату верхней границы, как z^{up} , а нижней как z^{down} . Аналогичное обозначение введены для деформаций в верхней и нижней точках сечения. Тогда из (6) и (7) были получены два выражения, определяющие приведенные деформации в этих точках:

$$\tilde{\varepsilon}^{up}(\theta) = \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + \tilde{z}^{up} \frac{\tilde{\rho} \tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right]; \quad \tilde{\varepsilon}^{down}(\theta) = \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + \tilde{z}^{down} \frac{\tilde{\rho} \tilde{M}(\theta)}{\tilde{J}} \right] \quad (8)$$

По формулам (8) была определена максимальная растягивающая приведенная деформация в арке:

$$\tilde{\varepsilon}^{max} = \max_{0 \leq \theta \leq \pi} (\tilde{\varepsilon}^{up}(\theta), \tilde{\varepsilon}^{down}(\theta)) \quad (9)$$

Рациональные параметры дополнительного нагружения подбирались так, чтобы минимизировать функцию $\tilde{\varepsilon}^{max}(\alpha, \beta)$.

Симметричные сечения. Рассмотрим сечения с вертикальной и горизонтальной осями симметрии. Обозначим:

$$k = \tilde{z}^{up} \frac{\tilde{\rho} \tilde{F}}{\tilde{J}} \quad (\tilde{z}^{up} = -\tilde{z}^{down} = \frac{1}{2}) \quad (10)$$

Тогда выражения (8) примут вид:

$$\tilde{\varepsilon}^{up}(\theta) = \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} + k \frac{\tilde{M}(\theta)}{\tilde{F}} \right]; \quad \tilde{\varepsilon}^{down}(\theta) = \left[\frac{\tilde{N}(\theta)}{\tilde{F}} - k \frac{\tilde{M}(\theta)}{\tilde{F}} \right] \quad (11)$$

Будем рассматривать арки с одинаковыми радиусом, высотой и площадью поперечного сечения. Тогда коэффициент k определяется формой поперечного сечения: чем больше разнесена площадь от горизонтальной оси симметрии, тем меньше k (рис. 4). Использование коэффициента k избавляет от необходимости задавать конкретную форму поперечного сечения для определения приведенных деформаций в его крайних точках.

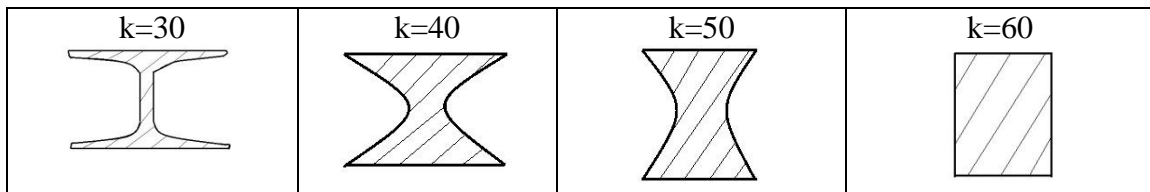


Рис 4. Симметричные сечения

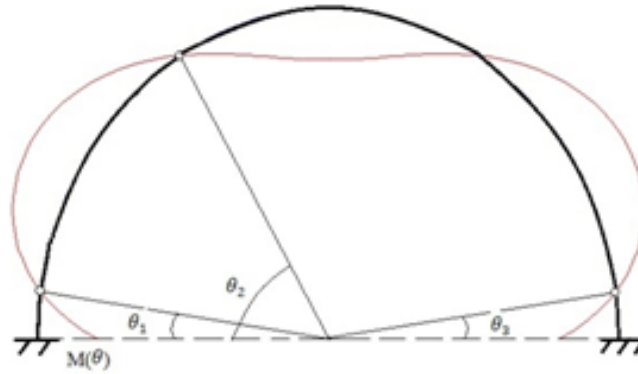


Рис. 5. Эпюра изгибающих моментов

Для расчетов примем $\tilde{\rho} = 10$, $\tilde{F} = 0.25$. В работе [4] были получены рациональные коэффициенты дополнительного нагружения дополнительной задачи. Пользуясь данными [4], определяем рациональное положение шарниров основной задачи (сечения с нулевыми моментами дополнительной задачи при рациональных дополнительных нагрузках) (рис. 5) и максимальную приведенную деформацию в арке. Рациональные коэффициенты дополнительной нагрузки зависят от коэффициента k . Поэтому от этого коэффициента зависит и схема расположения шарниров, определяемых тремя углами θ_1, θ_2 и θ_3 . Так для $k=60$ (прямоугольное сечение): $\theta_1 = 0.141, \theta_2 = 1.032, \theta_3 = 0.141$, а для $k=30$: $\theta_1 = 0.154, \theta_2 = 1.075, \theta_3 = 0.154$ (θ приведено в радианах).

В [4] исследовалось влияние отклонения дополнительной нагрузки от рациональных значений на величину максимальной растягивающей деформации в арке. Было получено, что растягивающие деформации очень чувствительны к таким отклонениям, причем, чем рациональнее сечение (чем меньше k), тем больше растягивающая деформация отклоняется от рациональной. Поэтому в данной работе исследовалось влияние отклонения шарниров от рационального положения на величину максимальной растягивающей деформации в арке. Изменим положение шарниров, отклонив θ_1, θ_2 и θ_3 на 1% от π . Максимальная растягивающая деформация будет увеличиваться. Получен результат, что для $k=60$ максимальное отклонение от $\tilde{\varepsilon}^{max}$ составило 43% при $\tilde{\varepsilon}^{max} = 14.404$, для $k=30$ 109% при $\tilde{\varepsilon}^{max} = 5.684$. Это значит, что чем рациональнее сечение (чем меньше k), тем $\tilde{\varepsilon}^{max}$ более чувствительно к отклонению положения шарниров от рационального. Но тем не менее использование сечений с меньшим k даже при отклоненных от рационального положения шарниров более выгодно, чем прямоугольное, так как растягивающие деформации все равно меньше, чем для прямоугольного сечения.

Тавровые сечения. Рассмотрим тавровое сечение (рис 6). Дополнительно к ограничениям предыдущего пункта примем, что ширина полки b_2 не меняется, но меняется ширина вертикальной части (b_1/h варьируется от 0 до 0.25). Так как площадь и высота одинаковы для всех сечений, то h_2 можно выразить через b_1 :

$$\tilde{h}_2 = \frac{\tilde{F} - \tilde{b}_1}{\tilde{b}_2 - \tilde{b}_1}, \quad (12)$$

где $\tilde{b}_1 = b_1/h, \tilde{b}_2 = b_2/h, \tilde{h}_2 = h_2/h, \tilde{F} = F/h^2$

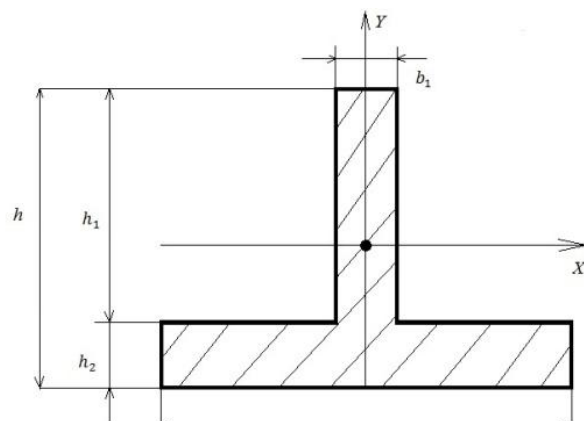


Рис. 6. Тавровое сечение

В таком случае, у нас остается одна величина, определяющая форму поперечного сечения.

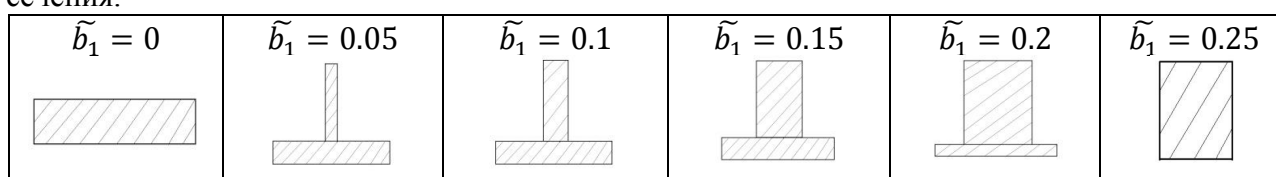


Рис. 6. Тавровые сечения

Полученные результаты говорят о том, что минимальные растягивающие деформации получены при $\tilde{b}_1 = 0.25$. Это объясняется тем, что момент сопротивления этого сечения (таблица 1) максимален.

Момент сопротивления таврового сечения

Таблица 1

\tilde{b}_1	0	0.05	0.1	0.15	0.2	0.25
\tilde{W}^{up}	0.021	$6.054 \cdot 10^{-3}$	$6.155 \cdot 10^{-3}$	$8.598 \cdot 10^{-3}$	0.017	0.042
\tilde{W}^{down}	0.021	0.016	0.014	0.015	0.024	0.042

где $\tilde{W}^{up} = \tilde{J} / \tilde{z}^{up}$; $\tilde{W}^{down} = \tilde{J} / |\tilde{z}^{down}|$

Выводы. В полукруговой арке наиболее рациональными являются сечения с двумя осями симметрии и с наименее возможным коэффициентом k . Несмотря на то, что такие сечения более чувствительны к отклонению положения шарниров от рационального, они лучше подходят для подобной конструкции, однако стоит учесть этот факт в коэффициенте запаса прочности.

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 втузов. В 2-х частях. Ч.1. Статика. – М.:Высш.шк., 1987. – 320 с.
4. Рациональное проектирование бетонной круговой арки / Немировский Ю.В., Моховнев Д.В., Соловьева К.А. // В сборнике: Наука. Промышленность. Оборона труда XVIII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т.. 2017. С. 196-201.

РАЗРАБОТКА И РАСЧЕТ ОПОР ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

М. И. Уванов, Е. А. Уванова

Научный руководитель: Д. А. Красноручский

**Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, uvanov.2012@corp.nstu.ru**

В данной статье обсуждаются возможные варианты проектирования опор воздушных линий электропередачи из полимерных композиционных материалов (ПКМ), а именно стеклопластиков. Рассматриваются некоторые способы пултрузионной намотки, с целью выявления приемлемого способа для данного производства. Описан спектр задач для достижения конечной цели – разработка улучшенных опор воздушных линий (ВЛ) электропередачи из КМ. Излагается состояние работы в настоящее время, а также запланированные для исполнения задачи. Выполнение всего спектра задач позволит завершить разработку и проектирование опор ВЛ с улучшенными прочностными и упругими характеристиками, что позволит ввести в скором времени новые опоры в производство.

In this article are discussed possible options for designing air-lines support of polymer composite materials (PCM), namely, glass-reinforced plastics. Some methods of pultrusion winding are considered, indicating the identified acceptable methods for this production. The described range of tasks for achieving the ultimate goal is the development of improved overhead lines (overhead lines) of power transmission from KM. The current state of work is described, as well as the tasks planned for the task. Implementation of the entire range of tasks that allow the development and design of support elements in production.

Введение

В настоящее время требования предъявляемые к специальным и конструкционным материалам, наиболее полно отвечающим потребностям современной техники стимулировали разработку и широкое использование КМ, в частности, ПКМ. ПКМ в качестве наполнителя используют высокопрочные, высокомодульные непрерывные волокна и текстильные формы из них, а именно нити, жгуты, ровинг, ленты. При применении непрерывных волокон у ПКМ наблюдаются наиболее высокие конструкционные свойства. Основным преимуществом ПКМ, является то, что конечный материал превосходит исходные материалы по верхним и нижним границам.

ЗАО "ФЕНИКС-88" производит оборудование для энергетической отрасли на основе ПКМ, в том числе и опоры для ВЛ электропередачи. Данные опоры имеют ряд преимуществ перед стандартными опорами, такие как быстровозводимость, легкость, удобность транспортировки. В данной компании передо мной была поставлена задача о разработке опор ВЛ электропередачи из композитных материалов. Разрабатываемые опоры должны иметь упругие и прочностные характеристики превосходящие уже имеющиеся в производстве опоры. Для удобства решения я разделил эту глобальную задачу на следующие подзадачи.

Цели данной работы:

- Дать теоретически-практическое обоснование возможных эффективных характеристик конечного изделия;
- разработать опоры ВЛ электропередачи с улучшенными характеристиками.

Задачи:

- изучить существующие методы намотки;
- произвести теоретический расчет вариаций многослойного композита;
- провести прочностной анализ модели изделия;
- выбрать оптимальный вариант для производства образцов;
- провести прочностные испытания образцов;
- проанализировать полученные результаты.

Существующие методы намотки

Производство опор [3] осуществляется методом пултрузионной намотки. Если объяснить процесс в общих чертах, то это протяжка ровинга через ванну со связующим и наматывание на оправку (рис.1).



Рис. 1. Пултрузионная намотка.

Существуют различные методы пултрузионной намотки используемые в производстве, такие как:

- продольно-поперечная намотка [2] (рис.2);
- спирально-рядная намотка (рис.3);
- косослойная продольно-поперечная намотка (рис.4);

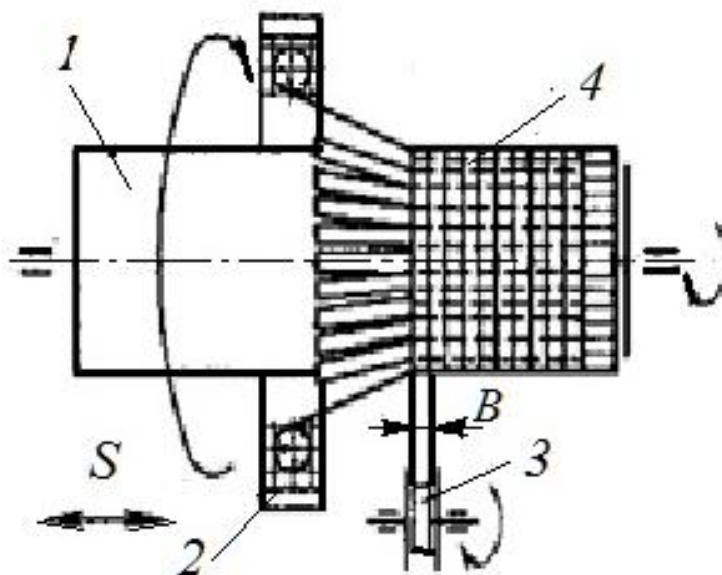


Рис. 2. Продольно-поперечная намотка.



Рис. 3. Спирально-рядная намотка.

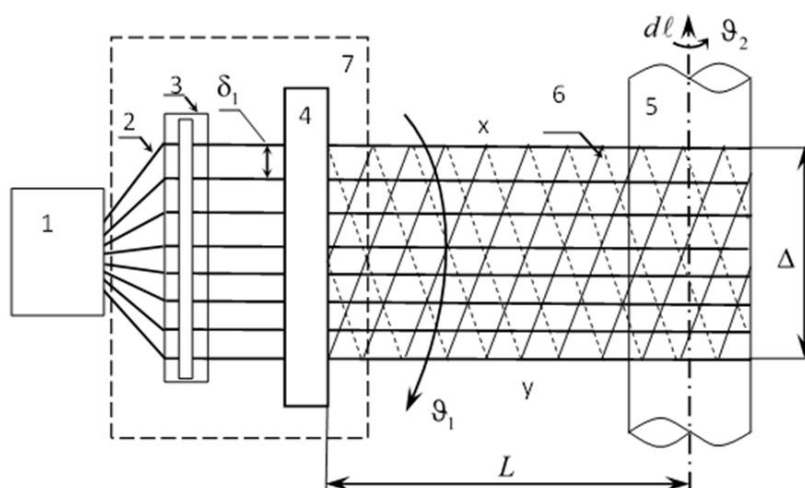


Рис. 4. Косослойная продольно-поперечная намотка.

Каждый из этих вариантов имеет свои особенности, которые необходимо учитывать в дальнейших расчетах. Если описывать каждый вариант намотки в виде данных необходимых для расчета, то это будет схема армирования каждого из них.

Таблица . Характеристики намотки

<i>Схема намотки</i>	<i>Схема армирования</i>	<i>Толщина слоя</i>
Продольно-поперечная	$0^\circ; 90^\circ$	Регулируется подачей материала
Спирально-рядная	$\pm\alpha$	
Косослойная продольно-поперечная	$+\alpha; 90^\circ; -\alpha$	

Расчет и проектирование

Расчет и проектирование композитных опор включает в себя следующие этапы:

- расчет упругих характеристик однонаправленного монослоя [1];
- расчет упругих характеристик многослойного композита (пакета) [1];
- прочностной анализ пакета [1];
- моделирование будущей конструкции с полученными механическими характеристиками;
- анализ конструкции в расчетном комплексе Ansys методом КЭ;
- производство образцов для испытаний;
- прочностные испытания образцов;
- анализ полученных результатов.

Состояние работы на данный момент

В настоящий момент в рамках данной работы было сделано следующее:

- произведены образцы ровинга и смолы для испытаний на растяжение;
- проведены испытания с целью определения механических характеристик материалов;
- произведен теоретический расчет упругих характеристик монослоя;
- произведен теоретический расчет упругих характеристик пакета;

Планируется:

- Произвести прочностной анализ пакета;
- создать 3D модель будущей конструкции;
- провести анализ конструкции в расчётно-программном комплексе Ansys;
- произвести образцы конечных изделий для испытаний;
- провести прочностные испытания образцов;
- сравнить полученные данные теоретического расчета и испытаний;
- отобрать наилучшие варианты и предложить для запуска в производство;
- написать и защитить магистерскую диссертацию;

Вывод

Выполнение всего перечня поставленных задач позволит завершить разработку и проектирование опор ВЛ электропередачи с прочностными и упругими характеристиками, превосходящими уже существующие. Что позволит в дальнейшем ввести новые опоры в производство ЗАО "ФЕНИКС-88".

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Олегин И. П., Максименко В. Н., Теоретические основы методов расчета прочности элементов конструкции из композитов. – Новосибирск: НГТУ, 2005.–213 с.
2. Композиционные материалы: Справочник/ В.В.Васильев, В.Д.Протасов, В.В.Болотин и др. Под общ.ред. В.В.Васильева, Ю.М. Тарнопольского, – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
3. Гаврилов В.В., Блазнов А.Н. Технология производства полых многогранных изделий из полимерных композиционных материалов/Техника и технология производства теплоизоляционных материалов из минерального сырья: Доклады VIII Всероссийской научно-практической конференции (21-23 мая 2008 г., Белокуриха), Бийск АлтГТУ, 2008,- с. 190-193.

ИССЛЕДОВАНИЕ СЕЙСМОСТОЙКОСТИ ИЗОЛЯТОРА ОПОРНОГО ПОЛИМЕРНОГО ТИПА ОТПК-8-220 ПРОИЗВОДСТВА ЗАО "ФЕНИКС-88"

М. И. Уванов

Научный руководитель: Д. А. Красноруцкий
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, uvanov.2012@corp.nstu.ru

В данной статье обсуждается вопрос об исследовании сейсмостойкости изолятора опорного полимерного типа ОТПК, выпускаемого ЗАО "ФЕНИКС-88", в программном комплексе Ansys, а именно ОТПК-8-220. Расчет на сейсмостойкость производился при значениях интенсивности землетрясения 9 баллов по шкале MSK-64, где рассматривался самый большой по габаритам изолятор из своего класса. При положительном результате исследования, данные распространяются на весь класс изоляторов.

This article discussed the issue of investigation of seismic resistance of the support polymer type insulator ОТПК in the software complex Ansys, produced by "PHENIX-88", namely ОТПК-8-220. The calculation for seismic resistance was made at earthquake intensity values of 9 on the MSK-64 scale, where the largest insulator from its class was considered. With a positive result of the study, the data extend to the entire class of insulators.

Введение

Изоляторы опорные полимерные типа ОТПК, на класс напряжения 220 кВ, имеют однотипное исполнение корпуса, характеризуемое в основном параметром механической жёсткости на изгиб (EJ) стеклопластиковой трубы, являющейся основным изоляционными несущим элементом изолятора. В этом случае, наиболее нагруженными при восприятии сейсмических нагрузок будут аппараты, имеющие наибольшую строительную высоту, массу и, соответственно, меньшую частоту собственных колебаний. Положительные результаты расчёта такого аппарата распространяются на однотипные по механической жёсткости аппараты меньшей строительной высоты, меньшей массы, и, соответственно, большей частоты собственных колебаний. Из однотипных аппаратов ОТПК наиболее нагруженным является изоляторы максимальной высоты: ОТПК-8-220 ($H_{\max}=2300$ мм, $EJ=265$ кН*м²) - в основе которого стеклопластиковая труба $\varnothing 110/138$ мм. Эти аппараты обладают наибольшей строительной высотой и максимальной массой. Закономерно считать, что подтверждение сейсмостойкости данных аппаратов распространяется на весь класс упомянутых аппаратов ОТПК по ТУ [1].

Параметры расчета

Горизонтальное тяжение шин согласно ТУ 3494-026-06968694-2004 (кратковременная нагрузка) – $T = 2000$ Н, принималась единой, максимальной для всех типов изоляторов. Вертикальная нагрузка принималась равной 2000 Н, обусловленная постоянной суммарной нагрузкой от массы шин (проводов) и льда $M_{\text{шн}} = 200$ кг, единой, максимальной для всех типов изоляторов. Для расчёта принималось, что на изделие одновременно действуют сейсмические нагрузки в вертикальном и одном из двух взаимно перпендикулярных горизонтальных направлениях, а также действуют расчётные эксплуатационные нагрузки. Постоянные нагрузки принимались с коэффициентом сочетаний $K_{\text{п}} = 1$; кратковременная нагрузка $K_{\text{к}} = 0,5$; а сейсмическая нагрузка с коэффициентом 1,0. Ветровые нагрузки и динамические нагрузки от оборудования не учитывались. В расчете к модели прикладываются одновременно сейсмические и эксплуатационные нагрузки, проводится расчет на гармонический отклик (Harmonic response), т.е. решается задача о вынужденных гармонических колебаниях конструкции под действием гармонической вынуждающей силы, моделирующей сейсмическую активность интенсивностью 9 баллов по шкале MSK-64. Горизонтальная сейсмическая нагрузка соответствует спектру приведенному на рис.1 ГОСТ 17516.1-90 [2], ГОСТ 30546.1-98 [3] (Рисунок 1), а вертикальная соответствует 0,7 от

горизонтальной. Исследование напряжений конструкции под воздействием сейсмических и эксплуатационных нагрузок реализуется в области её собственной частоты, т.к. во время резонанса мы будем иметь самое напряженное состояние. Поэтому одним из результатов расчета, будет определение собственной частоты конструкций.

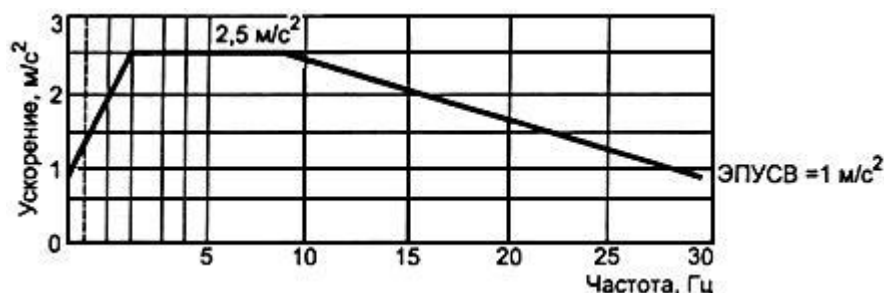


Рис.1 Спектр входного воздействия для горизонтального направления при интенсивности землетрясения 9 баллов по шкале MSK-64

Определение относительного демпфирования изоляторов

Данные по определению декрементов затухания были предоставлены ЗАО «ФЕНИКС-88» и представлены в следующем виде выдержек из отчета об определении собственных частот и декрементов затухания:

Определение собственных частот и декрементов затуханий осуществлялось методом свободных колебаний, в данном случае применён метод 100-3 по ГОСТ 30630.1.1-99[4].

Опорный изолятор с прикреплённым зажимом крепился на жёстком основании в положении, предусмотренном для эксплуатации. К изолятору прикладывали оттягивающую горизонтальную силу при помощи каната. Затухающие колебания возбуждались обрезкой каната.

Регистрация колебаний осуществлялась при помощи бесконтактного индукционного датчика типа IWFM 12L9504/S35A фирмы Baumer.

Запись осциллограмм затухающих колебаний для изолятора ОТПК-8-220 представлена на рисунке 2.

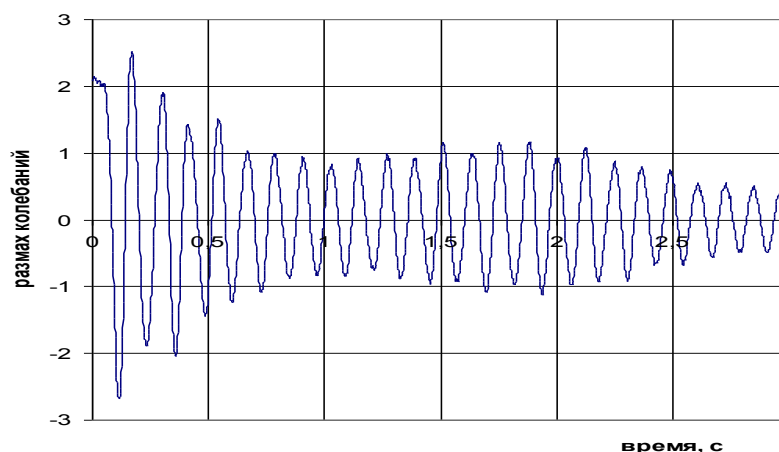


Рис.2 Запись затухающих колебаний изолятора ОТПК-8-220

При помощи рис. 3 приложения Б ГОСТ 30630.1.1-99 [4] определялось относительное демпфирование конструкции каждого изолятора:

- ОТПК-8-220– демпфирование не менее 2%, (определено графическим методом);
- Первая собственная частота изолятора 14 Гц.

Результаты расчетов

Анализ напряжений возникающих в полимерном изоляторе под воздействием максимальной изгибающей нагрузки $Q=8\text{кН}$, производился в Static structural. При воздействии нормированной разрушающей силы на изгиб возникают напряжения равные $\sigma_{\text{max}}=106\text{ МПа}$, локализованные в области композитной трубы (Рисунок 3).

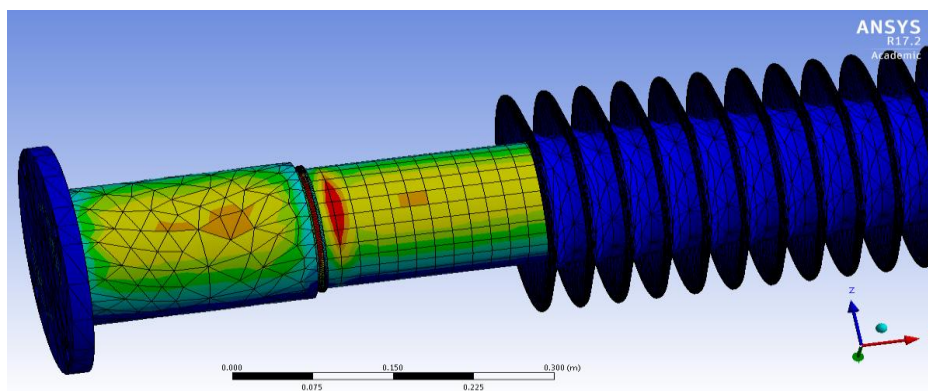


Рис. 3. Максимальные допустимые напряжения ОТПК 8-220

На рисунке 4 представлена первая форма собственных колебаний. Первой форме собственных колебаний соответствует частота равная 12,1 Гц.

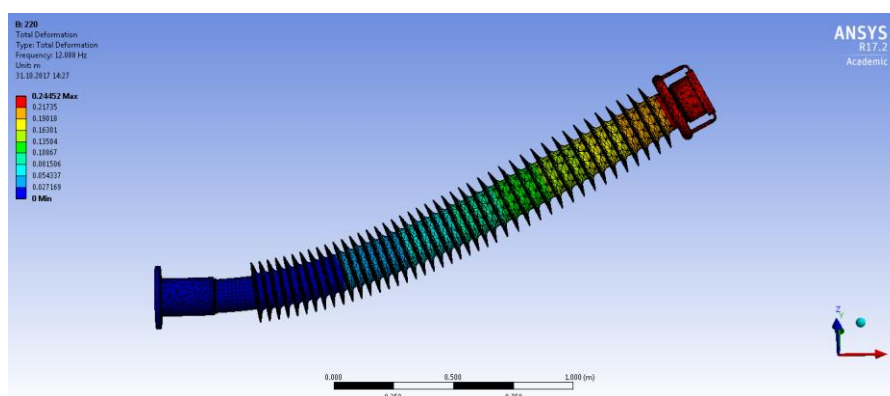


Рис. 4 Первая форма собственных колебаний ОТПК 8-220

Анализ напряжений производился в HarmonicResponse в диапазоне 10-13 Гц. Максимальные напряжения в полимерном изоляторе были получены при частоте 11,92 Гц, и равны $\sigma_{\text{seismo}}=11\text{ МПа}$. Напряжения, возникающие при комбинированном воздействии сейсмических и эксплуатационных нагрузок, локализованные в области композитной трубы (Рисунок 5).

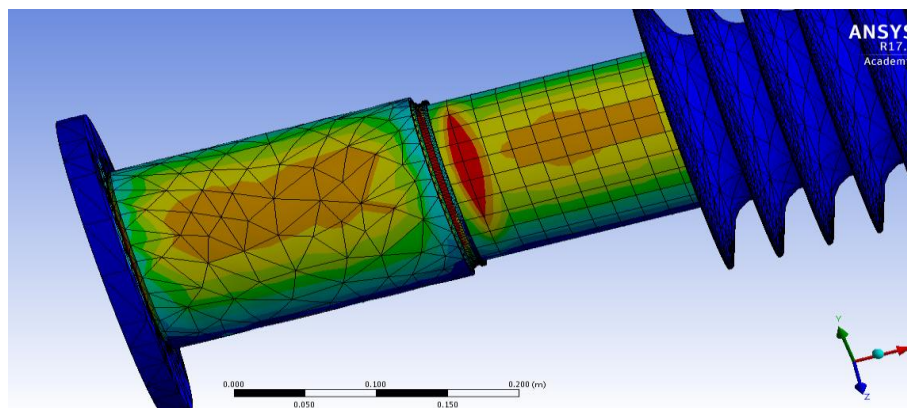


Рис. 5. Напряжения при комбинированном воздействии нагрузок ОТПК 8-220

Выводы

В результате проведенного исследования сейсмостойкости изоляторов опорных полимерных типа ОТПК, выпускаемых ЗАО «ФЕНИКС-88» согласно ТУ 3494-026-06968694-2004 [1], при интенсивности землетрясения 9 баллов по шкале MSK-64 в программном комплексе ANSYS 17.2, для рассмотренной конструкции получен следующий коэффициент надежности по формуле $n = \sigma_{\max} / \sigma_{\text{seismo}}$, где σ_{\max} – максимальные допустимые напряжения от максимальной изгибающей нагрузки, а σ_{seismo} – напряжения возникающие при комбинированном воздействии сейсмической и эксплуатационных нагрузок: $n = 9,64$ ($9,64 \geq 2,5$).

В соответствии с ПУЭ (Издание седьмое) п. 2.5.101 [6] коэффициент надёжности по материалу для изоляторов при наибольших нагрузках должен быть не менее 2,5. А так же в соответствии с ПУЭ (Издание седьмое) п. 4.2.51 [7] коэффициент запаса механической прочности при нагрузках для опорных изоляторов, должен быть не менее 2,5 по отношению к гарантированной минимальной разрушающей нагрузке изолятора.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что исследованная конструкция, а так же весь номенклатурный ряд изоляторов устойчивы к сейсмическим воздействиям интенсивности 9 баллов по шкале MSK-64.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ТУ 3494-026-06968694-2004 «Изоляторы опорные полимерные наружной установки на номинальное напряжение 20, 35, 110 и 220 кВ»;
2. ГОСТ 17516.1-90 «Изделия электротехнические. Общие требования в части стойкости к механическим внешним воздействующим факторам», приложение 6 (обязательное) «Требование в части сейсмостойкости»;
3. ГОСТ 30546.1-98 «Общие требования к машинам, приборам и другим техническим изделиям и методы расчёта их сложных конструкций в части сейсмостойкости»;
4. ГОСТ 30630.1.1-99 «Методы испытаний стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Определение динамических характеристик конструкций»;
5. СНиП 11-7-81* «Строительство в сейсмических районах»
6. Правила устройства электроустановок (ПУЭ). Издание седьмое. Раздел 2. Передача электроэнергии. Глава 2.5. Воздушные линии электропередачи напряжением выше 1 кВ.
7. Правила устройства электроустановок (ПУЭ). Издание седьмое. Раздел 4. Распределительные устройства и подстанции. Глава 4.2. Распределительные устройства и подстанции напряжением выше 1 кВ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОДУЛЯ СДВИГА ПЕНОПОЛИСТИРОЛА МАРОК ПСБ-С 35 И ПСБ-С 50

Пель Александр Николаевич, Шкирко Светлана Анатольевна
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, svetik_777sh@mail.ru

Работа посвящена экспериментальному исследованию модуля сдвига элементов трехслойных конструкций с легким наполнителем при статическом испытании специально подготовленных образцов на одноосное растяжение. Образцы представляют собой трехслойную панель с тонкими внешними слоями из дюралюминия и легкого наполнителя из пенопласта. Конструкция образцов обеспечивает работу наполнителя в условиях чистого сдвига. В процессе проведения испытаний измеряются линейные перемещения, которые пересчитываются затем в угловые деформации. Зная действующую на образец нагрузку вычисляется модуль сдвига наполнителя.

This research is devoted to the experimental study of the shear modulus of the elements of sandwich structures with light filler for static testing of specially prepared samples at uniaxial tension. Specimens are sandwich panels with thin outer layers made of aluminum and lightweight aggregate foam. Sample design provides a placeholder work in terms of pure shear. During the tests measured linear movements which are translated into the angle in the angular strain. Certain the acting on the sample load is calculated the shear modulus of the filler.

В самолетостроении и во многих других областях техники находят большое применение слоеные конструкции. Такие конструкции состоят из тонких силовых элементов, изготовленных из высокопрочных материалов, связанных между собой слоем менее прочного облегченного наполнителя.

В трехслойных конструкциях внешние тонкие слои работают на растяжение-сжатие, а средний слой- наполнитель воспринимает сдвигающие усилия.

Для надежного расчета таких конструкций необходимо знать модуль сдвига наполнителя, который определяется экспериментально. Для проведения испытаний на сдвиг панелей с сотовым наполнителем разработан ОСТ 1.01122-85 [1]. На основе методики описанной в этом отраслевом стандарте были проведены испытания образцов пенопласта на сдвиг.

Для экспериментального определения модуля сдвига наполнителя из пенопласта были подготовлены образцы, состоящие из трех дюралевых пластин, и двух образцов пенопласта одной марки (рис. 1).

Для определения деформации (перемещения) применялся навесной тензомер (датчик), устанавливаемый на выносные элементы образца.

Размеры образцов приведены в (табл. 1).

Таблица 1. Размеры образцов

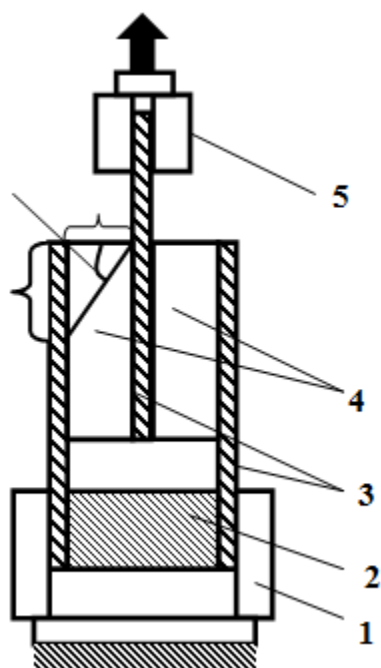
№ образца	Вид	Длина образца $L \cdot 10^3, \text{ м}$	Ширина образца $H \cdot 10^3, \text{ м}$	Толщина заполнителя $\Delta \cdot 10^3, \text{ м}$
1	Дюраль	150	50	3
	ПСБ-С 35	125	50	30
2	Дюраль	150	50	3
	ПСБ-С 50	125	50	30



Рис. 1. Фотография образца

С целью определения модуля сдвига, полученные образцы устанавливались в захваты универсальной электромеханической испытательной машины Instron 3366 и растягивались в вертикальном направлении.

Схема установки для проведения эксперимента представлена на (рис. 2).



- 1 – неподвижный захват испытательной машины;
- 2 – вспомогательная вставка;
- 3 – дюралевые пластины;
- 4 – заполнитель из пенопласта;
- 5 – подвижный захват испытательной машины;
- b – толщина заполнителя;
- Δ – перемещение;
- γ – угол сдвига, т.е. искажение прямого угла

Рис. 2. Схема экспериментальной установки

В соответствии с законом Гука для чистого сдвига имеет место зависимость:

$$\tau = \gamma G \text{ или } G = \frac{\tau}{\gamma} \quad (2)$$

где, G – модуль сдвига; τ – касательные напряжения; γ – угол сдвига, т.е. искажение прямого угла.

Тогда $\gamma \cong tg \gamma = \frac{\Delta}{b}$ где, b – толщина заполнителя; Δ – перемещение

Касательные напряжения в образце определяются по формуле

$$\tau = \frac{F}{2A} \quad (3)$$

где, F – нагрузка, A – площадь боковой грани образца.

$A = a \cdot d$ - площадь боковой грани образца заполнителя.

Вычисление модуля сдвига пенопласта производится по формуле (4)

$$G = \frac{Fb}{2ad\Delta} \quad (4)$$

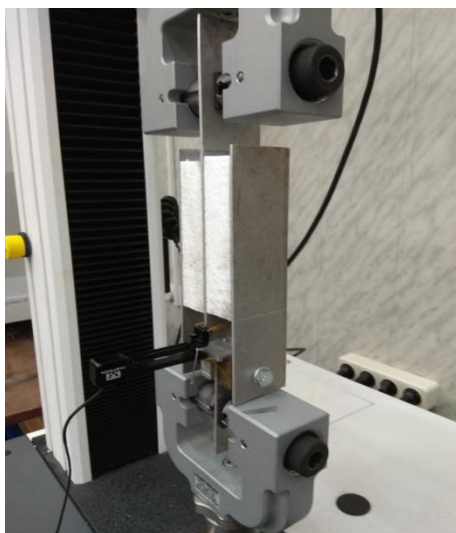


Рис. 3. Фотографии установки образцов на испытательной машине

На (рис. 3) представлены фотографии установки образца на испытательной машине.

Была проведена серия экспериментов на растяжение образцов. Пенополистиролы обладают очень низким пределом прочности. Поэтому, исходя из размеров образцов, они нагружались небольшими усилиями – до 1200-1400 Н. В процессе эксперимента фиксировалась нагрузка в 600 Н, 800 Н, 1000 Н, 1200 Н и значения перемещений при этой нагрузке. Затем с помощью формулы (4) вычислялись значения модуля сдвига для определенных диапазонов нагрузки (табл. 2)

Таблица 2. Определение значения модуля сдвига

Модуль сдвига G , МПа									
	№	1 день				2 день			
		600-800 Н	800-1000 Н	1000-1200 Н	1200-1400 Н	600-800 Н	800-1000 Н	1000-1200 Н	1200-1400 Н
Обр. 1 (ПСБ – С 35)	1	3,79	3,67	3,37	-	3,23	3,29	3,12	-
	2	3,68	3,63	3,44	-	3,24	3,31	3,19	-
	3	3,64	3,64	3,56	-	3,26	3,32	3,21	-
	4	3,57	3,62	3,53	-	3,20	3,27	3,15	-
	5	3,55	3,65	3,59	-	3,24	3,31	3,19	-
	6	3,53	3,59	3,57	-	3,19	3,29	3,19	-
среднее		3,63	3,63	3,51	-	3,23	3,30	3,18	-
Обр. 2 (ПСБ – С 50)	1	5,12	5,21	5,03	5,04	4,63	4,66	4,58	4,33
	2	5,02	5,03	4,80	4,39	4,55	4,65	4,53	4,30
	3	4,90	5,04	4,92	4,72	4,51	4,61	4,49	4,33
	4	4,88	4,98	4,87	4,60	4,47	4,58	4,61	4,33
	5	4,88	5,00	4,91	4,67	4,46	4,61	4,46	4,34
	6	4,82	4,91	4,82	4,58	4,42	4,59	4,55	4,32
среднее		4,93	5,03	4,89	4,59	4,50	4,62	4,54	4,32

Было отмечено также, что при нагружении образца даже в пределах относительно линейной области образец не возвращается к исходному состоянию. При повторном и

последующих нагружениях образец деформируется с меньшим модулем модулем сдвига.

Результаты эксперимента сравнили с теоретической формулой (5) модуля сдвига для изотропного материала. Модуль сдвига связан с модулем Юнга через коэффициент Пуассона:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)} \quad (5)$$

В работе [2] приведены значения коэффициента Пуассона и модуля Юнга при растяжении для пенопластов тех же марок (табл. 3).

Таблица 3. Экспериментальные значения

	Модуль Юнга E, МПа	Коэффициент Пуассона ν
ПСБ-С 35	9,76	0,28
ПСБ-С 50	12,69	0,26

Ниже представлена таблица с значения модуля сдвига, полученные экспериментально и вычисленные с помощью формулы (5), а также их относительная разность.

Таблица 4

	Модуль Сдвига		$\delta = \frac{G_{теорет} - G_{эксп}}{G_{теорет}} \cdot 100\%$
	$G_{эксп}, МПа$	$G_{теорет}, МПа$	
ПСБ-С 35	3,59	3,81	5,77
ПСБ-С 50	4,86	5,04	3,57

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ОСТ 1.01122 – 85. Заполнители сотовые клееные. Метод испытаний на прочность при сдвиге. – Введ. 01.07.1986 г.
2. Исследование механических свойств пористых материалов при различных напряженных состояниях / М. А. Леган, А. Н. Пель, А. Н. Новоселов, С. А. Шкирко // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 18 Всерос. Науч.-техн. Конф., т. 1, Новосибирск, 19-21 апр. 2017 г.- Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017.- С.180-183
3. А. Я. Александров, И. Я. Бородин, В. В. Павлов. Конструкции с наполнителем из пенопластов. М.: Машиностроение, 1972. – 212 с., ил.
4. 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. Всерос. конф. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. — С. 76.
5. Расчет трехслойных панелей. Под общ. ред. докт. техн. наук проф. А.Я. Александров и канд. наук. техн. наук Л. М. Куршина. М.: Оборонгиз, 1960. – 272 с., ил.
6. А.Я. Александров. Местная устойчивость трехслойных пластин с сотовым наполнителем // Теория пластин и оболочек. Труды II всесозн. конференции. – 1962. – С. 347-349.
7. Конструкции с наполнителями из пенопластов // Издание 2-е, переработанное и дополненное. Под общ. ред. засл. деятеля науки и техн. РСФСР, докт. техн. наук, проф. А.Я. Александрова. М.: Машиностроение, 1972. – 211 с., ил.

РАСЧЕТ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ОПОРЫ ВОЗДУШНОЙ ЛИНИИ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ТИПА П110-2

Якунин В.А., Кожевников А. Н.

Научный руководитель: к.т.н., доцент Красноурецкий Д. А.
Новосибирск государственный технический университет,
г. Новосибирск, V.yakunin.2014@stud.nstu.ru

К воздушным линиям электропередачи (ВЛ) предъявляются особые требования прочности и надежности. На эти конструкции оказывает большое влияние окружающая среда. Для исключения аварийных ситуаций необходимо знать динамические характеристики и напряженно-деформированное состояние системы. Для расчета предлагается использовать конечно-элементный комплекс ANSYS.

Special requirements of durability and reliability are imposed to air power transmission lines. These structures are heavily influenced by the environment. To avoid accidents it is necessary to know the dynamic characteristics and the stress-strain state of the system. It is proposed to use the ANSYS finite element complex for calculation.

Для анализа динамического деформирования участка воздушных линий электропередачи (ВЛ) сначала необходимо построить математическую модель металлической опоры, которая будет учитываться при анализе совместных колебаний проводов и опор участка электросети по методике [1, 2].

Рассмотрим построение модели опоры типа П110-2 (рис.1.). Модель создана по чертежу №3078ТМ-114а согласно типового проекта "Унифицированные стальные нормальные опоры ВЛ 35, 110 и 150 кВ №3.407-68/73 Том 9".

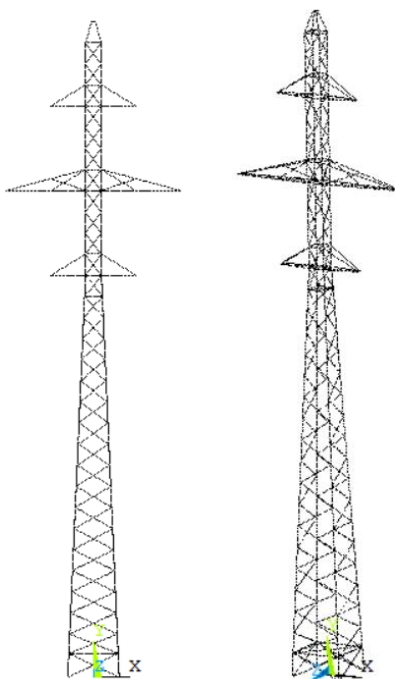


Рис.1. – Общий вид модели опоры

Для опоры П110-2 на чертеже задана суммарная масса 2796 кг. В реальной опоре ВЛ имеются в конструкции различные профили по площади поперечного сечения от L50x4 до L100x7. Будем строить модель эквивалентной массы: построенная модель будет иметь ту же самую массу, что и исходная конструкция.

Будем менять плотность материала так, чтобы массы конструкции и модели совпадали:

для модели, составленной из балок заданных в чертеже поперечных сечений, получилась масса $0.278 \cdot \rho$ (кг), а необходимо, чтобы модель имела массу 2796 кг, отсюда плотность материала $\rho = 2796/0.278 = 10057.55 \text{ кг/м}^3$. Распределение поперечных сечений по элементам модели задается имеющейся документацией.

Получение динамических характеристик опоры ВЛ возможно с применением конечно-элементного пакета ANSYS. При моделировании опоры в конечно-элементном пакете создается матрица жесткости и инерции всей конструкции. После этого становится возможным проведение всевозможных расчетов как на статику (собственный вес, вес проводов), так и динамических расчетов. Динамическое поведение конструкции определяется характеристиками ее собственных колебаний.

При использовании конечно-элементного пакета ANSYS перед выполнением расчетов необходимо создать геометрическую модель, разбить ее на конечные элементы, задать механические свойства материала и свойства поперечного сечения элементов конструкции.

При создании геометрической модели определяем ключевые точки в секции, выбор необходимого шаблона и его построение. В секции выделяются блоки построения, а каждый такой блок строится по определенному правилу из типовых шаблонов. Дальше определяем количество секций, порядок их следования и раскодирование свойств поперечных сечений. После моделирования опоры выбираем тип расчета, задаем тип конечного элемента, выбираем разбиение, закрепления и нагружения конструкции, сам расчет и отображение результата [3].

Проводим расчет, получаем частоты и формы собственных колебаний (рис. 2-4).

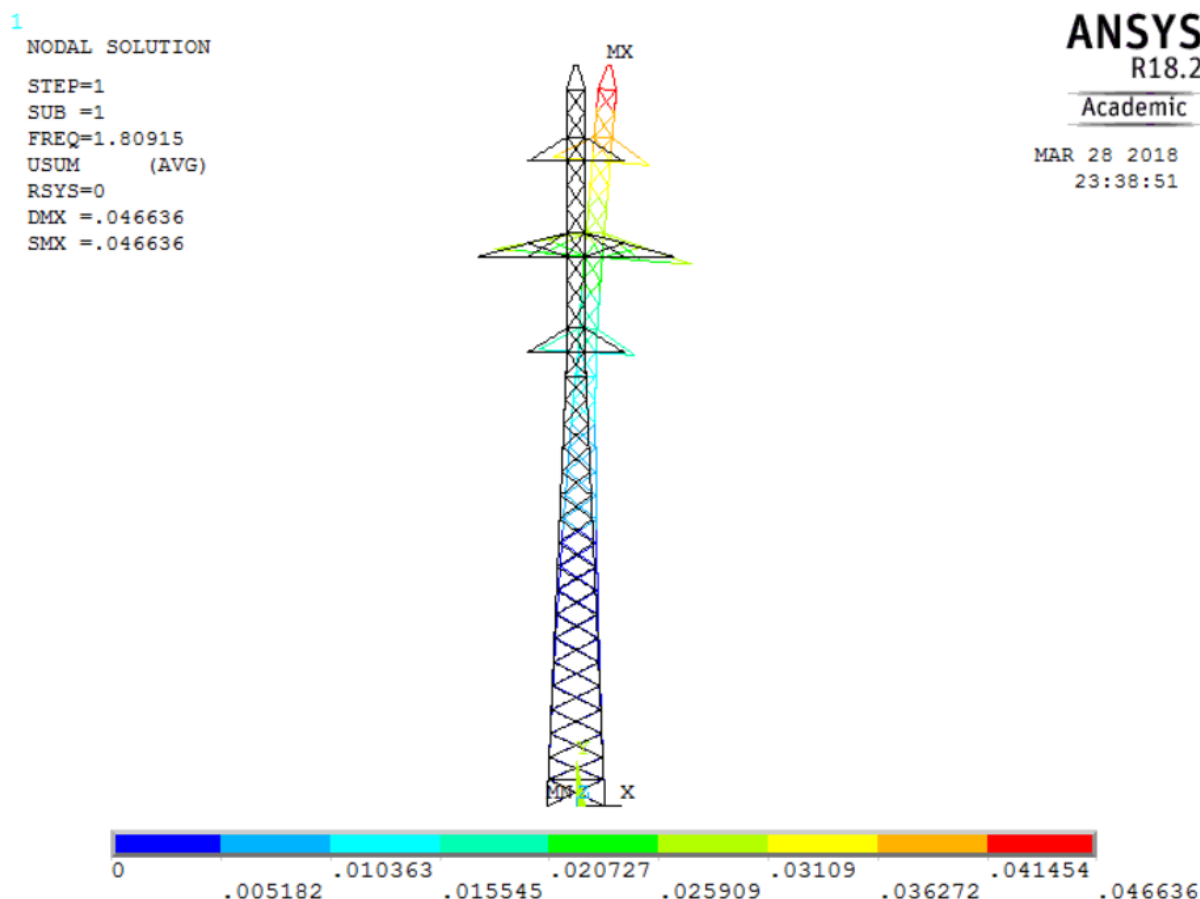


Рис. 2 – Первая балочная форма в плоскости наименьшей жесткости

1
NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =2
FREQ=1.81855
USUM (AVG)
RSYS=0
DMX =.046746
SMX =.046746

ANSYS
R18.2
Academic

MAR 28 2018
23:43:56

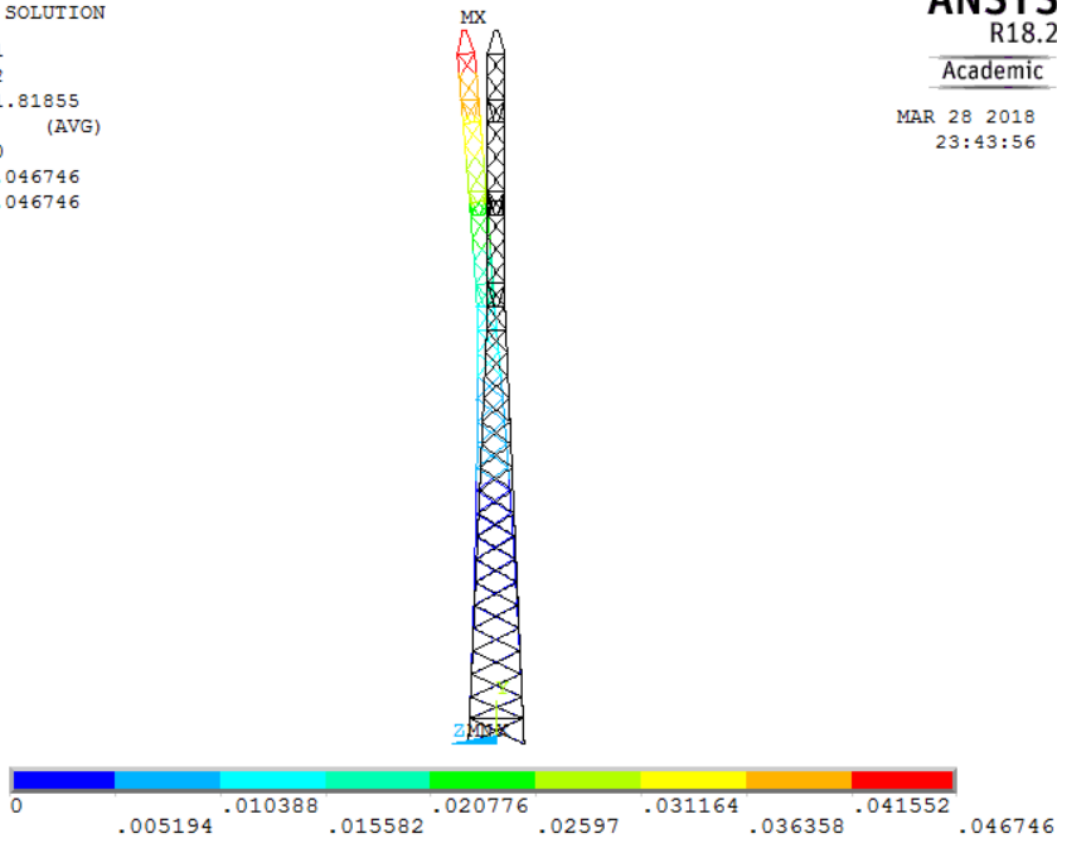


Рис. 3 – Первая балочная форма в плоскости наибольшей жесткости

1
NODAL SOLUTION
STEP=1
SUB =3
FREQ=4.49682
USUM (AVG)
RSYS=0
DMX =.095249
SMX =.095249

ANSYS
R18.2
Academic

MAR 31 2018
18:36:38

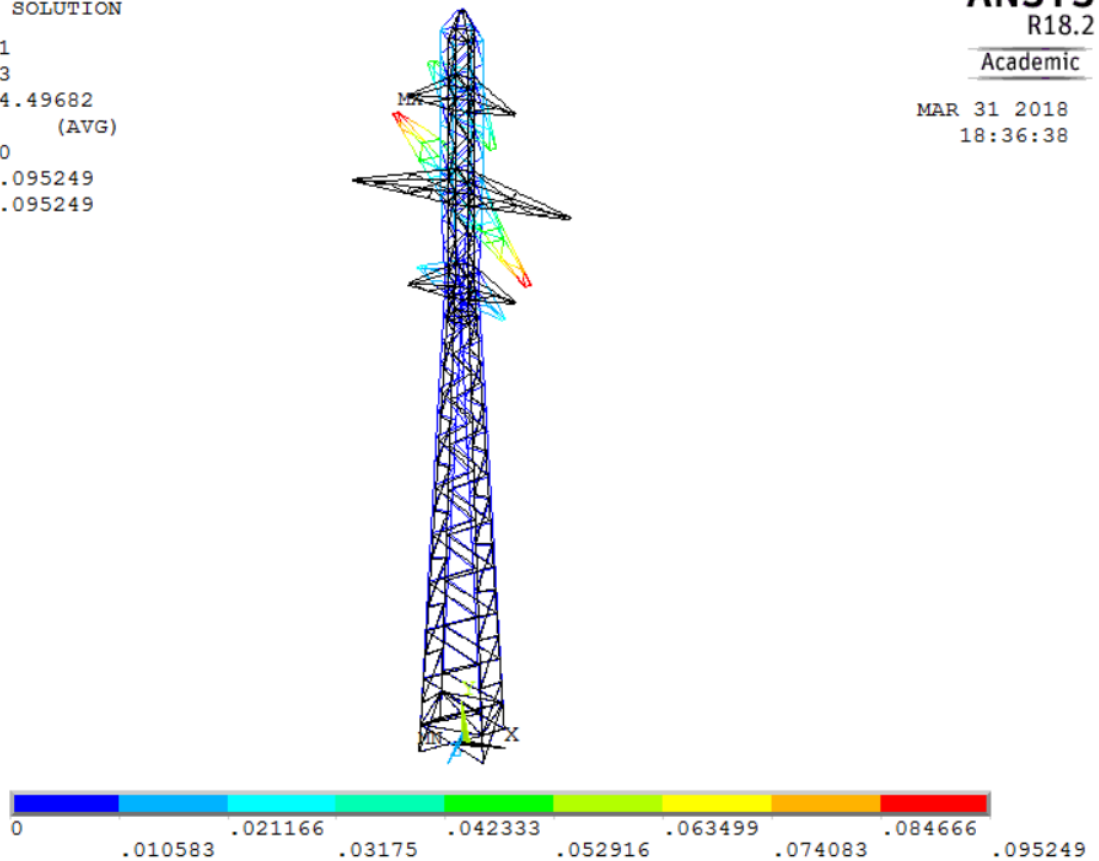


Рис. 4 – Крутильная форма

Поперечное сечение уголков, из которых сделана опора ВЛ, имеет разные моменты инерции по главным осям. Чтобы узнать как влияет ориентация поперечных сечений на частоты проведем расчеты для трёх случаев. Первый, когда все уголки имеют минимальную жесткость, второй максимальную жесткость и третий, когда уголки имеют две разные жесткости по двум осям. В таблице приведены рассчитанные значения частот собственных колебаний для этих трех случаев. Как видно из таблицы ориентация поперечных сечений слабо влияет на низшие частоты собственных колебаний.

Таблица 1 – Рассчитанные значения частот собственных колебаний

Номер частоты	Частоты собственных колебаний при минимальном моменте инерции, Гц	Частоты собственных колебаний с различными моментами инерции, Гц.	Частоты собственных колебаний при максимальном моменте инерции, Гц
1	1.8067	1.8092	1.8110
2	1.8157	1.8186	1.8206
3	4.4071	4.4968	4.5771
4	6.5113	6.5460	6.5712
5	6.7610	6.7915	6.8162

В результате анализа были получены первая, вторая балочная форма в плоскости наибольшей и наименьшей жесткости, крутильная форма. Так же получены значения частот собственных колебаний. Полученные формы колебаний позволяют сделать вывод о том, что опора воздушной линии, несмотря на всю сложность конструкции, имеет формы движений близкие к формам колебаний простой консольно-защемленной балки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Методика расчета колебаний участка воздушных ЛЭП с помощью редуцированной КЭ-модели металлических опор и дифференциальной модели системы стержней / Н. В. Пустовой, В. Е. Левин, Д. А. Красноруцкий, А. Н. Кожевников // 11 Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики : аннотации докл., Казань, 20–24 авг. 2015 г. – Казань : Изд-во Акад. наук Респ. Татарстан, 2015. – С. 234.
2. The method of analyzing vibrations of air power transmission lines using reduced finite-element models of pylons and differential model of thin elastic rod system / A. N. Kozhevnikov, D. A. Krasnorutskiy, V. E. Levin, N. V. Pustovoy // 11 International forum on strategic technology (IFOST 2016) : proc., Novosibirsk, 1–3 June 2016. – Novosibirsk : NSTU, 2016. – Pt. 2. – P. 200-203. - DOI: 10.1109/IFOST.2016.7884227
3. Кожевников А. Н. Разработка программы автоматизированного построения конечно-элементных моделей металлических опор линий электропередач / А. Н. Кожевников, Д. А. Красноруцкий, В. Е. Левин // Доклады 3-й Всероссийской конференции "Проблемы оптимального проектирования сооружений", Новосибирск, 15-17 апреля, 2014 г. – Новосибирск: НГАСУ (Сибстрин), 2014. – С. 205-207.

СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

УДК 533.63

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КЛЮЧЕВЫХ СТАДИЙ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА ИНИЦИИРУЕМОГО НЕОДНОРОДНОСТЬЮ ПОВЕРХНОСТИ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ

Ветров Евгений Валерьевич ², Иванов Андрей Викторович ¹

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН

² Новосибирский государственный технический университет

г. Новосибирск, spoonzka@mail.ru

Данная работа представляет собой экспериментальное исследование влияния искусственной неоднородности на неустойчивость поперечного течения (НПТ) на 35-градусном скользящем крыле с использованием источника малых возмущений. Эксперименты были выполнены в низкотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ (Новосибирск) с турбулентностью свободного потока ниже 0.02%. Использование термоанемометра позволило сделать детальные количественные измерения возбуждаемых мод неустойчивости трехмерного пограничного слоя вниз по потоку от неоднородности. Полученные в ходе эксперимента данные необходимы для верификации современных методов предсказания ламинарно-турбулентного перехода на скользящих крыльях.

This paper is an experimental study of the influence of simulated roughness on transverse flow instability (TFI) on a 35-degree swept wing using a source of small vortex. The experiments were performed in the T-324 low-turbulence wind tunnel of ITAM (Novosibirsk) with the freestream turbulence below 0.02%. The use of a hot-wire anemometer has made it possible to make detailed measurements of the excited modes instability of the three-dimensional boundary layer downstream of the roughness. The data obtained in the experiment are necessary for verification of modern methods of prediction of the laminar-turbulent transition on swept-wings.

1. Введение

В настоящее время неустойчивость пограничного слоя на скользящих крыльях исследуется довольно интенсивно. По имеющимся данным, из наиболее опасных внешних возмущений, определяющих переход на скользящем крыле, выделяются неоднородности поверхности крыла и вихревые возмущения набегающего потока. При низкой степени турбулентности положение ламинарно-турбулентного перехода на скользящем крыле определяется несколькими этапами: восприимчивость, линейная и нелинейная неустойчивость пограничного слоя.

2. Методика экспериментального исследования

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-324 с низкой степенью турбулентности. Для инициации ламинарно-турбулентного перехода, вызванного шероховатостью поверхности крыла был изготовлен специальный контролируемый источник – круглая наклейка диаметром 5 мм и высотой 85 мкм, установленный вблизи передней кромки модели. Наиболее сильные амплитуды вихрей неустойчивости поперечного течения (НПТ) наблюдались вниз по потоку от источника, т. е. это стационарные возмущения, измеренные по трансверсальной координате. Положение ламинарно-турбулентного перехода было найдено для различных скоростей течения и в нескольких сечениях.

3. Выводы

Полученные в ходе эксперимента данные пригодны для детальной верификации современных методов предсказания ламинарно-турбулентного перехода на скользящих крыльях. Также они позволяют решить задачу восприимчивости, которая включает преобразование возмущений от неоднородности поверхности в собственные возмущения пограничного слоя для более детального исследования данного вопроса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. H. Stüer, A. Gyr, W. Kinzelbach *Laminar separation on a forward facing step*, 1999.
2. А. А. Маслов, С. Г. Миронов *Динамика вязкого газа, турбулентность и струи*, 2010. - 73 с.
3. В. Р. Гапоненко, А. В. Иванов, Ю. С. Качанов *An experimental study of swept-wing boundary layer receptivity*, 2001.
4. В. И. Бородулин, А. В. Иванов, Ю. С. Качанов *Laminar-turbulent transition delay on a swept wing*, 2016.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКА ГАЗА ВДОЛЬ ПОВЕРХНОСТЕЙ С СОТОВЫМИ ЯЧЕЙКАМИ В ПЛОСКОМ КАНАЛЕ

А.В. Золотухин^{1,2}, Я.И. Смульский¹, К.А. Шаров¹

Научный руководитель: В.И. Терехов^{1,2}

¹ Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН

² Новосибирский государственный технический университет

г. Новосибирск, zoloav@mail.ru

В данной работе представлены результаты экспериментального исследования течения потока воздуха в плоском канале, выполненном из оргстекла, вдоль поверхностей с сотовыми ячейками гексагональной формы, имеющих различные геометрические параметры. В канал, имеющий длину 1000 мм, ширину 150 мм и высоту 21 во внутреннем сечении, заподлицо монтировались сотовые участки на расстоянии 580 мм от входа в канал. Всего было исследовано течение вдоль 5 рабочих участков. Целью исследования было обнаружение так называемого эффекта «проскальзывания» потока, при котором основной поток имеет малый контакт с поверхностью, а скорость в пристенной области отличается от нуля.

Показано, что в окрестности сот формируется слой с высоким градиентом турбулентных пульсаций и скорости. При этом эффекты скольжения скорости на сотовой поверхности для условий проведенных экспериментов отсутствуют.

In this paper, we present the results of an experimental study of the air flow in the flat channel, along surfaces with hexagonal cell honeycombs having different geometric parameters. In the channel, having the length of 1000 mm, the width of 150 mm and the height of 21 in the internal section, the honeycomb sections were mounted flush at the distance of 580 mm from the entrance to the channel. The 5 working surfaces were investigated. The purpose of the study was to detect the so-called "slippage" effect of the flow, in which the main flow has a small contact with the surface, and the velocity in the wall region differs from zero.

It is shown that a layer with a high gradient of turbulent pulsations and velocities is formed in the neighborhood of the honeycombs. In this case, the effects of velocity slip near the honeycomb surface for the conditions of the experiments performed are absent.

Одной из важнейших задач в настоящее время является развитие современной аэрогидродинамики и теории теплообмена, а особенно остро стоит вопрос поиска новых методов интенсификации теплопереноса при равноценном или даже пониженном росте гидравлических потерь. Показательными в этом отношении являются рельефные поверхности такие как лунки, интерес к которым в последние годы значительно вырос. Ряд экспериментальных и численных исследований в этой области говорит о большом потенциале подобных методов, которые могут приводить к улучшению тепло-гидравлических характеристик. Большое разнообразие способов снижения гидравлических потерь (наличие риблет, продольных разрушителей крупных вихрей, а также вихре – акустических генераторов типа резонаторов Гельмгольца) представляют значительный интерес для изучения как физических основ данных устройств со сложным механизмом формирования турбулентного поля течения в пристенной области, так и разработки практических рекомендаций для их использования. Рассматриваемые в настоящей работе сотовые поверхности, используемые для целей теплозащиты элементов космических аппаратов, имеют ряд сходственных черт с указанными выше вихрегенераторами. Об этом свидетельствуют результаты первых экспериментальных исследований продольного обтекания поверхностей с сотовыми покрытиями [1 – 3]. Главной особенностью

аэродинамической картины взаимодействия течения над сотами является эффект проскальзывания потока на стенке. Его величина может достигать до 30% от скорости в ядре потока. Это обстоятельство дает основание для использования подобных систем вихрегенераторов в качестве эффективных методов управления процессами турбулентного переноса. Более ранние результаты представлены в работе [1]. Однако, отсутствие более детальной опытной информации о структуре поля течения не позволяет создать целостную картину столь сложного явления и требует более глубокого его изучения.

Исследования проводились по изучению развития поля течения вдоль поверхностей с гексагональными сотами, основные параметры которых указаны в Таблице 1. Рабочий канал экспериментального стенда имел прямоугольное сечение 21×150 мм, длину 1м и был выполнен из прозрачного органического стекла толщиной 8 мм. Поперечные размеры входного канала подбирались из условий обеспечения двумерного течения в центральном продольном сечении канала. На расстоянии 580 мм от входа в канал заподлицо монтировались сотовые пластины. Измерения выполнены с помощью PIV системы, состоящей из импульсного YAG лазера с длительностью вспышки 5 нс и цифровой камеры с матрицей 1 Мпикс. Измерительная область составляла 17×20 мм. Для расчёта векторов использовался кросс-корреляционный Фурье метод.

Таблица 1 – параметры рабочих участков

Участок	Материал	Длина, мм	Ширина, мм	Глубина ячеек, мм	Толщина стенки, мм	Размер ячеек, мм
№1	текстолит	200	40	21	0,2	5
№2	пластик	182	58,4	2,4	0,5	12
№3	пластик	182	58,4	6	0,5	12
№4	пластик	182	58,4	12	0,5	12
№5	пластик	182	58,4	24	0,5	12

Установлено, что наличие сот приводит к кардинальной перестройке течения в канале. В окрестности поверхности с ячейками формируется слой с высоким градиентом скорости, что вызывает сильный рост турбулентных пульсаций и напряжений Рейнольдса. При этом на сотовой поверхности практически отсутствует участок с логарифмическим распределением скорости. В отличие от данных [1 – 3] эффекта скольжения потока газа относительно сот не обнаружено, что возможно обусловлено выбором режимных параметров, а именно, соотношением между размерами ячейки и скоростью потока воздуха. Не удалось обнаружить также и характерных «выбросов» массы газа из сотовых ячеек, как это имеет место при обтекании каверн. Причины подобных особенностей течения в окрестности сотовых поверхностей пока не выяснены, что требует более детальных исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Климов А.А., Трдатян С.А. Использование сотовой поверхности для управления пограничным слоем // ТВТ. Т. 41, №6, С. 901-906. (2003)
2. Trdatyan S.A., Klimov A.A. Friction and heat transfer on a honeycomb surface in laminar and turbulent flows/ Proc. 12-th Int. Heat Transfer Conf. Grenoble. p. 221. (2002)
3. Трдатян С.А., Климов А.А. Пограничный слой на сотовой поверхности при натекании на нее ламинарного потока// Труды РНКТ-3. Изд-во МЭИ. М.:т.2. С. 281-284. (2002)
4. Терехов В.И., Смутьский Я.И., Шаров К.А., Золотухин А.В./ Структура пограничного слоя при обтекании сотовой поверхности в плоском канале // Теплофизика и аэромеханика. – 2014. - Т.21, № 6. - С.719-724.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ САМОЛЁТА С МОДЕЛИРОВАНИЕМ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ МАЛЫХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ

Кружков Александр Сергеевич^{1,2}, Мымрин Владимир Анатольевич¹,
Зайцев Валерий Юрьевич¹

¹ Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина,

² Новосибирский государственный технический университет,

г. Новосибирск, 8sanva@gmail.com

Данная работа посвящена совершенствованию методики экспериментальных исследований аэродинамических характеристик, характеристик устойчивости, управляемости и шарнирных моментов органов управления самолёта с моделированием влияния работы винтовой силовой установки.

Объект исследования – методика испытаний моделей самолёта с работой винтовой силовой установки в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей модели самолёта в АДТ Т-203 СибНИИ.

The work is devoted to improvement methods conducting experimental studies to obtain complete information on aerodynamic characteristics, stability and controllability characteristics with modeling of the powerplant.

Object of research – methods of experimental study in the wind tunnel low subsonic velocities.

1. Введение

Для получения более полной информации об аэродинамических характеристиках, характеристиках устойчивости и управляемости самолёта необходимо проведение испытаний моделей в аэродинамических трубах с моделированием силовой установки. Необходимость данных исследований в аэродинамических трубах подкрепляется также тем фактом, что аэродинамические характеристики самолёта, определенные по результатам лётных испытаний, не позволяют достоверно оценить характеристики самолёта на критических и закритических режимах полёта.

Актуальность данной работы обусловлена потребностью совершенствования методики испытаний с моделированием силовой установки при одновременном определении аэродинамических сил и моментов модели с измерением шарнирных моментов органов управления (элерон, руль направления, правый и левый рули высоты).

Цель работы – провести совершенствование методики экспериментальных исследований аэродинамических характеристик модели самолёта, характеристик шарнирных моментов органов управления с моделированием работы силовой установки в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей с открытой рабочей частью.

Задачи:

- Спроектировать и изготовить модель самолета для испытаний в аэродинамической трубе.
- Спроектировать и изготовить тензодатчик с заданными геометрическими параметрами для измерения шарнирного момента.
- Провести экспериментальные исследования характеристик шарнирных моментов органов управления в аэродинамической трубе.
- Выполнить анализ использованных методик.

2. Материалы и методы

Модель оснащена отклоняемыми закрылками, элеронами, рулем направления,

триммером руля направления, рулями высоты, триммерами рулей высоты. Конструкция фюзеляжа позволяет отсоединять крыло и также от хвостовой части: вертикальное и горизонтальное оперения.

На модель могут устанавливаться шасси и створки шасси.



Рис. 1. Модель самолёта на аэродинамических весах в рабочей части аэродинамической трубы

Для совершенствования методики измерения шарнирного момента необходимо было использовать новые тензovesы для измерения шарнирных моментов органов управления. Разработан новый компактный тензодатчик, использующий эффект сдвиговых деформаций, который размещается внутри профиля органа управления, не изменяя его внешней геометрии. Данные датчики с небольшими размерами (на рис. 2, максимальный диаметр 12 мм) позволяют на малых моделях проводить испытания с влиянием силовой установки и одновременным измерением шарнирных моментов органов управления без искажения геометрии и обводов.



Рис. 2. Тензодатчик для измерения шарнирного момента

3. Результаты и обсуждение

В результате выполнения работы были получены аэродинамические характеристики модели самолёта с моделированием работы воздушного винта и характеристики шарнирных моментов органов управления.

На рисунке 2 представлены типовые зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки для крейсерской и посадочной конфигураций с учётом влияния работы силовой установки.

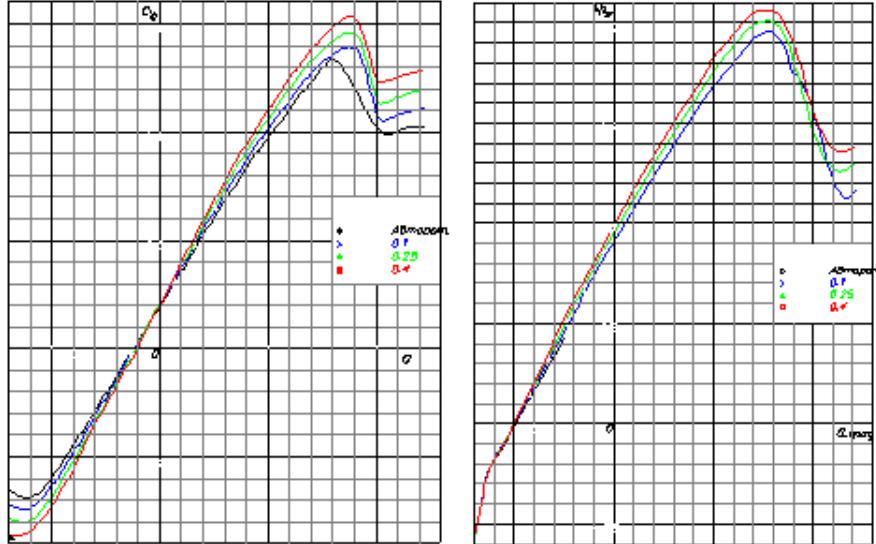


Рис. 2. Типовые графики зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки слева для крейсерской и справа для посадочной конфигураций. – для разных режимов работы силовой установки: авторот – режим авторотации, 0,1; 0,25 и 0,4 – коэффициент тяги винта (тяга винта, отнесенная к площади крыла и скоростному напору)

Для измерения шарнирного момента органов управления с учетом влияния работы силовой установки проводились испытания на фиксированных углах атаки для разных значениях коэффициента тяги.

Формула для расчёта коэффициента шарнирного момента руля высоты:

$$m_{шPB} = \frac{2 \times M_{шPB}}{\rho \times V^2 \times S_{PB} \times b_{PB}}$$

, где S и b – площадь и хорда руля высоты, V – скорость набегающего потока, ρ – плотность воздуха, $M_{шPB}$ – момент, измеренный тензодатчиком.

На рисунке 3 и 4 представлены типовые графики зависимости коэффициента шарнирного момента для левого и правого руля высоты от угла атаки соответственно – для разных режимов работы силовой установки: Tc θ – режим авторотации, 0,1; 0,2; 0,3 и 0,4 – коэффициент тяги винта (тяга винта, отнесенная к площади крыла и скоростному напору).

$m_{ш}$ левого PB по углам атаки $\delta=15$ $\tau=20$ $закр=0$

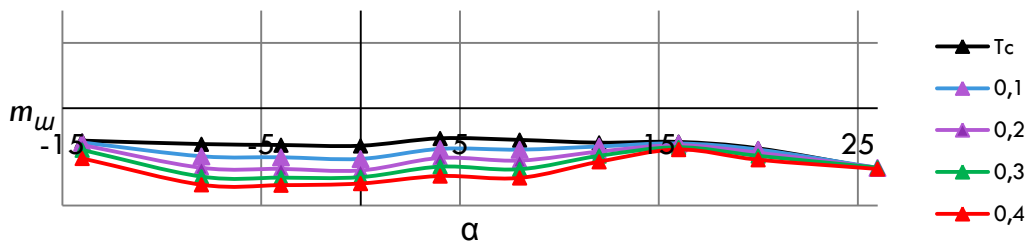


Рис. 3. Типовой график зависимости коэффициента шарнирного момента от угла атаки для левого руля высоты. Угол отклонения руля высоты 15° , угол отклонения триммера 20° , закрылок в крейсерской конфигурации

$m_{ш}$ правого РВ по углам атаки $\delta=15$ $\tau=20$ $закр=0$

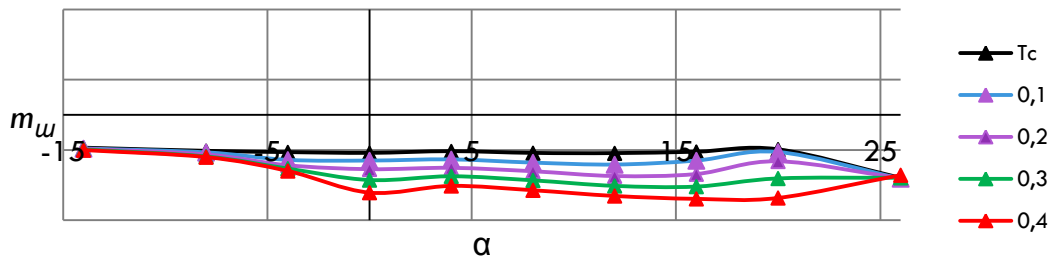


Рис. 4. Типовой график зависимости коэффициента шарнирного момента от угла атаки для правого руля высоты. Угол отклонения руля высоты 15° , угол отклонения триммера 20° , закрылок в крейсерской конфигурации

Из графиков наблюдается зеркальное подобие картин обтекания – левого и правого рулей высоты. Это обусловлено закруткой потока, которую можно объяснить следующим образом: струя от винта разделяется крылом на две части, каждая из которых имеет проекцию скорости в направлении размаха. Верхняя половина струи смещается вправо, нижняя – влево. За крылом обе части струи сливаются, образуя некоторую деформированную струю, имеющую два центра максимальных скоростных напоров, один из которых находится справа, сверху от части струи, проходящей над крылом, а другой – слева, снизу от части струи, проходящей под крылом.

4. Выводы

В результате выполнения работы создана и внедрена методика измерения шарнирных моментов органов управления с использованием тензодатчиков на эффекте сдвиговых деформаций, оценена возможность их применения при испытаниях в аэродинамических трубах с моделированием работы силовой установки при различных скоростных режимах.

Проведены экспериментальные исследования в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей аэродинамических характеристик модели самолёта с моделированием работы винтовой силовой установки.

В работе использовались малогабаритные тензодатчики необходимых геометрических размеров, обеспечивающих компактное размещение в органе управления, не изменяющих геометрию самого органа управления.

Усовершенствованная методика испытаний моделей позволяет учесть влияние работы силовой установки на аэродинамические характеристики и одновременно на характеристики шарнирных моментов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Зайцев В.Ю., Чемезов В.Л., Силантьев В.А. и др. проектирование, изготовление и испытания в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА модели самолёта «ЕРИС» // Отчёт по НИР № 02-13 от 13.02.2013 г. Новосибирск: СибНИА, 2013. 148 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ЛОКАЛЬНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ НАД ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

Тарасов Сергей Александрович¹, Бойко Андрей Владиславович²

¹Новосибирский государственный технический университет

²Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
г. Новосибирск, t-a-r-a-s-o-v94@mail.ru

В статье рассматривается экспериментальное исследование структуры потока и гидродинамической устойчивости локальных отрывных течений, возникающих в пограничном слое над волнистой поверхностью. Эксперимент проводился в дозвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 (ИТПМ СО РАН, Новосибирск), которая является установкой замкнутого типа с закрытой рабочей частью. Рабочая часть трубы имеет длину 4 м. Степень турбулентности потока ε в рабочей части при скоростях проведения экспериментов не превышала 0,04%. Использование термоанемометра позволило получить и проанализировать распределения амплитуд возмущений поперек сдвигового течения в различных сечениях вниз по потоку.

The article deals with the experimental investigation of flow structure and hydrodynamic stability of local detachment flows arising in the boundary layer over a wavy surface. The experiment was carried out in a subsonic low-turbulent wind tunnel T-324 (ITAM SB RAS, Novosibirsk), which is a closed-type installation with a closed working part. The working part of the pipe has a length of 4 m. The degree of turbulence of the flow ε in the working part at the speed of the experiments did not exceed 0.04%. The use of a hot-wire anemometer, it was possible to obtain and analyze the distribution of the perturbation amplitudes across the shear flow in different sections downstream.

1. Введение

При технологическом изготовлении проницаемой поверхности крыла на ней может образоваться волнистость. В технических приложениях также часто встречаются волнистые стенки[1]. Поэтому решение проблемы получения количественных оценок влияния волнистости поверхности на устойчивость ламинарного пограничного слоя представляет практический интерес.

2. Методика экспериментального исследования

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН на модели плоской пластины с волнистой поверхностью, высота которой такова, что за горбами формируются области локальных отрывов потока. Предметом исследования являются распределения профилей скорости в оторвавшемся пограничном слое в условиях развития естественных и контролируемых вихревых возмущений на различных частотах.

Волнистая поверхность выполнена в виде прямоугольной накладки на основную модель (плоскую пластину), установленную в центральную часть плоской пластины в области основных измерений. Конструкция плоской пластины такова, что имеется возможность перемещать переднюю носовую часть относительно задней хвостовой части модели, тем самым создавая на ее поверхности уступ необходимой высоты. Наличие регулируемого уступа позволило реализовать плавный переход с плоской поверхности пластины на волнистую поверхность. В силу ограниченного бюджета эксперимента при изготовлении волнистой поверхности пришлось использовать только имеющейся в лаборатории технические возможности. Накладка волнистой поверхности была выполнена с помощью 3D печати на бытовом принтере. Шероховатость поверхности модели оказалось неприемлемой для данного эксперимента и составила 0,5-0,6 мм. Не смотря на большую шероховатость поверхности “образующая” поверхность волнистой части накладки имела

достаточно точную геометрию. Для улучшения качества волнистой поверхности на 3D принтере была напечатана ответная зеркальная часть. Между накладкой и ее ответной зеркальной частью была проложена твердая упругая латунная пластина толщиной 0,4 мм. При сдавливании накладки и ее ответной части латунная пластина точно повторяла необходимую поверхность. Эта технология позволила сгладить все неровности волнистой поверхности с помощью заполнения их полиэфирной смолой, предварительно нанесенную на ее поверхность. После высыхания полиэфирной смолы, волнистая поверхность дополнительно шпатлевалась и шлифовалась. Кроме того на финишную поверхность была наклеена самоклеющаяся пленка, что позволило получить гладкую поверхность с заданной геометрией.

Поверхность модели сканировалась с помощью координатного устройства с установленным на нем индикатором часового типа. Для индикатора был изготовлен специальный шуп в виде калиброванного шарика, закрепленного на индикаторе. Такой шуп позволил построить эквидистантную поверхность, равноудаленную на радиус от реальной поверхности. Такая методика позволила проводить измерения полностью в автоматическом режиме, где датчик двигался по заранее созданному файлу координат.

3. Выводы

В ходе эксперимента были получены и проанализированы распределения амплитуд возмущений поперек сдвигового течения в различных сечениях вниз по потоку. Проведено сравнение данных с экспериментальными результатами в других локальных отрывных течениях [2].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kowalewski T.A., Szumbariski J., Blonski S. Low-Reynolds-number instability of the laminar flow between wavy walls // Proc. Sixth Intern. ASME Conf. Nanochannels, Microchannels and Minichannels ICNMM2008. ASME, 2008. P. 62070.1-62070.8.
2. Boiko A. V., Dovgal A. V., Grek G. R., Kozlov V. V. Physics of transitional shear flows. Berlin: Springer, 2012. 272 p.

СРАВНЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОВ ПЛАМЕНИ И КИНЕТИЧЕСКИХ СХЕМ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ С РЕАГИРУЮЩИМ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГПВРД

В.М. Темербеков

Научный руководитель: к. ф-м. н. И.А. Бедарев
Новосибирский государственный технический университет,
Институт теоретической и прикладной механики им.
С.А. Христиановича СО РАН,
г. Новосибирск, tvm94@inbox.ru

Изучено взаимодействие детонационной волны с реагирующим сверхзвуковым потоком с использованием приведенной и детальной кинетических схем химических реакций в каналах различной конфигурации. Также для дополнительной верификации приведенной кинетической схемы химических реакций исследовалось инициирование детонации в реагирующей смеси сферическим снарядом малого диаметра, запущенным со сверхзвуковой скоростью. Для реализации таких взаимодействий была разработана математическая методика, основанная на программном обеспечении ANSYS/Fluent. Было получено согласование между расчетными и экспериментальными картинами течения и размерами детонационных ячеек для каждого режима детонации. Для задачи о взаимодействии детонационной волны с реагирующим сверхзвуковым потоком показана возможность интенсификации горения в сверхзвуковом потоке пульсирующей детонацией. Установлена возможность использования каверны для стабилизации горения в сверхзвуковой камере сгорания при воздействии детонационной волны. Также показана возможность использования приведенной кинетической схемы химических реакций для численных расчетов подобного рода задач

The interaction of a detonation wave with reactive supersonic flow has been studied using detailed kinetic scheme of chemical reactions in channels of various configurations. Also the initiation of detonation in a reactive mixture by a small-diameter spherical projectile launched at supersonic velocity was studied. It was done for additional verification reduced kinetic scheme of chemical reactions. Agreement between the calculated and experimental flow patterns and detonation cell sizes for each regime was received of detonation. A mathematical technique based on the ANSYS/Fluent software has been developed to implement this interactions. For problem of interaction of a detonation wave with reactive supersonic flow the possibility is shown to intensify the ignition in a supersonic flow by pulsating detonation. The possibility is identified to use a cavity for stabilizing the combustion in a supersonic combustion chamber when exposed to a detonation wave. Also the possibility is shown to use reduced kinetic scheme of chemical reactions for numerical calculations similar problems.

Моделирование волновых процессов в реагирующем газе, таких как взаимодействие детонационной волны со сверхзвуковым потоком, важно как с научной, так и с технологической точки зрения. Возможным применением такого метода является инициирование воспламенения и обеспечение эффективного сгорания топлива в сверхзвуковом потоке. Такое энергетическое воздействие может существенно интенсифицировать горение в сверхзвуковой камере сгорания, однако вместе с этим для эффективного горения должна быть обеспечена стабилизация пламени и его

распространение по всему объему камеры сгорания для достижения полноты сгорания топлива.

Цель работы состоит в исследовании воспламенения и стабилизации горения в сверхзвуковом модельном канале после воспламенения предварительно перемешанной смеси с помощью однократного воздействия детонационной волны [1]. Использовалась двумерная модельная камера сгорания со стабилизаторами в виде закрытой каверны с $L/h=4.5$ и обратного уступа с относительной высотой $h/H=0.25$. При исследовании стабилизации горения несимметричная схема - каверна или обратный уступ располагались только на нижней стенке, или симметричная схема с расположением стабилизаторов на верхней и нижней стенках. Детонационная волна задавалась вблизи от выхода из трубки в канал с каверной или уступом во входном сечении которого подается предварительно перемешанная водородо – воздушная стехиометрическая смесь. Детонационная волна после выхода из детонационной трубки распространялась в поперечном к основному сверхзвуковому потоку направлении, обеспечивая воспламенение смеси в канале. Численное моделирование было выполнено при числе Маха 4, статическом давлении 50кПа и полной температуре от 1500 до 2400К. Предварительные расчеты показали, что при этих температурах самовоспламенения смеси не происходило. Этот результат подтвержден экспериментально. Поэтому для обеспечения воспламенения использовалось искусственное инициирование горения.

Для реализации взаимодействия детонационной волны со сверхзвуковым потоком разработана математическая модель и создана математическая технология расчета. Математическая модель включает в себя осреднённые по Фавру уравнения Навье-Стокса для многокомпонентной газовой смеси с учетом химических реакций, дополненные SST модификацией $k-\omega$ модели турбулентности. Для описания химической кинетики использованы две верифицированные в работе [2] по времени задержки воспламенения и скорости детонации кинетические схемы горения водорода в воздухе: брутто-схема с одной реакцией и детальная схема с 38 реакциями для 8 компонент. Расчеты нестационарных турбулентных течений выполнены в программном комплексе ANSYS Fluent. Для аппроксимации по времени использовалась неявная схема второго порядка, а для аппроксимации по пространству – схема расщепления вектора потоков AUSM второго порядка точности.

Для дополнительной верификации приведенной кинетической схемы химических реакций проведен расчёт инициирования детонации с помощью шарика, диаметром $d=3,18$ мм, метаемого в смесь водород/кислород/аргон со скоростью $V_p=1.2\div 1.5M_{CJ}$, и выполнено сравнение с экспериментальными данными [3]. Для приведенной кинетики в стехиометрической смеси водород/кислород/аргон число Маха Чепмена-Жуге составляет $M_{CJ}=5.21$. Расчёты проводились для различных значений статического давления набегающего потока. В результате, разработанная математическая модель с использованием приведенной кинетической схемы позволила достаточно точно воспроизвести режимы течения, полученные в эксперименте (Рисунок 1). Полученные результаты позволили обосновать использование упрощенной кинетики для дальнейших расчетов.

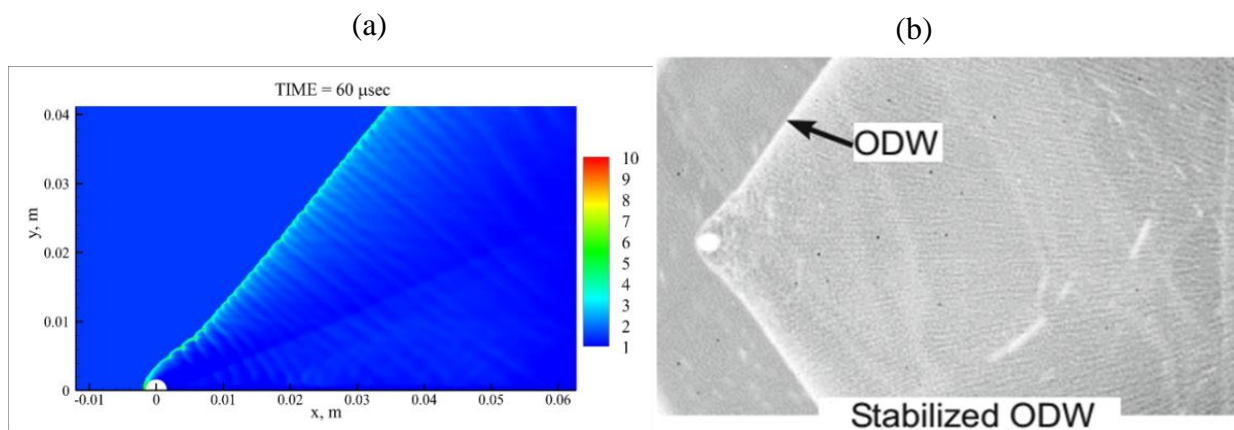


Рисунок 1. Наклонная детонационная волна: расчетное поле плотности (a), экспериментальная теньевая фотография (b).

Далее был проведен расчет взаимодействия детонационной волны с реагирующим сверхзвуковым потоком с использованием приведенной кинетики, результаты которого продемонстрировали хорошее согласование с аналогичными результатами для детальной кинетики (Рисунок 2). Такое сходство позволяет в дальнейшем не прибегать к использованию сложных кинетических схем, что существенно уменьшает время необходимое для моделирования подобных задач.

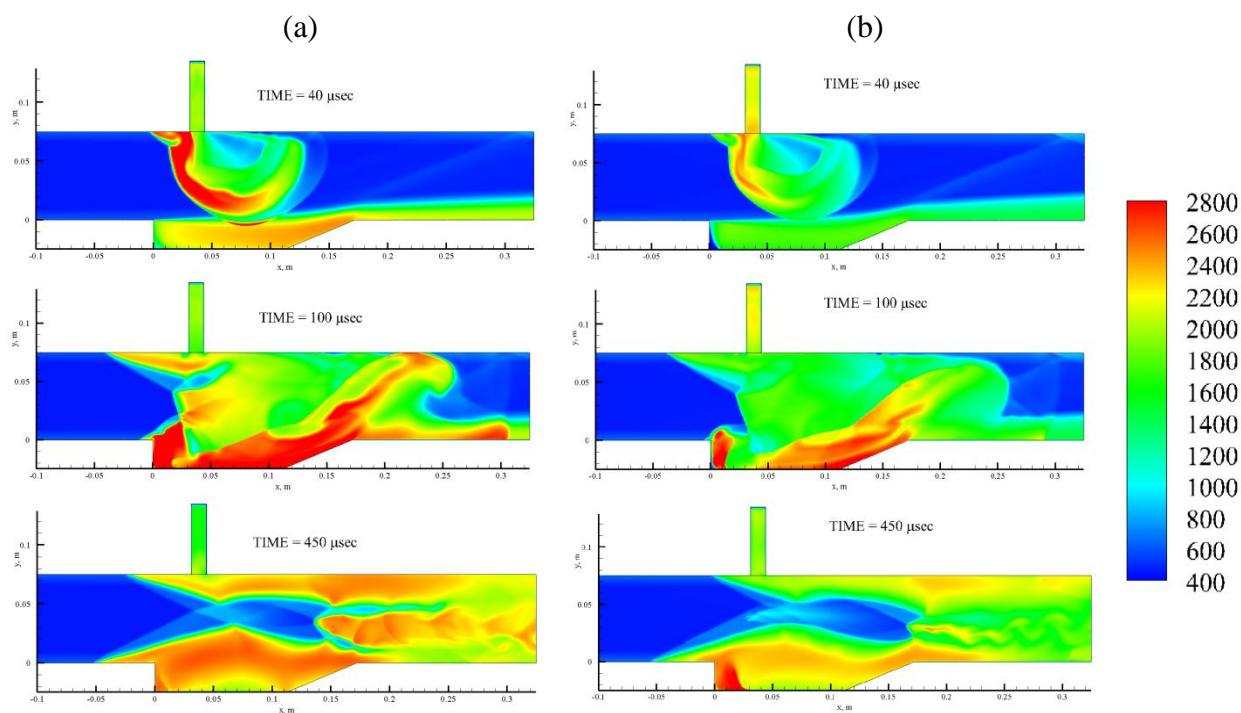


Рисунок 2. Канал с каверной, поля температуры: приведенная кинетическая схема (a), детальная кинетическая схема (b).

В результате проведенных исследований было установлено, что с помощью воздействия детонационной волны можно обеспечить воспламенение предварительно перемешанной смеси при температурах. Применение детонационной волны для инициирования горения в каналах с уступом не приводит к стабилизации пламени. Если в качестве стабилизатора использовалась каверна, воздействие детонационной волны сопровождается устойчивой стабилизацией горения при несимметричной схеме стабилизации. Применение симметричной схемы стабилизации усиливает эффективность процесса тепловыделения.

Дополнительные расчеты показали возможность использования детальной кинетической схемы для моделирования сложных волновых процессов в реагирующих средах. Также было проведено сравнение детальной и приведенной кинетических схем химических реакций, показана применимость упрощенного подхода в контексте данной задачи, не смотря на преимущества детальной кинетической схемы.

Показано, что детонационная волна может быть эффективным средством инициирования горения и для обеспечения стабилизации пламени в канале с каверной достаточно однократного воздействия. Выявлено, что для рассмотренных условий каверна является предпочтительным средством для стабилизации пламени при искусственном воспламенении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бедарев И.А., Темербеков В.М., Федоров А.В., Рылова К.В. Численное моделирование инициирования воспламенения в камере сгорания гиперзвукового воздушно-реактивного двигателя детонационной волной // Вестник новосибирского государственного университета. Серия: Физика. 2016. Том 11, №4. С. 33-44.
2. Бедарев И.А., Федоров А.В., Рылова К.В. Применение детальных и приведенных кинетических схем для описания детонации водородо-воздушных смесей с разбавителем // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51, № 5. С. 22-33.
3. Maeda S., Sumiya S., Kasahara J., Matsuo A. Scale effect of spherical projectiles for stabilization of oblique detonation waves // Shock Waves. 2015. Vol. 25. P. 141–150.

МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУЙ ПРИ НЕБОЛЬШОМ ЧИСЛЕ РЕЙНОЛЬДСА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ В ЗАДАЧАХ ЭНЕРГЕТИКИ И ТРАНСПОРТА

Шевченко Антон Константинович, Яковенко Сергей Николаевич
Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
г. Новосибирск, a.shevchenko@live.com

В докладе обсуждается численное исследование структуры потока в плоской затопленной микроструе, осциллирующей в поперечном направлении. Моделирование струи выполнено на основе решения нестационарных уравнений Навье–Стокса для несжимаемой жидкости, позволяющего получить распределения скорости и давления в вычислительной области в различные моменты времени. С целью подтверждения достоверности результатов работы проводится анализ их точности при проверке сходимости к независимому от сетки и положения границ решению при различных физических параметрах задачи, а также при сравнении результатов с имеющимися данными лабораторных экспериментов и аналитических решений.

The paper presents a numerical study of flow structure in a plane submerged microjet, which oscillates laterally. The simulation of the jet is based on the solution of the unsteady Navier-Stokes equations for incompressible fluid, which allows us to obtain velocity and pressure distributions in the computational domain at different times. To approve the results of the present study, the analysis of its accuracy is performed via examination of convergence to grid (and boundary-location) independence solution at different physical parameters of the problem is conducted as well as via comparison of the results with existing data of experimental and analytic research. For numerical investigation of the flow, we use a parametric analysis: the study of the dependence of flow characteristics on geometric and physical parameters (in particular, boundary conditions, Reynolds number, amplitude and frequency of artificially imposed random and coherent perturbations).

1. Введение

Микро-струи актуальны для энергетики, в частности, при сжигании водорода. Истечение водорода из форсунок и сопел горелок представляет интерес с точки зрения повышения устойчивости пламени и снижения выбросов в атмосферу оксидов азота. Возникает потребность в управлении этим процессом. Например, под влиянием акустики в струе формируется вихревая структура, способствующая росту подсоса воздуха, повышению степени смешения смеси топливо-воздух, устойчивости пламени, снижению температуры, длины пламени и, как результат, сокращению эмиссии вредных веществ. Результаты применимы также в задачах снижения шума и сопротивления летательных аппаратов.

2. Методы исследования

Для исследования плоской струи используется метод численного моделирования на компьютере основных законов сохранения массы и импульса в дифференциальной форме – нестационарных уравнений Навье–Стокса для несжимаемой жидкости, записанных в прямоугольных декартовых координатах. С этой целью проводится дискретизация по пространству и времени, вводятся аппроксимации производных в исходных уравнениях. В итоге получается система линейных алгебраических уравнений, которая решается при помощи специальных вычислительных алгоритмов, основанных на итерациях полей скорости и давления на каждом шаге по времени. Сходимость по времени в случае стационарного и квазистационарного решения достигается при помощи критериев сравнения распределений скорости и давления в различные моменты времени. Анализ сходимости к независимому от сетки и положения границ решению также использует соответствующие критерии сравнения результатов пар расчетов на последовательных сетках (см., напр., в [1]).

Обработка результатов расчетов выполняется с помощью графических средств компьютеров, позволяющих изобразить линии тока, изолинии и распределения давления, компонент векторов скорости и завихренности, интегральных характеристик струи – характерных толщин и максимума скорости на оси. Для численного исследования течения применяется параметрический анализ – изучение зависимости характеристик течения от геометрических и физических параметров (в частности, граничные условия, число Рейнольдса Re , амплитуда и частота искусственно налагаемых случайных и когерентных возмущений).

3. Результаты и выводы

В работе проверено влияние шага по координате и времени, разрежения и сгущения сетки, длины и ширины области расчета, аппроксимация конвективных слагаемых, различных решателей систем алгебраических уравнений, граничных условий на входе в струю, числа Рейнольдса. Предварительные результаты стационарных расчетов плоской ламинарной струи при $Re = u_0 h / \nu$, где h – высота щели, u_0 – максимум скорости струи на выходе из щели, показаны на рис. 1–3. Результаты сопоставляются с данными физических экспериментов [2, 3] и аналитических решений [4]. Исследуются сценарии развития возмущений из численной неустойчивости и при введении малых случайных возмущений типа «белого шума» или нестационарных граничных условий с колебаниями различной частоты и амплитуды.

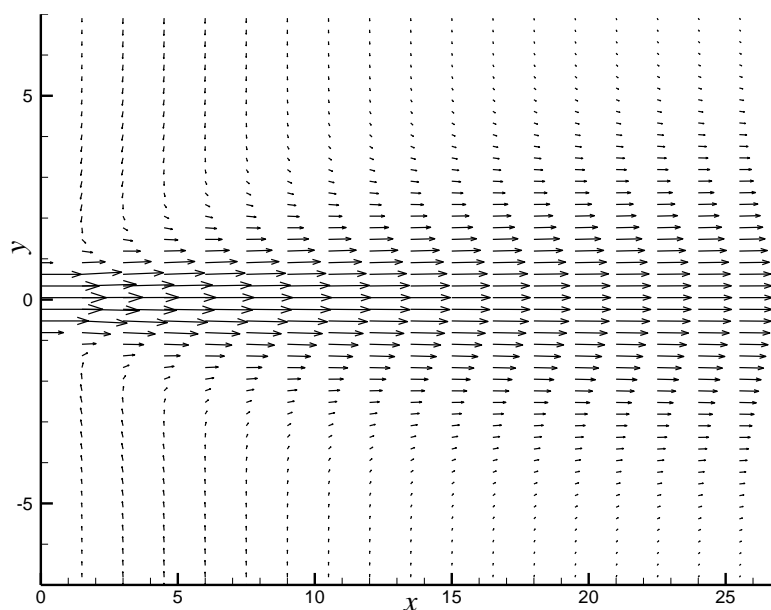


Рис. 1. Векторы скорости (длина пропорциональна амплитуде скорости) в плоской струе.

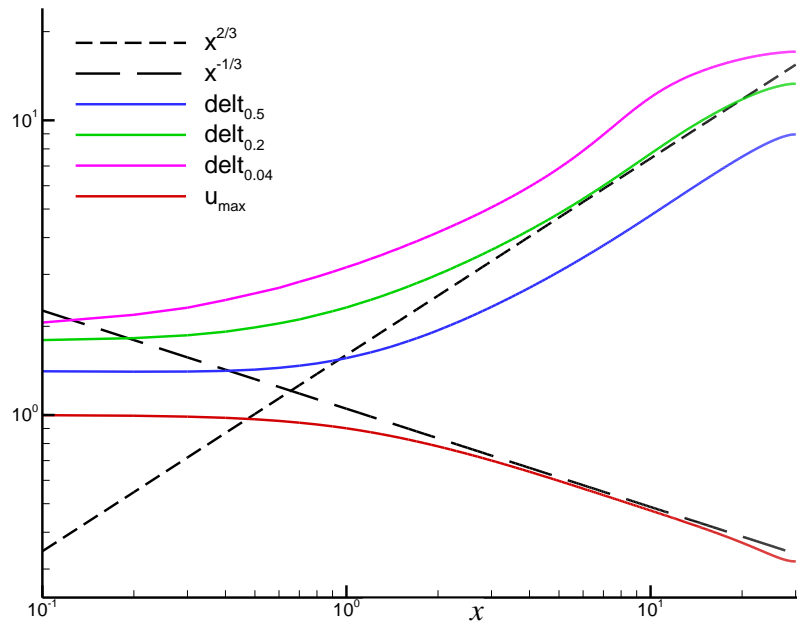


Рис. 2. Безразмерные величины максимума скорости $u_{\max}(x, y = 0)/u_0$, где $u_0 = u_{\max}(x = y = 0)$, характерных толщин $\delta_{0.5} = 2|y(u/u_{\max} = 0.5)|$, $\delta_{0.2} = 2|y(u/u_{\max} = 0.2)|$, $\delta_{0.04} = 2|y(u/u_{\max} = 0.04)|$ в зависимости от продольной координаты x и в сравнении со степенными законами из [3].

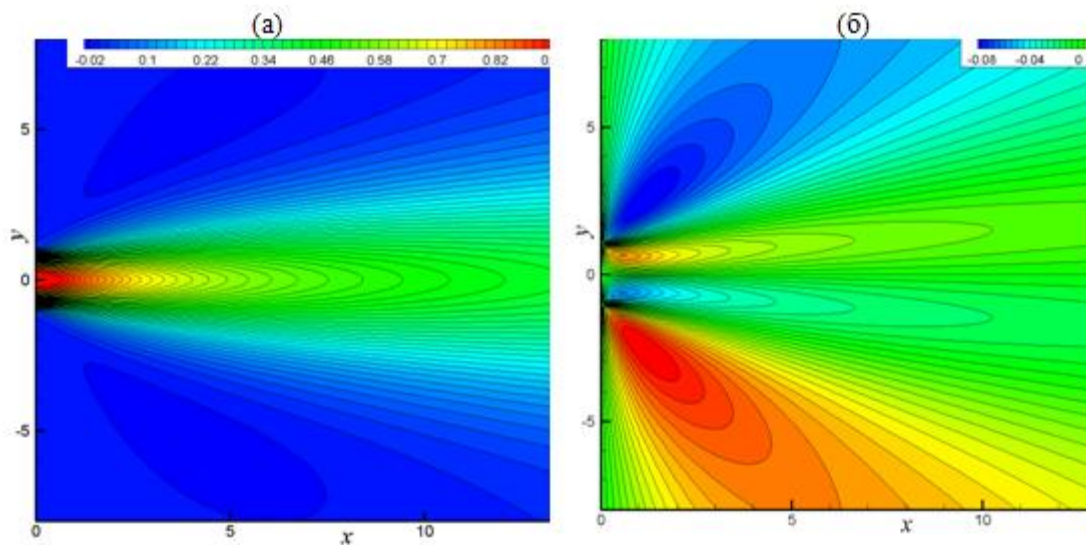


Рис. 3. Изолинии горизонтальной и вертикальной компонент вектора скорости в расчетах на равномерной сетке 400×200 с шагом $\Delta x = \Delta y = h/10$: (а) $u(x, y)$; (б) $v(x, y)$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kurbatskii A.F., Yakovenko S.N. Numerical investigation of a turbulent flow around a two-dimensional obstacle in the boundary layer // Thermophysics and Aeromechanics. 1996. Vol. 3, No. 2. P. 137-155.
2. Kozlov V.V., Grek G.R., Litvinenko Yu.A. Visualization of Conventional and Combusting Subsonic Jet Instabilities. – Springer, 2015. – 124 p.
3. Козлов В.В., Грек Г.Р., Коробейничев О.П., Литвиненко Ю.А., Шмаков А.Г. Особенности горения водорода в круглой и плоской струе в поперечном акустическом поле и их сравнение с результатами горения пропана в тех же условиях // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 1. С. 79–86.
4. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. – М.: Дрофа, 2003. – 840 с.

ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Маркин Василий Владиславович, Саленко Сергей Дмитриевич
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, salenko@corp.nstu.ru

В работе проведена предварительная оценка летных характеристик беспилотного летательного аппарата (БПЛА) массой около 10 кг, оценка геометрических характеристик крыла, оптимальных скоростей полета, оценка потребной тяги винтомоторной группы (ВМГ). В ходе работы были применены математические методы приближенной оценки этих параметров. В результате получены зависимости потребной тяги ВМГ от удлинения крыла и скорости полета. Полученные данные и освоенные методы расчета будут применены в последующей оптимизации разрабатываемого БПЛА.

The preliminary estimation of the unmanned aerial vehicle (UAV) flying characteristics with a mass of about 10 kg, an estimate of the wing geometric characteristics, optimal flight speeds, an estimate of the propeller group required thrust (PG) were carried out. In the course of the work, mathematical methods of approximate estimation of these parameters were applied. As a result, dependences of the required thrust of the PG on wing aspect ratio and flight speed were obtained. The received data and mastered methods of calculation will be applied in the subsequent optimization of the developed UAV.

Введение

На данный момент проблема предварительного приближенного расчета характеристик летательных аппаратов сводится к концептуальному проектированию. Главная особенность концептуального проектирования состоит в необходимости принятия множеств решений при недостаточной или, наоборот, избыточной информации. Практика выработала определенную технологию решения таких задач, в которой используется декомпозиция проблемы, иерархия критериев оптимальности и ряд других приемов. Особое место в этой деятельности занимает использование предшествующего опыта в виде статистических данных по прототипам [1]. Объект исследования – проект БПЛА вертикального взлета и посадки, разрабатываемый группой студентов факультета летательных аппаратов НГТУ (рис. 1). Цель работы – определить в первом приближении геометрические характеристики крыла, обеспечивающие максимальную дальность полета, получить зависимости потребных тяг ВМГ от скорости полета. Впоследствии эти зависимости также будут использованы для подбора оптимальных режимов полета, мощности двигателя, параметров воздушного винта.

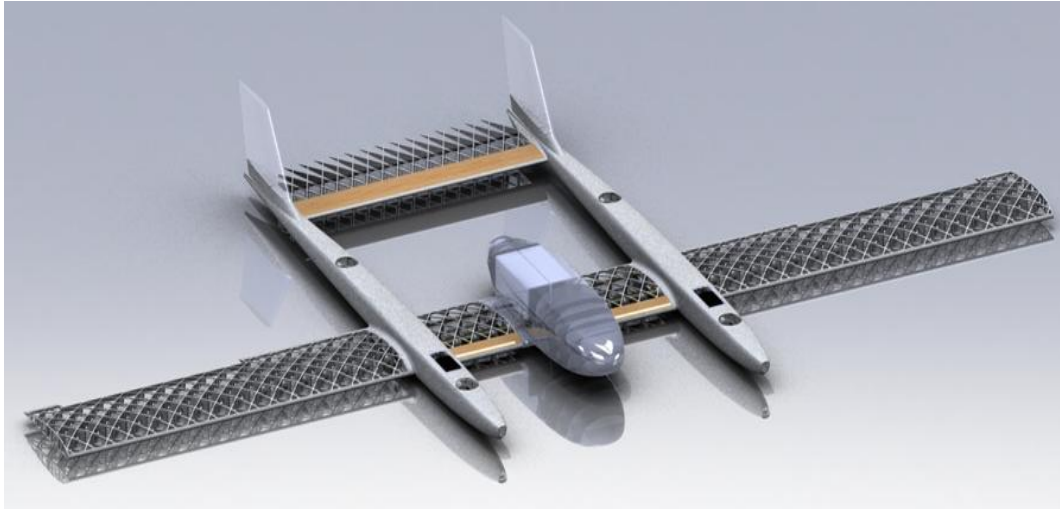


Рис. 1. Внешний вид БПЛА.

Рассматривается БПЛА двухбалочной схемы, с одним толкающим и четырьмя взлетными двигателями, расположенными в балках, крыло прямоугольное. Расчет ведется по следующим вводным:

Взлетная масса аппарата (m) – около 10 кг
 Полезная нагрузка – 2 кг
 Время полета – 2 часа
 Диапазон скоростей полета – 40...90 км/ч
 Аэродинамический профиль крыла – NACA4412

Теория

Оценка параметров в первом приближении ведется при следующих допущениях: наивыгоднейшая скорость полета в первом приближении задана – 56 км/ч, максимальное аэродинамическое качество по экспертным оценкам $K_{max}=12$, удлинение крыла $\lambda=8$. Тогда из формулы:

$$K_{max} = \left(\frac{C_y}{C_x}\right)_{nv} = \frac{1}{2} \sqrt{\pi * \lambda \varepsilon \phi / C_{x0}} \quad (1)$$

определяется C_{x0} . По формуле $C_{y_{nv}} = \sqrt{(\pi * \lambda \varepsilon \phi * C_{x0})}$ определяется $C_{y_{nv}}$ (наивыгоднейший). Далее из $V_{nv} = \sqrt{2 * G / (\rho S C_y)}$ (3) выражается G/S – удельная нагрузка на крыло. При $m=10$ кг, вычисляется размах и хорда, считая, что крыло прямоугольное.

Далее примем, что C_{x0} состоит из суммы $C_{x_{0кр}}$ крыла ($C_{x_{0кр}}=0,008$) и $C_{x_{0бкр}}$ конструкции без крыла ($C_{x_{0бкр}}=0,25$), приведенной к площади крыла S , при этом характерная площадь конструкции без крыла $S_{бкр}=0,17=const$:

$$C_{x0} = C_{x_{0кр}} + C_{x_{0бкр}} \frac{S_{бкр}}{S} \quad (2)$$

Следующая итерация – учет зависимости массы крыла от удлинения. Масса крыла задается формулой:

$$m_{кр} = C_1 * m * \lambda^{1,5} + C_2 * S \quad (3)$$

Где m , кг – масса всего БПЛА из предыдущей итерации, $C_1=0,006$ и $C_2=1,5$ – коэффициенты, учитывающие влияние на массу крыла его удлинения и площади. Формула получена из анализа массы обшивки и силового набора консолей крыльев БПЛА рассматриваемой размерности.

На каждой итерации масса БПЛА вычисляется, как:

$$m = \frac{m_{бкр} + m_{кр}}{(1 - m_{под\ отн})} \quad (4)$$

Где $m_{кр}$ – масса крыла, $m_{бкр} = 6 \text{ кг} = \text{const}$ – масса БПЛА без крыла и подъемной силовой установки, $m_{под\ отн} = 0,2$ – относительная масса подъемной силовой установки. Для последующих вычислений $C_{x_{окр}}$, $C_{x_{обкр}}$ принимаем постоянными. При изменении площади крыла S_0 всего аппарата рассчитывается по формуле (2).

В процессе оптимизации изменяется площадь крыла S , затем для каждой S находится оптимальное удлинение крыла, $V_{нв}$ и прочие параметры.

Минимальная потребная тяга вычисляется как:

$$P_{пmin} = \frac{G}{K_{max}} \quad (5)$$

В результате вычислений получено семейство кривых, отображающих зависимости минимальной потребной тяги ВМГ от площади и удлинения крыла (рис. 2).

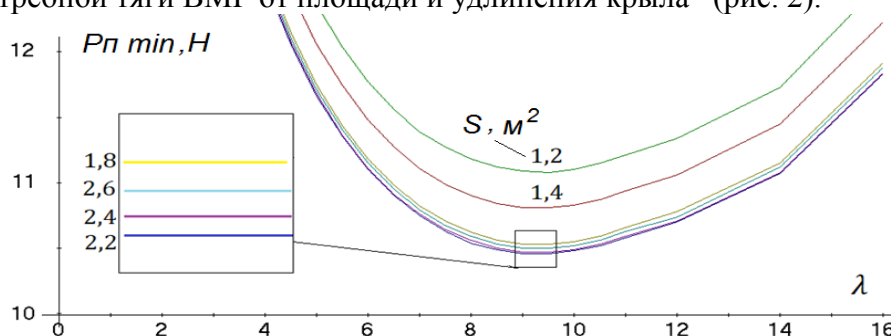


Рис. 2. Графики зависимости минимальной потребной тяги от площади и удлинения крыла.

Из графиков на рис. 2 видно, что минимум тяги наблюдается при площади $2,2 \text{ м}^2$ и удлинении 9. Результаты вычислений приведены в таблице 1.

Таблица 1.

$S, \text{ м}^2$	$\lambda_{\text{опт}}$	$G, \text{ Н}$	$P_{\text{min}}, \text{ Н}$	$V, \text{ м/с}$
1,2	9,5	123	11,08	13,2
1,4	9	125	10,81	12,8
1,8	9	134	10,53	12,3
2	9,5	142	10,47	12,1
2,2	9	146	10,46	11,9
2,4	9,5	152	10,47	11,8
2,6	9,5	156	10,50	11,6

Из таблицы 1 видно, что при изменении параметров крыла меняется также наивыгоднейшая скорость полета. Для самолетов с винтовыми двигателями наивыгоднейшая скорость примерно соответствует режиму максимальной продолжительности полета. Строка с оптимальными параметрами выделена полужирным шрифтом.

По результатам расчетов определено, что оптимальными параметрами, соответствующими наименьшей потребной тяге ВМГ, будут: площадь крыла – $2,2 \text{ м}^2$, удлинение – 9, размах крыла – 4,57 м, хорда крыла – 0,48 м наивыгоднейшая скорость полета – 47 км/ч (11,9 м/с).

Результаты и обсуждения

Данная работа является основой для последующей детальной оптимизации конструкции БПЛА. Отработанная методика расчета может быть доработана и модернизирована для учета большего количества параметров. Предполагается реализовать модульную конструкцию, чтобы один и тот же аппарат с заменяемыми элементами мог изменять свои характеристики под поставленную цель. В решении этой задачи оптимизация играет первостепенную роль. Расчет данных характеристик численными методами достаточно сложен, поэтому, потому весьма актуальным является применение инженерных методов расчета, использованных в работе.

Выводы

В ходе работы проведен приближенный инженерный расчет аэродинамических характеристик БПЛА при прямолинейном полете. Разработан алгоритм расчета, составлена программа, найдены оптимальные с точки зрения максимальной дальности параметры крыла. Определено дальнейшее направление деятельности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Комаров В. А., Боргест Н. М., Вислов И. П., Власов Н. В., Козлов Д. М., Корольков О. Н., Майнсков В. Н. Концептуальное проектирование самолетов. Самара: Изд-во СГАУ, 2010. – 10 с.
2. Болотин А.А. Расчет сопротивления самолета при нулевой подъемной силе. – Н. Новгород, 2009.
3. Мхитарян А. М. Аэродинамика. М.: Машиностроение, 1976.
4. Чумак П. И., Кривокрысенко В.Ф. Расчет, проектирование и постройка сверхлегких самолетов. – М.: Патриот, 1991.
5. Капковский Я. Летающие крылья. – ДОСААФ СССР, 1988.
6. Егер С. М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н. К., Бадягин А. А., Ротин В. Е., Склянский Ф. И., Кондрашов Н. А., Киселев В. А., Фомин Н. А. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение -1983.

СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.048

ИССЛЕДОВАНИЕ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЯ РОЗНИЧНОЙ ТОРГОВЛИ

**Багаев Петр Андреевич, Будасова Светлана Алексеевна
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, budasova@corp.nstu.ru**

С целью увеличения эффективности и безопасности работы холодильной установки исследуются условия эксплуатации холодильного оборудования. От того, как будут эксплуатировать холодильное оборудование, зависит обеспечение поддержания заданного температурного режима, срок службы механизмов и агрегатов, экономия энергии при работе холодильной машины, а также создание безопасной среды для покупателей и обслуживающего персонала.

In order to increase the efficiency and safety of the refrigeration unit, the operating conditions of refrigeration equipment are investigated. How refrigeration equipment will be operated, depends on ensuring the maintenance of a given temperature regime, the service life of mechanisms and units, energy savings during the operation of the refrigeration machine, as well as the creation of a safe environment for buyers and maintenance personnel.

Для обеспечения долгосрочной и бесперебойной работы агрегатов холодильной машины необходимо соблюдать следующие условия:

- высококачественная первичная установка холодильной машины;
- своевременное техобслуживание квалифицированного механика;
- ознакомление и дальнейшее следование персонала торгового предприятия своду правил по эксплуатации.

Персоналу торгового предприятия, во время отсутствия механика, следует выполнять:

- проверку состояния агрегатов, правильности наполнения холодильной камеры товаром, системы отводящей конденсат;
- осмотр агрегатов и механизмов входящих в состав машинного отделения. Визуально определяется состояние трубопровода на предмет появления масляных подтеков образованных вытекшем хладагентом;
- поддержание холодильной установки в чистоте. Снаружи оборудование следует с некоторой периодичностью протирать сначала влажной, а затем сухой хлопчатобумажной тканью;
- внутренние стены холодильной камеры также нуждаются в уборке. С периодичностью в неделю рекомендуется мыть стены с использованием моющего средства и промывать чистой водой и вытирать насухо.
- избавление испарителя от снеговой «шубы», если слой инея достиг толщины в 3 мм;
- отслеживание по термометру температурного режима в холодильной камере.

Безопасность работы холодильного оборудования и отсутствие дополнительных расходов на эксплуатацию зависит от выполнения вышеперечисленных нормативных требований. При проектировании расположения конденсатора нужно учитывать, что для свободной циркуляции воздуха вокруг агрегата необходимо его располагать на расстоянии двух метров от стены. Холодильная машина спроектированная со встроенным агрегатом

должна располагаться на определенном расстоянии от решеток машинного отделения. Отрицательный эффект на температурный режим охлаждаемого объема может оказать несоблюдения минимального расстояния от стенок или стёкол при расставлении продукции на полках. Размещать холодильную установку следует в самой холодном, просторном помещении здания. Высота должна быть не менее 2.3 м. Чем меньше температура воздуха окружающая агрегат, тем меньше давление конденсации. От этого вырастет холодопроизводительность всей холодильной установки, а электроэнергии потребуется меньше. При достижении максимальной температуры окружающей среды, происходит отключение агрегаты. За эту функцию отвечает моноконтроллер. Ненормальная работа холодильного оборудования служит сигналом для прекращения подачи питания. Задача механика холодильного оборудования это своевременно производить планово-предупредительный осмотр комплектующих холодильной установки.

Во время эксплуатации холодильного оборудования не допускается:

- подпускать сторонние лица к изучению, самостоятельной починке холодильной машины и регулированию электронных приборов агрегатов. Персоналу также запрещается проводить эти процедуры самостоятельно;

- касаться движущихся частей агрегата во время работы и после ее завершения;

- перед прекращением работы компрессора, останавливать подачу воды, которая охлаждает конденсатор холодильной машины;

- захламление рабочего пространства вокруг охлаждающего конденсатора, что приведет к неспособности воздуха нормально циркулировать. Технический осмотр холодильной машины в таких условиях будет затруднен.

- эксплуатировать холодильную машину при отсоединенных ее агрегатов или механизмов;

- загрузка холодильной камеры продукцией в которой не достигнут необходимый температурный режим;

- хранение продуктов питания на воздухоохладителях, закрывать решетчатые стеллажи и продукцию тряпками, бумажными изделиями или целлофаном. В следствии этого нарушается циркуляция воздуха в камере, что ухудшает условия в которых хранятся продукты.

Аппараты отопления помещения должны находится на должном расстоянии от оборудования осуществляющего холодильную обработку. В противном случае, увеличится энергопотребление холодильной установки. Запрещается попадание на холодильное оборудование солнечных лучей. Оборудование размещается вдоль стен или по центру зала розничной торговли.

Как только подали питание от электросети на холодильную машину и был достигнут установленный температурный режим, можно выкладывать товар в холодильную камеру. Холодильные витрины в торговом зале не предназначены для первичной обработки продукции. В связи с этим, на прилавок поступает только тот товар, который прошел холодильную обработку. Сроки и температура хранения скоропортящихся продуктов указаны в ГОСТ и СанПин. Обычно сроки хранения товара в розничной торговле варьируются от 6 часов до нескольких суток. Температура хранения изменяет в пределах от -2 до 8. Важно установить определенную относительную влажность, температуру воздуха, вентиляцию, освещение в холодильной камере. Необходимо наличие качественной упаковки продуктов. Если следовать санитарным нормам и правилам, то будут сохранены первоначальные качества и свойства продукции.

Твердые атмосферные осадки в виде инея, периодически образывающиеся на испарителе, значительно ухудшают передачу тепла от охлаждаемого объекта. В следствии этого понижается температура воздуха в камере и уменьшается длительность цикла холодильной установки. Поэтому нужно вовремя избавляться от снеговой «шубы», что гарантирует увеличение технических показателей холодильной установки и уменьшится

расход электроэнергии. Избыточно частая оттайка инея приведет к уменьшению количества затрат на непроизводительное время. Так как холодильной машине требуется время на достижение требуемого температурного режима. Не своевременная очистка снеговой «шубы» может стать следствием понижения температуры на стенках трубок испарительной системы, что приведет к уменьшению температуры хладагента который всасывается компрессором. В настоящее время существуют холодильное оборудование способное к автоматическому избавлению от снеговой «шубы». Если вышесказанные системы отсутствуют, то снеговые «шубы» убираются самостоятельно. Не допускается удаление образовавшегося инея острыми предметами. Это влечет за собой неблагоприятные последствия. Может произойти повреждение воздухоохладителя, испарения хладагента и поломка холодильной машины.

От товарного соседства зависят условия хранения продуктов питания. Товары стоит размещать на витрине ориентируясь на принципы эффективности, безопасности и совместимости температурного режима хранения продукции. По правилам товарного соседства требуется основательно подойти к выбору продукции с одинаковыми поглощающими и выделяющими (сорбционными) свойствами и схожими режимами хранения. Если разместить в одной камере замороженный и охлажденный товар, то первый разморозится, а температура второго понизится. По этой причине запрещается располагать замороженную и охлажденную продукцию вместе. Вещество которое поглощают продукты питания из окружающей среды называются сорбатом. Не следует так же располагать товары плотно друг к другу или допускать их соприкосновение с испарителем и другим оборудованием осуществляющим перенос хладонносителя.

Использование холодильной машины исключительно по её прямому назначению и качественное систематичное техническое обслуживание обеспечат стабильную надежную работу её компонентов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.В. Бараненко, Н.Н. Бухарин, В.И. Пекарев, И.А. Сакун, Л.С. Тимофеевский Учебник для студентов вузов специальности "Техника и физика низких температур"; Под общ. Ред. Л.С. Тимофеевского. –Спб.: Политехника, 1997. – 992с.
2. Г.З Свердлов, Б. К. Явнель. «Курсовое и дипломное проектирование холодильных установок и систем кондиционирования воздуха (СКВ)»; М.: Пищевая промышленность, 1978. - 264 с.
3. Аршанский С. Н., Синкевич Э. Я, Льдозаводы. М., «Пищевая промышленность», 1968, 268 с.

ТЕПЛОМАССОБМЕН ПРИ ИСПАРИТЕЛЬНОМ ОХЛАЖДЕНИИ ВОЗДУХА В КАНАЛЕ

М.В. Горбачев¹, М.С Макаров^{1,2}

¹ Новосибирский государственный технический университет

² Институт Теплофизики им. С.С. Кутеладзе СО РАН

г. Новосибирск, max_friend@ngs.ru

В работе рассматривается задача испарения пленки воды в горизонтальном канале в режиме вынужденной конвекции. Одна из пластин канала (нижняя) смачивается пленкой воды и подвергается равномерному нагреву по всей длине. Верхняя пластина теплоизолирована. Приводится описание системы дифференциальных уравнений в приближении пограничного слоя. Входными данными являются значения температуры, скорости, концентрации влажного воздуха и массовый расход водяной пленки.

The problem of evaporation by forced convection in a horizontal channel was analyzed for an air–water system. One of the channel plates was subjected to uniform heat flux and wetted by a water film. The second plate was dry and isothermal. Solves the system of differential equations in the approximation of the boundary layer. Input data are the temperature, velocity and concentration of the moist air.

В настоящее время потенциал водоиспарительного охлаждения использован не достаточно полно. Широкому внедрению охладителей такого типа должно предшествовать тщательное теоретическое и экспериментальное изучение совместно протекающих процессов тепло- и массообмена.

Испарительное охлаждение является одним из самых простых и эффективных способов охлаждения потоков воздуха. При испарительном охлаждении, поток воздуха, находящийся в непосредственном контакте с пленкой воды, охлаждается за счет адиабатического испарения. Изучению процессов тепло- и массообмена при конвективном испарении пленки воды в каналах посвящено большое число работ [1–7]. Но при этом, в силу многофакторности протекающих процессов, многие вопросы остаются малоизученными. Вынужденная конвекция при ламинарном течении потока изучалась в работах [1 – 4] при адиабатическом испарении в каналах, а также при наличии теплового потока на поверхности. Исследования в этом направлении в настоящее время интенсивно развиваются, однако эта проблема далека от завершения в силу ее сложности и многопараметричности. Другой проблемой исследования процессов испарения в каналах является возможность учета конечной толщины пленки жидкости, и ее влияние на рассматриваемые процессы.

Целью настоящей работы является теоретическое описание процессов тепломассообмена при испарительном охлаждении в горизонтальном канале (Рисунок 1) с учетом конечной толщины пленки воды.

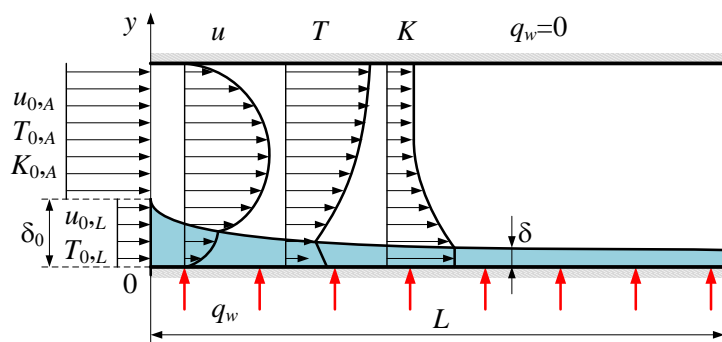


Рисунок 1 – Расчетная схема испарительного охлаждения в канале

Для описания процесса тепломассообмена запишем систему дифференциальных уравнений для газообразной и жидкой фаз в приближении пограничного слоя.

Для пленки воды система дифференциальных уравнений имеет вид:

– уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial(\rho_L u_L)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho_L v_L)}{\partial y} = 0; \quad (1)$$

– движения:

$$\rho_L u_L \frac{\partial u_L}{\partial x} + \rho_L v_L \frac{\partial u_L}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_L \frac{\partial u_L}{\partial y} \right) - \frac{\partial P}{\partial x}; \quad (2)$$

– энергии:

$$\rho_L c_{pL} u_L \frac{\partial T_L}{\partial x} + \rho_L c_{pL} v_L \frac{\partial T_L}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_L \frac{\partial T_L}{\partial y} \right); \quad (3)$$

– диффузии:

$$K_L = 1. \quad (4)$$

Для газовой фазы (влажный воздух) систему дифференциальных уравнений можно записать в виде:

– уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial(\rho_A u_A)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho_A v_A)}{\partial y} = 0; \quad (5)$$

– движения:

$$\rho_A u_A \frac{\partial u_A}{\partial x} + \rho_A v_A \frac{\partial u_A}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\mu_A \frac{\partial u_A}{\partial y} \right) - \frac{\partial P}{\partial x}; \quad (6)$$

– энергии:

$$\rho_A c_{pA} u_A \frac{\partial T_A}{\partial x} + \rho_A c_{pA} v_A \frac{\partial T_A}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda_A \frac{\partial T_A}{\partial y} \right) + \rho_A D (c_{pV} - c_{pA}) \frac{\partial T_A}{\partial y} \frac{\partial K_A}{\partial y}; \quad (7)$$

– диффузии:

$$\rho_A u_A \frac{\partial K_A}{\partial x} + \rho_A v_A \frac{\partial K_A}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left(\rho_A D \frac{\partial K_A}{\partial y} \right). \quad (8)$$

При этом граничные условия запишутся в виде:

– на входе в канал ($x = 0$) параметры пленки воды и воздуха соответственно:

$$u_L = u_{0,L}, \quad T_L = T_{0,L}, \quad K_L = 1, \quad u_A = u_{0,A}, \quad T_A = T_{0,A}, \quad K_A = K_{0,A}; \quad (9)$$

– на поверхности нижней стенки ($y = 0$):

$$u_L = 0, \quad v_L = 0, \quad q_{w1} = -\lambda_L \left(\frac{\partial T_L}{\partial y} \right)_{y=0}, \quad K_L = 1; \quad (10)$$

– на поверхности верхней стенки ($y = H$):

$$u_A = 0, \quad v_A = 0, \quad q_{w2} = -\lambda_A \left(\frac{\partial T_A}{\partial y} \right)_{y=H} = 0, \quad \frac{\partial K_A}{\partial y} = 0; \quad (11)$$

– на поверхности раздела жидкой и газообразной фаз ($y = \delta$) имеет место равенство скоростей

$$u_L = u_A \quad (12)$$

и касательных напряжений ($\tau_L = \tau_A$), следовательно,

$$\mu_L \left(\frac{\partial u_L}{\partial y} \right)_{y=\delta} = \mu_A \left(\frac{\partial u_A}{\partial y} \right)_{y=\delta} ; \quad (13)$$

поперечная составляющая скорости потока влажного воздуха, в предположении, что растворимость воздуха в пленке воды пренебрежимо мало:

$$v_\delta = -\frac{D}{1-K_{vs}} \left(\frac{\partial K}{\partial y} \right)_{y=\delta} ; \quad (14)$$

температура поверхности испаряющейся пленки воды находится из уравнения теплового баланса:

$$-\lambda_L \left(\frac{\partial T_L}{\partial y} \right)_{y=\delta} = -\lambda_A \left(\frac{\partial T_A}{\partial y} \right)_{y=\delta} - \frac{\rho_A r D}{1-K_{vs}} \left(\frac{\partial K_A}{\partial y} \right)_{y=\delta} , \quad (15)$$

где r – скрытая теплота парообразования воды;

концентрация влажного воздуха соответствует температуре насыщения $K_A = K_{vs} = f(T_{vs})$, и определяется в соответствие с законом Дальтона [4 – 7] для идеального газа:

$$K_A = \frac{m_L / m_A}{P / P_{vs} + m_L / m_A - 1} ,$$

где $m_L = 18$ и $m_A = 29$ – молекулярные массы воды и воздуха соответственно, P_{vs} – давление насыщения.

Так как толщина пленки воды монотонно уменьшается, то для численного решения системы уравнений (1) – (8) совместно с граничными условиями (9) – (15), использовать прямоугольную сетку не представляется возможным [4 – 7].

В работах [4 – 7] указанный недостаток устраняется переходом от системы координат (x, y) к координатам (η, ξ) :

– для пленки воды:

$$\xi = \frac{x}{L}, \quad \eta_L = \frac{y}{\delta} . \quad (16)$$

– для газовой фазы:

$$\xi = \frac{x}{L}, \quad \eta_A = \frac{y - \delta}{H - \delta} . \quad (17)$$

При изменении системы координат расчетная схема примет вид (Рисунок 2).

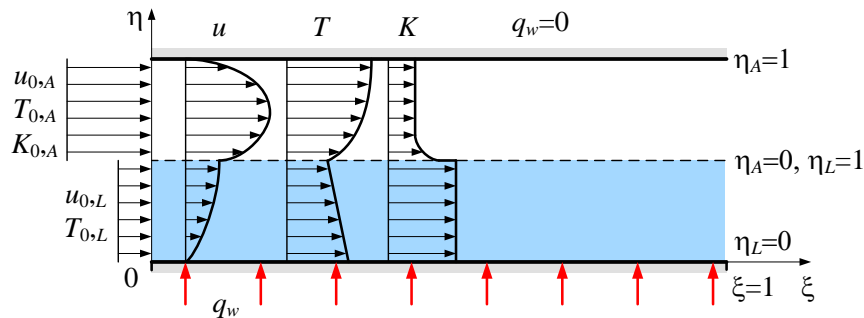


Рисунок 2 – Расчетная схема в координатах (η, ξ)

С учетом (16) указанная система дифференциальных уравнений (1) – (4) для жидкой фазы примет вид:

– уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial(\rho_L u_L)}{\partial \xi} - \frac{\eta_L}{\delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} \frac{\partial(\rho_L u_L)}{\partial \eta_L} + \frac{L}{\delta} \frac{\partial(\rho_L v_L)}{\partial \eta_L} = 0 . \quad (18)$$

– уравнение движения:

$$u_L \frac{\partial u_L}{\partial \xi} + \left(v_L \frac{L}{\delta} - u_L \frac{\eta_L}{\delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} \right) \frac{\partial u_L}{\partial \eta_L} = \frac{L}{\rho_L \delta^2} \frac{\partial}{\partial \eta_L} \left(\mu_L \frac{\partial u_L}{\partial \eta_L} \right) - \frac{1}{\rho_L} \frac{\partial P}{\partial \xi}; \quad (19)$$

– уравнение энергии:

$$u_L \frac{\partial T_L}{\partial \xi} + \left(v_L \frac{L}{\delta} - u_L \frac{\eta_L}{\delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} \right) \frac{\partial T_L}{\partial \eta_L} = \frac{1}{\rho_L c_P} \frac{L}{\delta^2} \frac{\partial}{\partial \eta_L} \left(\lambda_L \frac{\partial T_L}{\partial \eta_L} \right); \quad (20)$$

– уравнение диффузии:

$$K_L = 1. \quad (21)$$

Аналогичным образом проведем преобразование уравнений (5) – (8) для газовой фазы. Подставляя выражение (17) в (5) – (8), получим систему дифференциальных уравнений в относительной системе координат для газовой фазы:

– уравнение неразрывности:

$$\frac{\partial (\rho_A u_A)}{\partial \xi} + \frac{\eta_A - 1}{H - \delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} \frac{\partial (\rho_A u_A)}{\partial \eta_A} + \frac{L}{H - \delta} \frac{\partial (\rho_A v_A)}{\partial \eta_A} = 0; \quad (22)$$

– уравнение движения:

$$u_A \frac{\partial u_A}{\partial \xi} + \left(u_A \frac{\eta_A - 1}{H - \delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} + v_A \frac{L}{H - \delta} \right) \frac{\partial u_A}{\partial \eta_A} = \frac{1}{\rho_A} \frac{L}{(H - \delta)^2} \frac{\partial}{\partial \eta_A} \left(\mu_A \frac{\partial u_A}{\partial \eta_A} \right) - \frac{1}{\rho_A} \frac{\partial P}{\partial \xi}; \quad (23)$$

– уравнение энергии:

$$u_A \frac{\partial T_A}{\partial \xi} + \left(u_A \frac{\eta_A - 1}{H - \delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} + v_A \frac{L}{H - \delta} \right) \frac{\partial T_A}{\partial \eta_A} = \frac{1}{\rho_A c_{Pm}} \left[\frac{L}{(H - \delta)^2} \frac{\partial}{\partial \eta_A} \left(\lambda_A \frac{\partial T_A}{\partial \eta_A} \right) + \rho_A D (c_{Pv} - c_{Pa}) \frac{L}{(H - \delta)^2} \frac{\partial T_A}{\partial \eta_A} \frac{\partial K_A}{\partial \eta_A} \right]; \quad (24)$$

– уравнение диффузии:

$$u_A \frac{\partial K_A}{\partial \xi} + \left(u_A \frac{\eta_A - 1}{H - \delta} \frac{\partial \delta}{\partial \xi} + v_A \frac{L}{H - \delta} \right) \frac{\partial K_A}{\partial \eta_A} = \frac{1}{\rho_A} \frac{L}{(H - \delta)^2} \frac{\partial}{\partial \eta_A} \left(\rho_A D \frac{\partial K_A}{\partial \eta_A} \right). \quad (25)$$

Граничные условия (9) – (15) в безразмерном виде примут вид:

– при $\xi = 0$ (на входе в канал) параметры пленки воды и воздуха соответственно:

$$u_L = u_{0,L}, \quad T_L = T_{0,L}, \quad K_L = 1, \quad u_A = u_{0,A}, \quad T_A = T_{0,A}, \quad K_A = K_{0,A}; \quad (26)$$

– при $\eta_L = 0$ (нижняя стенка):

$$u_L = 0, \quad v_L = 0, \quad q_{w1} = -\frac{\lambda_L}{\delta} \left(\frac{\partial T_L}{\partial \eta_L} \right)_{\eta_L=0}, \quad K_L = 1; \quad (27)$$

– при $\eta_A = 1$ (поверхность верхней стенки):

$$u_A = 0, \quad v_A = 0, \quad q_{w2} = -\frac{\lambda_A}{H - \delta} \left(\frac{\partial T_A}{\partial \eta_A} \right)_{\eta_A=1} = 0, \quad \left(\frac{\partial K_A}{\partial \eta_A} \right)_{\eta_A=1} = 0; \quad (28)$$

– на поверхности раздела жидкой и газообразной фаз ($\eta_L = 1, \eta_A = 0$):

$$u_L = u_A; \quad (29)$$

$$\frac{\mu_L}{\delta} \left(\frac{\partial u_L}{\partial \eta_L} \right)_{\eta_L=1} = \frac{\mu_A}{H - \delta} \left(\frac{\partial u_A}{\partial \eta_A} \right)_{\eta_A=0}; \quad (30)$$

поперечная составляющая скорости потока влажного воздуха:

$$v_{\eta_A=0} = -\frac{D}{1-K_{vs}} \frac{1}{H-\delta} \left(\frac{\partial K}{\partial \eta_A} \right)_{\eta_A=0}; \quad (31)$$

уравнение теплового баланса на поверхности испаряющейся пленки воды:

$$-\frac{\lambda_L}{\delta} \left(\frac{\partial T_L}{\partial \eta_L} \right)_{\eta_L=1} = -\frac{\lambda_A}{H-\delta} \left(\frac{\partial T_A}{\partial \eta_A} \right)_{\eta_A=0} - \frac{\rho_A r D}{1-K_{vs}} \frac{1}{H-\delta} \left(\frac{\partial K_A}{\partial \eta_A} \right)_{\eta_A=0}. \quad (32)$$

Указанная система уравнений (18) – (25) совместно с граничными условиями (26) – (32) решалась численно с использованием метода конечных разностей. Полученная таким образом система уравнений была записана в виде трехдиагональных матриц и решена методом Томаса (методом прогонки). Нелинейность дифференциальных уравнений устранялась методом простых итераций на каждом шаге интегрирования с точностью 10^{-5} %. Шаг по оси x (ξ) принимался равномерным. По оси y (η) используется равномерное сжатие сетки с коэффициентом сжатия 1,05.

ВЫВОД

Разработанная математическая модель, описывающая процессы тепло- и массообмена при испарительном охлаждении воздуха в канале, позволяет проводить анализ сложной многопараметрической задачи. На основе численных расчетов выявлены зависимости основных параметров теплоносителей, к которым относятся температурно-влажностные и теплогидравлические характеристики, от исходных параметров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 16-08-00372).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ait Hammou Z., Benhamou B., Galanis N., Orfi J. Laminar mixed convection of humid air in a vertical channel with evaporation or condensation at the wall, *Int. J. Thermal Sci.* 43, 2004, pp. 531-539.
2. Azizi Y., Benhamou B., Galanis N., El-Ganaoui M. Buoyancy effects on upward and downward laminar mixed convection heat and mass transfer in a vertical channel, *Int. J. Num. Meth. Heat Fluid Flow* 17, 2007, pp. 333-353.
3. Ben Jabrallah S., Belgith A., Corriou J.P., Convective heat and mass transfer with evaporation of a falling film in a cavity, *Int. J. Thermal Sci.* 45, 2006, pp. 16-28.
4. Cherif A.S., Kassim M.A., Benhamou B. et al. Experimental and Numerical Study of Mixed Convection Heat and Mass Transfer in a Vertical Channel with Film Evaporation, *Int. J. Therm. Sci.*, 2011, vol. 50, pp. 942-953.
5. Oulaid O., Benhamou B., Galanis N. Combined buoyancy effects of thermal and mass diffusion on laminar forced convection in a vertical isothermal channel. *Computational Thermal Sciences* 2(2), 2010, pp. 125-138.
6. Yan W.M. Effect of film evaporation laminar mixed convection heat and mass transfer in a vertical channel, *Int. J. Heat Mass Transf.* 35, 1992, pp. 3419-3429.
7. Yan W.M., Lin T.F., Tsay Y.L. Evaporative cooling of liquid film through interfacial heat and mass transfer in a vertical channel-I. Experimental study, *Int. J. Heat Mass Transf.* 34, 1991, pp. 1105-1111.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОЙ РАБОТЫ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОПТОВОЙ ТОРГОВЛИ

Затяжнов Николай Александрович, Будасова Светлана Алексеевна
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, budasova@corp.nstu.ru

Задача исследования условий эксплуатации холодильной установки, обеспечить ее высокую эффективность и безопасность работы. При правильных условиях эксплуатации холодильной установки, обеспечивается заданный температурный режим, достигается максимальный срок службы агрегатов и механизмов, уменьшается расход энергии, создается безопасная среда для обслуживающего персонала.

The task of studying the operating conditions of the refrigeration unit is to ensure its high efficiency and safety. Under the right operating conditions of the refrigeration unit, a predetermined temperature regime is ensured, the maximum service life of the units and mechanisms is reached, the energy consumption is reduced, and a safe environment for the maintenance personnel is created.

Оптовые холодильники служат для относительно кратковременного хранения продуктов на торговых базах. Для этого типа холодильников в связи с небольшими сроками хранения, от 1 до 6 месяцев допускаются более высокие температуры воздуха в охлаждаемых помещениях и предъявляются менее строгие требования к стабильности поддержания температурно-влажностного режима (в сравнение с холодильниками распределительными и госрезерва). Колебание температуры холодильных камер не должны превышать $1^{\circ}(\pm 0.5^{\circ})$.

Доставка продукции до предприятия оптовой торговли производится только рефрижераторным транспортом, чтобы предотвратить отепление (размораживание) пищевых продуктов, приводящее к ускорению процессов негативно влияющих на ее качество. Нахождение продукции вне температурного режима от момента холодильной обработки и до помещения в оптовую холодильную камеру должно быть минимизировано.

Системы охлаждения должны отвечать требованиям:

- Распределение рабочего вещества по всем потребителям холода, пропорциональное их тепловым нагрузкам;
- Постоянное поддержание в охлаждаемых объектах заданного технологического режима (холодильные камеры);
- Безопасность эксплуатации;
- Простота и гибкость эксплуатации – удобство переключений потребителей холода, наглядность схемы, простота и удобство ее очистки от загрязнений, масла, инея;
- Экономичность затрат на создание и эксплуатацию.

Во избежание излишних теплопритоков из-за открывания дверей, следует исключить посещение холодильных камер без надобности, максимально сократить время, когда двери открыты. Следует строго соблюдать нормы загрузки продуктов, режимов их хранения, определенных техническими характеристиками установки. В холодильные камеры, не предназначенные для первичной обработки продуктов, запрещается помещать продукты, такой вид обработки.

Большое влияние на эффективность работы холодильной машины оказывают правильно спроектированное машинное отделение. Машинное отделение нужно располагать вблизи потребителей холода, если потребитель холода значительно удален от машинного

отделения, то могут рассматриваться местные аппаратные отделения. Трубопровод проведенный наикратчайшим путем, так же увеличивает эффективность холодильной машины.

Машинное отделение должно обеспечивать необходимую площадь для размещения всех компрессорно-конденсаторных агрегатов. При размещении агрегатов нужно соблюдать минимальные размеры проходов между элементами оборудования, стенами и другими агрегатами. Основной проход между агрегатами должен быть не менее 1.5 м. Расстояние между выступающими частями машин 1 м, между гладкой стенкой 0.8 м. Это необходимо как для увеличения эффективности холодильной машины (циркуляция воздуха вокруг агрегата), так и для возможности его обслуживания.

Для продления срока службы и бесперебойной, безопасной работы холодильной машины, необходимо не только высококачественная установка холодильной машины, но и квалифицированные специалисты для обслуживания отдельных элементов и всей машины в целом.

Персоналу обслуживающего холодильные машины и холодильные камеры торгового предприятия, следует выполнять:

- Осмотр агрегатов и механизмов в машинном отделении;
- Осмотр состояния трубопровода на предмет утечки хладагента;
- Контроль состояния и уровень компрессорного масла, уровень хладагента, состояние испарителей;
- Контроль температурного режима;
- Соблюдение нормы загрузки продуктов и режимов их хранения;
- Соблюдение допустимой нагрузки на пол при работе погрузчика и наполнении камеры

• Избавление испарителей от снеговой «шубы», при слое инея от 3х мм. Если в оборудовании предусмотрено автоматическое избавление от «шубы», то очистка не требуется;

- Уборку внутренней поверхности холодильных камер.

При эксплуатации холодильной установки запрещено:

- Допуск к осмотру, обслуживанию машины, регулированию параметров лиц не прошедших специальный инструктаж;
- Касаться вращающихся частей;
- Удалять «шубу» с помощью острых предметов;
- Загромождать посторонними предметами подступы и проходы к холодильному оборудованию во избежание прекращения нормальной циркуляции воздуха.

Выполнение данных нормативных требований обеспечит безопасность работы холодильного оборудования и отсутствие дополнительных расходов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Г.З. Свердлов, Б.К. Явнель. «Курсовое и дипломное проектирование холодильных установок и систем кондиционирования воздуха (СКВ)»; М.: Пищевая промышленность, 1978. - 264 с.
2. А.В. Бараненко, Н.Н. Бухарин, В.И. Пекарев, И.А. Сакун, Л.С. Тимофеевский Учебник для студентов вузов специальности "Техника и физика низких температур"; Под общ. Ред. Л.С. Тимофеевского. –Спб.: Политехника, 1997. – 992с.
3. Аршанский С. Н., Синкевич Э. Я, Льдозаводы. М., «Пищевая промышленность», 1968, 268 с.

АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА ДАВЛЕНИЯ И ФОРМЫ СОЛИТОНОВ В ДВУХФАЗНЫХ ПОТОКАХ

И.А. Сажин

Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, sajinia@ngs.ru

Двухфазные потоки используются как рабочие тела в теплообменных устройствах, аппаратах химической промышленности, нефтегазовом комплексе. Определение теплофизических параметров смеси (жидкости и газа) – важный этап в реализации новых технологий. Некоторые двухфазные течения являются солитонными структурами. Исследование алгоритмов расчета давления и формы солитонов в двухфазных потоках позволяет сформировать данные для создания новых устройств и аппаратов в энергетике, химической промышленности, нефтегазовом комплексе. В данной работе выполнено преобразование уравнения КдВ, получено соотношение Веселова – Новикова. С помощью методов теории функций комплексного переменного обратная задача определения формы солитонов и давления на границе раздела фаз сведена к нелинейной системе алгебраических уравнений. Рассмотрены периодические и двоякопериодические структуры газовых фаз.

Two Phase Flow are used as Working Bodies in Heat-Transfer Devices of Energy, Oil -Gas Complex, Chemical Industry. Determination Thermophysical Parameters of Mixture (Liquid and Gas) is the Important Stage in Realization of NT. Some Two Phase Flow are Solitonic Structures. Research of Calculation Algorithms for Determination of Pressure Value and Solitonic Form in Two Phase Flow allows to form Data for Creation of New Devices and Vehicles in Chemical Industry, Energy, Oil - Gas Complex. In Hired are realized Transformation of KdV- Equation to Correlation of Veselova- Novicova. By Means of Theory Functions Complex Variable Methods the Reverse Determination Problems of Solitonic Form and Pressure on the Border Division of Phases is taken to the Nonlinear System of Algebraic Equalizations. The Periodic and Biperiodic Structures of Gas Phases are considered.

Рассматривается газожидкостная система. В смеси, движущейся в одном направлении, находятся осциллирующие пузыри газа, взаимодействие между которыми осуществляется через поле давлений жидкой фазы. Непосредственное взаимодействие считается несущественным. Рассматривается модель Рэлея одиночного пузыря [1]. Система уравнений (1.1.) состоит из уравнений движения смеси, осцилляции пузыря, неразрывности потока:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho_{\Xi}}{\partial x} + \rho_{\Xi} \left(\frac{\partial u_{\Xi}}{\partial t} + u_{\Xi} \frac{\partial u_{\Xi}}{\partial x} \right) = 0 \\ \rho_L \left(R \frac{\partial^2 R}{\partial t^2} + \frac{3}{2} \left(\frac{\partial R}{\partial t} \right)^2 \right) = p_G - p_{\Xi}, \\ \frac{\partial \rho_{\Xi}}{\partial t} + \frac{\partial (u_{\Xi} \rho_{\Xi})}{\partial x} = 0 \end{cases} \quad (1.1.)$$

где $\rho_{\Xi}, \rho_G, \rho_L$ плотности смеси, газовой и жидкой фаз, соответственно, p_L, p_{Ξ} - давление в жидкости и смеси, R - радиус пузыря газа, u_{Ξ} - скорость смеси.

Считается, что:

- 1) сжимаемость смеси обусловлена сжимаемостью газовой фазы,
- 2) амплитуда осцилляции много меньше размера пузыря $\delta R \ll R$,
- 3) скачок давлений носит акустический характер $\delta p \ll p_0$ (p_0 - давление в невозмущенном состоянии среды в начальный момент времени).

Для слабо деформируемой волны, распространяющейся в одну сторону со скоростью

$$c_0: \frac{\partial}{\partial t} \approx -c_0 \frac{\partial}{\partial x} \quad (1.2.)$$

В системе координат $t, \xi = x - c_0 t$, система (1.1.) примет вид:

$$\frac{\partial(\delta p)}{\partial t} + \frac{(\gamma+1)}{2\rho_0\alpha_0c_0} \delta p \frac{\partial(\delta p)}{\partial \xi} + \frac{c_0 R_0^2}{6\alpha_0} \frac{\partial^3(\delta p)}{\partial \xi^3} = 0 \quad (1.3.)$$

Производится редукция полученного уравнения Кортевега – де Вриза (1.3.) к соотношению Кадамцева – Петвиашвили, а затем к уравнению Веселова - Новикова:

$$\begin{aligned} (B-A)\left(\frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + 2\frac{\partial^2 u}{\partial z \partial \bar{z}} + \frac{\partial^2 u}{\partial \bar{z}^2}\right) + \beta u\left(\frac{\partial^2 u}{\partial z^2} + 2\frac{\partial^2 u}{\partial z \partial \bar{z}} + \frac{\partial^2 u}{\partial \bar{z}^2}\right) + \beta\left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 + \frac{\partial^4 u}{\partial x^4} = \\ = (\bar{\gamma}\alpha)\left(\frac{\partial^2}{\partial z^2} - 2\frac{\partial^2}{\partial z \partial \bar{z}} + \frac{\partial^2}{\partial \bar{z}^2}\right)u \end{aligned} \quad (1.4.)$$

Где скорость сигнала (солитонов) вдоль оси «X» равна A, вдоль «Y» - B. Тогда вместо переменной «x» рассматривается « $x - At$ », вместо «y» - « $y - Bt$ », α , β - зависят от режима течения двухфазного потока, $z = x + iy, \bar{z} = x - iy$ (1.5.)

Симметричность газовой фазы позволяет преобразовать (1.5.) к (1.6.):

$$\begin{aligned} ((B-A+\alpha*+\beta u)(1+e^{4i\varphi}) + 2(e^{2i\varphi})(B-A-\alpha*+\beta u))\left(\frac{\partial^2 u}{\partial z^2}\right) + \\ + \beta\left(\frac{\partial u}{\partial z}\right)^2(1+2e^{2i\varphi}+e^{4i\varphi}) + \\ + \frac{\partial^4 u}{\partial z^4}(1+4e^{2i\varphi}+6e^{4i\varphi}+4e^{6i\varphi}+e^{8i\varphi}) = 0 \end{aligned} \quad (1.6.)$$

Реализуем конформное преобразование внешности системы контуров радиуса μ на внешность существующих границ раздела фаз: $z = w(\zeta)$ (1.7.)

Так как $u(z)$ - вещественна, тогда: $u(z) = \phi(z) + \overline{\phi(\bar{z})}$ (1.11.)

Рассматривается периодическая структура двухфазной среды, например, модель снарядного режима течения в трубе. Снарядный режим течения в трубопроводе постоянного диаметра можно представить как периодическую систему газовых пузырей симметричной формы, причем, передние по направлению движения торцевые поверхности снарядов осесимметричны и выпуклы (типа параболоида вращения). Пусть l - расстояние между центрами снарядов. В силу симметрии можно рассмотреть две координаты: вдоль оси трубы «X» и в радиальном направлении - «Y». Таким образом, требуется найти решение уравнения (1.6.), граничные условия на бесконечности соответствуют гомогенному течению, на границе раздела фаз: $u(z) - u_0 = 4\sigma \frac{(\bar{w})'}{(w')^3}$, где u_0 давление в жидкой фазе. Периодическая убывающая на бесконечности и аналитическая вне контуров Γ_0 функция разыскивается в следующем виде [3]:

$$\phi(z) = K(z) + \frac{1}{\pi i} \sum_{m=0}^{\infty} (-1)^{m+1} (2m+1) \cdot \alpha_{2m+2} \cdot \lambda^{2m+2} \cdot K^*(z) \quad (1.12.)$$

$$K^*(z) = \int_{\Gamma_0} K(t)(t-z)^{2m} dt \quad \lambda = \frac{1}{l}, \alpha_{2k+2} = \sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n^{2k+2}}$$

$$\text{Ряд по малому параметру } K(t) = \gamma_1 \cdot t + \gamma_{-1} \cdot t^{-1} + \gamma_{-2} \cdot t^{-2} + \gamma_{-3} \cdot t^{-3} \quad (1.13.)$$

Аналогично разыскивается конформное отображение. Для двоякопериодической системы:

$$\phi(z) = const + \sum_{k=0}^{\infty} \frac{1}{(2k+1)!} \alpha_{2k+2} \cdot \lambda^{2k+2} \cdot \gamma^{(2k)}(z) \quad (1.16.)$$

Далее реализуется методика [2]. В результате получаем систему нелинейных алгебраических уравнений, сходимость которых обоснована в [2]. [3]. Предлагаемые алгоритмы позволяют определить форму солитонов и распределение напряжений на границе раздела фаз.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. В.Е. Накоряков, В.Г. Покусаев, И.Р. Шрейбер. Распространение волн в газо – и парожидкостных средах: институт Теплофизики : Новосибирск 1983, 237с.
2. Григолюк, Л.Э. Фильштинский Г.П., Перфорированные пластинки и оболочки, М.: Наука, 1970, 556с.).
3. Ворович И.И., Космодамианский А.С. Упругое равновесие изотропной пластинки, ослабленной бесконечным рядом одинаковых отверстий . Изв. АН СССР. Механика и машиностроение . – 1959.-№4.-С.69-76.

РАЗРАБОТКА БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ СЕРВОПРИВОДОВ МАЛОЙ МОЩНОСТИ

Сазанов Максим Кириллович
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, m.k.sazanov@mail.ru

В работе приведены результаты проектирования блока управления и защиты для малоразмерных сервоприводов малой мощности. Обоснована необходимость разработки данного агрегата. Проведено сравнение между существующей моделью блока управления и защиты и новым устройством.

The report describes the results of design of control and protection unit for small-size small-power servomotor and justify the necessity of development this aggregate. Also the report compares exist control and protection unit and new device.

Для нагружения летательных аппаратов при проведении прочностных испытаний используются силовые гидроцилиндры – сервоприводы. Для управления сервоприводами и их защиты в случае аварии применяются блоки управления и защиты – БУиЗы. Внешний вид представлен на рисунке 1. Гидравлическая схема такого блока показана на рисунке 2. Данная схема обладает высокой надёжностью и имеет возможность «заморозки».

Однако такой БУиЗ плохо подходит для использования на малоразмерных сервоприводах малой мощности по ряду причин:

Из-за высокой массы БУиЗ, прикреплённый к сервоприводу, под действием своего веса создаёт дополнительный момент сил, действующий на сервопривод. Этот момент может привести к неправильному пространственному положению сервопривода и неверным результатам испытаний;

Высокая масса затрудняет монтаж БУиЗа;

Большие геометрические размеры усложняют или делают невозможным использование гидроцилиндра с БУиЗом в ограниченных пространствах;

Расход жидкости существующего БУиЗа во много раз больше, чем расход, требуемый сервоприводу малой мощности;

Суммарные утечки с агрегатов БУиЗа будут оказывать большое влияние на работу малоразмерного сервопривода

Размер распределителей не позволяет значительно уменьшить объём БУиЗа

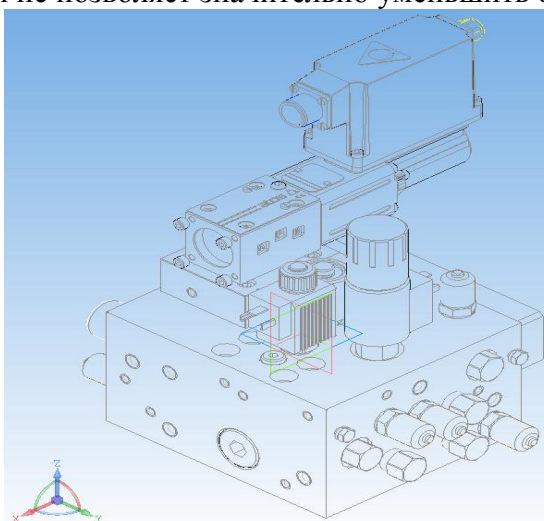


Рис. 1. Внешний вид существующего БУиЗа

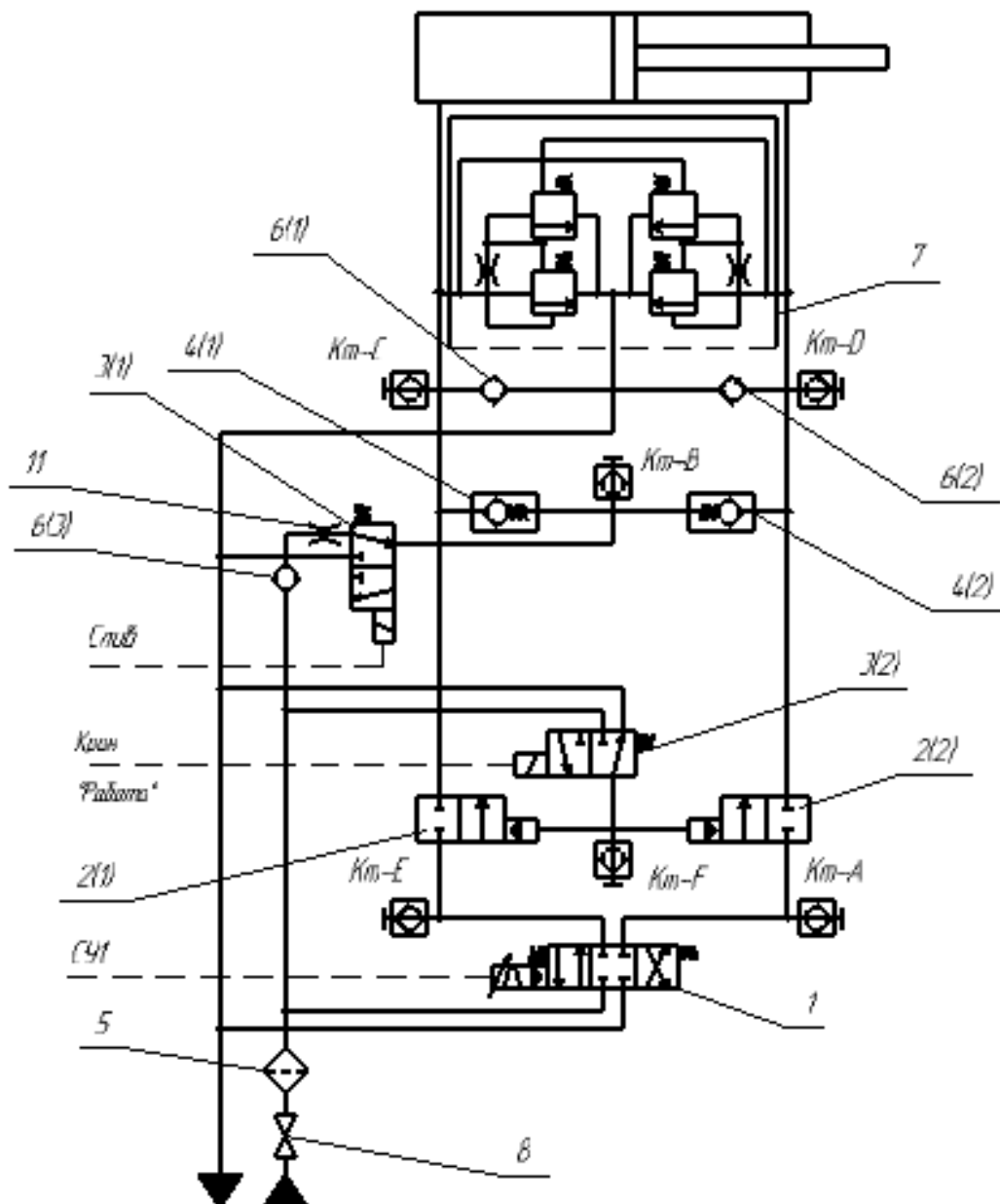


Рис. 2. Гидросхема существующего БУиЗа: 1 – распределитель; 2(1),2(2) – отсечные клапаны; 3(1) – клапан слива; 3(1) – сливной клапан; 3(2) – клапан включения подачи; 4(1),4(2) – обратные клапаны слива; 5 – фильтр; 6(1),6(2) – обратные антикавитационные клапаны; 6(3) – обратный клапан запора давления; 7 – клапан ограничения нагрузки; 8 – кран подачи сетевого давления; Км-А, Км-В, Км-С, Км-Д, Кв-Е, Км-Ф – быстро разъёмные соединения для измерения давлений.

Сервоприводы малой мощности – это сервоприводы с усилием на штоке от 50 до 500 кг. Они используются при испытаниях рулевого управления и проводки управления, рулевых поверхностей и в целом для испытаний сверхлёгких ЛА.

Поэтому для сервоприводов малой мощности было принято решение разработать другой БУиЗ с меньшими массой, габаритами и расходом.

В качестве гидравлической схемы для нового блока была выбрана схема, показанная на рисунке 3, так как она обладает максимальной простотой и компактностью. Внешний вид малого БУиЗа представлен на рисунке 4.

Новый блок управления и защиты обладает значительно меньшими размерами, массой, расходом жидкости и утечками по сравнению с существующим.

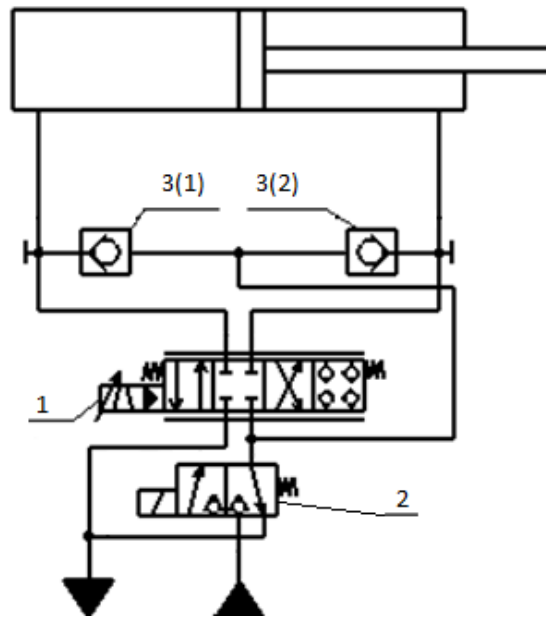


Рис. 3. Гидросхема малого БУиЗа

1 – распределитель; 2 – клапан подачи давления; 3(1), 3(2) – обратные клапаны слива.

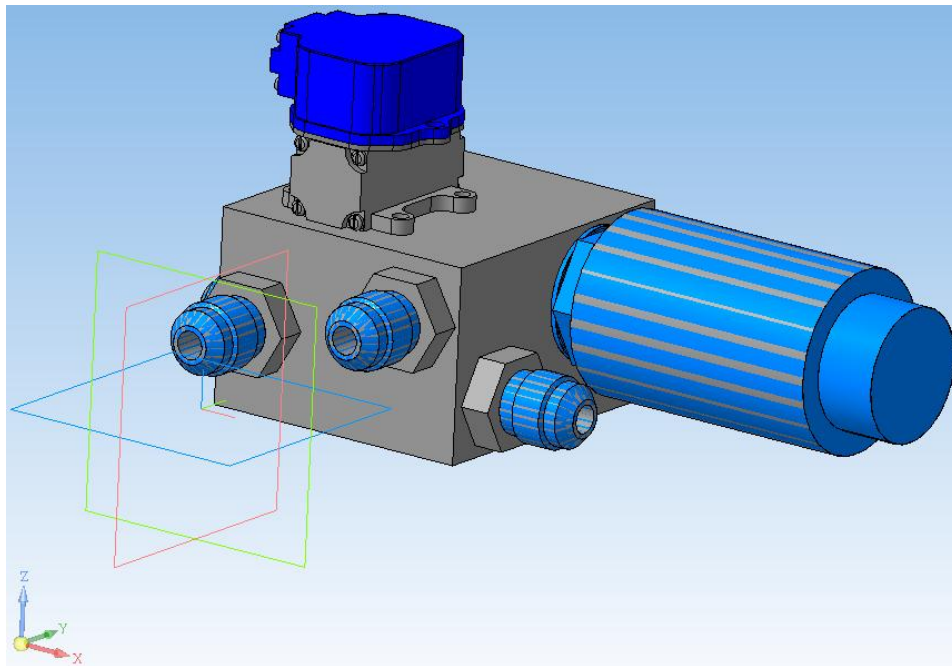


Рис. 4. Внешний вид малого БУиЗа.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационное гидравлическое оборудование: учебное пособие / А.С. Захаров, В.И. Сабельников. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2006. – 391 с.
2. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы: учебник для машиностроительных вузов / Башта Т.С., Руднев С.С., Некрасов Б.Б. – Москва: Машиностроение, 1982. – 423 с.
3. Руководство по проверке сервоприводов / А.С. Малышев. – Новосибирск, 2015. – 39 с.

ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ И СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА

Сиденко Денис Евгеньевич¹²

¹Новосибирский государственный технический университет

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.

Чаплыгина

г.Новосибирск, silen-den@mail.ru

В работе рассмотрены основные этапы развития и примитивные конструкции первых пластинчатых теплообменников. Отмечены основные сложности, возникающие при проектировании и эксплуатации современных теплообменных аппаратов. Рассмотрены причины возникновения обмерзания теплообменника-конденсатора и способы предотвращения этого в системах кондиционирования воздуха отечественных и зарубежных самолетов.

A heat exchanger is a device that is used for transferring of thermal energy (enthalpy) between two or more fluids, between a solid surface and a fluid, or between solid particles and a fluid, at differing temperatures and in thermal contact, usually without external heat and work interactions.

The paper considers the main stages of the first plate heat exchangers development and the primitive designs. The main difficulties in the design and operation of modern heat exchangers are noted. The reasons for the heat exchanger-condenser frosting and the ways to prevent this in air conditioning systems of domestic and foreign aircraft are considered.

Несмотря на то, что активное внедрение в производство компактных теплообменников началось только в конце 19 века, появление первых «примитивных» пластинчатых теплообменников (ПТО) относится еще к VI вв. до н.э. (древняя Галлия, Римская империя). Данные теплообменники представляли собой вогнутые металлические листы, погруженные в резервуар с проточной холодной водой. Теплообмен между холодной и горячей водой, протекающей по поверхности металлического листа, осуществлялся без смешивания разнотемпературных жидкостей, посредством данного листа из меди или бронзы (иногда, из золота или серебра) [1].

Причем, было подмечено, что наличие чеканного орнамента на металлическом листе значительно ускоряет процесс охлаждения воды, даже при площади меньшей, чем у такого же листа, но без орнамента. А это значит, что уже в древние времена опытным путем была установлена зависимость скорости теплопередачи от наличия преград, заставляющих жидкость перемешиваться при ее движении[1].

Практически тысячу лет— со II по XII вв. конструкция ПТО не претерпевала изменений, он все еще оставался однопластинчатым. И только на Руси в конце XIII в. был изготовлен первый ПТО с несколькими пластинами, по аналогии с боевыми доспехами русских воинов. Имя кузнеца-изобретателя нового типа пластинчатого аппарата дошло до нас в искаженном виде: Зеля Гаман (Зелигман) [1].

Конструкция данного ПТО состояла из набора металлических пластин (3-5 штук), уложенных слоями одна на другую. Межпластинчатое пространство уплотнялось специальным шнуром, пропитанным тюленьим жиром. Устройство помещалось в бочку, во внутренние полости которой подавалась горячая вода, а в наружные — холодная. Подобный принцип действия в общих чертах свойствен и современным пластинчатым теплообменникам[1].

Согласно другим источникам, создателем первого ПТО была шведская компания Густава де Лавалья, которая в 1938 году выпустила первую модель, предназначенную для пастеризационного оборудования.

По мере распространения ПТО шел процесс создания новых теплообменных аппаратов, а также поиска и развития более эффективных вариантов оребрения. К настоящему времени накоплены знания о более чем ста оребрениях и богатый опыт их эксплуатации [2].

Теплообменник-конденсаторы являются одной из разновидностей ПТО и широко используются в системах кондиционирования воздуха (СКВ) отечественных и зарубежных летательных аппаратов. Так например, на самолетах Ту-204, *Airbus A- 310*, *Boeing-767* установлены СКВ нового поколения. Особенностью данных СКВ является отделение влаги в линии высокого давления и обязательная установка теплообменника-конденсатора, предназначенного для конденсации влаги из влажного воздуха высокого давления путём охлаждения воздухом низкого давления с рабочей отрицательной температурой, выбрасываемым из турбохолодильника. Подобные условия работы приводят к обмерзанию конденсатора[2].

Существуют различные схемные решения для борьбы с обмерзанием. Так например на самолете *Airbus A- 310* реализована принудительная подача воздуха с заведомо положительной температурой на холодный фронт конденсатора[2]. В результате чего разрушение и плавление льда начинается до того, как температура пластин конденсатора поднимется выше нуля градусов. Принципиальная схема данного решения приведена на рисунке 1.

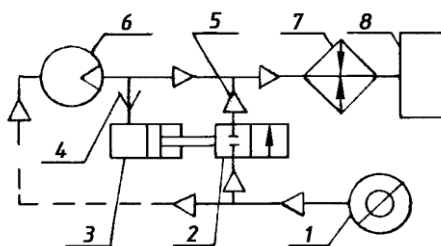


Рис.1. Противообледенительная система конденсатора *Airbus A- 310*
 1 – отбор ВВД от двигателя; 2 – запорный клапан; 3 – цилиндр пневматического управления; 4 – сигнальная линия давления; 5 – противообледенительная линия подмеса горячего воздуха; 6 – турбохолодильник; 7 – конденсатор; 8 – гермокабина

На рисунке 2 показан еще один вариант предотвращения обмерзания конденсатора (конденсатор Андерсона патент США № 1246963) [2].

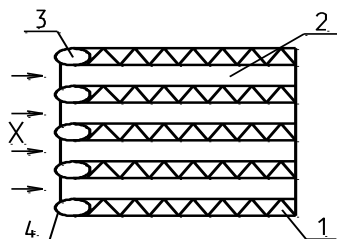


Рис.2. Противообледенительная система конденсатора Андерсона
 1 – горячий пакет; 2 – холодный пакет; 3 – подогревающая трубка – «тепловой нож»;
 4 – скругление трубки

В данном случае предлагается в процессе работы обогревать воздухом с заведомо положительной температурой непосредственно входные кромки пластин по холодному тракту.

На рисунке 3 приведена схема противообледенительной системы конденсатора, установленного в СКВ самолета *Boeing-767* [2].

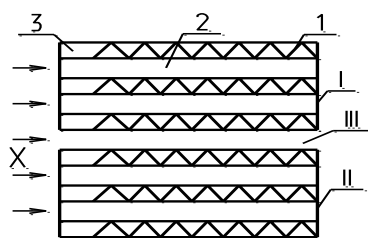


Рис.2. Противообледенительная система конденсатора в СКВ Боинг-757

I, II – верхняя и нижняя теплообменные секции; III – встроенный обводной канал;
1 – горячий пакет; 2 – холодный пакет; 3 – каналы для подогрева входных кромок

В данной схеме для решения проблемы было предложено разделить теплообменную секцию на две части: верхнюю и нижнюю, а между ними создать встроенный в конденсатор обводной канал. Кроме снижения температуры, это привело к созданию «самооттаивающейся» конструкции конденсатора.

Общим недостатком описанных противообледенительных систем служит то, что все они борются лишь с последствиями обмерзания, практически не затрагивая причин его возникновения. Главной из них является специфическое распределение полей температуры теплообменной поверхности. При этом проектирование по существующим интегральным методикам не позволяет учесть процессы тепломассообмена в теплоносителях, и в итоге фактические параметры теплоносителей резко отличаются от расчётных.

Одним из способов решения данной проблемы может быть дополнение интегральных методик проектирования ПТО специализированными дифференциальными проверочными методами расчёта. Основой такого расчёта должен стать поиск распределения температур в теплообменнике для конкретных условий и режимов работы. Знание полей температур при этом позволяет осуществить любую оптимизацию теплообменного аппарата под заданные эксплуатационные ограничения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. История пластинчатого теплообменника: сайт журнала СОК–2003 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.c-o-k.ru/articles/istoriya-plastinchatogo-teploobmennika>
2. Чичиндаев А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Теоретические основы: Учебное пособие. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017. – 436 с. – (Серия «Учебники НГТУ»).

ПОИСКОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МАСЛОНАСОСНЫМ СТАНЦИЯМ

Сиденко Денис Евгеньевич^{1,2}, Кабанцев Анатолий Анатольевич^{1,2},
Сабельников Виктор Иванович²

¹Новосибирский государственный технический университет

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.

Чаплыгина

г.Новосибирск, silen-den@mail.ru

В работе описаны результаты проведенных поисковых исследований по маслонасосным станциям лабораторий прочности отечественных и зарубежных фирм. Выполнен анализ схемных решений гидравлических систем насосных станций. Рассмотрены различные компоновки и выяснены основные параметры используемого оборудования. Отмечены недостатки в конструктивных решениях существующих станций. Предложены пути совершенствования отдельных функциональных систем.

As a source of working fluid supply for aeronautical structures loading systems oil pumping stations are used. In accordance with the basic requirements of regulatory documents, the pumping station must provide a specified flow rate, pressure, temperature and cleanliness of the working fluid in all operating modes.

The paper describes the results of investigative study on structural laboratories oil pumping stations of domestic and foreign firms. The structure and general characteristics of the stations have been studied. The analyses of circuit designs of pumping stations hydraulic systems are performed. The various layouts are considered and the main parameters of the equipment used are clarified. Deficiencies in the design solutions of existing stations are noted. The updating ways of separate functional systems are offered.

Гидропривод систем нагружения авиационных конструкций представляет собой многофункциональную динамическую систему со сложным алгоритмом работы. Он включает в себя функционально связанные между собой систему нагружения и маслонасосные станции (МНС) [1].

В состав лабораторного комплекса отделения прочности СибНИА входят три централизованные МНС. Параметры станций приведены в таблице 1.

Таблица 1. Параметры станции

Параметры	МНС 1		МНС 2	МНС 3
	Блок 3	Блок 6		
Производительность, л/мин	615	640	2500	3500
Максимальное давление, МПа	25	32	32	32

В 2018 году перед специалистами отделения прочности СибНИА встала задача создания новой МНС, предназначенной для энергообеспечения стендов ресурсных испытаний планера и различных элементов конструкции самолета с большим количеством каналов нагружения (более 200).

В качестве аналога при разработке будущей МНС было принято решение об использовании существующих схемных решений и разработок. На рисунке 1 приведена компоновка насосов одной из существующих станций лаборатории прочности, запущенной в эксплуатацию в 2009 году.



Рис.1. Компоновка насосов МНС СибНИА

За время эксплуатации данной МНС был выявлен ряд недостатков. Для исключения данных недостатков в новой станции, был проведен анализ некоторых существующих и доступных в настоящее время данных по схемным решениям насосных станций отечественных и зарубежных фирм.

На рисунке 2 показана компоновка МНС немецкой фирмы *HYDAC*, разработанной для испытаний широкофюзеляжного самолета *Airbus A- 380*.



Рис.2. Компоновка МНС фирмы *HYDAC*

Полный объем расходного бака данной станции составляет около 100 000 л. Производительность МНС составляет 10 000 л/мин, номинальное давление 28 МПа. Абсолютная тонкость фильтрации масла около 3 мкм.

На рисунке 3 показана компоновка МНС фирмы *Mannesmann Rexroth* (Германия), созданной для испытаний самолетов семейства *Boeing*. В качестве источников питания используется 13 насосов *A4VSO250DP*. Производительность МНС составляет 4550 л/мин, номинальное давление 28 МПа.



Рис.3. Компоновка МНС фирмы *Mannesmann Rexroth*

Из отечественных насосных станций были рассмотрены: МНС входящая в состав систем нагружения авиационных конструкций Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) и насосная станция металлургического завода ЕВРАЗ ЗСМК.

По результатам проведенных исследований по МНС для нового испытательного стенда, предложены пути совершенствования отдельных функциональных систем МНС:

1. Подсистема подачи рабочей жидкости (РЖ) к насосам высокого давления, состоящая из группы подкачивающих насосов и блока фильтрации, заменяется индивидуальной системой самовсасывания насосов высокого давления;

2. В системах охлаждения и фильтрации РЖ использовать современное оборудование с новой компоновкой[2];

3. Использовать насосы высокого давления, имеющие при рабочем давлении 21 МПа ресурс не менее 15–20 тыс. часов;

4. Для насосов высокого давления предусмотреть возможность запуск и отключение в режиме холостого хода;

5. В системе высокого давления применить насосы высокого давления производительностью 100 и 200 л/мин, используемые для обеспечения малых расходов РЖ (патент на изобретение №2516571, 2014 г.);

6. Предложена защита от аварийных утечек РЖ в гидросистеме [3].

Проведенные доработки позволяют: уменьшить стоимость МНС; сократить время испытаний авиационной техники; увеличить КПД станции; повысить надежность; снизить затраты на энергообеспечение и эксплуатацию.

В перспективе для дальнейшего совершенствования и оптимизации МНС, с учетом отечественных и зарубежных аналогов, проводятся систематизация и обобщение опыта разработки и эксплуатации общепромышленного и авиационного гидропривода; выбор и внедрение новых энергоэффективных технологий и оборудования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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. Сиденко Д.Е., Сабельников В.И. Анализ схемных решений системы охлаждения гидропривода лаборатории прочности. Труды XVIII всероссийской научно-технической конференции — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017, С.290—293.

3. Патент 168942 RU, МПК⁷ G01M 5/00. Устройство защиты гидравлической системы испытательного стенда. / Сабельников В. И., Сиденко Д. Е., Лапердин А. И.; заявитель ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» Заявка № 2016131317; приоритет 28.07.16; опуб 28.02.17, Бюл. №7 – 3 с.: ил.

ЦЕНТР ХРАНЕНИЯ И ОБРАБОТКИ ДАННЫХ И ЕГО ОХЛАЖДЕНИЕ

Слук Максим Сергеевич, Спарин Владимир Александрович
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, sparin@corp.nstu.ru

В научной статье рассматривается система охлаждения центра обработки данных и его эффективность. Проанализированы условия, при которых должна осуществляться работа системы кондиционирования. Описываются требуемые параметры, для работы дата-центра.

The scientific article considers the data center cooling system and its efficiency. The conditions under which the operation of the air conditioning system should be carried out are analyzed. The required parameters are described for the work of the data center.

Центр обработки данных (ЦОД) - это средство, используемое для размещения компьютерных систем и связанных с ними компонентов, таких как системы телекоммуникаций и хранения. Он обычно включает избыточные или резервные источники питания, избыточные соединения для передачи данных, экологический контроль (например, кондиционирование воздуха, подавление огня) и различные устройства безопасности.

Во избежание перегрева из-за высокой мощности компьютерных систем требуется их охлаждение. Для этого используют анализ охлаждения, что помогает сбалансировать температуры в центре обработки данных. Отображение температурных зон использует датчики и компьютерное моделирование для создания трехмерного изображения горячей и прохладной зон в центре обработки данных.[1] Эта информация может помочь определить оптимальное позиционирование оборудования ЦОД.

Очень трудно повторно использовать тепло, поступающее из центров обработки данных с воздушным охлаждением. По этой причине инфраструктура центров обработки данных чаще оснащены тепловыми насосами. Альтернативой тепловым насосам является принятие жидкостного охлаждения в центре обработки данных. Различные способы охлаждения жидкости смешиваются и согласовываются, чтобы обеспечить полностью жидкостно-охлаждаемую инфраструктуру, которая захватывает все тепло в воде. Технологии жидкостного охлаждения подразделяются на 3 основные группы: косвенное, жидкостное охлаждение (стеллажи с водяным охлаждением); прямое охлаждение жидкостью; общее охлаждение жидкости (полное погружение в жидкость).[2] Такое сочетание технологий позволяет создать тепловой каскад, обеспечивая высокотемпературный выход воды из центра обработки данных.

Другим важным аспектом проектирования центра обработки данных является гибкость и поддержка новых услуг. Разработка гибкой архитектуры, которая может соответствовать новым приложениям за короткий промежуток времени, приводит к значительному конкурентному преимуществу.[3] Такой дизайн требует досконального первоначального планирования и продуманного конструирования, для уменьшения затрат и увеличения эффективности систем.

Система кондиционирования должна обеспечить необходимое охлаждение серверного оборудования. Благодаря тщательному расчёту проекта, удаётся сэкономить на стоимости и повысить эффективность работы дата-центра.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андрей Москаленко Стойко-место (рус.) // [Бизнес-журнал](#) : журнал. — М., 2015. — Октябрь (№ 10 (234)). — С. 56-58. — [ISSN 1819-267X](#).
2. « Методы управления питанием для центров обработки данных: обзор », 2014.
3. T. Daim, J. Justice, M. Krampits, M. Letts, G. Subramanian, and M. Thirumalai, “Data center metrics: An energy efficiency model for information technology managers,” *Management of Environmental Quality: An International Journal*, vol. 20, no. 6, pp. 712–731, 2009.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА В МУЗЕЙНЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ

Сумина Анастасия Юрьевна, Спарин Владимир Александрович
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, sparin@corp.nstu.ru

В статье проведен анализ литературы для улучшения систем кондиционирования воздуха в музейных помещениях. Предложены различные варианты оборудования для поддержания требуемых значений температуры и относительной влажности.

The article analyzes the literature to improve air conditioning systems in museums. Various variants of equipment for maintaining the required temperature and relative humidity values are proposed.

Сохранение музейных экспонатов является сложной задачей. В музее в первую очередь заботятся о сохранности коллекции, затем уже о комфорте людей. Экспонаты изготовлены из разных материалов и имеют разные размеры, возраст, поэтому им требуются разные параметры воздуха. Например, бумага для книг, сделанная до 18-го века, лучше хранится, чем более поздняя бумага, которая подвержена более быстрому износу из-за содержания в ней кислоты, поэтому такая бумага требует более низкой температуры и влажности. Микрофильм и магнитная лента требуют, чтобы относительная влажность поддерживалась выше 35%. Мягкую шерсть животных следует хранить при 40-50 °F (4-10 °C) и 50% относительной влажности, а кости и окаменелости лучше сохраняются при более высокой влажности[2,3].

Музейные работники еще в 20-30 гг. XX-го столетия пришли к выводу, что нужны специальные способы хранения. Для этого были разработаны стандарты «отопления, вентиляции и кондиционирования (ОВК)». Стандарты включают температуру, относительную влажность и движение воздуха.

Помп Дюскаррей рекомендует поддерживать температуру и относительную влажность в музеях на постоянном оптимальном уровне. Как правило, 20 °C и 50 % относительной влажности с минимальной амплитудой колебаний не более ± 1 °C и $\pm 2,5$ % и движением воздуха вблизи экспонатов не более 0,15 м/с. Из-за разнообразия коллекций стандарты ОВК могут различаться [4].

В музеях есть экспонаты, которые не выставляются в выставочных залах из соображений сохранности. Для таких экспонатов создаются архивные хранилища.

Рекомендации по хранению в архивных хранилищах:

Архивные хранилища не должны быть слишком маленькими. Оборудование, необходимое для небольших комнат, трудно найти. Стоимость оборудования 10x20 футов ($\approx 3 \times 6$ м), будет 10000-15000 \$ (55000-85000 рублей) [1,4].

Температуру и относительную влажность в музее поддерживать сложно из-за большого количества посетителей.

Андрей Виноградов предлагает следующий способ для уменьшения экономических затрат на установку систем кондиционирования воздуха в старых зданиях. Устанавливать оборудование в существующих дымоходах и воздушных каналах по принципу Растрелли. [6].

Авторы Макева, Шин и Толедо разработали специальную программу для сохранения коллекций в сухих и влажных регионах.

Коллекции, расположенные во влажных и горячих регионах, подвергаются атакам микроорганизмов. Атака микроорганизмов может быть уменьшена и даже устранена с

помощью этой программы. Идея заключается в поддержании относительной влажности менее 75%. Программа подходит для исторических зданий. Подвалы в старых зданиях страдают от повышенной влажности, а чердаки от избытка тепла. Если вентиляция в старом здании не работает, предусматривается дополнительная вентиляция. Отопление комнат в здании может быть достигнуто путем нагрева или введения теплого наружного воздуха. Теплый наружный воздух вводится снаружи с использованием вентиляторов, если это возможно. Этот метод подходит для зданий из различных конструкций и материалов. Вентиляторы также могут быть установлены в открытых окнах или вентиляционных отверстиях. Система контролируется датчиками влажности, расположенными как внутри, так и снаружи здания.

Анализ работ полезен при проектировании музейных помещений. Он также позволяет вам выбрать режимы температуры и влажности для экспонатов [5].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. С. Ю. Кондрашов, Общий подход к проектированию систем кондиционирования воздуха исторических зданий на примере корпуса Бенуа Государственного Русского Музея М., 2001.— С. 10
2. Е. Н. Болотов, Сохранить наследие: микроклимат музеев.-М.-Л., 1937. - 114 с.
3. Кроллау Е.К. Температурно-влажностный режим музейных зданий //Реставрация, исследование и хранение музейных художественных ценностей /Информкультура, ГБЛ. Обзор.информ. - М., 1976. - 52 с
4. Д.Льюис, П.Колер Э. -// «Вопросы музейного и библиотечного отопления, вентиляции и кондиционирования воздуха» - // 2003
5. Ф.Л. Толедо, Макева, Шин «Контролируемая вентиляция и отопление для сохранения коллекций в исторических зданиях в жарких и влажных районах» - // 2002. - // 14 с.
6. А. Виноградов, Реконструкция вентиляции и кондиционирования в система в старых русских музеях М., 2011. - 45 с.

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООВОГО КОМФОРТА ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ

Хромова Ирина Владимировна, Ульяновкин Иван Михайлович
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, xromova@corp.nstu.ru

В настоящей работе исследуются особенности поддержания теплового комфорта человека в условиях длительной невесомости. Рассматриваются вопросы моделирования и расчета тепловых процессов в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда» в условиях невесомости с учетом внутренних источников и переноса тепла между расчетными элементами. Описывается комплекс проводимых модельных исследований особенностей расходно-напорных характеристик по длине сосудистого русла на Земле и в условиях гиподинамии и отсутствия гравитации, а так же анализ распределения температур и тепловых потоков в различных частях тела.

In this article the research on ways to maintain human thermal comfort in conditions of long-term weightlessness is being conducted. This work is devoted to the issues of simulation and calculation of thermal processes in the system called “Human body – Thermal protection - Environment” in weightlessness. It considers internal heat sources and heat transfer between calculated elements. 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 long-term weightlessness. The analysis of the temperatures distribution and heat fluxes in various parts of the body in weightlessness in the dependence of the organism state.

Одной из актуальных задач в области разработки систем жизнеобеспечения является исследование теплового комфорта человека и разработка средств защиты от переохлаждения и перегрева. Требования, которым должна удовлетворять одежда: малая масса, эластичность, прочность и высокое тепловое сопротивление. Также защитная одежда должна защищать от охлаждения в состоянии покоя и не вызывать перегрева во время физической работы. 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. Температурные условия на Международной космической станции (МКС) отвечают комфортным условиям на Земле. Для оценки теплопотерь человека в условиях длительной невесомости ключевым параметром является перераспределение теплоносителя (крови) между расчетными элементами. Недостаток кровоснабжения в целом и отдельных частей тела в частности негативно сказывается на работе системы терморегуляции человека. В свою очередь модельные исследования данной проблемы позволяют существенно расширить границы и сократить объем дорогостоящих и опасных экспериментов [1-6].

Целью настоящей работы является исследование особенностей поддержания теплового комфорта человека в условиях длительной невесомости.

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 условиях МКС. Отдельное исследование посвящено анализу распределения температур и тепловых потоков расчетных элементов в заданных параметрах окружающей среды и состояния организма.

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 исследуется влияние типа конституции и двигательной активности на расходно-напорные характеристики в условиях длительного космического полета. 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.

Выполнено первичное исследование задачи проектирования специализированной одежды, в том числе из высокоэластичных мембран, используемых для конструирования высотно-компенсирующих костюмов летчиков, костюмов постоянного ношения для космонавтов и спортивной одежды. Анализ распределения температур и тепловых потоков в различных частях тела в зависимости от условий внешней среды, длительной невесомости и состояния организма дает возможность определять места расположения и термическое сопротивление утепляющих элементов в конструкции нательного белья для космонавтов, а так же ветрозащитных утепленных костюмов для аварийного приземления.

Результаты исследования могут быть полезны специалистам при проектировании термобелья для космонавтов на орбите, высотно-компенсирующих костюмов летчиков, спортивной одежды, а так же при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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 / Новосибир. 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>

2. Чичиндаев А. В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 11. – С. 35–46.

3. 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.

4. Хромова И. В. Моделирование процессов теплообмена [Электронный ресурс] : электрон. учеб.-метод. комплекс / И. В. Хромова; Новосиб. гос. техн. ун-т. – Новосибирск : Из-во НГТУ, 2017. – № ОФЭРНИО 22823. - Режим доступа: <http://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/6285> . - Загл. с экрана

5. Теплообмен в системе «человек – окружающая среда» в условиях низких температур: монография / А.В. Чичиндаев, И.В. Хромова. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – 214 с. (Серия «Монографии НГТУ»).

6. I V Khromova Heat Exchange in “Human body - Thermal protection - Environment” System. / Khromova I V // Journal of Physics: Conference Series. – 2017. – Volume 891, conference 1 – Режим доступа : <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/891/1/012084/meta.>, <http://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/891/1/012084/pdf> – Загл. с экрана.

**ВЛИЯНИЕ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ ТЕПЛОНОСИТЕЛЕЙ И ГЕОМЕТРИИ
ОРЕБРЕНИЯ НА ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ ТЕПЛООБМЕННИКА-
КОНДЕНСАТОРА СКВ**

Чичиндаев Александр Васильевич, Кириленко Александр Иванович
Новосибирский государственный технический университет
г. Новосибирск, tff_nstu@rambler.ru

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 переменным по холодному и обоим трактам при увеличении числа Рейнольдса по горячему тракту.

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.

Введение

Одним из методов предотвращения обмерзания теплообменника-конденсатора является метод оптимизации его конструкции, который позволяет бороться с причиной возникновения обмерзания – отрицательной температурой поверхности [1-4]. Оптимизация происходит за счет изменения шага оребрений между пластинами и увеличению чисел Рейнольдса в горячем тракте.

Целью настоящей работы является сравнительный анализ температур поверхности теплообменников-конденсаторов для различных значений числа Рейнольдса для горячего теплоносителя 2500...7500 для вариантов теплообменников с переменным оребрением по холодному и обоим трактам [3-4].

Вариант 1. Переменное оребрение по холодному тракту.

В результате анализа распределений температур теплообменной поверхности установлено, что перепад температуры находится в диапазоне 16...20 °С, при увеличении числа Рейнольдса минимальные температуры поверхности повышаются от – 5 °С до +2 °С. В последнем случае отсутствуют отрицательные температуры поверхности (рис. 1).

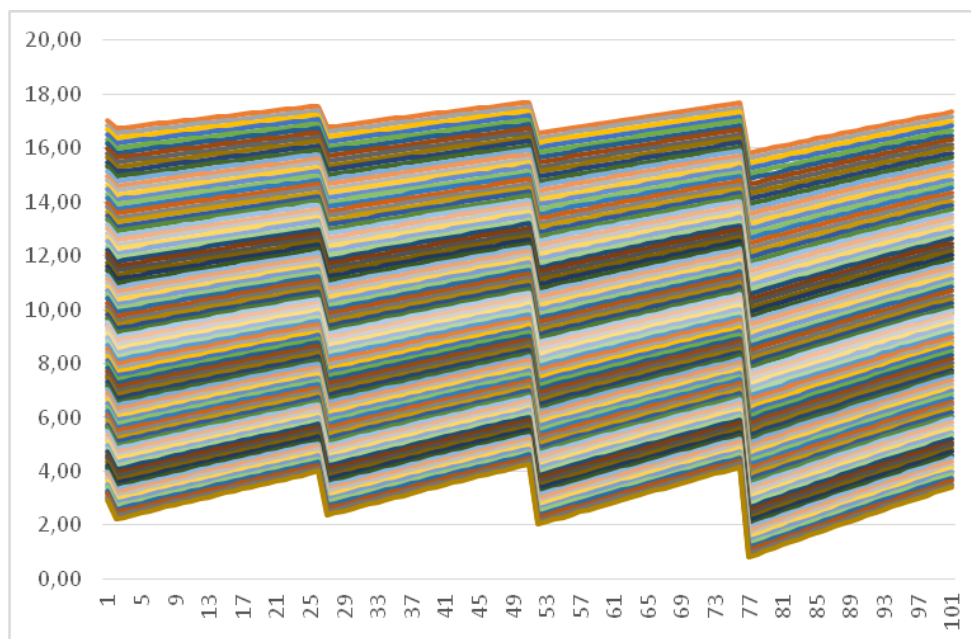


Рис. 1. Переменное оребрение по холодному тракту, $Re_x = 2500$; $Re_r = 7500$.

Вариант 2. Переменное оребрение по обоим трактам.

В результате анализа распределений температур теплообменной поверхности установлено, что перепад температуры находится в диапазоне 8...10 °С, при увеличении числа Рейнольдса минимальные температуры поверхности повышаются от – 3 °С до +2 °С. В последнем случае отсутствуют отрицательные температуры поверхности (рис. 2).

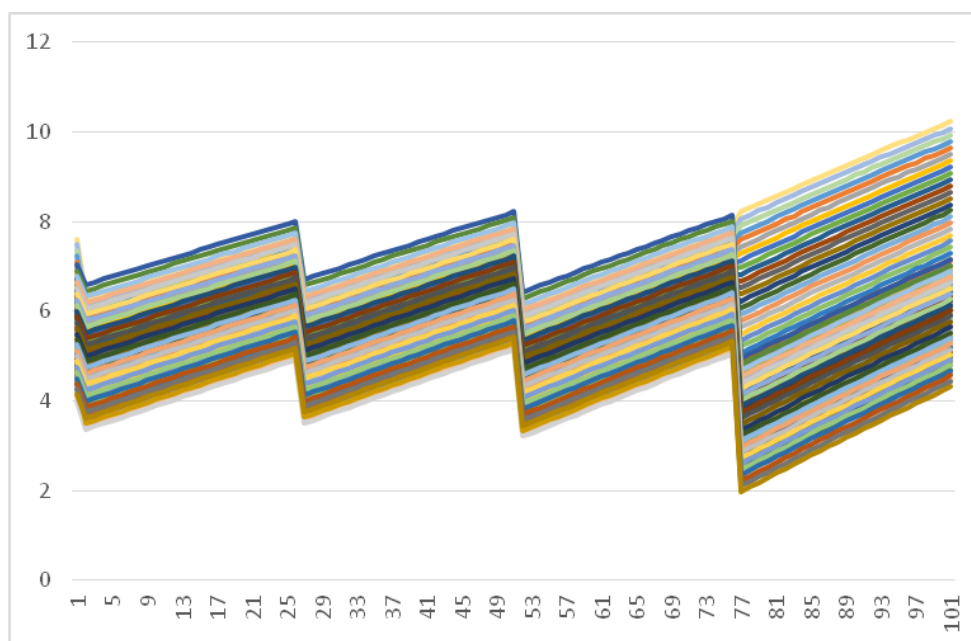


Рис. 2. Переменное оребрение по обоим трактам, $Re_x = 2500$; $Re_r = 7500$.

Заключение.

В работе предоставлены результаты расчета теплообменников-конденсаторов с различными вариантами оребрений при увеличении числа Рейнольдса горячего воздуха. Вариант с переменным оребрением по обоим трактам сокращает перепад температуры поверхности в два раза. Рост режима течения горячего теплоносителя приводит к увеличению минимальной температуры поверхности на 5...7 °С и позволяет сделать ее выше

0 °С, предотвращая обмерзание.

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. Теоретические основы: учебное пособие / А.В. Чичиндаев. – Новосибирск: Издательство НГТУ, 2017. – 436 с. - (Серия «Учебники НГТУ»).
2. 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»)
3. 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.
4. Чичиндаев А.В. Влияние геометрии каналов на температуру поверхности теплообменника-конденсатора СКВ / А. В. Чичиндаев, А. И. Кириленко // Энергетика и теплотехника: сб. науч. трудов / под ред. акад. РАН В. Е. Накорякова. – Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2017. – Вып. 21. – С. 175-179.

СОДЕРЖАНИЕ

<i>СЕКЦИЯ: САМОЛЁТО- И ВЕРТОЛЁТОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ</i>	5
ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЯ ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ЗАМКА ТОРМОЗНОГО ПАРАШЮТА Анищенков Александр Андреевич, Бобин Константин Николаевич, Смирнов Сергей Александрович	5
ИЗГОТОВЛЕНИЕ ОБШИВОК ДВОЙНОЙ КРИВИЗНЫ В РЕЖИМЕ ПОЛЗУЧЕСТИ Антысев Иван Юрьевич, Рынгач Николай Анатольевич	7
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПТИЧЕСКОГО ВОЛОКНА В СИСТЕМАХ УПРАВЛЕНИЯ СОВРЕМЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Кайковский Виктор Чеславович, Бобин Константин Николаевич, Курлаев Николай Васильевич	10
ПРИМЕНЕНИЕ ИНСТРУМЕНТАЛЬНОГО КОНТРОЛЯ ПРИ ТЕСТИРОВАНИИ ПОСАДОЧНО-РУЛЕЖНОЙ ФАРЫ САМОЛЁТА BOEING-737 (800) Клочков Никита Игоревич, Зверков Илья Дмитриевич	12
РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПОЛУЧЕНИЯ ГЛАДКОЙ ПОВЕРХНОСТИ ДЛЯ ДЕТАЛЕЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ ПО ТЕХНОЛОГИИ ПОСЛОЙНОГО НАПЛАВЛЕНИЯ МАТЕРИАЛА Лопатин Александр Николаевич	15
МЕТРОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ Моисеев Александр Олегович магистрант, Степанов Владимир Михайлович	17
РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ИСПЫТАНИЯ ПРУЖИН НА ДИНАМИЧЕСКОЕ СЖАТИЕ Нешляева Татьяна Антоновна, Бобин Константин Николаевич	18
СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕРМОПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ Полетаев Илья Андреевич, Степанов Владимир Михайлович	19
ПРИМЕНЕНИЕ АСУП В ПРОИЗВОДСТВЕННОЙ СИСТЕМЕ ЦЕХА МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ, С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ОБЩЕЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОБОРУДОВАНИЯ Суворов Кирилл Викторович, Эмиров Андрей Валерьевич, Рынгач Николай Анатольевич	21
РАЗРАБОТКА И ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛОНЖЕРОНА ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ Тимофеев Владимир Евгеньевич, Бобин Константин Николаевич	25
РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО ТЕСТИРОВАНИЯ ТОРМОЗОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ BOEING AIRBUS Филимонов Иван Евгеньевич, Бобин Константин Николаевич	28
РАЗРАБОТКА СТЕНДА ДЛЯ КАЛИБРОВКИ КЛАПАНА/РЕГУЛЯТОРА БАЛЛОНА ГАЗОНАПОЛНЕНИЯ ТРАПА САМОЛЁТОВ СЕМЕЙСТВА AIRBUS A320 Христоролюбов Алексей Андреевич, Бобин Константин Николаевич, Лапаев Артем Валерьевич	31

СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ НЕСВОБОДНОЙ СИСТЕМЫ ТВЁРДЫХ ТЕЛ

Воробьев А.В., Загидулин А.Р.	34
ОПРЕДЕЛЕНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ДЕРЕВА ПРИ РАСТЯЖЕНИИ И СЖАТИИ ВДОЛЬ ВОЛОКОН	
Н.Я. Доровских, С.Р. Кравцов, П.А. Полетаев.....	36
ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ДЕФЕКТОВ В ЭЛЕМЕНТАХ КОНСТРУКЦИИ НА СПЕКТР ЧАСТОТ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ НА ПРИМЕРЕ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОПОРЫ ВЛ	
Е. А. Запысова, А. Н. Кожевников, Д. А. Красноруцкий.....	40
МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРУГИХ И ДЕМПФИРУЮЩИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРОИЗОЛЯТОРА	
Кисель Артем Александрович, Родионов Андрей Иванович, Рыков Анатолий Аркадьевич.....	45
АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОПОРЫ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВЕТРОВЫХ НАГРУЗОК НА ПРОВОДА ЭЛЕКТРОСЕТИ	
Кожевников А. Н., Красноруцкий Д. А.	51
ОБОСНОВАНИЕ ЭФФЕКТА ДЖАНИБЕКОВА ПРЯМЫМ ИНТЕГРИРОВАНИЕМ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ В КВАТЕРНИОНАХ	
С.Р. Кравцов	55
ПОСТРОЕНИЕ ОРТОГОНАЛЬНЫХ ФОРМ КОЛЕБАНИЙ ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ЗАДАЧЕ МОДАЛЬНОГО СИНТЕЗА	
Красноруцкий Д. А., Левин В. Е.....	59
ПРОБЛЕМЫ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ЗАМКНУТЫХ СОСУДОВ ДАВЛЕНИЯ	
Ю.В. Немировский, А.С. Мозгова.....	63
ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ОБРАЗЦОВ ПОПЕРЕЧНОГО СТЫКА ПАНЕЛЕЙ КРЫЛА СТР-40ДТ	
Прилуков Д.С.	66
КОВАРИАНТНЫЕ ФОРМЫ ПРИНЦИПОВ И УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ СИСТЕМ С ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫМИ СВЯЗЯМИ	
Родионов Андрей Иванович, Покровский Илья Вячеславович	70
ТЕРМОГРАФИЧЕСКИЙ СПОСОБ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ЦИКЛИЧЕСКОГО РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ С МАКРОДЕФЕКТАМИ	
Г.А. Куриленко, В.С. Соловьев	75
РАЦИОНАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ БЕТОННОЙ ПОЛУКРУГОВОЙ АРКИ.....	79
Немировский Юрий Владимирович, Моховнев Дмитрий Владимирович, Соловьева Ксения Александровна	79
РАЗРАБОТКА И РАСЧЕТ ОПОР ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ	
М. И. Уванов, Е. А. Уванова.....	84

ИССЛЕДОВАНИЕ СЕЙСМОСТОЙКОСТИ ИЗОЛЯТОРА ОПОРНОГО ПОЛИМЕРНОГО ТИПА ОТПК-8-220 ПРОИЗВОДСТВА ЗАО "ФЕНИКС-88"	
М. И. Уванов.....	88
ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОДУЛЯ СДВИГА ПЕНОПОЛИСТИРОЛА МАРОК ПСБ-С 35 И ПСБ-С 50	
Пель Александр Николаевич, Шкирко Светлана Анатольевна	92
РАСЧЕТ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ МЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ОПОРЫ ВОЗДУШНОЙ ЛИНИИ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ ТИПА П110-2	
Якунин В.А., Кожевников А. Н.	96
<i>СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА</i>	100
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КЛЮЧЕВЫХ СТАДИЙ ЛАМИНАРНО- ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА ИНИЦИИРУЕМОГО НЕОДНОРОДНОСТЬЮ ПОВЕРХНОСТИ НА СКОЛЬЗЯЩЕМ КРЫЛЕ	
Ветров Евгений Валерьевич, Иванов Андрей Викторович	100
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ПОТОКА ГАЗА ВДОЛЬ ПОВЕРХНОСТЕЙ С СОТОВЫМИ ЯЧЕЙКАМИ В ПЛОСКОМ КАНАЛЕ	
А.В. Золотухин, Я.И. Смутьский, К.А. Шаров	102
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ САМОЛЁТА С МОДЕЛИРОВАНИЕМ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ МАЛЫХ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЕЙ	
Кружков Александр Сергеевич, Мымрин Владимир Анатольевич, Зайцев Валерий Юрьевич.....	104
ИССЛЕДОВАНИЕ УСТОЙЧИВОСТИ ЛОКАЛЬНЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ НАД ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ	
Тарасов Сергей Александрович, Бойко Андрей Владиславович	108
СРАВНЕНИЕ СТАБИЛИЗАТОРОВ ПЛАМЕНИ И КИНЕТИЧЕСКИХ СХЕМ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНЫ С РЕАГИРУЮЩИМ СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГПВРД	
В.М. Темербеков	110
МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУЙ ПРИ НЕБОЛЬШОМ ЧИСЛЕ РЕЙНОЛЬДСА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ПОТОКОМ В ЗАДАЧАХ ЭНЕРГЕТИКИ И ТРАНСПОРТА	
Шевченко Антон Константинович, Яковенко Сергей Николаевич.....	114
ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА	
Маркин Василий Владиславович, Саленко Сергей Дмитриевич	117

<i>СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ</i>	121
ИССЛЕДОВАНИЕ УСЛОВИЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЯ РОЗНИЧНОЙ ТОРГОВЛИ	
Багаев Петр Андреевич, Будасова Светлана Алексеевна	121
ТЕПЛОМАССОБМЕН ПРИ ИСПАРИТЕЛЬНОМ ОХЛАЖДЕНИИ ВОЗДУХА В КАНАЛЕ	
М.В. Горбачев, М.С Макаров	124
ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОЙ РАБОТЫ ХОЛОДИЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ПРЕДПРИЯТИЙ ОПТОВОЙ ТОРГОВЛИ	
Затяжнов Николай Александрович, Будасова Светлана Алексеевна	129
АЛГОРИТМЫ РАСЧЕТА ДАВЛЕНИЯ И ФОРМЫ СОЛИТОНОВ В ДВУХФАЗНЫХ ПОТОКАХ	
И.А. Сажин	131
РАЗРАБОТКА БЛОКА УПРАВЛЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ДЛЯ МАЛОРАЗМЕРНЫХ СЕРВОПРИВОДОВ МАЛОЙ МОЩНОСТИ	
Сазанов Максим Кириллович	134
ИСТОРИЯ РАЗВИТИЯ И СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА	
Сиденко Денис Евгеньевич	137
ПОИСКОВЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО МАСЛОНАСОСНЫМ СТАНЦИЯМ	
Сиденко Денис Евгеньевич, Кабанцев Анатолий Анатольевич, Сабельников Виктор Иванович	140
ЦЕНТР ХРАНЕНИЯ И ОБРАБОТКИ ДАННЫХ И ЕГО ОХЛАЖДЕНИЕ	
Слук Максим Сергеевич, Спарин Владимир Александрович	143
ПРОЕКТИРОВАНИЕ СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА В МУЗЕЙНЫХ ПОМЕЩЕНИЯХ	
Сумина Анастасия Юрьевна, Спарин Владимир Александрович	145
ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООВОГО КОМФОРТА ЧЕЛОВЕКА В УСЛОВИЯХ ДЛИТЕЛЬНОЙ НЕВЕСОМОСТИ	
Хромова Ирина Владимировна, Ульянов Иван Михайлович	147
ВЛИЯНИЕ РЕЖИМОВ ТЕЧЕНИЯ ТЕПЛОНОСИТЕЛЕЙ И ГЕОМЕТРИИ ОРЕБРЕНИЯ НА ТЕМПЕРАТУРУ ПОВЕРХНОСТИ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СКВ	
Чичиндаев Александр Васильевич, Кириленко Александр Иванович	149

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

Наука Промышленность Оборона

Труды XIX ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 18-20 апреля 2018 г.

Том I

Под редакцией *С.Д. Саленко*

Компьютерная верстка *А.С. Долматов*

Подписано в печать 25.06.2018 г. Формат 70×100 1/16. Бумага офсетная
Тираж 25 экз. Уч.-изд.л. 12,58. Печ.л. 9,75. Заказ № 939

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20
Тел: (383)-346-31-87