

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Новосибирский государственный технический университет

Сибирское отделение Российской Академии Наук

Академия военных наук

Российская академия Ракетных и Артиллерийских наук

Межрегиональная ассоциация «Сибирское Соглашение»

Федеральное государственное казенное военное образовательное
учреждение высшего образования

Новосибирское высшее военное командное училище

НАУКА ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ОБОРОНА

ТРУДЫ

XX ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

ПОСВЯЩЕННОЙ 150-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ С. А. ЧАПЛЫГИНА

г. Новосибирск, 17-19 апреля 2019 г.

Том 1

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

2019

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

Н 34

Сергей Александрович Чаплыгин – российский ученый, механик и математик, один из основоположников аэродинамики, академик РАН СССР (1929 г), Герой Социалистического Труда, отмеченный за выдающиеся научные достижения в области аэродинамики, открывшие широкие возможности для серьезного повышения скоростей боевых самолетов.

Н 34 **Наука Промышленность Оборона:** труды XX Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2019.

ISBN 978-5-7782-3897-8

Том 1: - 216 с.

ISBN 978-5-7782-3898-5

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 XX Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука Промышленность Оборона – 2019». 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 978-5-7782-3898-5 (Том 1)

ISBN 978-5-7782-3897-8

© Коллектив авторов, 2019

© Новосибирский государственный
технический университет, 2019

СОСТАВ ОРГКОМИТЕТА

Председатель оргкомитета:

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

Сопредседатели:

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

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

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

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

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

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

Смирнов С.А., заместитель Генерального директора ОАО "Компания "Сухой", директор НАЗ им. В.П. Чкалова;

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

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

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

Члены Оргкомитета:

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

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

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

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

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

Костин В.В., президент ООО «Авиатехснаб»;
Курлаев Н.В., д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой «Самолето- и вертолетостроения» (СиВС) НГТУ;
Ларичкин В.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Инженерных проблемы экологии» (ИПЭ) НГТУ;
Литвинцева Г.П., д.э.н., профессор, заведующая кафедрой экономической теории и прикладной экономики;
Легкий В.Н., д.т.н., заведующий кафедрой «Автономных информационных и управляющих систем» (АИСУ) НГТУ;
Левин В.Е., д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой ПЛА НГТУ;
Милевский К.Е., к.т.н., доцент кафедры ГДУ НГТУ, член-корреспондент АВН;
Немировский Ю.В., д.ф.-м.н., профессор, главный научный сотрудник ИТПМ СО РАН, действительный член АВН;
Обуховский А.Д., к.т.н., доцент, заместитель заведующего кафедрой АГД;
Поляков С.А., к.ю.н., доцент, заведующий кафедрой уголовного права и процесса, декан юридического факультета;
Расторгуев Г.И., д.т.н., профессор, первый проректор НГТУ;
Саленко С.Д., д.т.н., профессор, декан факультета летательных аппаратов НГТУ, заведующий кафедрой «Аэрогидродинамики» (АГД) НГТУ;
Хмельников Е.А., д.т.н., профессор, Нижнетагильского технологического института (филиала) Уральского федерального университета имени первого президента России Б.Н. Ельцина, ученый секретарь РУСЦ РАН, член-корреспондент РАН, действительный член АВН;
Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Технической теплофизики» (ТТФ) НГТУ.

Редакционная коллегия сборника трудов научно-технической конференции «НПО-2019»

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

ПЛЕНАРНЫЙ ДОКЛАД

Чаплыгин - СибНИА – НГТУ

Барсук Владимир Евгеньевич², Батаев Анатолий Андреевич¹, Пустовой Николай Васильевич¹, Саленко Сергей Дмитриевич¹, Чемезов Владимир Леонидович^{1,2}

¹ Новосибирский государственный технический университет,

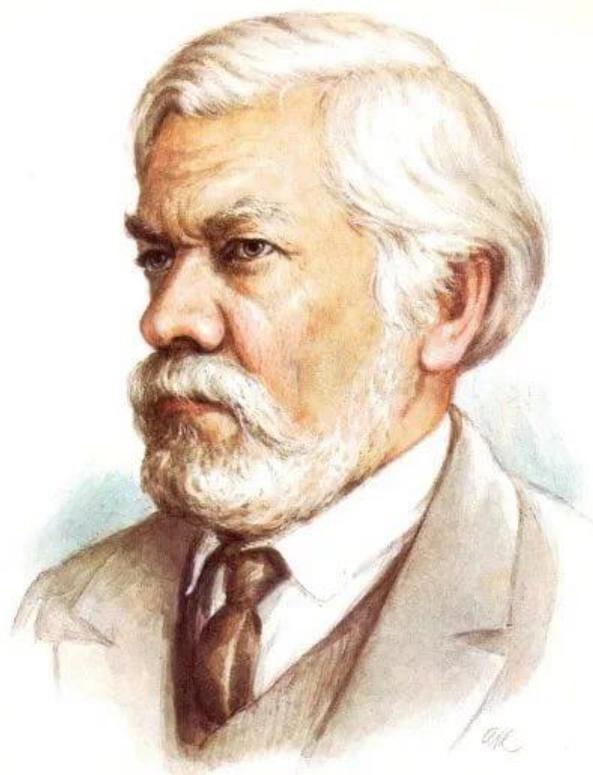
² СибНИА им. С.А. Чаплыгина

Сергей Алексеевич Чаплыгин родился 5 апреля 1869 года в Рязанской губернии в городе Раненбурге (сейчас город Чаплыгин). Мальчик с детства был серьезным не по годам, обладал феноменальной памятью и пытливым умом. Решения педагогического совета гимназии неизменно формулировались так: «Переводится в следующий класс с наградой I степени». В тринадцать лет он стал кормильцем семьи. Сергей сам стал учить детей зажиточных горожан математике, немецкому и греческому языкам, латыни, занимаясь репетиторством.

Окончив в 1886 году гимназию с золотой медалью, Сергей Чаплыгин поступил на физико-математический факультет Московского университета.

Он прилежно занимается, не пропускает ни одной лекции, хотя ему по-прежнему приходилось давать частные уроки, чтобы заработать себе на жизнь. Большую часть денег он посылал матери в Воронеж. Сергей жил впроголодь, часто у него не было даже трех копеек на конку, и на уроки из конца в конец Москвы приходилось добираться пешком, но он не жаловался, а настойчиво овладевал науками.

На рубеже веков С.А. Чаплыгин начинает заниматься струйными течениями в несжимаемых, а затем и в сжимаемых жидкостях. В 1903 году он защищает докторскую диссертацию «О газовых струях», в которой был предложен метод исследований струйных движений газа при любых дозвуковых скоростях. Эта работа долго оставалась непонятой и не оцененной современниками. Только в 1935 году в Риме на конференции по большим



скоростям в авиации иностранные ученые познакомились с работой Сергея Алексеевича Чаплыгина и назвали ее лучшим по точности, оригинальности и изяществу метода исследованием в области газовой динамики. Через сорок лет после появления работы Чаплыгина самолеты стали летать со скоростями, близкими к скорости звука. Для инженеров, конструкторов и разработчиков авиационной техники труд ученого стал настольным справочником.

Кроме научной деятельности, Сергей Алексеевич много времени отдавал преподавательскому труду. Вскоре после защиты докторской диссертации Чаплыгин был избран профессором Московского университета. В разное время и одновременно он преподавал во многих московских высших учебных заведениях. Но главным занятием Чаплыгина по-прежнему остается исследовательская деятельность.

После революции 1917 года в стране начинается большая работа в области воздухоплавания. Это может показаться невероятным, но Центральный аэрогидродинамический институт (ЦАГИ) был образован в самый разгар гражданской войны, когда, казалось бы, до науки не должно было оставаться ни времени, ни средств.

В декабре 1918 года правительственным декретом за подписью В.И. Ленина (именно он, кстати говоря, и назвал Н.Е. Жуковского «отцом русской авиации») было утверждено Положение о создании ЦАГИ и выделены деньги на организацию института, который положил начало советской авиации. Руководителем института стал Николай Егорович Жуковский, выдающийся ученый в области механики, основоположник современной гидродинамики и аэродинамики. Новый институт должен был заниматься не только проблемами авиации, хотя это, несомненно, и являлось главным направлением, он должен был также конструировать аэросани и глиссеры, ветродвигатели, создавать новые материалы для авиации. Совместно с Н. Е. Жуковским участвовал в организации Центрального аэрогидродинамического института Сергей Алексеевич Чаплыгин. В 1921 году Н.Е. Жуковский умирает, и главным научным руководителем и председателем коллегии ЦАГИ становится С.А. Чаплыгин, в 1928 – 1931 годах – директор ЦАГИ.

Одновременно Сергей Алексеевич ведет большую научную работу. В статье «Схематическая теория разрезного крыла» (1921 г.) он указывает, как можно улучшить аэродинамические качества крыла, увеличить его подъемную силу. Сегодня составные и решетчатые крылья — обычный элемент многих транспортных систем.

Научная деятельность Сергея Алексеевича Чаплыгина выдвинула его на одно из первых мест среди ученых Советского Союза, и в 1926 году он был избран членом-корреспондентом Академии наук СССР, а 12 января 1929 года - академиком. В 1933 году Сергей Алексеевич Чаплыгин был награжден высшей наградой - орденом Ленина, а в феврале 1941 года ему было присвоено высокое звание Героя Социалистического Труда.

В начале Великой Отечественной войны было принято решение об эвакуации части лабораторий ЦАГИ в Сибирь. 19 августа 1941 года

Постановлением Государственного Комитета Обороны № 513 «О создании второй научно-исследовательской базы авиации на Востоке СССР» в Новосибирске был образован филиал № 2 ЦАГИ, в задачи которого входило проведение научно-исследовательских работ в области теоретических и экспериментальных исследований по аэродинамике и прочности самолетов совместно с ОКБ и предприятиями авиационной промышленности. Первым научным руководителем филиала стал Герой Социалистического Труда академик Сергей Алексеевич Чаплыгин, ученик и соратник Н.Е. Жуковского.

9 июля 1946 года Постановлением Совета Министров СССР Новосибирский филиал ЦАГИ преобразован в Государственный Союзный Сибирский научно-исследовательский институт авиации (СибНИА). Среди основных задач на первое место выдвигалось создание комплекса лабораторий по аэродинамическим, прочностным исследованиям самолетов и приборного оборудования, летным исследованиям. В 1969 году в честь 100-летия со дня рождения С. А. Чаплыгина институту было присвоено его имя.



Основу кадрового состава СибНИА при его зарождении в сороковые годы составляли ведущие ученые и инженеры ЦАГИ под руководством академика С.А. Чаплыгина. В пятидесятые годы возникла острая потребность в инженерных кадрах для Новосибирского авиационного завода (НАЗ) и СибНИА. Впервые набор на специальность «самолетостроение» состоялся в Новосибирском электротехническом институте (НЭТИ, ныне НГТУ) на машиностроительном факультете в 1956 году. Самолетостроительный факультет (ССФ) – ныне факультет летательных аппаратов (ФЛА) – был организован в 1959 году. ССФ с момента основания был ориентирован на НАЗ и СибНИА.

Первыми деканами ССФ были ведущие специалисты СибНИА – Колкер И.Г и Силантьев В.А., разработавшие первые учебные планы, сформировавшие основу кадрового состава факультета, утвердившие принципы подготовки авиационных специалистов на самом высоком уровне.

Начинался факультет с одной кафедры – «самолетостроение». В настоящее время в состав ФЛА входят семь выпускающих кафедр. Сейчас факультет готовит специалистов практически по всем направлениям, необходимым при создании летательных аппаратов. НГТУ – один из ведущих вузов страны по Программе «Новые кадры ОПК», а ФЛА – один из ведущих в

стране по масштабам целевой подготовки специалистов. За годы развития набор абитуриентов на факультет вырос в несколько раз и составляет более трехсот человек. На факультете учатся около тысячи студентов, магистрантов, аспирантов, работает более ста преподавателей. За время существования ФЛА подготовил около восьми тысяч специалистов.

В 2011 году на базе НАЗ им. В.П. Чкалова и НГТУ создан Консорциум «Научно-производственный образовательный кластер авиастроения Новосибирской области», в который также вошли Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, Новосибирский авиационный технический колледж и Новосибирский авиастроительный лицей. Консорциум создан с целью повышения качества образовательных услуг, удовлетворения требований современного рынка труда к уровню подготовки кадров специалистов в авиастроительной отрасли Новосибирской области.

Выпускники ФЛА составляют основу инженерного потенциала НАЗ им. В.П. Чкалова, СибНИА им. С.А. Чаплыгина, ИТПМ им. С.А. Христиановича, КБ ИЯФ и многих других предприятий. С момента основания факультета СибНИА принимает активное участие в организации учебного процесса, развитии лабораторной базы ССФ–ФЛА, привлекает ведущих специалистов к организации и проведению учебных занятий, разработке и рецензированию учебно-методических изданий, участию в научно-практических конференциях, назначает руководителей учебных, производственных и преддипломных практик из числа опытных специалистов, предоставляет обучающимся доступ к уникальному оборудованию и установкам, технической документации, необходимой для выполнения индивидуальных заданий в период обучения и прохождения всех видов практики.

В учебном процессе и научном руководстве участвуют и участвовали многие ведущие специалисты СибНИА: Сувернев В.Г., Серьезнов А.Н., Кашафутдинов С.Т., Прудников Ю.А., Куршин Л.М., Колкер И.Г., Лампер Р.Е., Брюккер Л.Э., Присекин В.Л., Белов В.К., Бернс В.А., Чемезов В.Л., Рудзей Г.Ф., Смирнов Д.Н (молодое поколение) и многие другие.

Формирование научных направлений ФЛА началось в конце 50-х и начале 60-х годов по инициативе ведущих ученых СибНИА Сувернева В.Г., Куршина Л.М., Колкера И.Г., Лампера Р.Е.: усталостная прочность, динамика и статика элементов конструкций, ресурсные испытания. Одновременно на территории факультета под руководством Б.К. Смирнова создана лаборатория по усталостной прочности по инициативе Новосибирского авиационного завода имени В. П. Чкалова. В этой лаборатории были созданы две установки



(вибростол и вибродорога) для группового испытания усталостной прочности авиационных образцов.

Со сдачей 5-го учебного корпуса НЭТИ факультет образовал группу научно-образовательных лабораторий: аэродинамики, повторной статики, технологии летательных аппаратов.

Открылась отраслевая научная лаборатория «ОНИЛ ПАК» по прочности авиационных конструкций. Она была обеспечена оборудованием (системы нагружения, силовой пол и потолок, источники энергии, система измерения и т.д. для выполнения отраслевых заданий по ресурсным испытаниям элементов и конструкций (начальник – декан ФЛА Смирнов Б.К.). Научным руководителем был заведующий кафедрой ПЛА и начальник отделения СибНИА Куршин Л.М. В лаборатории были испытаны Як-50, Су-7Б, Ка-26, Су-26, специзделия, подвесные топливные баки.

В годы перестройки статзал НГТУ прекратил работу, но в последние годы, в основном благодаря усилиям начальника отделения СибНИА (по совместительству профессора кафедры ПЛА НГТУ) Бернса В.А., работы возрождаются. Так, в 2017 году был испытан в рамках Гособоронзаказа подвесной топливный бак, проводятся испытания элементов аэрогеофизических зондов, транспортируемых под вертолетом, образцов перспективных авиационных материалов.

СибНИА оказал неоценимую помощь факультету в постройке и оснащении аэродинамической трубы Т-503. Сейчас лаборатория промышленной аэродинамики НГТУ известна в России своими работами в области аэроупругости строительных конструкций. В первой работе по предотвращению аэроупругих колебаний барнаульского моста принимал участие Р.Е. Лампер. Практически все крупнейшие мосты в Сибири за последние 30 лет строились с учетом рекомендаций аэродинамиков НГТУ.

В качестве примера научного взаимодействия можно привести пневмотурбинку для привода винта модели Су-26, разработанную и изготовленную на кафедре аэрогидродинамики НГТУ.

СибНИА оказал большую поддержку студенческому конструкторскому бюро (СКБ) ФЛА. В 90-е годы СибНИА финансировал поездки членов СКБ на слеты СЛА-89 в Ригу, СЛА-91 в Чернигов. РДК для СЛА, изданное в СибНИА – настольная книга при проектировании самолета, также помогали СКБ инструментами, материалами. С.Т. Кашафутдинов оказывал содействие в постройке сверхлегкого самолета, проводил техническую экспертизу. В результате в начале 90-х самолет был поднят в небо (создатели – студенты ФЛА Морозов М.В. (сейчас зам. начальника ЛИБ СибНИА, Сидоренко А.А. (сейчас зам. директора по научной работе ИТПМ СО РАН) и др.).

Сейчас в СибНИА около 40% специалистов с высшим образованием – выпускники НГТУ (НЭТИ). Основной поставщик кадров для СибНИА – ФЛА, но также много выпускников АВТФ, РЭФ, ФМА, ЭЭФ, МТФ.

Среди выпускников ССФ НЭТИ - ФЛА НГТУ заместители директора СибНИА, начальники отделений, ведущие специалисты: Чемезов В.Л.,

Каргапольцев А.Г., Бернс В.А., Зайцев В.Ю., Лазненко А.С., Калюта Ал.А., Шинкарев Д.А., Смирнов Д.Н., Морозов М.В., Шустов Ю.А., Николаев В.Н., Рудзей Г.Ф., Бадрухин Ю.И., Писчасов В.М., Обелец В.И., Петров М.Г., Мальцев А.В., Петошин В.В., Писарев В.В., Пинер А.В., Кастин А.М., Румянцев А.Г., Мымрин В.А. и многие другие.

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

УДК 533.6.015

РАСЧЁТ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Виноградова Анжелика Сергеевна¹, Акимов Михаил Александрович^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346 08 43

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина,
630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 279-01-56

Виноградова А. С., e-mail: angelsr1996@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Виноградова Анжелика Сергеевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-08-43

Аннотация

В работе средствами программирования численно интегрируются уравнения движения самолёта на взлёте и посадке.

Ключевые слова: моделирование, взлётно-посадочные характеристики, самолёт, динамика, сценарий.

Введение

Возможность вводить в задачу новые события и управляющие сигналы позволяет имитировать поведение лётчика, что позволяет повторять условия лётных испытаний и корректнее прогнозировать натурные взлётно-посадочные характеристики (ВПХ) самолёта. Частое несоответствие расчётных оценок фактическим результатам, предоставленных лётной исследовательской базой послужило поводом для настоящей работы.

Проблема согласования натуральных и расчётных условий, в том числе в части имитации действий лётчика, заставляет разрабатывать динамические модели. Условия, при которых должен производиться испытательный полёт сложно строго выдержать. Очевидным решением этой проблемы является внесение поправок в динамическую модель, учитывающая фактические данные о полёте. Согласование результатов лётных испытаний и результатов численного моделирования позволяют определить натурные аэродинамические характеристики самолёта и обеспечивают корректность прогнозирования ВПХ для вновь создаваемых самолётов.

Цель данной работы: разработка математической модели для исследования ВПХ самолёта при воздействии различных факторов.

Конечным продуктом должно стать программное обеспечение,

позволяющие пользователю описывать различные сценарии полёта и корректно оценивать и прогнозировать ВПХ на этапе разработки авиационной техники, проведения испытаний и во время эксплуатации.

1. Математическая модель. Алгоритм расчета.

Поскольку взлёт и посадка осуществляется в плоскости симметрии взлётно-посадочной полосы (ВПП) и отклонения от траектории малы для корректного расчёта длин пробега и разбега достаточно одномерной модели движения материальной точки.

Специфика динамики летательных аппаратов заключается в зависимости сил, действующих на него, от скорости движения. Аэродинамические силы и тяга двигателя или воздушного винта пропорциональны квадрату скорости и имеют сложную зависимость, не позволяющие получать точные решения путём непосредственного интегрирования. Численное интегрирование на малом шаге по времени Δt осуществляется с допущением, что движение является равно ускоренным $a = \text{const}$. Такой подход позволяет обеспечить достаточную для практики точность расчётов.

Система уравнений (1) является приближённым решением дифференциального уравнения движения в конечно-разностном виде:

$$\begin{cases} L_{i+1} = L_i + V_i \Delta t + 0,5 a_i \Delta t^2 \\ V_{i+1} = V_i + a_i \Delta t \\ a_{i+1} = \Delta P(V_{i+1})/m \end{cases} \quad (1)$$

где L – перемещение, V – скорость, a – ускорение, m – масса самолёта, ΔP – избыточная тяга двигателя, результирующая сил действующих на самолёт параллельно плоскости ВПП, i – номер шага по времени.

Начальные условия для расчёта разбега:

$$\begin{cases} L_0 = 0 \\ V_0 = 0 \\ a_0 = \Delta P(0)/m \end{cases} \quad (2)$$

Условие остановки интегрирования для разбега:

$$Y_k \geq G \quad (3)$$

Условие (3) показывает, что подъёмная сила крыла превысила вес самолёта на k -том шаге по времени и самолёт оторвался от ВПП. При малом шаге по времени за приближённое решение можно взять результат, полученный на k -том шаге по времени.

Начальные условия для расчёта пробега:

$$\begin{cases} Y_{-1} \leq G \\ L_0 = 0 \\ V_0 = V_{-1} \end{cases} \quad (4)$$

Для расчёта дистанции разбега необходимо задать начальную скорость выше ожидаемой скорости посадки и выполнить несколько предварительных итераций до достижения условия (3), когда подъёмная сила крыла станет меньше веса самолёта, что означает касание поверхности ВПП, полученная при

этом скорость принимается за начальную скорость пробега.

Условие остановки интегрирования при пробеге:

$$V_k \leq 0 \quad (5)$$

Для моделирования различных сценариев в расчёт вводятся команды изменяющие функции, описывающие аэродинамические силы, действующие на самолёт и силу тяги двигателя или винта:

$$\begin{cases} X_a = f(\alpha, \delta_3, \delta_{\text{и}}, V, \dots) \\ Y_a = f(\alpha, \delta_3, \delta_{\text{и}}, V, \dots) \\ P = f(\alpha, k_{\text{рев}}, V, \dots) \end{cases} \quad (6)$$

Законы изменения сил (6) учитывают угол атаки α , углы отклонения закрылков (предкрылков) и интерцепторов (аэродинамических тормозов) δ_3 , $\delta_{\text{п}}$, применения реверса на двигателе $k_{\text{рев}}$.

Таймерами задержек и управляющими сигналами моделируется конфигурация, и состояние самолёта в каждый момент времени. Пример алгоритмов интегрирования уравнения движения (1) представлен на рис. 1.

2. Программное обеспечение для расчёта ВПХ

Программное обеспечение написано на языке C#. Объектно-ориентированный язык удобен для описания моделей аэродинамических характеристик различных типов самолётов и характеристик различных типов двигателей и воздушных винтов. Создавая соответствующие классы объектов, можно гибко дополнять изначальную модель.

Написания интерфейса для приложения Windows облегчает работу с программой.

3. Отладка программного обеспечения

Корректность работы программы расчёта ВПХ проверялась путём сопоставления с результатом, полученным по классическим формулам, приводимых в учебниках по проектированию самолётов [1, 2]. Отладка программного обеспечения выполнялась на раннем этапе [3].

Наиболее достоверным источником информации о ВПХ самолётов являются руководства по эксплуатации (РЛЭ). Используя, упрощённые модели сил, действующих на самолёт, были проведены расчёты для самолётов Ан-2, Ан-26 и Як-40. Максимальные погрешности в определении длин разбега и пробега не превысили 10%. Подобный результат приемлем для практического применения.

Дальнейшим направлением работы станет совершенствование моделей сил, действующих на самолёт, путём учёта особенностей поляр и характеристик двигателей каждого их самолётов.

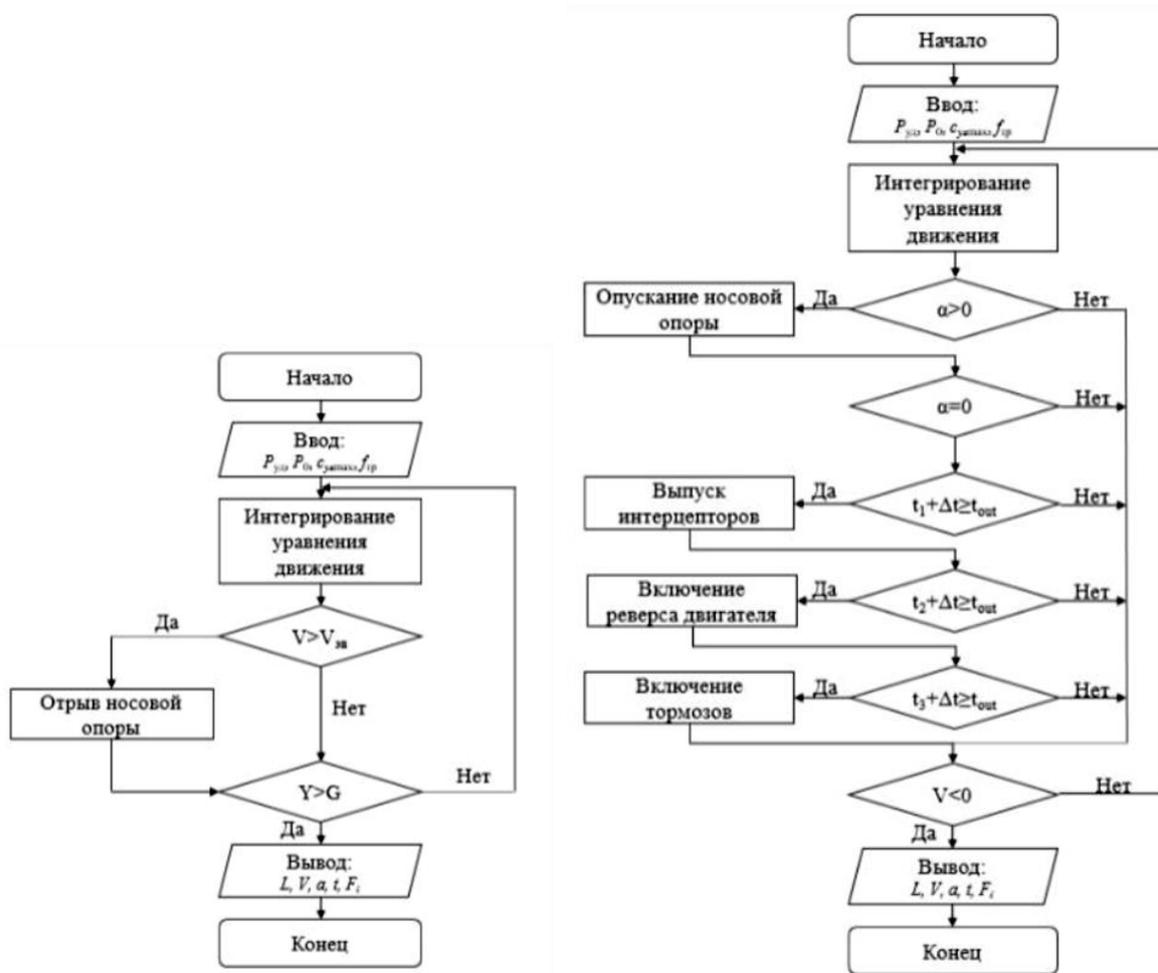


Рис. 1. Блок-схемы алгоритмов разбега (слева) и пробега (справа)

Заключение

Результаты верификации динамической модели (1)-(6) показали приемлемость принятых допущений. Максимальные погрешности в определении длина разбега и пробега не превысили 10%.

Дальнейшее совершенствование модели пойдёт по пути совершенствования моделей сил, действующих на самолёт.

Разработка интерфейса для упрощения работы с программой, позволит использовать результаты данной работы даже неподготовленным пользователям.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолётов/ А.А. Бадягин, Ф.А.Мухамедов.- М.: Машиностроение, 1978.-208 с.
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др. Проектирование самолётов: Учебник для вузов / Под ред. Егер С. М. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

3. Подход к взвешенной оценке взлётно-посадочных характеристик самолёта / А. С. Виноградова, М. А. Акимов // Труды 18 Всероссийской научно-технической конференции "Наука. Промышленность. Оборона" (19-21 апреля) Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017 – с. 243-246

THE CALCULATION OF TAKE-OFF AND LANDING CHARACTERISTICS OF THE AIRCRAFT BY THE DYNAMIC MODELING METHOD

Vinogradova Agelika Sergeevna¹, Akimov Mikhail Alexandrovich^{1,2}

¹Novosibirsk State Technical University

20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (383) 346-08-43

²Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin,
21 Polzunov str, Novosibirsk, 630051, Russia, tel. (383) 279-01-56

Vinogradova A. S., e-mail: angelsr1996@ngs.ru

Address for correspondence: Vinogradova Agelika Sergeevna,

Novosibirsk State Technical University 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. (383) 346-08-43

Abstract

In paper program for calculated of takeoff and landing characteristics was developed.

Key words: semulation evaluation, take-off and landing characteristics, aeroplane,dynamics.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕДОСТАТКОВ ТЕХНОЛОГИИ РАЗМЕРНОГО ХИМИЧЕСКОГО ТРАВЛЕНИЯ

*Шулаков Кирилл Александрович, Дерхо Евгений Павлович,
Рынгач Николай Анатольевич¹*

¹Новосибирский Государственный Технический Университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20
Шулаков К.А., e-mail qwerty1996101@gmail.com
Дерхо Е.П., e-mail d.ewgeniy@gmail.com

Аннотация.

В статье идет речь об использовании размерного химического травления в производстве листовых деталей. Статья содержит оценку затрат на расходные материалы при обработке заготовки из алюминиевого сплава, а также сведения о путях удешевления технологии.

Ключевые слова: обработка листовых деталей, размерное химическое травление, химическое фрезерование, металлографическое исследование.

Размерное химическое травление (или химическое фрезерование) – один из традиционных и малораспространенных методов обработки деталей в промышленности. На данный момент существуют пути совершенствования данной технологии.

Актуальность выбранной темы для исследования связана с освоением данной технологии на предприятии и внедрением выбранного метода обработки в производство. Целью данной работы является совершенствование данного метода обработки. Задачи заключаются в исследовании технологии химического фрезерования, определении недостатков и уменьшении их влияния, а также поиске путей удешевления производства без потери качества продукции.

Размерное химическое травление – процесс обработки листовых деталей, заключающийся в растворении металла, не защищенного фоторезистом, в травителе за счет химической реакции. Технология применяется для обработки деталей сложной геометрической формы, а также для тонких листовых деталей [1].

Сущность процесса размерного химического травления заключается во взаимодействии компонентов сплава с травителем по всей обрабатываемой поверхности заготовки. Под воздействием химически активных растворов материал удаляется с поверхности заготовки. Глубина съема материала зависит от времени контакта заготовки с раствором. Малые скорости съема металла позволяют прекратить процесс в любой момент, то есть обеспечить высокую точность изготовления деталей.

Применение местных утолщений листовых обшивок позволяет повысить

равнопрочность конструкции, однако такие элементы конструкции без изменения структуры материала возможно выполнить лишь химическим фрезерованием. Проблема заключается в том, что существующая методика глубокой химической обработки деталей является недостаточно технологичной. Одним из важнейших недостатков технологии является низкая точность методики расчета припуска на боковой подтрав при многоуровневой глубокой обработке [2].

Для изучения химического фрезерования изготавливаются образцы листовой детали. До начала обработки на образцы наносится разметка. Процесс обработки заключается в погружении образца в ванну и удержании его в течение некоторого времени. Срезы протравленных образцов затем обследуются на конфокальном микроскопе. Данное оборудование позволяет провести анализ полученных отклонений начала и конца зон химического фрезерования, измерение шероховатости и изучить дефекты поверхности.

Для теоретической оценки себестоимости также был проведен анализ затрат на расходные материалы при обработке заготовки из алюминиевого сплава АМг6 площадью 1,25 м² с обрабатываемой поверхностью площадью 1 м². Суммарная стоимость расходных материалов для размерного химического травления заданной заготовки составила 393,5 р. В ходе проведенного анализа были оценены самые затратные этапы технологического процесса, а именно: нанесение лакокрасочного покрытия (191,7 р на разметку и 59,8 р на формирование защитного нефрезеруемого слоя), удаление лакокрасочного покрытия (48 р на смывку) и химическое фрезерование (93,9 р на травильный раствор). Оценка стоимости проведена по методике нормирования расхода материалов при химическом фрезеровании [3].

Были определены следующие пути удешевления данной технологии: создание более совершенных и дешевых покрытий, применение регенерации отработанных растворов, автоматизация процесса.

Подводя итоги можно сказать, что технология обработки листовых деталей методом размерного химического травления имеет большие перспективы применения, поскольку позволяет облегчить конструкцию, обеспечив равнопрочность, что особенно важно в авиастроении. Однако имеются существенные недостатки, связанные с недостаточной изученностью метода расчета. Таким образом, следующая задача заключается в определении оптимального способа подсчета припуска на подтрав, методики проведения контроля процесса изготовления, повышении качества продукции, снижении трудоемкости изделия.

В качестве личного вклада в данную работу можно выделить: исследование источников для определения преимуществ и недостатков данного метода обработки; проведение расчета оценки себестоимости для определения путей удешевления; подготовка материала для проведения реального эксперимента и дальнейшего исследования процесса.

Список литературы

1. Вигдорчиг С.А. Размерное химическое травление в самолетостроении: методическое пособие / С.А. Вигдорчиг. – М.: Ротапринт МАИ, 1978. – 41 с.: ил.
2. Суворов К.В. Совершенствование процесса обработки листовых деталей: дис.: 24.04.04 / К.В. Суворов. – Новосибирск, 2018. – 71 с.: ил.
3. ОСТ 92-0092-79. Фрезерование химическое. Нормирование расхода материалов. - введ. 01.10.1980. - 1980. - 46 с.

STUDY OF THE DEFICIENCY OF TECHNOLOGY OF CHEMICAL MILLING

Shulakov Kirill Alexandrovich, Derkho Evgeny Pavlovich¹

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

Abstract. The article deals with the use of dimensional chemical etching in the production of sheet metal parts. The article contains an estimate of the cost of consumables in the processing of billet of aluminum alloy, as well as information on ways to reduce the cost of technology.

Keywords: processing of sheet parts, chemical etching, chemical milling, metallographic research.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ КОМПОЗИТНЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ГРАЖДАНСКИХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Клочков Никита Игоревич, магистр;

Зверков Илья Дмитриевич, доктор техн. наук

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

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

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

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

Аннотация

В данной работе ставится задача подбора наиболее эффективного комплекса методов неразрушающего контроля для диагностики композитных сотовых конструкций пассажирских самолетов. Конструкции данного типа наиболее подвержены внешним повреждениям в процессе эксплуатации воздушных судов.

Ключевые слова

Неразрушающий контроль; композитные сотовые конструкции; диагностика; метод фазированных решеток; метод термографии; вакуумный метод.

1. Введение

Проблема контроля целостности композитных сотовых конструкций на сегодняшний день является одной из наиболее актуальных проблем по техническому обеспечению безопасности полетов [1]. Сотовые панели применяются для внешней обшивки, стенок силовых элементов, полов, рулей направления и высоты, элеронов и створок ниш шасси.

Для выявления таких дефектов, как отслоения, трещины обшивки чаще всего применяется ультразвуковой метод неразрушающего контроля и TapTest метод (метод простукивания). Но в последнее время актуальным стал вопрос применения нового комплекса методов неразрушающего контроля для получения полной информации о целостности сотовых конструкций. Это связано с тем, что помимо вышеперечисленных дефектов в сотовых конструкциях возможны наличия влаги и последующее замятие сотовых ячеек. Все это ведет к дальнейшим серьезным разрушениям сотового наполнителя и всего объекта контроля в целом.

2. Постановка задачи

Целью данной работы является выбор нового комплекса методов неразрушающего контроля для выявления различных дефектов на примере сотовых конструкций самолета Boeing – 737 (800) и самолета Airbus A-320

family [2-3].

Задачами данной работы являются:

1. Подбор и анализ наиболее эффективных методов неразрушающего контроля.
2. Разработка технологического алгоритма для проведения данного комплекса неразрушающего контроля.
3. Подбор устройств, позволяющих проводить новый комплекс методов неразрушающего контроля в условиях авиатехнической базы.

3. Результаты

Для наиболее эффективного проведения мероприятий по выявлению дефектов на критических поверхностях воздушного судна (рулевые поверхности хвостового оперения, механизация крыла, створки ниш шасси) предлагается использовать комплекс из трех методов неразрушающего контроля. Это метод фазированных решеток, тепловизионный метод и вакуумный метод. Каждый из трех вышеперечисленных методов неразрушающего контроля обладает определенными преимуществами и недостатками.

Метод фазированных решеток позволяет выявлять трещины и несплошности в обшивке, метод термографии выявляет наличие влаги в сотовых конструкциях, а вакуумный метод позволяет выявлять разрушения клеевого соединения между обшивкой и сотовым наполнителем.

В качестве примера был рассмотрен руль направления, который имеет стандартную сотовую конструкцию: две композитные панели, между которыми крепится сотовый наполнитель (рис. 1, рис. 2).

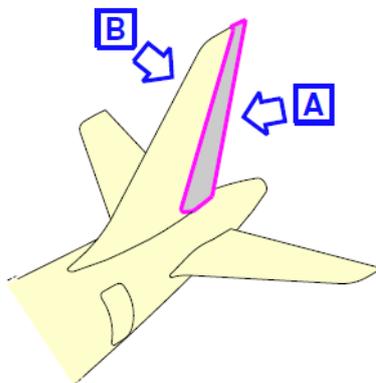


Рис. 1 – Общий вид руля направления

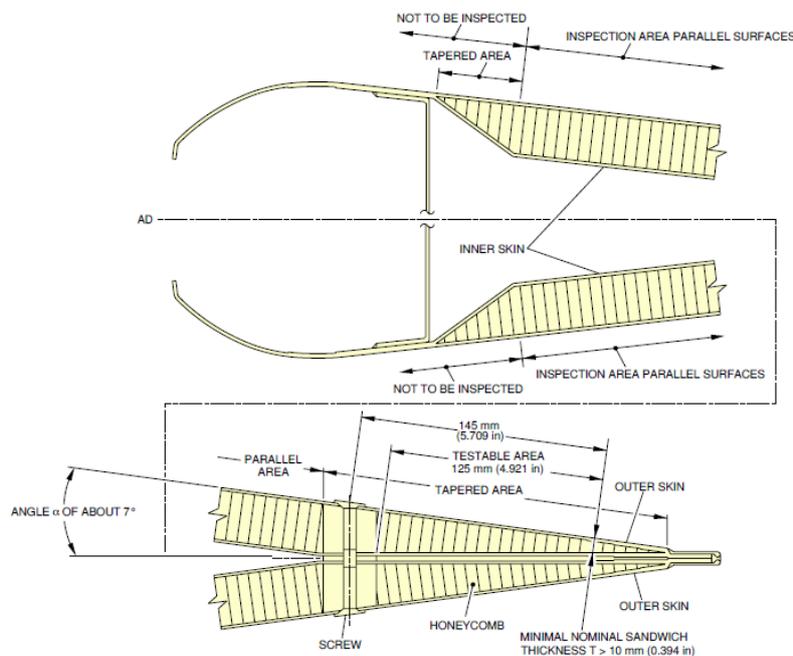


Рис. 2 – Конструкция руля направления

При составлении технологического алгоритма для выполнения разработанного комплекса необходимо учитывать требования и рекомендации производителя воздушного судна, а также следовать руководству по эксплуатации специального оборудования. В алгоритмах представлены необходимые расходные материалы, оборудование и последовательность выполнения мероприятий по проведению неразрушающего контроля. В качестве специально оборудования для каждого метода были подобраны необходимые приборы, отвечающие современным требованиям для проведения эффективной диагностики объектов контроля. Это ультразвуковой дефектоскоп на фазированных решетках OMNISCAN MX2, тепловизор FLIR T250 и вакуумная установка MBVBT100.

Разработанные методики позволят наиболее эффективно проводить мероприятия по проведению неразрушающего контроля для авиакомпаний, владеющим большим количеством воздушных судов, для обеспечения высокого уровня безопасности полетов, как на внутренних, так и на международных авиаперевозках [4].

4. Выводы

Анализ существующих методов неразрушающего контроля позволил разработать методику выполнения комплекса диагностики сотовых конструкций, состоящего из трех методов: метод фазированных решеток, тепловизионный метод и вакуумный метод. По отдельности данные методы не позволяют провести полную и достоверную диагностику объекта контроля. Поэтому, предлагается применять выше перечисленные методы только в одном едином комплексе для эффективного выявления критичных дефектов конструкции воздушного судна. Стоит отметить, что подобранное специальное оборудование для эффективного выполнения разработанного комплекса

возможно применять преимущественно крупным авиакомпаниям и организациям, занимающимся техническим обслуживанием и ремонтом авиационной техники. Это связано с высокой стоимостью оборудования и необходимостью прохождения официальной технической учебы персонала по работе с ним.

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. 67, 15 Oct. 2018 (Руководство по технической эксплуатации самолёта B737-600/700/800/900: ревизия 67 от 15 октября 2018 года).
3. Aircraft maintenance manual Airbus A319, A320, A321: rev. 42, 01 Nov. 2018 (Руководство по технической эксплуатации самолёта Airbus A319, A320, A321: ревизия 42 от 1 ноября 2018 года).
4. Nondestructive testing manual Airbus A318, A319, A320, A321: rev. 115 01 Jun. 2017 (Руководство по неразрушающему контролю самолётов Airbus A318, A319, A320, A321: ревизия 115 от 1 июня 2017 года).

IMPROVING THE METHOD OF NON-DESTRUCTIVE CONTROL OF COMPOSITE HONEYCOMB CONSTRUCTIONS OF CIVIL PASSENGER AIRCRAFTS

Klochkov Nikita Igorevich, Master of Engineering sciences; Zverkov Ilya Dmitrievich, D.Sc. (Engineering), Professor

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karla Marksa Avenue, 20, tel. (913)980-24-35

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

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

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

Abstract: In this paper, the task is to select the most effective set of non-destructive testing methods for diagnosing composite honeycomb constructions of passenger aircraft. Honeycomb constructions are the most susceptible to external damage during the operation of aircraft.

Keywords: Non-destructive control; composite honeycomb constructions; diagnostics; phased array method; thermography method; vacuum method.

**МАТЕРИАЛЫ ДОКЛАДА НА ТЕМУ:
«МОДУЛЬНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ»
Левицкий М.А., Семашко М.Ю., Кувшинова Н.Л.**

ФГАОУ ВО «Южно-Уральский государственный университет»

Ключевые слова: летательные аппараты, органы управления, газодинамика, конструктивные решения, повышенная дальность, высокоточное вооружение.

Летательные аппараты (Л.А.) для систем (РСЗО), по причине быстрого развития систем ПВО и войсковых зенитно-ракетных комплексов, способных заблаговременно отражать удары и осуществлять перехват ракет требуют постоянного совершенствования. Существенно возрастают требования к точности и боевой эффективности. В настоящее время за рубежом активно работают программы по модернизации GMLRS, ATACMS и других комплексов [1-3].

Рассмотрим управляемую унитарную ракету GMLRS (Guided MLRS) калибра 227 мм для комплекса M270 MLRS от компании Lockheed Martin – одного из ведущих разработчика вооружений для стран НАТО. Комплекс M270 был создан ещё в 80-е и представлял собой универсальную пусковую установку, способную выполнять задачи РСЗО и тактических ракетных комплексов. Данная система не раз модернизировалась и в 2005 году была выпущена M270A1, что позволило использовать новые боеприпасы в том числе управляемые с системой GPS: (GMLRS) Unitary Phase II rocket at White Sands Missile Range. Данная ракета поражает цели на дистанции до 70 км с чрезвычайно высокой точностью. В 2006 году были завершены семнадцать успешных испытательных стрельб с управляемыми РСЗО, в которых было задействовано в общей сложности 30 ракет [1-3].

GMLRS позволила уменьшить количество ракет, необходимых для поражения текущих целей на 80 процентов.

В Израиле компанией Israel Military Industries была разработана ракета Delilah (Далила), а точнее её вариация Delilah-GL. Данная модификация является адаптацией Delilah-AR для наземных пусковых установок, что позволяет размещать их на универсальной платформе РСЗО Lynx. Эта система явилась универсальным инструментом для решения оперативно-тактических задач, особенно, учитывая возможность установки на нее различных боевых частей [4].

В силу сложившийся в мире ситуации актуальна задача существенного расширения возможностей отечественных комплексов, а в частности их снарядов. Наиболее важными параметрами модернизации являются: дальность, точность, пониженная заметность в сантиметровом диапазоне радиоволн и

гибкость в применении. Следовательно, новое изделие должно иметь модульную конструкцию, быть оснащено современными комплексами управления и наведения, обладать мощным двигателем, развитыми органами управления и комплексом мер по обеспечению малой заметности, тем самым имея возможность поражать удалённые разнотипные и защищённые комплексами противоракетной обороны объекты.

Рассмотрим некоторые методы и конструктивные решения, к разработке нового боеприпаса, обладающего модульной конструкцией, большой дальностью, высокой точностью, малой заметностью и хорошими маневренными возможностями. Каждая из характеристик, подлежащая модернизации, требует тщательной проработки. Рассмотрим пример конструкции, который, на наш взгляд позволит приблизиться к вышеназванным требованиям.

Так, модернизация ракетной части увеличит дальность, что позволит с более безопасных позиций, поражать объекты, расположенные глубже на территории противника.

Принято решение увеличить ракетную часть примерно на 20%, изменить марку топлива, к примеру, на смесевое на основе перхлората аммония и связке поливинилизопренуретана с концевыми эпоксидными группами (ПДИ-ЗА) в соотношении 90/10 с добавлением алюминиевой пудры и выполнить щелевые вырезы в заряде [6].

Боевую часть лучше создавать отделяемой с целью уменьшения скорости снижения и лучшей стабилизации полёта. Применение наиболее подходящего типа боевой части повысит эффективность её действия, тем самым, снижая требуемый расход боеприпасов для поражения конкретной цели.

Использование новейших автоматов стабилизации, механизмов и высокоразвитых органов управления снизит влияние возмущающих воздействий и придаст возможность маневрирования ЛА, а, следовательно, позволит поражать малоразмерные и защищённые объекты.

Применение покрытий для низкой заметности может повысить вероятность поражения цели в условиях противодействия.

В данной работе был произведен расчёт двигателя для разрабатываемого ЛА.

По результатам расчётов данный двигатель способен придать скорость ЛА до 2000м/с, что позволит достичь хорошей дальности и создать большой запас полной энергии ЛА.

Следующей задачей является подбор материалов для органов управления и основных модулей. Наиболее перспективным видится широкое применение композитных полимерных материалов. На основные аэродинамические поверхности ЛА будет действовать давление набегающего потока воздуха, следовательно, необходимо для таких элементов использовать материалы, хорошо работающие при поперечных нагрузках и больших касательных напряжениях, и при этом обладать достаточной жёсткостью для эффективного противодействия эффекту крутки. В качестве примера рассмотрим прочностное моделирование планера в среде, у которого аэродинамические поворотные

крылья выполнены из углепластика, а корпус из конструкционной стали (СП-28). Расчёты проводились при следующих углах атаки: 0, 5, 10 и 35 (как критический). Скорость потока принималась 2000 м/с.

По результатам моделирования видно, что данная конструкция хорошо справляется с нагрузками, а аэродинамическое качество находится на приемлемом уровне учитывая, что планер выполнен с расчётом на снижение заметности в сантиметровом диапазоне длин радиоволн [11].

Задача снижения заметности ЛА для радиолокационных установок наблюдения и наведения не решается использованием только полимерных материалов в планере. Поэтому целесообразно использовать радиопоглощающее покрытие на основе тонких плёнок аморфного гидрогенизированного углерода с наночастицами 3d металлов (никеля, кобальта, железа и др.) нанесённых методом ионно-плазменного магнетронного напыления на гибкие подложки из арамидной ткани. Данное покрытие способно обеспечить модуль коэффициента отражения от -10 до -30 дБ при толщине покрытия от 1 до 3 мм [12].

Полное изменение энергетических и аэродинамических качеств изделия потребует создания новой системы стабилизации, управления и наведения. Чтобы создать такие системы необходимо знать аэродинамические характеристики ЛА. Для их определения проведём статическое моделирование обтекания ЛА, его органов стабилизации и управления. Характеристики среды будут следующими: Скорость набегающего потока 2000 м/с, плотность воздуха стандартная, атмосферное давление 760 мм.рт.ст. Профиль обтекания органов стабилизации- NASA 0006 с длиной хорды 175 мм.

По результатам моделирования можно сделать вывод, что данный профиль является приемлемым. Так как имеет низкий коэффициент лобового сопротивления, а это положительно сказывается на скорости ЛА и его способности к маневрированию.

В связи с большой скоростью изделия возникают повышенные требования к быстрдействию системы управления и стабилизации, особенно при совершении активного маневрирования в условиях противодействия. Нельзя забывать о комплексах радиоэлектронной борьбы, способных серьёзно затруднить работу данных систем.

На основании проделанной работы можно заключить, что выбранный вектор по созданию модульных летательных аппаратов, обладающих возможностью варьирования, входящих в него модулей, в частности: боевой, ракетной, сопловой частей, а также элементами системы управления и материалами конструкций позволит создать современное средство поражения, не уступающего зарубежным аналогам.

ЛИТЕРАТУРА

- 1) Статья в журнале ARMY Technology «MLRS (Multiple Launch Rocket System)»:
<https://www.armywww.win2.cn/g10-technology.com/projects/mlrs/>
- 2) Информационная – новостная система «Ракетная техника»
Оперативно-тактический ракетный комплекс АТАСМС:
<http://rbase.new-factoria.ru/missile/wobb/atacms/atacms.shtml>
- 3) Официальный сайт Lockheed Martin news :
https://news.lockheedmartin.com/2019-03-28-U-S-Army-Awards-1-13-Billion-Contract-to-Lockheed-Martin-for-Guided-Multiple-Launch-Rocket-System-Production-Support-Equipment?_ga=2.163744697.784327145.1554375723-1223230591.1554260649
- 4) Статья в интернет журнале Военное обозрение «Высокоточная крылатая ракета Delilah» 16 декабря 2011г.
<https://topwar.ru/9341-vysokotochnaya-krylataya-raketa-delilah.html>.
- 5) Информационная – новостная система «Ракетная техника»
<http://rbase.new-factoria.ru/>
- 6) Косточко А.В., Казбан Б.М. «Пороха ракетные твердые топлива и их свойства. Физико-химические свойства порохов и ракетных топлив». 2015г
- 7) Липанова А.М., Алиев А.В. Проектирование ракетных двигателей твёрдого топлива: учебник для студентов вузов. М.: Машиностроение, 1995.- 400 С.: ил. ISBN 5-217-02650-2
- 8) Куров В.Д. Должанский Ю.М. Основы проектирования проховых ракетных снарядов : учебное пособие. Научно-технологическое издательство ОБОРОНГИЗ Москва 1961 [5].
- 9) Шапиро Я.М. «Теория ракетного двигателя на твёрдом топливе»
Военное издательство министерства обороны СССР Москва 1966. -250 с.
- 10) В.П. Белов практическое пособие: «Расчёт параметров и характеристик ракетных двигателей» Санкт-Петербург 2013г – 28с
- 11) Статья ИТПЭ РАН А.Н.Лагарьков, А.И. Феоренко, В.Н. Кисель, С.Г. Кибец, В.Н. Семенченко «Актуальные задачи стелс-технологий».
- 12) Научный журнал «Электроника: наука , технология, бизнес» статья Г.Николайчук, В.Иванов, С.Яковлев.
«Радиопоглощающие материалы на основе наноструктур» выпуск 1/2010

MODULAR AIRCRAFT

Levitskii Mark Andreevich, student;
Semashko Marina Yurievna, PhD in Techn. Sc., Assos. Prof.;
Kuvshiniva Natalia Lvovna, Senior Lecturer
South-Ural State University
454080, Russia, Ural federal district, Chelyabinsk, V. I. Lenina av., 76.
Tel 267-99-00

Levitskii M. A., e.a.lev@mail.ru
Semashko M.Y., smashkomi@susu.ru
Kuvshiniva N.L., kuvshinovanl@susu.ru

Annotation.

Considered the design of aircraft. Proposed model design of the aircraft

Keywords:

Aircraft, controls, gas dynamics, constructive solutions, increased range, precision weapons.

РАДИАЦИОННЫЙ НАГРЕВ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК ДЛЯ ФОРМОИЗМЕНЕНИЯ НА ПАДАЮЩИХ МОЛОТАХ

Литвинов Вячеслав Александрович, магистрант;

Курлаев Николай Васильевич

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

Литвинов В.А., email: vyacheslav-litvinov@mail.ru

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

Адрес для корреспонденции: Литвинов Вячеслав Александрович,

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (999)462-31-63

Аннотация

В данной статье поставлена задача разработать установку для радиационного нагрева титановых листовых заготовок при изготовлении деталей на листоштамповочных молотах. Была разработана схема нагревательной установки. Проведены необходимые расчеты по определению времени нагрева заготовок и контролю за температурой, а также расчеты на прочность установки. Проанализирована эффективность спроектированной установки и описаны преимущества радиационного метода нагрева заготовок.

Ключевые слова

Радиационный нагрев, нагрев титановых листовых заготовок, формоизменение титановых листовых заготовок.

1. Введение

Титановые сплавы по своим физико-химическим и технологическим свойствам лучше многих современных конструкционных материалов, включая самые распространенные, такие как сталь и алюминий.

Однако, эти сплавы труднодеформируемые и поэтому детали, которые получают путем деформирования листовых заготовок в холодном состоянии ударным способом, имеют низкое качество. Это обуславливается появлением трещин. Данную проблему можно решить путем термической обработки заготовок перед деформацией.

Целью данной работы является разработка установки для радиационного нагрева листовых заготовок из титановых сплавов для формоизменения на листоштамповочных молотах.

2. Методика

Радиационный нагрев листовых заготовок из титанового сплава представляет собой нагрев заготовки лампами инфракрасного излучения.

Исходными данными для проектирования нагревательной установки являются:

- температура нагрева листовых заготовок 500...800 °С;
- возможность вносить нагреватель в рабочую зону механическим путем, а также вращать его вокруг своей оси на 90°;
- напряжение питания нагревателя 220 В. Максимальная мощность нагревателя 10 кВт;
- габаритные размеры нагревателя должны превышать размеры рабочей зоны молота;
- возможность регулирования зазора между нагревателем и заготовкой.

Установка для радиационного нагрева изображена на рисунке 1.

В качестве нагревательных элементов были выбраны галогеновые лампы накаливания КГТ 220-2200. Нагреватель состоит из 5 ламп. Лампы крепятся на токоподводах, закрепленных на отражателе. Нагреватель устанавливается на упругом подвесе, с целью уменьшения динамических нагрузок на спираль лампы инфракрасного нагрева.

С учетом выбранной лампы накаливания был произведен расчет времени нагрева (см. формулу 1) титановых заготовок с массой не более 1 кг. Получилось, что время нагрева для большинства заготовок не будет превышать 1.5 минуты.

$$t = \frac{cm\Delta T}{\eta N_{\text{лампы}}} \quad (1)$$

где η – КПД процесса, учитывающее тепловые потери; t - время нагрева, $N_{\text{лампы}}$ – мощность ламп; c - удельная теплоемкость материала заготовки; m – масса заготовки; $\Delta T = T_{\text{max}} - T_0$ - перепад температур между максимальной температурой заготовки T_{max} и температурой окружающей среды T_0 .

В качестве токоподводящих проводов используется провод марки РКГМ-5. Он имеет изоляцию и оболочку из кремний-органической резины, не распространяет горение. Предназначен для фиксированного монтажа в производстве электронагревательных приборов.

С учетом среднего времени нагрева заготовки был выполнен расчет температуры нагрева провода РКГМ-5 (см. формулу 2):

$$\Delta T = \frac{i^2 \rho_s t}{\rho c} \quad (2)$$

где ΔT – температура провода; i^2 – плотность тока; t - время нагрева; ρ_s – удельное электрическое сопротивление меди; c - удельная теплоемкость; ρ – плотность меди.

В результате было получено, что температура провода за 1.5 минуты работы не превысит 40 °С.

Механизм вертикального перемещения нагревателя состоит из ходового винта с гайкой с резьбой Трап.36х3. При вращении ручки перемещается нагреватель с целью установки необходимой высоты над заготовкой, установленной на матрицу.

Упругий подвес представляет собой балку-пластину из алюминиевого сплава Д16Т сечением 70х4 мм и рабочей длиной 350 мм.

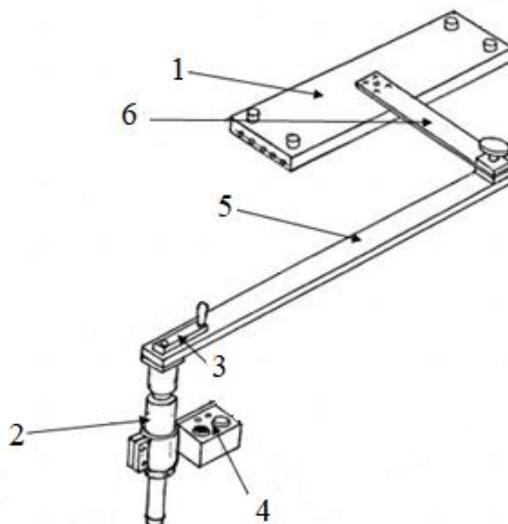


Рисунок 8 – Установка для радиационного нагрева:

1 – нагреватель; 2 – механизм вертикального перемещения;
3 – рукоятка; 4 – пульт управления; 5 – поворотная консоль; 6 – подвес
упругий.

На основании проведенного анализа, в качестве наиболее оптимальных измерителей температуры заготовок были выбраны термоэлектрические преобразователи - термопары и пирометр спектрального отношения «Спектропир 11М-001». Они наиболее экономичны и в меньшей мере подвержены влиянию запыленности и влажности воздуха, находящегося между объектом измерения и датчиком прибора.

Положительными особенностями является:

- получение высоких скоростей нагрева, что в свою очередь, позволяет добиться уменьшения толщины газонасыщенного слоя на поверхности листовой заготовки;
- хорошие условия для равномерного распределения температуры по поверхности заготовки;
- нет необходимости перед началом работы разогревать установку;
- компактность и мобильность установки, что позволяет быстро перенастраивать производство.

Недостатки радиационного нагрева:

- сложность измерения температуры.

3. Результаты

В ходе данной работы были рассчитаны параметры радиационного нагрева, разработана конструкция установки с соответствующим ей сборочным чертежом, подобраны основные элементы нагревательной установки и проведен анализ по выбору средств измерения и контроля температуры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Технология заготовительно-штамповочных работ в производстве самолетов: Учебник для вузов / Горбунов М.Н. – М.: Машиностроение, 1981.— 224 с.
2. Оборудование и средства автоматизации и механизации заготовительно-штамповочных цехов: учеб. пособие для авиационных вузов / Катков В.Ф. – М.: Машиностроение, 1985.— 384 с.
3. Теоретические основы технологии и процессы изготовления деталей самолетов: учеб. пособие для авиационных вузов / И.А. Зернов, Л.А. Коноров – М.: Оборонгиз, 1960.— 627 с.
4. ГОСТ 6616-94. Преобразователи термоэлектрические. Общие технические условия. – М.: Изд-во стандартов, 1998. – 32 с.

RADIATION HEATING OF SHEET STOCKING FOR DEFORM THEM WITH A FALLING HAMMER

Litvinov Vyacheslav Aleksandrovich – Master’s Degree student,
email: vyacheslav-litvinov@mail.ru

Kurlaev Nikolay Vasilevich – D.Sc. (Engineering), Deputy Head of Department, email kurlayev@craft.nstu.ru
Novosibirsk state technical university, Carl Marx Avenue 20 Corps 3,
Novosibirsk, 630073, Russia.

Abstract

This article is tasked to develop a radiation heating installation of titanium sheet blanks for the manufacture of parts for sheet forging hammers. A scheme of the heating installation was developed. The necessary calculations were carried out to determine the heating time of the prepatation and temperature control, as well as calculations of the strength of the installation. The efficiency of the designed installation is analyzed and the advantages of the radiation parameters are described.

Keywords

Radiation heating, heating of titanium sheet stocking, shaping titanium sheet stocking.

СНИЖЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ БРАКА ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТОПЛИВНЫХ БАКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Лузан Егор Сергеевич, Нарышева Галина Геннадьевна

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

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

Нарышева Г.Г., e-mail narysheva@corp.nstu.ru

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

Аннотация

Возникновение брака при производстве авиационной техники, происходит вследствие допущения отступлений, отклонений, несоответствий, нарушений, или повреждения изделий в процессе производства. В данной статье речь пойдет о способах снижения возникновения брака при производстве авиационных топливных баков.

Ключевые слова

Брак; топливный бак; несоответствия; отклонения; производственный процесс.

1. Введение

Каждое предприятие, занимающиеся производством авиационной техники, рано или поздно сталкивается с проблемой возникновения брака производимой продукции. В области производства авиационных топливных баков, данная проблема является весьма актуальной, вследствие того, что бак представляет собой большой тонкостенный резервуар, конструкция которого включает в себя продолговатые панели сложной формы. Присутствие подобных панелей усложняет процесс изготовления, тем самым повышая риск возникновения брака. При состыковке отсеков, составляющих топливный бак, не редко возникают проблемы, связанные с появлением зазоров или наложений элементов друг на друга, которые в дальнейшем негативно сказываются на герметичности топливных баков.

2. Брак на производстве

Сам по себе брак может быть не столь критичным и в некоторых случаях несоответствиями в производимой продукции, могут пренебрегать. Но что если брак вызывает существенные отклонения от заданных контуров изделия, возникновения зазоров или же наложения элементов обшивки друг на друга? В таком случае пренебречь отклонениями уже нельзя и приходится привлекать соответствующих специалистов способных сделать заключение о дальнейших работах по данному изделию, что может в конечном итоге занимать не мало времени. Отсюда возникает вопрос о том, как же избегать возникновения

несоответствий продукции, какие действия необходимо предпринять и какие пути решения данной проблемы существуют сегодня. Возникновение данной проблемы не обязательно напрямую связано именно с фактором введения в производство новых изделий, не выпускающихся ранее на предприятии. Проблемы несоответствия размеров, не собираемости агрегатов возникают даже уже на отлаженном производстве. Где, казалось бы, уже имеются отлаженные технологии производства, конструкторская документация уже не имеет ошибок и недочетов, у рабочего персонала уже сформирован большой опыт по изготовлению данного изделия. Но все же в процессе производства периодически возникают те или иные проблемы несоответствия деталей заданным формам, которые ведут за собой к возникновению брака, а в некоторых случаях даже к списанию с дальнейшего производства данного изделия что пагубно влияет на финансовую составляющую предприятия.

Подходя к данной проблеме необходимо последовательно ответить на следующие вопросы: Возникновение каких причин влекут за собой появление брака? Какие пути решения существуют на сегодняшний день? Какие действия необходимо предпринять чтобы минимизировать появления брака при производстве? Далее после получения ответов на данные вопросы опираясь на предложенные варианты решения типовых проблем можно сформировать будущий план действий по модернизации производственного процесса в целях снижения вероятности появления брака.

3. Причины возникновения брака

Основными критериями возникновения брака на предприятии выпускающем авиационную технику является ряд следующих причин:

1. Некачественное сырье;
2. Неисправное оборудование;
3. Неисправные инструменты;
4. Недочеты в конструкторской документации;
5. Недочеты в технологии производства;
6. Условия работы персонала;
7. Некомпетентность персонала;
8. Несовершенство системы контроля качества.

Совокупность данных причин ведут за собой к появлению множества несоответствий, которые можно представить в виде схемы представленной на (Рис. 1).

Проанализировав данную схему становится видно, что число разновидностей несоответствий очень велико. Выявление, устранение и контроль всех перечисленных несоответствий на 100% не представляется возможным. Но благодаря периодическому анализу производственного процесса, выявлению и устранению слабых звеньев, его составляющих, появление брака можно привести к минимуму.



Рис. 1 – Несоответствия продукции

4. Пути решения проблем

1. Организация контроля качества на этапе поступления сырья на производство;
2. Увеличение числа сроков проверки, ремонта и замены инструмента.

Данный критерий весьма актуален, т. к. сегодня не редко можно встретить ситуацию, при которой рабочий использует в процессе работы в некоторой степени неисправный инструмент.

3. Увеличение числа сроков проверки и ремонта используемой оснастки.

Проверка на работоспособность оснастки проводится, но весьма редко –

1-2 раза в год. За такой период оснастка может подвергнуться внешним механическим воздействиям и пригодность уже не будет удовлетворять необходимым требованиям. Детали, изготовленные на такой оснастке, могут иметь неправильную геометрию, а увеличение числа проводимых плановых осмотров оснастки, может устранить данную проблему.

4. Увеличение числа сроков технического обслуживания и ремонта оборудования;
5. Внедрение автоматизированных систем управления процессами, в целях сведения к минимуму человеческого фактора;
6. Повсеместное применение электронных моделей рабочими при сборке, отход от бумажной документации.

Применение электронных моделей уже широко используется на производстве авиационной техники, но их применение в основном концентрируется в конструкторских и технологических бюро. Увеличение количества оснащения для использования электронных моделей рабочими позволит получать более полную и точную информацию об изделии, тем самым свести к минимуму человеческий фактор.

7. Применение лазерного оборудования.

Применение лазерного оборудования при проверке точности расположения элементов конструкции агрегата друг относительно друга позволяет производить ориентировку с наибольшей точностью.

8. Введение межоперационного контроля со стороны БТК.

5. Вывод

Сведение к минимуму возможности появления брака на производстве авиационной техники требует постоянного анализа, контроля и модернизации производственного процесса, по причине того, что идет постоянное обновление оснастки оборудования и выпускаемых изделий. Применение приведенных способов решений данной проблемы обуславливает снижение вероятности возникновения брака при производстве топливных баков летательных аппаратов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ40.9002-88 Модель обеспечения качества при производстве, монтаже и обслуживании.
2. Производственный брак. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.logists.by/library/view/Proizvodstvennyj-brak>.
3. Как снизить производственный брак. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.logist.by/press/view/proizvodstvenniy-brak>.

DECREASE THE LIKELIHOOD OF MARRIAGE IN THE PRODUCTION OF FUEL TANKS OF AIRCRAFT

Luzan Egor Sergeevich, e-mail luzan_es1998@mail.ru

Narysheva Galina Gennadievna, e-mail narysheva@corp.nstu.ru

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

Abstract

The occurrence of marriage in the production of aircraft, is due to the admission of deviations, inconsistencies, violations, or damage to products in the production process. In this article we will focus on ways to reduce the occurrence of marriage in the production of aviation fuel tanks. Today, this problem is very relevant, due to the fact that the tank is a large thin-walled vessel, the design of which comprises oblong panels of complex shape. The presence of such panels complicates the manufacturing process, thereby increasing the risk of marriage. When joining the compartments that make up the fuel tank, there are often problems associated with the appearance of gaps or overlays of elements on each other, which further negatively affect the tightness of the fuel tanks. On the degree of compliance with certain criteria depends the overall component of the occurrence of marriage the on manufacture.

Keywords

Marriage; fuel tank; discrepancies; deviations; production process.

ДОРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО ГИДРОСТЕНДА ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОГИДРОНАСОСОВ САМОЛЁТА А-320

Лысенко Александр Андреевич, магистрант;

Рынгач Николай Анатольевич

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

Лысенко А.А., email sashanovosib47@gmail.com

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

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

Аннотация

В данной статье поставлена задача доработки универсального гидростенда для последующей проверки на нём электрогидронасосов самолёта А-320. Описываются параметры разрабатываемого стенда, удовлетворяющие эксплуатационной документации. Производится подбор агрегатов, насоса для подачи водного давления и расчёт гидравлических труб. Целью данной работы является формирование схемы будущего стенда и списка его компонентов.

Ключевые слова

Стенд для проверки механического насоса, электрогидронасос, схема гидростенда, агрегаты используемые для стенда.

1. Введение

Процесс технического обслуживания является одним из самых сложных и важных аспектов поддержания летной годности воздушных судов. Техническое обслуживание – это комплекс мероприятий по поддержанию исправного и работоспособного состояния воздушного судна. Эти мероприятия требуют выполнения работ квалифицированным инженерно-техническим персоналом и, зачастую, возникает необходимость в специальных средствах наземного обслуживания.

2. Теория

В самолёте А-320, гидросистема состоит из трёх независимых систем. Основным источником давления в одной из гидросистем, является электрическая насосная станция, модели РМР1V-20. Пакет насоса, состоит из гидравлического привода, с регулируемым электродвигателем.

В руководстве по технической эксплуатации насоса, есть ряд общих требований, предъявляемые к испытаниям: чистые 10 мкм или 15 мкм на линиях стенда, жидкость представляющая собой фосфатный эфир типа IV в соответствии со стандартами NAS 1638, Class 8 или выше, а так же блок должен контролироваться от излишних вибраций, нестабильности давления и утечек.

В эксплуатационной документации представлена схема стенда, для проведения тестирования электрогидравлического насоса. (Рисунок 1)



Рисунок 1- Схема стенда для тестирования электрогидравлического насоса

Исходя из требований эксплуатационной документации, в проектируемом стенде, должны присутствовать такие агрегаты, как: обратный клапан, предохранительный клапан, игольчатый клапан, датчик расхода, фильтр и подкачивающий насос. Такие агрегаты, как теплообменник и резервуар для жидкости, будут использоваться со стенда требующий модернизации и в подборе не нуждаются.

Следуя параметрам, указанные в эксплуатационной документации, для проверки электрогидравлического насоса, производим поиск и подборку агрегатов у поставщиков. Подобранные агрегаты представлены в таблице. (Таблица 1.)

Таблица 1. Параметры агрегатов, используемые в модернизации стенда.

Название	Рабочие давление, МПа	Подача, Л/мин	Температура, °С
Стенд	0,28±0,7	32	+46... +51
Обратный клапан VR2-II/32	32	50	-20...+80
Предохранительный клапан CD1-W	35	30	-20...+60
Игольчатый клапан V15	34,5	-	До 200
Датчик расхода RPC2-CTN/RC/M/31	32	22-38	-20...+80
Подкачивающий насос типа GR	4	34	-50...+300

Модернизация заключалась в объединении двух гидравлических схем стендов и подбора агрегатов. Объединение схем происходит из соображения, что для модернизированного стенда, от имеющегося стенда используется резервуар и теплообменник. Следовательно, схема для «нового стенда» располагается вблизи этих агрегатов.

Поскольку дополнительных требований к трубопроводу не указано, то основным критерием соответствия будет являться возможность перекачивать жидкость с указанным расходом. Воспользуемся табличными данными оптимальных скоростей для невязкой жидкости в напорном трубопроводе. Этот диапазон будет равен 1,5 – 3 м/с. Отсюда следует, что можно определить соответствующий значениям оптимальных скоростей диапазон оптимального диаметра для данного расхода. Диаметры труб из этой области, очевидно, будут удовлетворять требованиям применимости для данного в условиях случая расхода.

Можно определить диапазон оптимального диаметра для $Q = 32$ л/мин, воспользовавшись формулой расхода(1), выразив из нее диаметр трубы:

$$Q = [(\pi \cdot d_3^2)/4] v. \quad (1)$$

Откуда:

$$d_3 = \sqrt{(4Q)/(\pi v)}. \quad (2)$$

Подставим минимальное и максимальное значение оптимальной скорости:

$$d_{3,max} = \sqrt{(4 \cdot 0,0005)/(3,14 \cdot 3)}, \quad (3)$$
$$d_{3,max} = 0,02 \text{ м.}$$

То есть для линии с расходом 32 л/мин подходят трубы с диаметром 20 мм.

По ГОСТу 9567-75 производится подбор наружного диаметра труб. Подходящий диаметр 20 мм, при толщине стенки 2,2мм. Масса одно метра при данных параметрах трубы будет равна 0,96кг

3. Результаты

В ходе работы была произведена разработка модернизации гидравлического стенда. На основе предложенных методов из руководства по технической эксплуатации электрогидравлического насоса, была разработана схема для проверки этого компонента. Данная модификация позволит осуществлять техническую эксплуатацию, как механического гидронасоса, так и электрогидравлического насоса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Корнеев В.М.* Конструкция и основы эксплуатации летательных аппаратов: конспект лекций./ В.М. Корнеев.- Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2009г.
2. Руководство по технической эксплуатации компонентов A320.PUMP NO. 51154-02, -03, -04, -05, MOTOR PACKAGE PART
3. Справочник конструктора: Справочное методическое пособие/ Под ред. И.И. Матюшева. – СПб.: Политехника,2006. - 1027с.

MODIFICATION OF UNIVERSAL TESTING HYDRAULIC STAND FOR TESTING ELECTRIC HYDROPOWER PUMPS OF A-320 AIRPLANE

Lysenko Alexander Andreevich – Master’s Degree student,

email sashanovosib47@gmail.com

Ryngach Nikolay Anatolevich – Assistant professor,

email ryngach@corp.nstu.ru

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

Abstract

This article is tasked with refining the universal hydraulic bench for the subsequent verification of the A-320 electric hydraulic pumps on it. Describes the parameters of the developed stand, satisfying the operational documentation. The selection of units, the pump for supplying water pressure and the calculation of hydraulic pipes are made. The purpose of this work is to form the scheme of the future stand and the list of its components.

Keywords

Stand for testing mechanical pump, electric hydraulic pump, hydraulic circuit scheme, units used for the stand.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ВЫВЕШИВАНИЯ БЛИЖНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА

**Соколов Владислав Евгеньевич, магистрант;
Курлаев Николай Васильевич**

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

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

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

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

Аннотация

В данной статье поставлена задача разработать универсальную систему подъёма ближнемагистрального самолёта при его техническом обслуживании. Описываются преимущества разрабатываемой системы над существующими аналогами. В настоящее время, необходимо провести проверку работоспособности, уточнить технические характеристики и доработать конструкцию системы. Для выполнения этой задачи было решено создать рабочий макет системы. Целью данной работы является формирование облика макета системы и её общего вида.

Ключевые слова

Авиационные подъемники с электрогидравлическим приводом подъема, средства повышения безопасности при техническом обслуживании самолета.

1. Введение

Авиационная отрасль на сегодняшний день — одна из самых наукоемких и динамично развивающихся. Неуклонный рост объемов и темпов авиаперевозок приводит к более активной эксплуатации воздушных судов (далее – ВС), вызывающей, в свою очередь, интенсивный износ авиационной техники (далее – АТ). Для обеспечения надежности и работоспособности АТ, а также безопасности пассажирских авиаперевозок в целом, требуется качественное, грамотное, строго контролируемое техническое обслуживание ВС.

2. Методика

Проектирование системы начинается с разработки типового задания, которое содержит следующие исходные данные – тип привода, тип базовой машины, режим работы привода, климатическую зону эксплуатации машины, выбор рабочего тела и его параметров.

Исходя из требований высокой грузоподъемности, компактности, скорости работы, а также низкой стоимости тип привода подъемников проектируемой системы выберем электрогидравлический. Тип базовой машины

обуславливает компоновку элементов гидропривода (характер принципиальной гидросхемы) и условия (режим) его работы. Режим работы проектируемой системы — легкий. При легком режиме работы гидродвигатели, приводящие в движение рабочие органы машины, мало влияют на её производительность, а значит следует назначить малые скорости гидродвигателей. По значению номинального давления различаются гидросистемы низкого давления (до 1,6 МПа) для холостых ходов привода и вспомогательных механизмов (тормозов, муфт и др.); среднего давления (до 6,3 МПа) — для бульдозеров, автогрейдеров; высокого давления (до 20 МПа) — для привода прочих грузоподъемных и дорожно–строительных машин; сверхвысокого давления (более 25 МПа). Выбирая номинальное давление, нужно руководствоваться рядом нормальных давлений по ГОСТ 6540-68 «Гидроцилиндры и пневмоцилиндры – ряды основных параметров» (МПа): 0,63; 1,0; 1,6; 2,5; 6,3; 8; 10; 16. Давление в подкрыльевых подъемниках проектируемой системы исходя из предъявляемых требований и в соответствии со стандартным рядом значений составляет 15,7 МПа, а в подфюзеляжном — 8 МПа, следовательно, проектируемая гидросистема относится к классу работающих под высоким давлением. Осуществим теперь выбор рабочей жидкости. Следует учитывать граничные температуры окружающего воздуха климатической зоны эксплуатации гидроподъемников — преимущественно, Сибирь с температурным диапазоном от -50 до +30 С. С учетом всего вышесказанного оптимально подходящим является масло АМГ–10.

В разработанной системе для подъема и опускания самолета будут применяться три гидроподъемника – два подкрыльевых (см. рисунок 1) и один подфюзеляжный (см. рисунок 2). В гидроподъемниках имеются готовые изделия и агрегаты, такие как – гидроцилиндры, трубы (опоры, раскосы и др.), электродвигатели, насосы с приводом от электродвигателя и ручные, маслобаки.

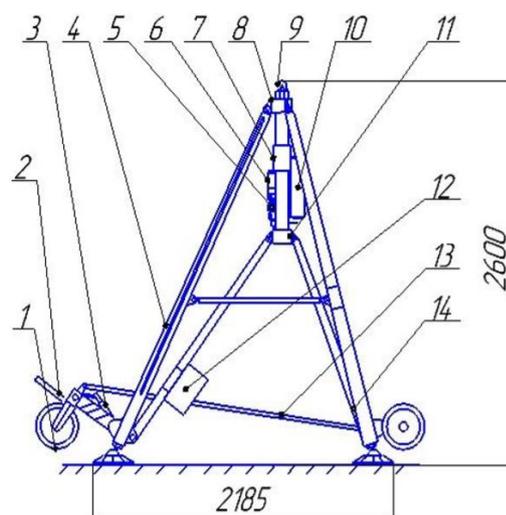


Рисунок 1 – Общий вид подкрылевого подъемника:

- 1 – колесо; 2 – водило; 3 – гц уборки – выпуска колёс; 4 – стойка; 5 – насос;
- 6 – кронштейн; 7 – блок управления; 8 – обойма гидроцилиндра; 9 – шток;
- 10 – маслобак; 11 – обойма–основание; 12 – ящик инструментов; 13 – тяга;
- 14 – подкос

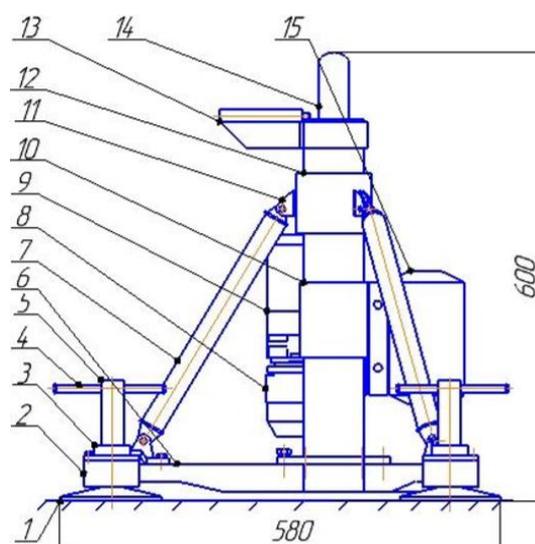


Рисунок 2 – Общий вид подфюзеляжного подъемника:

- 1 – опорная пята; 2 – фланец опоры; 3 – съемный фланец; 4 – рукоятка; 5 – винт;
 6 – основание; 7 – раскос; 8 – насос; 9 – электродвигатель; 10 – гидроцилиндр;
 11 – кронштейн; 12 – шток; 13 – блок управления; 14 – подвижная головка; 15 – маслобак

В конструкцию гидроподъемников включены насосные станции с электродвигателями постоянного тока. Выдвижение штоков происходит под воздействием жидкости, поступающей в полость гидроцилиндра. Подача жидкости осуществляется из индивидуальных баков с помощью насосов, установленных на каждом подъемнике и приводимых в действие электродвигателями. На всех гидроподъемниках установлена контрольная аппаратура, а на главном (подфюзеляжном) – центральный контроллер с Bluetooth-передатчиком. Управление системой гидроподъемников осуществляется с помощью смартфона или ноутбука. Слежение за высотой подъема, горизонтальностью положения самолета, а значит и синхронностью работы гидроподъемников осуществляется лазерными дальномерами, установленными на гидроподъемниках и под самолётом, по краям крыла. Корректировка же скорости подачи рабочей жидкости происходит распределителями потока. Всё вместе дает возможность вывести людей из-под самолета во время его подъема, осуществлять вывешивание дистанционно и, в целом, облегчает труд обслуживающему персоналу при подъеме–опускании самолета.

3. Результаты

В ходе данной работы были проанализированы исследования по разработке универсальной подъемной системы и были выполнены чертежи общего вида подкрылевого и подфюзеляжного подъемников в программе КОМПАС-3D v14.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Юшкин В. В. Основы расчёта объёмного гидропривода: [Учебн. пособие для вузов]. – Мн.: Выш. Школа, 1982. – 93 с.
2. Башта Т. М. Гидропривод и гидропневмоавтоматика. – М.: Машиностроение, 1972. – 320 с.

IMPROVEMENT OF TECHNOLOGICAL PROCESS OF LIFTING SHORT-HAUL AIRCRAFT

Sokolov Vladislav Evgenevich – Master's Degree student,

email vladislav_sokolov_94@bk.ru

*Kurlaev Nikolay Vasilevich – D.Sc. (Engineering), Deputy Head of
Department,* email kurlayev@craft.nstu.ru

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

Abstract

A high-quality, competent and strictly controlled maintenance of aircraft is necessary for providing the reliability and efficiency of aviation equipment and for the safety of passenger air transport in general. The task of developing a universal system of lifting short-haul aircraft during its maintenance is set in this article. The advantages of the being developed system over existing analogues are described. 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 system mockup. The main part of the work is the formation of the layout concept and detail design.

Keywords

Design of hydraulic tripod jack lifting platform aircraft tripod jack, increasing safety in technical aircraft maintenance.

РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА МОБИЛЬНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВЕРТОЛЕТА МИ-8 И ЕГО МОДИФИКАЦИЙ

**Толстопятов Владимир Константинович, магистрант;
Курлаев Николай Васильевич**

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

Толстопятов В.К., email Ryterg@yandex.ru

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

*Адрес для корреспонденции: Толстопятов Владимир Константинович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.
Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20, тел. (983)066-64-84*

Аннотация

В данной статье поставлена задача разработать комплекс мобильного обслуживания вертолета Ми-8 и его модификаций. Описаны подбор оборудования и автомобиля (базы) для комплекса, разработка планировочной схемы размещения оборудования и принципиальной схемы питания оборудования.

Ключевые слова

Комплекс мобильного обслуживания, Ми-8, несоконусность, НАСКД.

4. Введение

Во время эксплуатации вертолета могут произойти различные отказы его систем, например, несоконусность лопастей несущего винта, что может привести к дефициту тяги. Если в аэропортах или на посадочных площадках инженерно-технический персонал может произвести техническое обслуживание вертолета, то в полевых условиях это довольно проблематично. Именно решению этой проблемы посвящена данная работа.

5. Методика

Проектирование комплекса начинается с разработки типового задания, которое содержит следующие исходные данные:

- подбор автомобиля для комплекса;
- подбор оборудования;
- разработка схемы планировки размещения оборудования на базе автомобиля;
- подбор источника питания для оборудования и разработка принципиальной электрической схемы питания оборудования.

Так как комплекс разрабатывается для обслуживания вертолетов вне базы базирования, то к автомобилю предъявляются требования повышенной проходимости, низкой стоимости как самого автомобиля, так и его ремонта. Выбран был автомобиль марки ГАЗель NEXT А31R33 (рис. 1).

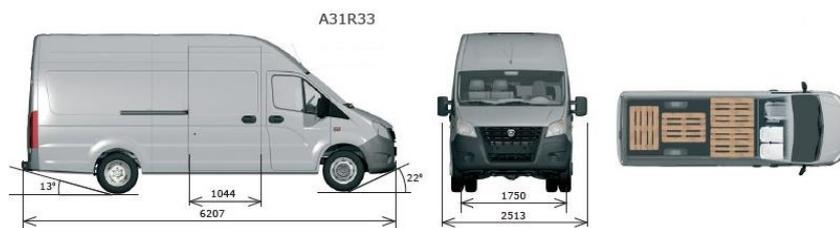


Рис. 1. Общий вид ГАЗель NEXT A31R33

Для разработки комплекса были выбраны наземные автоматизированные системы контроля и диагностики, которые предназначены для тестирования широкого спектра оборудования различных типов вертолетов и самолетов при выполнении регламентных работ. Было рассмотрено большое количество моделей НАСКД-200 и были выбраны три варианта:

- НАСКД-200.МБ (полный) – для полной проверки изделий бортового оборудования, демонтированных с воздушного судна, например, вовремя или после ремонтных работ (рис. 2, а);
- НАСКД-200.МК – для проверки изделий бортового оборудования, например, регламентные работы (рис. 2, б);
- НАСКД-200.ПР-м – для проверки изделий бортового оборудования без демонтажа, например, предполетная подготовка судна (рис. 2, в).



а)



б)



в)

Рис. 2: а) НАСКД-200.МБ; б) НАСКД-200.МК; в) НАСКД-200.ПР-м

Помимо НАСКД было выбрано устройство «ОПТИКОН», предназначенное для бесконтактного измерения на земле и в полете параметров дисбаланса и несоконусности лопастей несущего винта в комплекс мобильного технического обслуживания включено устройство «ОПТИКОН» (рис. 3).



Рис. 3. Устройство «ОПТИКОН»

На рисунке 4 представлена планировочная схема размещения оборудования на базе ГАЗель NEXT A31R33.

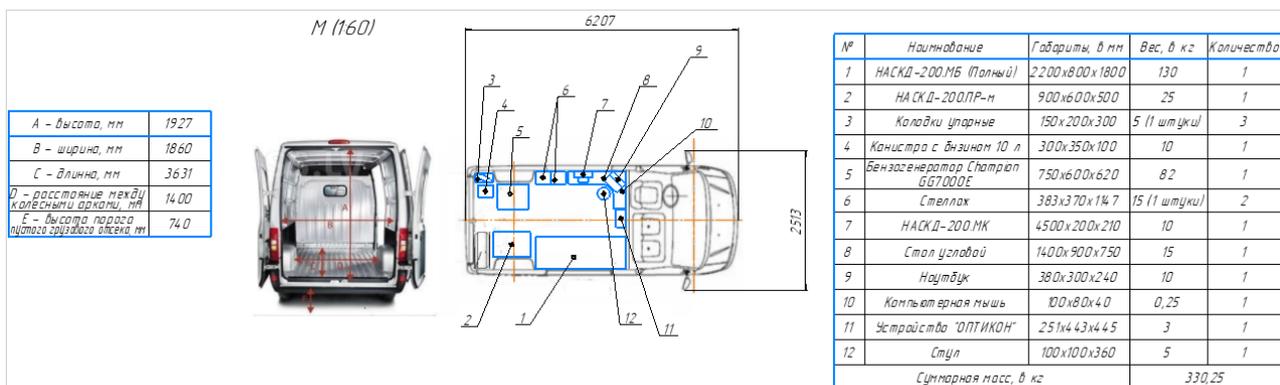


Рис.4. Планировочная схема размещения оборудования.

Для выполнения технического обслуживания компонентов вертолета с помощью выбранного комплекса мобильного технического обслуживания необходима электрическая схема питания оборудования.

На рисунке 5 представлена принципиальная электрическая схема питания оборудования.

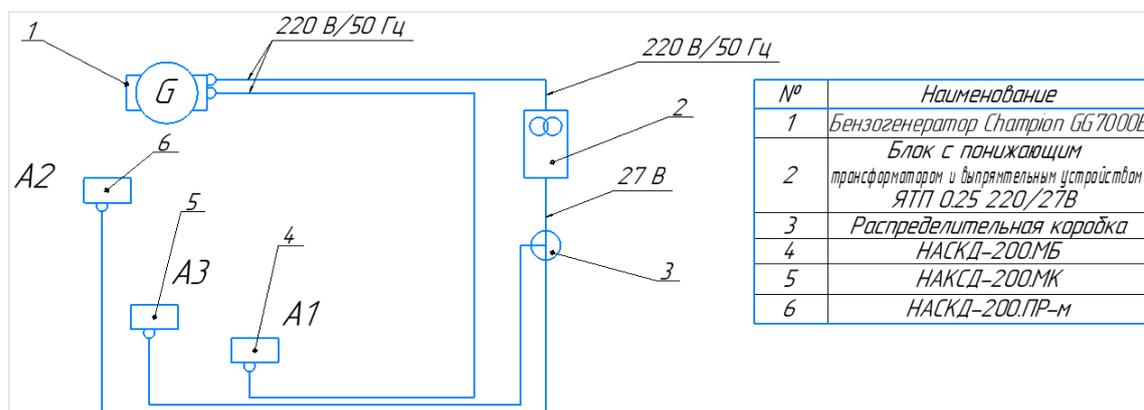


Рис. 5. Принципиальная электрическая схема питания оборудования.

6. Результаты

В ходе данной работы были проанализированы исследования по разработке мобильного комплекса мобильного обслуживания вертолета Ми-8 и его модификаций, подобран автомобиль и оборудование для комплекса, применено устройство «ОПТИКОН», разработаны принципиальная схема питания оборудования и планировочная схема размещения оборудования в автомобиле в программе КОМПАС-3D v17.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Данилов В.А. Вертолет Ми-8 / В.А. Данилов, А.Г. Другов, И.В. Тетерин. – Москва : Транспорт, 1979. – 295 с.
2. Устройство «ОПТИКОН». Руководство по эксплуатации. – 21 с.
3. Каталог моделей НАСКД-200. – ЗАО «БЕТА ИР» - 22 с.

DEVELOPMENT OF COMPLEX MOBILE SERVICES OF THE MI-8 HELICOPTER AND ITS MODIFICATIONS

*Tolstopyatov Vladimir Konstantinovich, postgraduate; Kurlaev Nikolai
Vasilyevich*

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

Tolstopyatov V. K., email Ryterg@yandex.ru

Kurlaev N. V., email kurlayev@craft.nstu.ru

Address for correspondence: Tolstopyatov Vladimir Konstantinovich,
Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx
Ave., 20, tel. (983)066-64-84

Abstract

This article aims to develop a complex of mobile maintenance of the Mi-8 helicopter and its modifications. Described selection of equipment and vehicle (base) for the complex, the development of the layout of the equipment and the schematic diagram of the power supply equipment.

Keywords

Mobile service complex, Mi-8, incongruity, NASCD

УДК 531.66

**РАСЧЁТЫ НА ПРОЧНОСТЬ БАЛОЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ
МИКРОЭЛЕКТРОННОЙ ТЕХНИКИ ПРИ ИНЕРЦИОННО-
ИМПУЛЬСНОМ НАГРУЖЕНИИ**

*Алымов Александр Владимирович¹, студент; Родионов Андрей Иванович¹,
к.ф.-м.н. доцент*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-17-77

Алымов А. В., e-mail alymov.2015@stud.nstu.ru

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

*Адрес для корреспонденции: Алымов Александр Владимирович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 999-466-46-76*

Аннотация

В статье представлены результаты определения прогибов и напряжений при инерционно-импульсном нагружении элементов типа «балка» изделий микроэлектронной техники. На основе этих результатов представляется возможность контролировать ударную устойчивость и прочность данных элементов. Результаты были получены при решении уравнения вынужденных колебаний балки, описывающее динамический прогиб с учетом внутренней диссипации. Решение было получено с помощью метода разделения переменных. И в дальнейшем было просчитано в MathCad 14. В результате было получено зависимость для шарнирно-опёртой балке при инерционно-импульсном нагружении.

Ключевые слова

Инерционно-импульсное нагружение; балка как элемент изделий микроэлектронной техники; уравнение вынужденных колебаний балки; прогиб балки; нормальные напряжения; внутренняя диссипация; метод разделения переменных; балочные функции; MathCAD 14.0; пример.

1. Введение

В данной работе речь пойдет об определении прогибов и напряжений при инерционно-импульсном нагружении элементов типа «балка» электронной, полупроводниковой и микроэлектронной техники. Данное нагружение отличается от удара, только тем, что при нем отсутствует внедрение друг в друга взаимодействующих тел в зоне контакта.

Контроль ударной прочности микроэлектронной техники, которая наиболее подвержена разрушительному воздействию, как раз и предполагает наличие

сведений о прогибах и напряжениях, которые возникают в элементах конструкций при импульсном нагружении. Это задача является крайне актуальной. В силу того, что динамические испытания балочных элементов изделий микроэлектронной техники, наталкивается на существенные трудности. И это обусловлено как невозможностью непосредственного измерения напряжений, возникающих в жизненно важных элементах микроэлектронной техники, так и ограниченными возможностями существующего испытательного оборудования.

2. Теория

Элементы изделий, моделируемых балкой представлены на рис. 1-2. Рассмотрим поперечный характер нагружения, с позиции удароустойчивости и ударопрочности, так как такое возбуждение балки одно из наиболее удароопасных. Рассмотрим действие инерционно-импульсного нагружения на балку задаваемым ударным ускорением по (1).

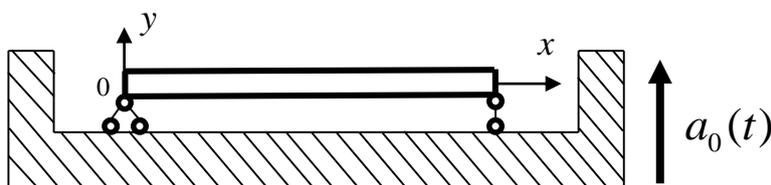


Рис. 1. Элемент изделия, моделируемый шарнирно-опёртой балкой

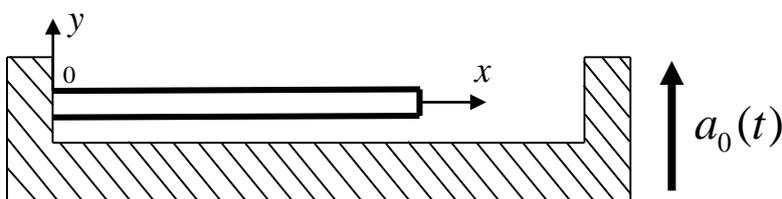


Рис. 2. Элемент изделия, моделируемый балкой, защемлённой с одного конца и свободной с другого

$$a(x, t) = \begin{cases} 0, & t < 0 \\ a_0(t), & 0 \leq t \leq \tau_a \\ 0, & t \geq \tau_a \end{cases} \quad (1)$$

τ_a – длительность импульса ускорения

Напряженно-деформированное состояние балки полностью определяется заданием динамического прогиба в функции от x и t (2).

$$y = y(x, t) \quad (2)$$

Уравнение движения, описывающее динамический прогиб [1], с учетом внутренней диссипации (по закону Кельвина-Фохта [2]) при инерционно-импульсном нагружении будет иметь вид (3).

$$EI \frac{\partial^4 y}{\partial x^4} + \lambda I \frac{\partial^5 y}{\partial x^4 \partial t} + \rho s \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = -\rho s a_0(x, t) \quad (3)$$

I – момент инерции сечения стержня [м^4]

E – модуль упругости [Па]

λ – коэффициент внутреннего трения (Закон Стокса) [$\text{Па} \cdot \text{с}$]

ρ – плотность материала [$\text{кг}/\text{м}^3$]

s – площадь поперечного сечения [м^2]

Нормальные напряжения определяются через прогиб по формуле (4) [2].

$$\sigma(x, t) = \pm Eb \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \quad (4)$$

b – половина толщины балки

Для решения уравнения используем метод разделения переменных [1], представив прогиб в следующем виде суммы (5), где Y_i – балочные функции [1], удовлетворяющие выражению (6).

$$y = \sum_i T_i(t) Y_i(x) \quad (5)$$

$$Y_i^{IV} = k_i Y_i \quad (6)$$

Функции T_i , удовлетворяют уравнению вынужденных колебаний [1] (7).

$$\ddot{T}_i + 2\beta_i \dot{T}_i + \omega_i^2 T_i = Q_i(t) \quad (7)$$

Уравнение при Y (6) определяет коэффициент (8), а уравнение при T (7) определяют коэффициент диссипации (9), собственная частота колебаний (10) и нагрузка (11).

$$k_i^4 = \frac{\rho s \omega_i^2}{EI} \quad (8)$$

$$2\beta_i = \frac{\lambda k_i^4}{\rho s} \quad (9)$$

$$\omega_i^2 = \frac{EI k_i^4}{\rho s} \quad (10)$$

$$Q_i(t) = -\rho s a_0(t) \frac{\int_0^l Y_i dx}{\int_0^l Y_i^2 dx} \quad (11)$$

l – длина балки

Согласно [3], получим функции T_i , для промежутка времени действия импульсного нагружения (9).

$$T_i(t) = \frac{1}{\sqrt{\omega_i^2 - \beta_i^2}} \int_0^t Q_i(t) e^{-\beta_i(t-t')} \sin \left[\sqrt{\omega_i^2 - \beta_i^2} (t - t') \right] dt' \quad (12)$$

$$0 \leq t \leq \tau_a$$

Балочные функции могут быть выражены через функции Крылова стандартным образом, согласно [1], для рассматриваемых способов крепления балки, получим соответствующие формы собственных колебаний, для шарнирно-опёртой балки (13), и для балки с заземлённым и свободным концом (14).

$$Y_i(x) = \sin \left(\frac{i\pi}{l} x \right) \quad (13)$$

$$Y_i(x) = \left[\operatorname{sh} \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} \right) + \sin \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} \right) \right] \times \left[\operatorname{ch} \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} x \right) - \cos \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} x \right) \right] - \left[\operatorname{ch} \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} \right) + \cos \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} \right) \right] \times \left[\operatorname{sh} \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} x \right) - \sin \left(\frac{\pi(2i-1)}{2} x \right) \right] \quad (14)$$

Полученные выражения (1-14) полностью определяют напряженно-деформированное состояние рассмотренных элементов при инерционно-импульсном нагружении. Были проведены расчеты для шарнирно-опёртой балки в MathCAD 14.0 при виде инерционно-импульсного нагружения (15) [4], и исходных данных, представленных в таблице 1.

$$a_0(t) = a_m \sin \left(\frac{\pi}{\tau_a} x \right) \quad (13)$$

a_m – амплитуда

D – диаметр поперечного сечения балки

Таблица 1

Исходные данные

$a_m, \text{м/с}$	$\tau_a, \text{мкс}$	$l, \text{мм}$	$D, \text{мм}$	$E, \text{ГПа}$	$\rho, \text{кг/м}^3$	$\lambda, \text{Па} \cdot \text{с}$
$2 * 10^5$	50	1.5	50	70	2700	$1.2 * 10^{-3}$

1. Результаты

Величина прогиба $y \left(\frac{l}{2}, t \right)$ в функции от времени представлена на рис. 3.

Величина нормальных напряжений $\sigma \left(\frac{l}{2}, t \right)$ в функции от времени представлена на рис. 4.

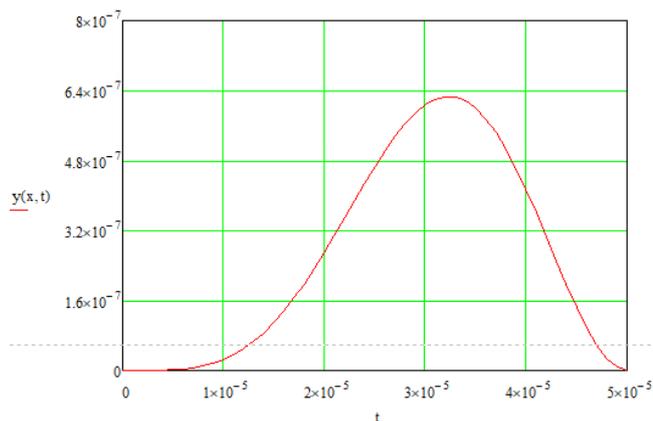


Рис. 3. Величина прогиба $y\left(\frac{l}{2}, t\right)$ в функции от времени

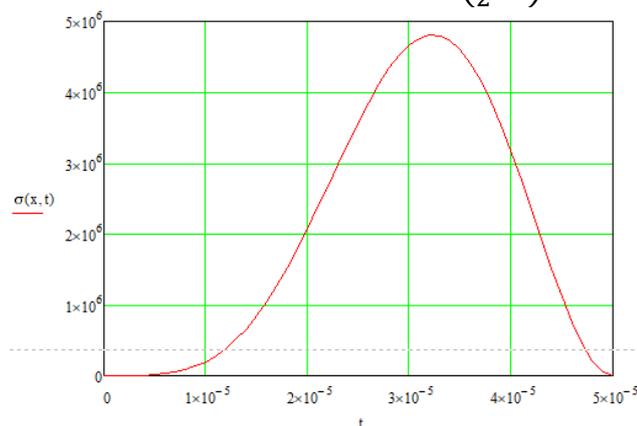


Рис. 3. Величина нормальных напряжений $\sigma\left(\frac{l}{2}, t\right)$ в функции от времени

4. Выводы

В данной работе были определены прогибы и напряжения при инерционно-импульсном нагружении элементов типа «балка» электронной, полупроводниковой и микроэлектронной техники. Это как раз и позволяет осуществлять контроль ударной прочности микроэлектронной техники, которая наиболее подвержена разрушительному воздействию.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Вибрации в технике: Справочник, в 6-ти т. /Ред.совет: В.Н. Челомей (пред.) – М.: Машиностроение, 1978. – т.1. Колебания линейных систем /Под ред. В.В.Болотина, 1978. – 352 с.
2. Гольдсмит В. Удар. Теория и физические свойства соударяемых тел. – М.: Стройиздат, 1995. – 448 с.
3. Родионов А.И. Исследование соударений деформируемых тел при малых и средних скоростях, 1986. – 363 с.
4. Пеллинец В.С. Измерение ударных ускорений. – М.: Изд. Стандартов, 1975. – 275 с.

CALCULATIONS ON STRENGTH OF BEAMS OF THE MICROELECTRONIC EQUIPMENT AT INERTIAL-PULSE FORCES

*Alymov Alexander Vladimirovich*¹, student;
*Rodionov Andrey Ivanovich*¹, Candidate of Physico-Mathematical Sciences,
Associate Professor

¹ Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, ph. 346-17-77

Alymov A. V., e-mail alymov.2015@stud.nstu.ru

Rodionov A. I., e-mail rodionov@corp.nstu.ru

The address for correspondence: Alymov Alexander Vladimirovich,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia,
Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, ph. 999-466-46-76

Abstract

Results of definition of deflections and stress at inertial-pulse forces of "beam" elements of products of the microelectronic equipment are presented in article. On the basis of these results opportunity to control impact stability and strength of these elements is represented. Results have been received at the solution of the equation of the forced vibrations of beam, describing dynamic deflection taking into account internal dissipation. The decision has been received by means of method of division of variables. And further it has been counted in MathCad 14. As a result it has been received dependence for simple beam at inertial-pulse forces.

Keywords

Inertial-pulse forces; beam as element of products of the microelectronic equipment; the equation of the forced vibrations of beam; beam deflection; normal stress; internal dissipation; method of division of variables; beam functions; MathCAD 14.0; example.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ОТДЕЛЬНЫХ СЕКЦИЙ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОПОРЫ ВЛ

Артемьев Александр Евгеньевич, студент; Маркевич Екатерина Борисовна, студент; Михайлова Ольга Александровна, студент; Кожевников Алексей Николаевич, аспирант

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

Артемьев А. Е., e-mail Artemev.2016@corp.nstu.ru

Маркевич Е. Б., e-mail Markevich.2016@corp.nstu.ru

Михайлова О. А., e-mail Mixajlova.2016@corp.nstu.ru

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

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

Аннотация.

При экспериментальном исследовании сложных пространственных конструкций очень трудно добиться полного совпадения расчетных и экспериментальных частот. Кроме того, используемые экспериментальные комплексы могут фиксировать проявление такого явления как биения в конструкции. Одной из причин подобного поведения конструкции может быть наличие нескольких достаточно близких частот в исследуемом объекте. Дополнительно рекомендуется проверить, не могут ли таким образом проявляться частоты собственных колебаний отдельных конструктивных элементов. В данной работе обсуждается разбиение имитационной модели типовой металлической опоры линии электропередачи и представлены рассчитанные значения частот собственных колебаний отдельных секций модели.

Ключевые слова: опора линии электропередачи; имитационная модель; ANSYS; APDL; МКЭ; частота собственных колебаний; форма собственных колебаний.

При проведении модельного анализа конструкций экспериментальными методами зачастую в получаемых временных и фазовых портретах можно встретить взаимное влияние нескольких частот. Такая ситуация возникла и при исследовании имитационной модели опоры воздушной линии электропередачи (ВЛ) (рис. 1 (слева)). При определении отклика конструкции при помощи датчиков, фиксирующих величину ускорения, было отмечено наличие «биений» в записываемом сигнале (рис. 1 (справа)). При такой зависимости амплитуды ускорений от времени, можно установить, что в конструкции

помимо относительно низких частот целой конструкции, есть еще дополнительные более высокие тона колебаний, которые имеют значения частот, достаточно близкие к основным. Возникновение данного эффекта при экспериментальном исследовании имитационной модели должно иметь логичное теоретическое обоснование, поэтому предлагается «разделить» полную модель на несколько составных частей и исследовать их отдельно.

Проведение физического эксперимента требует решения целого ряда вопросов различной природы: какие именно условия закрепления необходимо учесть при испытаниях секций отдельно? Как на практике реализовать выбранные граничные условия? В какие точки секций модели устанавливать датчики и прикладывать ударное возбуждение? Для поиска ответов на все эти вопросы, попробуем провести аналитический расчет средствами конечно-элементного комплекса ANSYS [1]. Всю имитационную модель разделим на 4 секции трех типов: нижняя коническая секция, верхняя прямоугольная секция и одна из траверс. Будем полагать, что точки присоединения секций друг к другу и к основанию являются жестко защемленными (квадраты на рис. 1. (слева)), т.к. в зависимости от формы колебаний точки крепления, например, траверсы к основной стойке будут получать различные узловые перемещения, что требует дополнительных исследований.

При построении конечно-элементных моделей секций имитационной модели опоры ВЛ будем использовать балочный конечный элемент (Beam4) [2 – 3], применяемый для описания поведения пространственных стержней. Все модели состоят лишь из двух типов равнополочных уголков: L50x5 и L32x4. Построенные геометрические модели всех секций имитационной модели представлены на рис. 2.

Полученные значения первых пяти частот собственных колебаний каждой секции и полной модели удобно представить в виде таблицы 1. Значения частот собственных колебаний полной имитационной модели представлены в [4].

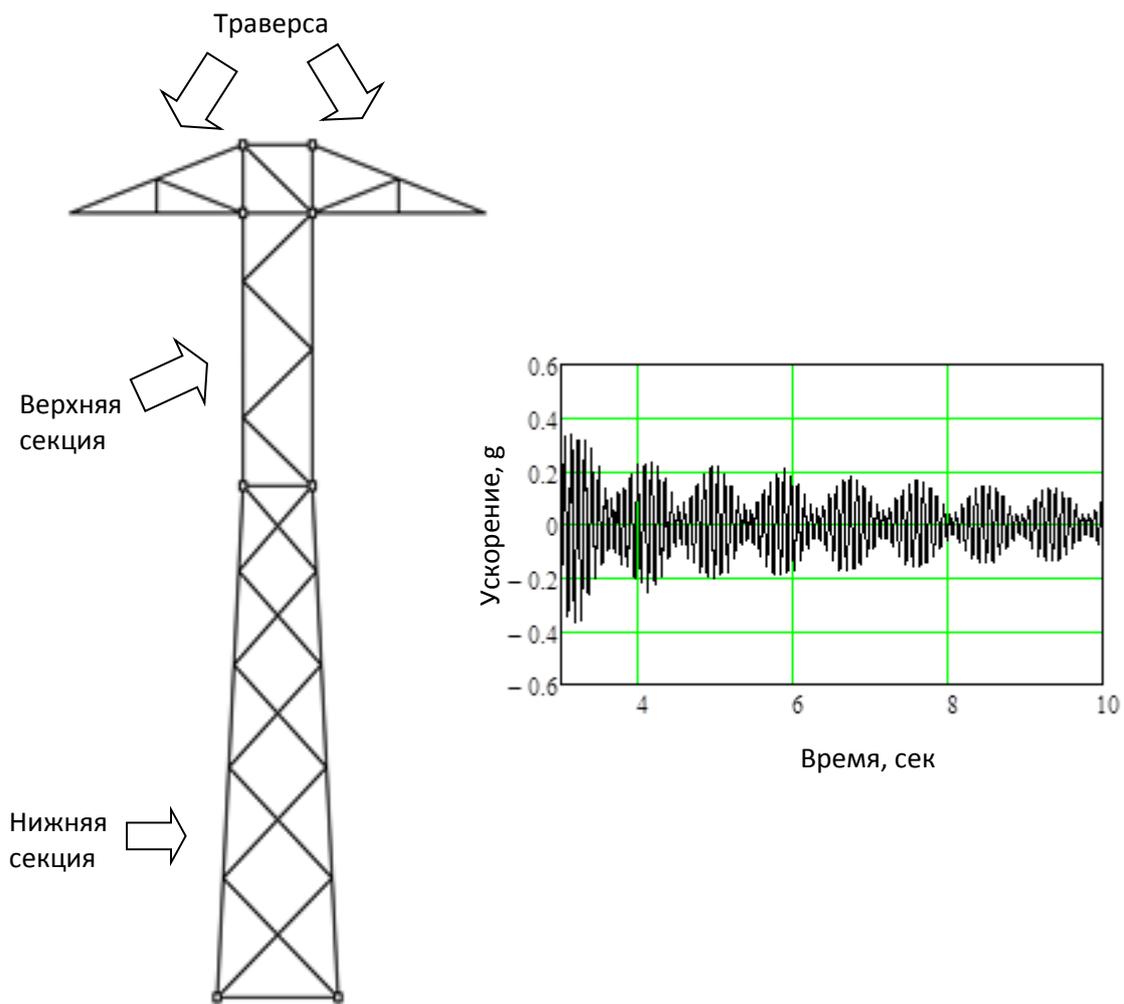


Рис. 1 – Общий вид имитационной модели (слева) и пример записанного сигнала (справа)

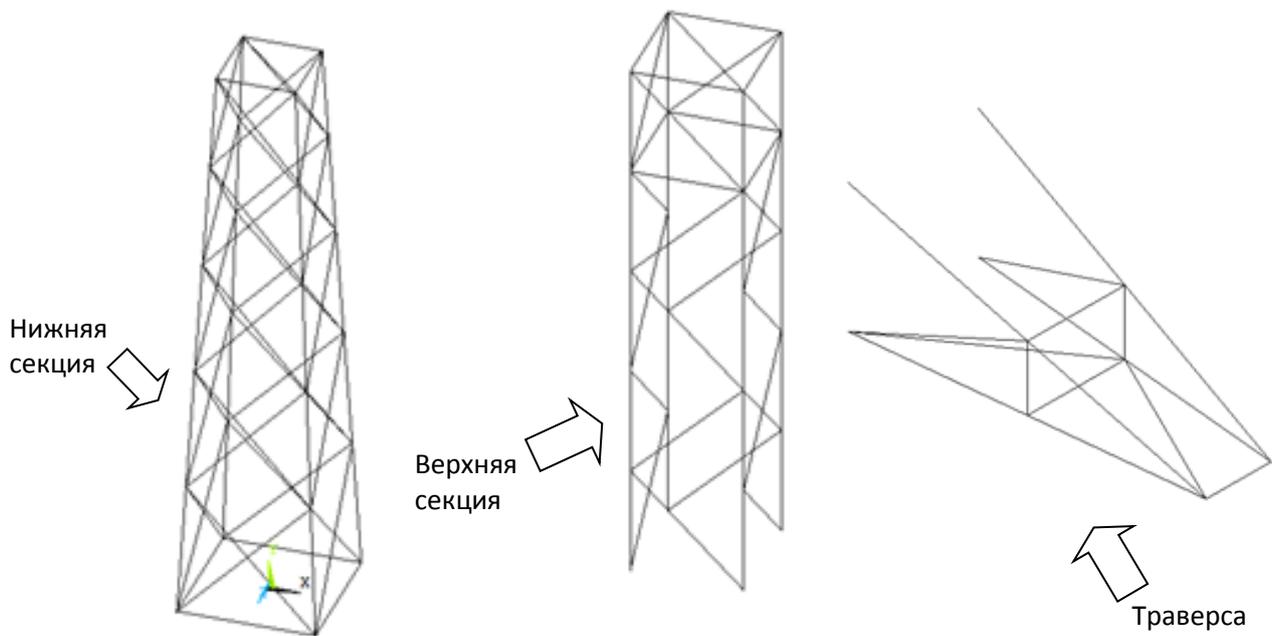


Рис. 2 – Геометрические модели секций имитационной модели

Таблица 1
 Рассчитанные значения частот собственных колебаний секций и всей имитационной модели

	Нижняя секция	Верхняя секция	Траверса	Имитационная модель
Первая частота, Гц	57.940	64.878	163.95	14.598
Вторая частота, Гц	58.160	65.035	238.43	14.793
Третья частота, Гц	87.007	124.63	266.79	31.605
Четвертая частота, Гц	124.39	158.56	275.11	66.417
Пятая частота, Гц	125.86	161.92	310.32	77.979

Представленные в таблице 1 результаты расчетов предполагается использовать при дальнейшем анализе полученных экспериментальных данных. Установление возможной зависимости между фиксируемыми датчиками измерительного комплекса и рассчитанными значениями частот отдельных элементов конструкции имитационной модели типового металлической опоры воздушной линии электропередачи также требует более тщательной проверки в будущем.

Возможность проявления в отклике всей конструкции отдельных силовых элементов также будет исследована в рамках последующих этапов работы с сформулированным в данной статье предположением.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Moaveni S. Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS (3rd edition). PrenticeHall, 2008. 868 p.
2. ANSYS Inc. ANSYS mechanical APDL structural analysis guide, release 14.0, 2011.
3. Programmer's Manual for Mechanical APDL. ANSYS Release 12.1. ANSYS Inc., 2009.
4. Запысова Е. А. 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 ; науч. рук. В. Е. Левин // Наука. Промышленность. Оборона: тр. 19 Всерос. науч.-техн. конф., Новосибирск, 18–20 апр. 2018 г. В 4 т. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. – Т. 1. – С. 40–44. - 25 экз. - ISBN 978-5-7782-3551-9.

DETERMINATION OF DISTINCT PARTS OF POWER TRANSMISSION LINE PYLON SIMULATION MODEL EIGENVALUES

Artem'ev Aleksandr Evgen'evich, student; e-mail Artemev.2016@corp.nstu.ru

Markevich Ekaterina Borisovna, student; e-mail Markevich.2016@corp.nstu.ru

Mikhailova Olga Alexandrovna, student; e-mail Mixajlova.2016@corp.nstu.ru

Kozhevnikov Aleksey Nikolaevich, Post-graduate Student

e-mail Kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University (NSTU) 20, K. Marks avenue, Novosibirsk city, Russian Federation, 630073; (383) 346-31-21

Annotation.

During experimental modal analysis of any complex spatial beam structure usually there is no identity between analytically calculated and found by the testing eigenvalues. Moreover, structure whipping may be detected. This process may occur as result of availability few eigenvalues with similar frequency values of the object investigated. Additionally, it is recommended to ensure that eigenvalues of distinct structure parts eigenvalues cannot adversely effect on the whole structure deflection. In this paper, the imitation model of an air power transmission line pylon is divided to structural parts and calculated eigenvalues of the distinct structural parts are presented.

Keywords: Power transmission line pylon; Simulation model; ANSYS; APDL; Finite Element Method; eigenvalue; eigenvector.

РАЗРАБОТКА, МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЖАТИЯ АДАПТИВНОЙ АМОРТИЗАЦИИ

Воробьев Александр Вячеславович, магистрант;

Загидулин Артём Рибхатович, канд. техн. наук

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

Воробьев А.В., email vorobev766@gmail.com

Загидулин А.Р., email zagidulin@corp.nstu.ru

Аннотация

Цель использования адаптивной амортизации шасси самолёта заключается в снижении максимальных динамических нагрузок на планер при движении по ВПП, и как следствие продление ресурса, повышение комфортабельности, расширение условий эксплуатации. Предложена схема адаптивного амортизатора с регулируемым клапаном позволяющая без существенных доработок модифицировать существующие шасси самолётов. Расчеты проводились с помощью уравнений Лагранжа первого рода.

Ключевые слова

Схема адаптивной амортизации, параметры управления, адаптивный клапан, расчет.

В конструкции шасси самолётов наибольшее распространение получили жидкостно-газовые амортизаторы, так как они обладают наилучшим соотношением массы и поглощаемой энергии вертикального движения планера при посадке. Недостатком таких амортизаторов является узкий диапазон посадочных случаев, при котором сохраняется высокая эффективность.

В современных конструкциях адаптивных амортизаторов применяются два основных инструмента регулирования степени упругости:

1. Схема на основе электромагнитных клапанов
2. Демпферы с магнитореологической жидкостью

На рисунке 1 приведена схема адаптивной амортизации шасси. Перед посадкой в блок управления амортизацией шасси самолета от авионики поступает информация о горизонтальной и вертикальной скорости, углах тангажа, крена и рысканья. На основе полученной информации рассчитываются оптимальные параметры управления каждой опорой шасси. При обжатии опоры шасси, с датчиков установленных на ней в блок управления поступают данные о вертикальной нагрузке, перемещении штока и давлении газа в амортизаторе. По полученным данным производится управление амортизатором опоры шасси и корректируются предварительно рассчитанные параметры управления.

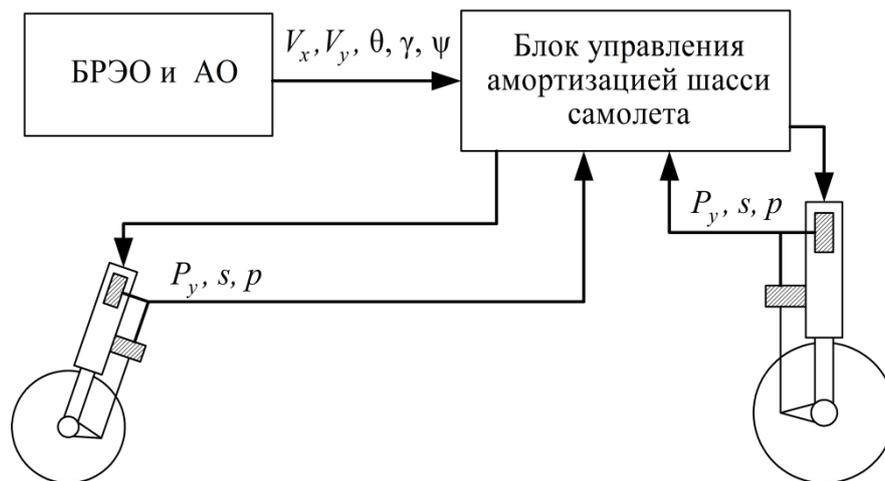


Рис. 1. Схема адаптивной амортизации шасси самолёта

Конструкция адаптивного клапана разрабатывалась исходя из требования безопасности — клапан должен обеспечивать удовлетворительную работу амортизации шасси самолёта при отсутствии управления.

На рисунке 2 представлена твердотельная модель для моделирования динамического обжатия шасси, она имеет 7 механических соединений, 13 механических связей, также модель включает 3 активные силы: сила обжатия пневматика, осевая сила и подъёмная сила.

Осевая сила в амортизаторе определяется по формуле :

$$P_{um}(s, s') = \left(1 + \mu s \operatorname{sgn}(s')\right) p_1 F_3 + \xi_{12} \rho F^3 (s')^2 \operatorname{sgn}(s') / 2 f_{12}^2,$$

где s — обжатие амортизатора; s' — скорость обжатия амортизатора; $F_3 = \pi D^2 / 4$ — площадь штока амортизатора; μ — суммарный коэффициент трения в буксах и уплотнениях амортизатора; f_{12} — площадь дроссельных отверстий между камерами 1 и 2; ξ_{12} — коэффициент гидродинамического сопротивления при дросселировании перетока жидкости между камерами 1 и 2; ρ — массовая плотность жидкости; p_1 — давление газа в камере 1.

Адаптивное управление заключается в регулировании площадей дроссельных отверстий между камерами 1 и 2.

В качестве примера приводятся результаты расчёта амортизации типовой опоры шасси самолёта без управления (Рис. 3) и с адаптивным управлением площадью дроссельных отверстий (Рис. 4). Параметры посадочного удара (вертикальная скорость; масса, приходящаяся на опору; величина разгрузки от подъёмной силы крыла) в обоих случаях одинаковые. Уравнения движения — уравнения Лагранжа первого рода — решались методом численного интегрирования. Неопределённые множители Лагранжа определялись на каждом шаге интегрирования с помощью итерационного метода Гаусса-Зейделя. Адаптивное управление осуществлялось с шагом по времени 0,02 с.

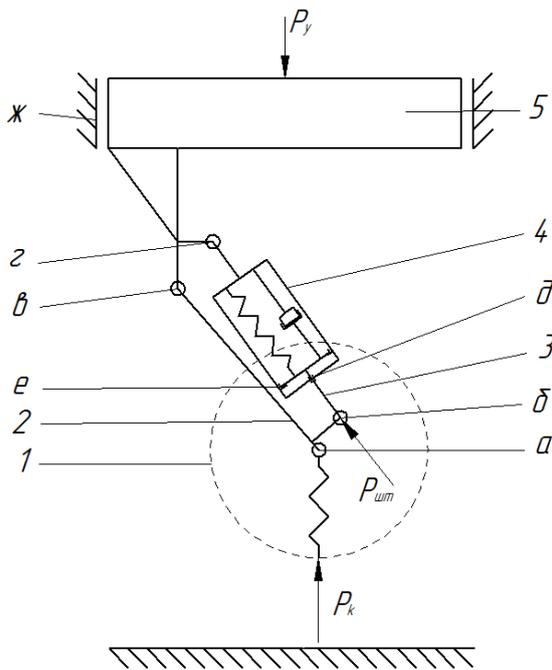


Рис. 2:

1 – колесо

2 – рычаг

3 – шток амортизатора

4 – цилиндр амортизатора

5 – груз, приходящейся на опору

$a, б, в, г$ – шарнирные соединения

$δ$ – скользящие соединения

e – упор

После анализа результата мы можем сделать вывод, что снижение максимальной вертикальной нагрузки на опору шасси при использовании адаптивного управления составило 7%.

Использование адаптивной амортизации шасси самолета позволяет снизить максимальные динамические нагрузки на планер при движении по ВПП, вследствие чего продлевается ресурс конструкции узлов крепления шасси и планера, повышается комфортабельность для пассажиров, увеличивается устойчивость при пробеге, расширяются возможности эксплуатации с использованием грунтовых ВПП с низкой прочностью поверхности.

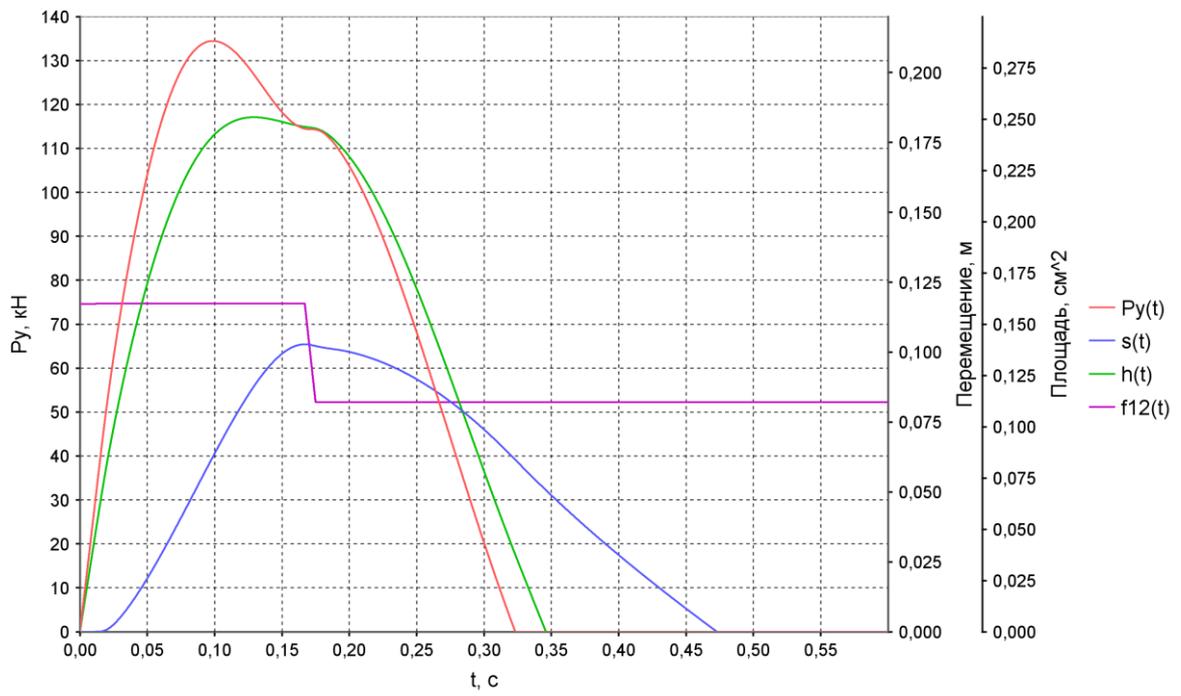


Рис. 3. Амортизатор без адаптивного управления

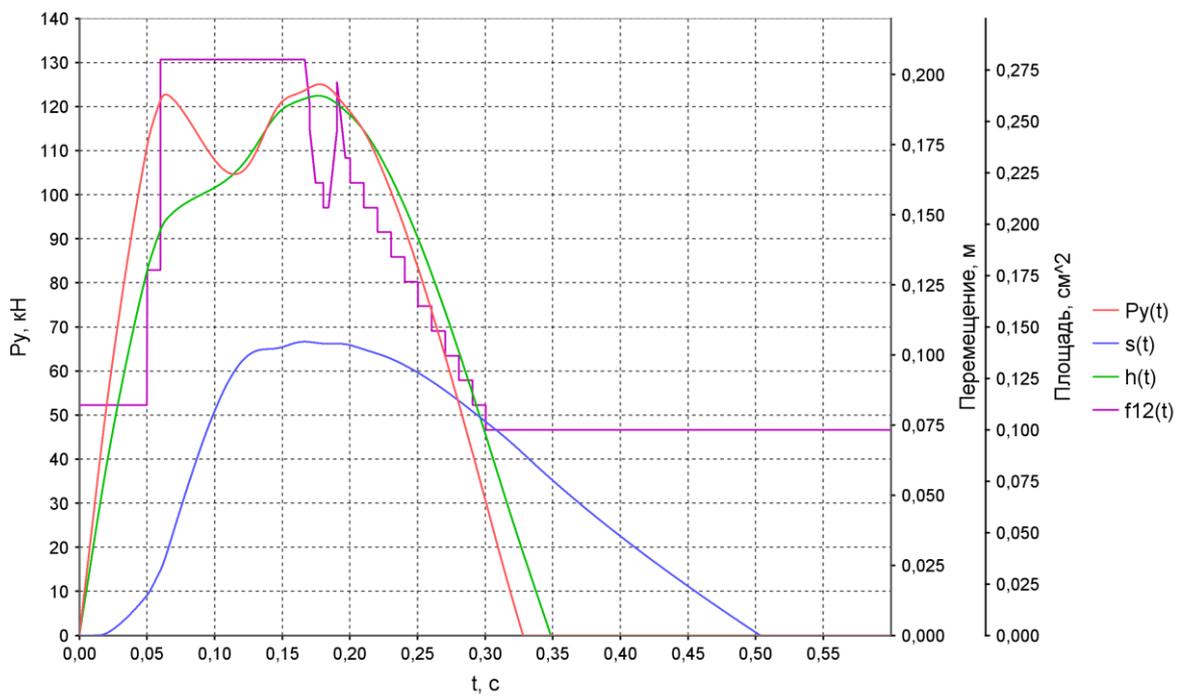


Рис. 4. Амортизатор с адаптивным управлением

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Подружин, Е. Г. Расчёт жидкостно-газовой амортизации шасси самолёта [Текст] / Е. Г. Подружин, Г. И. Расторгуев. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2002. — 63 с.
2. Подружин, Е. Г. Моделирование процесса обжатия амортизационной стойки шасси магистрального самолёта [Текст] / Е. Г. Подружин, А. Р. Загидулин // Научный вестник Новосибирского государственного технического университета. № 2, 2013. — С. 144-154.

DEVELOPMENT, MODELING AND CALCULATION OF DYNAMIC COMPRESSION ADAPTIVE CUSHIONING

Vorobyev Alexandr Vyacheslavovich, graduate student; Zagidulin Artem Rishatovich, PhD. Techn. sciences'

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

Vorobyov A. V., email vorobev766@gmail.com

Zagidulin A. R., email zagidulin@corp.nstu.ru

Annotation.

The purpose of using adaptive depreciation of the aircraft chassis is to reduce the maximum dynamic loads on the airframe when driving on the runway, and as a consequence, the extension of life, increasing comfort, expanding operating conditions. The scheme of the adaptive shock absorber with an adjustable valve allows without significant modifications to modify the existing aircraft chassis. The calculations were carried out using Lagrange equations of the first kind.

Keyword:

The scheme of adaptive attenuation, the control parameters, the adaptive valve, calculation.

ОБЗОР МЕТОДОВ КОРРЕКЦИИ РАСЧЁТНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ

*Занина Эльвира Александровна, студент;
Бернс Владимир Андреевич, д.т.н., профессор;
Маленкова Валерия Васильевна, инженер*

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

Занина Э.А., email zanina.elya@yandex.ru

Бернс В.А., email pla@craft.nstu.ru

Маленкова В.В., email malenkova_vv@mail.ru

*Адрес для корреспонденции: Занина Эльвира Александровна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19*

Аннотация

В работе рассмотрена структура процесса коррекции конечно-элементных моделей по результатам вибрационных испытаний. Представлен обзор работ, посвященных данной тематике. Рассмотрены этапы коррекции модели (сравнение, корреляция, выбор параметров коррекции и непосредственно коррекция). Для каждого этапа коррекции приведены примеры из русско- и англоязычных работ.

Ключевые слова

Конечно-элементная модель; коррекция; сравнение; корреляция; выбор параметров коррекции.

1. Введение

Метод конечных элементов (МКЭ) является одним из наиболее используемых при построении моделей динамических систем. Модель должна соответствовать реальной конструкции. Для этого необходимо проводить её верификацию и коррекцию. В данной статье проводится обзор литературы, посвященной методам коррекции КЭМ по результатам испытаний. Рассматривается общая структура процесса коррекции КЭМ. Для каждого этапа коррекции приведены примеры из различных работ.

2. Теоретические сведения о коррекции КЭМ по результатам вибрационных испытаний

Нагляднее всего схема процесса коррекции КЭМ по результатам вибрационных испытаний представлен в работе [1] (рис. 1). Процедура уточнения начинается с построения КЭМ и расчёта её матриц инерции, жёсткости и демпфирования, собственных частот и форм колебаний, получения обобщённой массы, жесткости и демпфирования для каждого тона.

Важно, чтобы степени свободы КЭМ имели взаимно однозначное соответствие со степенями свободы, измеренными в испытаниях. На этапе

сравнения (рис. 1) необходимо либо расширить экспериментальные данные до размерности КЭМ, либо редуцировать КЭМ до числа степеней свободы, измеренных в эксперименте.

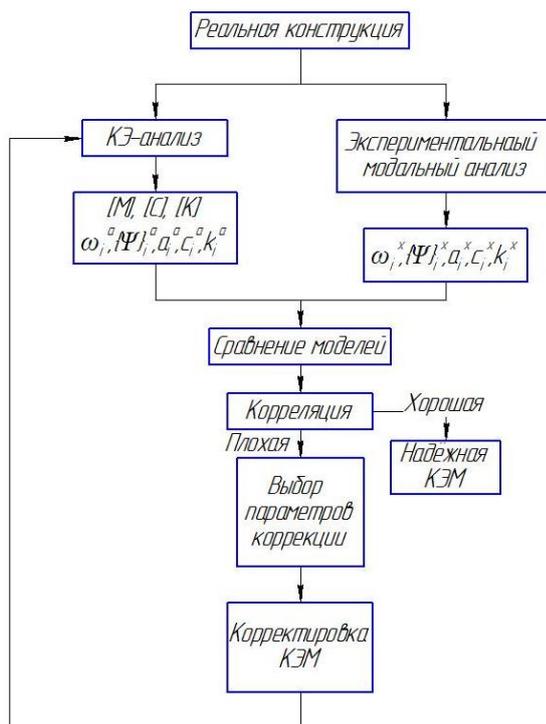


Рис. 1. Схема коррекции КЭМ

В работе [1] приводятся основные методы редукции и расширения. Авторы считают методы редукции более предпочтительными, несмотря на потерю физического смысла матрицами масс и жесткости, поскольку методы расширения смешивают экспериментальные данные с данными КЭМ и сглаживают их различия. В работе [6] экспериментальные данные расширяются до размерности КЭМ интерполяцией. В работе [2] рассматривается метод расширения матрицы демпфирования. Диагональная матрица коэффициентов модального демпфирования представлена в виде суммы диагональных матриц:

$$R = \tilde{R}_1 + \tilde{R}_2 = \begin{bmatrix} R_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & R_2 \end{bmatrix}, \quad (1)$$

где R_1 – коэффициенты демпфирования для форм колебаний, найденных экспериментально, R_2 необходимо найти. Демпфирование предполагается классическим, т. е. модальная матрица демпфирования пропорциональна диагональной матрице собственных чисел. В конечном итоге скорректированная матрица демпфирования имеет вид:

$$D = \alpha K + M\Phi_1(R_1 - \alpha\Lambda_1)\Phi_1^T M, \quad (2)$$

где α – априорно заданный нормативный коэффициент демпфирования; K – матрица жёсткости; M – матрица масс; Φ_1 – матрица форм колебаний, определенных экспериментально; Λ_1 – диагональная матрица собственных чисел, найденных экспериментально.

На этапе корреляции (рис. 1) экспериментальные данные сравниваются с данными КЭМ и решается вопрос о необходимости дальнейшей коррекции. В работе [1] производится обзор наиболее часто используемых методов корреляции. Авторы отмечают, что для получения точной оценки соответствия экспериментальных данных и данных КЭМ необходимо одновременно использовать как можно больше методов корреляции. В работах [5] и [3] процессе сравнения используется критерий модального соответствия (МАС):

$$MAC_{ij} = \frac{(\{\varphi_{ia}\}\{\varphi_{jr}\})^2}{(\{\varphi_{ia}\}\{\varphi_{ia}\})(\{\varphi_{ir}\}\{\varphi_{ir}\})}, \quad (3)$$

где $\{\varphi_{ia}\}\{\varphi_{jr}\}$ – анализируемая пара векторов матриц форм $\{\varphi_a\}$ и $\{\varphi_r\}$; $i, j = 1 \dots N$ – номера форм колебаний, где N – размерность векторов форм колебаний. При хорошей корреляции МАС матрица сравнения экспериментальных и расчётных форм колебаний близка к единичной.

При удачном выборе параметров коррекции (рис. 1) КЭМ коррелирует с экспериментальными данными и наилучшим образом описывает динамическое поведение конструкции. Для подбора параметров коррекции используются методы локализации ошибок. Некоторые из них приведены в [1]. Наиболее популярными и действенными из них являются методы, основанные на анализе чувствительности. Матрица чувствительности может быть определена аналитически с помощью формул Фокса и Капура либо численно путем возмущения параметров коррекции и определения разностей между прогнозируемыми собственными частотами и формами колебаний [6]. В [5] разработан метод кластерного анализа чувствительности, примененный в [6]. Главным преимуществом этого метода является то, что каждый полученный с его помощью параметр коррекции имеет физический смысл.

Методы корректировки (рис. 1) подразделяются на прямые и итерационные [1]. Прямые методы изменяют непосредственно матрицы масс и жёсткости. Одним из недостатков этих методов является то, что симметрия, положительная определённость и разреженность глобальных матриц часто нарушается. Другим недостатком может быть то, что такие методы не подходят для случая, когда матрицы масс и жёсткости связаны. В итерационных методах физические параметры КЭ моделей настраиваются так, что КЭМ могут сохранять вышеупомянутые характеристики глобальных матриц масс и жёсткости. В результате, КЭМ сохраняют физические свойства. В [6] для корректировки КЭМ решается задача оптимизации методом внутренней точки. Целевые функции вблизи оптимальных решений обычно гладкие и выпуклые. Также преимуществом данного метода является то, что он может иметь дело с нелинейностями в уравнениях связей и целевых функциях.

3. Выводы

Рассмотрены схема процесса коррекции конечно-элементных моделей по результатам вибрационных испытаний. Проанализированы методы, примененные в работах по данной тематике, их преимущества и недостатки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хейлен Вард. Модальный анализ: теория и испытания / Вард Хейлен, Стефан Ламменс, Пол Сас. – М.: ООО «Новатест», 2010. – 319 с.
2. Дмитриев С.Н., Хамидуллин Р.К. Коррекция матрицы демпфирования с использованием экспериментальных значений коэффициентов модального демпфирования // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). 12 с.
3. Межин В.С., Обухов В.В. Практика применения модальных испытаний для целей верификации конечно-элементных моделей конструкции изделий ракетно-космической техники // Космическая техника и технологии. 2014. № 1 (4). С. 86-91.
4. Экспериментальный модальный анализ летательных аппаратов: учебник / В.А. Бернс, А.В. Долгополов, Е.П. Жуков, В.Н. Лушин, Д.А. Маринин. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. – 160 с.
5. H. Shahverdi, C. Mares, W. Wang, J. Mottershead, Clustering of parameter sensitivities: examples from a helicopter airframe model updating exercise, Shock Vib. 16 (1) (2009) 75–87.
6. Jang J., Smyth A. Model updating of a full-scale FE model with nonlinear constraint equations and sensitivity-based cluster analysis for updating parameters // Mechanical Systems and Signal Processing, 2017, no. 83, pp. 337–355.

REVIEW OF UPDATING METHODS OF DYNAMIC MODELS BASED ON TEST RESULTS

Zanina Elvira Alexandrovna, graduate student, email zanina.elya@yandex.ru
Berns Vladimir Andreevich, Ph.D., professor, email pla@craft.nstu.ru
Malenkova Valeria Vasilievna, engineer, email malenkova_vv@mail.ru
Novosibirsk State Technical University, Karl Marx Ave., Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. (913) 005-48-19

Abstract

The present paper reviews briefly methods of model updating methods of dynamic models based on test results. At present intensive investigation is being carried on in the field of finite element modeling (FEM). However development of correction methods is required. A well-corrected FEM makes it possible to predict the dynamic behavior of a structure and detect damage.

Firstly the paper considers the scheme of model updating. Then methods of reduction and expansion of FEM are considered. Further the paper deals with correlation methods and selection of updating parameters. Finally, attention is paid to correction methods. The paper has examples of for each stage model updating from articles of different authors.

Key words

Finite element model; model updating; reduction; expansion; correlation; selection of model updating parameters.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ ОПОР ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ МЕТОДОМ ОПЕРАЦИОННОГО МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА

Белоусов А.И., к.т.н., доцент; Запысова Елена Алексеевна, магистрант
Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск,
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-31-21

Запысова Е.А., e-mail elenazapysova@mail.ru

Белоусов А.И., e-mail belousovland@mail.ru

*Адрес для корреспонденции: Запысова Елена Алексеевна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-31-21*

Аннотация.

Одной из основных задач при определении эксплуатационной надежности линии электропередачи (ЛЭП) является периодический контроль прочностных характеристик опор ЛЭП. Одним из способов контроля является метод, связанный с измерением и анализом изменения частотного спектра опор в процессе эксплуатации. В статье представлено исследование задачи по определению собственных частот опоры (ЛЭП), находящейся под фоновым воздействием. Отказ от детерминированного возбуждения позволит исключить подбор дополнительного оборудования. Для моделирования фонового возбуждения в задаче применен сигнал, полученный при записи колебаний реальной опоры с использованием датчика ускорений. В качестве модели для отработки методики выбрана конечно-элементная модель консольной балки.

Ключевые слова: операционный модальный анализ, опора ЛЭП, фоновое воздействие, собственные частоты.

1. Введение

В процессе эксплуатации в опоре ЛЭП накапливаются дефекты, образовавшиеся в связи с механическим или коррозионным разрушением элементов конструкции. Накопленные дефекты меняют прочностные характеристики опоры и существенно снижают ее эксплуатационную надежность. Для контроля состояния опор могут быть использованы методы модального анализа, позволяющие по частотному спектру исследуемой конструкции оценить ее жесткостные характеристики и наличие дефектов.

Для определения частотного спектра производится запись временного сигнала отклика конструкции на внешнее возбуждение. Обычно это возбуждение является детерминированным и создается, например, с использованием специально сконструированного возбудителя. Однако такие возбудители не очень удобны в эксплуатации. Значительно проще проводить

исследование при фоновом возбуждении конструкции вследствие ветрового воздействия на опору, вибрации и пляски проводов.

В статье приводится теоретическое исследование по определению спектра частот конструкции при фоновом нагружении.

2. Исследование задачи о конструкции под фоновым возбуждением

Для решения задачи строится конечно-элементная модель, имитирующая опору ЛЭП (Рис. 1). Для построения модели используются балочные элементы, учитывающие только перемещения от изгиба.

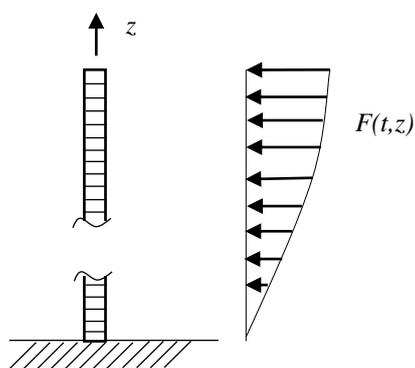


Рис. 1. Математическая модель свободной балки

Динамика конструкции описывается уравнением

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\beta}} + \mathbf{B}\dot{\boldsymbol{\beta}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\beta} = \mathbf{F}(t), \quad (1)$$

где \mathbf{M} , \mathbf{B} , \mathbf{K} – матрицы масс, демпфирования и жесткости соответственно; $\boldsymbol{\beta}$ – вектор неизвестных узловых переменных; $\mathbf{F}(t)$ – вектор внешней нагрузки, определяемый через функцию внешней нагрузки $F(t, z)$

Обычно матрица демпфирования принимается пропорциональной матрицам масс и жесткостей.

Одним из методов интегрирования системы (1) является переход к нормальным координатам. При этом вместо матрицы \mathbf{B} задается декремент колебаний δ и через него диссипация определяется для каждой нормальной формы [2].

Для перехода к нормальным координатам рассматривается однородная задача

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\beta}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\beta} = 0, \quad (2)$$

из решения которой определяются собственные частоты ω_i^2 и собственные вектора $\boldsymbol{\beta}^{(i)}$.

Для определения вынужденного движения системы рассматривается уравнение

$$\mathbf{M}\ddot{\boldsymbol{\beta}} + \mathbf{K}\boldsymbol{\beta} = \mathbf{F}(t) \quad (3)$$

Решение уравнения (3) ищется в виде разложения по собственным формам однородной задачи (2)

$$\boldsymbol{\beta} = \sum_{i=1}^n a_i \boldsymbol{\beta}^{(i)}, \quad (4)$$

где n – число удерживаемых в решении форм, a_i – коэффициенты функций форм, зависящие от времени.

Подставляя (4) в уравнение (3), умножая слева на транспонированный вектор $\{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T$, получим:

$$\sum_{i=1}^n \left(\ddot{a}_i \{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T \mathbf{M} \boldsymbol{\beta}^{(i)} + a_i \{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T \mathbf{K} \boldsymbol{\beta}^{(i)} \right) = \{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T \mathbf{F}(t).$$

Используя условие ортогональности собственных векторов:

$$\{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T \mathbf{M} \boldsymbol{\beta}^{(i)} = \begin{cases} 0, & i \neq j \\ m_j, & i = j \end{cases}, \quad \{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T \mathbf{K} \boldsymbol{\beta}^{(i)} = \begin{cases} 0, & i \neq j \\ c_j, & i = j \end{cases}$$

и вводя демпфирование, определяемое через декремент колебаний $\square_i = \delta \frac{\omega_i}{2\pi}$, приходим к системе уравнений

$$\ddot{a}_i + 2\square_i \dot{a}_i + \omega_i^2 a_i = \frac{1}{m_i} \{\boldsymbol{\beta}^{(j)}\}^T \mathbf{F}(t), \quad i = 1, \dots, n \quad (5)$$

Представим функцию внешней нагрузки в виде произведения двух функций: $F(t, z) = F1(t) \cdot F2(z)$. Тогда суммы произведений компонент собственных векторов на значение функции $F2(z)$ в узловых точках конечно-элементной модели будут постоянными величинами для каждой формы и система уравнений примет вид

$$\ddot{a}_i + 2\square_i \dot{a}_i + \omega_i^2 a_i = d_i \cdot F1(t), \quad i = 1, \dots, n \quad (6)$$

В качестве временной функции $F1(t)$ в данном исследовании используется сигнал (рис. 2), полученный при записи колебаний реальной опоры с использованием датчика ускорений. Спектр сигнала имеет выраженные пики на частотах, значительно ниже собственных исследуемой модели, в диапазоне собственных частот модели спектр нагрузки хаотичен.

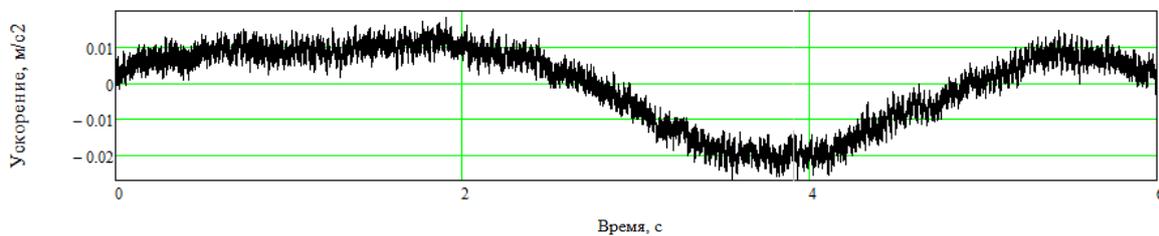


Рис. 2. Временная функция фоновой нагрузки

Система уравнений (6) приводится к нормальной форме Коши и интегрируется [1]. В результате решения получены значения отклика системы (рис. 3).

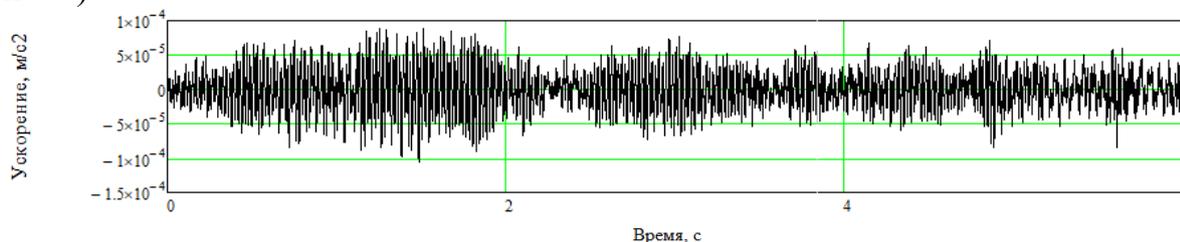


Рис. 3. Отклик рассматриваемой балки

Для получения спектра частот сигнал из временной области переведен в частотную (рис.4).

Пики в частотной области совпали со значениями собственных частот с

погрешностью, соответствующей погрешности преобразования сигнала из временной в частотную область.

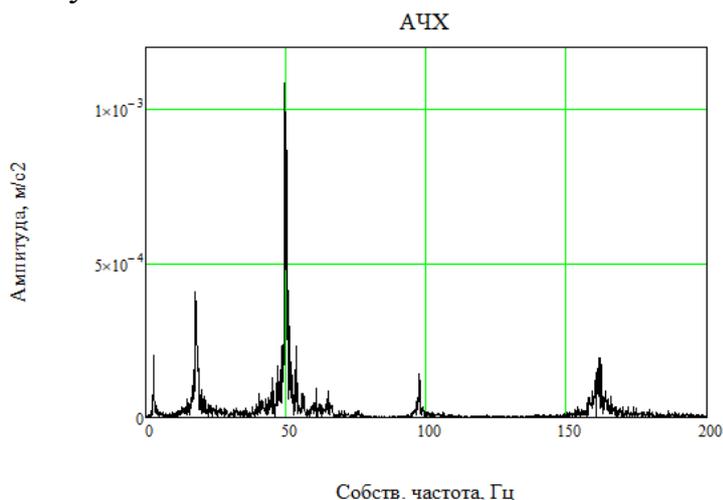


Рис. 4. АЧХ рассматриваемой балки

Таким образом, численное исследование показывает, что определение частотного спектра опор ЛЭП при фиксации колебаний при фоновом нагружении является перспективным методом исследования.

Библиографический список

1. The Methodology of Modal Analysis for Determining Dynamic Characteristics of a Free Structure/ E. Zarysova.// Science. Research. Practice: тр. городской науч.-практ. конф. (Новосибирск, 15 дек. 2017 г.). – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – С. 74-80. – 100 экз. – ISBN 978-5-7782-3481-9.
2. Хейлен, Ламменс, Сас. Модальный анализ. – М.:«Новатест», 2010.- 319 с.

INATION OF NATURAL FREQUENCIES OF POWER TRANSMISSION LINE PYLON BY METHOD OF OPERATIONAL MODAL ANALYSIS

Zapysova Elena Alekseevna, Graduate student, elenazapysova@mail.ru

Belousov Anatoly Ivanovich., Ph.D., Associate Professor, belousovland@mail.ru

Novosibirsk State Technical University (NSTU) 20, K. Marks avenue, Novosibirsk
city, Russian Federation, 630073; (383) 346-31-21

Abstract

For determining the operational reliability of power transmission line need to perform the periodic monitoring of the strength characteristics. One of the control methods is the method associated with the measurement and analysis of frequency spectrum changes of structures during operation. In this paper investigation of the problem of determining the natural frequencies of the power transmission line pylon, which is under random excitation are presented. Elimination of impact excitation allows to exclude additional equipment. For simulate the random excitation used record of vibrations signal of a real power transmission line pylon using an acceleration sensor. A finite element model of a cantilever beam was chosen as a model for testing the methodology.

Keywords: operational modal analysis, power transmission line pylon, random excitation, natural frequencies.

УДК: 534.1

АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОПОР ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ СЕРИИ «У» ПОД ДЕЙСТВИЕМ СОБСТВЕННОГО ВЕСА

Кожевников Алексей Николаевич, аспирант

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

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

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

Аннотация.

Воздушные линии электропередачи (ВЛ) в силу особенностей эксплуатации находятся под воздействием широкого спектра разнообразных нагрузок. При проектировании металлических опор определяют допустимые напряжения под действием нормированных внешних сил. Одним из расчетных случаев является приложение к конструкции только лишь инерционных нагрузок, обусловленных собственным весом. В данной работе обсуждается использование разработанного ранее алгоритма автоматизированного построения конечно-элементных моделей типовых металлических опор ВЛ к построению моделей трех двухцепных опор серии «У». Подробно описан алгоритм действий для получения моделей эквивалентной массы. Получены максимальные перемещения и напряжения в исследованных моделях.

Ключевые слова: Линии электропередачи; напряженно-деформированное состояние; ANSYS; APDL; МКЭ; статическое деформирование; автоматизированный алгоритм; модель эквивалентной массы.

Воздушные линии электропередачи (ВЛ) играют значительную роль в передаче и распределении электрической энергии. Каждая типовая линия представляет собой достаточно сложную механическую систему, которая состоит из опор ВЛ и проводов электрической сети, для крепления которой реализуются специальные подвесы и системы изоляторов. Расчетный срок эксплуатации подобных систем достигает 50 лет при выполнении всех регламентных работ. Однако, после реконструкции металлических опор возникает необходимость изменить тип крепления проводов к траверсам опоры, и для этого необходимо оценить несущую способность каждой отдельной опоры под действием только лишь нагрузок, обусловленных собственным весом конструкции. Последующее добавление нагрузок от условий окружающей среды (ветер, гололед, коррозия) и системы передачи электрической энергии требует дополнительной специфической информации,

которой владеет в полной мере только лишь непосредственный эксплуатант данной воздушной линии [5].

Анализ напряженно-деформированного состояния двухцепных опор УТЛБ-12, У-4 и У-6 выполнен в программном продукте ANSYS. При построении математической модели каждой конструкции необходимо построить ее геометрическую модель, сформировать конечно-элементную модель, задать условия нагружения и закрепления, а также выполнить статический расчет и проанализировать результат [1]. Кроме того, исследуемые модели имеют в своей структуре некоторый набор упрощений, который может оказывать существенное влияние на получаемые результаты. Для минимизации подобного влияния предполагается выполнить верификацию моделей по массе реальной конструкции и ее аналога в среде ANSYS.

При построении геометрической модели воспользуемся программой автоматизированного построения математических моделей типовых металлических опор ВЛ [4]. Разработанный ранее алгоритм не в полной мере подходит для построения моделей опор серии «У». Это связано в первую очередь с конструктивными особенностями исследуемых опор: нижние секции основной стойки у данных опор не имеют формы усеченной пирамиды, а состоят из четырех тетраэдров, помещенных вершиной вниз или вверх (в зависимости от конструкции). Поэтому перед непосредственным использованием разработанного ранее подхода было необходимо частично скорректировать алгоритм, и выполнить его подстройку под новый тип опор ВЛ. Полученные геометрические модели опор представлены на рис. 1.

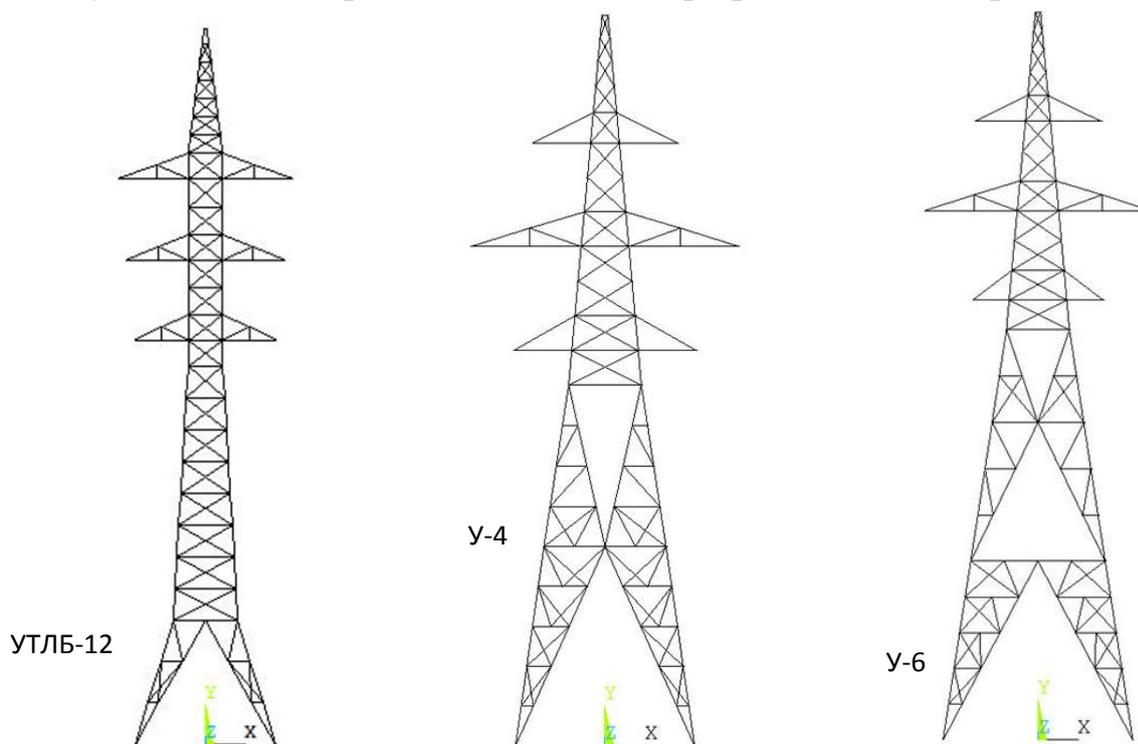


Рис. 1 – Геометрические модели исследуемых опор

Рассмотрим более подробно процесс верификации модели на примере опоры УТЛБ-12. В нашем случае это уравнивание массы реального объекта и

его математической модели. Эта подстройка модели производится посредством корректирования плотности материала модели. В реальной конструкции помимо силовых элементов существует достаточно большое количество болтовых соединений, сварных элементов, усиливающих пластин, фасонки и подобных элементов. Все они вносят в конструкцию инерциальную и жесткостную составляющую, которую необходимо каким-либо образом учесть в модели. Как правило, все эти элементы не вносятся в математическую модель и построить полный жесткостный эквивалент опоры ВЛ достаточно затруднительно. Поэтому стараются уравнивать массы, для того чтобы в дальнейшем работать с моделью «эквивалентной массы».

Для данной опоры на сборочном чертеже указан максимальный суммарный вес опоры с учетом всех дополнительных элементов: болтовых соединений и сварных швов. Эта величина соответствует массе 11297 кг. Для оценки веса модели необходимо выполнить простейший статический расчет под действием сил тяжести. Полученная суммарная реакция всех опорных точек модели в направлении действия инерционной нагрузки даст величину веса модели. Для оценочного расчета плотность материала опоры задавалась в виде отношения массы конструкции к объему всех силовых элементов, построенных с помощью автоматизированного алгоритма. Эта величина составила 10260 кг/м³. Это объясняется тем, что при построении математических моделей опор серии «У» достаточно большое число силовых элементов достраивалось вручную, не с помощью разработанного ранее алгоритма. Следовательно, необходимо уменьшить плотность пропорционально представленной разнице масс. После внесения корректирующего коэффициента плотность материала модели составила 9032.2 кг/м³. Величина скорректированной плотности для остальных опор составила 9026.9 кг/м³ для опоры У-4 и 9990.6 кг/м³ для опоры У-6.

Полученные модели эквивалентной массы можно далее использовать в расчетах. Для всех расчетных случаев в качестве внешнего нагружения указаны соответствующие компоненты вектора ускорения свободного падения. Величины действующих напряжений определялись с помощью набора встроенных команд используемого конечно-элементного комплекса [2 - 3]. В качестве результатов расчетов для последующего анализа определялись узловые перемещения и осредненные в общих узлах напряжения в модели. Полученные величины удобно представить в виде таблицы 1:

Таблица 1

Рассчитанные перемещения и напряжения в моделях опор

	Опора УТЛБ-12	Опора У-4	Опора У-6
Максимальное перемещение, мм	0.57	2.06	3.4
Максимальное по модулю напряжение, МПа	10.2	9.6	11.4

Отдельно необходимо остановиться на анализе напряженно-деформированного состояния опор. Материал всех опор — это сталь 3 сп. Предел текучести данного материала оценивают в 205-255 МПа. Расчетные напряжения нужно сопоставлять с допускаемыми напряжениями, которые в 2.5 раза меньше предела текучести, при условии, что оцениваемые нагрузки не являются предельными и не должны выдерживаться конструкцией только лишь при однократном приложении. Величина расчетных напряжений у всех опор примерно одинакова, поэтому для оценки несущей способности можно выбрать наибольшее из полученных значений, равное 11.4 МПа.

$$11.4 \text{ МПа} < \frac{205 \text{ МПа}}{2.5} = 82 \text{ МПа}$$

Представленное условие прочности выполняется, что свидетельствует о том, что все проанализированные опоры с достаточным запасом прочности могут выдерживать нагружение собственным весом конструкции. При этом вклад собственного веса по отношению к остальным нагрузкам, типичным для данных конструкций необходимо исследовать дополнительно.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Moaveni S. Finite Element Analysis Theory and Application with ANSYS (3rd edition). PrenticeHall, 2008. 868 p.
2. ANSYS Inc. ANSYS mechanical APDL structural analysis guide, release 14.0, 2011.
3. Programmer's Manual for Mechanical APDL. ANSYS Release 12.1. ANSYS Inc., 2009.
4. 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 04.03.2019)
5. Fei, Q., Zhou, H., Han, X. and Wang, J. (2012). Structural health monitoring oriented stability and dynamic analysis of a long-span transmission tower-line system. Engineering Failure Analysis, 20, pp.80-87.

ANALYSIS OF STRESS-STRAIN STATE OF THE «U»-SERIES AIR POWER TRANSMISSION LINE PYLONS UNDER MASS FORCE APPLIED

Kozhevnikov Aleksey Nikolaevich, Post-graduate Student

e-mail Kozhevnikov.2010@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University (NSTU) 20, K. Marks avenue, Novosibirsk city, Russian Federation, 630073; (383) 346-31-21

Annotation.

Air Power Transmission Lines (PTL) are widely used to transfer electricity and variety of external forces are applied to the lines. During any line designing, allowable and calculated stresses have been compared. One of the calculations have been taken into consideration is applying only inertia forces (structure weight). In this paper, the following points are discussed: usage of previously developed automatic typical metal PTL pylon finite element model creation subroutine to originate mathematical models of 3 metal «U»-series pylons; algorithm of equivalent models creation; analysis of these pylons stress-strain state under specified loads applied.

Key words: Power transmission lines; Stress-strain state; ANSYS; APDL; Finite Element Method; static deflection; automatic subroutine; united mass model.

СТЕНОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ НА ОСНОВЕ ОТХОДОВ ДРЕВЕСИНЫ

Дицель А.В., Левкович А.В., Машкин Н.А.

Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск, mashkin@corp.nstu.ru

Аннотация.

При производстве стеновых и теплоизоляционных материалов актуальным является расширение масштабов использования отходов деревообработки. В качестве заполнителя в производстве стеновых блоков эффективны древесные опилки, в качестве связующего – органоминеральные системы. Для активирования связующих применен гидродинамический активатор-диспергатор, способствующий активированию смеси и ускорению процессов твердения. Испытания показали, что процесс твердения активированных композиций ускоряется вдвое. При этом обеспечивается дополнительное улучшение эксплуатационных свойств стенового материала – прочности и теплопроводности.

Ключевые слова: утилизация древесных отходов, органо-минеральное связующее, активатор-диспергатор, прочность, теплопроводность.

Утилизация отходов деревообработки, в том числе и опилок, является актуальной проблемой современной строительной индустрии России. При производстве стеновых и теплоизоляционных строительных материалов в качестве заполнителя нередко используются древесные отходы, а в качестве связующего - органические и неорганические вяжущие. Причем рациональнее использовать в качестве связующих веществ воздушные вяжущие, такие как, каустический доломит, каустический магнезит, ангидритовый цемент, эстрих-гипс, жидкое стекло. Из органических материалов предпочтение отдается латексам и ПВА-дисперсиям [1-6].

Для улучшения эксплуатационных свойств стенового материала на основе древесных опилок целесообразно использование методов активирования связующих композиций [7, 9]. Для активирования связующего в работе был использован активатор-диспергатор кавитационного типа (рис.) [8].

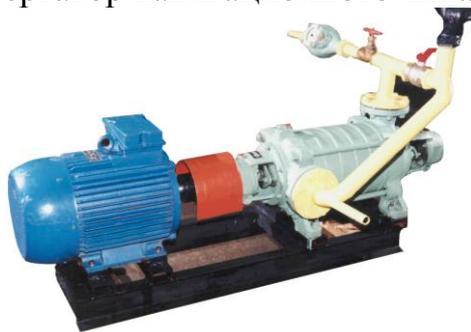


Рис. Гидродинамический активатор-диспергатор.

При оптимизации составов стеновых и теплоизоляционных материалов на основе древесных опилок в качестве связующих использовали латекс СКС-65 ГП и поливинилацетатную дисперсию. Причем часть образцов изготавливалась по стандартной технологии, включающей операции перемешивания компонентов, формования образцов и тепловой обработки для ускорения набора прочности. Другая часть сырьевых смесей дополнительно подвергалась активированию в гидродинамическом активаторе-диспергаторе. Результаты испытаний образцов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Результаты испытаний материалов на основе древесных опилок и полимерсиликатных связующих (стандартная технология)

Состав	Плотность, кг/м ³	Предел прочности и при изгибе, МПа	Предел прочности и при сжатии, МПа	Водопоглощение по массе, %	Теплопроводность, Вт/м*0 С
Опилки непросеянные, жидкое стекло : латекс=1:1, вода	312	0,44	0,72	-	-
Опилки фракция 2,5:фракция 0,63=1:2, жидкое стекло: латекс=1:3, вода	403	-	-	154	0,077
Опилки фракции 2,5, жидкое стекло, вода	398	0,66	1,01	-	0,071
Опилки фракция 1,25:фракция 0,315=2:1, клей ПВА, вода	396	0,34	0,46	-	0,067
Опилки фракции 0,63, латекс, вода	378	0,76	1,22	181	0,068

Примечание: испытание на сжатие проводилось при 10%-ной линейной деформации образца.

В диспергаторе была переработана сырьевая смесь, в состав которой

входили древесные опилки и жидкое стекло в пропорции: опилки (фракции 0,14:0,315:0,63=1:3,33:6):жидкое стекло: латекс: вода=3,35:6:0,5:3. Жидкое стекло сначала активировалось отдельно, а затем с добавлением опилок. Латекс добавляли после активирования. Были проведены сравнительные испытания образцов строительного материала данного состава и стандартных торфоблоков «Геокар-Н» (табл. 2).

Торфоблок «Геокар-Н» это строительный материал, в состав которого входит малоразложившийся верховый торф со степенью разложения до 10% и низинный торф со степенью разложения не менее 15%, В качестве заполнителя в торфоблоки добавляют древесные отходы (опилки, дробленка, щепа и т.д.). Для придания торфоблокам огнестойкости вводятся добавки антипиренов – бура техническая или жидкое стекло, а для придания водостойкости - добавки гидрофобизатора ГКЖ 136-41 или битумно-эмульсионные пасты и мастики. В качестве антисептика используется фтористый натрий или каменноугольная смола.

Таблица 2

Результаты испытаний торфоблока «Геокар-Н» и активированного опилкополимерсиликата

Наименование показателя	Практическое значение торфоблок «Геокар-Н»	Нормативное значение торфоблок «Геокар-Н»	Материал на основе опилок и жидкого стекла
Плотность, кг/м ³	293	300	317
Влажность, %	11,9	не более 15	13,3
Водопоглощение по массе, %	69	не более 170	164
Прочность на сжатие при 10%-ной линейной деформации, МПа	0,28	не нормируется	1,50
Предел прочности при изгибе, МПа	0,4	не менее 0,4	0,63
Коэффициент теплопроводности, Вт/м*К	0,063	не более 0,07	0,07

По результатам сравнительных испытаний можно сделать выводы:

1. По прочности при сжатии и изгибе материалы на основе опилок и жидкого стекла, активированные в гидродинамическом активаторе-диспергаторе, превосходят торфоблоки в 3-4 раза.

2. По теплопроводности торфоблоки и опилкополимерсиликат могут конкурировать с традиционными газо- и пенобетонами при использовании для теплоизоляции зданий.

Библиографический список

1. Рыбьев И.А. Строительное материаловедение/ И.А. Рыбьев. – Москва: Юрайт, 2012. – 702 с.
2. Зырянова, В.Н. Влияние состава затворителя на свойства композиционных магниезальных вяжущих веществ / В.Н. Зырянова, Е.В. Лыткина, Г.И. Бердов // Известия вузов. Строительство. - 2010. - №3. - С. 53-58.
3. Лыткина, Е.В. Ксилолитовые и костролитовые строительные материалы с использованием композиционного магниезального вяжущего, содержащего диабаз / Е. В. Лыткина // Известия вузов. Строительство. - 2010. - №9. - С. 26-29.
4. Зырянова, В.Н. Влияние минеральных наполнителей на свойства магниезальных вяжущих / В. Н. Зырянова, Е. В. Лыткина, Г. И. Бердов // Техника и технология силикатов. - 2010. - №2. - С. 15-17.
5. Зырянова, В.Н. Влияние электролитов, вводимых в воду затворения, на свойства композиционных магниезальных вяжущих веществ / В.Н. Зырянова, Е.В. Лыткина, Г.И. Бердов // Техника и технология силикатов. - 2010. - № 4. - С.17-22
6. Машкин, Н.А. Костролитовые строительные материалы с использованием композиционного магниезального вяжущего на основе диабаза / Н.А. Машкин, Е.В. Лыткина // Вестник ЮУрГУ. Строительство и архитектура. - 2010. - №15, вып.10. - С. 8-10.
7. Mashkin, N.A. New materials and technologies in construction of low-rise buildings from precision details foam concrete blocks / N.A. Mashkin, V.S. Baev, V.I. Fedchenko, N.E. Zibnitskaja, J.A. Sharavin // The Second international Forum on Strategic technology. October 3-5, 2007. Ulanbaator, Mongolia, P.534-535.
8. Машкин, Н.А. Архитектурно-строительная система «АБВ СтройТехнологии» / Н.А. Машкин, В.С. Баев, В.И. Федченко // Жилищное строительство. – 2008. - № 7. – С. 38-39.
9. Машкин, Н.А. Активация песка при производстве мелкозернистых бетонов / Н.А. Машкин, А.Ф. Косач, А.В. Обадьянов // VI Всероссийская конференция «Актуальные вопросы строительства»: труды [Электронный ресурс]. – Новосибирск : НГАСУ (Сибстрин), 2013. – с. 148-152.

WALL MATERIALS BASED ON WASTE WOOD

Dicel A.V., Levkovich A.V., Mashkin N.A.

Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, mashkin@corp.nstu.ru

Abstract.

In the production of wall and heat insulating materials is increasing the use of waste wood. As a filler in the production of wall blocks are effective wood chips, as a binder-organomineral systems. To activate the binders applied hydrodynamic Activator-dispersant, which facilitates activation of mixture and accelerate the curing process. Tests have shown that the process of hardening is accelerated compositions activated twice. This provides an additional improvement of the operational properties of wall material-strength and thermal conductivity.

Keywords: Wood waste recycling, organic-mineral Binder, Activator-dispersant, strength, thermal conductivity.

**ПРИМЕНЕНИЕ ТЕОРЕМЫ ОБ ИЗМЕНЕНИИ КИНЕТИЧЕСКИХ
ЭНЕРГИЙ ПАРЦИАЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ В ДИНАМИКЕ
МЕХАНИЧЕСКИХ, ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ
СИСТЕМ С НЕСКОЛЬКИМИ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ**

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

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

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

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

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

Аннотация

В работе предлагается фактически новая теорема, на основании которой можно составлять уравнения движения механических систем с несколькими степенями свободы и стационарными связями без знания уравнений типа Лагранжа, Нильсена, Аппеля. Она может быть получена по стандартной процедуре на основании принципа Даламбера и идеи классической теоремы об изменении кинетической энергии, которая применима для составления уравнений сколь угодно структурно сложных систем со стационарными связями и одной степенью свободы. Рассматриваются примеры составления уравнений движения систем с несколькими степенями свободы на основании этой теоремы. Теорема позволяет составлять уравнения движения и решать задачи динамики не только механических, но и электрических, и электромеханических систем.

Ключевые слова

Уравнения движения систем с несколькими степенями свободы; парциальные движения; Представления взаимодействующих движений и взаимодействующих тел; принцип Даламбера; парциальные (собственные) и сторонние силы инерции; теорема об изменении кинетической энергии; теорема об изменении кинетической энергии парциальных движений для механических, электрических и электромеханических систем;

1. Введение

Традиционно для составления УД систем с несколькими степенями свободы и решения задач динамики используются либо принцип Германа – Эйлера – Даламбера – Лагранжа, известный сегодня как Принцип Кинетостатики (ПК) – принцип Даламбера для системы, либо ковариантные формы УД типа уравнений Лагранжа, Гамильтона, Нильсена и других. При

многих достоинствах ПК недостатком является то, что когда необходимо найти только закон движения системы (ЗДС) приходится при решении конкретной задачи определять и реакции всех связей. А по заданию необходимо определить только ЗДС. Для нахождения только ЗДС и используются ковариантные формы УД. Получив любым способом УД, перед их решением часто возникает вопрос о динамическом анализе взаимодействий движений системы или взаимодействий отдельных тел. Для этого А.И Родионовым в работах [1, 2] были введены в курс теоретической механики Представления взаимодействующих движений (ПВД) и Представление взаимодействующих тел (ПВТ). Суть этого заключается в том, что в ПВД в левые части уравнений переносятся члены, описывающие кинематически чистое по терминологии физики парциальное движение (ПД), по одной из обобщённых координат q_j в j – том парциальном движении. А ПВТ есть аналог второго закона Ньютона для каждого тела. После этого анализа одним из известных способов решается система уравнений и находится ЗДС. Однако всё это не позволяет непосредственно исследовать переток энергии из одной степени свободы в другую или от тела к телу. Это обычно исследуют на основании скалярной теоремы об изменении кинетической энергии, которая, к сожалению, позволяет это делать только для систем с одной степенью свободы. Возникает вопрос: а можно ли как-то применить теорему об изменении кинетической энергии непосредственно для нескольких степеней свободы. Оказывается, это можно сделать! Тем более, это становится актуальным при чтении краткого курса «Теоретическая механика», в котором элементов аналитической механики, как уравнений Лагранжа, Аппеля и так далее, нет. И приходится составлять уравнения движения систем с несколькими степенями свободы только на основании принципа Даламбера.

2. Теория

Докажем теорему об изменении кинетической энергии для каждого парциального движения на основании ПК (1) [2, 3]. Это позволит как получить уравнения движения системы в ПВД, так и уравнения движения в ПВТ. Более того, эта теорема позволит проанализировать переток энергии из одной степени свободы и от тела к телу. Для этого после анализа всех сил и пар сил (задаваемых (включая неидеальные связи), реакции идеальных связей и даламберовых сил инерции), действующих в системе, составим уравнения кинестатики системы.

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

Здесь следует ввести удобную для изложения предлагаемой теории и решения конкретных задач терминологию. Назовём силы инерции на парциальном движении системы – собственными (парциальными) силами инерции. Все остальные, не парциальные силы инерции, назовём сторонними по отношению к этому движению. В системе уравнений (1) выделим отдельно и

перенесём в правую часть уравнений парциальные силы инерции (2), тогда в левой части останутся сторонние силы инерции.

$$\begin{cases} -\vec{\Phi}_{cj} = \vec{F}_i + \vec{R}_i + (\vec{\Phi}_i - \vec{\Phi}_{cj}), \\ -\vec{M}_{OR_{cj}}^{\Phi} = \vec{M}_{OR_i}^F + \vec{M}_{OR_i}^R + (\vec{M}_{OR_i}^{\Phi} - \vec{M}_{OR_{cj}}^{\Phi}), \\ i = 1, 2, \dots, N; j = 1, 2, \dots, S. \end{cases} \quad (2)$$

Далее, в этом варианте уравнений кинестатики для каждого парциального движения системы составим уравнения мощностей. Помножим выражения для всех сил на соответствующую парциальной силе линейную скорость, а выражения для моментов на соответствующую парциальному моменту угловую скорость. Мощности парциальных сил инерции можно представить для каждого парциального движения как производные по времени от кинетической энергии парциального движения. Это породит для всей механической системы систему теорем об изменении кинетических энергии в дифференциальной форме записи (3). Естественно можно составить системы теорем и в интегральной форме.

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}(T_{cj}) = \vec{F}_i \cdot \vec{V}_j + \vec{R}_i \cdot \vec{V}_j + (\vec{\Phi}_i - \vec{\Phi}_{cj}) \cdot \vec{V}_j, \\ \frac{d}{dt}(T_{cj}) = \vec{M}_{OR_i}^F \cdot \vec{\omega}_k + \vec{M}_{OR_i}^R \cdot \vec{\omega}_k + (\vec{M}_{OR_i}^{\Phi} - \vec{M}_{OR_{cj}}^{\Phi}) \cdot \vec{\omega}_k, \\ i = 1, 2, \dots, N; j = 1, 2, \dots, S; k = 1, 2, \dots, S. \end{cases} \quad (3)$$

Рассмотрим несколько простейших примеров.

Имеем систему с двумя степенями динамической свободы: брусок, перемещаемый под действием внешней силы по координате x , и маятник на неупругой и нерастяжимой нити, прикреплённый к центру масс бруска и совершающий колебания по координате φ . Следовательно, будем рассматривать систему с двумя обобщёнными координатами (рис. 1).

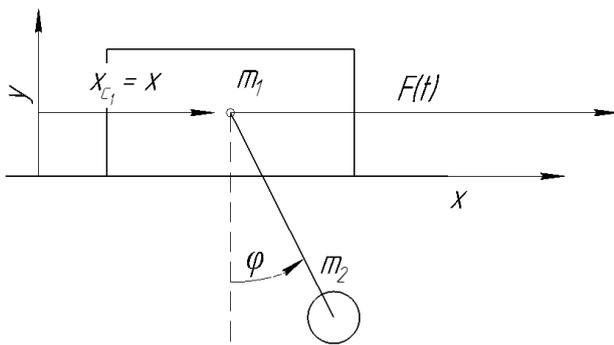


Рис. 1. Расчётная схема

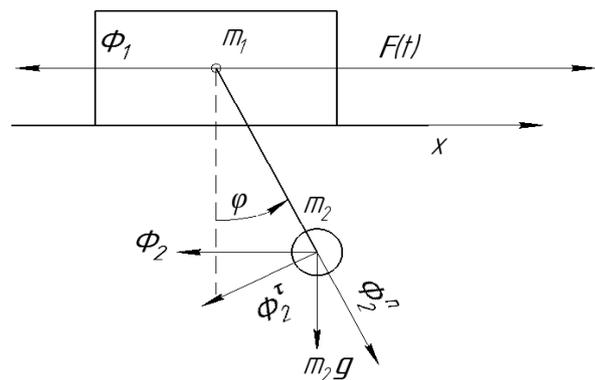


Рис. 2. Действующие силы в системе

Приложим и проанализируем все действующие в рассматриваемой системе силы, как показано на рис. 2. Распишем инерциальные силы:

$$\Phi_1 = m_1 a_1 = m_1 \ddot{x},$$

$$\Phi_2^n = m_2 \omega^2 R = m_2 \dot{\varphi}^2 l,$$

$$\Phi_2 = m_2 a_1 = m_2 \ddot{x},$$

$$\Phi_2^\tau = m_2 a_2^\tau = m_2 l \ddot{\varphi}.$$

Здесь l – длина нити.

Рассмотрим парциальные движения этой системы по обобщённым координатам (рис. 3, 4). При рассмотрении парциального движения по координате x любое движение по координате φ “замораживается” и наоборот.

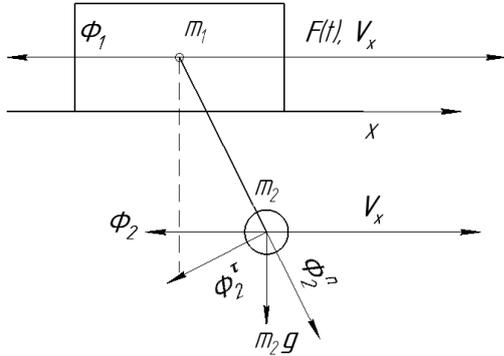


Рис. 3. Парциальное движение по координате x

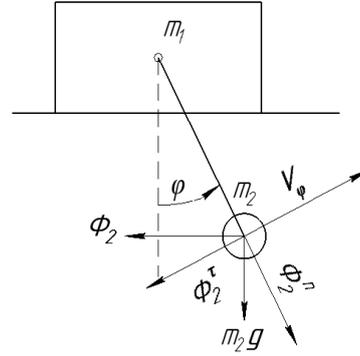


Рис. 4. Парциальное движение по координате φ

Составим уравнение кинетостатики (4), выделим отдельно и перенесём в правую часть уравнения парциальные силы инерции и составим уравнения мощностей (5).

$$\vec{\Phi}_1 + \vec{F}(t) + \vec{\Phi}_2 + \vec{\Phi}_2^\tau + \vec{\Phi}_2^n + m_2 \vec{g} = 0, \quad (4)$$

$$\begin{aligned} -(\vec{\Phi}_1 \cdot \vec{V}_x) - (\vec{\Phi}_2 \cdot \vec{V}_x) &= (\vec{F}(t) \cdot \vec{V}_x) + (\vec{\Phi}_2^\tau \cdot \vec{V}_x) + (\vec{\Phi}_2^n \cdot \vec{V}_x) + (m_2 \vec{g} \cdot \vec{V}_x), \\ -(\vec{\Phi}_2^\tau \cdot \vec{V}_\varphi) &= (\vec{\Phi}_2 \cdot \vec{V}_\varphi) + (\vec{\Phi}_2^n \cdot \vec{V}_\varphi) + (m_2 \vec{g} \cdot \vec{V}_\varphi), \end{aligned} \quad (5)$$

где $V_x = \dot{x}$, $V_\varphi = \dot{\varphi}l$.

Мощности парциальных сил инерции представим как производные по времени от кинетической энергии парциального движения.

$$\begin{aligned} -(\vec{\Phi}_1 \cdot \vec{V}_x) - (\vec{\Phi}_2 \cdot \vec{V}_x) &= \frac{d}{dt}(T_x) = \frac{d}{dt} \left(\frac{(m_1 + m_2)\dot{x}^2}{2} \right) = (m_1 + m_2)\ddot{x} \cdot \dot{x}, \\ -(\vec{\Phi}_2^\tau \cdot \vec{V}_\varphi) &= \frac{d}{dt}(T_\varphi) = \frac{d}{dt} \left(\frac{I_2 \omega^2}{2} \right) = \frac{d}{dt} \left(\frac{m_2 l^2 \dot{\varphi}^2}{2} \right) = m_2 l^2 \ddot{\varphi} \cdot \dot{\varphi}. \end{aligned} \quad (6)$$

Раскроем скалярные произведения векторов в формуле (5) и подставим представление из формулы (6).

$$\begin{aligned} (m_1 + m_2)\ddot{x} &= F(t) + m_2 \dot{\varphi}^2 l \sin(\varphi) - m_2 l \ddot{\varphi} \cos(\varphi), \\ m_2 l^2 \ddot{\varphi} &= -m_2 g l \sin(\varphi) + m_2 l \ddot{x} \cos(\varphi). \end{aligned} \quad (7)$$

Полученные в формуле (7) уравнения движения рассматриваемой системы идентичны уравнениям движения, полученными методом уравнений Лагранжа II рода [2].

Рассмотрим электрическую систему (рис. 5) с двумя связанными контурами.

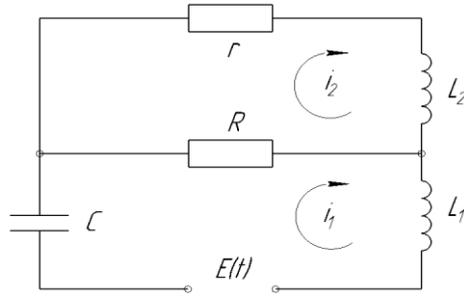


Рис. 5. Электрическая система с двумя связанными контурами

Воспользуемся методом контурных токов [4]: полагаем, что в каждом независимом контуре схемы течёт свой контурный ток как показано на рис. 5. За обобщённую координату примем заряд, производная по времени от которого даст соответствующий контурный ток:

$$i_i(t) = \frac{d}{dt} q_i(t). \quad (8)$$

Уравнения составим относительно контурных токов и лишь по второму закону Кирхгофа. Алгебраическая сумма ЭДС, действующих в замкнутом контуре, равна алгебраической сумме падений напряжения на всех резистивных элементах в этом контуре. Первый закон Кирхгофа учитывается автоматически:

$$U_{L_1} + U_R + U_C = E(t), \quad U_{L_2} + U_R + U_r = 0. \quad (9)$$

Опираясь на идею первой электромеханической аналогии Максвелла, составим уравнения движения по теореме об изменении кинетической энергии парциальных движений.

$$\begin{aligned} L_1 \ddot{q}_1 + R \dot{q}_1 + \frac{q_1}{2C} &= U(t) + R \dot{q}_2, \\ L_2 \ddot{q}_2 + (R + r) \dot{q}_2 &= R \dot{q}_1. \end{aligned} \quad (10)$$

Воспользуемся представлением взаимодействующих движений и умножим на соответствующие токи. Полученные в левой стороне части выразим через электрокинетическую энергию для заряда, а в правых сторонах получили мощности.

$$\frac{d}{dt}(T_1) = \frac{d}{dt} \left(\frac{L_1 \dot{q}_1^2}{2} \right) = L_1 \dot{q}_1 \cdot \ddot{q}_1, \quad \frac{d}{dt}(T_2) = \frac{d}{dt} \left(\frac{L_2 \dot{q}_2^2}{2} \right) = L_2 \dot{q}_2 \cdot \ddot{q}_2. \quad (11)$$

$$L_1 \dot{q}_1 \cdot \ddot{q}_1 = U(t) \cdot \dot{q}_1 + R \dot{q}_2 \cdot \dot{q}_1 - R \dot{q}_1 \cdot \dot{q}_1 - \frac{q_1}{2C} \cdot \dot{q}_1, \quad (12)$$

$$L_2 \dot{q}_2 \cdot \ddot{q}_2 = R \dot{q}_1 \cdot \dot{q}_2 - (R + r) \dot{q}_2 \cdot \dot{q}_2.$$

$$\frac{d}{dt}(T_1) = \sum P_1^{(k)}, \quad \frac{d}{dt}(T_2) = \sum P_2^{(k)}. \quad (13)$$

Тем самым, окончательно пришли к дифференциальной форме теоремы об изменении кинетической энергии в электрической системе с двумя степенями свободы.

Объединим в соответствии с I-ой электромеханической аналогией Максвелла [2, 5] электрику с механикой. Рассмотрим электромеханическую систему. На рис. 6 изображена расчётная схема электромеханического датчика ускорений.

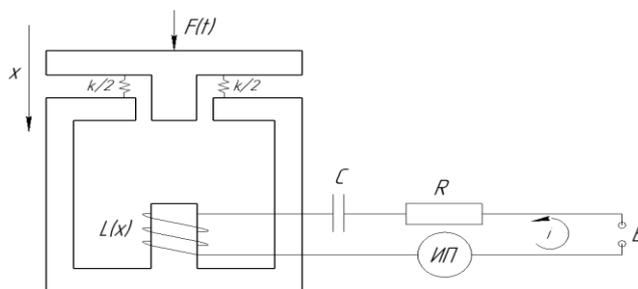


Рис. 6. Расчётная схема электромеханического датчика ускорений

Система имеет две степени свободы: движение элемента по координате x и ток в контуре i .

Введём кинетические энергии двух парциальных движений:

$$T_x = \frac{m\dot{x}^2}{2}, \quad T_q = \frac{L(x)\dot{q}^2}{2}.$$

Здесь $L(x)$ – это не функция Лагранжа, а индуктивность, зависящая от координаты x .

Запишем вариант теоремы для механической и электрической степеней свободы. В результате получим систему дифференциальных уравнений (15), описывающих динамику электромеханической системы.

$$\frac{d}{dt}(T_x) = \sum P_x^{(k)}, \quad \frac{d}{dt}(T_q) = \sum P_q^{(k)}. \quad (14)$$

$$(m\ddot{x} + kx) \cdot \dot{x} = mg \cdot \dot{x} + F(t) \cdot \dot{x} - \frac{1}{2} \frac{\partial L(x)}{\partial x} \dot{q}^2 \cdot \dot{x}, \quad (15)$$

$$L(x)\ddot{q} \cdot \dot{q} = -\frac{1}{2} \frac{\partial L(x)}{\partial x} \dot{x} \dot{q} \cdot \dot{q} - R\dot{q} \cdot \dot{q} + E \cdot \dot{q} - \frac{q}{2C} \cdot \dot{q}.$$

То же самое получим на основе уравнений Лагранжа-Максвелла [2].

3. Выводы

Доказана теорема об изменении кинетической энергии динамически связанных парциальных подсистем системы с несколькими степенями свободы. Она позволяет составлять уравнения движения сколь угодно структурно сложных систем. По конечному результату теорема эквивалентна другим методам составления уравнений движений, однако она позволяет дополнительно рассмотреть направления перетоков энергий между степенями свободы. Теорема применима и для электрических, и для электромеханических систем. Рассмотрен ряд примеров механических, электрических и электромеханических систем с двумя степенями свободы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Остроменский П.И., Родионов А.И., Родионова Т.А. Уравнения движения в обобщённых силах. Методические указания. – Новосибирск: Изд-во НЭТИ, 1986. – 27 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. Курс теоретической механики: учебник для вузов / В.И. Дронг, В.В. Дубинин, М.М. Ильин и др.; Под общ. ред. К.С. Колесникова. – М.: Изд-во МГТУ им Н.Э. Баумана, 2000. – 736 с.
4. Усольцев А.А. Общая электротехника: Учебное пособие. – СПб: СПбГУ ИТМО, 2009. – 301 с.
5. Жуловян В.В. Основы электромеханического преобразования энергии: учебник / В.В. Жуловян. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2014. – 427 с.

APPLICATION OF THE PRINCIPLES OF ENERGIES OF PARTIAL MOTIONS IN DYNAMICS OF MECHANICAL, ELECTRICAL AND ELECTROMECHANICAL SYSTEMS WITH SEVERAL DEGREE OF FREEDOMS

Kravtsov Sergey Ruslanovich, student;

Rodionov Andrey Ivanovich, Ph.D. (Phys. & Math.) Ass. Professor,

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Avenue, 20, tel. (913)892-42-75

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

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

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

Abstract

The paper proposes a new theorem for obtaining motion equations of mechanical systems with several degree of freedoms and scleronomic constraints without knowing of the equation types of Lagrange, Nielsen, Appel. The theorem can be deduced according to the standard procedure based on the D'Alembert principle and the classical principle energy, which one is applicable for drawing up equations arbitrarily structurally complex systems with scleronomic constraints and one degree of freedom. In addition, there are described examples of the obtaining of motion equations of systems with two degree of freedoms. Theorem is applicable for drawing up the equations of motion and solving dynamics problems in the electrical and electromechanical systems.

Keywords

Motion equations of systems with several degree of freedoms; partial movements; interacting movements and bodies representations; D'Alembert's principle; partial and third-party inertial forces; principle of energy; principle of energies of partial motions for mechanical, electrical and electromechanical systems.

ИССЛЕДОВАНИЕ И РАСЧЕТ УСТРОЙСТВ, СОЗДАЮЩИХ ПОСТОЯННОЕ УСИЛИЕ

*Рыков Сергей Анатольевич, инженер; Ян Лун Никита, студент; Рыков
Анатолий Аркадьевич, к.т.н., доцент*

Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск

Рыков А. А., email rykov@corp.nstu.ru

Аннотация.

В работе проводится расчет профиля кулачка, необходимого для создания постоянного усилия, при котором кулачок вращается. Рассматривается случай, когда в устройстве используется спиральная пружина, а нить сходит с кулачка под углом к вертикали, а также второй случай: применяется линейная пружина, а нить с кулачка сходит под углом на блок. Показано, что длина перпендикуляра, опущенного на линию схода нити, при создании постоянного усилия линейно зависит от угла поворота кулачка.

Устройства, создающие постоянное усилие могут найти широкое применение в технике. Так, наилучшие условия съема тока с контактного провода были бы достигнуты в том случае, если бы давление в контакте между проводом и лыжами пантографа оставалось во все время движения неизменным. Это может быть в том случае, если контактная подвеска обладает на всем ее протяжении равномерной эластичностью и если контактные провода расположены строго на одной высоте над головкой рельса. В действительных условиях выдержать эти требования не удастся. Желательно обеспечить постоянное усилие в канате при подъеме груза на большую высоту; хорошо было бы обеспечить постоянство натяжения высоковольтного провода при образовании наледи на нем; наматывающее устройство должно обеспечить постоянную в пределах рулона и не превышающую допустимых значений нагрузку на межперфорационные перемычки наматываемой киноплёнки; нажимное усилие при заделке семян в почву должно быть постоянным; в установке для исследования производительности электроалмазного шлифования пластин из монокристаллического кремния необходимо создание постоянного усилия, прижимающего исследуемый образец к алмазному кругу и т.д.

В данной работе рассмотрим устройства, создающие постоянное усилие, принцип действия которых основан на использовании кулачка [1,2].

Рассмотрим случай, когда нить, приводящая во вращение кулачок, сходит с него под углом γ к вертикали (рис.1).

Расчетная схема представлена на рис.2.

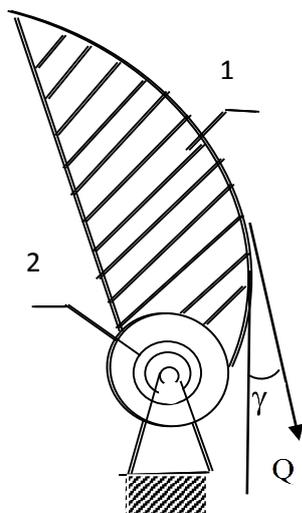


Рис.1 Кулачок со спиральной пружиной

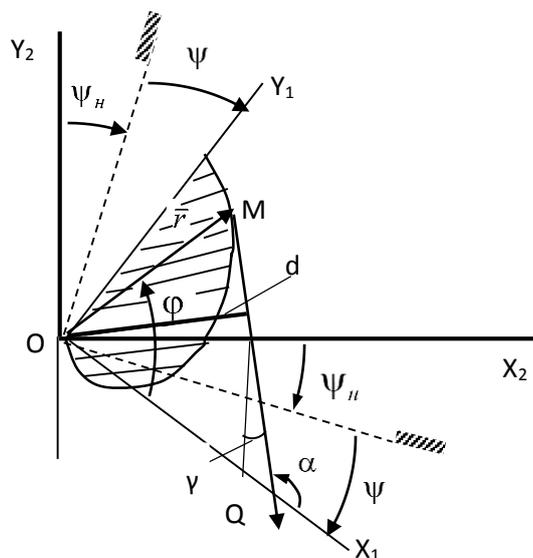


Рис.2.Расчетная схема

Под действием силы Q кулачок 1 начинает вращаться, спиральная пружина 2 сжимается. Обозначим через ψ_n - угол поворота кулачка при заданной нагрузке $Q = Q_0$, где Q_0 - предварительное усилие.

Свяжем жестко с кулачком систему координат X_1OY_1 . В этой системе координат найдем координаты точки М схода нити с кулачка. Массой кулачка и силами сопротивления пренебрегаем. При этом будем искать такую форму кулачка, чтобы дальнейшее движение его происходило при постоянной силе $Q = Q_0$. То есть сила натяжения нити будет оставаться постоянной во все время вращения кулачка. Для выполнения этого требования необходимо, чтобы в каждый момент времени :

$$Q_0 \cdot d = c(\psi_n + \psi), \quad (1)$$

где c - жесткость спиральной пружины, $H \cdot m$, d – перпендикуляр, опущенный из начало координат на линию нити, ψ - угол поворота кулачка, отсчитываемый от начального угла ψ_n .

Из рис.2 и формулы (1) находим

$$d = r \cdot \sin(\alpha - \varphi) = d_0 \cdot (1 + \psi / \psi_n) \quad (2)$$

где r - радиус –вектор, проведенный из начало координат в точку М схода нити с кулачка, φ - угол между радиусом r и осью OX_1 , α - угол между нитью и осью OX_1 , равный $\alpha = \pi / 2 + (\psi_n + \psi) + \gamma$, $d_0 = c \cdot \psi_n / Q_0$.

Возьмем дифференциал от выражения (2):

$$dr \cdot \sin(\alpha - \varphi) + r \cdot \cos(\alpha - \varphi) \cdot (d\alpha - d\varphi) = d_0 \cdot d\psi / \psi_n \quad (3)$$

Учитывая, что $d\alpha = d\psi$ и из $\frac{dy_1}{dx_1} = \operatorname{tg}(\alpha)$ следует $\frac{dr}{d\varphi} = \frac{r}{\operatorname{tg}(\alpha - \varphi)}$, из (3) получим

$$r = \frac{d_0}{\psi_n} \cdot \frac{1}{\cos(\alpha - \varphi)} \quad (4)$$

Эту формулу можно записать еще так

$$r = \sqrt{d^2 + (d_0 / \psi_n)^2} = d_0 \sqrt{\left(1 + \frac{\psi}{\psi_n}\right)^2 + \frac{1}{\psi_n^2}} \quad (5)$$

Далее определяем $d = d_0 \left(1 + \frac{\psi}{\psi_n}\right)$, а затем и угол φ :

$$\varphi = \alpha - \arcsin\left(\frac{d}{r}\right). \quad (6)$$

Теперь вычисляем координаты точки М схода нити с кулачка :

$$x_1 = r \cdot \cos(\varphi), \quad y_1 = r \cdot \sin(\varphi) \quad (7)$$

Из (5) следует, что в случае вертикального схода нити с кулачка ($\gamma = 0$), расстояние от точки М схода нити до горизонтальной линии OX_2 остается постоянным во все время вращения кулачка и равно $h = d_0 / \psi_n$.

Пример.

Пусть при заданном усилии $Q_0 = 0.5$ Н начальный угол $\psi_n = 35^\circ$ при жесткости спиральной пружины равной $c = 0.0117$ Н·м

По формулам (5) - (7) рассчитываем профиль кулачка, обеспечивающего постоянное усилие $Q = 0.5$ Н при вращении кулачка (рис. 3).

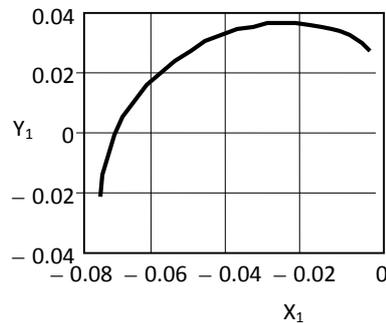


Рис.3. Профиль кулака со спиральной пружиной

Рассмотрим случай когда нить сходит с кулачка на неподвижный блок, а линейная пружина одним концом крепится к барабану кулачка, а вторым концом к основанию (Рис.4)

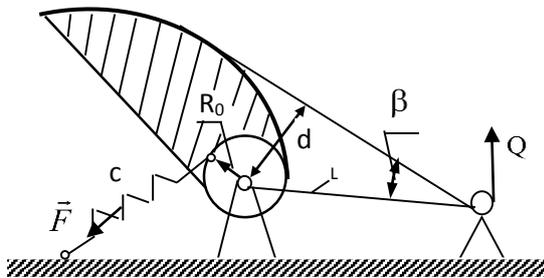


Рис.5. Расчетная схема

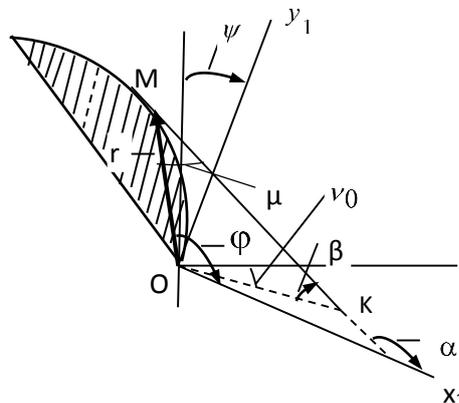


Рис.4. Кулачок с линейной пружиной

Найдем профиль кулачка, обеспечивающего постоянное усилие Q для этого случая. Расчетная схема в данном случае представлена на рис. 5. Как следует из геометрии рис.5 связь между углами α , ν_0 , β , ψ следующая:

$$\alpha = \pi - \nu_0 + \psi - \beta.$$

Кроме этого

$$d = r \cdot \sin(\alpha - \varphi) = L \cdot \sin\beta, \quad (8)$$

где L – расстояние между осями барабана и блока.

Для постоянства усилия $Q = Q_0$ необходимо равенство моментов

$$Q \cdot d = c(\lambda + R_0 \cdot \psi) \cdot R_0 = c \cdot \lambda \cdot R_0 \cdot (1 + R_0 \cdot \psi / \lambda) \quad (9)$$

Здесь c - жесткость пружины, R_0 -радиус барабана, λ -начальная деформация пружины.

Так как при $\psi = 0$ $Q_0 \cdot d_0 = c \cdot \lambda \cdot R_0$, то из (9) получаем, что длина перпендикуляра, опущенного из начало координат на линию нити, для постоянства усилия Q , должна меняться по закону

$$d = d_0 \cdot (1 + R_0 \cdot \psi / \lambda) = L \cdot \sin\beta \quad (10)$$

Из (8) с учетом (10) находим

$$\varphi = \pi - \nu_0 - \beta + \left(\frac{\lambda}{R_0}\right) \cdot \left[\left(\frac{L}{d_0}\right) \cdot \sin\beta - 1\right] - \arcsin\left(\frac{L}{r} \cdot \sin\beta\right) \quad (11)$$

Возьмем дифференциал от (11)

$$d\varphi = -d\beta + \frac{\lambda}{R_0} \cdot \frac{L}{d_0} \cdot \cos\beta \cdot d\beta - \frac{r}{\sqrt{r^2 - L^2 \cdot \sin^2\beta}} \cdot \left(\frac{L}{r} \cdot \cos\beta \cdot d\beta - \frac{L \cdot \sin\beta}{r^2} \cdot dr\right) \quad (12)$$

Отсюда с учетом того, что

$$\frac{dr}{d\varphi} = \frac{r}{\operatorname{tg}(\alpha - \varphi)}$$

получаем

$$r = L \cdot \sqrt{\sin^2\beta + \frac{\cos^2\beta}{\left(\frac{\lambda}{R_0} \cdot \frac{L}{d_0} \cdot \cos\beta - 1\right)^2}}. \quad (13)$$

Тогда координаты точки M схода нити с кулачка:

$$x_1 = r \cdot \cos\varphi \quad y_1 = r \cdot \sin\varphi$$

Для проектирования кулачка под заданное усилие формулы (13) и (10) удобно записать в безразмерном виде

$$\tilde{r} = \sqrt{\left(\sin^2\beta + \frac{\cos^2\beta}{(W_1 \cos\beta - 1)^2}\right)}, \quad \tilde{d} = \sin\beta = \frac{1}{W_1} \left(\frac{\lambda}{R_0} + \psi\right).$$

Здесь $\tilde{r} = \frac{r}{L}$, $\tilde{d} = \frac{d}{L}$, $W_1 = \frac{L \cdot Q_0}{c \cdot R_0^2}$.

Отсюда можно получить предельное значение угла поворота кулачка

$$\psi_{np} = W_1 - \frac{\lambda}{R_0}.$$

Тогда максимальное перемещение точки нити найдем из формулы, выражающей равенства работ упругой силы и силы Q :

$$S_m = \frac{c}{2Q} [(\lambda + R_0 \psi_{np})^2 - \lambda^2].$$

Рассмотрим пример. Пусть жесткость линейной пружины $c = 1000$ Н/м, начальная деформация пружины при усилии $Q = 5$ Н равна $\lambda = 1 \cdot 10^{-2}$ м,

$R_0 = 1 \cdot 10^{-2}$ м, $L = 5 \cdot 10^{-2}$ м. Определим по формулам (11 – 13) форму кулачка, создающую постоянное усилие $Q = 5$ Н при вращении кулачка в пределах от $\psi = 0$ до предельного $\psi_{np} = \frac{\lambda}{R_0} \cdot (\frac{L}{d_0} - 1)$ (рис.6).

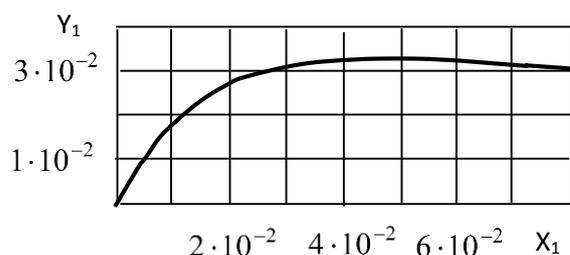


Рис.6. Профиль кулачка с линейной пружиной

Таким образом, при изменении длины перпендикуляра d по линейному закону от ψ (10), усилие Q будет постоянным .

Результаты данной работы будут использованы при разработке новых токоприемников для троллейбусов и для вагонов метро.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. А.И. №296501. Сошник. Б.И. №9 от 2. 11.1971. Авторы: А.К.Зуев, Л.А.Никитин, П.В. Бурмакин и Н.А. Галынин.
2. Алдонов Л.Г. Разработка и исследование антивибрационных рукояток для ручного механизированного инструмента: дис. ...канд. техн. наук: НЭТИ, г. Новосибирск, 1971. - 118 стр.

THE STUDY AND CALCULATION OF DEVICES GENERATING A CONSTANT EFFORT

Rykov Sergei Anatolyevich, engineer; Yan Lun Nikita, student; Rykov Anatoly Arkadievich, candidate of technical Sciences, associate Professor

Novosibirsk state technical University, Novosibirsk

Rykov A. A., email rykov@corp.nstu.ru

Annotation.

In the work of the cam profile is calculated, required to create permanent efforts, with which the cam rotates. Deals with the case when the device is used spiral spring, and the thread goes to the vertical angle of the cam, as well as the second case-used linear spring and thread with the cam goes under the UG-scrap on the block. It is shown that the length of the perpendicular line omitted gathering thread, when you create a permanent effort is linearly dependent on the cam angle.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕОРИИ ПОДОБИЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИНЖЕНЕРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

*Крамаренко Николай Владимирович, к.т.н., доцент кафедры ПЛА;
Сухнева Анастасия Алексеевна; Лаврина Валентина Михеевна;
Скоробогатова Анастасия Алексеевна – студенты МТФ*
Новосибирский государственный технический университет,
Электронный адрес: *teormech@ngs.ru*

Аннотация.

Теория подобия является теоретической базой для проведения моделирования и экспериментов. Все рассуждения в теории подобия основаны на безразмерных величинах, которые записываются либо в виде степенных комплексов из параметров задачи (критериев подобия, или инвариантов), либо в виде комбинации коэффициентов подобия (индикаторов подобия).

В статье рассмотрена методика проектирования эксперимента на примере исследования статического прогиба балки. Выделены четыре основных этапа работы при моделировании, по результату измерения прогиба на модели спрогнозирована величина прогиба на натурной балке, дана оценка погрешности прогноза. Показано, что даже с примитивным измерительным оборудованием эксперимент, построенный на теории подобия, дает хороший практический результат.

Ключевые слова: теория подобия; методы подобия; критерии подобия; индикаторы подобия; моделирование; эксперимент.

1. Введение.

Понятие эксперимента. Под экспериментом (от латинского *experimentium* – проба, опыт) с общепhilosophической точки зрения понимается любая чувственно-предметная деятельность в науке, в более узком смысле – опыт, воспроизведение объекта познания, проверка гипотез и т.д. В технике под экспериментом понимается система операций, воздействий и наблюдений, направленных на получение информации об объекте исследования [1].

Классификация экспериментов возможна по уровням: на 1-ом уровне эксперименты разделяются по видам человеческой деятельности - научный эксперимент, производственный эксперимент, следственный эксперимент и т.д. Т.к. нас интересует только научный эксперимент, то на 2-ом уровне классификации эксперименты можно разделить по отраслям науки - физический, химический, биологический эксперименты, инженерный эксперимент, компьютерный эксперимент и т.д. [1, 2]. Данная работа связана с инженерным экспериментом, или, другими словами, с инженерным моделированием.

По определению Л.И. Седова [3] «Основной смысл моделирования заключается в том, чтобы по результатам опытов с моделями можно было

давать необходимые ответы о характере эффектов и о различных величинах, связанных с явлением в натуральных условиях».

Целью работы является разработка методики проектирования научного инженерного эксперимента на основе теории подобия на примере статического изгиба балки. Для этого требуется:

- определить количество критериев подобия задачи и вывести для них соответствующие выражения;
- выбрать из подручных средств натуральный и модельный образцы изгибаемых балок и подобрать для них приемлемые нагрузки;
- провести эксперимент на модели, измерить ее прогиб;
- спрогнозировать прогиб на натурной балке;
- провести эксперимент на натуре и оценить погрешность прогноза.

2. Постановка задачи.

Шарнирно – опертая балка длиной l и постоянного сечения нагружена в центре сосредоточенной силой P (рис. 1). Найти прогиб $f_p = f_{max}$ под точкой приложения силы.

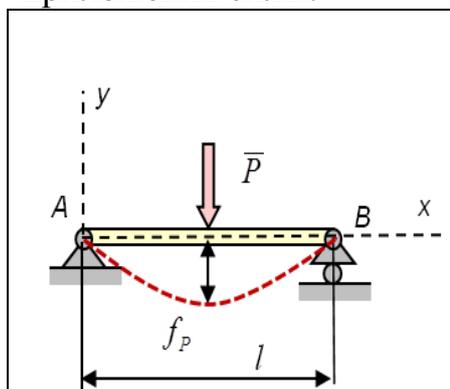


Рис.1. Расчетная схема



Рис. 2. Нагружение модельной балки



Рис. 3. Нагружение натурной балки

Уравнение упругой линии балки имеет следующий вид [4]:

$$M = (EI)f'', \text{ или } \frac{d^2 f}{dx^2} = \frac{M(x)}{EI}. \quad (1)$$

Здесь EI – изгибная жесткость, $M(x)$ - изгибающий момент от силы P , который зависит от координаты x . Это уравнение легко решается и максимальный прогиб f_p находится аналитически. Но цель нашей работы – спроектировать эксперимент для этой задачи. Для этого требуется определить количество критериев подобия задачи и вывести для них соответствующие выражения.

Критерии подобия можно определить через анализ размерностей или через анализ уравнений [6]. В нашем случае удобно воспользоваться вторым способом – приведением уравнения (1) к безразмерному виду:

$$\frac{d^2 \bar{f}}{d\bar{x}^2} = \pi \frac{\bar{M}}{\bar{EI}} \quad (2)$$

Здесь параметры с чертой сверху являются безразмерными величинами,

единственный безразмерный коэффициент π называется критерием подобия и определяется формулой:

$$\pi = \frac{Pl^3}{EIf_p} = \frac{1}{\gamma}, \quad (3)$$

из которой находится максимальный прогиб

$$f_p = \gamma \frac{Pl^3}{EI}. \quad (4)$$

Из полученного результата следуют следующие выводы:

- во-первых, без решения исходного уравнения (1) нашли зависимость максимального прогиба от всех параметров задачи с точностью до коэффициента. Этого достаточно для сравнительного анализа, т. е. можно предсказать, во сколько раз изменится прогиб, если изменить какой-либо параметр в правой части уравнения (4);
- во-вторых, количественно максимальный прогиб можно определить путем измерения на модели, а затем пересчитать его на натуру. Рассмотрим этот вариант.

3. Моделирование.

Для определения прогиба через эксперимент нам потребуется проделать следующие этапы работ:

- выбрать из подручных средств натуральный и модельный образцы изгибаемых балок и подобрать для них приемлемые нагрузки;
- провести эксперимент на модели, измерить ее прогиб;
- спрогнозировать прогиб на натурной балке.

В заключение для оценки точности прогноза замерим прогиб на натурной балке.

В качестве натуре выбираем деревянную балку (модуль упругости сосны $E=12,6$ ГПа) длиной $l=960$ мм, круглого сечения диаметром $D=35$ мм, которому соответствует момент инерции

$$I = \frac{\pi D^4}{64} = \frac{3,14 \times 35^4}{64} = 73624 (\text{мм}^4).$$

Эту балку нагрузим силой $P=mg=49,3 \times 9,8=470,4$ Н, которая соответствует массе человека $m=49,3$ кг (см. рис. 3).

В качестве модели выбираем деревянную линейку с таким же модулем упругости $E_l=12,6$ ГПа, длиной $l_l=235$ мм, прямоугольного поперечного сечения шириной $b=25$ мм и высотой $h=1,5$ мм, которому соответствует момент инерции

$$I_l = \frac{bh^3}{12} = \frac{25 \times 1,5^3}{12} = 7,03 (\text{мм}^4).$$

Эту балку нагрузим силой $P_l=mg=0,5 \times 9,8=4,9$ Н, которая соответствует массе бутылки с водой $m=0,526$ кг (см. рис. 2).

Вычисляем коэффициенты подобия входных параметров l, I, E, P как отношение модельного значения к натурному:

$$l_c = \frac{l_l}{l} = \frac{235}{960} = 0,245,$$

$$I_c = \frac{I_1}{I} = \frac{7,03}{73624} = 9,55 \times 10^{-5},$$

$$E_c = \frac{E_1}{E} = \frac{12,6}{12,6} = 1,$$

$$P_c = \frac{P_1}{P} = \frac{0,526 \times 9,8}{49,3 \times 9,8} = 0,01067.$$

Условием подобия природы и модели является совпадение их безразмерных уравнений (2), из чего следует требование равенства критериев подобия (3):

$$\pi = \pi_1 \rightarrow = \frac{Pl^3}{EI} \frac{1}{f_p} = \frac{P_1 l_1^3}{E_1 I_1} \frac{1}{f_{p1}}$$

Из этого условия вычисляем коэффициент подобия выходного параметра – прогиба в центре балки:

$$f_c = \frac{f_{p1}}{f_p} = \frac{P_1 l_1^3 / EI}{Pl^3} = \frac{(P_1/P)(l_1^3/l^3)}{(E_1/E)(I_1/I)} = \frac{P_c l_c^3}{E_c I_c} = \frac{0,01067 \times 0,245^3}{1 \times 9,55 \times 10^{-5}} = 1,629.$$

Наконец, на 3-ем этапе работ, после всех подготовительных операций, можно провести эксперимент на модели (см. рис. 2) и замерить прогиб, который оказался равен $f_{p1}=10$ мм.

И в заключении, на 4-ом этапе работ, прогнозируем величину прогиба на натуре, исходя из последнего соотношения:

$$f_p = \frac{f_{p1}}{f_c} = \frac{10}{1,629} = 6,102(\text{мм}).$$

Общую схему работ изобразим в виде логической таблицы проектирования эксперимента:

Натура	Коэффициенты подобия	Модель
1. Входные параметры природы $l=960$ мм; $I=73624$ мм ⁴ ; $E=12,6$ ГПа; $P=483,14$ Н	$l_c = \frac{l_1}{l} = 0,245,$ $I_c = \frac{I_1}{I} = 9,55 \times 10^{-5},$ $E_c = \frac{E_1}{E} = 1,$ $P_c = \frac{P_1}{P} = 0,01067$	2. Входные параметры модели $l_l=235$ мм; $I_l=7,03$ мм ⁴ ; $E_l=12,6$ ГПа; $P_l=5,1548$ Н
4. Выходной параметр природы вычисляем (прогнозируем) $f_p = \frac{f_{p1}}{f_c} = 6,102(\text{мм})$	Из условия подобия $\pi = \pi_1$ находим $f_c = \frac{f_{p1}}{f_p} = 1,629$	3. Выходной параметр модели измеряем в эксперименте $f_{pl}=10$ мм

Для оценки относительной погрешности прогноза измерим фактический прогиб натурной балки. По итогам эксперимента (см. рис. 3) он составил $f_{\text{факт}}=6,0$ мм. Таким образом, относительная погрешность прогноза составила

$$\delta = \frac{f_p - f_{\text{факт}}}{f_{\text{факт}}} = \frac{6,102 - 6,0}{6,0} \cdot 100\% = 1,7\%,$$

что является очень хорошим результатом для наших примитивных измерительных инструментов.

Из приведенной таблицы видно, что процесс моделирования можно разделить на 4 этапа [6], которые естественным образом согласуются с методикой рассуждений по теории подобия: постановка задачи для природы, подготовка модели, анализ модели (проведение эксперимента) и возврат от модели к природе. Для сравнения укажем, что в [1] инженерный эксперимент делят на 7 этапов, в [5] предлагается различать 9 этапов моделирования. Обе классификации, в отличие от нашей, носят субъективный характер и могут подвергаться критике.

4. Заключение.

В итоге имеем следующие результаты:

- показано, что даже с примитивным измерительным оборудованием эксперимент, построенный на теории подобия, дает хороший практический результат;
- предлагается проектирование эксперимента оформлять в виде логической таблицы проектирования эксперимента;
- предлагается процесс моделирования подразделять на 4 этапа в соответствии с методикой рассуждений по теории подобия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Методы планирования и обработки результатов инженерного эксперимента: Учебное пособие / Н.А. Спиринов, В.В. Лавров, Л.А. Зайнуллин, А.Р. Бондин, А.А. Бурыкин; Под общ. ред. Н.А. Спирина. — Екатеринбург: ООО «УИНЦ», 2015. — 290 с.
2. Коринов А.М. Эксперимент в научном исследовании. Электронный ресурс – URL: <https://scienceforum.ru/2018/article/2018000774>
3. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике. – 8-е изд. – М.: Наука, 1977. – 440 с.
4. Биргер И.А., Мавлютов Р.Р. Соппротивление материалов. – М.: Наука, 1986. – 560 с.
5. Шаповалов Л.А. Моделирование в задачах механики элементов конструкций. – М.: Машиностроение, 1990. – 288 с.
6. Крамаренко Н.В. Методы подобия в механике. Анализ уравнений: учебное пособие – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. – 124 с.

THE USE OF SIMILARITY THEORY FOR AN ENGINEERING EXPERIMENT

*Kramarenko Nikolay Vladimirovich, Ph.D. in Engineering,
Associate Professor at the Department of the AS,
Sukhneva Anastasia Alekseevna, Lavrina Valentina Mikheevna,
Skorobogatova Anastasia Alekseevna – students the Faculty of Mechanics and
Technology*
Novosibirsk State Technical University,
E-mail: teormech@ngs.ru

Annotation.

Theory of similarity is the theoretical basis for modeling and experiments. All reasoning in theory of similarity is based on dimensionless quantities, which are written either as degree complexes from task parameters (similarity criteria, or invariants), or as a combination of the similarity coefficients (indicators of similarity).

The article describes the design methodology of the experiment on the example of studying the static deflection of a beam. In the simulation, four main stages of work were identified according to the result of the measurement of the deflection on the model the magnitude of the deflection on the full-scale beam was predicted, an estimate of the forecast error was given. It is shown, that even with a primitive measuring equipment experiment, built on the theory of similarity, gives a good practical result.

Keywords: theory of similarity; similarity method; similarity parameter; similarity indicators; modelling; experiment.

КОМПОЗИТНЫЙ ТРОС ИЗ СТЕКЛОРОВИНГА И ЭЛАСТОМЕРОВ

Уванов М.И., аспирант, uvanov.2012@corp.nstu.ru
Новосибирский государственный технический университет,
г. Новосибирск

Аннотация.

В данной статье обсуждается возможность замены стандартных оттяжек из стальных тросов на композитные полимерные оттяжки, использующие в качестве несущего материала непрерывные стекловолокна. Рассматриваются различные варианты плетения основания троса и материалов, которые можно использовать в качестве матрицы троса с достаточным обеспечением конечной упругости троса. Производится сравнение стального и композитного троса по прочностным, экономическим и другим характеристикам. Излагается состояние работы в настоящее время, а также запланированные для исполнения задачи. Реализация поставленных задач позволит осуществить производство экспериментальных образцов, что поможет определиться с дальнейшим путём развития данной темы.

Введение

В настоящее время для ограничения перемещений и более жесткого закрепления антенно-мачтовых сооружений, таких как мачты связи, применяемые в области радиосвязи, как военной, так и гражданской существуют стальные тросы различных диаметров в зависимости от требований, предъявляемых к конструкциям. Данный вид конструкции обладает преимуществами в виде пожаробезопасности и вариативным рядом диаметров изделий, в качестве недостатков конструкции можно выделить вес, повышенная травмоопасность при разрушении конструкции во время монтажа, срок службы ограниченный коррозионным воздействием, а также создание радио помех, которые могут влиять на корректную работу антенного оборудования.

В качестве альтернативы стальным тросам рассматривается создание и использование композитных тросов (КТ). Композитный трос в свою очередь предполагается изготавливать из стекловолокна, который будет использоваться в качестве армирующего основания, и полиуретана в качестве заполняющей матрицы, который сможет обеспечить достаточную защищённость волокон от истирания и упругость конечной конструкции в целом.

Цель данной работы:

– Произвести экспериментальные образцы композитного троса из непрерывных волокон.

Задачи:

– Изучить существующие методы плетения тросов и канатов;

- Подобрать рецептуру упругого материала, который станет матрицей троса;
- Произвести теоретический расчет прочностных характеристик троса;
- Произвести экспериментальные образцы с различным плетением;
- Провести испытания по определению прочности троса;
- Сравнить полученные практические и теоретические прочностные характеристики.

Существующие методы плетения тросов и канатов

Наиболее подходящими методами плетения для тросов из непрерывных стекловолокон являются методы используемые для плетения синтетических канатов. Методы используемые для плетения синтетических канатов это:

1) КРУЧЕННЫЕ ТРЕХПРЯДНЫЕ КАНАТЫ

Упрощенно конструкция (рис.1) – три по отдельности закрученных (в одну сторону) пряди скручиваются затем все вместе (в другую сторону).

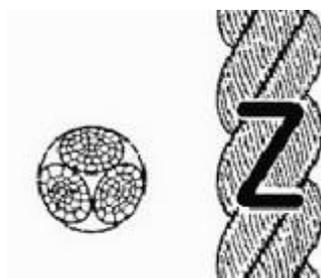


Рисунок 1 – Канат полиэфирный крученный

В зависимости от итогового числа кручений могут быть:

- *мягкими (soft)* – малое число круток;
- *жесткими (hard)* - большое число круток;
- *средней жесткости (medium)* – среднее число круток. Самый распространенный из трех исполнений.

Из плюсов:

- просты в производстве (дешевизна)
- удобны для сращивания (сплетания);

Из недостатков можно отметить:

- склонность к «раскручиванию» (необходимо фиксировать концы каната)
- склонность к образованию петель (и узлов), когда канат находится без нагрузки, в свободном состоянии

2) ПЛЕТЕННЫЕ КАНАТЫ

Общая характеристика - прядность каната, т.е. число прядей, из которых он заплетается. Прядность соответствует (либо кратна) числу шпуль на плетильной машине.

Канаты этой категории можно разделить на две большие группы – с сердечником и без сердечника:

2.1) Плетеные канаты без сердечника

У всех канатов в этой группе наблюдается внутренняя полость. Чем больше прядность, тем больше диаметр полости.

а) 8-рядные канаты L типа. (plaited rope) (рис.2).



Рисунок 2 – 8ми рядный полипропиленовый канат L типа

На рисунке видно, что такая структура каната достигается переплетением вдвоенных прядей.

б) Простые полые n-рядные канаты (hollow single-braid)

Представляют из себя обычные плетеные веревки (рис.3). Ниже представлен 8ми рядный канат. Такая структура достигается простым переплетением прядей. В целом, на плетельной машине задействованы 8ми шпуль с нитью, четыре из которых движутся по часовой, а четыре - против часовой стрелки. Такие канаты просты в исполнении, удобны в использовании.



Рисунок 3 – 8ми рядный полипропиленовый канат

в) Канаты с диагональным плетением (twill braid) (рис.4)

Аналогично предыдущему типу, имеют пустоту в центре. Визуально, легко отличимы от простых плетеных. Такая структура достигается переплетением прядей со смещением. Например, на машине задействованы 12 шпуль с нитью, шесть из которых движутся по часовой, а остальные шесть – против часовой стрелки. Однако, в отличии от предыдущего вида, каждая левая прядь «накрывается» двумя правыми прядями. И наоборот, каждая правая прядь «накрывается» двумя левыми. Канаты диагонального плетения имеют чуть большую толщину оплетки, чем аналогичных простого плетения.

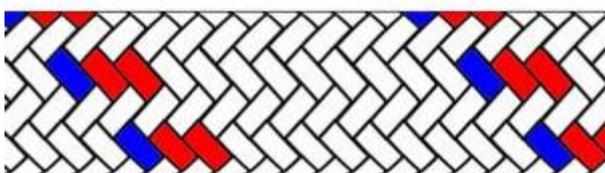


Рисунок 4 – Схематично, 24 рядный канат с диагональным плетением

2) Канаты сплошного плетения (*Solid braid*)(рис.5)

Можно выделить в отдельную группу. Благодаря особому типу машин, на которых производят такие канаты, он получается внутри заполненный нитью, т.е. без пустот. Такие канаты широко распространены в Америке. Для производства таких канатов используются несколько иные плетильные машины - часть шпуль с нитью двигаются как обычно, по кругу (по часовой и против часовой стрелки), а часть поступательно (взад-вперед). При этом первые и вторые переплетаются между собой.

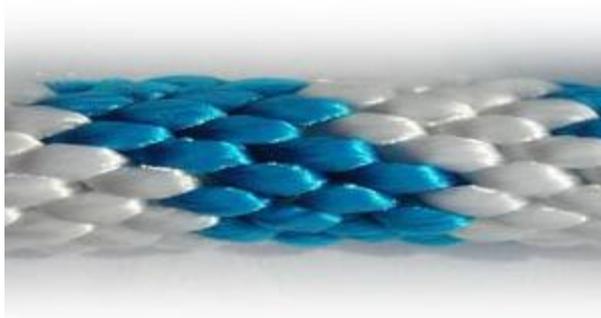


Рисунок 5 – Канат сплошного плетения

2.2) Плетеные канаты с сердечником

В качестве сердечника могут использоваться пучки нитей, плетеные сердечники, крученые сердечники.

а) Канаты с плетеным сердечником (*Double-braid, braid-of-braid rope*)(рис.6)

Как правило, в качестве сердечника используется плетеный 8, 12 прядный канат быстрой протяжки. Оплетка состоит из большого числа прядей (обычно 16 прядные и более) и имеет плотное плетение.



Рисунок 6 – Оплетка - полиэфир, 16 прядная, диагональное плетение, сердечник - 8 прядный плетеный, полиэфир

б) Канаты с параллельными кручеными прядями (*parallel stand rope*) (рис.7)

Представляют из себя канаты, у которых пряди сердечника расположены параллельно центральной оси веревки. Один из самых распространенных примеров в этой группе – Kermantle rope – страховочные веревки. Сердечник состоит из трехпрядных крученых шнуров, оплетка, как правило, 24, 32 или 48

прядная. Канаты такого типа очень эффективны (прочность нитей используется на 80-90%, тогда как на простых плетеных веревках только порядка 60%) и при этом лишены недостатков обычных крученых веревок. [1]



Рисунок 7 – 48 прядная статическая веревка

Составляющие материалы композитного троса

В качестве основы (армирования) композитного троса предполагается использовать стеклоровинг (табл.1) [2], который в сравнении со стальной проволокой более лёгкий и имеет большие показатели прочности на разрыв для одиночных нитей, а также выигрывает по экономической составляющей примерно в 1.5 раза.

Таблица 1

Свойства стеклоровинга

Свойства	Единицы измерения	E-glass	Advantex Glass	OCV H-Glass	OCV R-Glass	OCV S-Glass
-Плотность	г/см ³	2,55-2,58	2,62	2,61	2,55	2,45
-Предел прочности волокна на разрыв	МПа	3450-3790	3750	4130	4510	4955
-Модуль Юнга	ГПа	69-72	81	87,5	87	88
-Относительное удлинение при разрыве	%	4,8	4,9	4,9	5,35	5,5

В качестве матрицы композитного троса предполагается использовать полиуретаны (табл.2), обладающие высоким сопротивлением разрыву, высокой износоустойчивостью и способностью выдерживать большое давление наряду с большой эластичностью, маслостойкостью и теплостойкостью. Полиуретан можно подвергать механической обработке различными способами. Эта матрица должна будет обеспечить достаточную упругость троса и защитить основание от истирания [2].

Таблица 2

Свойства полиуретанов

Показатель	НИЦ ПУ-5	СКУ- ПФЛ- 100	СКУ ПФЛ-74	ПТГФ 1000	СУРЭЛ - 4М
Твердость по Шору, усл.ед.	70-95	92-98	85-92	85-90	85 -100
Предел прочности при растяжении, МПа	19,6- 38,1	38-50	28	19-37	20 -50
Относительное удлинение при разрыве, %	350- 600	350-380	200-450	300 - 500	250 -400
Сопротивление раздиру, Н/мм	80-120	80-100	119		
Условное напряжение при 100% удлинении (не менее), МПа	6	6	6	6	8
Относительная остаточная деформация после разрыва (не более), МПа	10	10	15	10	10
Температурный диапазон, °С	-60 +140	-60 +80	-60 +80	-50 +100	-60 +120

Состояние работы на данный момент:

- Составляется задание для проведения НИР;
- Ведутся переговоры о покупке сырья необходимых для создания КТ;

Планируется:

- Создать рецептуру матрицы для защиты КТ от климатических воздействий;
- провести теоретический расчет прогнозируемых характеристик КТ;
- создать серию экспериментальных образцов КТ;
- провести испытания для определения прочностных характеристик КТ;

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Виды синтетических канатов и веревок. Строение и свойства [электронный ресурс] : обзор материалов.- Режим доступа: <http://remera.ru/content/vidy-sinteticheskikh-kanatov-i-verevok-stroenie-i-svoystva>
2. Уванов М.И. Разработка и расчет опор воздушных линий электропередачи из композиционных материалов [Текст] / М.И. Уванов, Е.А. Уванова, науч. рук. Д. А. Красноруцкий // Наука Промышленность Оборона: труды XIX Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. т. 1/ ред. С.Д. Саленко. – Новосибирск: изд-во НГТУ, 2018.- С.84-87

3. Изделия из полиуретана, гуммирование, футеровки [электронный ресурс] : каталог.- Режим доступа: <http://polipromdetal.ru/svoystva-poliuretana/>

COMPOSITE CABLE FROM STEKLOZAVODA AND ELASTOMERS

Umanov M. I., postgraduate, uvanov.2012@corp.nstu.ru
Novosibirsk state technical University, Novosibirsk

Annotation

This article discusses the possibility of replacing standard delays from steel cables with composite polymer delays using continuous glass fibers as a carrier material. Various variants of weaving the base of the cable and materials that can be used as a matrix of the cable with sufficient ensuring the ultimate elasticity of the cable are considered. Comparison of steel and composite cable is made for strength, economic and other characteristics. The current state of work, as well as the tasks scheduled for execution, are outlined. The implementation of the tasks will allow the production of experimental samples, which will help to determine the future path of development of this topic.

СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА

УДК 533.6

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЦИЛИНДРА С ПЕРЕДНЕЙ ГАЗОПРОНИЦАЕМОЙ ВСТАВКОЙ ПОД УГЛОМ АТАКИ

*Валиуллин Илья Римович^{1,2}, студент;
Миронов Сергей Григорьевич², д.ф.-м.н., проф.*

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1 Тел. (383) 330-42-68 e-mail admin@itam.nsc.ru

² Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19
Валиуллин И.Р., e-mail valiullin.ilya@gmail.com

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

Аннотация

В работе изучается экспериментально влияние передней газопроницаемой пористой вставки на картину обтекания и аэродинамические характеристики цилиндра в сверхзвуковом потоке воздуха. Цель – получение данных о влиянии длины, диаметра пористой вставки и угла атаки модели на коэффициенты сопротивления и подъемной силы.

Ключевые слова

Сверхзвуковое обтекание цилиндра, скачок уплотнения, газопроницаемая вставка.

1. Введение

Важным моментом управления обтеканием с помощью газопроницаемых вставок является чувствительность метода управления к углу натекания потока на летательный аппарат, что и определило цель данной работы.

2. Методика экспериментального исследования

Эксперимент проводится на аэродинамической трубе Т-327А (рис.2.)

Установлено коническое сопло критический диаметр, которого –20мм, а выходной диаметр – 220 мм.

Модель состоит из продольно обтекаемого цилиндра с плоским торцом, вдоль которого перемещалась тонкостенная трубка из газопроницаемого пористого материала, поддерживающая цилиндрическую вставку, и регулирующая длину ее выдвижения (рис. 2).

Для определения аэродинамических характеристик моделей необходимо проводить весовые измерения.

Для этого были выбраны аэродинамические весы, в которых осуществлен тензометрический способ измерения нагрузок (рис. 3).

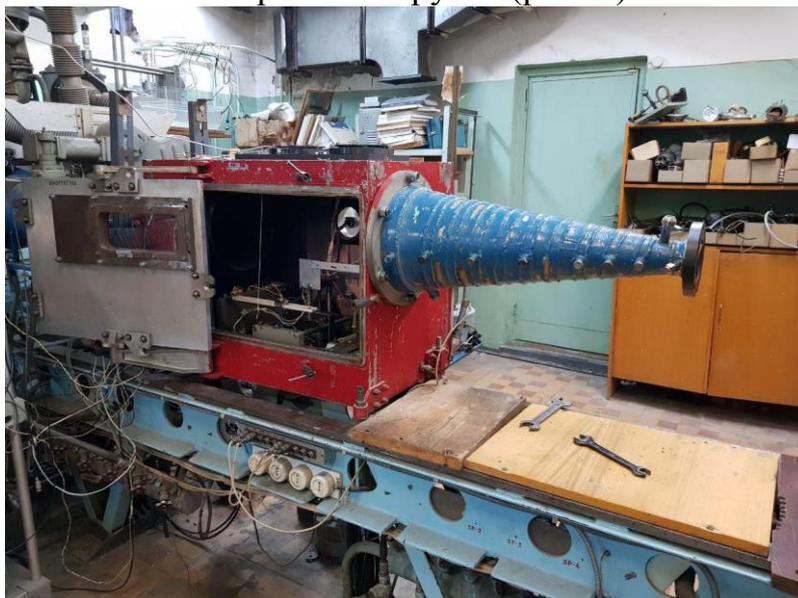


Рис. 3. Аэродинамическая труба Т-327А с рабочей камерой Эйфеля



Рис. 2. Модель: Цилиндр с передней газопроницаемой вставкой из вспененного никеля с порами ячейками различного диаметра.



Рис. 3. Аэродинамические весы тензометрического типа

3. Результаты и обсуждение

- Собрана и протарирована схема измерения числа Маха на выходе сопла.
- Протарированы тензометрические весы.
- Выполнены измерения распределения числа Маха поперек выхода сопла и определена область примерного постоянства числа Маха, используемая для весовых измерений.

Планы дальнейшей работы:

- Проведение измерений аэродинамических сил в направлении потока и поперек потока при разных длинах пористой вставки и углах атаки.
- Сопоставление данных измерений с результатами численного моделирования

EXPERIMENTAL MODELING OF A SUPER SECONDARY CIRCULATION OF A CYLINDER WITH FRONT GAS-PERMEABLE INSERT AT AN ATTACK ANGLE

Valiullin Ilya Rimovich ^{1,2}, student;

Mironov Sergey G. ¹, Dr.Sc., prof.

1 Institute of Theoretical and Applied Mechanics. S.A. Khristianovich
Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences,
630090, Russia, Novosibirsk, ul. Institutskaya, 4/1 Tel. (383) 330-42-68
e-mail admin@itam.nsc.ru

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

Valiullin I.R., e-mail valiullin.ilya@gmail.com

Address for correspondence: Valiullin Ilya Rimovich, Novosibirsk State Technical
University, 6300 Karl Marx Ave., Novosibirsk, Russia, Tel. (913) 005-48-19.

Annotation

The paper studies experimentally the influence of the front gas-permeable porous insert on the flow pattern and the aerodynamic characteristics of the cylinder in a supersonic air flow. The goal is to obtain data on the effect of the length, pore diameter of the porous insert and the angle of attack of the model on the drag and lift coefficients.

Keywords

Supersonic flow around the cylinder, shock wave, gas-permeable insert.

РАСЧЁТ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Виноградова Анжелика Сергеевна¹, Акимов Михаил Александрович^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7 (383) 346 08 43

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина,
630051, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 279-01-56

Виноградова А. С., e-mail: angelsr1996@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Виноградова Анжелика Сергеевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-08-43

Аннотация

В работе средствами программирования численно интегрируются уравнения движения самолёта на взлёте и посадке.

Ключевые слова

Моделирование, взлётно-посадочные характеристики, самолёт, динамика, сценарий.

Введение

Возможность вводить в задачу новые события и управляющие сигналы позволяет имитировать поведение лётчика, воспроизводить условия лётных испытаний и корректнее прогнозировать натурные взлётно-посадочные характеристики (ВПХ) самолёта. Частое несоответствие расчётных оценок фактическим результатам, предоставленных лётной исследовательской базой, послужило поводом для настоящей работы.

Проблема согласования натурных и расчётных условий, в том числе в части имитации действий лётчика, заставляет разрабатывать динамические модели. Условия, при которых должен производиться испытательный полёт, сложно строго выдержать. Очевидным решением этой проблемы является внесение поправок в динамическую модель, учитывающую фактические данные о полёте. Согласование результатов лётных испытаний и результатов численного моделирования позволяет определить натурные аэродинамические характеристики самолёта и обеспечивают корректность прогнозирования ВПХ для вновь создаваемых самолётов.

Цель данной работы: разработка математической модели для исследования ВПХ самолёта при воздействии различных факторов.

Конечным продуктом должно стать программное обеспечение, позволяющие пользователю описывать различные сценарии полёта и корректно оценивать и прогнозировать ВПХ на этапе разработки авиационной техники, проведения испытаний и во время эксплуатации.

1. Математическая модель. Алгоритм расчета

Поскольку взлёт и посадка осуществляется в плоскости симметрии взлётно-посадочной полосы (ВПП) и отклонения от траектории малы, для корректного расчёта длин пробега и разбега достаточно одномерной модели движения материальной точки.

Специфика динамики летательных аппаратов заключается в зависимости сил, действующих на него, от скорости движения. Аэродинамические силы и тяга двигателя или воздушного винта пропорциональны квадрату скорости и имеют сложную зависимость от других параметров, не позволяющую получать точные решения путём непосредственного интегрирования. Численное интегрирование с малым шагом по времени Δt осуществляется при допущении, что движение является равноускоренным, $a = \text{const}$. Такой подход позволяет обеспечить достаточную для практики точность расчётов.

Система уравнений (1) является приближённым решением дифференциального уравнения движения в конечно-разностном виде:

$$\begin{cases} L_{i+1} = L_i + V_i \Delta t + 0,5 a_i \Delta t^2 \\ V_{i+1} = V_i + a_i \Delta t \\ a_{i+1} = \Delta P(V_{i+1})/m \end{cases} \quad (1)$$

где L – перемещение, V – скорость, a – ускорение, m – масса самолёта, ΔP – избыточная тяга двигателя, результирующая сил действующих на самолёт параллельно плоскости ВПП, i – номер шага по времени.

Начальные условия для расчёта разбега:

$$\begin{cases} L_0 = 0 \\ V_0 = 0 \\ a_0 = \Delta P(0)/m \end{cases} \quad (2)$$

Условие остановки интегрирования для разбега:

$$Y_k \geq G \quad (3)$$

Условие (3) показывает, что подъёмная сила крыла превысила вес самолёта на k -том шаге по времени и самолёт оторвался от ВПП. При малом шаге по времени за приближённое решение можно взять результат, полученный на k -том шаге по времени.

Начальные условия для расчёта пробега:

$$\begin{cases} Y_{-1} \leq G \\ L_0 = 0 \\ V_0 = V_{-1} \end{cases} \quad (4)$$

Для расчёта дистанции разбега необходимо задать начальную скорость выше ожидаемой скорости посадки и выполнить несколько предварительных итераций до достижения условия (3), когда подъёмная сила крыла станет меньше веса самолёта, что означает касание поверхности ВПП. Полученная при этом скорость принимается за начальную скорость пробега.

Условие остановки интегрирования при пробеге:

$$V_k \leq 0 \quad (5)$$

Для моделирования различных сценариев в расчёт вводятся команды,

управляющие аэродинамическими силами и силами тяги двигателя или винта, действующими на самолёт:

$$\begin{cases} X_a = f(\alpha, \delta_3, \delta_{\text{и}}, V, \dots) \\ Y_a = f(\alpha, \delta_3, \delta_{\text{и}}, V, \dots) \\ P = f(\alpha, k_{\text{рев}}, V, \dots) \end{cases} \quad (6)$$

Законы изменения сил (6) учитывают угол атаки α , углы отклонения закрылков (предкрылков) и интерцепторов (аэродинамических тормозов) δ_3 , $\delta_{\text{п}}$, применения реверса на двигателе $k_{\text{рев}}$.

Таймерами задержек и управляющими сигналами моделируется конфигурация, и состояние самолёта в каждый момент времени. Пример алгоритмов интегрирования уравнения движения (1) представлен на рисунке 1.

2. Программное обеспечение для расчёта ВПХ

Программное обеспечение написано на языке C#. Объектно-ориентированный язык удобен для описания моделей аэродинамических характеристик различных типов самолётов и характеристик различных типов двигателей и воздушных винтов. Создавая соответствующие классы объектов, можно гибко дополнять изначальную модель.

Написания интерфейса для приложения Windows облегчает работу с программой.

3. Отладка программного обеспечения

Корректность работы программы расчёта ВПХ проверялась путём сопоставления с результатом, полученным по классическим формулам, приводимых в учебниках по проектированию самолётов [1, 2]. Отладка программного обеспечения выполнялась на начальном этапе [3].

Наиболее достоверным источником информации о ВПХ самолётов являются руководства по эксплуатации (РЛЭ). С использованием упрощённых моделей сил, действующих на самолёт, были проведены расчёты для самолётов Ан-2, Ан-26 и Як-40. Максимальные погрешности в определении длин разбега и пробега не превысили 10%. Подобный результат приемлем для практического применения.

Дальнейшим направлением работы станет совершенствование моделей сил, действующих на самолёт, путём учёта особенностей поляра и характеристик двигателей каждого из самолётов.

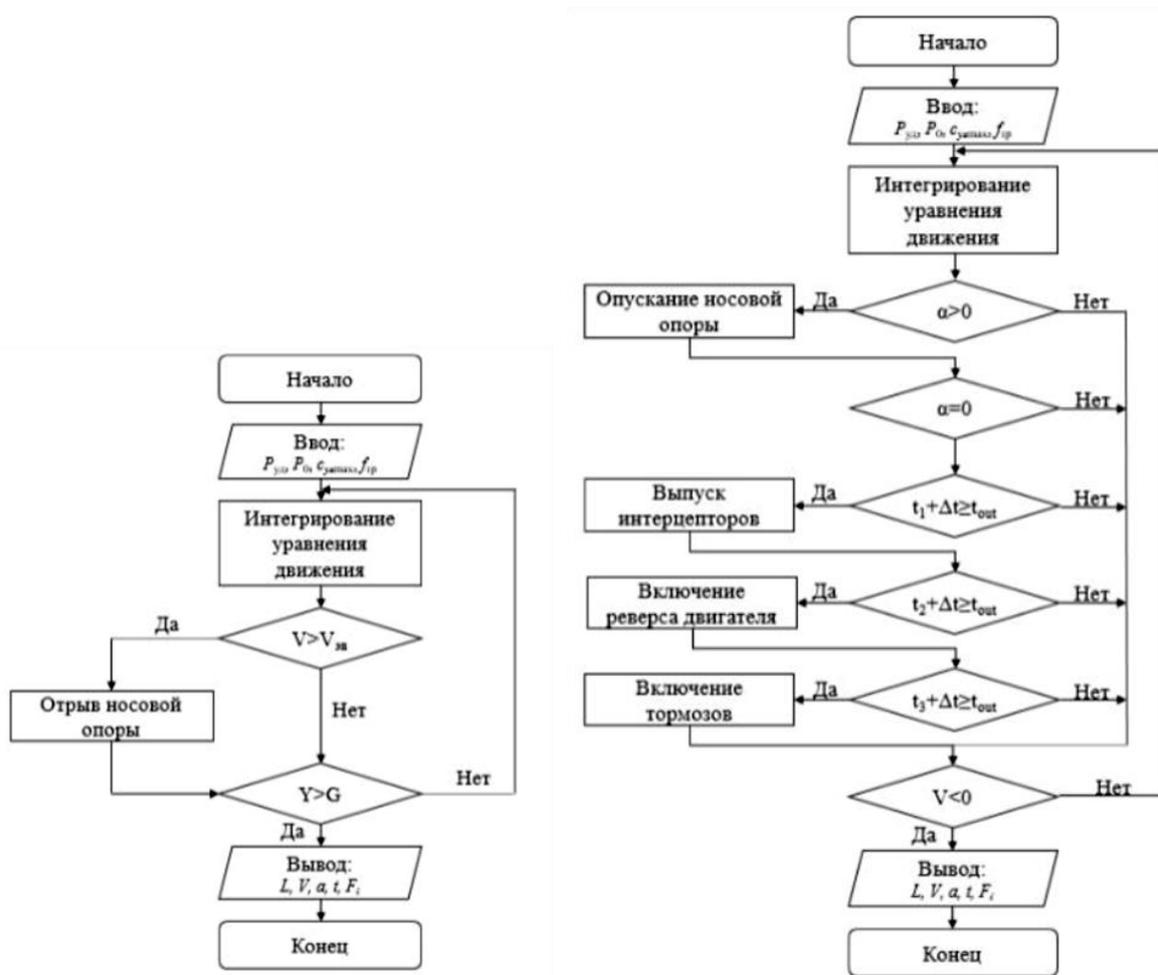


Рис. 1. Блок-схемы алгоритмов разбега (слева) и пробега (справа)

Заключение

Результаты верификации динамической модели (1)-(6) показали приемлемость принятых допущений. Максимальные погрешности в определении длина разбега и пробега не превысили 10%.

Дальнейшее совершенствование модели пойдёт по пути совершенствования моделей сил, действующих на самолёт.

Разработка интерфейса для упрощения работы с программой, позволит использовать результаты данной работы даже неподготовленным пользователям.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолётов/ А.А. Бадягин, Ф.А.Мухамедов.- М.: Машиностроение, 1978.-208 с.
2. Егер С. М., Мишин В. Ф., Лисейцев Н. К. и др. Проектирование самолётов: Учебник для вузов / Под ред. Егер С. М. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
3. Подход к взвешенной оценке взлётно-посадочных характеристик самолёта / А. С. Виноградова, М. А. Акимов // Труды 18 Всероссийской научно-технической конференции "Наука. Промышленность. Оборона" (19-21 апреля) Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2017 – с. 243-246

THE CALCULATION OF TAKE-OFF AND LANDING CHARACTERISTICS OF THE AIRCRAFT BY THE DYNAMIC MODELING METHOD

Vinogradova Agelika Sergeevna¹, Akimov Mikhail Alexandrovich^{1,2}

¹Novosibirsk State Technical University

20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia, tel. (383) 346-08-43

²Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin,

21 Polzunov str, Novosibirsk, 630051, Russia, tel. (383) 279-01-56

Vinogradova A. S., e-mail: angelsr1996@ngs.ru

Address for correspondence: Vinogradova Agelika Sergeevna,

Novosibirsk State Technical University 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073,
Russia, tel. (383) 346-08-43

Abstract

In paper program for calculated of takeoff and landing characteristics was deviloped.

Keywords

Simulation of evaluation, take-off and landing characteristics, aeroplane, dynamics.

**ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОТОКОВ В МАКЕТЕ
КАТАЛИТИЧЕСКОГО РЕАКТОРА ДОЖИГА ЛЕТУЧИХ
ОРГАНИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ**

Какаулин Сергей Витальевич^{1,2};

научный руководитель: канд. техн. наук, Кабардин Иван Константинович²

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)454-36-81

² Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Новосибирск,
пр-т Академика Лаврентьева, 1.

Какаулин С.В., email kakaulin_sergei@mail.ru

Кабардин И.К., e-mail kabardin@itp.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Какаулин Сергей Витальевич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (923)703-37-52

Аннотация

В данной работе рассмотрен аэродинамический стенд, который является актуальным решением в проблеме загрязнения атмосферы летучими органическими соединениями. Дано описание макета распределителя газового потока и функциональных блоков. Выполнено измерение профиля скорости с помощью невозмущающего метода лазерной доплеровской анемометрии. Выявлены проблемы распределения потока после поворотного устройства. Разработаны корректирующие поток крыловидные профили. Выполнено сравнение профилей скорости после поворота при различных значениях массового расхода. Достигнута коррекция распределения поля скорости после поворотного устройства в макете распределителя газовых потоков каталитических реакторов окисления летучих органических соединений.

Ключевые слова

Летучие органические соединения, каталитический картридж, вихревая зона, пристенная струя, рециркуляционная область, направляющие лопатки, гидравлическое сопротивление.

Проблема загрязнения атмосферы летучими органическими соединениями стоит на повестке дня в области экологической безопасности. Поэтому создание компактных, энергоэффективных каталитических установок для обезвреживания газовых выбросов от вредных летучих органических соединений является весьма актуальной задачей.

Каталитический картридж выступает ключевым компонентом таких установок. Эффективность его работы обеспечивается за счет подачи в картридж газового потока с равномерным полем скоростей.

Для эффективного распределения газового потока в каталитической установке

разработан и создан макет распределителя газовых потоков и аэродинамический измерительный стенд для его испытаний. Из-за наличия поворотного устройства вследствие искривления на поток действуют центробежные силы, направленные от центра кривизны к внешней стенке воздуховода распределителя газовых потоков [1]. Это воздействие обуславливает образование интенсивного струйного течения у внешней стенки и образование вихревой зоны, распространяющейся от поворота до каталитического картриджа [2]. Такой характер течения сокращает сечение основного потока и существенно ослабляет эффективность работы каталитического картриджа.

Сбор данных и контроль поля скорости производился методом лазерной доплеровской анемометрии. Профили скорости после поворота при различных значениях массового расхода изображены на рисунке 1.

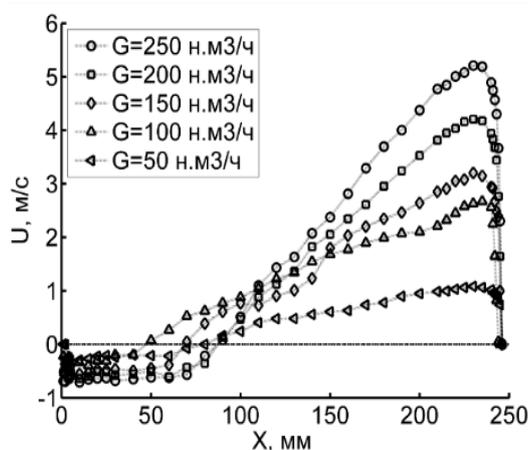


Рис. 1. Распределение скорости после поворота в отсутствие направляющих лопаток при различных значениях массового расхода

Наблюдается образование мощной пристенной струи и рециркуляционной области.

Для создания управляющих потоком лопаток, выравнивающих профиль скоростей перед каталитическим картриджем, применялся метода быстрого прототипирования на основе 3D-печати.

Выполнение коррекции течения газа в макете началось с модернизации экспериментального стенда посредством размещения в нем специально изготовленных управляющих потоком лопаток. Направляющие лопатки плавно поворачивали поток, обеспечивая тем самым равномерное поле скорости на каталитическом картридже и снижение гидравлического сопротивления.

Выбор координаты расположения и угла поворота каждой лопатки был сделан экспериментально путем итерационного перебора конфигураций крыловидного профиля. Конфигурация из шести направляющих лопаток даёт необходимое распределение скорости перед каталитическим картриджем, убирая зону возвратного течения и пристенную струю. Конечный вариант распределения газового потока в макете изображен на рисунке 2.

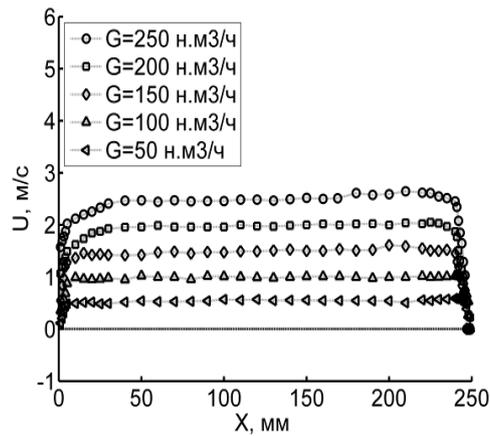


Рис. 2. Итоговое распределение газового потока

Библиографический список:

1. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. 3 изд. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
2. В. S. Bal`zhinimaev, E. A. Paukshtis, A. N. Zagoruiko / Glass Fiber Catalysis: Novel oxidation Catalysis and Catalysis technologies for environmental protection // Catalysis Today. 2010. Vol. 151, № 3. P. 195–199.

INVESTIGATION OF AERODYNAMIC FLOWS IN THE EXPERIMENTAL MODEL OF CATALYTIC REACTOR OF THE EFFECT OF VOLATILE ORGANIC COMPOUNDS

Kakaulin Sergei Vitalievich^{1,2}, research adviser: *Ph.D., Kabardin Ivan Konstantinovich*²

¹ Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)454-36-81

² Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 630090, Novosibirsk, Ac. Lavrentiev Av., 1.

Kakaulin S.V., e-mail kakaulin_sergeri@mail.ru

Kabardin I.K., e-mail kabardin@itp.nsc.ru

Address for correspondence: Kakaulin Sergei Vitalievich, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (923)703-37-52

Abstract

In this paper, the aerodynamic stand, which is the actual solution to the problem of atmospheric pollution with volatile organic compounds, was considered. A description of the layout of the gas flow distributor and functional blocks is given. The velocity profile using a non-perturbing method of laser Doppler anemometry was measured. Problems of flow distribution after the rotator were identified. A flow-adjusting pterygoid profile has been developed. Comparison of velocity profiles after rotation at different values of mass flow rate was performed. Correction of the velocity field distribution after the rotator in the layout of the distributor of gas flows of catalytic oxidation reactors of volatile organic compounds was achieved.

Keywords

Volatile organic compounds, catalytic cartridge, vortex zone, wall jet, recirculation region, guide vanes, hydraulic resistance.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРА И ГРАНИЦ ВИХРЕВОГО ЯДРА В ВИХРЕВОМ СЛЕДЕ ЗА КРЫЛОМ (ПРИ $M=2$)

Куликов Виталий Владимирович

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

Куликов В.В. e-mail asmodey3598@yandex.ru

Адрес для корреспонденции: Куликов В., Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (993)025-20-39

Аннотация

В данной статье рассмотрены проблемы методики определения центра и границ вихревого ядра в вихревом следе за крылом. Проанализированы различные расчетные методики и способы их программирования. На основе этого был выявлен и запрограммирован оптимальный по скорости и точности алгоритм.

Ключевые слова

Аэродинамическая труба, ядро вихря.

1. Введение

Исследование вихревых течений на сверхзвуковых скоростях является важнейшей из задач аэродинамики. Причиной возникновения вихревого течения, а также сворачивания вихревой пелены в вихревое ядро, является перетекание газа из области высокого давления, в область низкого. Нахождение границ вихревого ядра и его центра позволит искать пути для изменения конфигурации вихревой системы.

Актуальность решения данной задачи обусловлена применением результатов исследования в решении таких задач как:

снижение заметности сверхзвуковых летательных аппаратов;

воздействие вихревого следа на наземные сооружения;

воздействие вихревого следа на окружающую среду.

Цель исследования заключается в поиске наиболее быстрого и точного способа обработки полученных экспериментальных данных, для выявления зависимостей и улучшения характеристик моделей.

При помощи аэродинамической трубы были проведены эксперименты по получению картины вихревого ядра, возникающего за генератором вихря (рис. 1). Полученные с термоанемометра данные были затем обработаны в программном пакете GNU Octave.

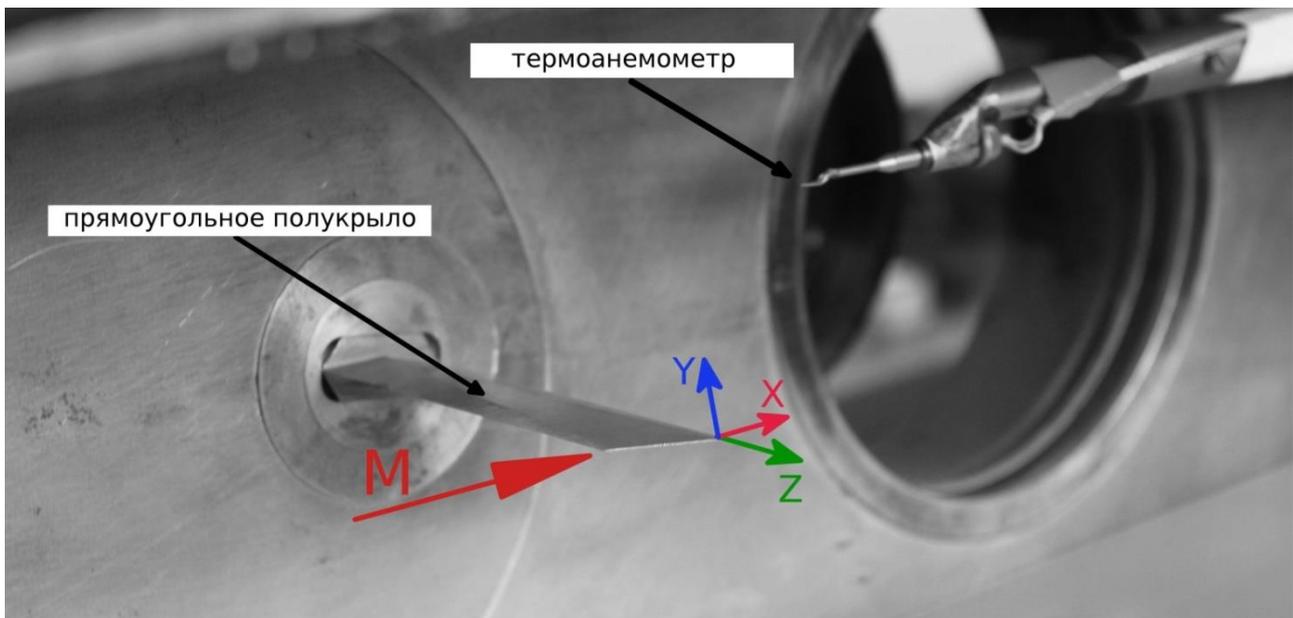


Рис. 4.Схема эксперимента

2. Методика расчета в программном пакете GNU Octave

Алгоритм обработки:

- 1) Ставим таймер отчета времени для определения общего времени расчета.
- 2) Создаем пустой текстовый файл формата txt.
- 3) Записываем в этот файл имена файлов с данными, полученными из экспериментов для продольного сечения.
- 4) В подпрограмме собираем значения параметров, необходимых для расчета, находящиеся в файлах для сечений (сечения вдоль оси X).
- 5) Разбиваем сетку Y и Z и задаем две константы Minf и gamma.
- 6) Рассчитываем OM, равную ротору скорости.
- 7) Выделяем область 40x40 в пределах градиента от OM.
- 8) Производим численное интегрирование и находим координаты Y и Z.
- 9) Строим графики зависимости Y от X и Z от X.

Формулы численного решения:

$$z = \frac{\int (\bar{\Omega}_x dydz) \cdot z}{\int \bar{\Omega}_x dydz}$$

$$y = \frac{\int (\bar{\Omega}_x dydz) \cdot y}{\int \bar{\Omega}_x dydz}$$

где $\bar{\Omega} = rot\bar{V}$.

Приблизительное время расчета всех сечений – 30 минут.

3. Результаты

Некоторые результаты приведены на рисунках 2 и 3. В первых и последних сечениях наблюдаются скачки, что является погрешностью проведения расчета, но в последующих сечениях наблюдается стабильная картина. Скачкообразность результатов обусловлена численной погрешностью расчета интеграла от ротора скорости.

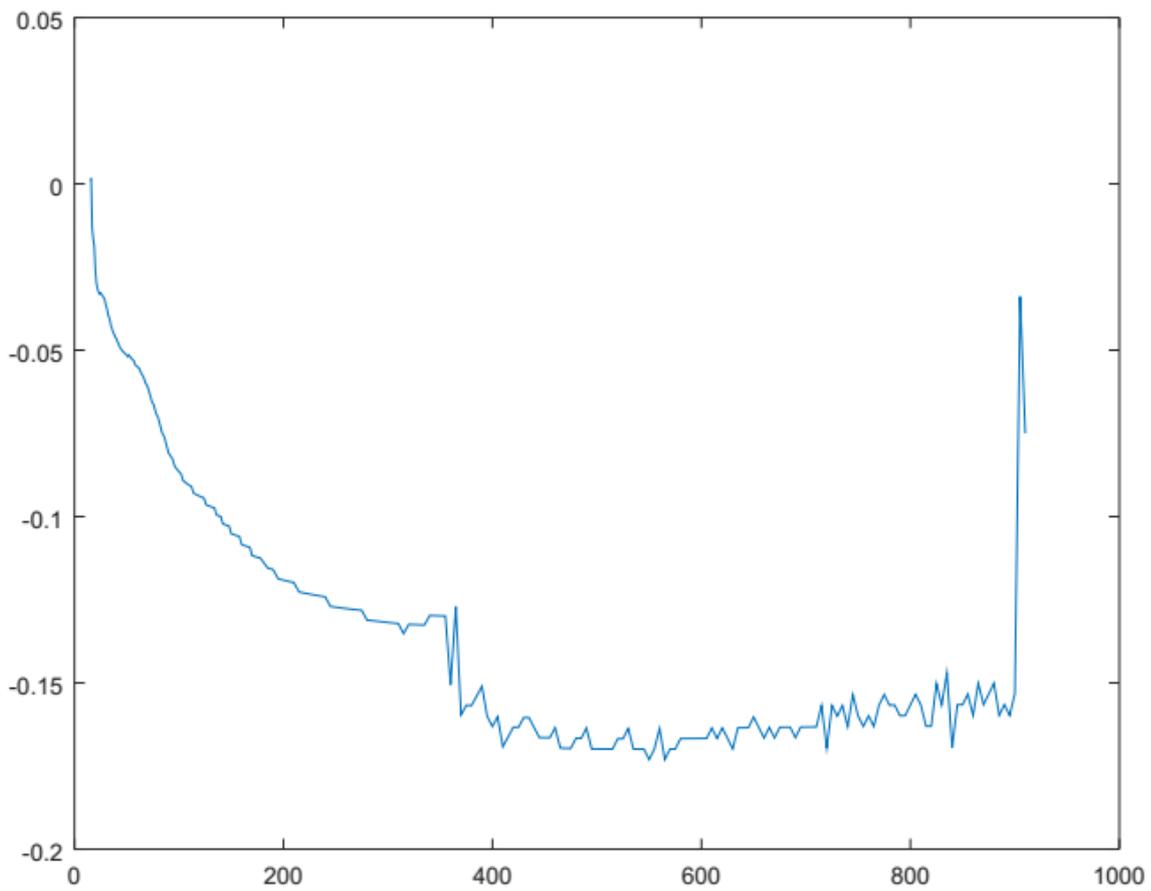


Рис. 2. Зависимость координаты Z от координаты сечения X

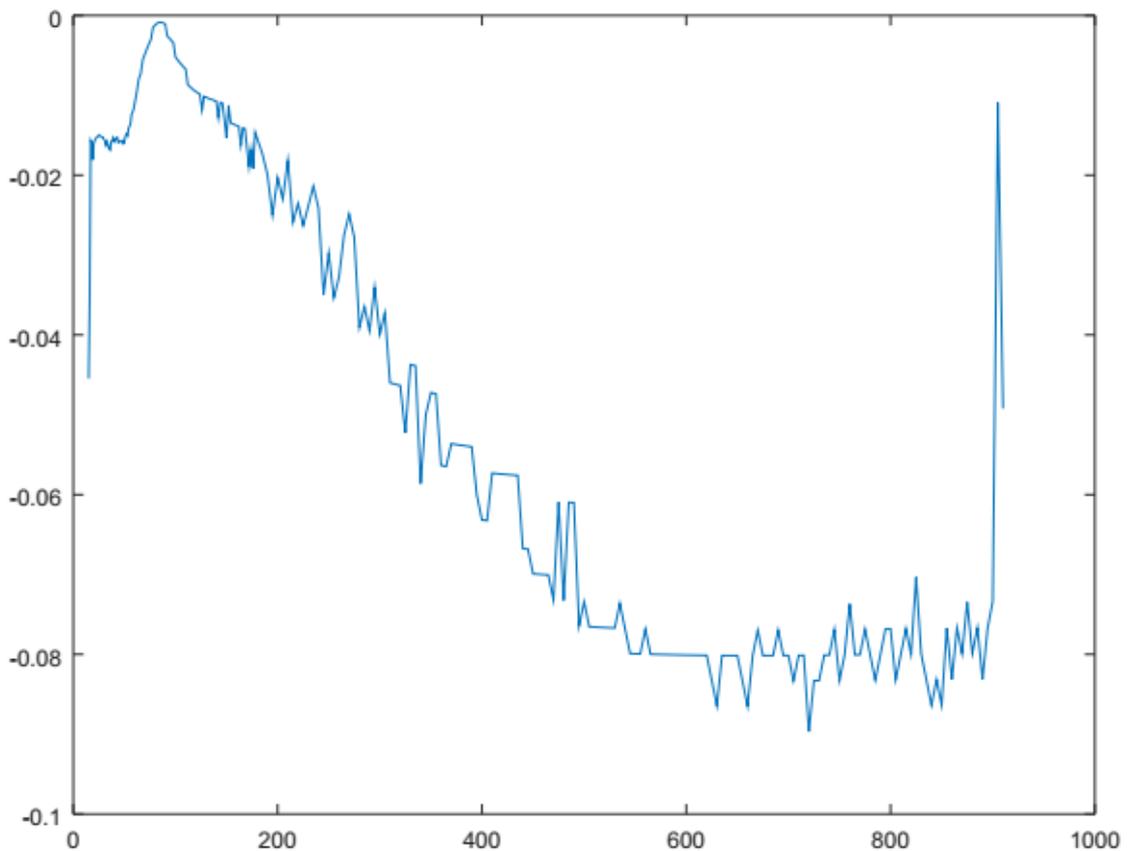


Рис. 3. Зависимость координаты Y от координаты сечения X

4. Выводы

На данном этапе найден наиболее быстрый и точный способ расчета положения вихревого ядра в вихревом следе за крылом. В дальнейшем, предполагается провести сглаживание результатов любым из известных методов, а также оптимизацию написанной программы.

Работа выполнена под руководством специалистов ИТПМ СО РАН старшего научного сотрудника Шевченко А.М. и младшего научного сотрудника Шмакова А.С.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. – М.: 1991. – 600 с.
2. Под редакцией Х. Фернхольца, Е. Краузе. Трехмерные турбулентные пограничные слои. — М., 1985. — С. 384 с.

ETERMINATION OF THE CENTER AND THE LIMITS OF THE VORTEX NUCLEUS IN THE VORTEX FOURTH WING (AT $M = 2$)

Kulikov Vitaly Vladimirovich

Novosibirsk State Technical University

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

Kulikov V.V., e-mail asmodey3598@yandex.ru

Address for correspondence: V. Kulikov, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (993) 025-20-39

Annotation.

This article discusses the problems of methods for determining the center and boundaries of the vortex core in the vortex Wake of the wing. Various calculation methods and methods of their programming are analyzed. On the basis of this, the optimal algorithm for speed and accuracy was identified and programmed.

Keyword: Wind tunnel, the core of the vortex.

АЭРОУПРУГИЕ КОЛЕБАНИЯ МОСТОВЫХ СООРУЖЕНИЙ

Косяков Виктор Андреевич; Маслобоев Илья Андреевич
Новосибирский государственный технический университет
630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Косяков В.А., email asenya777@yandex.ru

Маслобоев И. А., e-mail 1ramb01998@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Косяков В.А., Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (993)025-20-39

Аннотация

В данной статье рассмотрены проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости многопролетных балочных мостов. Проанализированы характерные особенности мостовых конструкций и влияние на них ветрового потока. Затронута проблема влияния собственных колебаний модели на ее аэродинамические и аэроупругие характеристики.

Ключевые слова

Аэродинамическая труба, мостовое пролетное строение, резонансное вихревое возбуждение.

1. Введение

На протяжении многих десятилетий инженеров преследовала одна из серьезных проблем – обеспечение аэроупругой устойчивости многопролетных балочных мостов. На примере моста через р. Волга в Волгограде можно оценить **актуальность** данной проблемы. Проблеме возникновения и подавления указанной неустойчивости посвящена обширная библиография (для мостовых пролетных строений (ПС) смотрите, например, [1-4]).

Цель исследования состоит в том, чтобы оценить воздействие воздушного потока на конструкцию: влияют ли собственные колебания модели при воздействии на нее потока воздуха или это сказывается действие аэродинамических сил.

2. Методика экспериментального исследования

В аэродинамическую трубу была помещена секционная модель ПС на аэродинамических весах (рис. 1). Были проведены эксперименты по выявлению вихревого возбуждения колебаний модели. Полученные результаты в виде осциллограмм обрабатывали в пакете MATLAB и с помощью Fortran-программы.



Рис. 1.Аэродинамическая труба «Т-503» с моделью моста на аэродинамических весах: 1 – Аэродинамическая труба «Т-503»; 2 –модель моста; 3 – аэродинамические веса.

3. Результаты и обсуждение

На рисунке 2 показан спектр мощности собственных колебаний системы «модель-весы», полученный в отсутствие потока. Как видно, имеется доминирующая частота вблизи 50 Гц.

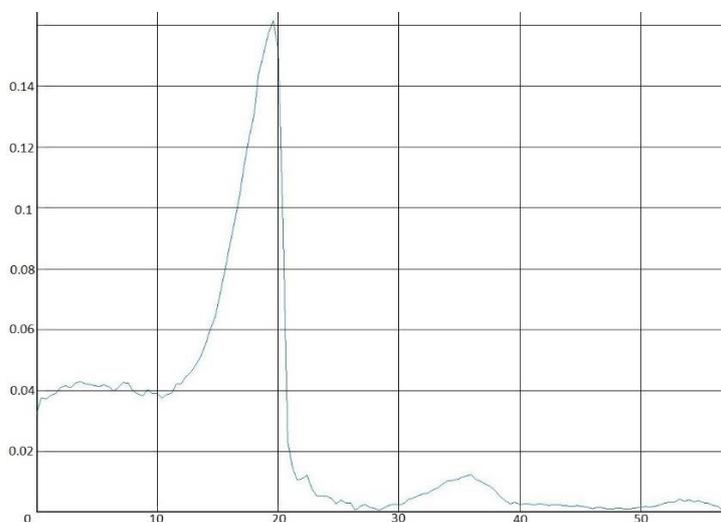


Рис. 2. Спектр собственных колебаний системы «модель-весы»: на горизонтальной оси отложена частота в Гц, на вертикальной оси – плотность спектра.

В потоке наблюдалась вибрация модели, и следовало выяснить природу этого явления. Обработка результатов соответствующих экспериментов позволила получить спектр мощности колебаний модели (рис. 3). Спектр был получен с помощью быстрого преобразования Фурье данных с канала весов для нормальной силы. Как можно заметить, пик колебаний, также приходится на

частоту 50 Гц. Появление такой частоты можно объяснить "наводкой" от электрической сети переменного тока.

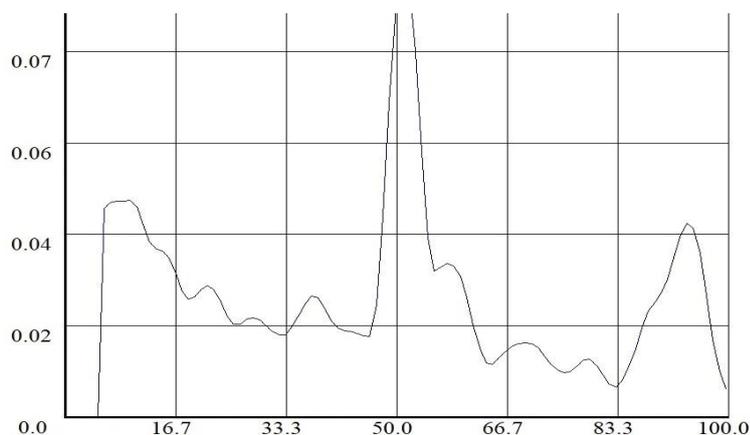


Рис. 3. Спектр аэроупругих колебаний модели: на горизонтальной оси отложена частота в Гц, на вертикальной оси – плотность спектра.

4. Выводы

Найдено одно из возможных объяснений наличия в спектре колебаний модели доминирующей частоты 50 Гц. Далее требуется установить, в какой мере собственные колебания модели могут влиять на ее аэроупругие характеристики.

Работа выполнена под руководством профессора Саленко С.Д., большую помощь в подготовке и проведении экспериментов оказал доцент Обуховский А.Д., в обработке данных – доцент Гостеев Ю.А.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Казакевич М. И. Аэроупругая неустойчивость балочных мостов. – М.: 2010. – 164-170 с.
2. Казакевич М. И. Аэроупругие характеристики мостовых конструкций / М. И. Казакевич // Труды ЦНИИПСК «Исследование металлических конструкций мостовых сооружений». — М., 1985. — С. 31—39 с.
3. Казакевич М. И. Аэродинамика мостов / Казакевич Михаил Исаакович. — М. : Транспорт, 1987. — 240 с.
4. ОДМ 218.2.040–2014. Отраслевой дорожный методический документ. Методические рекомендации по оценке аэродинамических характеристик сечений пролетных строений мостов.: учебное пособие / С.Д. Саленко, Ю.А. Гостеев, А.А. Кураев, А.Д. Обуховский, В.П. Однорал, Ю.В. Телкова – Изд-во ФГУП «Информавтодор», 2014. – 76 с.

AEROELASTIC OSCILLATIONS OF THE BRIDGE STRUCTURES

Kosyakov Viktor Andreevich; Masloboev Ilya Andreevich

Novosibirsk State Technical University

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

Kosyakov V.A., email asenya777@yandex.ru

Masloboev I.A., e-mail 1ramb01998@gmail.com

Address for correspondence: **Kosyakov V.A.**, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (993) 025-20-39

Annotation

This article discussing the problems of ensuring aeroelastic stability of the multiple-span beam bridges. The special features of the bridge structures and the effect of airflow on them are analyzed. On the basis of the study, the authors propose to highlight whether the model's natural oscillations influenced by the airflow on it or whether the aerodynamic forces affect it.

Keywords

Wind tunnel, vortex induced vibration.

РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ТРЁХЗВЕННОГО МЕХАНИЗИРОВАННОГО ПРОФИЛЯ В РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ

Кружков А. С.^{1,2}, аспирант; Румянцев А.Г.¹, канд. техн. наук.

¹ Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

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

Кружков А. С., e-mail 8sanya@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Кружков Александр Сергеевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8 (923) 189-10-50

Аннотация

Данная работа посвящена экспериментальным исследованиям обтекания механизированного профиля перспективного пассажирского самолета в аэродинамической трубе с целью дальнейшего сопоставления результатов эксперимента и расчёта.

Объект исследования – механизированный профиль перспективного пассажирского самолета.

Ключевые слова

Аэродинамическая труба, механизированный профиль, распределение давления, эксперимент, расчёт.

1. Введение

Актуальность работы обусловлена ограниченной информацией в общедоступной литературе по расчётно-экспериментальным исследованиям обтекания современных механизированных крыльев. Проектирование взлётно-посадочной механизации является важной задачей аэродинамического проектирования летательного аппарата. Также необходимо совершенствование методики численных расчётов механизированных крыльев.

Цель работы – провести экспериментальные исследования модели механизированного отсека крыла в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей АДТ Т-203 СибНИА и провести сопоставление полученных результатов с численными расчётами.

Задачи:

- Спроектировать и изготовить модель отсека крыла для испытаний в аэродинамической трубе.
- Провести экспериментальные исследования обтекания отсека крыла в аэродинамической трубе.
- Провести расчётные исследования распределения давления на отсеке крыла.

- Выполнить сопоставление расчётных и экспериментальных исследований.

2. Описание экспериментальной установки

Испытания проводились в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей АДТ Т-203 СибНИА с открытой рабочей частью и соплом, имеющим эллиптическую форму, размерами – 4 м (горизонтальная ось) и 2,33 м (вертикальная ось).

Спроектированная экспериментальная установка представляет собой отсек крыла с концевыми шайбами (рис. 1), которые устанавливаются на поворотной (для изменения угла атаки) плите экспериментальной платформы ВП-203. Размах отсека составил 1,0 м.



Рис. 1. Экспериментальная установка – модель отсека на ВП-203 в рабочей части аэродинамической трубы

Следует отметить, что выбор размера отсека направлен на обеспечение однородности течения по размаху и уменьшение влияния толщины пограничного слоя на шайбах. Как показали визуальные испытания методом шелковинок, на закрылках обоих отсеков, в окрестности стыка с шайбами, имели место небольшие отрывы треугольной формы в плане, которые практически не оказывают влияния на обтекание центральной части крыла.

Для определения размеров концевых шайб в работе [1] было рассмотрено расчетное поле давления вокруг механизированного профиля, находящегося в струе высотой 2,33 м, истекающей из сопла трубы (рис. 2). Видно, что возмущения не выходят за пределы струи по высоте. Поэтому во избежание перетекания потока через верхние и нижние ребра по высоте шайбы выполнены выходящими за пределы рабочего потока ($H = 6b = 2,8$ м). При этом выбранная ширина шайб ($B = 4 \dots 5b = 2$ м) позволяет также хорошо экранировать возмущения впереди и позади отсека крыла, поскольку в продольном направлении эти возмущения быстро затухают.

Все измерения полного и статического давлений проводились в плоскости центрального сечения отсека крыла.

Для измерения статического давления на поверхности отсека количество дренажных точек составило 114: на предкрылке – 23, на основной части крыла – 58 и на закрылке – 33. Дренажные точки сгущались к носу и хвосту

каждого из элементов механизированных профилей.

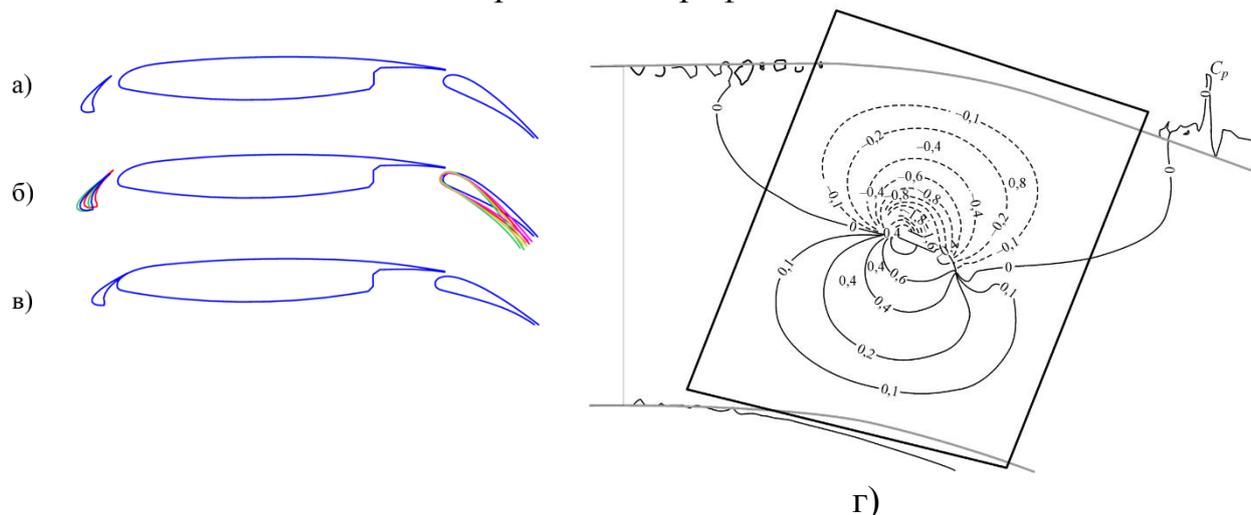


Рис. 2. Различные конфигурации отсека крыла: а) $\delta_{\text{предкр}}=30^\circ$, $\delta_{\text{закр}}=35^\circ$,
 б) $\delta_{\text{предкр}}=30^\circ; 28^\circ; 32^\circ$, $\delta_{\text{закр}}=35^\circ; 38^\circ; 40^\circ; 42^\circ; 45^\circ$,
 в) $\delta_{\text{предкр}}=20^\circ$, $\delta_{\text{закр}}=25^\circ$,

г) поле давления при обтекании отсека крыла в ограниченном потоке, $\alpha = 25^\circ$

Компоненты аэродинамической силы определялись численным интегрированием. Давление в угловых точках контура определялось экстраполяцией. К этим компонентам добавлялись соответствующие расчетные вязкие силы, которые в данном случае оказывали лишь незначительное влияние на интегральные нагрузки.

Все расчетные и экспериментальные исследования проводились при скорости потока $V = 40$ м/с ($M = 0,12$), числе Рейнольдса $Re = 1,055 \cdot 10^6$ ($b = 0,4$ м).

3. Результаты и обсуждение

Получены распределения давления для разных конфигураций трехзвенного механизированного профиля. Результаты экспериментов представлены на рисунке 3.

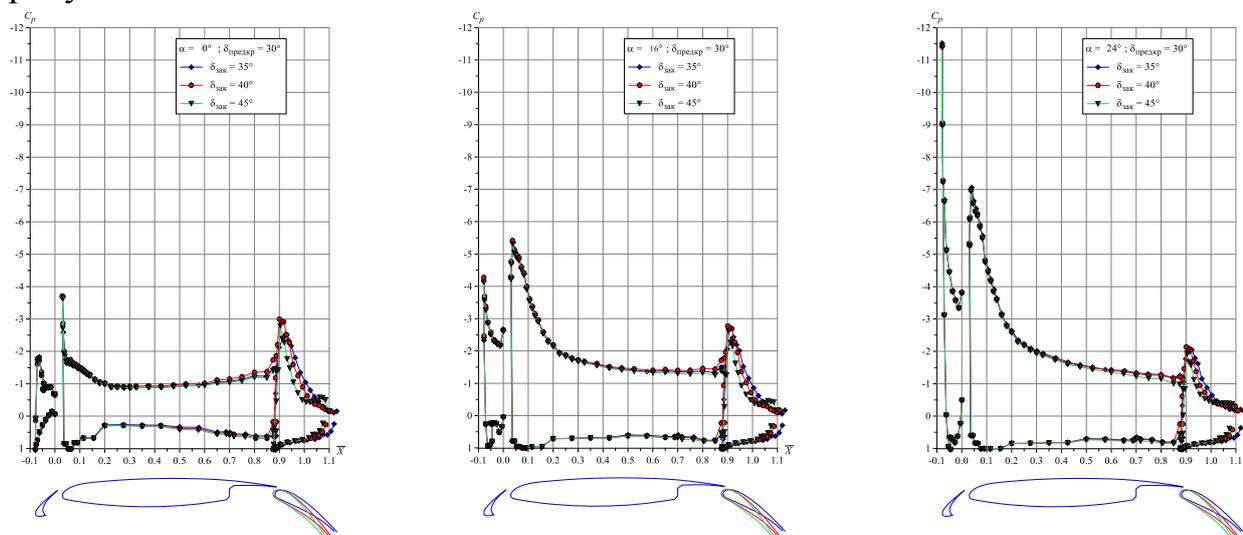


Рис. 3. Распределение коэффициента давления по хорде механизированного профиля для разных углов установки закрылка, $\delta_{\text{предкр}}=30^\circ$, $\delta_{\text{закр}}=35^\circ; 40^\circ; 45^\circ$.

На рисунке 4 представлены коэффициенты подъёмной силы c_{ya} , которые определялись численным интегрированием распределения давления и расчётным методом.

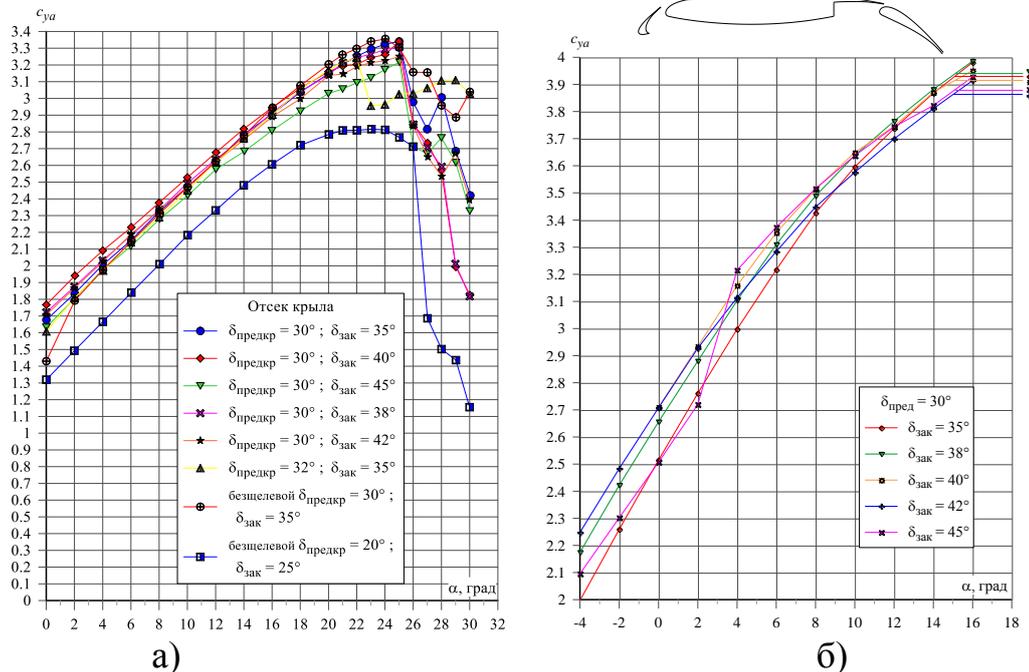


Рис. 4. Зависимости коэффициента подъёмной силы от угла атаки для разных конфигураций механизированного профиля а) экспериментальный и б) расчетный метод.

Максимальное приращение коэффициента $c_{ya\ max}$ получено расчетным методом при угле отклонения закрылка 38° (рис. 5). Дальнейшее увеличение угла отклонения из-за большой зоны торможения не приводит к увеличению коэффициента подъёмной силы.

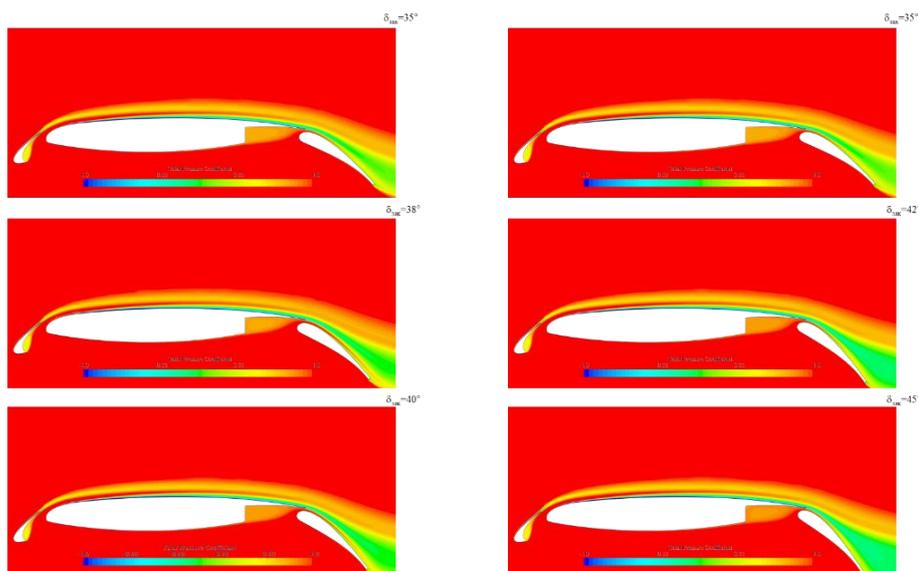


Рисунок 5 – Распределение коэффициента полного давления для профиля с предкрылком, разных вариантов угла установки закрылка; $M=0,15$, $Re=1 \cdot 10^6$, $\delta_{пред}=30^\circ$, $\alpha=12^\circ$

На рисунке 6 приведены спектры обтекания отсека крыла при различных углах атаки.

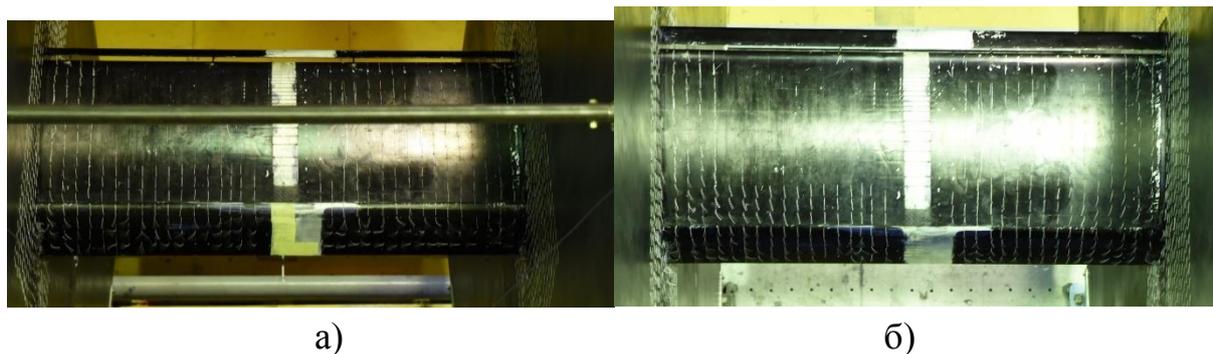


Рис. 6. Визуализация обтекания отсека крыла, $V = 40$ м/с: а) $\alpha=0^\circ$ и б) $\alpha=24^\circ$

4. Выводы и заключение

По итогу работы:

- спроектирована и изготовлена модель отсека крыла различных конфигураций;
- проведены экспериментальные исследования данной модели в аэродинамической трубе;
- проведены расчётные исследования модели отсека крыла.

Максимальное приращение $c_{y_{a \max}}$ получено при угле отклонения закрылка 38° .

Дальнейшее увеличение угла отклонения из-за большой зоны торможения не приводит к увеличению коэффициента подъёмной силы.

Сопоставление результатов расчёта и эксперимента показывает, что из-за наличия сильного отрыва на закрылке при угле отклонения 45° расчёт корректно подтверждается экспериментом до углов отклонения 42° . Данные результаты необходимы при проектировании новых перспективных самолётов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Румянцев А.Г., Силантьев В.А. Расчётно-экспериментальное исследование обтекания механизированных профилей // Теплофизика и аэромеханика. том 17 № 2. 2010. с. 291-306
2. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. Учеб. для вузов. 6-е изд, перераб. и доп. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. 840 с
3. Петров К.П. Аэродинамика элементов летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.

CALCULATION-EXPERIMENTAL RESEARCH FLOW MECHANIZED THREE TIERED PROFILES IN A VARIETY OF CONFIGURATIONS

Kruzhkov Alexandr Sergeevich, Ph.D. student;

Rumyancev Andrei Gennadevich, Ph.D., leading researcher.

Siberian Aeronautical Research Institute Named After S.A. Chaplygin

SibNIA, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051

Novosibirsk State Technical University

20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Kruzhkov A. S., e-mail 8sanya@gmail.com

Abstract

This work is devoted to experimental research flow mechanized profile of a prospective passenger aircraft in a wind tunnel to further compare the results of the experiment and calculation.

Object of research – the mechanized profile of a prospective passenger aircraft.

Keywords

Wind tunnel, mechanized profile, pressure distribution, experiment, calculation.

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ
ЦИЛИНДРА С ПЕРЕДНЕЙ ГАЗОПРОНИЦАЕМОЙ ВСТАВКОЙ
НА БАЗЕ СКЕЛЕТНЫХ МОДЕЛЕЙ ВЫСОКОПОРИСТЫХ ЯЧЕИСТЫХ
МАТЕРИАЛОВ (ВПЯМ)**

Милицина Татьяна Сергеевна^{1,2}, студент;

Поплавская Татьяна Владимировна², д.ф.-м.н., проф.

¹ Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
Сибирского отделения Российской академии наук,
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1 Тел. (383) 330-42-68
e-mail admin@itam.nsc.ru

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

Милицина Т.С., e-mail mili_tanya@mail.ru

*Адрес для корреспонденции: Милицина Татьяна Сергеевна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19*

Аннотация

В работе получены количественные данные о влиянии передней вставки из высокопористого ячеистого материала на аэродинамическое сопротивление цилиндра в сверхзвуковом потоке.

Ключевые слова

Сверхзвуковые течения, высокопористые материалы, волновое сопротивление, численное моделирование, снижение аэродинамического сопротивления.

Результаты и обсуждение

Выполнено численное моделирование задачи обтекания сплошного цилиндра сверхзвуковым потоком воздуха с числом Маха $M=4.85$. Получено хорошее соответствие расчетных и опытных данных (рис. 1).

Далее была построена скелетная модель ВПЯМ из набора соосных колец для образца материала с диаметром пор $d = 1$ мм и $d = 2$ мм. Выполнено численное моделирование задачи обтекания цилиндра с пористой вставкой из набора соосных колец сверхзвуковым потоком воздуха $M=4.85$, $d = 1$ и 2 мм. Сравнение с экспериментальными данными проводится на рисунке 1.

В дальнейшем планируется:

Численное моделирование задачи обтекания сплошного цилиндра сверхзвуковым потоком воздуха $M=7$.

Численное моделирование задачи обтекания цилиндра с пористой вставкой из набора соосных колец сверхзвуковым потоком воздуха $M=7$, $d = 1$ мм и 2 мм.

Построение скелетной модели ВПЯМ из набора пересекающихся сфер.

Проведение расчетов по задаче сверхзвукового обтекания цилиндра с пористой вставкой из набора пересекающихся сфер при $M=4.85$ и 7 .

Анализ полученных результатов. Сравнение с экспериментальными данными.

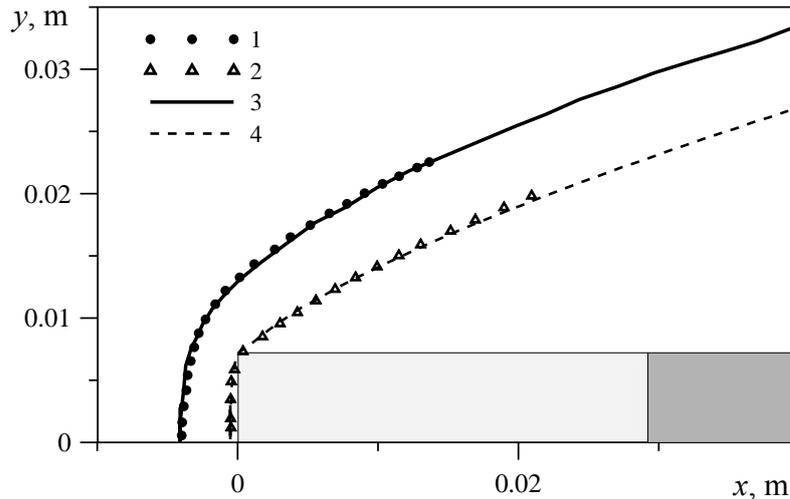


Рис. 5. Сравнение экспериментальных (символы 1-2) и расчетных (3-4) положений головной УВ:

1, 3 – сплошной цилиндр; 2, 4 – скелетная модель $\Delta x/D = 1.93$, $d=1\text{mm}$.
 $D=14.5\text{mm}$, $M_\infty = 4.85$, $p_\infty=186\text{Па}$, $T_\infty=51\text{К}$, $Re_{1\infty} = 2.7 \times 10^6\text{м}^{-1}$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пористые проницаемые материалы. Справочное издание./ под ред.С.В.Белова. М.: Металлургия, 1987.
2. Маслов А.А., Миронов С. Г., Поплавская Т. В., Цырюльников И. С., Кириловский С.В. Воздействие звукопоглощающих материалов на интенсивность возмущений в ударном слое пластины, расположенной под углом атаки // ПМТФ. 2012. Т. 53. No 2. С. 21-32.
3. Цырюльников И.С., Маслов А.А., Миронов С.Г., Поплавская Т.В., Кириловский С.В. Об эффективности метода звукопоглощающих покрытий в колебательно-возбужденном гиперзвуковом потоке // ПМТФ, 2015, Т. 41, N.4, С. 61-67.
4. Миронов С.Г., Цырюльников И.С., Маслов А.А. Управление аэродинамическими силами с помощью газопроницаемых пористых материалов // Письма ЖТФ. 2014. Т. 40. Вып. 19. С. 83-88.

**NUMERICAL MODELING OF THE SUPER-SOUND CIRCULATION OF A
CYLINDER WITH A FRONT GAS-PERMEABLE INSERT ON THE BASIS
OF SKELETAL MODELS OF HIGH-POROUS CELLULAR MATERIALS
(HPO)**

Militsina Tatyana Sergeevna^{1,2}, *a student;*

*Poplavskaya Tatyana Vladimirovna*², *Doctor of Physics and Mathematics, prof.*

1 Institute of Theoretical and Applied Mechanics. S.A. Khristianovich

Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences,

630090, Russia, Novosibirsk, ul. Institutskaya, 4/1 Tel. (383) 330-42-68

e-mail admin@itam.nsc.ru

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

Ave., 20, tel. (913) 005-48-19

Militsina T.S., e-mail mili_tanya@mail.ru

Address for correspondence: Militsina Tatyana Sergeevna, Novosibirsk State
Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (913)

005-48-19

Annotation.

The paper presents quantitative data on the effect of the front insert made of highly porous cellular material on the aerodynamic drag of the cylinder in a supersonic flow.

Keyword: Supersonic flow, highly porous materials, impedance, numerical simulation, reducing aerodynamic drag.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ОКОЛОЗВУКОВОЙ ОБЛАСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ В КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

**Федорова Дарья Владимировна^{1,2}; Замураев Владимир Павлович²;
Калинина Анна Павловна²**

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

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

Федорова Д.В. email fed13d12@yandex.ru

Замураев В.П. email zamuraev@itam.nsc.ru

Калинина А.П. email kalinina@itam.nsc.ru

*Адрес для корреспонденции: Федорова Дарья Владимировна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,
пр. Карла Маркса, 20*

Аннотация. Проводится численное моделирование инициирование режима работы прямого воздушного реактивного двигателя с распределенной подачей топлива по длине камеры сгорания и околозвуковыми скоростями потока в ней. Принципиальным является наличие струи сжатого воздуха, создающей эффект дросселя, и предварительное торможение потока до околозвуковых скоростей. Решались осредненные уравнения Навье – Стокса, замыкаемые SST $k-\omega$ или $k-\epsilon$ моделями турбулентности. В качестве газообразного топлива использовались водород и этилен. Горение водорода и этилена моделировалось одной реакцией. Для водорода рассмотрена боковая подача топлива, этилен подавался по оси канала. В обоих случаях получен пульсирующий околозвуковой режим. Для горения водорода выполнено сравнение с экспериментом, наблюдается удовлетворительное согласие в пределах 15%.

Ключевые слова: горение водорода и этилена, сверхзвуковой поток, поперечные струи, околозвуковой режим

Введение. Объектом исследования является инициирование режима работы прямого воздушного реактивного двигателя при высоких числах Маха полета, что в настоящее время вызывает возрастающий интерес [1,2]. Основное преимущество такого двигателя – он не нуждается в баке с окислителем. Исследование выполняется методом численного моделирования в рамках упрощенной постановки. При высоких полетных числах Маха течение в камере сгорания становится сверхзвуковым ($M > 2$). Возникают следующие проблемы: эффективного смешения, потери давления торможения и риск запыриания. Перспективным решением представляется предварительное торможение потока до околозвуковых скоростей с

последующей подачей топлива в расширяющейся части канала [1]. Формирование ударно-волновой структуры с околосвуковой областью под воздействием нестационарного горения и дросселирующей струи воздуха является предметом исследования. Изучена осесимметричная и боковая подача топлива, а также проведено сравнение с экспериментом при горении водорода [1].

Схема эксперимента. Более подробно схема эксперимента описана в [1]. Применяется предварительное торможение потока до околосвуковых скоростей в секции постоянного сечения, а основная доля топлива подается в расширяющейся части. Газообразное топливо подается выше по потоку от дросселирующей струи. На рис. 1 приведена схема плоской камеры сгорания (сечением 30x40 мм), на ней отмечены точки замера статического давления на стенке, локализация генератора газодинамических импульсов и подачи водорода. Давление и температура торможения основного потока 7 атм и 1700 К соответственно.

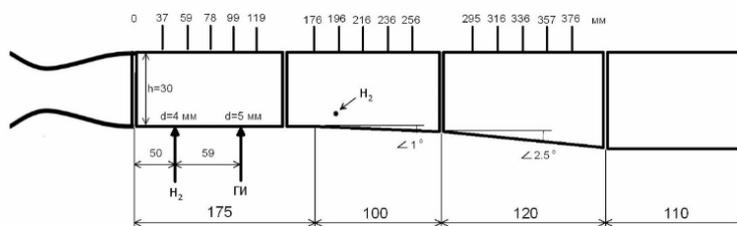


Рис. 1. Модельная камера сгорания из [1].

Численное моделирование горения водорода. Решаются 2D нестационарные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье – Стокса (модель турбулентности SST $k-\omega$). На рис. 2 изображено поле температуры в последовательные моменты времени. Клапаны струй открываются одновременно; водород, втекающий из двух щелей, сносится вниз по потоку, горения практически нет. Перед струей сжатого воздуха возникает ударная волна, перекрывающая все сечение канала. Ее взаимодействие с пограничным слоем вызывает отрыв потока с воспламенением и горением топлива. Течение нестационарное, есть высокочастотные колебания. Присутствуют высокотемпературные области с низким числом Маха и не участвовавший в реакции газ с числом Маха $M > 1$, сжатый расширяющимся продуктами реакции. Режим горения промежуточный между обычным горением и детонацией (преддетонационный режим): скорость распространения горения может составлять сотни метров в секунду. На рис. 3 показаны расчетные значения числа Маха и давления вдоль канала (на расстоянии 10 мм от стенки), а также экспериментальные значения (в 4 точках, соединены отрезками). Горизонтальная кривая соответствует числу Маха $M = 1$. Различные кривые давления и Маха получены для разных моментов времени; наблюдается удовлетворительное совпадение с экспериментом. В эксперименте и расчете формируется околосвуковой режим, так как рост давления в 2.5 раза в не участвовавшем в реакции газе (в изоэнтропическом приближении) соответствует числу Маха $M = 1.4$.

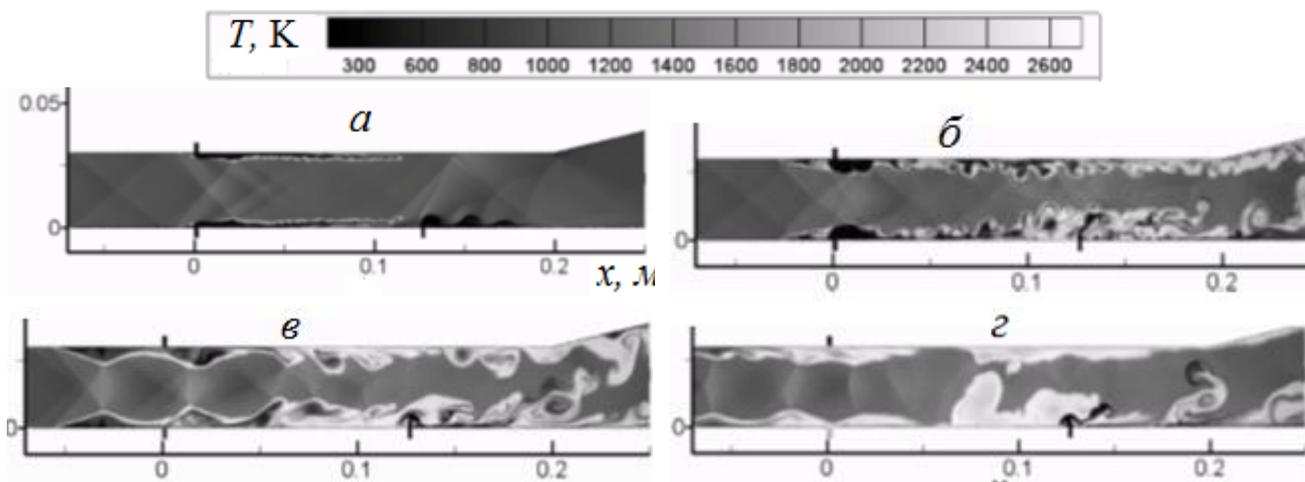


Рис. 2. Поле температуры в последовательные моменты времени (а, б, в, г) в процессе формирования околосвукового режима.

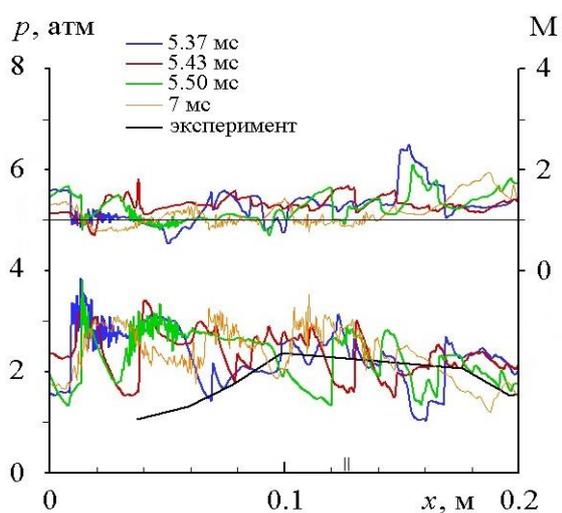


Рис. 3. Расчетные значения числа Маха и давления вдоль канала (осциллирующие линии) в различные моменты времени и экспериментальные значения давления в некоторый момент времени.

Численное моделирование осевой подачи этилена. Распределение температуры при осевой подаче этилена изображено на рис. 4 (модель турбулентности k-ε).

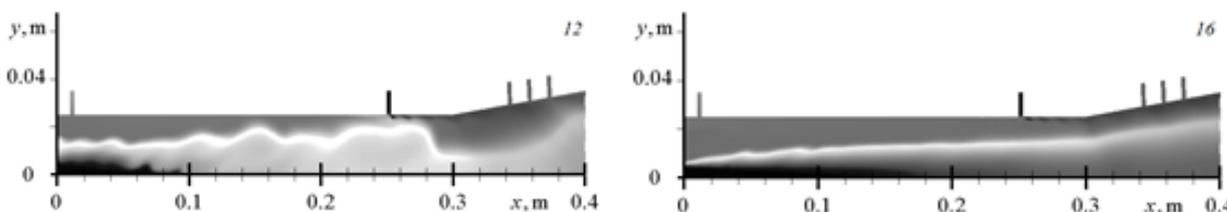


Рис. 4. Распределение температуры при осевой подаче этилена изображено (слева – в процессе установления, справа – квазистационарный режим)

В полученном режиме расход в дросселирующей струе осциллирует: из-за горения давление локально возрастает, струя перекрывается, интенсивность горения падает, давление снижается, истечение струи возобновляется, и

горение интенсифицируется. Формируется пульсирующее течение с числами Маха 0,7-0,8.

Выводы. Наблюдается удовлетворительное совпадение численных и экспериментальных результатов. Основные закономерности не зависят от способа подачи топлива. Воспламенение происходит, когда топливная смесь попадает в ударную волну. Режим горения пульсирующий, течение нестационарное с вихревыми структурами и неоднородным распределением компонент газа.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013-2020 годы (проект АААА-А17-117030610135-6) при частичной финансовой поддержке гранта РФФИ 17-08-00183.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Третьяков П. К., Забайкин В. А., Прохоров А. Н. Высокоскоростной ПВРД с пульсирующим режимом запуска. XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник докладов. Казань: Изд.-во Казанского университета. 2015. С. 3778-3780. URL: <http://www.itam.nsc.ru/upload/iblock/9f5/01318.pdf>.
2. Liang Jin, JingLei n, WeiHuang, Zhen-guo Wang Numerical investigation on hydrogen combustion in a scramjet with 3D side wall compression inlet. Acta Astronautica, 2014, vol. 105, pp. 298–310. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0094576514003440?via%3Dihub>

NUMERICAL SIMULATION OF THE TRANSONIC VELOCITIES REGION FORMATION IN THE SUPERSONIC FLOW INTO THE CHANNEL WITH VARIABLE CROSS SECTION

Fedorova Darya Vladimirovna^{1,2}, *Zamurayev Vladimir Pavlovich*²,
*Kalinina Anna Pavlovna*²

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

²Siberian branch of Russian academy of sciences Khristianovich institute of theoretical and applied mechanics, RUSSIA 630090, Novosibirsk, Institutskaya street, 4/1

Fedorova D.V. email fed13d12@yandex.ru

Zamurayev V.P. email zamurayev@itam.nsc.ru

Kalinina A.P. email kalinina@itam.nsc.ru

Address for correspondence: *Fedorova Darya Vladimirovna*, Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20.

Annotation

We have carried out numerical simulation of the mode of scramjet working with a distributed fuel supply along the combustion chamber and with transonic velocities region formation. The main feature was the presence of a jet of compressed air, which created a throttle effect resulting preliminary decelerating of the flow to transonic speeds. The averaged Navier – Stokes equations closed by SST $k-\omega$ or $k-\epsilon$ turbulence models were solved. The combustion of hydrogen and ethylene was modeled by a single reaction. Hydrogen and ethylene were used as gaseous fuels. The lateral fuel supply was considered for hydrogen; ethylene was fed along the channel axis. A pulsed transonic mode was obtained in all cases. A comparison with experiment was performed for the case of hydrogen.

Keywords

Hydrogen and ethylene combustion, supersonic flow, transverse jets, transonic mode.

ВЛИЯНИЕ «N-ВОЛНЫ» НА ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ $M=2,5$

Чудинова Юлия Игоревна^{1,2}, студент;
*Ермолаев Юрий Геннадиевич*¹ – к.ф.-м.н.;
*Косинов Александр Дмитриевич*¹ – д.ф.-м.н.;
*Семенов Николай Васильевич*¹ – д.ф.-м.н.

¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, 630090, Новосибирск

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

Чудинова Ю. И., email u.i.chudo.98@mail.ru

Ермолаев Ю. Г., email yermol@itam.nsc.ru

Косинов А. Д., email kosinov@itam.nsc.ru

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

Аннотация

Изучение воздействия слабых ударных волн на процесс возникновения турбулентности в пограничных слоях, реализующихся вблизи поверхности летательных аппаратов, является одной из приоритетных задач в области развития авиационной техники, так как подобные возмущения могут влиять на положение ламинарно-турбулентного перехода.

В настоящей работе исследуется влияние «N-волны» на пограничный слой плоской пластины с острой передней кромкой при числе Маха $M=2,5$. С этой целью проведены исследования в аэродинамической сверхзвуковой трубе Т-325 СО РАН. Измерения проведены термоанемометром постоянного сопротивления. Показано, что при падении пары слабых ударных волн на переднюю кромку пластины в пограничном слое наблюдается изменение спектрального состава возмущений. Также при прохождении "N-волны" через головную ударную волну она становится менее интенсивной.

Ключевые слова

Сверхзвуковой поток, N-волна, взаимодействие, пограничный слой, термоанемометрия.

Введение

Искажение набегающего потока может влиять на устойчивость и, как следствие, на ламинарно-турбулентный переход в пограничных слоях, возникающих вблизи поверхности летательных аппаратов. Источниками возмущений могут являться неровности на фюзеляже или след от впереди летящего самолета. Возникающие слабые ударные волны (возмущения) могут приходиться на переднюю кромку планера, в результате воздействия которых

увеличивается тепловая нагрузка на аппарат, что может привести к его разрушению. Поэтому большое значение придается исследованиям такого рода воздействиям на моделях.

В данной работе исследуется влияние «N-волны» на пограничный слой плоской пластины при числе Маха $M=2,5$. Ранее в работе [2] по результатам измерений были построены графики среднеквадратических пульсаций и среднего течения для невозмущенного потока, пограничного слоя и свободного потока, а также была проведена оценка углов падения пары слабых ударных волн. Для более полного анализа влияния пары слабых ударных волн были проведены спектральный и статистический анализы.

1. Методика экспериментального исследования

Экспериментальные исследования проводились в малотурбулентной аэродинамической сверхзвуковой трубе Т-325 СО РАН при числе Маха $M=2,5$. В качестве модели использовалась плоская пластина с острой передней кромкой, расположенная под нулевым углом атаки. На боковую часть трубы устанавливалась двумерная неровность, которая представляла собой клейкую ленту ПВХ, ширина которой равна $b = 14$ мм, толщина $h = 130-135$ мкм. Лента находилась на расстоянии L от пластины. Диапазон расстояний $L=225.5 \div 225.8$ мм. Данная 2D неровность порождала пару слабых ударных волн, имеющую вид «N-волны».

Измерения проходили в сечениях $x=-10$ мм, $y=1$ мм – в невозмущенном потоке, $x=60$ мм, $y=0.56 \div 5.03$ мм – в пограничном слое и свободном потоке. Схема экспериментов приведена на рисунке 1. Для определения пульсаций и характеристик среднего течения использовался термоанемометр постоянного сопротивления (ТПС) [1].

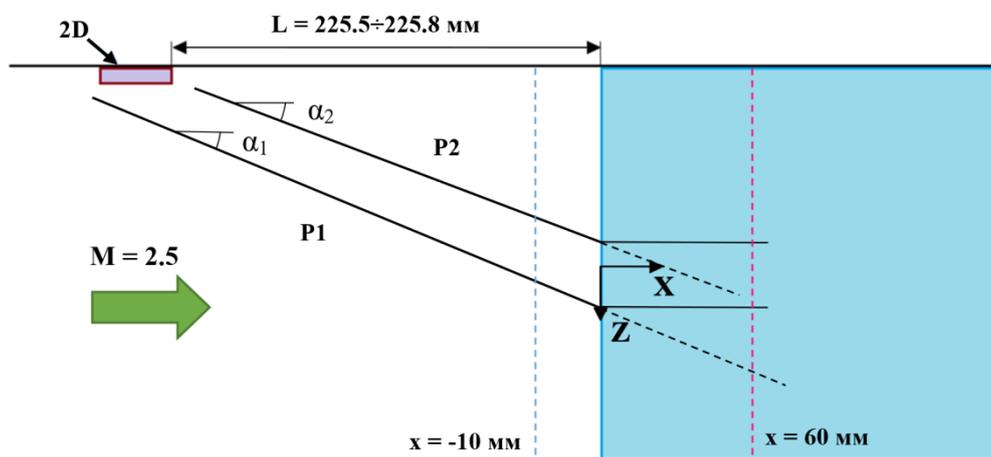


Рис. 6. Схема экспериментов

2. Результаты и обсуждение

По результатам исследования были построены амплитудно-частотные спектры и рассчитана статистика.

При рассмотрении невозмущенного потока мы получили подтверждение полученной ранее картины с взаимодействием "N-волны". На графике амплитудно-частотных спектров (рис. 2.) наблюдаются отклонения в области

низких частот до 25 кГц. Из сравнения распределений плотности вероятностей пульсаций в набегающем потоке с Гауссовским сигналом видно, что возмущенная область ($z=10\div-15$ мм) соответствует области негауссовского распределения, а при $z>10$ мм соответствует линии Гаусса.

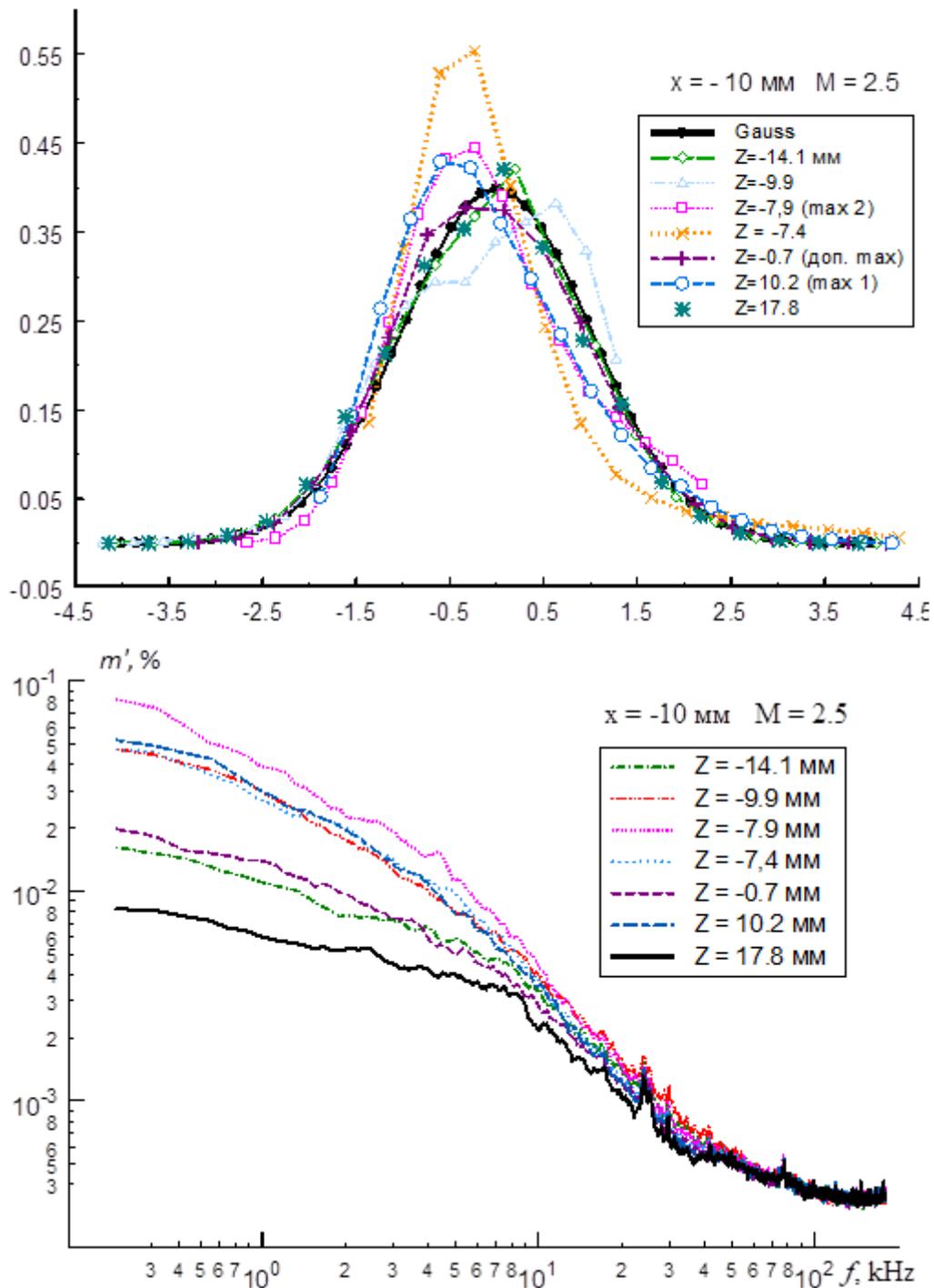


Рис. 2. Амплитудно-частотные спектры (сверху) и статистика (снизу) для $x=-10$ мм

В спектральном составе внутри пограничного слоя (рис. 3) наблюдаются сильные отклонения от невозмущенного потока в области до 70 кГц.

Для всех измеренных значений распределение плотности вероятности слабо отличается от нормального распределения плотности вероятности.

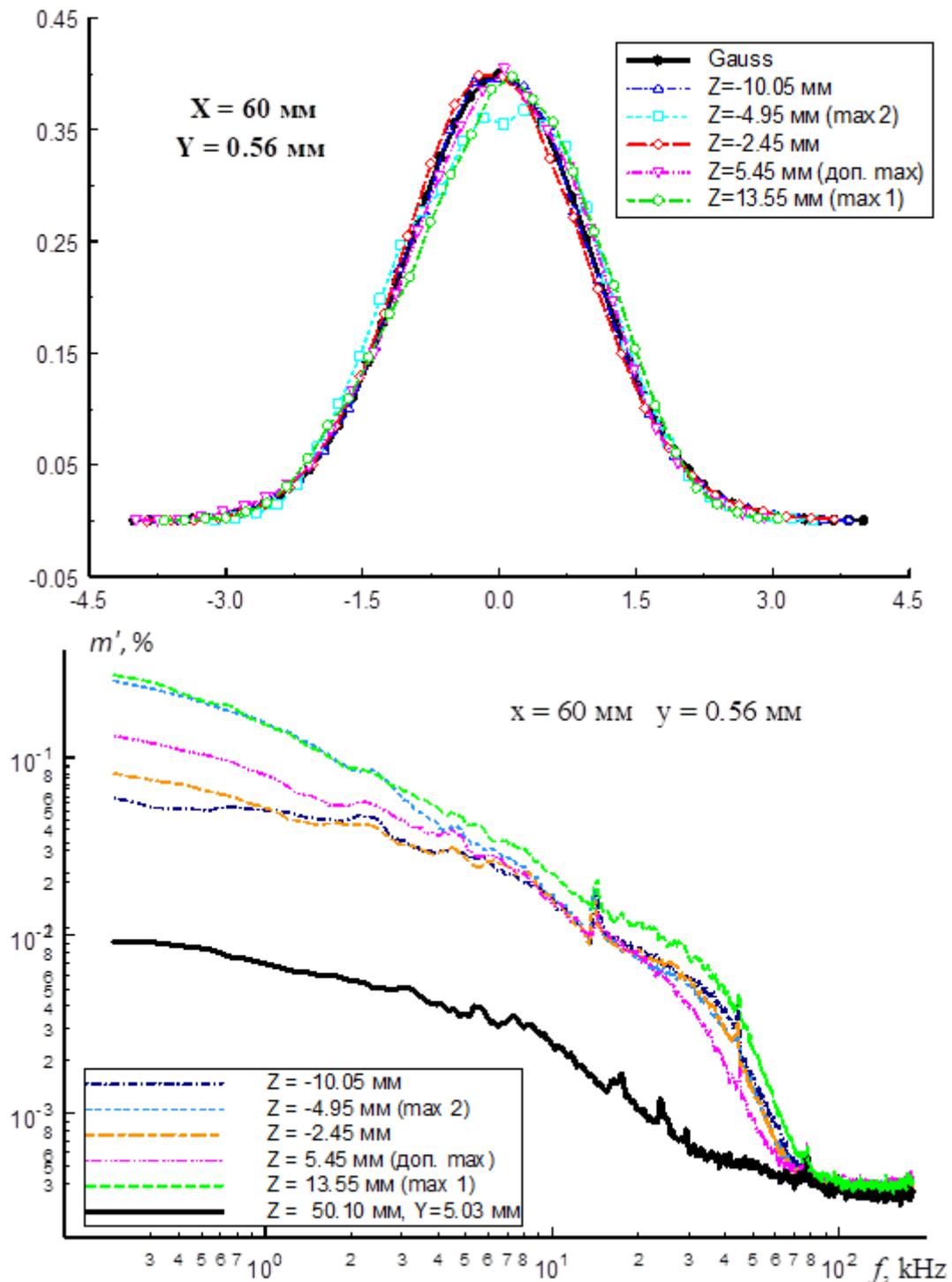


Рис. 3. Амплитудно-частотные спектры (сверху) и статистика (снизу) для $x=-60$ мм, $y=0.56$ мм

Проанализировав спектры для свободного потока (рис. 4), можно сказать, что "N-волна" становится менее интенсивной, т.к. отклонения наблюдаются до 15 кГц в области влияния волн P_1 и P_2 , а также в диапазоне $z=27\div 33$ мм, где появляется дополнительный пик, равный по амплитуде первому максимуму. Рассмотрев статистические показатели, можно сказать, что при $y=5.03$ мм также присутствуют некоторые отклонения от линии Гаусса, но по сравнению с набегающим потоком являются менее выраженными.

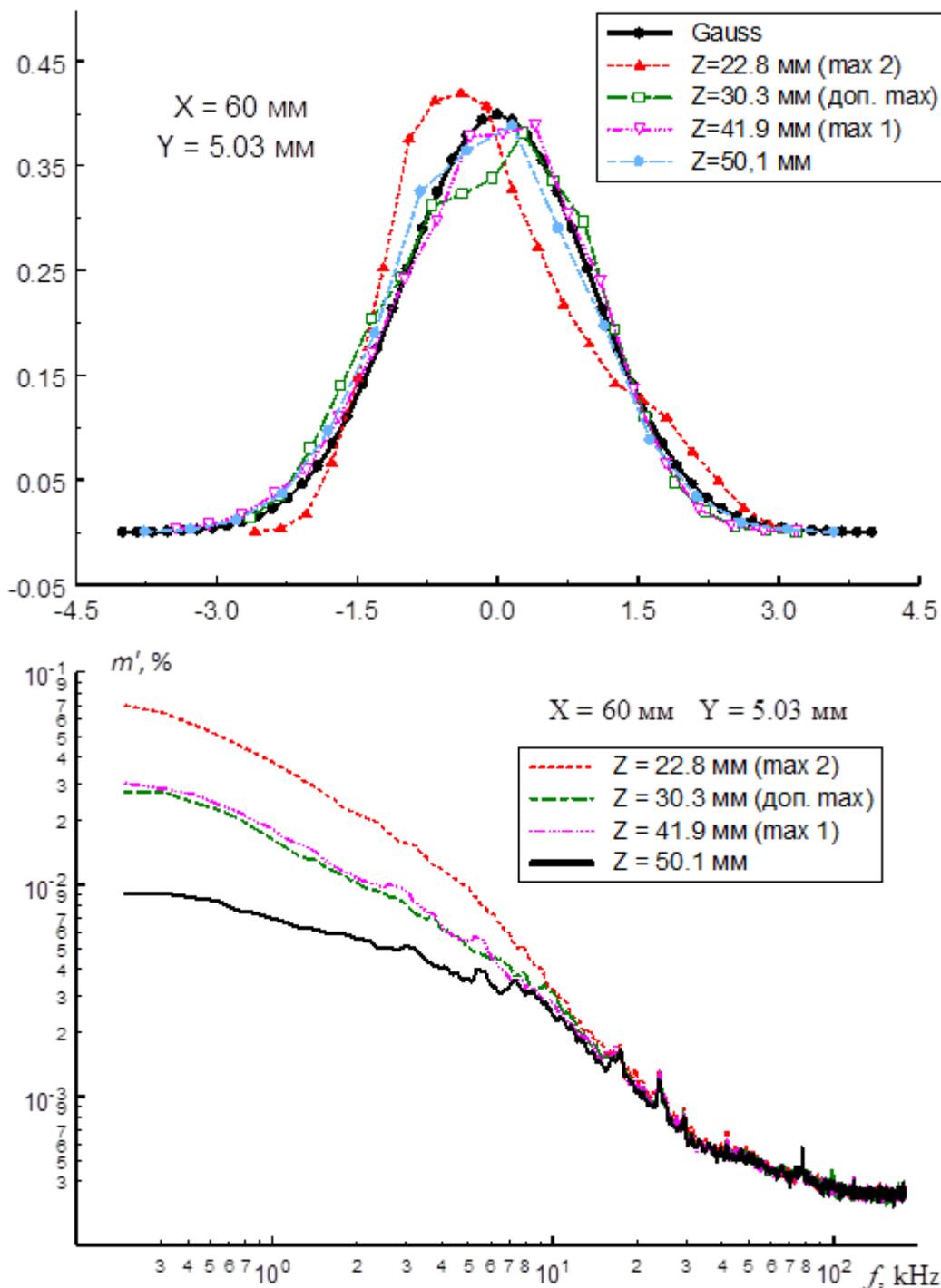


Рис. 4. Амплитудно-частотные спектры (сверху) и статистика (снизу) для $x=-60$ мм, $y=5,03$ мм.

Выводы. При прохождении пары слабых ударных волн через головную ударную волну "N-волна" становится менее интенсивной и возникает дефект амплитудно-частотных спектров. Также это подтверждают результаты статистического анализа: возмущенная область соответствует области негауссовского распределения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel. Preprint Institute of Theoretical and Applied Mechanics, № 6-99.
2. Чудинова Ю. И., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Ермолаев Ю. Г. Трансформация N-волны в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Тезисы докладов XII Всероссийской конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии», 15-22 марта 2019 г. Новосибирск, 2019. С. 173-174.

EFFECT OF "N-WAVE" ON THE BOUNDARY LAYER OF A FLAT PLATE AT M=2.5

Chudinova, Julia I.^{1,2}, student; *Yermolaev, Yury G.*¹ - Ph.D. (Physics and Mathematics), *Kosinov, Alexander D.*¹ - D.Sc. (Physics and Mathematics), *Semenov, Nikolai V.*¹ - D.Sc. (Physics and Mathematics)

¹Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, 630090, Novosibirsk

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

Chudinova Yu. I., email u.i.chudo.98@mail.ru

Address for correspondence: Chudinova Yulia Igorevna, Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20.

Abstract

The study of the impact of weak shock waves on the process of turbulence in the boundary layers, implemented near the surface of aircraft, is one of the priorities in the field of aviation technology, as such disturbances can affect the position of the laminar-turbulent transition.

In this paper we investigate the effect of "N-wave" on the boundary layer of a flat plate with a sharp leading edge at Mach number M=2.5. For this purpose, studies were conducted in the supersonic wind tunnel T-325. The measurements were conducted by the constant resistance of the anemometer. It is shown that when a pair of weak shock waves falls on the leading edge of the plate in the boundary layer, a change in the spectral composition of the disturbances is observed. Also, when the "N-wave" passes through the head shock wave, it becomes less intense.

Keywords: supersonic flow, N-wave, interaction, boundary layer, thermoanemometry.

**СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ
ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

УДК 629.7.048

**ОЦЕНКА ВАРИАНТОВ КОМПОНОВОК ЯЧЕЕК
ЭЛЕКТРОКОНДИЦИОНЕРА НА ОСНОВЕ МОДУЛЯ ПЕЛЬТЬЕ**

*Исанина Анастасия Павловна¹, доцент; Нягулов Михаил Романович²,
инженер-конструктор*

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

²Публичное акционерное общество
Научно-производственное объединение «Наука»,
125040, Россия, г. Москва, 3-я ул. Ямского поля, владение 2

Исанина А.П., email: yatsan@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Исанина Анастасия Павловна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Аннотация

В работе проведено моделирование компоновок ячеек электрокондиционера (ЭК) на основе модуля Пельтье. Оценено влияние компоновок ячеек на величину холодопроизводительности.

Ключевые слова: эффект Пельтье, холодопроизводительность, электрокондиционер, теплообмен.

Разработанное устройство по своему виду схоже с воздухо-воздушным теплообменником. Отличительной чертой, обеспечивающей независимость устройства от силовой установки, является использование модулей Пельтье [1] в качестве разделительных стенок между гофрами теплообменника. На данный момент устройство представлено единичной ячейкой в качестве охлаждающего элемента, составленного по схеме гофр – модуль – гофр – модуль – гофр (Рисунок 1).

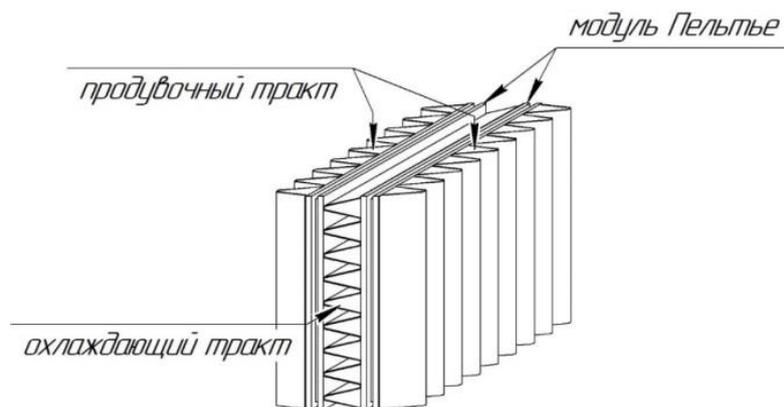


Рисунок 1. Схема исследуемого элемента.

Модули расположены в расчетной ячейке таким образом, что их охлаждающиеся стороны соприкасаются с центральным гофром. Так образуется охлаждающий тракт электрокондиционера (ОТЭК). В то же время нагревающиеся стороны модуля обращены к внешним гофрам, образующим продувочный тракт электрокондиционера (ПТЭК), предназначенного снять тепловой поток, выделяемый на модулях. Разделение потоков реализовано при помощи перекрестной продувки..

Модули подключаются к сети постоянного тока. От параметров тока и напряжения, подаваемых на модуль, будет зависеть величина создаваемого эффекта, выражаемая располагаемым теплосъемом. Рабочая область параметров питания модуля заключена в рамках от 0 до ~12 А для силы тока и от 0 до ~24 В для напряжения. При этом, выбранный ток дает промежуток, в котором возможно варьирование напряжения для обеспечения определенной разности температур на модуле.[2].

Для наибольшей наглядности изменений в режимах работы ЭК в зависимости от компоновок, рассматривались варианты расположения ячеек 3x1, 1x3 и 3x3, где первая цифра соответствует количеству ячеек расположенных вдоль ОТЭК, а вторая цифра, соответственно, количеству ячеек расположенных вдоль ПТЭК. Расчеты режимов работы начинались от значения разницы температур воздуха, обеспечиваемой в ОТЭК равного 5°C, и на основе полученных результатов уточнялись значения максимальной холодопроизводительности, достижимые при помощи данных компоновок [2].

Также расчёт режимов вёлся при минимально возможной подведённой мощности электрического тока и режим работы при минимальном потребном расходе воздуха в ПТЭК. Ниже приведены графическое представление режимов работы наиболее эффективного варианта компоновки ЭК 3x3 – рисунке 2,3.

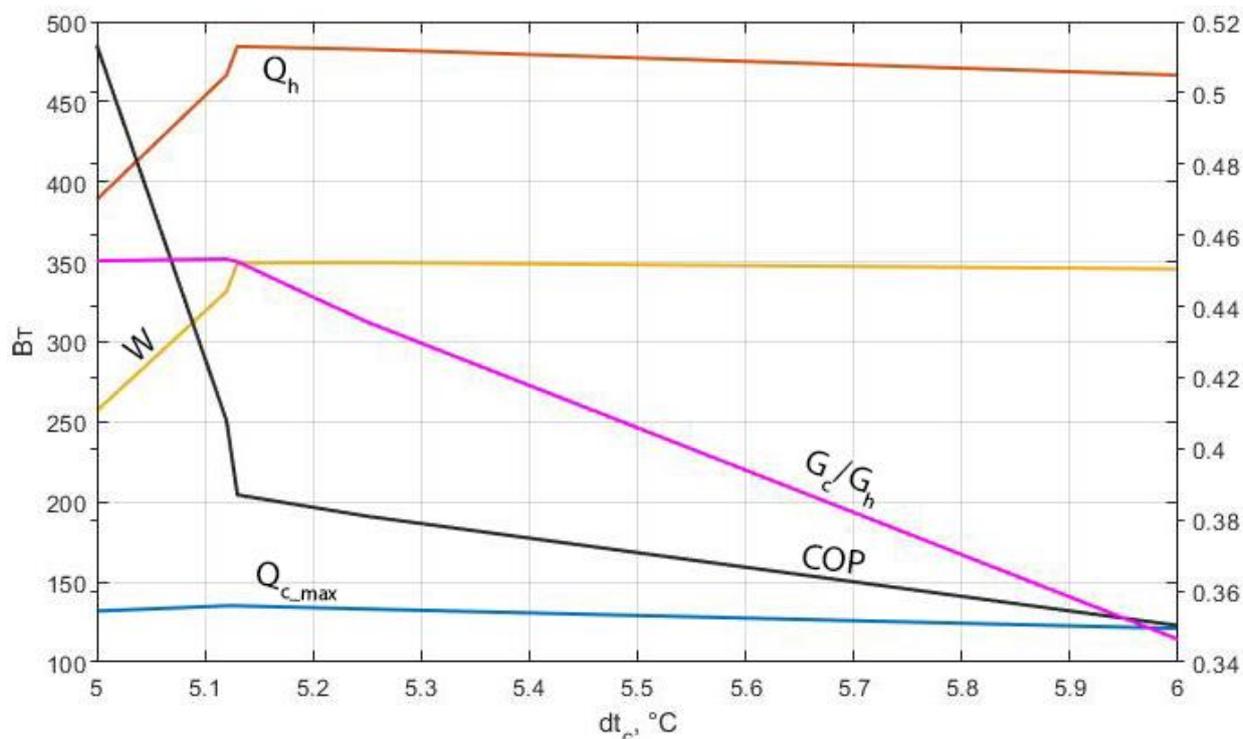


Рисунок 2. Зависимость параметров режимов работы варианта ЭК (3x3) от обеспечиваемой разницы температур в ОТЭК при $dp_{h,max}=dp_{c,max}=2$ кПа при $W \downarrow$

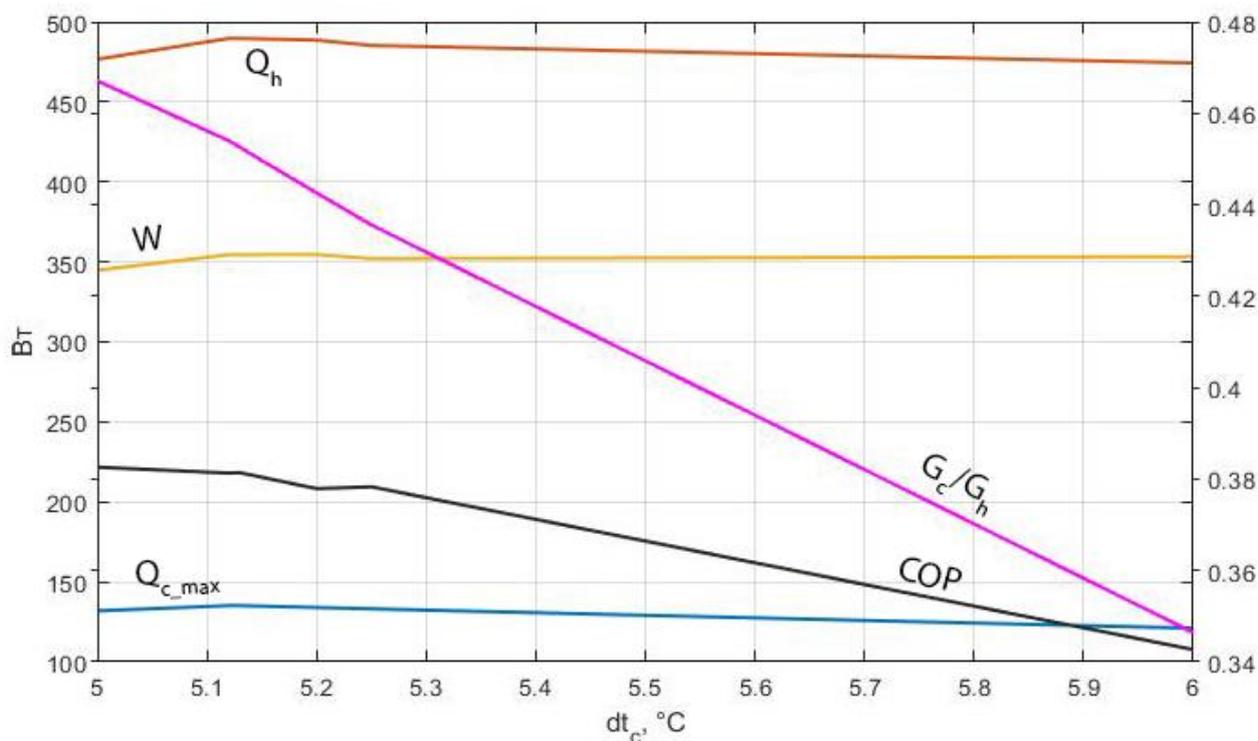


Рисунок 3. Зависимость параметров режимов работы варианта ЭК (3x3) от обеспечиваемой разницы температур в ОТЭК $dp_{h,max}=dp_{c,max}=2$ кПа при $G_h \downarrow$

Анализ полученных результатов показывает, что значение разницы температур обеспечиваемой в ОТЭК, при котором достигается максимальная холодопроизводительность действительно зависит от компоновки ячеек в ЭК. Так, расположение трёх ячеек вдоль ОТЭК, без изменения длины продувочного

тракта смещает значение этой разницы температур в сторону увеличения – в 3.08 раза, а значение максимальной холодопроизводительности увеличивается в 2.44 раза. Такое непропорциональное увеличение этих величин связано с тем, что в силу увеличения протяжённости ОТЭК, доля потерь давления на трение воздушного потока увеличилась, что привело к падению значения расхода воздуха через ОТЭК, соответствующего ограничению потерь давления в 2 кПа с 39.84 кг/ч до 31.58 кг/ч (в 0.79 раз). При варианте троекратного увеличения длины ПТЭК, при неизменной длине охлаждающего тракта относительно единичной ячейки искомое значение разницы температур смещается в сторону уменьшения (в 0.68 раз), однако холодопроизводительность при этом увеличивается (в 2.04 раза), что связано с увеличением расхода воздуха (39.84 кг/ч → 119.73 кг/ч – в 3.01 раза), способного пройти через ячейку по ОТЭК с заданным ограничением потерь давления, в следствие увеличения площади входного сечения тракта. В случае одновременного троекратного увеличения обоих трактов искомое значение разницы температур, максимальная холодопроизводительность и расходы воздуха по трактам смещаются в сторону увеличения, хоть и с меньшим темпом, чем в случае увеличения протяженности только одного из двух трактов – в 2.15 раза, максимальная холодопроизводительность ($Q_{с_max}$) в 5.09 раз, с увеличением расхода в 2.37. Также следует обратить внимание на соотношение расходов воздуха в трактах при разнице температур, достигаемой в ОТЭК, соответствующей максимальной холодопроизводительности: в случае удлинения ОТЭК существенно возрастает потребный расход воздуха в ПТЭК, что ведет к уменьшению их соотношения до 0.11; обратный эффект достигается при удлинении ПТЭК и неизменной длине ОТЭК, относительно единичной ячейки до 1.72; при одинаковом увеличении длин обоих трактов соотношение расходов воздуха остаётся практически неизменным, хоть их величины и возрастают в 2.37 раза по ОТЭК и в 2.18 раза по ПТЭК.

Библиографические ссылки

1. 1.Термоэлектрические модули для промышленного применения, элементы Пельтье [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://kryothermtec.com/ru/thermoelectric-coolers-for-industrial-applications.html> - Заглавие с экрана. – (Дата обращения: 24.07.2018)
2. 2. Исанина А.П., Нягулов М.Р. Разработка охлаждающего элемента кондиционера. НАУКА. ТЕХНОЛОГИИ. ИННОВАЦИИ //Сборник научных трудов в 9 ч. / под ред. Гадюкиной А.В. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2018. Часть 9., С 58-61.

ASSESSMENT OF VARIANTS OF ELECTRICAL AIR CONDITIONER UNITS BASED ON THE PELTIE MODULE

*Isanina Anastasiya Pavlovna*¹, associate professor

*Nyagulov Mikhail Romanovich*², construction engineer

¹Novosibirsk State Technical University,

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

²Public company Research and production association «Nauka»,
estate 2, Yamskogo polya 3rd str., Russia, 125040, Moscow

Isanina A. P., email yatsan@ngs.ru

The address for correspondence: *Isanina Anastasiya Pavlovna*,
Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx Ave., 20

Abstract.

In this paper model of the units of the electric air conditioner (EC) based on the Peltier module has been designed. The influence of cell combinations to the cooling efficiency has been evaluated.

Keywords: cooling efficiency, Peltier effect, electric air conditioner, heat transfer.

ДИНАМИКА ГАЗОВЫХ ПУЗЫРЕЙ В КАНАЛЕ С ВНЕЗАПНЫМ РАСШИРЕНИЕМ

Евдокименко Илья Анатольевич^{1,2};

научный руководитель: канд. техн. наук, с.н.с. Лобанов Павел Дмитриевич²

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)061-99-23

²Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Новосибирск, пр-т Академика Лаврентьева, 1.

Евдокименко И.А., e-mail ilia.evdokimenko96@gmail.com

Лобанов П.Д., e-mail lobanovpd@gmail.com

Адрес для корреспонденции: Евдокименко Илья Анатольевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)061-99-23

Аннотация

Проведены измерения скорости пузырей и локального газосодержания в пузырьковом турбулентном течении за внезапным расширением щелевого канала. С помощью метода лазерной доплеровской анемометрии были получены данные по распределению скорости жидкости. Была проведена скоростная видеосъемка потока. Было выяснено, что при увеличении расстояния от уступа, наблюдается снижение скорости пузырей, так же, как и несущей их жидкости. Проведено исследование распределения локального газосодержания за уступом. Наблюдается тенденция к увеличению локального газосодержания при увеличении расстояния от уступа.

Ключевые слова

Отрывное течение; уступ; лазерная доплеровская анемометрия; локальное газосодержание; пузырь; скорость пузырей; газожидкостный поток.

Двухфазные пузырьковые потоки широко распространены в химических технологиях, энергетике и других технических приложениях. Как правило, такие потоки являются турбулентными со значительным межфазным взаимодействием между жидкой фазой и пузырьками. Они могут быть осложнены разделением потока, полидисперсностью газовой фазы, фрагментацией, коалесценцией пузырьков и межфазным теплообменом. Правильное моделирование распределения пузырьков по каналу или участку трубы имеет большое значение для безопасной эксплуатации и прогнозирования различных сценариев аварийных ситуаций в элементах энергетического оборудования.

Наряду с теплопереносом между стенкой трубы и газожидкостной системой еще одним осложняющим фактором является наличие отрыва потока

при внезапном расширении канала. Рециркуляционное движение, образующееся при отрыве потока, во многом определяет структуру турбулентного потока и оказывает существенное влияние на интенсивность передачи импульса, массы и тепла. Плоский канал с внезапным расширением - одна из самых простых систем, в которой такие эффекты могут быть исследованы.

На данный момент в отечественной и зарубежной литературе имеются данные по измерению потерь давления, структуры течения [1, 2], турбулентности жидкой фазы и распределения концентрации пузырьков по сечению трубы или канала за внезапным расширением. Работы, посвященные исследованию теплообмена между двухфазной пузырьковой системой и стенкой канала или трубы в отрывном газожидкостном потоке, практически отсутствуют в литературе. Цель работы – получение данных о гидродинамике пузырькового потока в канале с внезапным расширением.

В ходе экспериментов были получены данные о распределении скорости отдельных пузырей в области за внезапным расширением плоского горизонтального канала с высотой ступеньки $H=12$ мм, на расстоянии от зоны расширения до $14H$. Для измерения распределения скорости жидкости использовался метод лазерной доплеровской анемометрии, для визуализации процесса – метод скоростной видеосъемки. Измерения распределения скорости проводились при $Re_H=6640$ и $Re_H=9300$. Были получены распределения профилей скоростей для разных расстояний от уступа. Выяснено, что при увеличении расстояния от уступа происходит снижение скорости, как газовой фазы, так и самой жидкости. Стоит отметить, что переход пузырей в отрывной зоне потока к более криволинейной траектории, возможно, был вызван высокой степенью возмущения потока.

Работа проведена при поддержке гранта РФФИ 18-08-00477.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Aloui F., Souhar M. Experimental study of a two-phase bubbly flow in a flat duct symmetric sudden expansion. Part I: Visualization, pressure and void fraction // Int. J. Multiphase Flow. 1996a. V. 22. P. 651–665; 1996b. V. 22. P. 849–861.

2. Ahmed W.H., Ching C.Y., Shoukri M. Development of two-phase flow downstream of a horizontal sudden expansion // Int. J. Heat Fluid Flow. 2008. V. 29. P. 194–206.

DYNAMICS OF GAS BUBBLES IN THE CHANNEL WITH SUDDEN EXPANSION

Evdokimenko Ilya Anatolevich^{1,2}, research adviser: *Ph.D. (Engineering), senior researcher Lobanov Pavel Dmitrievich*²

¹Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)061-99-23

²Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 630090, Novosibirsk, Ac. Lavrentiev Av., 1.

Evdokimenko I.A., e-mail ilia.evdokimenko96@gmail.com

Lobanov P.D., e-mail obanovpd@gmail.com

Address for correspondence: Evdokimenko Ilya Anatolevich, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)061-99-23

Abstract

In this paper, we measured the velocity of bubbles and local void fraction in a bubbly turbulent flow after a sudden expansion of the slot channel. The method of laser Doppler anemometry was used to measure the velocity distribution before and after the channel expansion. High-speed video filming was performed. It was found that with increasing distance from the step, there is a decrease in the speed of the bubbles, as well as carrier fluid. The distribution of local void fraction behind the expansion of the channel was studied. There is a tendency to increase the local gas content with increasing distance from the step.

Keywords

Sudden Expansion, laser Doppler anemometry, gas rate, bubble, bubble velocity, gas-liquid flow.

**ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОТОКОВ В МАКЕТЕ
КАТАЛИТИЧЕСКОГО РЕАКТОРА ДОЖИГА ЛЕТУЧИХ
ОРГАНИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ**

*Какаулин Сергей Витальевич^{1,2}, научный руководитель: канд. техн. наук,
Кабардин Иван Константинович²*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)454-36-81

² Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Новосибирск,
пр-т Академика Лаврентьева, 1.

Какаулин С.В., email kakaulin_sergei@mail.ru

Кабардин И.К., e-mail kabardin@itp.nsc.ru

Адрес для корреспонденции: Какаулин Сергей Витальевич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (923)703-37-52

Аннотация

В данной работе рассмотрен аэродинамический стенд, который является актуальным решением в проблеме загрязнения атмосферы летучими органическими соединениями. Дано описание макета распределителя газового потока и функциональных блоков. Выполнено измерение профиля скорости с помощью невозмущающего метода лазерной доплеровской анемометрии. Выявлены проблемы распределения потока после поворотного устройства. Разработаны корректирующие поток крыловидные профили. Выполнено сравнение профилей скорости после поворота при различных значениях массового расхода. Достигнута коррекция распределения поля скорости после поворотного устройства в макете распределителя газовых потоков каталитических реакторов окисления летучих органических соединений.

Ключевые слова

Летучие органические соединения, каталитический картридж, вихревая зона, пристенная струя, рециркуляционная область, направляющие лопатки, гидравлическое сопротивление.

Проблема загрязнения атмосферы летучими органическими соединениями стоит на повестке дня в области экологической безопасности. Поэтому создание компактных, энергоэффективных каталитических установок для обезвреживания газовых выбросов от вредных летучих органических соединений является весьма актуальной задачей.

Каталитический картридж выступает ключевым компонентом таких установок. Эффективность его работы обеспечивается за счет подачи в картридж газового потока с равномерным полем скоростей.

Для эффективного распределения газового потока в каталитической установке разработан и создан макет распределителя газовых потоков и аэродинамический измерительный стенд для его испытаний. Из-за наличия поворотного устройства вследствие искривления течения потока на поток действуют центробежные силы, направленные от центра кривизны к внешней стенке воздуховода распределителя газовых потоков [1]. Это воздействие обуславливает образование интенсивного струйного течения у внешней стенки и образование вихревой зоны, распространяющейся от поворота до каталитического картриджа [2]. Такой характер течения сокращает сечение основного потока и существенно ослабляет эффективность работы каталитического картриджа.

Сбор данных и контроль поля скорости производился методом Лазерной доплеровской анемометрии. Профиль скорости после поворота при различных значениях массового расхода изображены на рисунке 1.

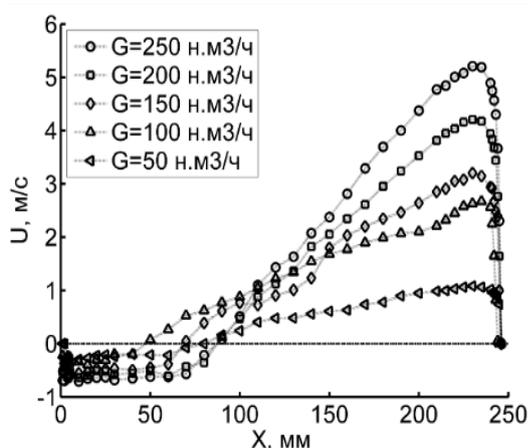


Рис. 1. Распределение скорости после поворота в отсутствие направляющих лопаток при различных значениях массового расхода

Наблюдается образование мощной пристенной струи и рециркуляционной области.

Для создания управляющих потоком лопаток выравнивающих профиль скоростей перед каталитическим картриджем применялся метода быстрого прототипирования на основе 3D-печати.

Выполнение коррекции течения газа в макете началось с модернизации экспериментального стенда посредством размещения в нем специально изготовленных управляющих потоком лопаток. Направляющие лопатки плавно поворачивали поток, обеспечивая тем самым равномерное поле скорости на каталитическом картридже и снижение гидравлического сопротивления.

Выбор координаты расположения и угла поворота каждой лопатки был сделан экспериментально путем итерационного перебора конфигураций крыловидного профиля. Конфигурация из шести направляющих лопаток даёт необходимое распределение скорости перед каталитическим картриджем, убирая зону возвратного течения и пристенную струю. Конечный вариант распределения газового потока в макете изображен на рисунке 2.

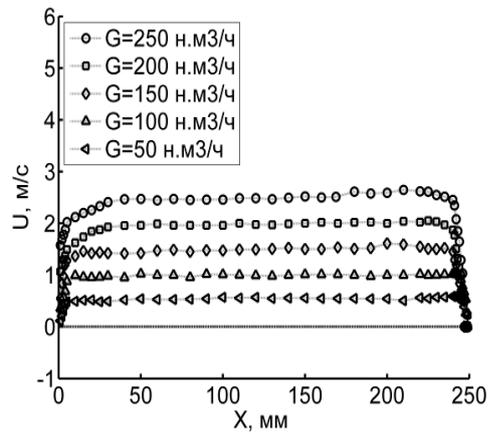


Рис. 2. Итоговое распределение газового потока

Библиографический список:

1. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. 3 изд. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.
2. В. S. Bal`zhinimaev, E. A. Paukshtis, A. N. Zagoruiko / Glass Fiber Catalysis: Novel oxidation Catalysis and Catalysis technologies for environmental protection // Catalysis Today. 2010. Vol. 151, № 3. P. 195–199.

INVESTIGATION OF AERODYNAMIC FLOWS IN THE EXPERIMENTAL MODEL OF CATALYTIC REACTOR OF THE EFFECT OF VOLATILE ORGANIC COMPOUNDS

Kakaulin Sergei Vitalievich^{1,2}, research adviser: *Ph.D., Kabardin Ivan Konstantinovich*²

¹ Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)454-36-81

² Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 630090, Novosibirsk, Ac. Lavrentiev Av., 1.

Kakaulin S.V., e-mail kakaulin_sergeri@mail.ru

Kabardin I.K., e-mail kabardin@itp.nsc.ru

Address for correspondence: Kakaulin Sergei Vitalievich, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (923)703-37-52

Abstract

In this paper, the aerodynamic stand, which is the actual solution to the problem of atmospheric pollution with volatile organic compounds, was considered. A description of the layout of the gas flow distributor and functional blocks is given. The velocity profile using a non-perturbing method of laser Doppler anemometry was measured. Problems of flow distribution after the rotator were identified. A flow-adjusting pterygoid profile has been developed. Comparison of velocity profiles after rotation at different values of mass flow rate was performed. Correction of the velocity field distribution after the rotator in the layout of the distributor of gas flows of catalytic oxidation reactors of volatile organic compounds was achieved.

Keywords

Volatile organic compounds, catalytic cartridge, vortex zone, wall jet, recirculation region, guide vanes, hydraulic resistance.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА ПРОДВИЖЕНИЯ ФРОНТА КРИСТАЛЛИЗАЦИИ ОТ ОХЛАЖДАЕМОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СТЕНКИ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ СЛОЕ ЖИДКОСТИ

Михайлов Арсений Владимирович¹; Бердников Владимир Степанович^{1,2}

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (903)934-10-29

²Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. ак. Лаврентьева, 1

Михайлов А.В., email: senya_mik@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Михайлов Арсений Владимирович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (903)934-10-29

Аннотация.

На физической модели метода горизонтальной направленной кристаллизации проведены экспериментальные исследования затвердевания гептадекана на охлаждаемой вертикальной стенке. С использованием тепловизора и термопар в процессе продвижения фронта кристаллизации измерены распределения температуры на свободной поверхности. Используя цифровую видеосъемку, исследована зависимость формы фронта кристаллизации от времени.

Ключевые слова: методы направленной кристаллизации, гептадекан, фронт кристаллизации, тепловизор

1. Введение

Одним из основных методов получения монокристаллов из расплавов является метод направленной горизонтальной кристаллизации (ГНК). В нем, как и в остальных методах, плохо изучено влияние сопряженного конвективного теплообмена на формы фронтов кристаллизации [1-3]. От этих процессов теплообмена зависит темп кристаллизации, форма фронта кристаллизации и поля температуры в твердом теле. Эти факторы определяют качество полученных монокристаллов. Изучать гидродинамику расплавов и измерять распределения температуры в высокотемпературных расплавах практически невозможно. Поэтому основными методами изучения процессов конвективного теплообмена являются физическое и численное моделирование [1-3]. Объясняется это тем, что тепловой узел закрыт многослойной системой экранов для снижения потерь тепла. Измерять распределения температуры на свободных поверхностях расплавов, используя оптические методы, часто практически невозможно. Высокотемпературные расплавы, как правило, агрессивны. Внесение термопар недопустимо, так как они могут расплавиться, а использование защитных оболочек приводит к искажению данных. Используя физические модели методов кристаллизации можно подробно изучить процесс

не только качественно, но и количественно, особенно при совпадении чисел Прандтля жидкости-имитатора и расплава, используя современные методы измерений. Данная работа посвящена исследованию продвижения фронта кристаллизации легкоплавкого вещества как жидкости-имитатора расплавов в горизонтальном контейнере при помощи тепловизора и цифровой видеосъемки. На свободной границе жидкости и на стенках контейнера температура измерялась также микротермопарами.

2. Методика эксперимента

Работа была проведена на установке, схема рабочего участка которой показана на рис. 1. По торцам кюветы слой жидкости ограничен «холодной» и «теплой» вертикальными стенками. Температура горячей стенки поддерживается выше температуры кристаллизации гептадекана с помощью прокачки воды из термостата. Противоположная стенка охлаждается Пельтье-модулем. С горячей стороны термоэлектрического модуля тепло отводилось радиатором с охлаждением водой из термостата. После включения тока через модуль и начала охлаждения стенки создается продольный градиент температуры. При достижении температуры ниже температуры кристаллизации гептадекана формируется фронт кристаллизации. Температура вертикальных стенок контролировалась термопарами. Поля температуры на свободной поверхности жидкости измеряются тепловизором FLIR X6350sc. Через боковую прозрачную стенку кюветы цифровой камерой, снят процесс продвижения фронта кристаллизации. Обработка видео фильма позволила определить формы фронта кристаллизации в процессе его продвижения.

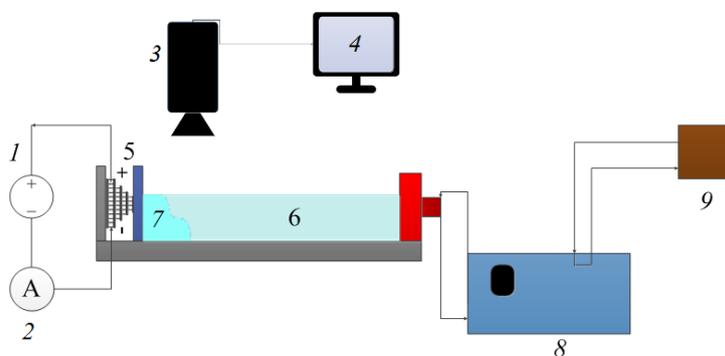


Рис. 7. Схема экспериментальной установки:

1,2 – источник питания; 3,4 – тепловизор; 5 – охлаждающий Пельтье-модуль; 6 – кювета с гептадеканом; 7 – кристаллизованный гептадекан; 8,9 – термостат.

3. Результаты эксперимента

На рис. 2 представлены зависимости температуры от времени, измеренные термопарами, расположенными на свободной поверхности расплава гептадекана и на различных расстояниях от холодной стенки. Нагретая торцевая стенка поддерживалась при постоянной температуре за счет прокачки воды из термостата с температурой 25°C. На рис. 3 представлены поля изотерм в разных масштабах, построенные при компьютерной обработке тепловизионного фильма. Цифрами указаны значения температуры в градусах

Цельсия. Положение фронта кристаллизации обозначено чёрной жирной линией. Видно, что фронт кристаллизации продвинулся примерно на 10 мм при заданном перепаде температуры $\Delta T = 19^\circ\text{C}$ за время $\Delta t = 3312$ секунд. Полученные данные позволяют сравнить термопарный и тепловизионный способ измерения температуры. Обработка тепловизионного фильма позволила построить распределения температуры на свободной поверхности в зависимости от времени (рис.4). На рис.5 показана эволюция формы фронта кристаллизации во времени, полученная при обработке цифрового видеофильма. Здесь отчетливо видно влияние натекающего нагретого расплава в верхней части фронта. В эксперименте на форму фронта влияет также наличие мениска на смачиваемой холодной стенке. Также заметно влияние конечной теплопроводности дна кюветы.

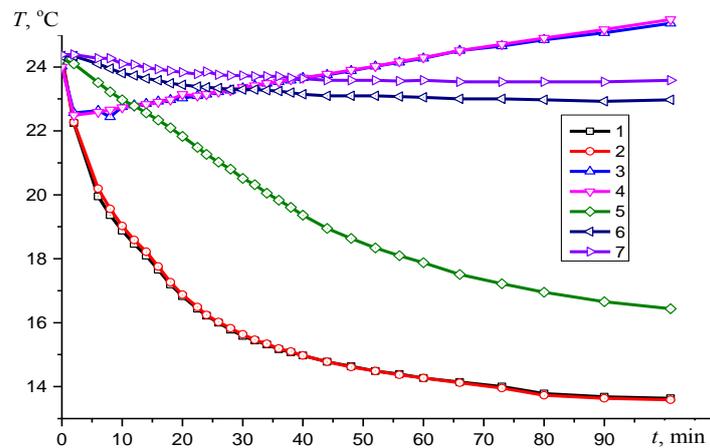


Рис. 2. Значения температуры от времени полученные с термопар расположенных: кривая 1, 2 – на охлаждаемой стенке; 3, 4 – на противоположной стенке; 5, 6, 7 – вдоль поверхности на разных расстояниях от охлаждаемой стенки 30 мм, 16 мм, 3 мм соответственно.

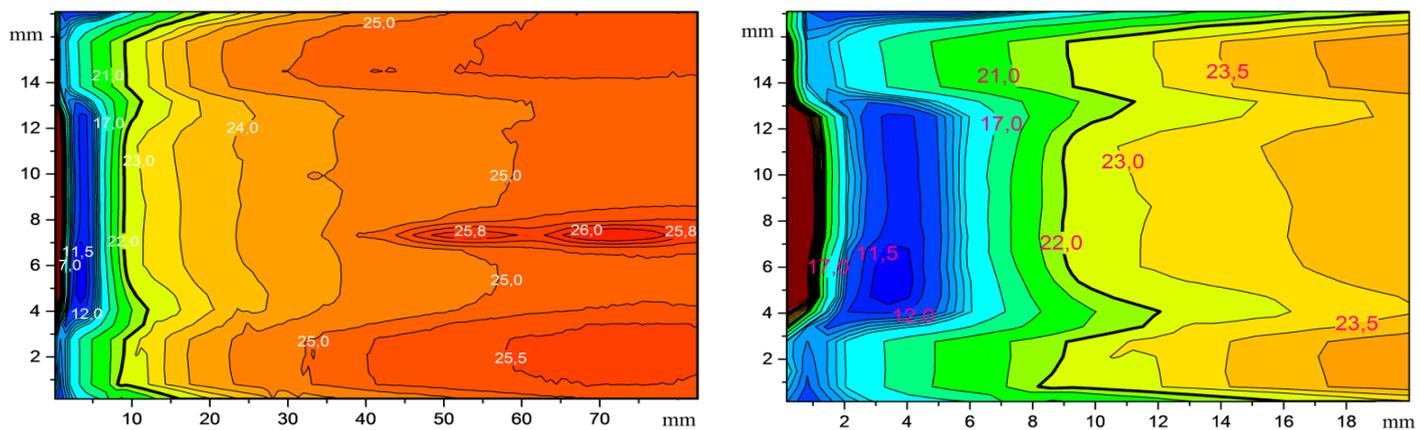


Рис. 3. Поля изотерм на поверхности расплава и боковых стенках кюветы (по длине 70 мм и вблизи фронта кристаллизации)

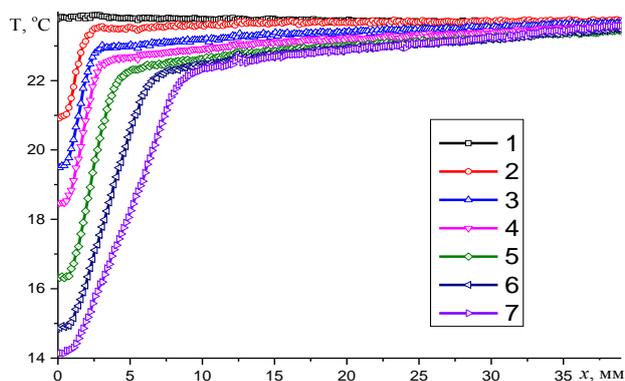


Рис.4. Значение температуры вдоль поверхности по центру кюветы, усреднённое в полосе 2 мм: 1 – 3,8 мин. до начала кристаллизации; 2 – начало; 3 – 4,4 мин. после начала; 4 – 9,6 мин. после начала; 5 – 23,9 мин. после начала; 6 – 51,4 мин. после начала; 7 – 98,4 мин. после начала.

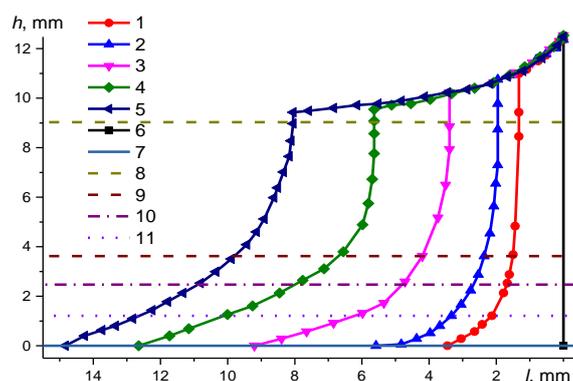


Рис. 5. Форма закристаллизовавшегося гептадекана в разные моменты времени: 1 – $t = 8.2$ мин; 2 – $t = 13.4$ мин; 3 – $t = 27.7$ мин; 4 – $t = 55.2$ мин; 5 – $t = 102.2$ мин; 6 - медная стенка; 7 - дно кюветы; 8 - уровень жидкости без мениска.

4. Выводы

Экспериментально исследованы нестационарные поля температуры на свободной поверхности расплава гептадекана после включения охлаждения вертикальной стенки контейнера и начала процесса кристаллизации на физической модели выращивания кристаллов методом ГНК. С использованием тепловизора изучена монотонная зависимость от времени полей температуры на свободной поверхности. Обработка тепловизионных фильмов позволила получить распределения температуры вдоль свободной поверхности в различные моменты времени. Построены поля изотерм на свободной поверхности. С помощью термопар получены зависимости температуры от времени в дискретных точках. Сравнены тепловизионный и термопарный метод измерения температуры. Полученные данные будут использованы для планирования дальнейших экспериментов и как тест результатов численного моделирования кристаллизации гептадекана при тех же граничных условиях.

Библиографический список:

1. Мюллер Г. Выращивание кристалла из расплава. – М.: Мир, 1991. – 143 с.
2. Багдасаров Х.С., Горяинов Л.А. Тепло- и массоперенос при выращивании монокристаллов направленной кристаллизацией. – М. ФИЗМАТЛИТ, 2007. – 224 с.
3. Бердников В.С., Кислицын С.А., Митин К.А. Численное моделирование процессов роста кристаллов методом горизонтальной направленной кристаллизации из расплавов с различными числами Прандтля // Известия РАН. Серия Физическая. – 2017. Т. 81, № 10. - С. 1389–1394.

**EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE PROCESS OF
CRYSTALLIZATION FRONT PROPAGATION FROM A COOLED
VERTICAL SIDE IN A HORIZONTAL FLUID LAYER**

*Mikhailov Arseniy Vladimirovich*¹; *Berdnikov Vladimir Stepanovich*^{1,2}

¹Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. (903)934-10-29

²Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 630090, Russia, Novosibirsk, Ak. Lavrentiev Ave., 1

Mikhailov A.V., email: senya_mik@ngs.ru

Berdnikov V.S., email: berdnikov@itp.nsc.ru

Address for correspondence: Mikhailov Arseniy Vladimirovich,
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, tel. +7(903)934-10-29

Abstract.

The experimental research of heptadecane solidification on a cooled vertical wall is carried out on a physical model of the horizontal directional crystallization method. The wall was cooled by a thermoelectric Peltier module. On the hot side of the module, the heat was removed by a radiator with cooling water from a thermostat. The temperature distributions on free surface are measured during crystallization front propagation process using thermal imager and thermocouples. The isotherm fields of the free surface were constructed. The temperature dependences on time at discrete points were obtained using thermocouples. Thermal imaging and thermocouple measurement methods were compared. The time dependence of crystallization front form was investigated using digital video recording. The obtained data will be used for planning further experiments as a test of the results of numeral simulation of heptadecane crystallization under the same boundary conditions.

Keywords:

Directional crystallization methods, heptadecane, crystallization front, thermal image

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАЗВИТИЯ И ТЕПЛООБМЕНА ПРИСТЕННОЙ СТРУИ ВО ВСТРЕЧНОМ ПОТОКЕ

*Очередько Артем Игоревич^{1,2}, научный руководитель: д-р физ.-мат. наук,
проф. РАН, в.н.с. Пахомов Максим Александрович²*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)454-36-81

² Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 630090, Новосибирск,
пр-т Академика Лаврентьева, 1.

Очередько А.И., e-mail artemocheredkoartem@ngs.ru

Пахомов М.А., e-mail pakhomov@ngs.ru

Адрес для корреспонденции: Очередько Артем Игоревич, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. (913)454-36-81

Аннотация

Был проведен литературный обзор, на предмет актуальности и сфер применения данного способа защита. Разработана математическая модель с соответствующими граничными условиями и создана вычислительная сетка в открытом пакете программ OpenFOAM. Выполнено численное исследование влияния параметра вдува, температур основного и вторичного потоков и высоты плоской щели на структуру течения и тепловую эффективность встречной струи. Сделаны выводы об эффективности процесса тепловой защиты стенки в широком диапазоне температур. Рассмотрен широкий диапазон параметров вдува и отмечено его влияние на характеристику защиты стенки.

Ключевые слова

Численное моделирование, OpenFOAM, пленочное охлаждение, тепловая эффективность, параметр вдува, структура потока, основной поток, вторичный поток.

Тепловая защита стенки от воздействия более горячего потока с помощью пристенных газовых завес является актуальной и важной задачей при разработке различных машин и установок. Цель данной работы – провести численное исследование структуры течения и теплообмена при подаче пристенного охладителя навстречу более горячему потоку через плоскую щель при вариации основных параметров основного и вторичного потоков.

Для численного моделирования использовался пакет программ OpenFOAM. Для описания динамики и теплопереноса в однофазном воздушном потоке используется система двумерных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Турбулентность газовой фазы

моделируется с использованием двухпараметрической модели турбулентности.

В данной работе изучен процесс теплового смешения встречной пристенной струи с газовым потоком, определена эффективность тепловой защиты адиабатной стенки в направлении движения струи. Выполнено моделирование влияния основных термогазодинамических характеристик пристенной газовой струи на величину тепловой эффективности в плоском канале. По мере приближения к области встречного вдува, профиль продольной скорости газа становится менее заполненным. Затем приходит область, где скорость вторичного течения у стенки меняет свое направление и начинает двигаться вместе с основным потоком нагретого газа. Происходит локальное увеличение продольной скорости потока за счет процесса смешения основного и вторичного течений.

Пристенная струя довольно быстро тормозится из-за интенсивного процесса смешения с основным встречным потоком, имеющего существенно большее значение массовой скорости. Взаимодействие пристенной струи со встречным потоком, ее поворот и формирование зоны циркуляции является результатом значительной турбулентности потока. При этом рост теплообмена может регулироваться интенсивностью противоточной струи. В плоском канале противоточная пристенная струя может увеличить теплообмен между стенкой канала и потоком газа в 2-3 раза вдоль всей поверхности за местом введения. Проведено сопоставление с данными измерений и получено удовлетворительное согласие как по осредненной структуре течения, так и по теплообмену.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Волчков Э.П. Пристенные газовые завесы. Новосибирск: Издательство «Наука», 1983. – С. 22-23.
2. Лебедев В.П., Низовцев М.И., Терехов В.И. Распространение пристенной струи во встречном потоке // ПМТФ. 1991, № 2. С. 95–100.
3. Volchkov E.P., Lebedev V.P., Nizovtsev M.I., Terekhov V.I. Heat transfer in a channel with a counter-current wall jet injection // Journal of Heat Mass Transfer 1995. Vol. 38. № 14. pp. 2677–2687.

NUMERICAL MODELING OF THE DYNAMICS OF DEVELOPMENT AND HEAT TRANSFER OF A WALL JET IN A GLOBAL FLOW

Ocheredko Artem Igorevich^{1,2}, research adviser: D.Sc., Professor RAS, leading researcher Pakhomov Maksim Alexandrovich²

¹ Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)454-36-81

² Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, 630090, Novosibirsk, Ac. Lavrentiev Av., 1.

Ocheredko A.I., e-mail artemocheredkoartem@ngs.ru

Pakhomov M.A., e-mail pakhomov@ngs.ru

Address for correspondence: Ocheredko Artem Igorevich, Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx av., 20, tel. (913)454-36-81

Abstract

A literature review on the subject of relevance and application of this method of protection was performed. A mathematical model, corresponding boundary conditions and computational grid have been developed using free OpenFOAM software package. A numerical study of the effect of the blowing ratios, the temperatures of the main and secondary flows, and the height of the flat injection slot on the flow structure and thermal efficiency of the counter-current flow is carried out. The thermal efficiency of the processes along the length of the flat duct has been predicted. Conclusions about the efficiency of the process of thermal protection of the wall in a wide range of temperatures were made.

Keywords

Numerical simulation, OpenFOAM, film cooling, thermal efficiency, blowing ratio, structure of the flow, main flow, secondary flow.

СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА: ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА МЕЖДУ «ЯДРОМ» И «ОБОЛОЧКОЙ»

Гравит Анастасия Ивановна, студент; Хромова Ирина Владимировна, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

Гравит А.И., e-mail: anastasiya_gravit@mail.ru

Хромова И.В., email xromova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

Аннотация

В работе представлена методика расчета тепловых процессов в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда» в условиях низких температур с учетом внутренних источников и переноса тепла между расчетными элементами и слоями. Представлена методика расчета процессов комбинированного теплообмена, которая позволяет получить локальные теплофизические параметры системы «человек – тепловая защита – окружающая среда» с учетом пассивной и активной тепловой защиты, а так же теплофизических и геометрических свойств расчетных элементов в широком диапазоне параметров окружающей среды. Описана схема совместной работы кровеносной системы и системы термостабилизации человека, которая позволяет рассчитывать массовый расход теплоносителя (крови) на расчетные элементы. Исследовано влияние переноса тепла с током теплоносителя между расчетными элементами и слоями на тепловые процессы в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда». Анализ получаемых результатов позволяет качественно и количественно оценить влияние перераспределения теплоносителя между «ядром» и «оболочкой» системы терморегуляции человека. Результаты исследования могут быть полезны специалистам при проектировании систем жизнеобеспечения летательных аппаратов.

Ключевые слова системы жизнеобеспечения, процессы тепломассообмена, теплоноситель, термическое сопротивление, тепловые потери, низкие температуры.

На сегодняшний день необходимость модельных исследований живых систем вытекает из ряда прикладных задач, связанных с прогнозом теплового состояния человека при действии экстремальных факторов, оценки температурного режима, поиска информативного температурного показателя и т.д. Данная задача имеет большое прикладное значение в области разработки и

оптимизации элементов систем жизнеобеспечения, направленных на обеспечение теплового комфорта для человека в рамках системы «человек – тепловая защита – окружающая среда» и разработку средств защиты. При этом наиболее сложным моментом является описание процессов переноса тепла теплоносителем (гемодинамический механизм системы терморегуляции). Часто в моделях системы терморегуляции это либо не учитывается, либо отражается при помощи эмпирических коэффициентов. Для решения этой проблемы в данной работе представлена разработанная принципиальная теплогидравлическая схема совместной работы кровеносной системы и системы термостабилизации человека.

Для моделирования работы системы термостабилизации человека применяется относительное деление объекта на «оболочку» – покровные ткани тела и «ядро» – внутренние органы и мышцы. Это многослойная многоэлементная модель, в которой каждая часть тела представлена расчетным элементом с соответствующим количеством и видом слоев.

Кровеносная система работает совместно с системой терморегуляции (СТР) и осуществляет перенос тепла от внутренних органов к поверхности тела (рис. 1).

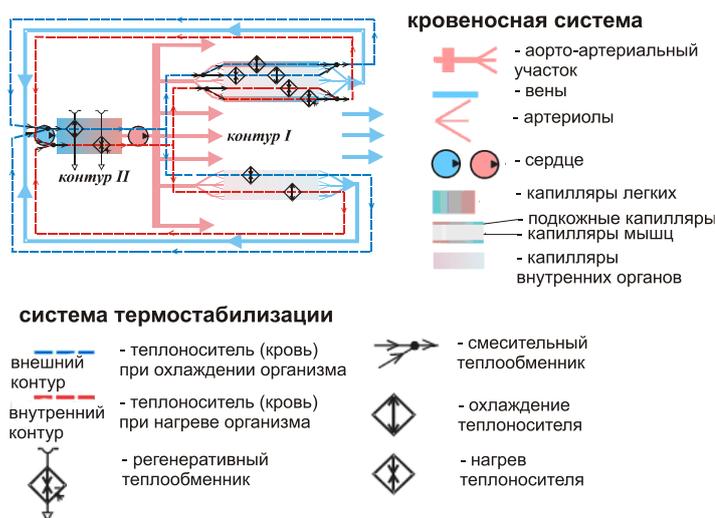


Рис. 1. Условная тепло- гидравлическая схема работы системы терморегуляции человека

Для расчета процесса охлаждения используется система нестационарных одномерных дифференциальных уравнений теплопроводности для каждого расчетного элемента (многослойной цилиндрической стенки (i)) с учетом тепловых процессов, которые происходят в каждом из его слоев [4]. Граничные условия описывают температуры и тепловые потоки на стыке слоев и заданные параметры окружающей среды. В качестве начальных условий принимается нормальная температура ядра ($36,7\text{ }^{\circ}\text{C}$). Перенос тепла теплоносителем по длине слоя (j) напрямую зависит от свойств и количества поступившего в слой теплоносителя при заданных условиях [3, 4]:

$$q_{крji} = \frac{\rho_{ij}}{m_{ij}} G_{крij} C_{Pкр} (t_{входа_{ij}} - t_{выхода_{ij}}), \quad (1)$$

где $G_{крij}$ – объемный расход теплоносителя через расчетный элемент и слой, $C_{Pкр}$ – теплоемкость теплоносителя, $t_{входа_{ij}}$, $t_{выхода_{ij}}$ – температуры теплоносителя на входе и выходе из расчетного элемента и слоя.

В расчетных элементах в зависимости от параметров внешней среды производится нагрев либо охлаждение теплоносителя. Вторая группа тепловых процессов происходит в результате смешения теплоносителей разной температуры на выходе из расчетных элементов. Таким образом, важной особенностью СТР является наличие нескольких типов расчетных элементов, связанных между собой сложной последовательно-параллельной гидравлической системой, обладающей переменными теплогидравлическими свойствами.

Предложенный подход позволяет рассчитать расход теплоносителя на расчетные элементы и оценить влияние переноса тепла между расчетными элементами и слоями на тепловые процессы в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда». В частности, установлено, что расход теплоносителя существенно перераспределяется между «ядром» и «оболочкой» в начальной стадии охлаждения, когда включается механизм «выдавливания» теплоносителя из «оболочки» с целью увеличить термическое сопротивление активной теплоизоляции (кожи и слоя подкожных капилляров СТР) и уменьшить теплотери «ядра» (рис. 2).

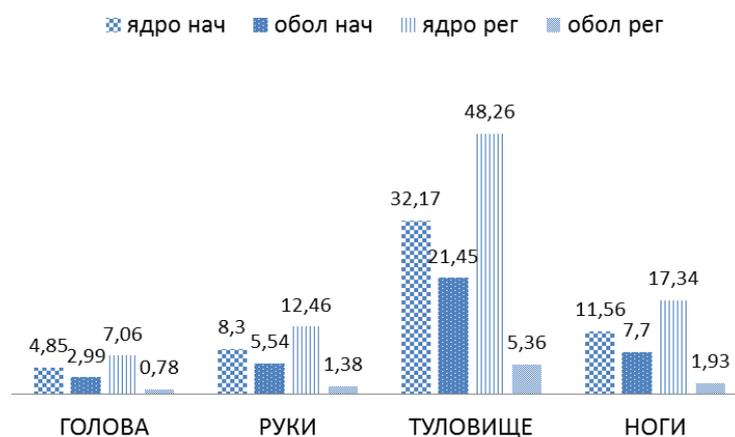


Рис. 2. Перераспределение теплоносителя между «ядром» и «оболочкой»: начальная стадия и регулярный режим

Анализ получаемых результатов позволяет качественно и количественно оценить влияние перераспределения теплоносителя между «ядром» и «оболочкой» системы терморегуляции человека, а так же оптимизировать элементы индивидуальных средств защиты от воздействия неблагоприятных температурных условий, путем внедрения дополнительных элементов в конструкцию одежды.

Библиографические ссылки

1. Курмазенко Э.А. Конструирование тепломассообменных аппаратов систем жизнеобеспечения : Учеб. пособие / Э. А. Курмазенко; Моск. авиац. ин-т им. Серго Орджоникидзе М. : Изд-во МАИ, 1991.
2. Пичулин В.С. Математическое моделирование и проектирование индивидуальных систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов : Учеб. пособие. – М.: МАИ, 2001. – 88 с.
3. Чичиндаев А. В. Теплообмен в системе «человек – окружающая среда» в условиях низких температур : монография / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. - 214 с - (Монографии НГТУ). - 3000 экз. - ISBN 978-5-7782-3492-5.
4. I.V. Khromova, Heat Exchange in “Human body - Thermal protection – Environment System,” Journal of Physics: Conference Series, 2017. doi:10.1088/1742-6596/891/1/012084.
5. Березовский В.А. Колотилов Н.Н. Биофизические характеристики тканей человека. Справочник. – Киев.: Наук. думка, 1990. – 224 с.

HUMAN THERMOREGULATION SYSTEM: THE RESEARCH OF HEAT EXCHANGE PROCESSES BETWEEN THE "CORE" AND THE "SHELL"

Gravit Anastasiia Ivanovna, student, email anastasiya_gravit@mail.ru

Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,

e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

This article examines the issues of simulation and calculating thermal processes in the “Human body -Thermal protection -Environment” system at low temperatures, taking into account internal sources and heat transfer between the calculated elements and layers. The review of the article describes the method of calculating the processes of combined heat exchange, which allows you to get local, not exceeding the selected level, thermal parameters of the system "Human body-Thermal protection - Environment" while taking into account passive and active protection, as well as thermal physical and geometric features in the calculated elements in a large range of environmental parameters that surrounds us. It provides easy to calculate the mass flow rate of the coolant (blood) on the calculated elements. The heat transferred with the coolant current between the elements of the calculation and the layers to the thermal processes in the "Human Body - Environment" system has been developed and investigated. Ultimately, this study will contribute to the specialists in the development of the aircraft life-support systems.

Keywords life support systems, heat and mass transfer processes, coolant, thermal resistance, heat loss, low temperatures.

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООБМЕНА В СИСТЕМЕ «ЧЕЛОВЕК – ОКРУЖАЮЩАЯ СРЕДА» В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ

Кан Мин Су, студент; Хромова Ирина Владимировна, к.т.н., доцент
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

*Кан М.С., email hallasan0304@gmail.com
Хромова И.В., e-mail: xromova@corp.nstu.ru*

*Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50*

Аннотация

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.

Ключевые слова моделирование, невесомость, тепловые процессы, защитная одежда.

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 теплотеря человека в условиях длительной невесомости ключевыми факторами являются недостаток двигательной активности, который ведет к потере мышечной массы, и

перераспределение теплоносителя (крови) между расчетными элементами при отсутствии гравитации. 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.

На рисунке 1 приведены значения отклонения значений минутного объема крови (в % от общего минутного объема циркулирующей крови) через потребители в процентном соотношении от нормы на Земле. Суммарный объем крови и у космонавта на 16 % меньше нормы, что приводит к уменьшению интенсивности конвективного теплообмена с током крови между «ядром» к «оболочкой». Кроме того, наблюдается значительное перераспределение крови между расчетными элементами: значительно (на 70%) увеличивается расход крови на голову и снижается на 11 % и 37% на руки и ноги соответственно. Наибольшие теплотери в температурных условиях МКС наблюдаются в мышечной группе (рис. 2).

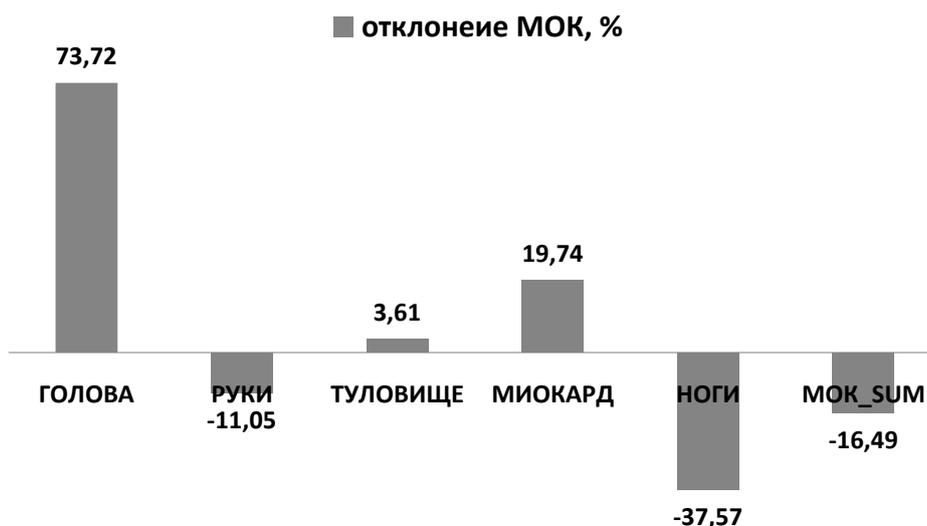


Рис. 1. Отклонения минутного объема крови (МОК) в невесомости от нормы на Земле

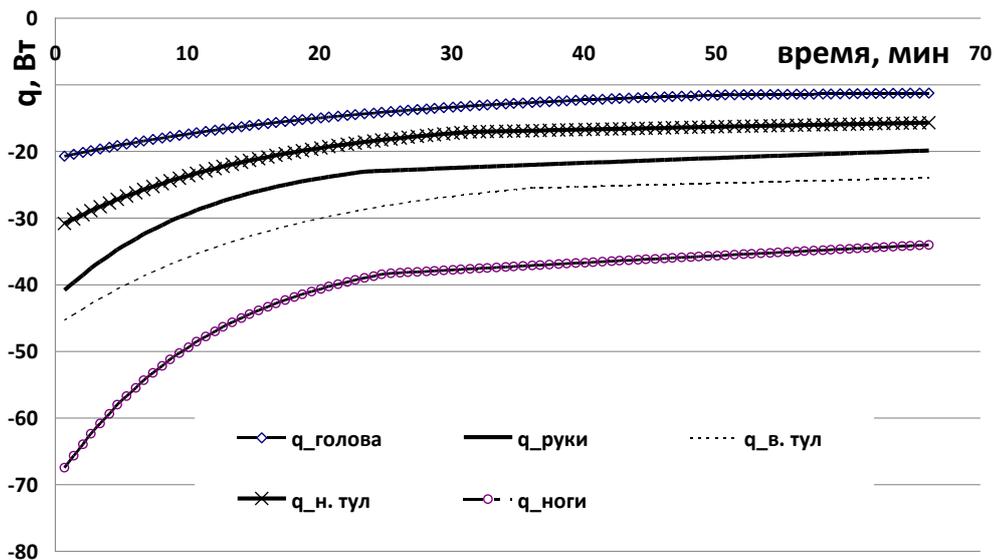


Рис. 2. Теплотери расчетных элементов при 20° С

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, высотнo-компенсирующих костюмов летчиков, спортивной одежды, а так же при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

Библиографические ссылки

1. Курмазенко Э.А. Конструирование тепломассообменных аппаратов систем жизнеобеспечения : Учеб. пособие / Э. А. Курмазенко; Моск. авиац. ин-т им. Серго Орджоникидзе М. : Изд-во МАИ, 1991.
2. Пичулин В.С. Математическое моделирование и проектирование индивидуальных систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов : Учеб. пособие. – М.: МАИ, 2001. – 88 с.
3. Чичиндаев А. В. Теплообмен в системе «человек – окружающая среда» в условиях низких температур : монография / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. - 214 с - (Монографии НГТУ). - 3000 экз. - ISBN 978-5-7782-3492-5.
4. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы

жизнеобеспечения летательных аппаратов. Серия «Учебник НГТУ». Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.

6. I.V. Khromova, A.V. Chichindaev Heat Exchange Processes Modeling in “Human body - Thermal protection - Environment” System / I.V. Khromova, A.V. Chichindaev // Proceedings of the International Conference "Aviamechanical engineering and transport" (AVENT 2018). Series:Advances in Engineering Research. - 2018. – P. 181-185, – ISBN 978-94-6252-560-3 – ISSN 2352-5401 - DOI: 10.2991/avent-18.2018.35.

7. Березовский В.А. Колотилов Н.Н. Биофизические характеристики тканей человека. Справочник. – Киев.: Наук. думка, 1990. – 224 с.

8. Основы космической биологии и медицины. Том I. Космическое пространство как среда обитания. М.: Наука, 1975. - 450 с.

9. Основы космической биологии и медицины. Том II. Книга первая. Экологические и физиологические основы космической биологии и медицины. М.: Наука, 1975. - 422 с.

HEAT EXCHANGE FEATURES OF SYSTEM “HUMAN BODY - ENVIRONMENT” IN WEIGHTLESSNESS CONDITIONS

Kan Min Su, email hallasan0304@gmail.com

*Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,
e-mail: xromova@corp.nstu.ru*

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

Abstract

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.

Keywords modeling, weightlessness, thermal processes, protective clo

ГИПОДИНАМИЯ В НЕВЕСОМОСТИ: ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА

*Краснощекова Диана Сергеевна; Хромова Ирина Владимировна, к.т.н.,
доцент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

Краснощекова Д.С., email: diana030898@mail.ru

Хромова И.В., e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Хромова Ирина Владимировна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

Аннотация

В работе описаны механизмы негативного воздействия гиподинамии на органы и основные жизненно важные системы организма человека (опорно-двигательного аппарата, кровообращения, дыхания, пищеварения). Выявлены особенности работы кровеносной системы при недостаточной физической активности, а так же в результате тяжелой формы гиподинамии. Выполнен комплекс модельных исследований для сравнения влияния гиподинамии в невесомости и на Земле. Проведен анализ способов компенсации негативного воздействия ослабления мышечной деятельности организма в зависимости от пола, возраста, типа конституции и двигательной активности, в том числе сравнивается эффективность упражнений на различные группы мышц. Отдельное исследование посвящено влиянию избытка и недостатка жировой ткани и мышечной массы на работу кровеносной системы, при нормальной физической активности и недостаточной.

Ключевые слова гиподинамия, невесомость, кровеносная система, компенсация, двигательная активность, тип конституции, организм человека, эффективность упражнений, мышечная масса, избыточный вес.

Актуальной задачей в области безопасности космических полетов является разработка средств защиты, направленных на компенсацию нарушений в организме человека в условиях длительной невесомости. В настоящее время существенно расширились границы физического состояния космонавтов, допускаемых к полетам в космос. Наряду с широкими возрастными рамками, можно выделить три характерные группы по типу двигательной активности: специалисты-операторы, бортинженеры, тренированные космонавты (например, военные летчики). Пониженная двигательная активность отрицательно сказывается на состоянии не только мышечной системы в виде атрофических изменений двигательного аппарата, но и сердечно-сосудистой, а также многих других систем организма (например,

центральная нервная система, обменные процессы).

Гиподинамия – это недостаток двигательной активности, вследствие которого снижается сила сокращения мышц, в организме происходят различные нарушения. Влияние гиподинамии во всех случаях носит только негативный характер. Наиболее сильно от воздействия гиподинамии страдают опорно-двигательная и сердечно-сосудистая системы. Снижение тонуса мышц приводит к уменьшению мышечной массы и деминерализации костной ткани, что в свою очередь ведет к нарушению осанки, смещению внутренних органов и другим негативным изменениям. Уменьшение нагрузки на ССС ведет к снижению массы и силы сердечной мышцы, нарушению обмена веществ в клетках сердца; ухудшению состояния кровеносных сосудов, а так же к уменьшению их числа. Все это создает повышенный риск развития различных сердечных патологий (таких, как инфаркт миокарда). Немаловажно отметить, что гиподинамия отрицательно сказывается и на работе головного мозга.

Наиболее эффективным способом нейтрализации негативного воздействия данных факторов являются тренажеры, формирующие заданную физическую нагрузку. Особое значение при этом имеют индивидуальные особенности организма для различных возрастов, пола, а также состояния организма: типа конституции, вида двигательной активности, веса. Очень важно при решении задачи компенсации гиподинамии и невесомости подобрать величину физической нагрузки на конкретные группы мышц.

Цель настоящей работы – исследование влияния типа двигательной активности человека, вида и величины физической нагрузки на различные группы мышц при разработке средств борьбы с гиподинамией и избыточного веса в условиях невесомости и на Земле. Особое внимание посвящено оценке степени эффективности средств компенсации отдельно для мужского и женского организма.

В работе выполнен комплекс модельных исследований воздействия гиподинамии различной степени тяжести и избыточного веса двух типов (мышечная масса и жировая ткань) на работу кровеносной системы человека. На рисунке 1 представлены расчетные данные о кровоснабжении миокарда (минутный объем крови, проходящей через миокард, в % от общего минутного объема циркулирующей крови). Наблюдается снижение кровоснабжения в 1,5 ... 2 раза в зависимости от степени тяжести гиподинамии и наличия избыточного веса по жировой ткани. Так же в результате исследования выявлены особенности недостатка двигательной активности на Земле и в невесомости для мужского и женского организма. Произведена оценка влияния различных типов двигательной активности, видов и интенсивности физической нагрузки для компенсации негативного воздействия гиподинамии в невесомости. Отдельно исследована эффективность различных типов тренажеров для кардио и силовых видов тренировок.

Процесс адаптации человека к невесомости более легок и достигается меньшей «физиологической ценой», чем адаптация к земной силе тяжести после длительного пребывания на околоземной орбите. Возникающие у

космонавтов во время восстановительного периода срочные и долговременные приспособительные реакции направлены на возвращение к предполетному уровню функционирования жизненно важных систем. Отдельное исследование посвящено анализу способов реабилитации космонавтов после длительных полетов. Полученные результаты могут быть полезны для расширения рамок экспериментов при разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения и программ реабилитации.

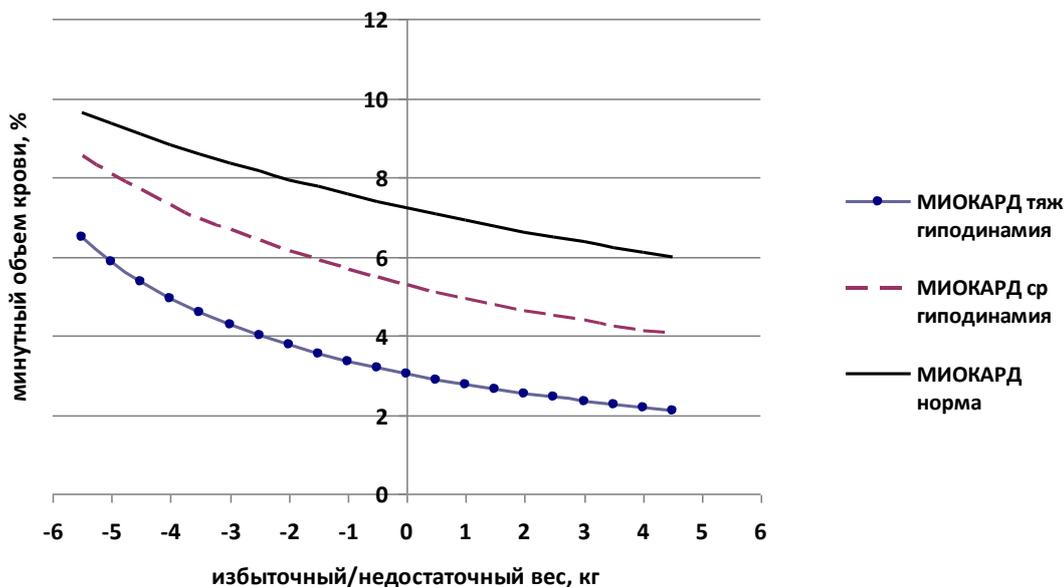


Рис. 1. Влияние степени тяжести гиподинамии и избыточного/недостаточного веса на кровоснабжение миокарда

Библиографические ссылки

1. Курмазенко Э.А. Конструирование тепломассообменных аппаратов систем жизнеобеспечения : Учеб. пособие / Э. А. Курмазенко; Моск. авиац. ин-т им. Серго Орджоникидзе М. : Изд-во МАИ, 1991.
2. Пичулин В.С. Математическое моделирование и проектирование индивидуальных систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов : Учеб. пособие. – М.: МАИ, 2001. – 88 с.
3. Чичиндаев А. В. Теплообмен в системе «человек – окружающая среда» в условиях низких температур : монография / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. - 214 с - (Монографии НГТУ). - 3000 экз. - ISBN 978-5-7782-3492-5.
4. I.V. Khromova, Heat Exchange in “Human body - Thermal protection – Environment System,” Journal of Physics: Conference Series, 2017. doi:10.1088/1742-6596/891/1/012084.
6. Березовский В.А. Колотилов Н.Н. Биофизические характеристики тканей человека. Справочник. – Киев.: Наук. думка, 1990. – 224 с.
7. Основы космической биологии и медицины. Том I. Космическое

пространство как среда обитания. М.: Наука, 1975. - 450 с.

8. Основы космической биологии и медицины. Том II. Книга первая. Экологические и физиологические основы космической биологии и медицины. М.: Наука, 1975. - 422 с.

HYPODYNAMIA IN WEIGHTLESSNESS CONDITIONS: RESEARCH INFLUENCES ON THE HUMAN BODY

Krasnoshchekova Diana Sergeevna, email: diana030898@mail.ru

Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,

e-mail: xromova@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

The work describes the mechanisms of negative effects of hypodynamia on the organs and the main vital systems of the human body (musculoskeletal system, blood circulation, respiration, and digestion). The features of the circulatory system with insufficient physical activity, as well as a result of severe hypodynamia, are revealed. A set of model studies was performed to compare the effects of hypodynamia in weightlessness and on Earth. The analysis of ways to compensate for the negative effects of weakening the body's muscle activity depending on gender, age, type of constitution and motor activity, including the effectiveness of exercise on different muscle groups. A separate study is devoted to the effect of excess and lack of adipose tissue and muscle mass on the work of the circulatory system, with normal physical activity and insufficient.

Key words physical inactivity, weightlessness, circulatory system, compensation, motor activity, type of constitution, human body, exercise efficiency, muscle mass, overweight.

ОБЗОР ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

*Сиденко Денис Евгеньевич^{1,2}, аспирант, инженер-гидравлик;
Дьяченко Юрий Васильевич¹, д.т.н., профессор*

¹Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)924-99-71

²Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.
Чаплыгина, 630051, Россия, г.Новосибирск, ул.Ползунова 21,
тел. +7(383)278-70-14

Сиденко Д. Е., email silen-den@mail.ru
Дьяченко Ю. В., e-mail: tff_nstu@rambler.ru

Адрес для корреспонденции: Сиденко Денис Евгеньевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)924-99-71

Аннотация

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.

Ключевые слова пластинчатый теплообменник; теплообменник-конденсатор; обмерзание; система кондиционирования воздуха; обмерзание; противобледенительная система..

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[1,2].

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.

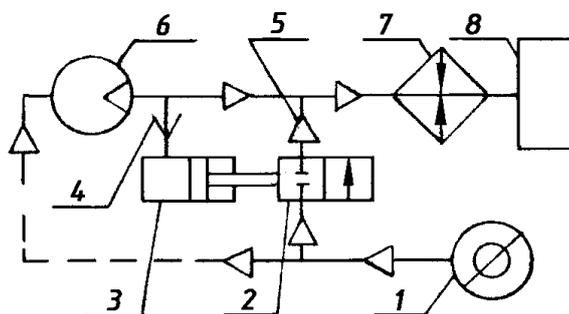


Рис.1. Противообледенительная система конденсатора *Airbus A- 310*
 1 – отбор ВВД от двигателя; 2 – запорный клапан; 3 – цилиндр пневматического управления; 4 – сигнальная линия давления; 5 – противообледенительная линия подмеса горячего воздуха; 6 – турбохолодильник; 7 – конденсатор; 8 – гермокабина

На рисунке 2 показан еще один вариант предотвращения обмерзания конденсатора (конденсатор Андерсона патент США № 1246963) [2].

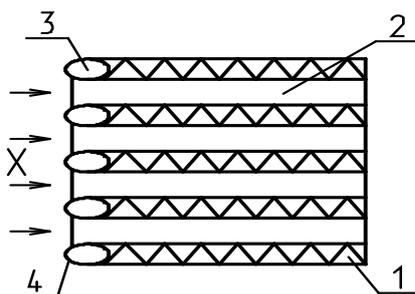


Рис.2. Противообледенительная система конденсатора Андерсона
 1 – горячий пакет; 2 – холодный пакет; 3 – подогревающая трубка – «тепловой нож»;
 4 –скругление трубки

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].

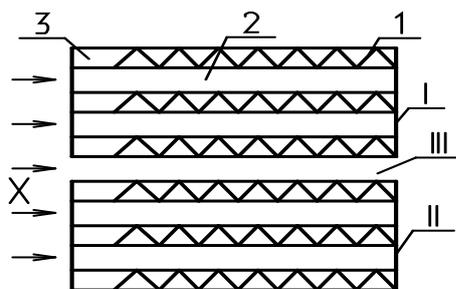


Рис.2. Противобледенительная система конденсатора в СКВ Боинг-757
 I, II – верхняя и нижняя теплообменные секции; III – встроенный обводной канал;
 1 – горячий пакет; 2 – холодный пакет; 3 – каналы для подогрева входных кромок

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 противобледенительных 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 теплообмена 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.

Библиографические ссылки

1. Дьяченко Ю. В. Особенности работы авиационных систем кондиционирования на влажном воздухе : [учеб. пособие для вузов по направлению 551000 «Авиа- и ракетостроение» и специальности 131100 «Системы жизнеобеспечения и оборудования ЛА»] / Ю. В. Дьяченко, А. В. Чичиндаев ; Новосиб. гос. техн. ун-т. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. - 87 с.

2. Дьяченко Ю. В., Спарин В. А., Чичиндаев А.В. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов учеб. пособие. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2003. - 512 с - (Учебники НГТУ).

3. Чичиндаев А. В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Теоретические основы : учеб. пособие / А. В. Чичиндаев. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2017. - 435 с - (Учебники НГТУ). - 3000 экз. - ISBN 9785-7782-3320-1.

4. Чичиндаев А. В. Тепломассообмен влажного воздуха в компактных пластинчато-ребристых теплообменниках : монография / А. В. Чичиндаев. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2012. - 297 с. - (Монографии НГТУ).

5. 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. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – Вып. 19. – С. 181-187. - 150 экз. - ISBN 978-5-7782-2660-9.

REVIEW OF DEICER SYSTEMS OF HEAT-EXCHANGER-CONDENSER OF MODERN AVIATION SYSTEMS CONDITIONING AIR

Sidenko Denis Evgenyevich^{1,2}, postgraduate student, hydraulic engineer

*Dyachenko Yuriy Vasilevich*¹, professor,

¹Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20, ph. +7(913)924-99-71

²Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin, 630051, Russia, Novosibirsk, Polzunov Street, 20, ph. +7(383)278-70-14

Sidenko D. E., email silen-den@mail.ru

Dyachenko Yu.V., e-mail: tff_nstu@rambler.ru

The address for correspondence: *Sidenko Denis Evgenyevich*,
Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,
Karl Marx Ave., 20, ph. +7(913)924-99-71

Abstract

Abstract. 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.

Keywords plate heat exchanger; heat exchanger-condenser; ribbing; air conditioning system; frosting; anti-icing system.

ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОНОМНЫХ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ НА ОСНОВЕ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН И УСТАНОВОК

*Ульянкин Иван Михайлович, студент; Чичиндаев Александр Васильевич,
д.т.н., профессор*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

Ульянкин И.М., email jhon324986@gmail.com

Чичиндаев А. В., e-mail: ttf_nstu@rambler.ru

*Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50*

Аннотация

В настоящей работе описаны механизмы негативного воздействия перегрева на организм человека без компенсации системы водяного охлаждения. Выявлены особенности влияния факторов воздействующих на космонавта внутри скафандра во время выхода в открытый космос. Выполнен обзор конструктивных особенностей системы термостабилизации с целью предложения изменения используемых материалов и элементов. Проведен анализ способов компенсации перегрева космонавта в зависимости от конструктивных особенностей системы терморегуляции костюма водяного охлаждения.

Ключевые слова: автономная система терморегуляции скафандра, автономная система терморегуляции костюма водяного охлаждения, костюм водяного охлаждения, термостабилизация, перегрев.

Актуальной задачей в области безопасности космических полетов является разработка и усовершенствование средств защиты, направленных на компенсацию негативного воздействия в виде перегрева космонавта в скафандре во время выхода в открытое космическое пространство. В настоящее время разработка «НПП «Звезда» имени академика Г.И. Северина» костюм водяного охлаждения (КВО-М) активно используется космонавтами при работе в открытом космосе.

Перенос тепла от тела человека к охлаждающему агрегату АСОЖ может осуществляться с использованием как газа (воздуха), так и жидкости. При воздушном охлаждении тепло отбирается у тела главным образом за счет интенсивного потоотделения, а это, конечно, серьезный недостаток. Кроме того, для отвода тепла при интенсивной работе космонавта необходимо прогонять через скафандр весьма большой объем газа, примерно 700—1000 л/мин. Это, в свою очередь, требует вентилятора мощностью в несколько сот ватт, требует больших затрат электроэнергии, а сильный обдув не очень приятен для космонавта.

Водяное охлаждение, пожалуй, является единственно возможным методом поддержания приемлемых тепловых условий в скафандре при интенсивной работе космонавта. Чтобы отвести 300 – 500 ккал/ч тепла, расход воды через костюм водяного охлаждения обычно составляет 1,5 – 2 л/мин, потребная длина охлаждающих трубок до 100 метров. Для прокачки воды вполне хватает насоса с мощностью двигателя в несколько ватт. Одновременно с водяным охлаждением нужна и вентиляция — она уносит выделяемую влагу и углекислоту, но, конечно, мощность вентилятора уже во много раз меньше, чем при чисто воздушном охлаждении.

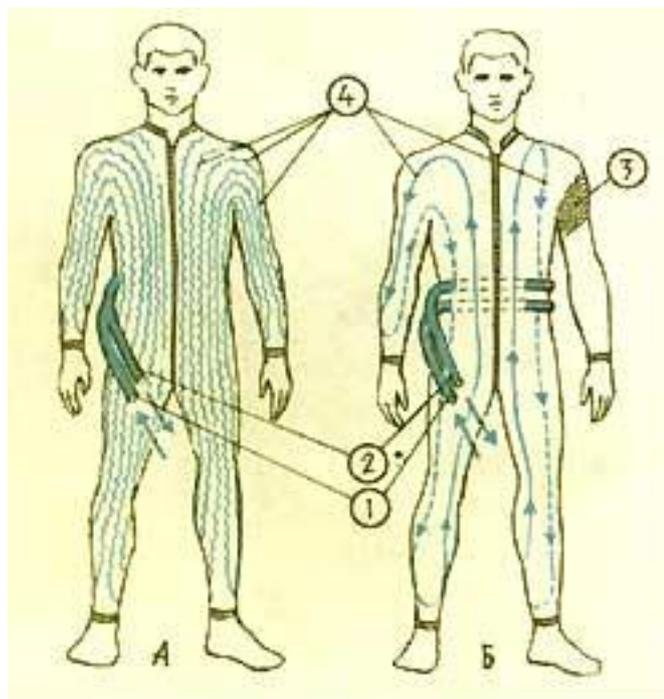


Рис. 1. Внешний вид костюма водяного охлаждения (А) и схема распределения воды в нем (Б): 1, 2 — подводящий и отводящий шланги; 3 — сетчатый комбинезон; 4 — охлаждающие трубки

Предложения результатов исследований данной модели позволят улучшить характеристики и сократить энергозатраты при использовании костюма.

Целью настоящей работы является исследование влияния термостабилизации человека с помощью костюма водяного охлаждения, а так же анализ способов уменьшения веса костюма, увеличения коэффициента полезного действия, улучшения конструктивных особенностей.

В работе выполнен обзор костюма водяного охлаждения и рассмотрены перспективы изменения схемы, рабочего контура, используемого материала, применения автономной системы управления и её отладки под возможные варианты модификации данного костюма.

Полученные результаты могут быть полезны при разработке водяного костюма нового поколения, индивидуальных систем жизнеобеспечения для космических программ.

Библиографические ссылки

1. Компьютерное моделирование физических процессов / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова, Н. Н. Евтушенко / Электронно-методический комплекс, 2014. – Режим доступа: <http://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/2982>
2. Космические скафандры / Профессор Г. ИЛЬИН, кандидаты технических наук В. ИВАНОВ, И. ПАВЛОВ / «Наука и жизнь» №6-1978 – Режим доступа: http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/n_i_j/1978/6/skaf.html
3. Способ автоматического терморегулирования скафандра для работы в открытом космосе / Элбакян А. Ц., Шарипов Р. Х., Филипенков С. Н. / Открытое акционерное общество "Научно-производственное предприятие "Звезда" имени академика Г.И. Северина" – Режим доступа: <http://www.findpatent.ru/patent/241/2411164.html>
4. Устройство автоматического регулирования температуры в скафандре для работы в открытом космосе / Ким К. К. / Федеральное государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Петербургский государственный университет путей сообщения" – Режим доступа: <http://www.findpatent.ru/patent/246/2469926.html>.
5. Система мониторинга теплового режима в скафандре / Иродов Е. Ю., Долгов П. П., Галкина И. В. – Режим доступа: <https://poleznayamodel.ru/model/12/124794.html>

THE STUDY OF AUTONOMOUS COOLING SYSTEMS BASED ON REFRIGERATION MACHINES AND INSTALLATIONS

Ulyankin Ivan Mihajlovich, student, email jhon324986@gmail.com

Chichindaev Aleksandr Vasilevich, professor,

e-mail: tjf_nstu@rambler.ru

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

This paper describes the mechanisms of the negative impact of overheating on the human body without compensation of the water cooling system. The features of the influence of factors affecting the astronaut inside the spacesuit during the spacewalk are revealed. A review of the design features of the thermal stabilization system in order to propose changes in the materials and elements used. The analysis of ways to compensate for the overheating of the astronaut, depending on the design features of the thermoregulation system of the water cooling suit.

Keywords Autonomous thermoregulation system of the spacesuit, autonomous system of temperature regulation of suit cooling, water cooling suit, thermostabilization, overheat.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОВОЙ ИЗОЛЯЦИИ В ТРАНСФОРМАТОРЕ С ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СВЕРХПРОВОДЯЩЕЙ ОБМОТКОЙ

*Шеин Сергей Евгеньевич, студент; Чичиндаев Александр Васильевич,
д.т.н., профессор*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50

Шеин С.Е., email ser1998qwert@gmail.com

Чичиндаев А.В., e-mail: tff_nstu@rambler.ru

*Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)782-05-50*

Аннотация

С открытием эффекта сверхпроводимости появилась проблема прикладного использования этого явления, т.к. для получения и сохранения сверхнизких температур порядка 4-80 К необходимы технически сложные криогенные системы и изоляционные технологии. В электроэнергетике использование сверхпроводимых обмоток для трансформатора позволяет избежать энергетические потери на выделение джоулевой теплоты и тем самым сократить затраты на охлаждение. С появлением высокотемпературных сверхпроводников 2 рода (при температуре кипения жидкого азота 78 К), появилась возможность использовать более дешёвый жидкий азот вместо жидкого гелия. Данный вид трансформатора компактен, поэтому может использоваться как в военной технике для получения постоянного или переменного высокого напряжения, так и в электрообеспечении, где наблюдается нехватка территориальных ресурсов. Работа выполняется в рамках межфакультетского проекта «Исследование тепловых процессов в системе охлаждения трансформаторов электрического напряжения» и будет полезна для студентов факультета электроэнергетики и факультета летательных аппаратов.

Ключевые слова системы охлаждения, криогенные теплоносители, теплообменный аппарат.

В настоящее время одной из актуальных задач в области электроэнергетики является экономия потерь электрической энергии в трансформаторных установках, на которые приходится до 50 % потерь. Одним из способов решения данной проблемы является переход на обмотки, работающие в режиме высокотемпературной сверхпроводимости. Благодаря эффекту сверхпроводимости на обмотках трансформатора не выделяется теплота (исходя из закона Джоуля), следовательно, нет необходимости в

массивных системах охлаждения трансформатора. В настоящее время появились соответствующие материалы, которые позволят получать условия сверхпроводимости при температуре жидкого азота, что существенно проще и дешевле, чем при работе на жидком гелии. Данное направление востребовано в мировой науке. Исследования в данной области позволяют создать инновационный продукт нового поколения в области электротехники и теплотехники. [1, 2]. Данный вид трансформатора компактен, поэтому может использоваться в военной и гражданской технике для получения постоянного или переменного тока высокого напряжения, например крупных морских судах, либо в электрообеспечении мегаполисов, где наблюдается нехватка ресурсов. Современные методы теплоизоляции включает в себя создание вакуумных рубашек вокруг криоагента и создание оболочки из дешёвого жидкого азота [3...7] В данной схеме вместо вакуума использован газообразный азот.

Методика моделирования. Расчёты были проведены в системе MathCad. В данной работе были выполнены первичные расчёты методом конечных разностей, применимой к уравнению нестационарной теплопередачи в полярных координатах, что позволило оценить в первом приближении конечные температуры элементов установки через заданные промежутки времени. Эти данные могут быть использованы для проектировки замкнутой системы охлаждения трансформатора.

На рисунке 1 изображена наглядная 3D модель трансформатора.

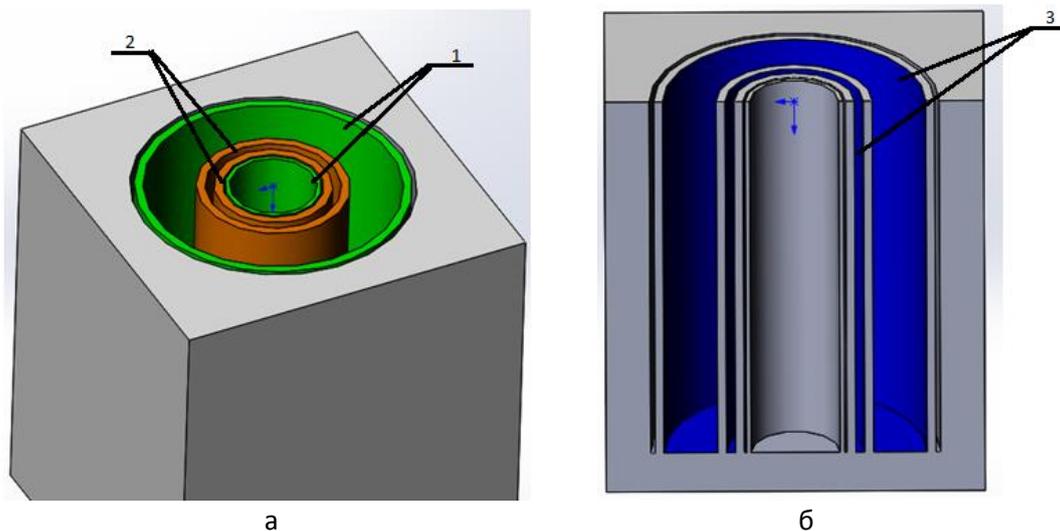


Рис. 1. 3D модель трансформатора: 1 - полипропиленовые стенки; 2 – текстолитовые стенки, на которые наматываются обмотки из сверхпроводника; 3 – стенки, с которыми соприкасается жидкий азот

В силу аддитивности коэффициента теплопроводности λ , плотности ρ и теплоёмкости, для упрощения расчета были вычислены массовые доли каждой части многослойной цилиндрической стенки и посчитан средний коэффициент

температуропроводности a с левой и правой стороны от слоя жидкого азота. Результаты расчёта представлены на рисунке 2 (а, б) слева и справа от слоя жидкого азота соответственно: через 1 с. (линия 1), 10 мин. (линия 2), 30 мин. (линия 3), 1 ч. (линия 4) и 1 сутки (линия 5). Вертикальными линиями отмечены стенки трансформатора.

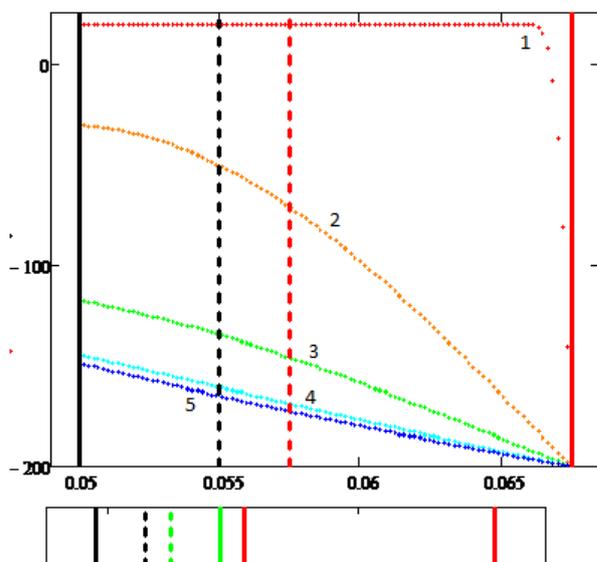


Рис. 2 Поле температур в нестационарных условиях слева от жидкого азота (а) и справа (б)

В результате расчёта проведена оценка эффективности тепловой изоляции. Планируется усовершенствовать тепловую изоляцию, проработать модель и создать автономный криостат с замкнутой системой охлаждения сверхпроводимых обмоток. На основе работающего прототипа была просчитана и усовершенствована теплоизоляция препятствующая теплопритокам к жидкому азоту, что позволяет увеличить время работы трансформатора. Тепловой расчёт трансформатора позволяет дать оценку тепловой изоляции из слоя газообразного азота.

Библиографические ссылки

1. Манусов В. З. Оценка технического состояния трансформаторов с высокотемпературной сверхпроводящей обмоткой по методу анализа иерархии [Электронный ресурс] / В. З. Манусов, Д. В. Орлов // Новое в российской электроэнергетике : науч.-техн. электрон. журн.. - 2018. — № 5. — С. 17–30. - Режим доступа: <http://energo-press.info/nre>. - Загл. с экрана.

2. Манусов В. З. Анализ процессов ограничения токов короткого замыкания трансформатором с высокотемпературными сверхпроводящими обмотками = Analysis of the Processes of Short-Currents Limiting by Transformer with High-Temperature Superconducting Windings / В. З. Манусов, Д. А. Павлюченко, Д. С.

Ахьёев // Проблемы региональной энергетики = Problems of regional energy. - 2017. – № 1 (33). – С. 1–7.

3. Фастовский В. Г. Криогенная техника / Е. Г. Фастовский, Ю. В. Петровский, А. Е. Ровинский ; под ред. В. Г. Фастовского. - М., 1974. - 495 с. : ил.

4. Курылев Е. С. Холодильные установки : учебник для вузов по специальности «Техника и физика низких температур» и «Холодильная, криогенная техника и кондиционирование» / Е. С. Курылев, В. В. Оносовский, Ю. Д. Румянцев. - СПб., 2004 (2002). - 575, [1] с. : ил.

5. Сверхпроводимость В. Гинзбург, Е. Андрюшин, 2006 г.

6. Сверхпроводящий трансформатор своими руками [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://habr.com/ru/post/410939/>. - Загл. с экрана.

7. Сравнительный анализ систем охлаждения на основе криогенных теплоносителей / С. Е. Шеин, Е. Д. Струцев, Г. П. Нечаев, А. В. Чичиндаев // Наука. Технологии. Инновации : сб. науч. тр. : в 9 ч., Новосибирск, 3–7 дек. 2018 г. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2018. – Ч. 9. – С. 80–83. - 100 экз. - ISBN 978-5-7782-3742-1.

RESEARCH OF THERMAL PROTECTION EFFECTIVENESS IN THE TRANSFORMER WITH THE HIGH-TEMPERATURE SUPERCONDUCTING WINDING

SHein Sergei Evgenevich, student, email ser1998qwert@gmail.com

CHichindaev Aleksandr Vasilevich, Professor,

e-mail: tjf_nstu@rambler.ru

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract

With the discovery of superconductivity effect, there was a problem of applied use of this phenomenon, because for obtaining and maintaining very low temperatures of 4-80 K is needed technically complex hydraulic and insulation technology. The use of electric power transformer windings for superconductivity avoids energy losses due to Joule heat and thus reduces cooling costs, both monetary and territorial. With the advent of high temperature superconductors genus 2 (temperature of liquid nitrogen reflux 78 K), it is possible to use cheaper liquid nitrogen instead of liquid helium. This type of transformer is compact, so it can be used in military applications for high voltage DC, and the electricity supply, where there is a shortage of territorial resources. The work is carried out within the framework of the project training on the inter-departmental project “Research of the thermal processes in the cooling system of electrical voltage transformers” and will be useful for students of the Faculty of Electric Power Engineering and the Faculty of Aircraft.

Keywords cooling systems, cryogenic coolants, heat exchange

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ХЛАДОНОСИТЕЛЕЙ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН

Карпов Илья Олегович; Будасова Светлана Алексеевна, к.т.н., доцент
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)003-08-36

Карпов И.О., email: ilyakarpov1111@gmail.com

Будасова С.А., e-mail: budasova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Будасова Светлана Алексеевна,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)772-76-61

Аннотация

В работе рассмотрены охлаждающие системы с различными способами охлаждения для последующего выявления возможностей по оптимизации холодильных установок, а в частности рассматриваются системы с непосредственным охлаждением и системы с промежуточным хладоносителем. Для каждой системы выделены основные особенности, дана сравнительная характеристика систем с промежуточным хладоносителем относительно систем непосредственного охлаждения.

Ключевые слова охлаждающие системы, непосредственное охлаждение, посредственное охлаждение, хладоноситель, рассол, хладагент.

На холодильные установки приходится 40% потребления энергии во всех отраслях промышленности. Таким образом, важно оптимизировать процесс охлаждения и получать максимальную холодопроизводительность при минимальных энергозатратах, при этом не нарушая технологические требования. Одним из вариантов решения такой задачи является использование систем с различными способами охлаждения: посредственное (с промежуточным хладоносителем) и непосредственное. В данной работе рассмотрены основные особенности таких систем, их достоинства и недостатки. Такой обзор позволит в дальнейшем правильно выбрать систему охлаждения для конкретной задачи.

В системах с непосредственным охлаждением жидкий холодильный агент из конденсатора, пройдя регулирующей вентиль, поступает в испарительные батареи, расположенные в охлаждаемых помещениях. За счет тепла окружающего воздуха холодильный агент кипит, охлаждая воздух. Пары холодильного агента из батарей отсасываются компрессором. То есть, тепло от охлаждаемого объекта воспринимается непосредственно хладагентом, кипящим в испарителе. Схема системы с непосредственным охлаждением представлена на рис.1.

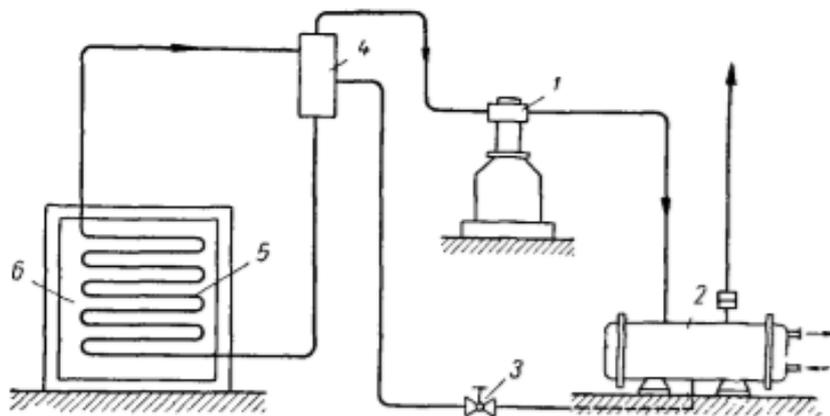


Рис.1. Схема системы с непосредственным охлаждением.

1 - компрессор; 2 – конденсатор; 3 – регулирующий вентиль; 4 – отделитель жидкости; 5 – батареи непосредственного охлаждения; 6 – охлаждаемое помещение.

Широкий спектр холодильных агентов, применяемых в системах непосредственного охлаждения подразумевает широкую область температур кипения и, как следствие, широкую область применения таких систем. Также, в зависимости от холодильного агента, технологические характеристики системы непосредственного охлаждения могут существенно изменяться. Так, например, установки, работающие на аммиаке, являются более экономичными и простыми в производстве, в то время как установки на фреоне обладают большим диапазоном температур и не являются взрывоопасными. В сравнении с системами с промежуточным хладоносителем, у систем непосредственного охлаждения можно выделить следующие преимущества: возможность использования компрессора с меньшей холодопроизводительностью, а следовательно, экономичность и относительная дешевизна системы, более простое строение, а также более высокую скорость процесса отвода теплоты.

В системах посредственного охлаждения теплота от охлаждающего объекта отводится с помощью жидкого промежуточного хладоносителя, в качестве которого используют растворы различных солей (хлористого калия NaCl , хлористого кальция CaCl_2 , хлористого магния MgCl_2), так называемые рассолы, а также этиленгликоль, кремнийорганические жидкости, фреоны (R30 , R11), аммиак в переохлажденном состоянии [2]. Таким образом теплота от охлаждаемого объекта передается теплоносителю, который, в последствии, передает ее холодильному агенту. Схема системы рассольного охлаждения представлена на рис. 2.

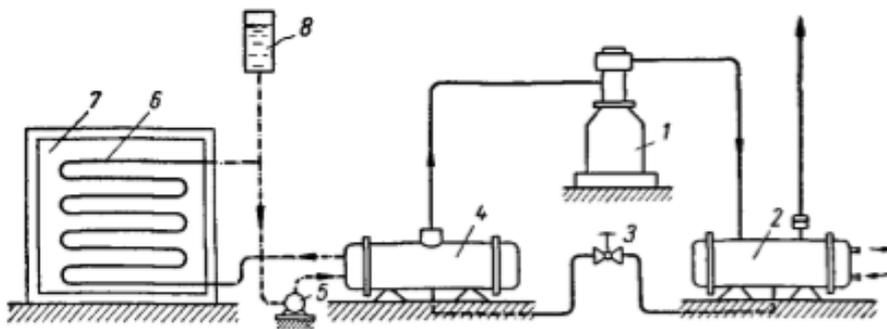


Рис.2. Схема системы с посредственным охлаждением.

1 - компрессор; 2 – конденсатор; 3 – регулирующий вентиль; 4 – испаритель; 5 – рассольный насос; 6 – рассольные батареи; 7 – охлаждаемое помещение; 8 – расширительный бак.

Рассол, охлажденный в испарителе кипящим холодильным агентом, подается рассольным центробежным насосом 5 в рассольные батареи 6, расположенные в охлаждаемом помещении 7. В батареях рассол нагревается на 2-3°, охлаждая воздух камеры, и возвращается в испаритель для охлаждения.

Широкий спектр хладоносителей позволяет использовать системы с промежуточным хладоносителем в широком спектре задач. В зависимости от используемого хладоносителя варьируется рабочий диапазон температур: этиленгликоль и рассолы применяют в диапазоне от 0 до -65 °С, фреоны в качестве хладоносителя применяются при больших отрицательных температурах (от -40 до -100 °С), твердые хладоносители могут использоваться в диапазоне от -4 до -52 °С.

К недостаткам таких систем относятся: коррозия аппаратов системы, необходимость поддержания более низкой температуры кипения для дополнительного охлаждения промежуточного хладоносителя, большая металлоемкость, повышенная усушка продукта.

Однако, не смотря на вышеперечисленные минусы, системы посредственного охлаждения, в сравнении с системами прямого охлаждения обладают рядом серьезных достоинств: меньший расход цельнотянутых труб, большая аккумулирующая способность, более простое регулирование режимов, большая пожаробезопасность, малое количество хладагента, точное поддержание температуры в охлаждаемом объеме, невозможность утечки хладагента в камеру, возможность получения различных температур при одной температуре испарения. Таким образом, если учесть особенности систем с промежуточным хладоносителем, то возможна вероятность разработки более совершенной холодильной установки посредственного охлаждения, которая будет являться эффективным источником холода.

Предполагается провести сравнение технологических показателей установки непосредственного охлаждения и установки с промежуточным хладоносителем путем расчёта их параметров в критических точках и холодопроизводительности. Расчет будет производиться в соответствии с

методикой, представленной в учебном пособии для вузов по специальности «Холодильные машины и установки»/Н. Н. Кошкин, И. А. Сакун, Е. М. Бамбушек и др.;

Библиографические ссылки

1. Чумак И.Г., Никульшина Д. Г. Холодильные установки. Проектирование: Учеб. пособие / Выща шк. Гловное изд-во, 1988. – 280 с.
2. Чумак И.Г., Чупурненко В.П., Чуклин С.Г. Холодильные установки / 2-е изд. персраб. и доп. – М.: Легкая и пищевая промышленность, 1981 – 344 с.
3. Курылев Е. С. и др. К93 Холодильные установки: Учебник для студентов вузов специальности «Техника и физика низких температур», «Холодильная криогенная техника и кондиционирование» / 2-е изд., стереотип. — СПб.: Политехника, 2002 — 576 с.
4. Мещеряков Ф.Е. Основы холодильной техники и холодильной технологии. / Издательство «Пищевая промышленность» - Москва, 1975 – 560 с.
5. Кондрашова Н.Г., Лашутина Н.Г. Холодильно-компрессорные машины и установки. / Издательство «Высшая школа» - Москва, 1966 – 507 с.

STUDY OF THE POSSIBILITIES USING RETROFIT IN THE REFRIGERATION MACHINES DESIGN

Karpov Ilya Olegovich, e-mail: ilyakarpov1111@gmail.com

Budasova Svetlana Alekseevna, Ph. D, Associate Professor,

e-mail: budasova@corp.nstu.ru

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

Abstract.

The paper discusses cooling systems with different cooling options, as well as with different cooling options and systems with an intermediate coolant. For each system, the main features are highlighted, a comparative characteristic of systems with an intermediate coolant relative to direct cooling systems is given.

Key words cooling systems, direct cooling, indirect cooling, coolant, brine, coolant.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕТРОФИТА В ПРОЕКТИРОВАНИИ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН

Косенов Даниил Михайлович; Будасова Светлана Алексеевна, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)003-08-36

Косенов Д.М., email: dkosenov5@mail.ru

Будасова С.А., e-mail: budasova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: Будасова Светлана Алексеевна, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. +7(913)003-08-36

Аннотация

В работе рассматриваются возможности модернизации холодильных установок для перехода на более эффективные и/или безопасные для окружающей среды хладагенты. Проводится оценка целесообразности проведения комплекса мероприятий по ретрофиту холодильной установки с учетом возможности полной замены холодильной установки. Описываются комплексы действий по проведению ретрофита холодильных машин в зависимости от типов основного оборудования и комплектующих. Выявляются особенности технических требований при замене хладагента с учетом химического состава рабочей и типа смазочных жидкостей. Для случаев перехода на менее эффективный хладагент выполняется комплекс модельных исследований для выявления способов компенсации производительности установки. Отдельное исследование посвящено сравнению влияния хладагента на озоновый слой и наличия парникового эффекта в зависимости от типа химического состава.

Ключевые слова холодильная установка, эффективность, ретрофит, модернизация, хладагент, озоновый слой, парниковый эффект, производительность.

Актуальной задачей холодильной отрасли является увеличение производительности холодильных установок при уменьшении энергопотребления а также уменьшение влияния на окружающую атмосферу путем исключения из промышленной, а затем торговой и бытовой отраслей хлорфторуглеродов и гидрохлорфторуглеродов, зеотропных составов в частности. Поскольку замена рабочей жидкости хладагентом другого состава может значительно отразиться на характеристиках работы установки в связи с тем, что у хладагентов возможны отличия по вязкости, теплоемкости и глайду, возможна необходимость проведения определенных комплексов мероприятий по модернизации холодильной системы.

Выделяют несколько типов ретрофита холодильных систем, в зависимости от совместимости заменяемых хладагентов и масел. В связи с переходом на более текучий хладагент может потребоваться проведение работ по замене всех уплотнительных материалов для предупреждения вероятности утечек жидкостей. Утечка хладагента и/или масла приводит к нарушению работы всех узлов системы и ведет к загрязнению воздуха в рабочей зоне, что может привести к отравлению людей газами. В случае уменьшения производительности установки необходимым мероприятием для компенсации холодопроизводительности может быть расточка блока цилиндров компрессора. Возможны случаи, когда комплекс мер, необходимых для ретрофита системы: замена фильтра, уплотнений, терморегулирующего вентиля, расточка цилиндров компрессора, замена регуляторов давления и температуры, и прочее, – может быть нецелесообразен в связи с невозможностью полной или хотя бы значительной компенсации потерь производительности или в связи с невыгодностью в сравнении с полной заменой системы.

Цель настоящей работы – исследование влияния типа ретрофита и комплектации холодильной установки на возможность перехода на другой вид хладагента. Особое внимание посвящено оценке целесообразности и необходимости проведения ретрофита системы.

В работе выполняется комплекс модельных исследований зависимости производительности холодильной установки от вида хладагента и моделей оборудования и комплектующих.

Не смотря на признание мировой общественностью авторитета Монреальского протокола, ограничивающего использование некоторых хладагентов, в частности широко распространенного на момент принятия протокола фреона R12 группы хлорфторуглеродов, многие специалисты холодильной отрасли ставят под сомнение положения протокола. Основные сомнения состоят в том, насколько действительно опасны для озона применяемые еще в то время хладагенты. Тем не менее, принятие данного протокола заставило отрасль двигаться по пути более интенсивного развития рабочих тел и оборудования, что впоследствии все-таки приносит плоды в виде более энергоэффективных холодильных систем.

Предполагается положительный для ретрофита в сравнении с полной заменой системы результат исследований в связи с увеличением энергоэффективности исследуемых установок. Однако, переход на другой вид хладагента может требовать значительного увеличения стоимости установки не пропорционального увеличению энергоэффективности, как в случае перехода от хладагента R12 к R134a.

Полученные результаты могут быть полезны для расширения рамок экспериментов при разработке мероприятий для замены хладагента при необходимости увеличения энергоэффективности и безопасности холодильных систем.

Библиографические ссылки

1. Бабакин Б.С. Альтернативные хладагенты и холодильные системы на их основе. Москва: издательство «Колос», 2000.
2. Norbert Blatz, John Broughton, Rasmus Damgaard Poulsen. Retrofit and High Glide Refrigerants // Danfoss Cooling, September 2016, № 2.
3. Danfoss Commercial Compressors. Towards more eco-friendly commercial refrigeration systems. Danfoss. April 2013.

STUDY OF THE POSSIBILITIES USING RETROFIT IN THE REFRIGERATION MACHINES DESIGN

*Kosenov Daniil Mikhailovich, email: dkosenov5@mail.ru
Budanova Svetlana Alekseevna, Ph. D, Associate Professor,
e-mail: budanova@corp.nstu.ru
Novosibirsk State Technical University,
20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia*

Abstract

The paper discusses the possibility of upgrading refrigeration units to move to more efficient and / or environmentally friendly refrigerants. An assessment is made of the feasibility of a set of measures for retrofit of a refrigeration unit taking into account the possibility of a complete replacement of the refrigeration unit. Describes the actions for the refrigeration machines retrofit depending on the main equipment and components types. The features of the technical requirements for replacing the refrigerant taking into account the chemical composition of the working and the type of lubricating fluids are identified. For cases when transition to a less efficient refrigerant, a set of model studies is carried out to identify ways to compensate for the performance of the plant. Individual study is devoted to comparing the refrigerant on the ozone layer and the presence of the greenhouse effect depending on the chemical composition type.

Key words refrigeration plant, efficiency, retrofit, modernization, refrigerant, ozone layer, greenhouse effect, performance.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА В КАЧЕСТВЕ ХОЛОДИЛЬНОГО АГЕНТА

Третьяков Антон Иванович; Будасова Светлана Алексеевна, к.т.н., доцент

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. +7(913)003-08-36

Третьяков А.И., email: kasper3q@mail.ru

Будасова С.А., e-mail: budasova@corp.nstu.ru

Адрес для корреспонденции: *Будасова Светлана Алексеевна*, Новосибирский
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.
Карла Маркса, 20, тел. +7(913)003-08-36

Аннотация

В работе рассматривается возможность использования углекислого газа (CO₂) в качестве хладагента, сравнение с холодильной установкой, работающей на ГФУ хладагенте, а также целесообразность использования холодильной установки на CO₂ работающей в транскритическом режиме. Описывается устройство и принцип работы такой установки.

Ключевые слова бустерная, транскритический, холодильная установка, CO₂, хладагент.

С целью предупредить разрушение озонового слоя, в 1985 году был принят Монреальский протокол, который ограничил использование некоторых химических веществ. Он предусматривает для каждой группы галогенированных углеводородов определённый срок, в течение которого она должна быть снята с производства и исключена из использования. В группу галогенированных углеводородов входят фреоны, которые широко применяются в холодильной технике.

Актуальной задачей является рассмотрение транскритической (сверхкритической) бустерной системы CO₂, как альтернатива ГФУ хладагентам.

В работе рассматривается транскритическая бустерная холодильная установка в которой в качестве хладагента используется R744 (CO₂) которая работает на две камеры со средней и низкой температурой.

Слово «бустерная» появилось в названии из-за работы системы в том числе и на «низкий» холод, благодаря использованию дополнительных (бустерных) низкотемпературных компрессоров.

Целью работы является рассмотрение принципа работы такой холодильной установки, ее устройства, монтаж и целесообразность применения таких установок в наше время, а также сравнение с установкой на ГФУ хладагенте.

В составе такой установки можно выделить 4 уровня проектных давлений:

1. Линия нагнетания от компрессоров до газоохладителя и клапана высокого давления – 120 бар (140 бар);
2. Ресивер и жидкостная линия – 90 бар (не требуется охлаждения при остановке) или 60 бар (при наличии вспомогательной системы охлаждения);
3. Всасывающая магистраль среднетемпературного контура – 45 бар;
4. Всасывающая магистраль низкотемпературного контура – 35 бар (25 бар).

В связи с высокими давлениями в магистралях уделено большое внимание безопасности при монтаже и эксплуатации данной холодильной установки.

Полученные результаты могут быть полезны для определения дальнейших путей оптимизации холодильных систем.

Библиографические ссылки

1. Поршневые компрессоры BITZER для CO₂ Новая серия ECOLINE+ Спиридонов Александр, инженер-консультант «Холодильные технологии БИТЦЕР для торговых сетей. BRRT-2017»
2. Системы охлаждения на CO₂ для продовольственных магазинов розничной торговли. «Данфосс», 2009.
3. Архаров А.М. Сравнение с помощью энтропийно-статистического анализа транскритических циклов на CO₂ с циклами на традиционных хладагентах для систем холодоснабжения предприятий торговли. Москва: Издательский дом "Холодильная техника", 2017.

RESEARCH OF THE OPPORTUNITY OF USING CARBON-GAS AS A REFRIGERANT AGENT

*Tretyakov Anton Ivanovich, email: kasper3q@mail.ru
Budanova Svetlana Alekseevna, Ph. D, Associate Professor,
e-mail: budanova@corp.nstu.ru*

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

Abstract

The paper considers the possibility of using CO₂ as a refrigerant, a comparison with a refrigeration unit operating on an HFC refrigerant, as well as the feasibility of using a refrigeration unit based on CO₂ working in a transcritical mode. The device and the principle of operation of such an installation are described.

Key words booster, transcritical, refrigeration unit, CO₂, coolant.

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ СОЗДАНИИ УЧЕБНЫХ ЛАБОРАТОРНЫХ УСТАНОВОК

*Аюров Булат Чингизович¹, студент; Верховцев Олег Романович¹, студент;
Студенников Алексей Александрович¹, студент;
Тугаринов Валентин Владимирович¹, студент;
Горбачев Максим Викторович¹, доцент*

¹ Новосибирский государственный технический университет, 630073,
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(383) 346-06-42

Горбачев М.В., e-mail: m.gorbachev@corp.nstu.ru

Студенников А.А., e-mail: aleksei.studennikov@mail.ru

*Адрес для корреспонденции: Горбачев Максим Викторович,
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. тел. 8(383) 346-06-42*

Аннотация.

В работе рассматривается процесс разработки трехмерных моделей и изготовление с помощью 3D-принтера учебных лабораторных стендов (серии тематических стендов) и макетов. Для разрабатываемых макетов и стендов были выделены основные достоинства и недостатки, а также была дана оценка эффективности их применения в учебном процессе кафедры. Проанализированы существующие конструкции лабораторных стендов и макетов по следующим дисциплинам: термодинамика и теплопередача, теплотехника, теплообмен, гидравлика, гидромашины и гидропривод. Техническое задание на выполнение проекта предполагает создание самостоятельного, конструктивно и функционально законченного лабораторного стенда (макета), разработку комплекта 3D-моделей, чертежей и, в общем случае, другой документации, а так же изготовление лабораторных установок и демонстрационных макетов с применением 3D-печати. В ходе чего были выделены наиболее эффективные и перспективные методы проектирования и повышения технологичности 3D-печати. В ходе работы был предложен вариант шестеренчатого насоса, как наглядный пример конструкции гидроагрегата.

Ключевые слова: аддитивные технологии, 3D-печать, станок с числовым программным управлением, лабораторная установка, учебный стенд, макет.

3D-печать или "аддитивное производство" – процесс создания "твердых" объектов практически любой геометрической формы на основе цифровой модели. 3D-печать ("аддитивные технологии") основана на создании объекта последовательно наносимыми слоями, отображающими внутренние и внешние контуры модели. Фактически, 3D-печать является полной противоположностью таких методов механического производства и обработки, как фрезеровка или

резка, где формирование изделия происходит за счет удаления лишнего материала («субтрактивное производство»).

Основным применением аддитивного производства можно считать быстрое прототипирование, направленное на сокращение времени разработки новых частей устройств по сравнению с более ранними субтрактивными методами (слишком медленными и дорогими). Совершенствование технологий аддитивного производства приводит к их распространению в самых разных областях науки и промышленности.

Аддитивные технологии в сфере высшего образования имеют два несомненных плюса:

1) преподаватели и студенты могут легко создавать макеты и модели для наглядной демонстрации и описания процессов и устройств;

2) применение 3D-принтера позволяет студентам реализовать свои конструкторские и дизайнерские решения в жизнь. Самостоятельное применение 3D-принтера подразумевает наличие знаний в таких отраслях, как физика, математика, программирование и моделирование. Применение технологий трехмерной печати становится мощным интеллектуальным инструментом

Цель настоящего проекта: создание макетов и действующих учебных лабораторных установок по дисциплинам термодинамика и теплопередача, теплотехника, теплообмен, гидравлика, гидромашины и гидропривод и т.д. Реализация проекта осуществлялась в рамках факультативной дисциплины «Проектная деятельность».

Первым спроектированным агрегатом является модель шестеренчатого насоса с внешним зацеплением, для учебной дисциплины «Гидромашины и гидропривод». Принципиальная схема которого приведена на Рисунке 1.

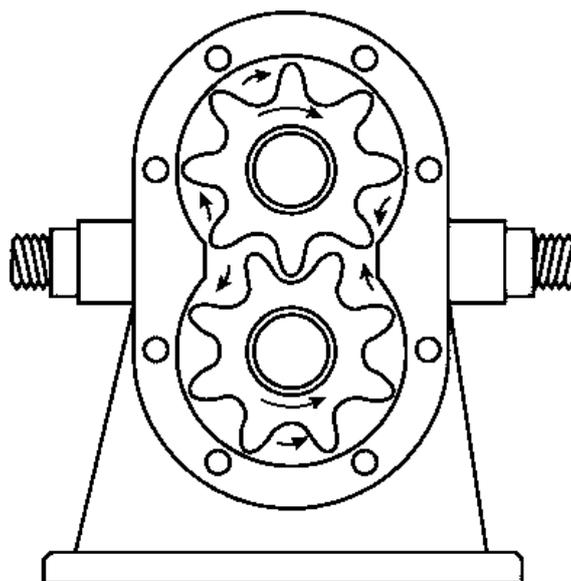


Рисунок 1 – Схема шестеренчатого насоса

Несмотря на то, что принцип работы насоса достаточно прост, необходимо было подобрать правильные габариты корпуса и напорно-

расходные характеристики, чтобы не допустить таких проблем как объемные утечки или заклинивание, «запертый объем», излишнее трение и т.д. [1].

На основании этих факторов был спроектирован насос в пакете *Solid Works 2017* со следующими характеристиками:

- габаритные размеры- 150x100x55мм;
- диаметр ведущего вала- $d=8$ мм;
- шестеренчатые колеса- $m=5$, $z=17$, $b=20$ мм (где m – модуль; z – число зубьев колеса; b -ширина венца ведущего колеса);
- зазор между корпусом и ведущим валом составил $h=0,2$ мм.

Расчетная производительность насоса: $Q_m=2\pi m^2 z b n$ (где n -частота вращения вала насоса). [2]

В качестве силовой установки был выбран шаговый двигатель NEMA 17. Имеющий следующие характеристики: габаритные размеры – 48x42x42мм; шаг двигателя – 1,8 град.; диаметр вала – $d=5$ мм; крутящий момент на валу – $M=4,8$ кг*см.

Разработанную модель шестеренчатого насоса предполагается распечатать на 3D принтере Vortex Giant, используя пластик PLA, поэтапно:

- 1) первая (задняя) часть корпуса насоса;
- 2) вторая часть корпуса насоса;
- 3) ведущее зубчатое колесо;
- 4) ведомое зубчатое колесо;
- 5) ведущий вал;
- 6) ведомый вал;
- 7) крепеж под шаговый двигатель, подставка.

Наглядность работы шестеренчатого насоса обеспечивается внешней крышкой из оргстекла притянутой болтами к корпусу конструкции. Базирование насоса на подставке будет обеспечиваться так же болтовыми соединениями, для этого на корпусе насоса предусмотрены технологические крепления.

На Рисунке 2 представлена виртуальная модель шестеренчатого насоса в сборе с шаговым двигателем.

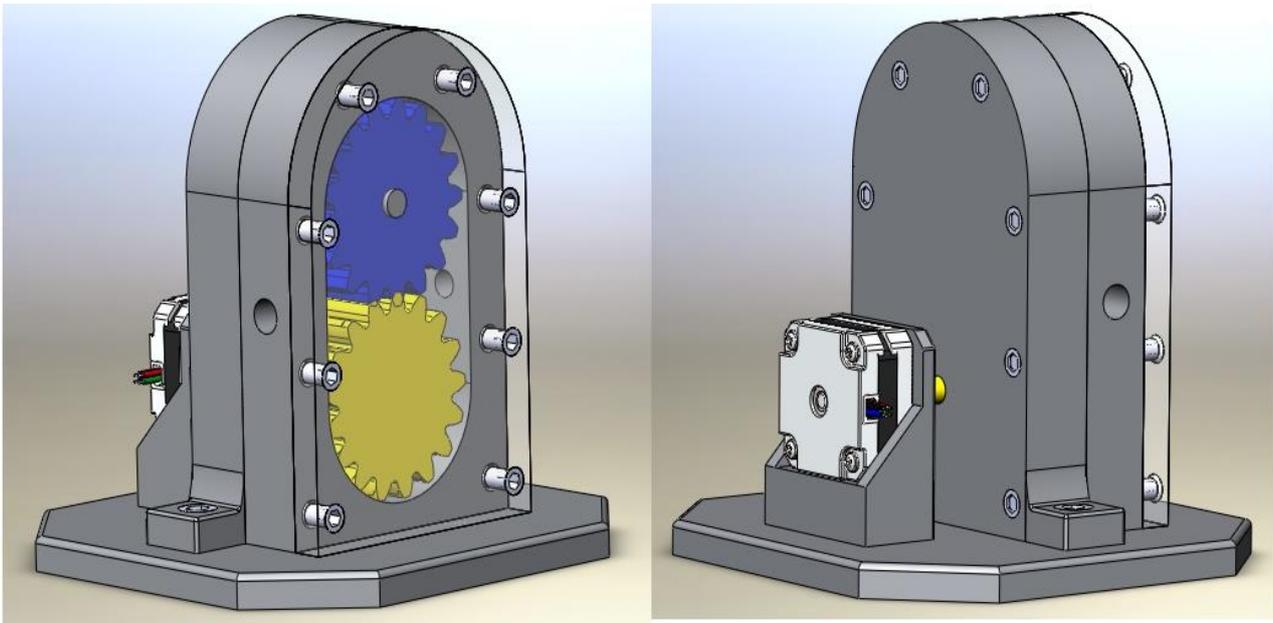


Рисунок 2 – Трехмерная модель насоса в сборе

ВЫВОД

Гидроагрегаты, такие как: насосы, гидроцилиндры, клапана и другие, часто имеют довольно нетривиальный принцип работы. Следовательно, зачастую сложно понять принцип работы, оперируя одними чертежами и эскизами. Так же стоит отметить, что существующие препарированные агрегаты не имеют возможность совершать полный цикл работы, т.е. они в большинстве случаев не подвижны и не несут в себе информацию о работе данного механизма. Для этого устранения этих неясностей предлагается изготовление с помощью 3D-принтера учебных лабораторных стендов, как наиболее эффективное и современное решение конструктивных, экономических и технологических проблем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы: Учебник для машиностроительных вузов / Т.М. Башта, С.С. Руднев, Б.Б. Некрасов, О.В. Байбаков, Ю.Л. Кирилловский- 4-е изд. – М: «Издательский дом Альянс».- 2010. – 423с.
2. Шестеренчатые насосы. Основные параметры и их расчёт / Юдин Е. М. Изд. 2-е, перераб. и доп. - М: «Машиностроение». – 1964. – 238 с.

APPLICATION IN ADD-TECHNOLOGIES IN CREATING EDUCATIONAL LABORATORY INSTALLATIONS

**Aurov B.Ch.¹; Verkhovtsev O.R.¹; Studennikov A.A.¹;
Tugarinov V.V.¹, Gorbachev M.V.¹,**

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

Annotation.

The paper discusses the process of developing three-dimensional models, the manufacture of models and educational laboratory stands (a series of thematic stands) using a 3D printer. For the developed models and stands, the main strengths and shortcomings were identified, and the effectiveness of their use in the educational process of the chair was also assessed. The existing constructions of laboratory stands and models were analyzed in the following disciplines: thermodynamics and heat-transfer, heat engineering, heat and mass transfer, hydraulics, hydraulic machines and hydraulic actuator. The technical requirements of reference for the project involves the creation of an independent, structurally and functionally complete laboratory stand (model), the development of a set of 3D models, drawings and, in general, other documentation, as well as the production of laboratory installations and demonstration models using 3D printing. In the course of which the most effective and promising methods for designing and improving the manufacturability of 3D printing were identified. In the course of the work, a variant of a gear-type pump was proposed as a clear example of the design of a hydraulic unit.

Key words: additive technologies, 3D printing, CNC, laboratory installations, layout.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ОБРАЗЦА СИЛОВОЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА С КОНСТРУКТИВНЫМИ НЕРЕГУЛЯРНОСТЯМИ САМОЛЕТА СТР-40ДТ

Прилуков Денис Станиславович¹ магистрант, Матвеев Константин Александрович² доктор техн. наук

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

ФГБОУ ВО НГТУ 630073, Россия, г. Новосибирск, ул. Карла Маркса, д. 20

Прилуков Д.С. e-mail: nfs4042@gmail.com, Матвеев К.А. e-mail: matveev@corp.nstu.ru

Аннотация:

Для расчетов прочности, общей и локальной устойчивости конструктивно подобных образцов (КПО) силовой панели крыла использован конечно-элементный комплекс FEMAP. Разработана КЭ-модель панели крыла, которая может быть использована в дальнейшем для анализа модифицированных вариантов панели и эффективности возможных вариантов ремонта повреждённых участков.

Ключевые слова:

Самолет, крыло, силовая панель, КПО, сжатие, устойчивость, разрушение, эксперимент.

В данной работе расчетно-экспериментальное исследование нижней панели крыла СТР-40ДТ. Данный КПО в основном соответствует участку нижней панели ОЧК крыла самолета СТР40-ДТ между нервюрами 9 и 10. Он представляет собой подкрепленную стрингерами прямоугольную панель. Стык болтовой, двухсрезный, диаметр болтов 6 мм, шаг болтов 30 мм, болты расположены в шахматном порядке. На рисунке 1 представлены конструктивные элементы этой панели.

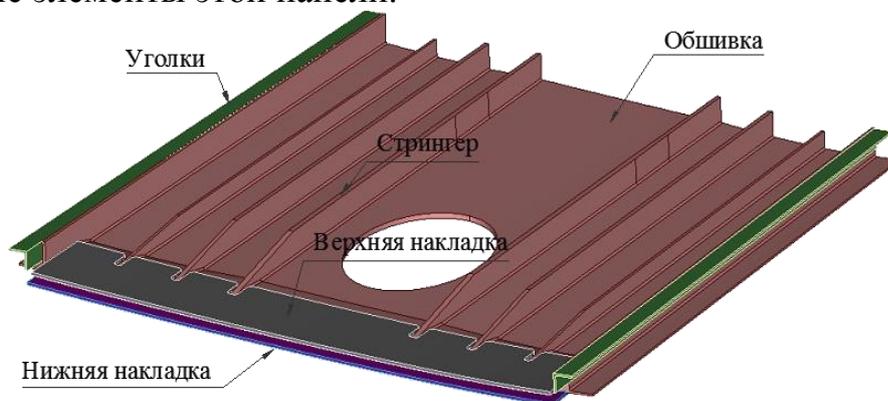


Рис. 1

Цели исследования:

Экспериментальное определение несущей способности образца панели с конструктивными нерегулярностями.

Экспериментальное определение локализации критического места образца панели и механизма разрушения.

Разработка и верификация КЭ - модели панели с конструктивными нерегулярностями.

Конечно-элементная модель образца предназначена для проведения статического анализа и исследования устойчивости в линейной постановке и разработана на базе трёхмерной конструкторской модели. Для данного образца был применён объёмный тип элемента "SOLID". Связь обшивки с парными накладками смоделирована при помощи слияния узлов в зоне соприкосновения.

Нижний торец КЭ модели закреплён по всем осям ГСК. Продольные перемещения присутствуют в граничных условиях верхнего торца КЭМ ($U_x = 0$, $U_y = 0$).

На рисунках представлены некоторые результаты расчётов КЭМ. На рис. 2 - расчётная картина деформированного состояния при нагрузке 70 тс, на рис. 3 - расчётная картина первой формы потери устойчивости и, на рис.4 - расчётная картина третьих главных напряжений при нагрузке 70 тс.

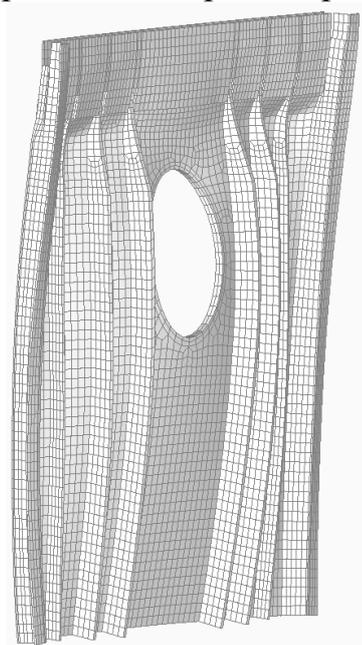


Рис. 2

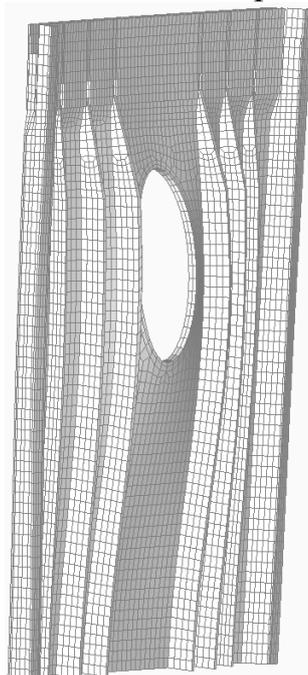


Рис. 3

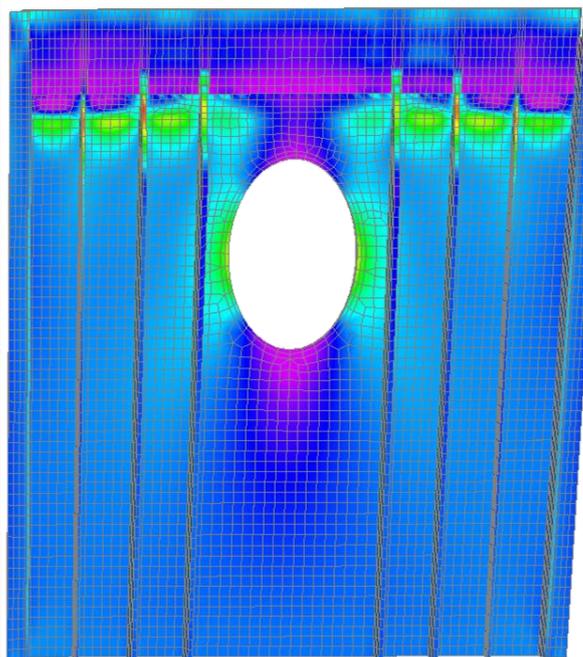


Рис. 4

КПО был испытан в испытательной машине У-1000, оборудованной нижним подвижным столом и верхним неподвижным столом, закреплённым на траверсе. Фотография образца, установленного в испытательную машину, показана на рисунке 5. Параметры нагружения контролировали через датчик давления, струнный датчик перемещения (который измерял продольные перемещения образца) и два лазерных датчика перемещения (которые измеряли прогиб в поперечном сечении образца). Управление нагружением

производилось по давлению непрерывно до 70 тонн, и непрерывно до разрушения.

Во время проведения первого этапа нагружения (ближе к 70 тоннам) были слышны характерные трески, после этого испытания были приостановлены. Было зафиксировано расслоение на носиках стрингеров в регулярной зоне, длина расслоения достигала 5 мм. На рисунке 6 представлен стрингер под № 6 в зоне стыка после нагружения 70 тонн.



Рис. 5



Рис. 6

Испытания подтвердили правильность прогноза критической зоны в КПО и позволили экспериментально найти уровень разрушающих напряжений в ней. Это пригодится для прогноза прочности стыка в натурной конструкции.

На втором этапе испытаний образец нагрузили до полного разрушения, которое произошло при нагрузке 73000 кгс по очагам расслоения, зародившимся на первом этапе испытаний. Фотография испытанного образца, показана на рисунке 7. Характер разрушения — расслоение обшивки на границе стыка и регулярной части, а также растрескивание стенки стрингера. Очевидно, что расчётная картина деформирования образца визуально соответствует эксперименту.

Выводы: Разработана КЭ - модель КПО панели крыла. Она может быть использована в дальнейшем для анализа НДС модифицированных вариантов панели и эффективности возможных ремонтов повреждённых (по результатам испытаний) участков .



Рис. 7

В результате испытаний установлено критическое место в панели в данной конфигурации — это стрингера в месте сопряжения с обшивкой. Уровень разрушающих напряжений для критического места — 22 кгс/мм^2 . Суммарная разрушающая нагрузка сжатия панели — 73750 кгс .

Библиографический список:

1. Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. Пособие / И.В. Чепурных. – Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО 2013. – 137 с.
2. Шимкович Д. Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows. – М.: ДМК Пресс, 2001. – 448 с., (Серия “Проектирование”).
3. Основы метода конечных элементов в механике деформируемых тел : учебник / В.Л. Присекин, Г.И. Расторгуев. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2010. – 238 с. (серия «Учебники НГТУ»)
4. Комплекс ANSYS: нелинейный прочностной анализ конструкций: учебное пособие / И.А. Банщикова, Г.И. Расторгуев. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – 94 с.

A STUDY OF THE BEARING CAPACITY OF THE SAMPLE POWER
WING PANELS WITH STRUCTURAL IRREGULARITIES OF THE PLANE
STR-40DT

*Prilukov Denis Stanislavovich¹, undergraduate; Matveev Konstantin
Aleksandrovich², doctor of tech. sciences.*

¹FSUE "SibNIA them. S. A. Chaplygin" 630051, Russia, Novosibirsk,
Polzunov str., d. 21/1

²FGBOU IN NSTU 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx street, 20

Prilukov D. S. e-mail: nfs4042@gmail.com, *Matveev K. A.* e-mail:
matveev@corp.nstu.ru

Annotation:

To calculate the strength, General and local stability of structurally similar samples (SSS) of the wing power panel, THE finite element FEMAP complex was used. The FE-model of the wing panel was developed, which can be used in the future to analyze the modified versions of the panel and the effectiveness of possible options for repair of damaged areas.

Keyword:

Aircraft, wing, power panel, SSS, compression, stability, destruction, experiment.

СОДЕРЖАНИЕ

ПЛЕНАРНЫЙ ДОКЛАД

ЧАПЛЫГИН - СИБНИА – НГТУ

Барсук Владимир Евгеньевич, Батаев Анатолий Андреевич, Пустовой Николай Васильевич, Саленко Сергей Дмитриевич, Чемезов Владимир Леонидович.....5

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

РАСЧЁТ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ МЕТОДОМ
ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Виноградова Анжелика Сергеевна, Акимов Михаил Александрович 11

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕДОСТАТКОВ ТЕХНОЛОГИИ РАЗМЕРНОГО ХИМИЧЕСКОГО ТРАВЛЕНИЯ

*Шулаков Кирилл Александрович, Дерхо Евгений Павлович, Рынгач Николай
Анатольевич 16*

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ
КОМПОЗИТНЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ ГРАЖДАНСКИХ ПАССАЖИРСКИХ САМОЛЕТОВ

Клочков Никита Игоревич; Зверков Илья Дмитриевич 19

МАТЕРИАЛЫ ДОКЛАДА НА ТЕМУ: «МОДУЛЬНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ»

Левицкий М.А., Семашко М.Ю., Кувшинова Н.Л..... 23

РАДИАЦИОННЫЙ НАГРЕВ ЛИСТОВЫХ ЗАГОТОВОК ДЛЯ ФОРМОИЗМЕНЕНИЯ НА
ПАДАЮЩИХ МОЛОТАХ

Литвинов Вячеслав Александрович; Курлаев Николай Васильевич..... 28

СНИЖЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ ВОЗНИКНОВЕНИЯ БРАКА ПРИ ПРОИЗВОДСТВЕ ТОПЛИВНЫХ
БАКОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Лузан Егор Сергеевич, Нарышева Галина Геннадьевна..... 32

ДОРАБОТКА УНИВЕРСАЛЬНОГО ГИДРОСТЕНДА ДЛЯ ТЕСТИРОВАНИЯ
ЭЛЕКТРОГИДРОНАСОСОВ САМОЛЁТА А-320

Лысенко Александр Андреевич; Рынгач Николай Анатольевич 37

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ВЫВЕШИВАНИЯ
БЛИЖНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА

Соколов Владислав Евгеньевич; Курлаев Николай Васильевич 41

РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСА МОБИЛЬНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВЕРТОЛЁТА МИ-8 И ЕГО
МОДИФИКАЦИЙ

Толстопятов Владимир Константинович; Курлаев Николай Васильевич 45

СЕКЦИЯ:ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН

РАСЧЁТЫ НА ПРОЧНОСТЬ БАЛОЧНЫХ КОНСТРУКЦИЙ МИКРОЭЛЕКТРОННОЙ ТЕХНИКИ
ПРИ ИНЕРЦИОННО-ИМПУЛЬСНОМ НАГРУЖЕНИИ

Алымов Александр Владимирович; Родионов Андрей Иванович 49

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТ СОБСТВЕННЫХ КОЛЕБАНИЙ ОТДЕЛЬНЫХ СЕКЦИЙ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ ОПОРЫ ВЛ	
<i>Артемьев Александр Евгеньевич; Маркевич Екатерина Борисовна; Михайлова Ольга Александровна; Кожевников Алексей Николаевич</i>	55
РАЗРАБОТКА, МОДЕЛИРОВАНИЕ И РАСЧЕТ ДИНАМИЧЕСКОГО ОБЖАТИЯ АДАПТИВНОЙ АМОРТИЗАЦИИ	
<i>Воробьев Александр Вячеславович; Загидулин Артём Рибхатович</i>	60
ОБЗОР МЕТОДОВ КОРРЕКЦИИ РАСЧЁТНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИСПЫТАНИЙ	
<i>Занина Эльвира Александровна; Бернс Владимир Андреевич; Маленкова Валерия Васильевна</i>	65
ОПРЕДЕЛЕНИЕ СОБСТВЕННЫХ ЧАСТОТ ОПОР ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ МЕТОДОМ ОПЕРАЦИОННОГО МОДАЛЬНОГО АНАЛИЗА	
<i>Белюсов А.И.; Запысова Елена Алексеевна</i>	69
АНАЛИЗ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ОПОР ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ ЭЛЕКТРОПЕРЕДАЧИ СЕРИИ «У» ПОД ДЕЙСТВИЕМ СОБСТВЕННОГО ВЕСА	
<i>Кожевников Алексей Николаевич</i>	74
СТЕНОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ НА ОСНОВЕ ОТХОДОВ ДРЕВЕСИНЫ	
<i>Дицель А.В., Левкович А.В., Машкин Н.А.</i>	79
ПРИМЕНЕНИЕ ТЕОРЕМЫ ОБ ИЗМЕНЕНИИ КИНЕТИЧЕСКИХ ЭНЕРГИЙ ПАРЦИАЛЬНЫХ ДВИЖЕНИЙ В ДИНАМИКЕ МЕХАНИЧЕСКИХ, ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ И ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ СИСТЕМ С НЕСКОЛЬКИМИ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ	
<i>Кравцов Сергей Русланович; Родионов Андрей Иванович</i> ,	84
ИССЛЕДОВАНИЕ И РАСЧЕТ УСТРОЙСТВ, СОЗДАЮЩИХ ПОСТОЯННОЕ УСИЛИЕ	
<i>Рыков Сергей Анатольевич; Ян Лун Никита; Рыков Анатолий Аркадьевич</i>	91
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕОРИИ ПОДОБИЯ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ ИНЖЕНЕРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА	
<i>Крамаренко Николай Владимирович; Сухнева Анастасия Алексеевна; Лаврина Валентина Михеевна; Скоробогатова Анастасия Алексеевна</i>	96
КОМПОЗИТНЫЙ ТРОС ИЗ СТЕКЛОРОВИНГА И ЭЛАСТОМЕРОВ	
<i>Уванов М.И.</i>	102
СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА	
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЦИЛИНДРА С ПЕРЕДНЕЙ ГАЗОПРОНИЦАЕМОЙ ВСТАВКОЙ ПОД УГЛОМ АТАКИ	
<i>Валиуллин Илья Римович; Миронов Сергей Григорьевич</i>	109
РАСЧЁТ ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТОВ МЕТОДОМ ДИНАМИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ	
<i>Виноградова Анжелика Сергеевна; Акимов Михаил Александрович</i>	112
ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОТОКОВ В МАКЕТЕ КАТАЛИТИЧЕСКОГО РЕАКТОРА ДОЖИГА ЛЕТУЧИХ ОРГАНИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ	
<i>Какаулин Сергей Витальевич; Кабардин Иван Константинович</i>	117

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЦЕНТРА И ГРАНИЦ ВИХРЕВОГО ЯДРА В ВИХРЕВОМ СЛЕДЕ ЗА КРЫЛОМ (ПРИ $M=2$)	
<i>Куликов Виталий Владимирович</i>	121
АЭРОУПРУГИЕ КОЛЕБАНИЯ МОСТОВЫХ СООРУЖЕНИЙ	
<i>Косяков Виктор Андреевич; Маслобоев Илья Андреевич</i>	125
РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ТРЁХЗВЕННОГО МЕХАНИЗИРОВАННОГО ПРОФИЛЯ В РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЯХ	
<i>Кружков А. С. ; Румянцев А.Г.</i>	129
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ЦИЛИНДРА С ПЕРЕДНЕЙ ГАЗОПРОНИЦАЕМОЙ ВСТАВКОЙ НА БАЗЕ СКЕЛЕТНЫХ МОДЕЛЕЙ ВЫСОКОПОРИСТЫХ ЯЧЕИСТЫХ МАТЕРИАЛОВ (ВПЯМ)	
<i>Милицина Татьяна Сергеевна; Поплавская Татьяна Владимировна</i>	135
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ ОКОЛОЗВУКОВОЙ ОБЛАСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ В КАНАЛЕ ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ	
<i>Федорова Дарья Владимировна; Замураев Владимир Павлович; Калинина Анна Павловна</i>	138
ВЛИЯНИЕ «N-ВОЛНЫ» НА ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ $M=2,5$	
<i>Чудинова Юлия Игоревна; Ермолаев Юрий Геннадиевич; Косинов Александр Дмитриевич; Семенов Николай Васильевич</i>	143
СЕКЦИЯ:ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ АППАРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ	
ОЦЕНКА ВАРИАНТОВ КОМПОНОВОК ЯЧЕЕК ЭЛЕКТРОКОНДИЦИОНЕРА НА ОСНОВЕ МОДУЛЯ ПЕЛЬТЬЕ	
<i>Исанина Анастасия Павловна; Нягулов Михаил Романович</i>	149
ДИНАМИКА ГАЗОВЫХ ПУЗЫРЕЙ В КАНАЛЕ С ВНЕЗАПНЫМ РАСШИРЕНИЕМ	
<i>Евдокименко Илья Анатольевич; Лобанов Павел Дмитриевич</i>	154
ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОТОКОВ В МАКЕТЕ КАТАЛИТИЧЕСКОГО РЕАКТОРА ДОЖИГА ЛЕТУЧИХ ОРГАНИЧЕСКИХ СОЕДИНЕНИЙ	
<i>Какаулин Сергей Витальевич; Кабардин Иван Константинович</i>	157
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА ПРОДВИЖЕНИЯ ФРОНТА КРИСТАЛЛИЗАЦИИ ОТ ОХЛАЖДАЕМОЙ ВЕРТИКАЛЬНОЙ СТЕНКИ В ГОРИЗОНТАЛЬНОМ СЛОЕ ЖИДКОСТИ	
<i>Михайлов Арсений Владимирович; Бердников Владимир Степанович</i>	161
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ РАЗВИТИЯ И ТЕПЛООБМЕНА ПРИСТЕННОЙ СТРУИ ВО ВСТРЕЧНОМ ПОТОКЕ	
<i>Очередыко Артем Игоревич; Пахомов Максим Александрович</i>	166
СИСТЕМА ТЕРМОРЕГУЛЯЦИИ ЧЕЛОВЕКА: ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА МЕЖДУ «ЯДРОМ» И «ОБОЛОЧКОЙ»	
<i>Гравит Анастасия Ивановна; Хромова Ирина Владимировна</i>	169

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООБМЕНА В СИСТЕМЕ «ЧЕЛОВЕК – ОКРУЖАЮЩАЯ СРЕДА» В УСЛОВИЯХ НЕВЕСОМОСТИ	
<i>Кан Мин Су; Хромова Ирина Владимировна</i>	174
ГИПОДИНАМИЯ В НЕВЕСОМОСТИ: ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА	
<i>Краснощечкова Диана Сергеевна; Хромова Ирина Владимировна</i>	178
ОБЗОР ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА	
<i>Сиденко Денис Евгеньевич; Дьяченко Юрий Васильевич</i>	182
ИССЛЕДОВАНИЕ АВТОНОМНЫХ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ НА ОСНОВЕ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН И УСТАНОВОК	
<i>Ульянкин Иван Михайлович; Чичиндаев Александр Васильевич</i>	186
ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОВОЙ ИЗОЛЯЦИИ В ТРАНСФОРМАТОРЕ С ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ СВЕРХПРОВОДЯЩЕЙ ОБМОТКОЙ	
<i>Шеин Сергей Евгеньевич; Чичиндаев Александр Васильевич</i>	189
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ХЛАДОНОСИТЕЛЕЙ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН	
<i>Карпов Илья Олегович; Будасова Светлана Алексеевна</i>	193
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕТРОФИТА В ПРОЕКТИРОВАНИИ ХОЛОДИЛЬНЫХ МАШИН	
<i>Косенов Даниил Михайлович; Будасова Светлана Алексеевна</i>	197
ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА В КАЧЕСТВЕ ХОЛОДИЛЬНОГО АГЕНТА	
<i>Третьяков Антон Иванович; Будасова Светлана Алексеевна</i>	200
ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ СОЗДАНИИ УЧЕБНЫХ ЛАБОРАТОРНЫХ УСТАНОВОК	
<i>Аюров Булат Чингизович; Верховцев Олег Романович; Студенников Алексей Александрович; Тугаринов Валентин Владимирович; Горбачев Максим Викторович</i>	202
ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ОБРАЗЦА СИЛОВОЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА С КОНСТРУКТИВНЫМИ НЕРЕГУЛЯРНОСТЯМИ САМОЛЕТА СТР-40ДТ	
<i>Прилуков Денис Станиславович, Матвеев Константин Александрович</i>	207

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

Наука Промышленность Оборона

Труды XX ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО–ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 17-19 апреля 2019 г.

Том 1

Под редакцией *С.Д. Саленко*

Компьютерная верстка: *Д.В. Гынгазов, К. М. Зубашевский*

Подписано в печать 21.06.2019г. Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная
Тираж 30 экз. Уч.-изд.л. 12,32. Печ.л. 13,25. Заказ № 1029

Отпечатано в типографии
Новосибирского государственного технического университета
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20
Тел: (383)-346-31-87