

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

## **НАУКА ПРОМЫШЛЕННОСТЬ ОБОРОНА**

### **ТРУДЫ XVII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ КОНФЕРЕНЦИИ**

г. Новосибирск, 20-22 апреля 2016 г.

#### ***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  
2016

УДК 62+623](063)

ББК 72я431

Н 34

Н 34 **Наука Промышленность Оборона**: труды XVII Всероссийской научно-технической конференции: в 4 т. / коллектив авторов; под редакцией С.Д. Саленко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2016.

ISBN 978-5-7782-2920-4

Том 1: - 372 с.

ISBN 978-5-7782-2921-1

*Редакторы тома:*

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

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

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

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

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

Представлены труды XVII Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов «Наука Промышленность Оборона – 2016». 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 978-5-7782-2921-1 (Том 1)

ISBN 978-5-7782-2920-4

© Коллектив авторов, 2016

© Новосибирский государственный  
технический университет, 2016

## 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;

*Серьезнов А.Н.*, 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 Института теоретической и прикладной механики СО РАН, Почетный доктор НГТУ;

*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 ГДУ НГТУ – ответственный секретарь, член-корреспондент АВН;

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

*Карпович А.И.*, д.э.н., профессор, заведующий кафедрой «Экономическая теория и прикладная экономика» (ЭТПЭ) НГТУ;

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

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

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

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

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

*Левин В.Е.*, д.т.н., профессор, заместитель заведующего кафедрой ПЛА НГТУ;

*Мержиевский Л.А.*, д.ф.-м.н., профессор, НИИ Гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, член- корреспондент АВН;

*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.

#### **Рабочая группа:**

*Вольф Н.А.*, магистрант, гр. МБМ-51

*Долматов А.С.*, студент, гр. МА-31

*Корнаков Е.А.*, студент, гр. МА-31

*Тихонина К.В.*, магистрант, гр. МБМ-51

#### **Редакционная коллегия сборника трудов научно-технической конференции «НПО-2016»**

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

Атапин В.Г., д.т.н., профессор

Балаганский И.А., д.т.н., профессор

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

Карпович А.И., д.э.н., профессор

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

Курлаев Н.В., д.т.н., профессор

Ларичкин В.В., д.т.н., профессор

Левин В.Е., д.т.н., профессор

Легкий В.Н., д.т.н., профессор

Обуховский А.Д., к.т.н., доцент

Поляков С.А., к.ю.н., доцент

Расторгуев Г.И., д.т.н., профессор

Чичиндаев А.В., д.т.н., профессор

# ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

УДК 629.113.03

## К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ГЕОРГИЯ СЕРГЕЕВИЧА МИГИРЕНКО

*Родионов Андрей Иванович, доцент, канд. техн. наук,  
Атапин Владимир Григорьевич, профессор, доктор техн. наук*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77

*Родионов А.И., e-mail: teormech@ngs.ru*

*Атапин В.Г., e-mail: teormech@ngs.ru*

*Адрес для корреспонденции: Родионов Андрей Иванович, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77*

### Аннотация

В связи со 100-летием со дня рождения приводится краткая биография известного учёного в области механики, кораблестроения и транспорта, крупного организатора науки и производства, общественного деятеля, лауреата Ленинской премии, заслуженного деятеля науки и техники РСФСР, доктора технических наук, профессора, контр-адмирала Георгия Сергеевича Мигиренко. Рассматриваются три крупных периода его жизни, отмечены основные достижения в науке, образовании и промышленности.

**Ключевые слова:** оборона, наука, промышленность, образование, общественная деятельность, достижения

Георгий Сергеевич Мигиренко – известный учёный в области механики, кораблестроения и транспорта, крупный организатор науки и производства, общественный деятель, изобретатель:

- лауреат Ленинской премии, заслуженный деятель науки и техники РСФСР, действительный член Петровской академии наук и искусств, Почётный академик Академии транспорта РФ и Академии инженерных наук РФ, доктор технических наук, профессор, контр-адмирал;

- присвоены звания заслуженного ветерана СО



РАН, ветерана Министерства обороны, Вооруженных сил, ветерана подразделений особого риска, заслуженного работника Новосибирской области и Новосибирского государственного технического университета (НГТУ);

- имеет награды: 3 ордена Красной Звезды (1943-1957 гг.), орден Трудового Красного Знамени (1967 г.), 2 ордена ВОВ 1 степени (1985, 1995 гг.), 25 медалей (1943-1945 гг.), медаль им. С.И. Вавилова (общество «Знание», 1975 г.), знак изобретателя, нагрудный знак «За отличные успехи в работе» в области Высшего образования СССР (1981 г.);

- подготовил 41 доктора и около 70-ти кандидатов наук, опубликовал лично и в соавторстве более 600 научных работ, имеет 66 авторских свидетельств и несколько патентов.

Г.С. Мигиренко родился 30 сентября 1916 года в Одессе. В 1930 г. он – учащийся фабрично-заводского училища (специальность слесаря), далее – рабфак. В период 1934–1939 гг. – студент Одесского института инженеров водного транспорта (ОИИВТ). Годы учёбы в институте положили начало его научной деятельности. Студентом Г.С. Мигиренко участвовал в расчетах напряжённого и деформированного состояния судов при плавании на волнах, выполнял анализ непотопляемости и устойчивости судов, оптимизировал обводы корпуса и др. В этот же период Г.С. Мигиренко параллельно поступает учиться в Одесскую консерваторию по классу вокала (лирический тенор). На студенческой скамье Г.С. Мигиренко начал активно писать стихи.

Выбрав научные исследования как основной вид своей деятельности, Г. С. Мигиренко в течение всей жизни уделял много внимания пению. Выпускник консерватории по классу вокала он выступал в опере, концертах в нашей стране и за рубежом – в США, Италии, Франции, Германии, Чехословакии, Польше и других странах.

После окончания ОИИВТ в жизни Георгия Сергеевича можно выделить три крупных периода:

- 1939 – 1958 – слушатель Ленинградской Военно-морской академии (ЛВМА), начальник ремонта кораблей (г. Архангельск), адъютант ЛВМА, докторант Математического института им. В.А. Стеклова АН СССР, старший преподаватель ЛВМА;

- 1958 – 1976 гг. – заведующий отделом, заместитель директора Института гидродинамики СО АН СССР;

- 1976 – 1999 гг. – заведующий кафедрой теоретической механики и сопротивления материалов Новосибирского электротехнического института (НЭТИ, ныне НГТУ – Новосибирский государственный технический университет), профессор кафедры с 1994 г.

**Период 1939 – 1958 гг.** По окончании ОИИВТ Мигиренко Г.С. был направлен для продолжения учебы в ЛВМА, где его творческие способности проявились, формировались и умножались под руководством академиков А.Н. Крылова и П.Ф. Папковича. В эти годы его учителями была поставлена научная проблема по разработке теории защиты крупных кораблей от взрывов.

Учебу в ЛВМА прервала Великая отечественная война. За героизм, проявленный в боях, за работы по восстановлению поврежденных кораблей, их переоборудованию и усовершенствованию Г.С. Мигиренко награжден орденами Красной Звезды, 25 медалями.

В 1945 году Г.С. Мигиренко по ходатайству А.Н. Крылова был направлен в адъюнктуру ЛВМА. По просьбе П.Ф. Папковича Г.С. Мигиренко написал книгу по теории подобия. Впоследствии теория подобия, примененная к моделированию взрывов и ударных волн, нашла приложение в его кандидатской диссертации. Г.С. Мигиренко предложил новую трактовку взрывных явлений, которая вошла в диссертацию как новое открытие и была поддержана П.Ф. Папковичем, Ю.А. Шиманским, Л.Я. Резницким.

После успешной защиты кандидатской диссертации в 1948 году Г.С. Мигиренко был направлен в докторантуру Математического института им. В.А. Стеклова АН СССР, где он работал под научным руководством академика М.А. Лаврентьева в отделе механики, которым руководил академик М.В. Келдыш. Здесь получили дальнейшее активное продолжение работы по защите кораблей и подводных лодок от обыкновенных и атомных ударных волн, составившие содержание его докторской диссертации. Г.С. Мигиренко разработал математическую модель разрушающего взрыва, исследовал вопросы неповреждаемости кораблей и подводных лодок в зависимости от энергии атомного взрыва, а также вопросы сотрясения кораблей от ударной волны как корабля в целом, так и его внутренних элементов. После блестящей защиты докторской диссертации Г.С. Мигиренко преподавал в ЛВМА. В 1954 г. он вновь был отозван на флот и назначен одним из научных руководителей по проведению серии ядерных испытаний с целью разработки систем защиты кораблей от ядерных взрывов.

**Период 1958 – 1976 гг.** Этот период жизни Георгия Сергеевича связан с Сибирским отделением АН СССР (ныне СО РАН). Академик М.А. Лаврентьев предложил Г.С. Мигиренко участвовать в создании СО АН СССР и Академгородка под Новосибирском. В 1958 году по рекомендации М.А. Лаврентьева Г.С. Мигиренко назначили на должность парторга ЦК КПСС в Академгородок. Одновременно Г.С. Мигиренко стал его первым заместителем и заведующим одного из отделов Института гидродинамики СО АН СССР. Здесь продолжилась морская тематика научных исследований Г.С. Мигиренко. Будучи контр-адмиралом генерального штаба, он связывал потребности армии и флота с научными достижениями ученых СОАН СССР. Много сил он отдавал организации фундаментальных и прикладных исследований скоростных подводных лодок, способных плавать на больших глубинах, теории подводного взрыва, теории и имитации атомных взрывов и др. В частности, в отделе, который он возглавлял, была успешно решена задача по снижению сопротивления воды движению подлодок. Несомненна его заслуга в установлении тесных связей науки с промышленными предприятиями и вузами г. Новосибирска, а также других городов. Его труд в этот период отмечен орденом Трудового Красного Знамени.

**Период 1976 – 1999 гг.** В 1976 году ректор НЭТИ (ныне НГТУ) Г.П. Лыщинский приглашает Георгия Сергеевича на должность заведующего кафедрой теоретической механики и сопротивления материалов (ТМ и СМ). Этот период его жизни отмечен значительными достижениями в научной деятельности, к которым добавились успехи в учебной и общественной работе. Красной нитью проходит здесь дальнейшее, начатое в СО АН СССР, укрепление единства триады «наука – образование – промышленность».

С приходом Г.С. Мигиренко на кафедре ТМ и СМ существенно расширились научные исследования в областях виброзащиты, математического моделирования машин и конструкций, внедорожного транспорта. При кафедре были открыты научные лаборатории, которые имели активные связи с заводами и предприятиями, в частности, НАПО им. В.П. Чкалова, ПО «Сибтекстильмаш», ПО «Сибсельмаш», ПО «Луч», АО «Ирмень», Юргинским машиностроительным заводом, Красноярским комбайновым заводом и др. Кафедра имела активные научные связи с Институтом машиноведения им. Благонравова, Институтом математики им. Соболева, МГТУ им. Баумана, Институтом теоретической и прикладной механики СО АН СССР, Институтом гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО АН СССР, Институтом теплофизики СО АН СССР и др.

Начиная с середины 80-х годов, под научным руководством Г.С. Мигиренко начали развиваться исследования по разработке бездорожного транспорта для регионов Сибири и Крайнего Севера. В 1989 году в НГТУ создается отраслевая научно-исследовательская лаборатория внедорожных транспортно-технологических средств. Работы проводились по заданию ГКНТ и АН СССР, а также Миннефтегазстроя СССР с финансированием лаборатории следующими организациями: ССО Обьтрубопроводстрой (с 1987 г.), Миннефтегазстрой (с 1990 г.), ПО им. В.П. Чкалова (г. Новосибирск, с 1990 г.), Семипалатинский машиностроительный завод (с 1990 г.), ГКНТ по госбюджету. В стенах этой лаборатории были получены яркие нетривиальные результаты. Для передвижения по территориям Крайнего Севера, тундры, Среднего Приобья были предложены и доведены до опытных образцов принципиально новые, нетрадиционные транспортные средства, использующие принципы скольжения и пневмохождения:

- двухместный глессирующий снегоход-амфибия УГА (НАПО им. В.П. Чкалова, 1990 г.) (рис. 1);
- экспериментальная модель пневмовездехода колесного ПВХ-К с максимальной удельной нагрузкой на грунт 0,01 МПа (Семипалатинский машиностроительный завод, 1991 г.) (рис. 2);

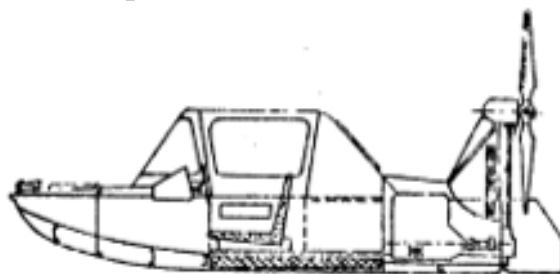


Рис. 1. Универсальный глессирующий аппарат



- экспериментальная модель пневмовездехода гусеничного ПВХ-Г с удельным давлением на грунт не более 0,007 МПа с грузом 4 т (Опытный завод СО РАН, 1990 г.) (рис.3).

Указанные работы были отмечены золотой и серебряной медалями ВДНХ СССР. Обобщение проведенных исследований, как в теоретическом плане, так и в части практических испытаний различных макетных образцов ВТТС, патентно-информационный поиск и анализ внедорожной и вездеходной техники позволяет сделать вывод, что успешная реализация идей пневмошагания открывает новое и очень перспективное направление в развитии внедорожной техники.

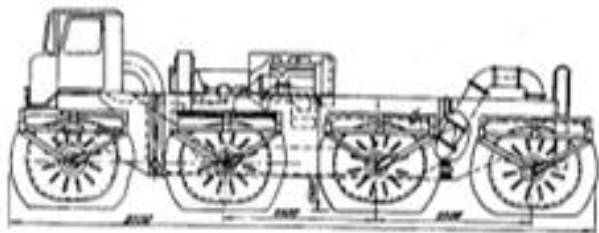


Рис. 2. Экспериментальный образец пневмовездехода колесного

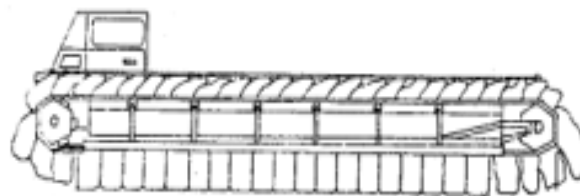


Рис. 3. Экспериментальный образец пневмовездехода гусеничного

В этот период Георгий Сергеевич – член Национального комитета по машиноведению, председатель секции совета при ИМАШ им. Благонравова по вибротехнике и виброзащите, член комитета по машиностроению РАН, заместитель председателя секции «Машины и технологии, сохраняющие тундру» при главном совете «Машиностроение», председатель специализированного совета по защите докторских и кандидатских диссертаций, ответственный редактор межвузовского сборника научных трудов «Вопросы динамики механических систем», член оргкомитета и председатель секции Международного конгресса по прикладной и индустриальной математике (ИНПРИМ) разных лет и др.

Георгий Сергеевич активно и результативно занимался делами не только кафедры. Известны его постоянная озабоченность делами университета, предлагаемые им оригинальные решения возникающих проблем. В последние годы жизни Георгий Сергеевич устремил свой пылкий научный взор на глобальные проблемы происхождения жизни, взаимодействия Разума и Материи, проблему защиты от метеоритной и болидной опасности нашей планеты. В настоящее время в просторах Вселенной летит комета имени Мигиренко, названная так за достигнутые им в этой области результаты.

Всем, кто пожелает побольше узнать о жизни Георгия Сергеевича, мы советуем взять в руки и прочесть его автобиографическую книгу: *Г.С. Мигиренко «Жизнь – это деяние»*. – Новосибирск: Изд-во НГТУ. 1997. - 152 с. Для нас же, знавших его лично, Георгий Сергеевич навсегда остался в памяти Человеком - красивым, сильным, уверенным в правоте своих действий,

нацеленным делать людям добро, одним из последних Зубров ушедшего XX века.

***Библиографический список:***

1. Мигиренко Г.С. Общие положения теории подобия и их приложение к задачам. – Л.: Изд-во ВМОЛА, 1946.
2. Мигиренко Г.С. О подобии контактных подводных взрывов. – Л.: Изд-во ВМОЛА, 1946.
3. Мигиренко Г.С. О действии подводных взрывов. Ч.1.- Л.: Изд-во ВМОЛА, 1947.
4. Мигиренко Г.С. Подводный взрыв и его действие на корабли: Дис. ... канд. техн. наук. – Л., 1948.
5. Мигиренко Г.С. Некоторые вопросы теории действия подводных взрывов на корабли: Дис. ... д-ра техн. наук. – М., 1952.
6. Мигиренко Г.С. О действии мощного подводного взрыва на корабли // Бюллетень ГУК ВМФ. – 1956. - № 53.
7. Воздействие наземного и подводного взрывов на корабли ВМФ/ Г.С. Мигиренко, И.Г. Сенников и др. – Военмориздат. – 1958. - № 1.
8. Мигиренко Г.С., Новиков Б.Г. О моделировании натурного ламинарного пограничного слоя // Сб. статей ИГ СО АН СССР/ Под ред. Г.С. Мигиренко. – Новосибирск, 1970.
9. Мигиренко Г.С. Некоторые особенности обтекания тел с жидкостью // Бюллетень ИГ СО АН СССР. – 1973. - № 38.
10. Бездорожные транспортно-технологические средства / Под ред. Академика В.Е. Накорякова, профессора Г.С. Мигиренко. Сб. науч. трудов. – Новосибирск: Издательство Института теплофизики СО АН СССР, 1988 с.

**TO THE 100 ANNIVERSARY GEORGE S. MIGIRENKO**

**Rodionov Andrey I.**, Ph.D. (Physics and Mathematics), Associate Professor  
**Atapin Vladimir G.**, D.Sc. (Engineering), Professor

Novosibirsk State Technical University, 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk,  
630073, Russian Federation, tel. (383) 346-17-77

**Rodionov A.I.**, e-mail: teormech@ngs.ru  
**Atapin V.G.**, e-mail: teormech@ngs.ru

**Abstract**

In connection with the 100th anniversary of the birth is a brief biography of the famous scientist in the field of mechanics, shipbuilding and transport, a major organizer of science and industry, public figure, winner of the Lenin Prize, Honored Scientist of the Russian Federation, doctor of technical sciences, professor, counter-

Admiral George S. Migirenko. We consider the three major periods of his life, marked by major achievements in science, education and industry.

**Keywords:** defense, science, industry, education, social activities, achievements.

УДК 629.113.03

## К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ИВАНА ВАСИЛЬЕВИЧА РОДИОНОВА

*Атапин Владимир Григорьевич, профессор, доктор техн. наук*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073,  
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77

*Атапин В.Г.*, e-mail: teormech@ngs.ru

*Адрес для корреспонденции: Атапин Владимир Григорьевич,*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77

### Аннотация

В связи со 100-летием со дня рождения приводится краткая биография известного учёного в области механики, теории механизмов и машин, прикладной механики, профессора, кандидата технических наук, кавалера ордена «Знак почёта» за заслуги в подготовке специалистов для народного хозяйства СССР Ивана Васильевича Родионова. Рассмотрена его педагогическая, научная и общественная деятельность.

**Ключевые слова:** оборона, наука, промышленность, образование, общественная деятельность, достижения.

Иван Васильевич Родионов родился 13 августа 1916 года в селе Архангельское Тюменской области в семье священника.

В 1934 году он поступил в Омский топографический техникум, 1937 году – в Московский технологический институт пищевой промышленности на механический факультет.

В августе 1941 года Иван Васильевич стал ополченцем, а затем курсантом школы ускоренной подготовки младших командиров для Красной армии. После победы под Москвой студенты-старшекурсники были отозваны из армии для дальнейшей учебы.

После окончания института в марте 1942 года И. В. Родионов был призван в армию. Воевал на должностях командира минометного расчета, командира взвода артразведки на Украинском, 1-м, 3-м Белорусских фронтах. Во время боёв в Белоруссии был принят в Коммунистическую партию СССР.



Победу Иван Васильевич встретил под Кёнигсбергом. По окончании боев в Маньчжурии в конце 1945 был демобилизован из армии.

Награжден медалями «За боевые заслуги», «За взятие Кенигсберга», «За победу над Германией в Великой отечественной войне 1941-1945 гг.», «За победу над Японией», «20 лет победы в Великой отечественной войне 1941-1945 гг.», «50 лет Вооруженным силам СССР», «30 лет победы в Великой отечественной войне 1941-1945 гг.»; Знаком Министерства обороны СССР «25 лет Победы в Великой отечественной войне».

**Педагогическая деятельность.** С декабря 1945 года – преподаватель технической механики в политехническом техникуме Министерства заготовок СССР в г. Томске. 1946 –1949 г. – Томский политехнический институт имени С.М. Кирова (ТПИ), ассистент, с 1949 по 1953 г. – старший преподаватель кафедры прикладной механики. Приказом Министерства высшего образования СССР в 1951 году И.В. Родионов был прикомандирован к одногодичной аспирантуре Одесского политехнического института – руководитель Заслуженный деятель науки и техники РСФСР, доктор техн. наук, профессор. В.А. Добровольский. В 1952 году И.В. Родионов досрочно окончил аспирантуру с защитой кандидатской диссертации, стал доцентом и деканом факультета обогащения полезных ископаемых ТПИ.

С 1958 г. И.В. Родионов – доцент Новосибирского электротехнического института (НЭТИ). В 1961 году он назначен заведующим вновь организованной кафедры прикладной механики, руководил более 20 лет. Под его руководством проделана большая работа по созданию лабораторной базы, по разработке конспектов лекций по дисциплинам кафедры, по постановке лабораторных работ и курсового проектирования. В 1972 г. Иван Васильевич избран профессором. В 1961-1966 гг. по поручению ректората кафедра обеспечила пять выпусков специалистов по специальности 0531 – приборы точной механики. В 1971 году на базе кафедры открыта специальность оборонного профиля 0546. В 1977 году состоялся первый выпуск специалистов для оборонной промышленности.



1986 г.



1961 г.  
Заведующий  
кафедрой

**Научная деятельность.** Научное направление – исследование механизмов и машин ударного и вращательно-ударного действия для разработки и бурения мерзлых грунтов, обоснование теории и методик их расчета. Автор монографии «Исследование машин для разрушения мерзлых грунтов и горных пород», более 100 научных трудов и 20 авторских свидетельств, редактор 8 межвузовских и кафедральных сборников научных трудов. Под его научным руководством защищено 20 кандидатских диссертаций. Принимал активное участие в работе первого Всесоюзного съезда по теории механизмов и машин. В 1970 году профессор И. В. Родионов организовал и стал научным руководителем Западно-Сибирского филиала Всесоюзного семинара АН СССР по теории механизмов и машин.



Машина для скалывания мерзлого грунта



Доклад по научным разработкам

**Общественная деятельность.** Член Ученого Совета НЭТИ, постоянный член областного научно-технического совета в области машиностроения. Неоднократно избирался членом и секретарем факультетской парторганизации, депутатом Кировского районного Совета г. Новосибирска.

За преподавательскую и научную деятельность Иван Васильевич Родионов награжден орденом «Знак почета», медалью «За доблестный труд», медалью ВДНХ. Имел благодарности и поощрения Министерства образования СССР.

## TO THE 100 ANNIVERSARY IVAN V. RODIONOV

**Atapin Vladimir G.**, D.Sc. (Engineering), Professor

Novosibirsk State Technical University, 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk,  
630073, Russian Federation, tel. (383) 346-17-77

**Atapin V.G.**, e-mail: teormech@ngs.ru

### **Abstract**

In connection with the 100th anniversary of the birth is a brief biography of the famous scientist in the field of mechanics, the theory of machines and mechanisms, applied mechanics, professor, Ph.D. (Engineering), Chevalier of the Order "Badge of Honor" for achievements in training specialists for the national economy of the USSR Ivan V. Rodionov.

**Keywords:** science, industry, education, social activities, achievements.

УДК 001.12

### **ЛЕВ МОИСЕЕВИЧ КУРШИН - ОРГАНИЗАТОР КАФЕДРЫ ПЛА, ЧЛЕН НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА СССР ПО ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКЕ. К 90-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ**

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

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

### **Аннотация**

Всю свою жизнь Л.М. Куршин работал в авиационной отрасли. Он занимался решением различных научно-технических проблем: прочностью и тепловыми режимами летательных аппаратов, устойчивостью тонкостенных силовых элементов конструкций, вариационными методами, задачами оптимального проектирования и т.д. Но именно создание кафедры "Прочность летательных аппаратов" на ССФ НЭТИ является, без сомнения, одним из основных результатов его короткой жизни.

### **СССР – НЭТИ - ССФ - НГТУ - ФЛА**

(немного истории)

- 19 августа 1950 г. И.Ф. Сталин подписал приказ об организации НЭТИ.
- 1 сентября 1953г. – первый набор студентов в НЭТИ; начало занятий.

- В октябре 1954 года вышла на 100% мощности первая в мире Обнинская атомная электростанция.
- Первый в мире искусственный спутник Земли запущен в СССР 4 октября 1957 года.
- Первый в мире атомный ледокол, получивший название «Ленин», был спущен на воду в Северной столице 5 декабря 1957 г.
- 17 июня 1955 года, совершил свой первый полет первый Советский реактивный пассажирский самолет Ту-104.
- 15 ноября 1957 года Ту-114 «Россия» совершил свой первый полёт.
- За создание самолетов М4 и ЗМ В.М. Мясищеву в 1957 году было присвоено звание Героя Социалистического труда.
- В мае 1957г. по инициативе академиков М.А. Лаврентьева, С.Л. Соболева и С.А. Христиановича образовано Сибирское отделение Академии наук СССР.
- 29 сентября 1959 года академик С. Л. Соболев прочитал первую лекцию студентам НГУ.
- Пр. № 152 от 13.02.1956 г. министра высшего и среднего образования СССР В.П. Елютина «Об организации авиационного факультета при НЭТИ». Осенью 1956 г. первые 100 человек были приняты на дневное отделение МСФ на СС специальность. Ранее в 1955г. состоялся прием на веч. отделение МСФ на ту же специальность.
- Пр. по НЭТИ №389 от 10.09. 1959 г. «Об организации кафедры «Технологии самолетостроения»».
- Пр. №2031 по НЭТИ от 22 12. 1959 г. «О реорганизации МСФ в два факультета: машиностроительный и самолетостроительный»
- Первый выпуск инженеров-механиков по самолетостроению состоялся в 1961 году.
- 1964г. – в СибНИА сдан в эксплуатацию крупнейший в мире зал стат испытаний натуральных образцов а/т.
- Пр. по НЭТИ № 2152 от 05.09. 1969 г. об образовании при НЭТИ на ССФ кафедры «Прочность летательных аппаратов». Лев Моисеевич Куршин организатор и первый заведующий кафедрой ПЛА.

## **Лев Моисеевич Куршин**

**(28 апреля 1926 г. – 5 марта 1981 г.)**

- Родился в Москве.
- После окончания в 1949 г. НИВИЖТа (Новосибирский институт военных инженеров железнодорожного транспорта) направлен на работу в СибНИА.
- Работал в должности инженера, ст. инженера, вед. инженера, начальника отдела.
- С 1955 по 1958 г.г. - аспирантура в институте Механики АН СССР; защита кандидатской диссертации.
- С 1962 года начал работать на кафедре "Самолетостроение" ССФ (по совместительству).
- В 1965 г. защитил докторскую диссертацию.
- С 1967г. Л.М. Куршин – член Национального комитета СССР по теоретической и прикладной механике. Им опубликовано около 170 оригинальных научных статей.
- В 1969г. в НЭТИ по инициативе Л.М. Куршина и при поддержке руководства СибНИА и СО АН СССР была организована кафедра ПЛА.
- Основная задача кафедры ПЛА была сформулирована так – подготовка инженеров-механиков исследователей по специальности «Динамика и прочность машин» со специализацией в области прочности летательных аппаратов.
- Подобные специальности были в десяти ведущих технических вузах страны.
- К педагогической и научной работе были привлечены ведущие ученые и специалисты СибНИА и СО АН СССР.
- Базовыми предприятиями кафедры ПЛА стали СибНИА и ряд институтов СО РАН.
- Лев Моисеевич лично прочитал все основные курсы учебного плана данной специальности, мы помним его и как непревзойденного лектора.
- Первыми аспирантами кафедры ПЛА были Н.В. Пустовой, К.А. Матвеев, В.Г. Шорохов, А.И. Темников.
- Выпускник кафедры ПЛА 1975 года Г.И. Расторгуев, аспирант Л.М. Куршина – ныне д.т.н., профессор, первый проректор НГТУ.



- При Л.М. Куршине в НЭТИ начал регулярно издаваться межвузовский сборник «Динамика и прочность элементов авиационных конструкций».
- Был открыт ученый совет по защите кандидатских диссертаций по специальности 05.07.03 – строительная механика и прочность летательных аппаратов (ныне - прочность и тепловые режимы летательных аппаратов).
- Л.М. Куршине является одним из авторов второго тома трехтомного справочника под общей редакцией И.А. Биргера и Я.Г. Пановко «Прочность. Устойчивость. Колебания».
- В известной монографии А.С. Вольмира «Устойчивость упругих систем», по просьбе автора, Лев Моисеевич написал XVI главу – устойчивость трехслойных пластин и оболочек



Рис.1. Лев Моисеевич консультирует после лекции

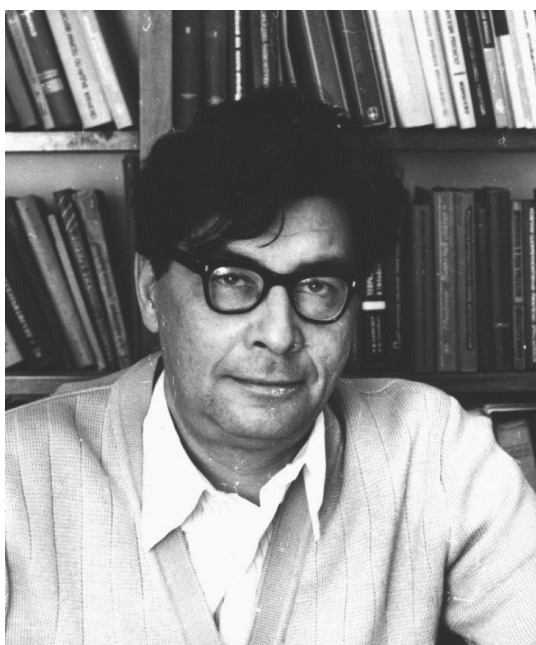


Рис.2. Лев Моисеевич в своем рабочем кабинете дома



Рис.3. Лев Моисеевич с выпускниками. Среди них три будущих кандидата наук и один доктор технических наук

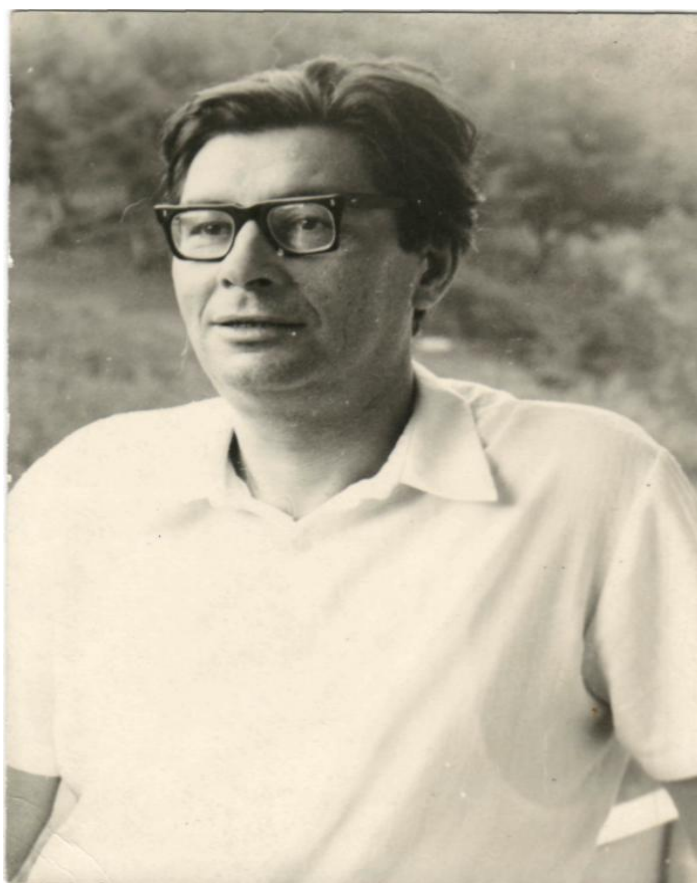


Рис.4. Грузия. Кутаиси. 1975г. X Всесоюзная конференция по теории пластин и оболочек. Любительский снимок.



Роберт Ефимович Лампер, д.т.н., профессор, заслуженный деятель науки РФ (1931-2002гг)

Из воспоминаний о Льве Моисеевиче Куршине:

... Два его брата погибли рано: один умер от сердца в двадцать лет, другой убит в Великую Отечественную. Его мама Мария Александровна говорила, что «Левочка – самый неспособный». Конечно Лев Моисеевич был человеком талантливым. Но не дарованное «от бога», а огромный труд, труд научный и труд душевный, создал этого человека. В этом суть нашей памяти о нем и

возможность следовать его примеру.

**LEV M. KURSHIN - ORGANIZER OF THE DEPARTMENT OF PLA,  
MEMBER OF THE NATIONAL COMMITTEE OF THE USSR ON  
THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS  
TO THE 90 ANNIVERSARY SINCE THE BIRTH OF  
*Matveev Constantin Alexandrovich*<sup>1</sup>, *Doctor of Engineering Sciences, Full  
Professor;***

<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20.

E-mail: [matveev@corp.nstu.ru](mailto:matveev@corp.nstu.ru)

### **Abstract**

L. M. Kurshin worked in the aviation industry his entire life. He was engaged in solving various scientific-technical problems: strength and thermal regimes of aircraft, stability of thin-walled load-bearing elements of structures, variational methods, optimal design, etc. The creation of the Department of "Strength of aircraft" on the SSF, without a doubt, was one of the main results of his short life.

## ФОКУСИРОВКА ВОЛН И ПРОГНОЗ ЗАТОПЛЕНИЯ ОТ ЦУНАМИ

*Марчук Андрей Гурьевич*

Институт вычислительной математики и математической геофизики СО РАН,  
630090, Россия, г. Новосибирск, просп. Академика Лаврентьева, 6  
Email: mag@omzg.sccc.ru

### Аннотация

В работе рассмотрен процесс фокусировки цунами, когда волна приходит в приёмник несколькими путями, что приводит к резкому росту высоты волны по сравнению с соседними пунктами. Это необходимо учитывать при цунамирайонировании побережья, т.е. оценки максимально возможной высоты цунами в различных точках побережья.

### 1. Введение

Слово «фокусировка» ассоциируется с оптикой видимого света. Например, многие в детстве занимались выжиганием, фокусируя солнечный свет с помощью стеклянной линзы. Во время такого действия параллельные солнечные лучи, преломляясь на границах раздела воздух-стекло, сходятся в одной точке на поверхности горючего материала, вызывая его возгорание или тление. Схема этого процесса приведена на рисунке 1.

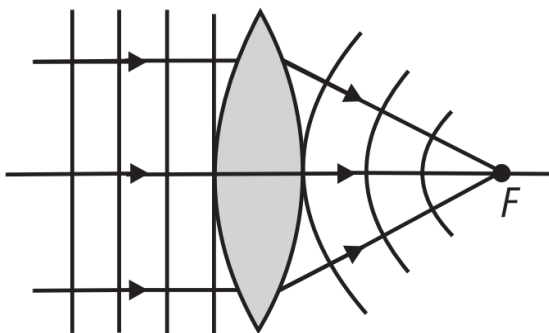


Рис. 1. Фокусировка световых лучей линзой

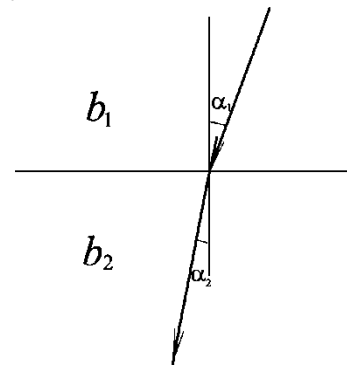


Рис.2. Преломление луча на границе сред

В описанном явлении преломление световых лучей происходит из-за разницы скоростей распространения света в атмосфере и в стекле. При этом соотношение углов падения  $\alpha_1$  и преломления  $\alpha_2$  (рис. 2) определяется законом Снелля (Снеллиуса)

$$\frac{\sin(\alpha_1)}{b_1} = \frac{\sin(\alpha_2)}{b_2} \quad (1)$$

Здесь  $b_1$  и  $b_2$  – скорости распространения волновых сигналов в верхней и нижней полуплоскостях. Этот же закон работает и при распространении волны цунами в океане. Из теории длинных волн [1] известно, что скорость

распространения цунами не зависит от её высоты и определяется только глубиной океана по формуле Лагранжа

$$c = \sqrt{gD}. \quad (2)$$

Здесь  $D$  – глубина, а  $g$  – ускорение силы тяжести. Разница с оптикой состоит в том, что ступенчатое изменение глубины в реальном океане встречается крайне редко, поэтому при «плавном» изменении глубины направление распространения волны цунами также меняется плавно, но при этом формула (1) остаётся справедливой. Это явление называется **рефракцией** волн.

С учётом формулы (2) теоретически возможна конфигурация рельефа океанического дна, распространяясь над которой, прямолинейный сегмент волнового фронта цунами трансформируется в сходящуюся в одну точку волну. В этой ситуации в этой фокальной точке высота волны возрастает многократно. Фокусировка волны может быть не только следствием влияния донного рельефа, но и формы начального смещения водной поверхности в очаге цунами. Например, если смещение поверхности имеет пространственную форму подковы (дуги окружности), то даже над ровным дном произойдёт фокусировка волны в окрестности некоторой точки. И если такое фокусирование волновой энергии направлено в какую-либо точку побережья, то там высота цунами будет значительно больше, по сравнению с окрестными пунктами побережья.

## 2. Фокусировка цунами вследствие конфигурации очага

Будем называть фокусировкой волны в какой-либо точке акватории или побережья её одновременный приход туда несколькими разными путями или, говоря научным языком, вдоль нескольких волновых лучей [2]. Из-за квазилинейности процесса в точке фокусировки амплитуда волны равна сумме высот волн, приходящих туда разными маршрутами. Примером фокусировки вследствие донного рельефа может служить рефракция плоской волны около острова (Рис. 3). Здесь окружностью меньшего радиуса обозначена береговая линия острова. Окружность большего радиуса ограничивает область наклонного дна вокруг острова. Вне этой области глубина постоянна. Плоская волна цунами, фронт которой параллелен левой границе области, приближался к острову с левой стороны. В результате рефракции над донным склоном фронт волны искривился и в какой-то момент времени принял форму, показанную на рисунке 3. Столкновение двух сегментов волнового фронта у побережья тыльной части острова приводит к резкому росту высоты волны в этом месте (точка **В**) по сравнению с другими точками периметра острова, не считая небольшого участка фронтального побережья (окрестности точки **А**).

Остановимся на втором типе фокусировки, а именно за счёт формы очага цунами. В зонах субдукции, где океаническая плита «подползает» под материковую, очаги цунами состоят из двух частей: области положительного начального вертикального смещения водной поверхности и области понижения

свободной поверхности. При этом зона понижения находится ближе к берегу, чем зона возвышения. Рассмотрим результаты численного моделирования по алгоритму MOST [3] генерации волны модельным источником такого типа.

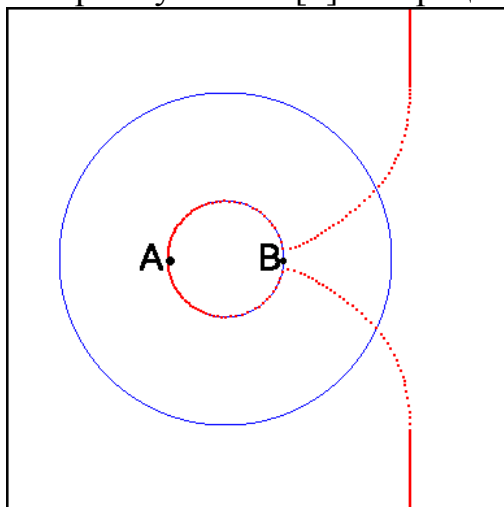


Рис. 3. Рефракция плоской волны около острова

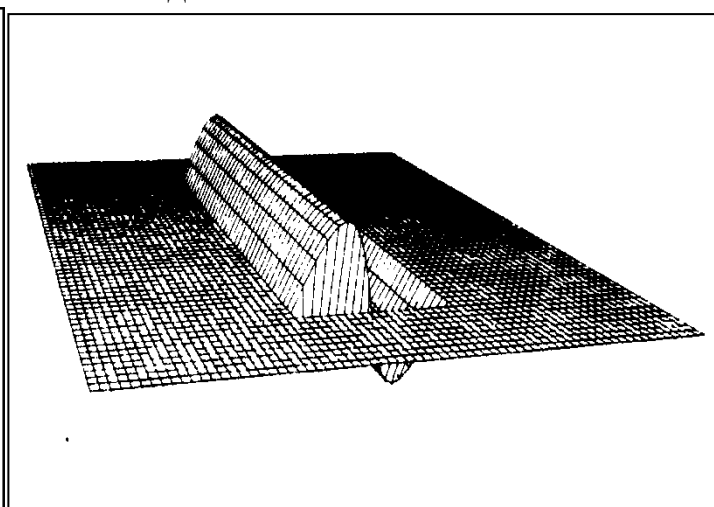


Рис. 4. Знакопеременное начальное смещение водной поверхности

Форма водной поверхности в начальный момент изображена на рисунке 4. В процессе генерации волны этим очагом можно заметить, что источниками волн с положительной амплитудой является центр положительной части исходного очага и короткие (торцевые) границы отрицательной его части (Рис. 5а). В какой-то момент времени (в данном случае на 657-й секунде) все три волны сходятся в одной точке, где и наблюдается выраженный максимум высоты цунами (Рис. 5б). Это и есть точка фокусировки волны от очага, состоящего из положительной и отрицательной частей.

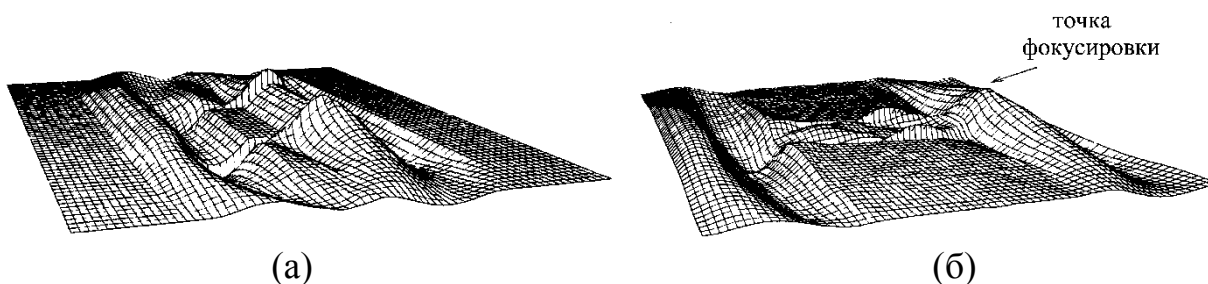


Рис. 5. Поверхность океана через 328 и 657 сек после начала процесса генерации

Ввиду того, что глубина считается одинаковой во всей области (и скорость распространения волны тоже), расположение точки фокусировки для рассматриваемого очага легко найти геометрически. Требуется лишь найти точку, равноудалённую от упомянутых трёх точек (центра положительной части очага и середин коротких границ отрицательной). На рисунке 6 эти точки обозначены  $S_2$ ,  $P_1$  и  $P_2$ . Соответственно, точка  $M$  является точкой фокусировки, где по результатам расчёта высота волны как минимум в полтора раза больше, чем в других точках области. Возможность усиления цунами у побережья вследствие фокусировки подтверждается численным моделированием

распространения цунами от такого очага со смещением +100 и -100 сантиметров в центрах положительной и отрицательной частей (рис. 2) в районе северных Курильских островов. Здесь модельный очаг располагался таким образом, что время движения волны от центра положительного крыла очага и от коротких границ отрицательной его части было одинаковым.

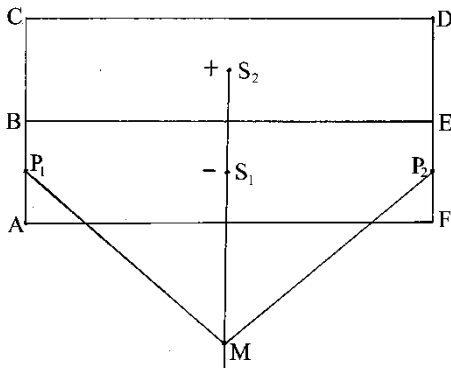


Рис. 6. Местоположение точки фокусировки от знакопеременного очага над ровным дном

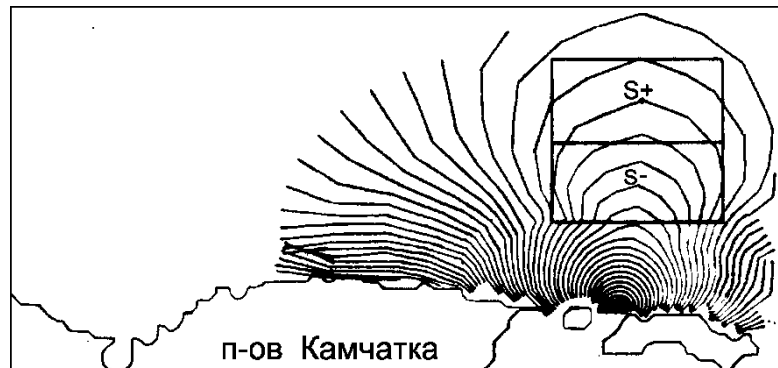


Рис. 7. Расположение модельного очага у северных Курильских островов

Для этого сначала была построена карта обратных изохрон для г. Северокурильска (рис. 7), а затем численно рассчитана высота волн у берега. В верхней части рисунка 8 приведено распределение вычисленных высот волн вдоль побережий юга Камчатки и о-ва Парамушир. Здесь высоты цунами от знакопеременного очага отображены в виде вертикальных отрезков, а вычисленные высоты цунами от очага, состоящего только из положительной части очага, обозначенной на рисунке 8, как S+. Из рисунка 8 видно, что наличие отрицательного крыла очага локально увеличивает высоту волн почти в полтора раза. Это и есть результат фокусировки.

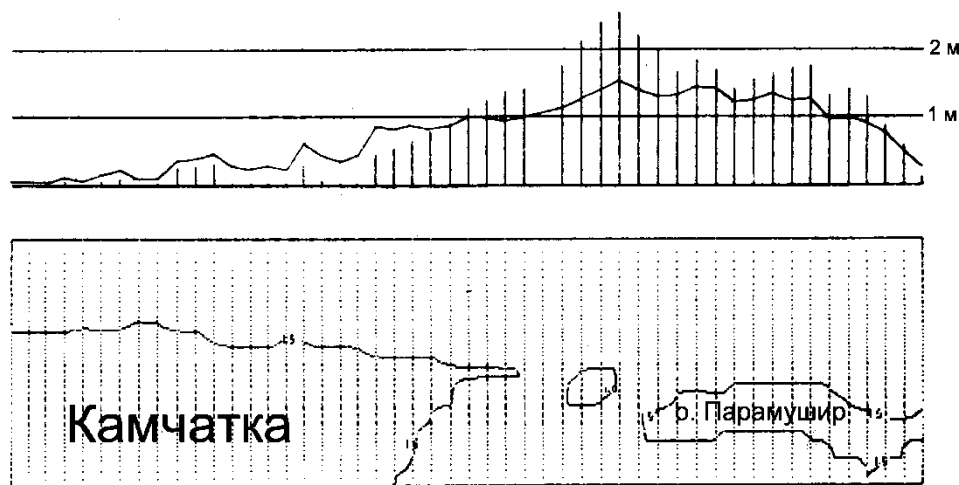


Рис. 8. Распределение высоты цунами, полученное путём численного расчёта

Аналогичный эффект наблюдается при численном моделировании цунами 1983 года у берегов префектуры Акита на западном побережье Японии. Исследования японских ученых [4] показали, что очаг этого цунами представлял собой знакопеременный очаг с высотой поднятия порядка 3-4 метра в положительной части и начальным понижением уровня моря порядка - 0,5 метра в отрицательной части очага, которая располагалась ближе к берегу (рис. 9). Область очага и область суши выделены на рисунке 9 серым цветом.

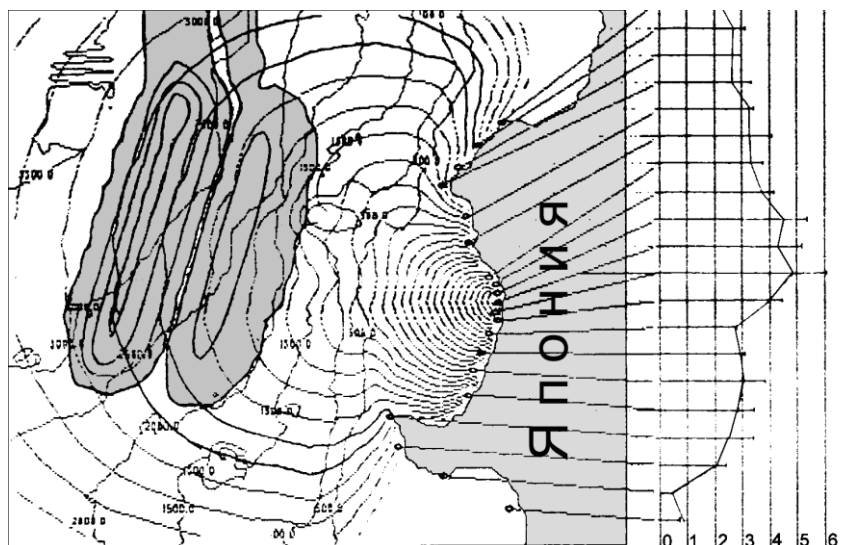


Рис. 9. Карта распределения высот цунами 1983 г. (в метрах) вдоль западного побережья Японии

Длина горизонтальных линий в правой части рисунка обозначает реально зафиксированную высоту цунами в точках побережья, а ломаная линия отображает результаты численного моделирования. Как и реальные данные, так и результаты моделирования дают максимум высот волн в районе Ноширо и Минехамы, что подтверждает существенное влияние эффекта фокусировки на высоту цунами у берега.

### 3. Выводы

Дипольные очаги цунами (рис. 4), состоящие из положительного и отрицательного крыла, способны вызывать фокусировку волновой энергии в локальных областях побережья, при этом высота цунами там примерно в полтора раза больше, чем от очага той же начальной высоты, не имеющего отрицательной части. Поэтому цунамирайонирование побережья следует проводить с учётом этого эффекта.

### **Библиографический список:**

1. Стокер Дж. Дж. Волны на воде. - М.: ИЛ, 1959. - 617 с.
2. Минимизация погрешностей при численных расчётах волновых лучей и фронтов цунами / Ан.Г. Марчук // Вестник НГУ. – 2013. Серия: Информационные технологии, Т. 11, вып. 3, - С. 27-36.



3. Implementation and Testing of the Method of Splitting Tsunami (MOST) / V.V. Titov and F. Gonzalez // Technical Memorandum ERL PMEL-112, National Oceanic and Atmospheric Administration, Washington DC, 1997.

4. A source model of the tsunami accompanying the 1983 Nihonkai-Chubu earthquake / I. Aida // Bull. Earthq. Res. Inst. Tokyo Univ. 59, 1984, 93-104, (на японском языке).

## **TSUNAMI WAVE FOCUSING AND THE FORECAST OF SHORE INUNDATION**

*Marchuk Andrey Gurievich, Doctor of physics and mathematics, the leading researcher, mag@omzg.sccc.ru*

*The Institute of Computational Mathematics and Mathematical Geophysics SD RAS, prosp. Ak. Lavrentieva, 6, Novosibirsk, 630090, Russia.*

### **Abstract**

The process of the tsunami wave focusing, when a wave arrives at a certain point via several routes, causes a significant increment of the wave height there. The shape of a tsunami source and the distribution of the initial water surface displacement in it can generate a wave, which is focused in some locality outside this source. A certain location of the so-called “dipole” source, which consists of two parts: one is the elevation and the second is the subsidence of the ocean surface can result in a tsunami wave having an unexpected height at the coastline. The effect of the wave focusing can help in explaining the tsunami height distribution along the coastline that was reported after the Nihonkai-Chubu tsunami near the west coast of Japan in 1983. The magnification effect caused by the wave focusing must be taken into account during the coastal tsunami zoning, i.e. the assessment of a maximum possible tsunami height along the coastline.

**Keywords:** wave refraction, tsunami source, numerical modeling, tsunamizone

# **СЕКЦИЯ: САМОЛЕТО-И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ДВИГАТЕЛЕЙ**

УДК:629.7.025.12

## **ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА ЗАМКНУТОГО ТИПА ДЛЯ ЛЕГКОМОТОРНОГО САМОЛЕТА**

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

Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина, 630051, Россия, г.Новосибирск, ул.Ползунова 21,  
тел. +7(383)277 01 56

*Антысев И.Ю.*, e-mail [panzer27@yandex.ru](mailto:panzer27@yandex.ru)

### **Аннотация**

В данной статье поставлена задача по устранению проблем аэродинамической компоновки крыльев самолета Ан-2. Проведены исследования по решению этих проблем. Так же проведены исследования по разработке новой схемы бипланной коробки крыльев для нового самолета. С использованием винглета вместо расчалок.

Проведенные аэродинамические испытания дали результаты, позволяющие на их основе создать теоретический контур крыла, после чего можно провести выбор материала и прочностной расчет. Новизна тематики данной работы заключается в том, что в мировой практике еще не использовалось крыло подобной схемы для малой авиации.

### **1.Введение**

В ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» ведутся комплексные исследования по обеспечению создания, многоцелевой перспективной российской авиационной техники в сегменте внутрирегиональных и местных пассажирских и грузовых перевозок, для выполнения широкого спектра специальных задач в интересах экономики и социальной сферы и использования в отдалённых районах, на неподготовленных полосах и площадках приземления.

Наиболее известным внутрирегиональным самолетом является самолет Ан-2 спроектированный и построенный в Новосибирске, в ОКБ-113 в 1947г.

Ан-2 сделан по схеме расчалочного биплана (рис. 1).



Рис. 1. Ан-2 общий вид

**Схема расчалочного биплана имеет различные недостатки:**

- Возникает обледенение расчалок на скоростях свыше 200 км/ч
- Возникают вибрационные нагрузки в полете на скоростях свыше 150 км/ч
- Затруднительное обслуживание, в том числе после проведения регламентных работ или полного капитального ремонта.

**Для решения этих и других задач по повышению аэродинамических характеристик и безопасности полетов проведены:**

– исследования и даны рекомендации по уточнению параметров аэродинамической компоновки, определены аэродинамические характеристики, характеристики устойчивости и управляемости, характеристики силовой установки, весовых характеристик «Легкомоторного самолета» исполнительной компоновки;

– исследования по определению расчётных условий прочности, оценке расчётных нагрузок, выбору конструкционных материалов и технологических процессов, выбору динамической компоновки и оценке потребных жесткостей;

– оценки допускаемых напряжений из условия обеспечения прочности и выносливости, выбраны варианты конструктивно-силовых схем;

По окончании научно-исследовательской работы была выбранная компоновка – биплан, с плавным переходом от нижнего крыла к верхнему (рис. 2).

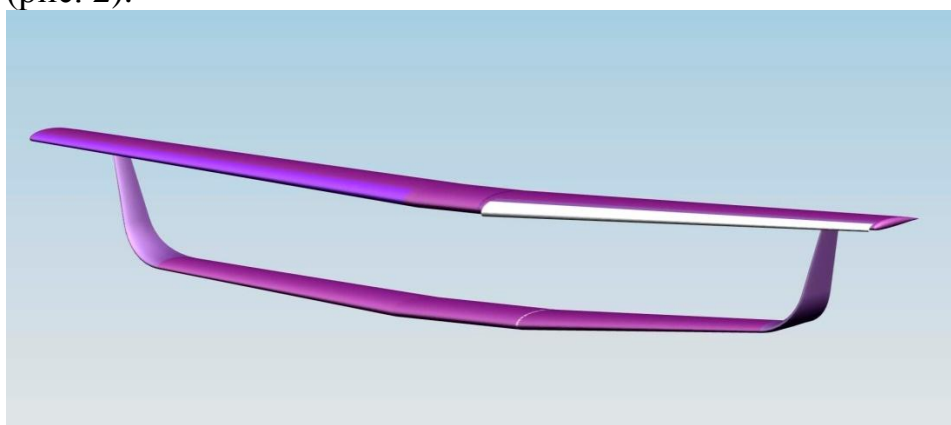


Рис. 2. Использование винглета в качестве плавного перехода от нижнего крыла к верхнему

## 2. Результаты аэродинамических испытаний

С целью повышения аэродинамического качества самолёта в крейсерском режиме полёта были проведены исследования угла установки винглет - законцовок нижнего крыла (рис. 3).

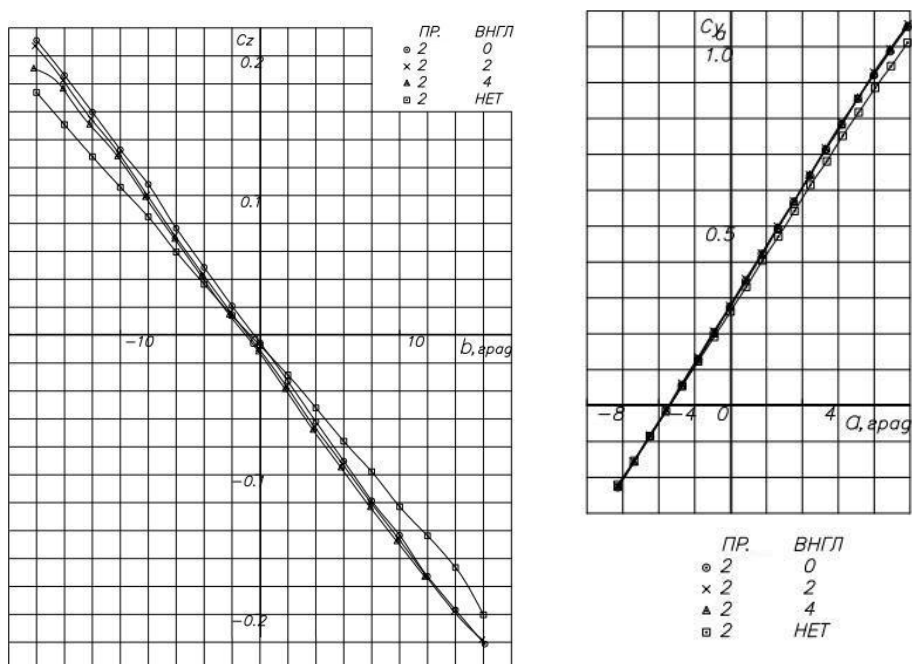


Рис. 3. График подъемной силы и боковой устойчивости при углах установки винглета 0,2,4 градуса и без него

Видно, что винглеты вызывают приращение коэффициента подъёмной силы, наиболее существенной при угле  $\varphi_{\text{винг}} = 0$ , что обусловлено увеличением аэродинамической нагрузки на нижнем крыле. По этой же причине почти в 2 раза повышается степень поперечной статической устойчивости.

Из полученных материалов следует, что изменив угол установки винглетов можно улучшить характеристики боковой статической устойчивости, хотя и ценой некоторого снижения максимального аэродинамического качества.

Так же применение винглета имеет и другие положительные стороны:

- Повышает  $C_y$  на 3%
- Не возникают проблемы с обслуживанием

На основе теоретического контура была спроектирована электронная модель винглета совместно с нижним крылом (рис. 4).

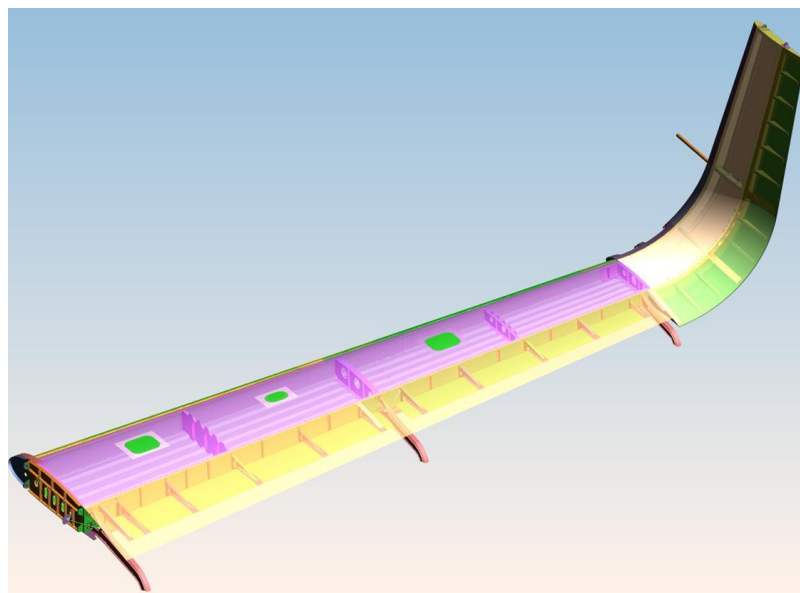


Рис. 4. Общий вид нижнего крыла с винглетом

### **Выводы**

В ходе проделанной работы, проведен анализ самолета Ан-2. Найдены проблемы и пути по их устранению.

Проведена научно-исследовательская работа, по окончанию которой предложен и разработан теоретический контур нового крыла.

Так же проведены аэродинамические испытания с различными углами установки винглета, выбран оптимальный угол установки. Исходя из полученных данных в ходе испытаний, спроектирована электронная модель винглета.

### ***Библиографический список:***

1. Шмитц Ф.В. Аэродинамика малых скоростей, ДОСААФ, Москва 1963.
2. Справочник авиаконструктора. Том I. Аэродинамика самолета. – М.: ЦАГИ, 1937.
3. Байдаков В.Б, Клумов А.С. Аэродинамика и динамика полеталетательных аппаратов: - М.: Машиностроение, 1979.
4. Орлов П.И. Основы конструирования: - М.: Машиностроение, 1988
5. А.А. Бодягин, Ф.А. Мухамедов «Проектирование легких самолетов », - М.: Машиностроение, 1978

## THE DESIGN OF THE WING CLOSED TO LIGHT AIRCRAFT

Antysev Ivan Yur'yevich, Master's Degree student,  
e-mail [panzer27@yandex.ru](mailto:panzer27@yandex.ru)

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,  
Str. Karl Marx, 20, tel. +7(383)346 08 43

Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin,  
630051, Russia, Novosibirsk, Str. Polzunova, 21, tel. +7(383)277 01 56

### **Abstract:**

In this article, the task to eliminate the problems of aerodynamic configuration of the aircraft wing An-2. The research to address these problems. Also conducted research to develop a new scheme biplane wing boxes for new aircraft.

With the use of winglets instead of tension bracing. Conducted aerodynamic tests yielded results that allowing on their to create the basis of the theoretical contour of the wing, then it is possible to carry out the choice of material and strength calculation. Novelty of subjects of the given work consists that in world practice the wing of the similar scheme for small aircraft was not used yet.

УДК:629.7.022

## МОДЕРНИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ФОНАРЯ ЛЕГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА

*Баканов Семён Сергеевич*

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

Сибирский научно-исследовательский институт авиации  
им. С.А. Чаплыгина, 630051, Россия, г.Новосибирск, ул.Ползунова 21,  
тел. +7 (383) 2770156

*Баканов С.С.*, e-mail [sembakanov1@yandex.ru](mailto:sembakanov1@yandex.ru)

### **Аннотация**

В данной статье поставлена задача определения облика фонаря самолета-демонстратора.

Проведены сравнительные испытания модели самолета демонстратора с исходным фонарем самолета-прототипа Ан-2 и модифицированным фонарем. По результатам испытаний выбран оптимальный вариант, принятый к дальнейшей разработке конструкции и применению на самолете-демонстраторе.

### **1. Введение**

Для обеспечения местных, региональных пассажирских и грузовых перевозок, а также выполнения различных авиационных работ в интересах

экономики и социальной сферы, использовании в отдалённых районах, на неподготовленных полосах и посадочных площадках, в СССР широко применялся легкий многоцелевой самолет Ан-2 конструкции О.К. Антонова.

На сегодняшний день Ан-2 морально устарел, но потребность в самолете подобного типа, соответствующего современным Российским стандартам, остается.

В ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» ведутся мероприятия по разработке легкого многоцелевого самолета ЛМС, предназначенного для выполнения выше перечисленных задач.

Посредством проведенных научно-исследовательских работ были определены:

- внешний теоретический облик ЛМС.
- аэродинамические характеристики
- характеристики силовой установки
- параметры аэродинамической компоновки
- характеристики устойчивости и управляемости,
- весовые характеристик,
- расчётные нагрузки,
- конструкционные материалы и технологические процессы,
- динамическая компоновка и оценка потребных жесткостей
- допускаемые напряжения из условий обеспечения прочности и выносливости.

## **2. Результаты аэродинамических испытаний**

Во время проведения процедур по уточнению облика самолета-демонстратора, исходный фонарь был заменён на модифицированный, имеющий плавные обводы (рис.2), И проведены сравнительные испытания модели самолёта с обоими вариантами фонаря.

Для повышения точности измерения аэродинамических коэффициентов испытания в исходном и смодифицированном вариантах проведены 3-хкратно с облегченными рейтерами компонентов аэродинамических весов. Сравнивались средние из 3-х кратных значений аэродинамических коэффициентов.

Модификация фонаря, не влияет на несущие свойства, но на 0,001... 0,002 уменьшает коэффициент лобового сопротивления и повышает максимальное аэродинамическое качество на 0,2 (рис 1).

Так же, улучшается и обтекание горизонтального оперения, о чём свидетельствует небольшое приращение коэффициента  $m_{za}$  на кабрирование.

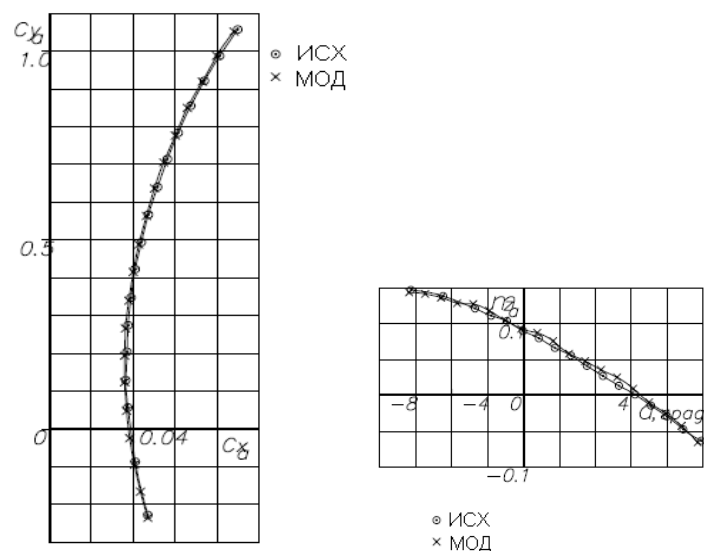


Рис. 1. Результаты аэродинамических испытаний

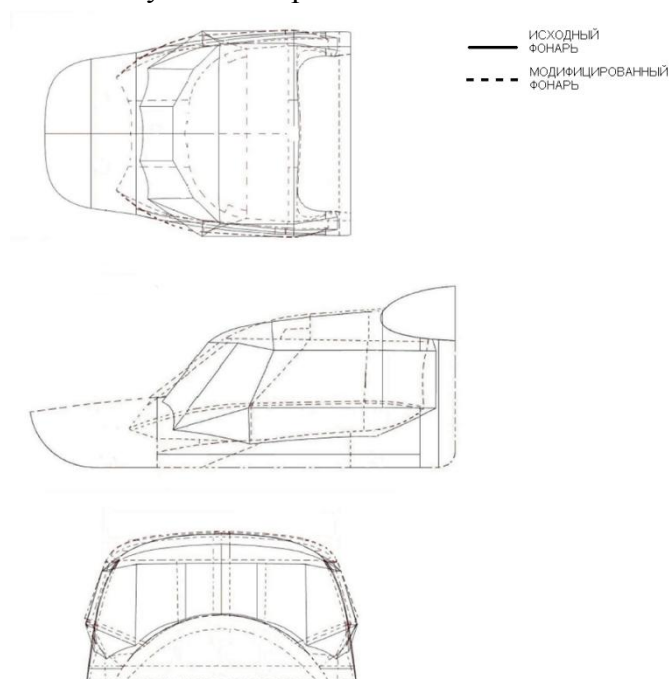


Рис. 2. Сравнение формы исходного и модифицированного фонаря кабины.

### Выводы

В ходе проделанной научно-исследовательской работы, проведены аэродинамические испытания по окончании которых предложен оптимальный обвод фонаря.

Исходя из полученных данных в ходе испытаний, разработан электронный макет конструкции фонаря, с учетом применения в ней композиционных материалов, и соответствия нормам прочности, требований минимального веса и иных требований, предъявляемых к конструкции негерметичных фонарей (рис.3).



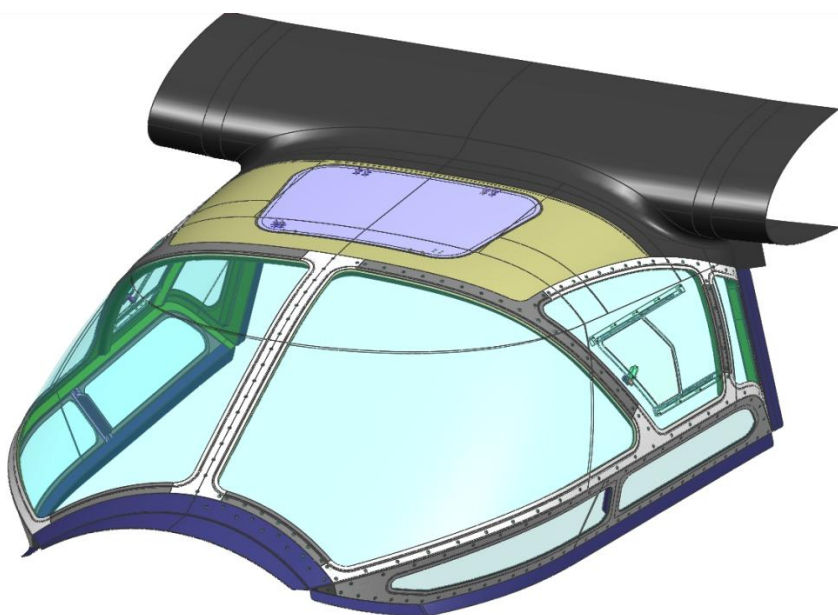


Рис. 3. Электронный макет фонаря кабины.

***Библиографический список:***

1. Справочник авиаконструктора. Том I. Аэродинамика самолета. – М.: ЦАГИ, 1937.
2. Бодягин А.А, Егер С.М, Мишин В.Ф, Склянский Ф.И, Фомин Н.А. Проектирование самолетов - М.: Машиностроение, 1972.
3. Гиммельбаф А.Л. Основы конструирования в самолетостроении: - М.: Машиностроение, 1979.
4. Радченко И.В, Карамчинов В.П, Лубринский В.П. Ан-2 Конструкция, 1969.
5. Шмитц Ф.В. Аэродинамика малых скоростей, ДОСААФ, Москва 1963

**MODERNIZATION OF THE DESIGN OF THE COCKPIT OF THE  
EASY MULTI-PURPOSE PLANE**

Bakanov Semen S., Master's Degree student,  
e-mail [sembakanov1@yandex.ru](mailto:sembakanov1@yandex.ru)

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russian Federation,  
Novosibirsk, Str. Karl Marx, 20. num. +7 (383) 346 08 43

Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin , 630051,  
Russian Federation, Novosibirsk, Str. Polzunova 21, num. +7 (383) 2770156

**Annotation**

In this article a task in view of definition of shape of a cockpit of the plane-demonstrator.

Comparative tests of model of the plane-demonstrator with an initial cockpit of plane-prototype An-2 and the modified cockpit are conducted. By results of tests

chosen optimum variant accepted to the further working out of a design and application by the plane-demonstrator. The power scheme and central configuration of a design of a cockpit is chosen. Proceeding from the received data during tests, the electronic breadboard model of a design of a cockpit, taking into account application in it of composite materials, and conformity to norms of durability, requirements of the minimum weight and other requirements shown to a design of not tight cockpits is developed.

УДК 533.66

## КОНВЕРТОПЛААННАЯ ТЕМАТИКА В СОВРЕМЕННОЙ АВИАЦИИ

*Балаганская Евгения Викторовна<sup>1,2</sup>, аспирант*

<sup>1</sup> Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

Балаганская Е.В. email [Ewgeniya.9191@mail.ru](mailto:Ewgeniya.9191@mail.ru)

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

### **Аннотация**

В настоящее время уровень развития авиационной науки позволяет разрабатывать принципиально новые летательные аппараты.

Современные технологии, такие как, системы автоматического управления, электрифицированные силовые установки дают возможность создавать самолеты вертикального взлета и посадки для армейской и гражданской авиации, которые объединяют в себе возможности самолета и вертолета и способны конкурировать с ними.

Существующие схемы конвертопланов Bell V-22 Osprey, Bell/Agusta BA609 и Hiller XC-142A имеют проблемы, которые связаны с устойчивостью и управляемостью, присущие их компоновкам.

При решении определенных задач конвертоплан дает огромную выгоду, значит, данная тематика имеет перспективы.

**Ключевые слова:** конвертоплан; летательный аппарат вертикального взлета и посадки; винтокрылые летательные аппараты

При современном техническом уровне развития самолетов и двигателей, а также автоматических систем управления и достижениях в области разработки электрифицированных силовых установок возможно создание вполне рентабельных вертикально взлетающих транспортных самолетов безаэродромного базирования, которые смогут конкурировать с вертолетом и обычным самолетом.

Тенденции развития винтокрылых летательных аппаратов предполагают их приближение по характеристикам скорости и дальности полета к региональным турбовинтовым самолетам. Крейсерская скорость современных вертолетов с газотурбинными двигателями в большинстве случаев не превышает 290 км/ч, а наиболее дальние из них способны преодолевать не более 900 км.

Между тем в США, Европе, а также России ведутся работы по созданию новых скоростных винтокрылых ЛА с крейсерской скоростью полета вплоть до 500 км/ч и увеличенной дальностью полета. Достижение таких показателей может привести к существенному изменению облика винтокрылых летательных аппаратов, например, за счет внедрения толкающих винтов либо применения принципа конвертоплана.

Из существующего уровня техники известны разнообразные схемы конвертопланов, например, Bell V-22 Osprey, Bell/Agusta BA609 и Hiller XC-142A, которые являются двухрежимными аппаратами, способные совершать полет как самолет, то есть двигатели создают тягу, необходимую для движения вперед на заданной высоте с заданной скоростью; аппарат совершает подъем как вертолет, у которого тяга двигателей, преодолевая вес, обеспечивает подъем, а движение вперед обеспечивается либо наклоном несущего винта, либо дополнительно обдуваемым оперением, и которым присущ переход от вертолетного режима к самолетному через поворот двигателей или крыла, с размещенными на нем двигателями.

Известными недостатками этих аппаратов является то, что конструктивно центры масс двигателей не установлены на одной оси с центром масс конвертоплана, что приводит к крайней продольной неустойчивости и плохой управляемости аппарата. Кроме того, в случае с поворотным крылом поворот крыла во время полета на угол  $90^\circ$  приводит к срыву потока на крыле и катастрофическому уменьшению подъемной силы.

Все конвертопланы сталкиваются со специфической проблемой управляемости, которая не является характерной для самолётов. На самолетах, движущихся с достаточно высокой поступательной скоростью, традиционные органы управления (элероны, рули направления и рули высоты) находятся в воздушном потоке. Реакция воздушного потока на отклонение этих органов управления обеспечивает управляющие силы, которые изменяют положение самолёта в пространстве. На конвертопланах использование таких органов

управления полётом возможно лишь на режиме горизонтального (поступательного) полёта, но они оказываются бесполезными на режимах вертикального взлёта и посадки, а также висения (так как на этих режимах набегающий поток отсутствует).

Также в число основных проблем при создании летательного аппарата вертикального взлёта и посадки (ЛА ВВП) входят: обеспечение высокой тяговооруженности ЛА, надежности работы силовых установок. Одной из проблем является удовлетворение требованиям заданных летно-технических характеристик.

Попытки создания отечественно конвертоплана предпринимались в Советском Союзе. В начале 1960-х годов была построена экспериментальная серия «винтокрылов» Ка-22 с двумя несущими винтами и двумя турбовинтовыми двигателями. Полетная масса машины достигала 37 тонн. Однако после нескольких катастроф машину сочли непригодной и в серийное производство не пустили. Следующей попыткой создания конвертоплана стал проект «винтоплана» Ми-30. Но машина, которая по своей схеме напоминала американский «Оспри» так и не пошла в серию.

Но при решении определенных задач конвертоплан дает громадную выгоду. В первую очередь это относится к регионам, в которых отсутствуют возможности приземления обычных самолетов. И которые находятся на значительном удалении от мест дислокации авиации. К таковым, например, следует отнести разрабатываемые месторождения.

Ниже приведены некоторые общие соображения, которые высказывались в зарубежной литературе по поводу возможности летных характеристик ЛА ВВП.

Удельную нагрузку на крыло для ЛА ВВП можно выбирать несколько большей по сравнению с самолетом обычной схемы, так как она для ЛА ВВП рассчитывается не из условия взлета и посадки, а из условия дальности полета и маневренности на расчетных высотах и переходных режимах. Следовательно, при одной и той же полетной массе СВВП может иметь крыло меньшей площади, что позволит уменьшить его массу [3].

Большинство винтокрылых ЛА ВВП имеют возможность производить взлет и посадку, как самолет обычной схемы с разбегом и пробегом, поэтому для них требуется шасси обычной конструкции. Но наличие большей тяговооруженности по сравнению с самолетом и применение мощной механизации крыла с обдувкой последнего почти по всему размаху струей от винтов позволяет иметь значительно меньшие взлетно - посадочные скорости и дистанции, что, в свою очередь, позволяет несколько облегчить конструкцию и снизить массу шасси.

Возможность осуществления вынужденной посадки на небольшую грунтовую посадочную площадку позволяет несколько уменьшить резервный запас топлива, который у пассажирских и транспортных самолетов составляет 10 – 15% общего запаса топлива. Это также снижает общую массу летательного аппарата.

Указанные выше возможности пути экономии массы агрегатов и нагрузки почти полностью компенсируют массу необходимых для ЛА ВВП дополнительных устройств.

При равной взлетной массе обычного самолета и ЛА ВВП, последний при вертикальном взлете обычно имеет несколько меньшую полезную нагрузку. При взлете с коротким разбегом (200 – 300 м) он может поднимать такую же полезную нагрузку, как и обычный самолет.

ЛА ВВП наряду с недостатками имеют неоспоримые преимущества, до конца нереализованные в технических решениях в настоящее время.

### **Библиографический список:**

1. Бауэре П. Летательные аппараты нетрадиционных схем. Пер. с англ. -М.: Мир, 1991 320 е., илл.
2. Глаголев А.Н. Конструкция винтокрылых летательных аппаратов. Выпуск IV. Основы проектирования винтокрылых летательных аппаратов. ВВИА им. Жуковского. Москва, 1970.
3. Курочкин Ф.П. Проектирование и конструирование самолетов с вертикальным взлетом и посадкой М.: Машиностроение, 1977 -224с.
4. Курочкин Ф.П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой М.: Машиностроение, 1970 352 с.

## **TILTROTOR TOPICS IN MODERN AVIATION**

*Balaganskaya Evgeniya Viktorovna<sup>1,2</sup>, Post-graduate Student*

<sup>1</sup>Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 21, Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russia

<sup>2</sup>Novosibirsk State Technical University, 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

*Balaganskaya E.V.* email [Ewgeniya.9191@mail.ru](mailto:Ewgeniya.9191@mail.ru)

**Abstract:** At the present time state-of-the-art of aeronautical science permits developed to principally new flying machine. Modern technology such as automatic control systems, electric motor in powerplant and tilt-rotor give opportunities for design vertical take-off and landing aircraft. Aircraft and helicopter advantages fusion in machine named convertiplane. It apparatus will be useful for civil and military aviation.

Configuration of existent convertiplanes: Bell V-22 Osprey, Bell/Agusta A609 and Hiller XC-142A have some problem with stability and control.

However, they give huge benefits at some problem solving, for this reason convertiplanes have many horizons.

**Keywords:** tiltrotor; vertical take-off and landing; rotorcraft

УДК 629.7.023.4

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ БАЛОК ПОЛА ОТСЕКА Ф-1 САМОЛЕТА SSJ-100

*Великанова Алёна Игоревна*

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

*Великанова А.И.*, email [flymixbox@mail.ru](mailto:flymixbox@mail.ru)

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

Фюзеляж самолета SSJ-100 имеет конструкцию полумонокока. Полумонокок или усиленный монокок – это конструкция, в которой нагрузки несут как внешняя тонкостенная оболочка, так и подкрепляющий её силовой каркас (шпангоуты, стрингеры). Z-образные шпангоуты (регулярный шаг составляет 500 мм) и обшивка, усиленная T- и Z-образными стрингерами, изготовлены из высокопрочного алюминиевого сплава. Панели фюзеляжа выполнены из продольных элементов жёсткости, механически прикреплённых к листам или пластинам [1].

В отсеке Ф-1 находится кабина экипажа (размещена над полом), передний, левый и правый технические отсеки (размещены под полом), отсек передней опоры шасси, отсек ветрогенератора и носовой обтекатель. Фюзеляж самолета герметизирован для удержания внутреннего давления воздуха.

В данной статье объектом исследования и перепроектирования являются балки пола отсека Ф-1 самолета SSJ-100: его конструкционные особенности, требования к точности изготовления, прочностные характеристики и технология изготовления.

Описание конструкции балок. Общий вид пола кабины представлен на Рис. 1. Основу конструкции образуют балки пола, расположенные по дистанциям шпангоутов. Балки пола выполнены фрезерованием С-образного сечения. В стенках имеются отверстия облегчения. Стенки балок пола стыкуются со стенками шпангоутов при помощи заклепок.

В местах установки педалей и кресел пилотов располагаются продольные балки.

На данный момент при изготовлении балок применяется фрезерование. Такой метод обладает рядом преимуществ и недостатков:

«+» Высокая точность;

«+» Относительно не большой вес;

«+» Не требует дополнительной оснастки.

«-» Большой расход машинного времени;

«-» Дороговизна применяемого оборудования и режущего инструмента;

«-» Низкий коэффициент использования материала;

«-» Ухудшение физико-механических свойств (слой, прилегающий к обрабатываемой поверхности, упрочняется и при этом изменяется микро- и макроструктура верхнего слоя, повышается твердость, в нем возникают внутренние напряжения. Так же в верхнем слое образуются макро- и микротрещины) [2].

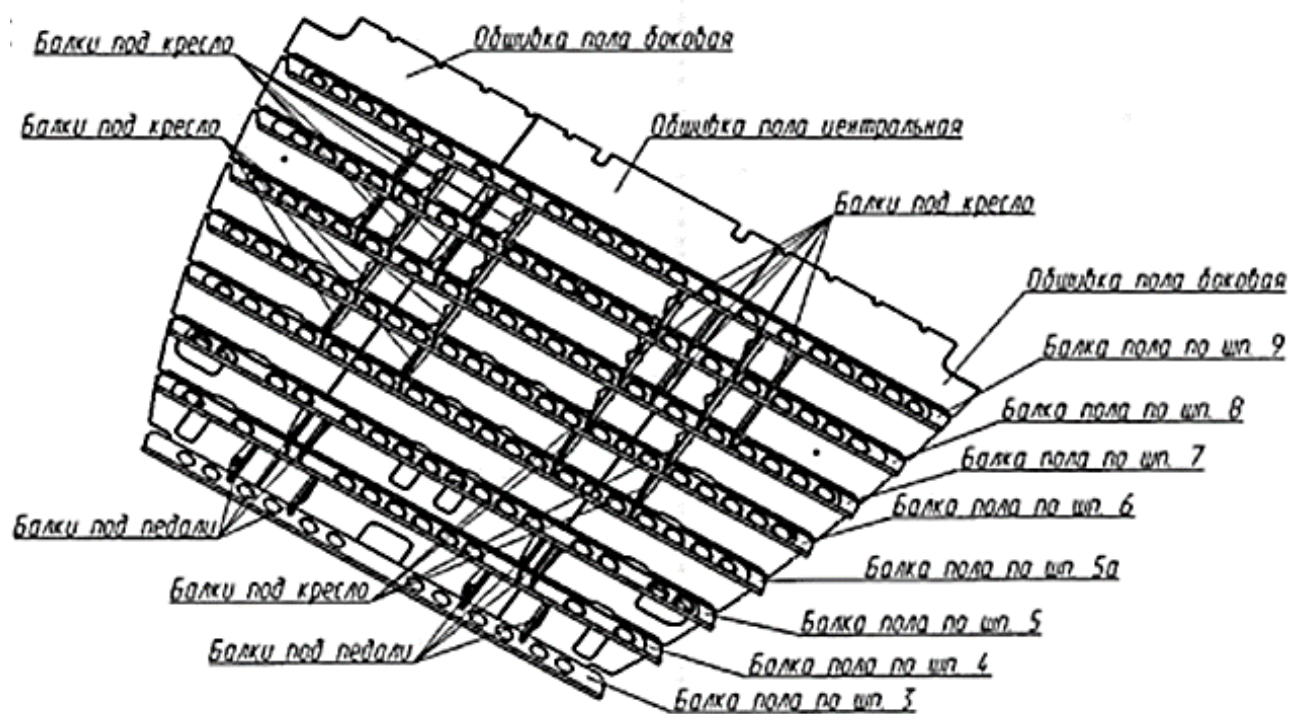


Рис. 1 – Общий вид пола кабины отсека Ф1

Так как балки пола не являются особо ответственной конструкцией, то есть возможные варианты ее изменения:

1) Замена металла на композитные материалы.

2) Разбиение детали на отдельные элементы и их выполнение из профилей, гнутого листа. При сборке деталей есть возможность использовать следующие виды соединений: заклепочное и клеезаклепочное, сварное и клеесварное.

Первый вариант – использование композитных материалов:

«+» Высокая удельная прочность, жесткость, износостойкость, усталостная прочность;

«+» Легкость.

«-» Высокая стоимость, низкая эксплуатационная технологичность;  
«-» Анизотропия свойств, низкая ударная вязкость, высокий удельный объём;

«-» Гигроскопичность, токсичность [3].

Ввиду отсутствия качественного сырья и значительно большей трудоёмкости внедрения композитной конструкции этот вариант не находит своего применения.

Второй вариант – разбиение цельнофрезерованной конструкции:

«+» Возможность использования стандартных изделий, таких как профили и заклепки;

«+» Использование менее дорогостоящего оборудования;

«+» Низкая квалификация рабочих.

«-» Специальная оснастка;

«-» Большое количество используемого инструмента;

«-» Влияние отверстий под заклепки, сварного шва на прочность [2].

Также играют важную роль способы получения деталей (штамповка, прокатка, гибка, фрезерование) и их соединения (заклепочное, клеезаклепочное, сварное и клеесварное).

Вывод: необходимо проанализировать конструкцию пола отсека Ф-1, определить требования к прочности (эксплуатационные нагрузки), выбрать наиболее технологичные варианты реализации с обоснованием выбора материала, способа изготовления изделий и их соединения.

### ***Библиографический список:***

1. Е.С. Войт, А.И. Ендогур и др. Проектирование конструкций самолётов – М.: Машиностроение, 1987. – 416 с.
2. И.М. Буланов, В.В. Воробей. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композитных материалов – М.: Машиностроение, 1998. – 516 с.
3. Г.И. Житомирский и др. Конструкция самолетов – М.: Машиностроение, 1991. – 405 с.
4. А.Л. Абибов, В.В. Бойцов и др. Технология самолётостроения – М.: Машиностроение, 1982. – 551 с.



## **SUBFLOOR BEAMS DESIGN OF SECTION F-1 FOR SSJ-100 AIRCRAFT**

*Velikanova Alyona Igorevna*

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia,

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

*Velikanova A.I.*, email [flymixbox@mail.ru](mailto:flymixbox@mail.ru)

The object of the research in the article is subfloor beams of section F-1 for SSJ-100 aircraft.

Subfloor beams located at distances of frames form basis of the structure. Longitudinal beams are located in places of pedals and drivers' seats installation.

At the moment they are processed with milling method. This method has a number of advantages and disadvantages.

Since subfloor beams are not a critical structure, it is possible to change it as follows:

- 1) Replace metal with composite material;
- 2) Split details to individual elements and make them with profiles, bent sheets (methods of processing of details and their connections are important).

Conclusion: it is necessary to analyze subfloor beams for section F-1, determine requirements to durability (operating loads), choose the most technologically advanced realization variants from sheet material with a choice argumentation of a method for processing of details and their connections.

**УДК 629.7.021**

### **СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА СТЫКОВКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА С ЦЕНТРОПЛАНом**

*Гартман Иван Иванович, магистрант; Бобин Константин Николаевич, к.т.н.*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,

г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

[gartman@email.ru](mailto:gartman@email.ru)

#### **Аннотация**

Сборка планера является завершающим этапом работ по получению летательного аппарата. Часто при стыковке отдельных частей летательного аппарата в единое целое возникают зазоры, которые влияют на качество сборки. Одним из таких проблемных мест в конструкции самолета является стыковка воздухозаборника с центропланом. В работе удалось добиться улучшения качества сборочных работ за счет доработки сборочных приспособлений и изменения последовательности выполнения технологического процесса сборки.

## **Ключевые слова**

Сборка, летательный аппарат, воздухозаборник, качество

## **Введение**

Сборка планера является завершающим этапом работ по получению готового изделия, летательного аппарата [1]. В отдельных случаях погрешности изготовления деталей, поступающих на сборку определенного узла, приводят к ухудшению качества сборочных работ или к проблемам при дальнейшей сборке этих узлов, что может отрицательно влиять на аэродинамические характеристики [2]. Одним из таких проблемных мест в конструкции самолета является стыковка воздухозаборника с центропланом, где за счёт наложения допусков составных частей воздухозаборника образуются зазоры между стыковочными профилями воздухозаборника и центроплана.

## **Методика решения задачи**

Для предотвращения появления данного дефекта были разработаны и применены на производстве ряд технологических мероприятий:

1. Было принято решение использовать нивелировочные точки на воздухозаборнике для контроля его положения относительно отсека ХЧФ, при их стыковке. Для этого нанесение нивелировочных точек было перенесено с этапа стыковки воздухозаборника и отсека ХЧФ, на этап сборки воздухозаборника, что позволило их использовать для контроля, при стыковке отсеков.

2. Было принято решение перенести окончательную установку стыковочных профилей воздухозаборника с этапа сборки воздухозаборника на этап стыковки воздухозаборника с центропланом.

3. Был доработан стапель сборки центроплана, а именно вместо фиксаторов были установлены сборочные линейки, которые полностью повторяют теорию стыковочных профилей, что позволяет исключить смещение профилей на центроплане, при их установке.

## **Вывод**

Использование вышеприведенных мероприятий позволило полностью избежать появления дефектов (зазоров) при стыковке воздухозаборника с центропланом, что в свою очередь повысило качество сборочных работ.

## **Библиографический список:**

1. Абибов А.Л., Бирюков В.В. и др. Технология самолетостроения. Учебник для авиационных вузов. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1982.
2. Бобарика И.О. Численное моделирование аэродинамики несущих элементов летательных аппаратов потоком несжимаемой жидкости при малых числах маха / Бобарика И.О., Гусев И.Н. // Научные труды (Вестник МАТИ). - 2013. № 21 (93). - С. 59-65

## IMPROVING THE PROCESS JOINING OF INLET COWL WITH THE CENTER WING SECTION

Student Gartman Ivan Ivanovich, e-mail: gartman@email.ru  
Ph.D. Bobin Konstantin Nikolaevich, e-mail: yabkn@yandex.ru  
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20

**Abstract:** Assembling of the fuselage is the final stage of work on the production of the aircraft. Often, gaps arise during the joining of sections of aircraft in unit that affect the quality of assembly. One of such problem areas in the aircraft construction is joining inlet cowl with the center wing section. The paper managed to improve the quality of assembly work due to update of assembly fixture and change of the sequence of the technological process of the assembly work.

**Keywords:** Assembly, aircraft, air intake, quality

УДК 621.01

## РАЗРАБОТКА БИОНИЧЕСКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

*Ерофеев Михаил Святославович, Сокольников Роман Анатольевич*  
Иркутский национальный исследовательский технический университет,  
664074, Россия, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 83, тел. 8 (3952) 405-100

*Ерофеев М.С.*, [michael23@ro.ru](mailto:michael23@ro.ru)

*Сокольников Р.А.*, [mr.noisyman@gmail.com](mailto:mr.noisyman@gmail.com)

Адрес для корреспонденции: *Ерофеев Михаил Святославович*, Иркутский национальный исследовательский технический университет, 664074, Россия, г. Иркутск, ул. Лермонтова, 83, тел. 8 (950) 083-23-24

### Аннотация

Данная статья представляет собой краткий обзор современных беспилотных летательных аппаратов с предложенным авторами альтернативным вариантом. Рассмотрены различные классификации и устройства. Также рассмотрена такая интересная тема, как бионика и создание, на её основе, беспилотников с различными конструкциями. Представлены достижения западных коллег в области проектирования беспилотных летательных аппаратов и применения бионики. Обозначены все плюсы и минусы бионических беспилотников. Авторами представлен собственный вариант бионического беспилотного летательного аппарата, разрабатываемый в рамках научной работы.

**Ключевые слова:** Альтернатива, беспилотный летательный аппарат, бионика, стрекоза, BionicOpter.

## **1. Введение**

На сегодняшний день создание беспилотных летательных аппаратов является актуальным занятием по ряду причин, которые описаны ниже. Существуют удачные технические композиции, на которых основываются конструкции различных БПЛА. Все они в большей или меньшей степени произошли от своих «старших» собратьев - самолётов и вертолётотв, и осуществляют полёт благодаря тем же принципам. Стоит отметить один факт, что при современном уровне знаний и технологий, разрабатывая БПЛА, можно попробовать применить иную компоновку и принцип полёта. Но вначале стоит разобраться поглубже в некоторых вопросах.

## **2. Классификация БПЛА**

Интерес к БПЛА в немалой степени вызван простотой их эксплуатации, экономичностью, относительно невысокой стоимостью, оперативностью и т.д. БПЛА могут использоваться как в гражданской, так и в военной сферах деятельности.

В мире представлено большое количество гражданских БПЛА классифицируемых как «микро» и «мини», различающихся по своим спецификациям и набору характеристик (назначение, вес, размер, продолжительность и высота полета, система запуска и приземления, наличие систем автопилотирования и навигации, формат фото- и видеосъемки и др.).

Беспилотники можно разделить на несколько групп [1]:

1. По дальности действия
  - ближнего действия - до 40 км;
  - малой дальности - до 120 км;
  - средней дальности - до 1000 км;
  - большой дальности - более 1500 км.
2. По кратности применения
  - одноразовые;
  - многоразовые;
3. По лётно-техническим характеристикам
4. По способу старта и посадки
5. По типу БПЛА
  - самолётной схемы
  - вертолётной схемы
  - ракетной схемы
  - схема с подъёмным вентилятором
6. По взлётной массе
  - до 5 кг (класс микро);
  - до 50 кг (малый класс);
  - 50-100 кг (легкий класс);
  - 100-500 кг (средний класс);
  - 500-1500 кг и более (тяжелый класс).

### 3. Устройство современных БПЛА

На данный момент сложились две основные схемы компоновки БПЛА: классическая (по схеме «фюзеляж+крылья+хвост»), к которой относится, например, БПЛА «Орлан-10», Mavinci SIRIUS (рис. 1) и др., «летающее крыло», к которой относятся Geoscan 101 (рис. 2), Gatewing X100 и др. и БПЛА типа «коптер» например DJI F450 (рис.3) [1].



Рис. 1. Mavinci SIRIUS



Рис. 2. Geoscan 101



Рис. 3. DJI F450

С недавнего времени ведутся разработки бионических БПЛА, т.е. повторяющих создания живой природы. Германской компанией Festo созданы такие прототипы, как eMotionButterflies (бабочка) (рис.4), SmartBird (птица) (рис.5) и BionicOpter (стрекоза) (рис.6).



Рис. 4. eMotionButterflies



Рис. 5. SmartBird



Рис. 6. BionicOpter

Наиболее интересным является вариант беспилотника-стрекозы. В природе стрекоза - это насекомое-хищник, который обладает превосходными лётными и манёвренными качествами в сравнении с остальными летающими насекомыми. Во многом это преимущество достигается за счёт двух пар крыльев вместо одной, как например у пчёл. Учёным из Королевского ветеринарного колледжа в Великобритании и из немецкого Университета Ульма, при исследовании обтекания воздуха крыльев стрекозы, удалось установить, когда нижние крылья начинают движение перед тем, как это делают верхние, то сила, затраченная на подъём конструкции, на 22% меньше, чем при использовании одного крыла с каждой стороны. Также существенно выше манёвренность.

Подобный ЛА получает ряд преимуществ присущих его прототипу:

1. Вертикальный взлёт и посадка;
2. Маневрирование во время полёта в любом направлении, не изменяя направления своего тела;

3. Планирование;
4. Отсутствие предварительного наклона корпуса при изменении направления движения;

Однако он также имеет и недостатки:

1. Сравнительно небольшое количество полезной нагрузки;
2. Сложность конструкции относительно БПЛА других типов;

В 2013 году компания Festo создала работающую модель робота-стрекозы BionicOpter (рис.4), о которой упоминалось ранее. Сверхлегкий летающий аппарат, как и его биологический собрат, может совершать маневры во всех направлениях, зависать на месте и парить в воздухе, не взмахивая крыльями. Размах крыльев составляет 63 сантиметра. Каждое из четырех крыльев робота-насекомого имеет гибкий и прочный каркас из углеродистого волокна, покрытый полиэстеровой прозрачной пленкой. Благодаря конструкции крыло робота-насекомого без поломки может выдерживать изгиб на 90 градусов. Длина робота-стрекозы BionicOpter составляет 44 сантиметра. Его прочный и легкий корпус изготовлен из алюминиевых элементов, полиамида и термополимера, особого вида пластика ABS. Благодаря этому вес корпуса робота составляет всего 175 грамм. Программное обеспечение микроконтроллера и электронные блоки отвечают за выполнение сложных последовательных движений робота, включая переменную частоту взмахов крыльев, которая изменяется в диапазоне от 15 до 20 Герц, амплитуду взмахов и угол наклона каждого крыла [2].

#### 4. Альтернатива

Нами предлагается проект по созданию собственного бионического БПЛА для проведения исследований полёта стрекозы, названный CoEр-1 (рис.7).

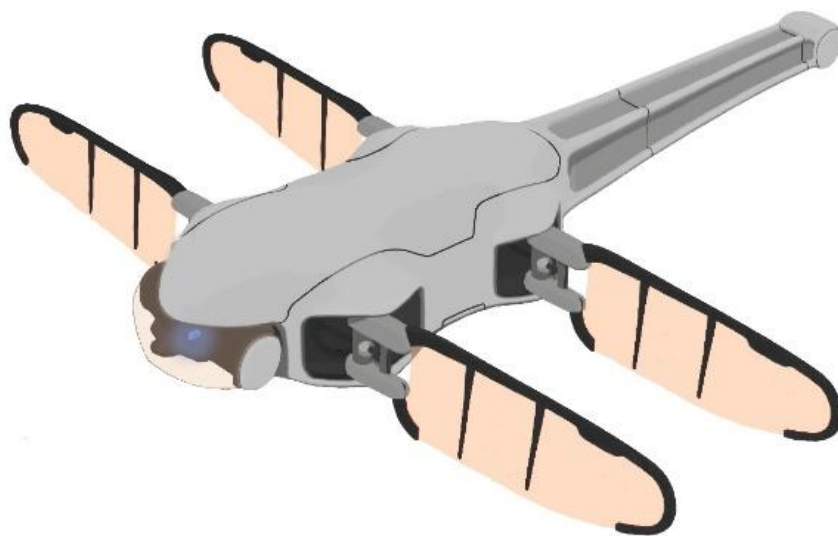


Рис. 7. Концептуальный рисунок беспилотника CoEр1

CoEр-1 будет иметь схожие с ранее упомянутым BionicOpter габариты: Длина 400-500 мм, Размах крыльев 700-800 мм. Также будет применён

собственный механизм для создания маховых движений и изменения углов наклона крыла.

Главные цели, достигаемые при разработке бионического БПЛА СоЕр-1 – это исследование динамики полёта стрекозы, принципов полёта, создание опытной модели, добавление возможности установки целевого оборудования (например – камеры фото- и видеосъёмки) и улучшение лётно-технических характеристик, а также изучение возможностей бионики в области авиамашиностроения и робототехники.

### **Библиографический список:**

1. Иноземцев Д.П., Кобелев Г.П., Мишута Д.В., Страшко И.Б. Беспилотные летательные аппараты: теория и практика часть 1 // Электронный журнал «Автоматизированные технологии изысканий и проектирования», 2013, выпуск №2(49): [http://terra-credo.ru/archive/ATIP\\_2\(49\)\\_2013.pdf](http://terra-credo.ru/archive/ATIP_2(49)_2013.pdf), (дата обращения 24.07.2015).

2. Festo AG & Co. BionicOpter // Support portal festo.com: [http://www.festo.com/net/SupportPortal/Files/248133/Festo\\_BionicOpter\\_en.pdf](http://www.festo.com/net/SupportPortal/Files/248133/Festo_BionicOpter_en.pdf), (дата обращения 27.07.2015)

## **DESIGN BIONIC UNMANNED AERIAL VEHICLE**

*Erofeev Mikhail Svyatoslavovich*, student, [michael23@ro.ru](mailto:michael23@ro.ru)

Irkutsk national research technical university, 664074, Russia, Irkutsk,  
Lermontov st., 83, tel. 8 (3952) 405-100

*Sokolnikov Roman Anatolyevich*, student, [mr.noisyman@gmail.com](mailto:mr.noisyman@gmail.com)

Irkutsk national research technical university, 664074, Russia, Irkutsk,  
Lermontov st., 83, tel. 8 (3952) 405-100

### **Abstract**

In the world, there are a large number of civilian UAVs, which are classified as "micro" and "mini", and differ in their specifications and set of characteristics (appointment, weight, size, duration and flight height, the system launch and landing, the presence autopilot and navigation systems, photo and video format, etc.).

Now, there were two major UAV pattern layout: classic (on a "fuselage + wings + tail"), such as UAV "Orlan-10», Mavinci SIRIUS (Figure 1.), Etc., "flying



wing", which relate Geoscan 101 (Figure 2), Gatewing X100 et al. and the type of UAV 'copter », DJI F450 (Figure 3) [1].

Recently being developed bionic UAV who repeat the creation of wildlife. The German company Festo has created prototypes such as eMotionButterflies (butterfly) (Figure 4), SmartBird (bird) (Figure 5) and BionicOpter (dragonfly) (Figure 6).

Authors of the article propose a project to create a bionic own UAVs for flight research dragonfly, called SoEr-1 (Figure 7).

The main objectives to be achieved in the development of bionic UAV SoEr-1 - the study of the dynamics of flight dragonfly, flight principles, the creation of an experimental model to add the possibility of target hardware installation (for example - photo and video cameras) and improved flight performance, as well as exploring opportunities bionics in the field of aircraft- machine building and robotics.

**Keywords:**The alternative, unmanned aerial vehicle, bionics, dragonfly, BionicOpter

УДК

## РАЗРАБОТКА СПАСАТЕЛЬНОГО РАДИОМАЯКА ДЛЯ СВЕРХЛЕГКОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА.

**Жапарова Гульмерей Биржановна, студентка; Зверков Илья Дмитриевич.**

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.9138967174.

**Жапарова Г.Б.** [zaparova@list.ru](mailto:zaparova@list.ru)

**Зверков И.Д.** [zverkov75@mail.ru](mailto:zverkov75@mail.ru)

Адрес для корреспонденции: **Жапарова Г.Б.**, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.9138967174.

В большинстве авиакатастроф выживает примерно 80% пассажиров. Даже в самой крупной авиакатастрофе в истории авиации, произошедшей 27 марта 1977 года на Канарских островах, когда в аэропорту столкнулись два Боинга-747, один из которых рулил по взлетно-посадочной полосе, а другой выполнял взлет, и погибло 574 человека, оставалась возможность спасения находившихся на борту людей (спаслось 70 человек).

По статистике авиаперелеты считаются самыми безопасными в мире. По подсчетам ИКАО ( международная организация гражданской авиации) на миллион вылетов приходится одна катастрофа. Однако случаются различные лётные происшествия, когда пассажиры и экипаж остаются живы, но находятся в затруднённых условиях и отдалённой местности. При этом требуется проведения спасательной операции с целью спасения жизни людей. При вынужденной посадке ЛА может оказаться в незнакомой и труднопроходимой местности (горы, тайга, глубокий снег и т.д.). После вынужденной посадки экипаж воздушного судна обязан, помимо всего прочего, подготовить к работе аварийные радиостанции и передать сигнал бедствия.

Для большой авиации разработаны и успешно применяются аварийно - спасательные оборудования (радиостанции) такие, как автоматический радиомаяк АРМ-406П. Однако, их сложно и дорого ставить на сверхлегкие ВС (весом до 495 кг).Целью моей работы является разработка радиомаяка «Heat-17» с воздушным зондом для указания места пришествия.

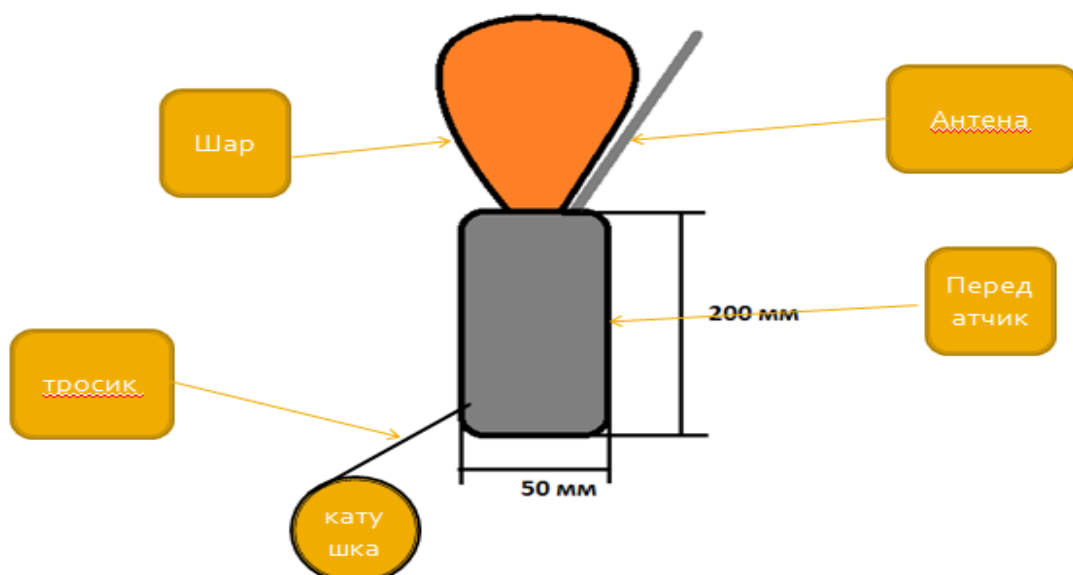


Рис.1.

Радиомаяка «Heat-17» с воздушным зондом для указания места пришествия

Отличия маяка «Heat-17» от АРМ-506П состоят в следующем:

- ✓ масса радиомаяка предполагается не выше 100 г, что позволит устанавливать его в любые транспортные средства и даже брать с собой (пр.: экспедиции, походы);
- ✓ радиомаяк будет оснащён воздушным зондом в виде шара, который будет его поднимать на высоту 30 м.
- ✓ радиомаяк будет иметь встроенный водородный аккумулятор (на основе гидрида бора) для наполнения воздушного зонда.
- ✓ на воздушном зонде радиомаяка будут установлены светодиоды, что улучшит визуальный ориентир;
- ✓ радиомаяк Sens для Rockwell IBeacon будет излучать радиосигнал на аварийной частоте (868 MHz)
- ✓ габариты радиомаяка «Heat-17»:
  - длина – 200 мм

ширина - 50 мм  
глубина – 50 мм.

Радиосвязь на частотах свыше 30 МГц возможно, в основном, только в пределах радиогоризонта т.е. расстояние прямого прохождения радиуса с учетом шарообразности земной поверхности, так называемой прямой или оптической видимости. В этом случае дальность связи будет зависеть от подъема антенны.



Рис.2 Радиосвязь на УКВ диапазонах

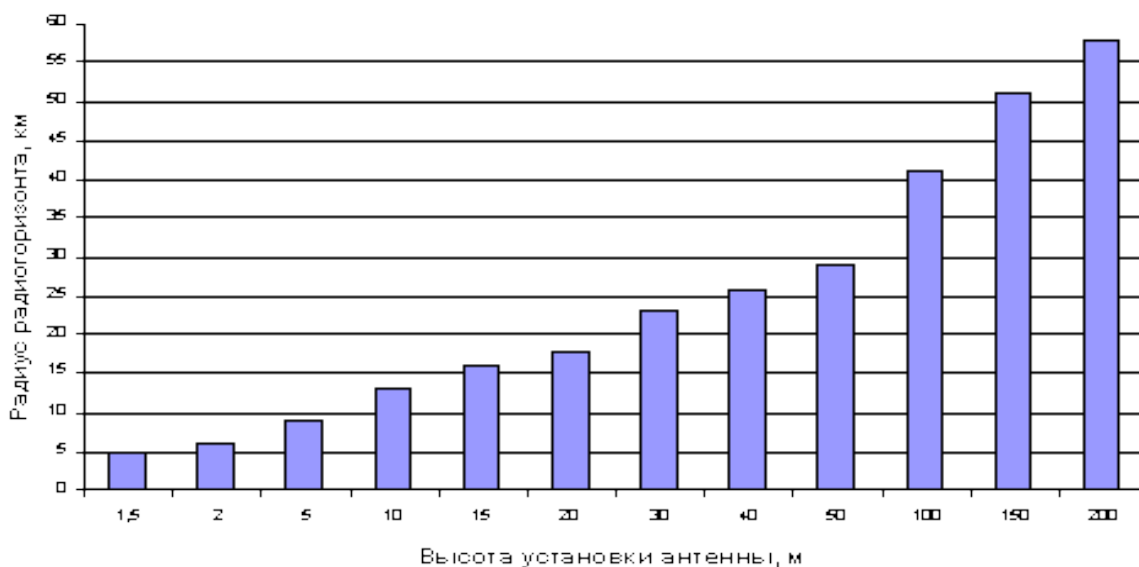


Рис. 3 Расчет радиуса радиогоризонта

Для выделения водорода изобретены водородаккумулирующие таблетки на основе боргидрида натрия (регулируя размер таблетки можно получить различное количество водорода).

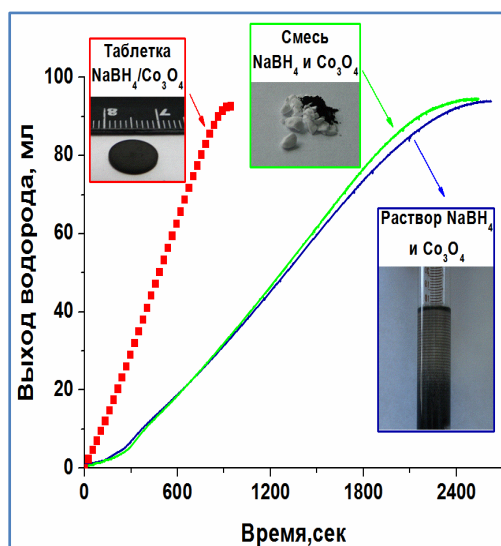


Рис.4 зависимость выхода водорода



Рис.5 Размеры таблеток от времени

Для разработки и изготовления радиомаяка планируется провести следующие этапы научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ:

- ✓ создание эскизной компоновки радиомаяка
- ✓ определение его веса
- ✓ выбор объёма воздушного зонда
- ✓ расчёт количества гидрида бора для наполнения воздушного зонда
- ✓ расчёт аэродинамических сил действующих на зонд при ветре 15 м/с
- ✓ определение необходимого сечения и материала удерживающего шнура
- ✓ корректировка веса радиомаяка и объёма воздушного шара.
- ✓ конструирование и изготовление прототипа зонда «Heat-17»
- ✓ испытание устройства в лесистой и гористой местности.

При удачном завершении проекта радиомаяк с воздушным зондом «Heat-17» может быть востребован не только пилотами сверхлёгких воздушных судов, но и туристами, рыбаками и охотниками осуществляющими свою деятельность в труднодоступных местах. Опыт полученный при разработке данного маяка может быть использован для конструирования радиомаяков с более тяжёлыми передатчиками типа Аварийный радиомаяк Р-855А2



Рис.6 Аварийный радиомаяк Р-855А2

***Библиографический список:***

1. Аварийно - спасательное оборудование воздушного судна ТУ-154: учебное пособие / сост. Е.О. Годунов, Н.В. Павлов. – Ульяновск: УВАУ ГА(и), 2009. – 108 с.
2. Rockwell IBeacon, инструкция пользователя радиопоисковой системы.

**DEVELOPMENT RESCUE BEACONS FOR ULTRALIGHT AIRCRAFT.**

1) Zhaparova Gulmery Birzhanovna, student, [zaparova@list.ru](mailto:zaparova@list.ru)

2) Zverkov Ilya Dmitrievich, professor of the department SVS,  
[zverkov75@mail.ru](mailto:zverkov75@mail.ru)

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

**Abstract:** Most plane crashes survives about 80% of passengers. Even in the biggest crash in aviation history occurred on March 27, 1977 in the Canary Islands, where the airport faced two Boeing 747, one of which is taxied on the runway, and the other carried off and killed 574 people, left open the possibility of salvation people on board (70 people were saved). According to statistics from air travel are considered to be the safest in the world. According to ICAO (International Civil Aviation Organization) estimates per million departures account for one accident. However, there are various, flight accident when passengers and crew are still alive, but are hindered conditions and remote areas. After a forced landing, the flight crew is required to, among other things, to prepare for the emergency radio and transmit a distress signal. The aim of my work is to develop a beacon «Heat-17" air probe to indicate the coming of the place.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕПЛОВИЗИОННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ДЕФЕКТОВ СПЛОШНОСТИ В МНОГОСЛОЙНЫХ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ

*Заец Николай Петрович, адъюнкт*

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»  
394064, Россия, г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, 54А

*Заец Н.П., email [zaecnp@mail.ru](mailto:zaecnp@mail.ru)*

**Аннотация.** В представлена необходимость применения тепловизионного метода контроля для оценки технического состояния многослойных конструкций из неметаллических материалов и описан вариант выбора оптимальных значений параметров проведения контроля. Необходимость проведения 100% площади традиционные методы неразрушающего контроля не обеспечивают. При выборе оптимальных значений контроля обозначен недостаток применяемого текущего температурного контраста и предложено применение усреднённого температурного контраста. Предложено определение границ интервала температур в тепловизоре относительно максимально-возможной температуры бездефектной зоны. Уменьшение настраиваемого в тепловизоре температурного интервала обеспечивает повышение контраста температурных аномалий над дефектными зонами.

**Ключевые слова:** дефектные зоны, температурные аномалии, многослойная конструкция.

При проведении теплового контроля является важным выявление температурных аномалий обусловленных дефектами материалов и конструкций. В этой связи является важным определение оптимального времени наблюдения для выявления дефектов. Также важным является настройка самого тепловизора, правильный выбор исследуемого интервала температур, который позволит отличить дефектную область конструкции от бездефектной [1, 2].

В рамках проведения исследований по выявлению отслоений в стеклопластиковой конструкции была разработана математическая модель активного теплового неразрушающего контроля. По получаемым поверхностям отклика разности температур  $\Delta T$  (рисунок 1) удалось определить влияние времени нагрева  $\tau_h$  и температуры нагрева  $T_a$ .

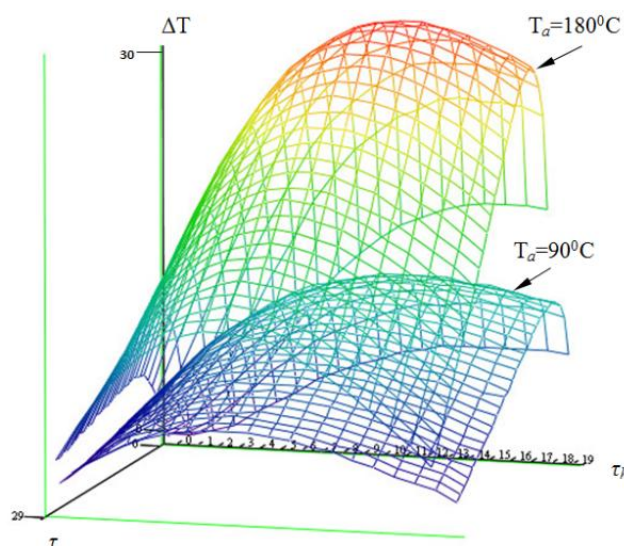


Рис. 1. Поверхность отклика  $\Delta T$  при температуре нагрева  $T_a=90^\circ\text{C}$  и  $180^\circ\text{C}$

Разность температур является основным параметром позволяющим выявить дефектную область. Чем больше  $\Delta T$ , тем больше вероятность определения дефекта и эффективность контроля. Из анализа полученных поверхностей отклика было выявлено максимальное значение  $\Delta T$ , которое достигается на 7-й секунде охлаждения и при нагреве в течении  $\tau_h = 12$  секунд. Нагрев в течение большего времени приводит к уменьшению разности температур.

Выбор времени наблюдения для выявления дефектов определялся с учётом необходимости удаления источника нагрева от зоны контроля, разбивки поверхности объекта контроля на равные участки для инфракрасного фотографирования и максимальной  $\Delta T$ . Учёт перечисленных условий позволил выбрать период контроля с 7-й по 14-ю секунды охлаждения контролируемой конструкции.

Для определения дефектов тепловизионным методом имеет значение текущий температурный контраст  $C^{run}$  дефектной зоны на фоне нагретой бездефектной. Значение  $C^{run}$  вычисляется по формуле (1).

$$C^{run} = \frac{\Delta T}{T_{БД} - T_{ОК}} \quad (1)$$

где  $T_{БД}$ ,  $T_{ОК}$  – температура бездефектной зоны и начальная температура объекта контроля.

Контролируемая зона на момент инфракрасного фотографирования будет иметь неоднородное температурное поле. Соответственно имеющийся перепад температур учтан не будет. Для получения более объективных значений температурного контраста предложено применение усреднённого температурного контраста  $C^{сред}$  (формула (2)), который учитывает среднее значение температуры бездефектной зоны:

$$C^{ср\text{ед}} = \frac{\Delta T}{\frac{\sum_{\tau_1}^{\tau_2} T_{БД}}{\tau_2 - \tau_1} - T_{ОК}} \quad (2)$$

где  $\tau_1$  и  $\tau_2$  – время начала и окончания периода контроля.

Выполненные вычисления по формулам (1) и (2) позволяют получить поверхность отклика зависящую от времени нагрева и времени охлаждения (рисунок 2). Значения получаемых  $C^{г\text{рун}}$  и  $C^{ср\text{ед}}$  не зависят от температуры нагрева, однако, их анализ позволяет установить, что усреднённый температурный контраст  $C^{ср\text{ед}}$  принимает максимальное значение (рисунок 3) при  $\tau_h=6$  с. В случае применения  $C^{г\text{рун}}$  за максимальные значения можно было бы принять значения  $\tau_h$  с 1 по 6 секунды.

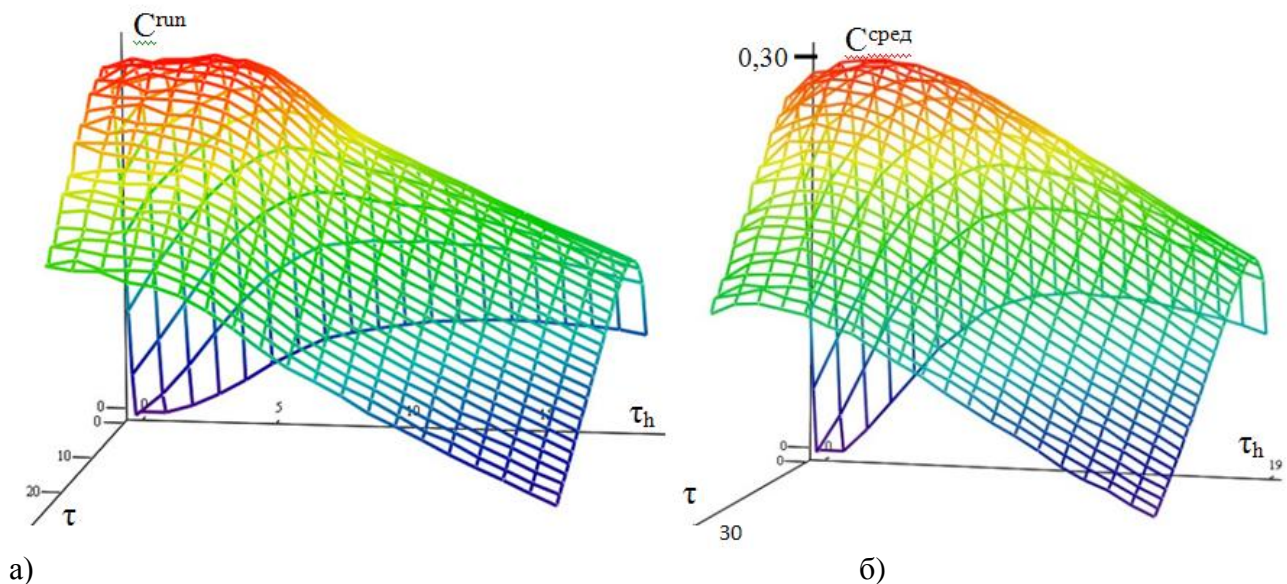


Рис. 2. Поверхности отклика температурных контрастов:  
а -  $C^{г\text{рун}}$ ; б -  $C^{ср\text{ед}}$

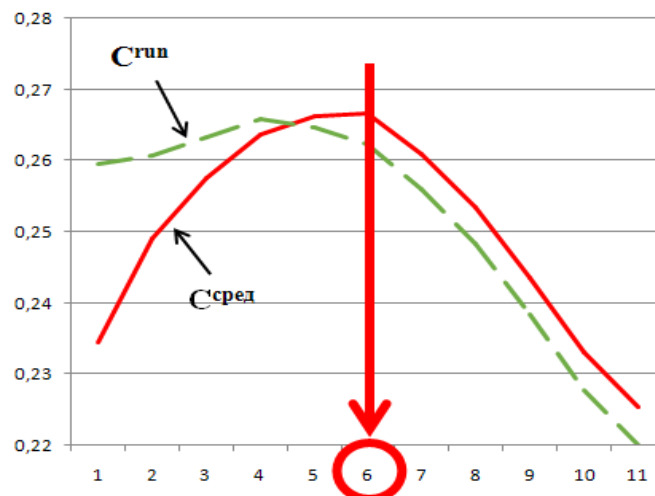


Рис. 3. Максимальные значения  $C^{г\text{рун}}$  и  $C^{ср\text{ед}}$



Таким образом, при нагреве в течении 6 с обеспечиваться максимальное проявление температурных аномалий на термограммах. Для случая проведения теплового контроля при максимальной разности температур дефектной и бездефектной зон ( $\tau_h=12$  с) значение температурного контраста уменьшится более чем на 20 %. Учитывая вывод из закона Планка: мощность теплового излучения резко снижается при уменьшении температуры, повышение температуры конструкции следует достигать не увеличением времени нагрева  $\tau_h$ , а повышением температуры нагревателя  $T_a$ .

Для проверки полученных результатов был проведён эксперимент по выявлению дефектов (отслоений) в многослойной конструкции. Выявление дефектов тепловизором выполнялось при различной настройке температурного интервала (рисунок 4): верхняя граница интервала температур соответствует максимально возможной температуре бездефектной зоны и при интервале температур соответствующем исследуемому диапазону. Из рисунка 4 видно, что при первом варианте контроля температурные аномалии (от двух отслоений диаметром 10 мм) обладают высоким контрастом и чётко выраженной границей в отличии от второго варианта контроля.

а)

б)

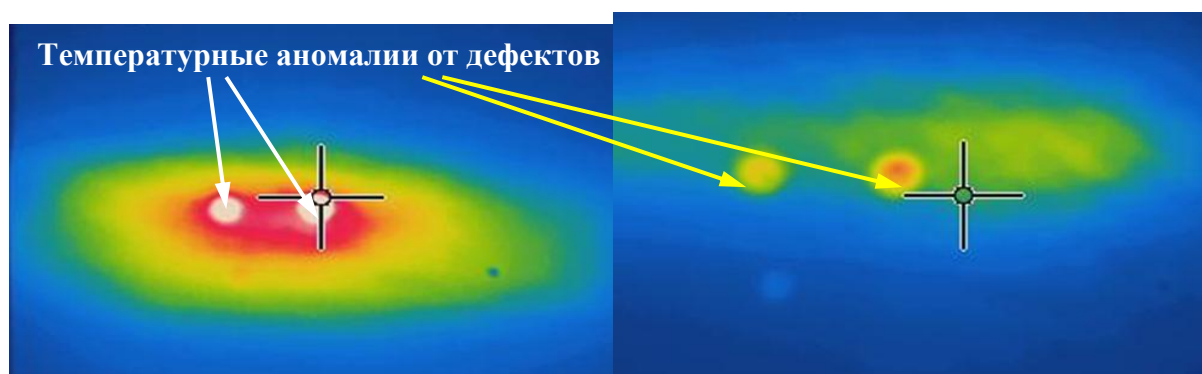


Рис. 4. Термограммы стеклопластикового многослойного элемента

а – с настройкой и б – без настройки интервала температур

Таким образом, определение оптимального значения параметров теплового контроля позволило:

- эффективно выявлять отслоения в многослойной конструкции;
- упростить проведение разбраковки результатов, обеспечением проявления дефектных зон температурными аномалиями обладающих высоким контрастом.

#### **Библиографический список:**

1. Вавилов В. П. Инфракрасная термография и тепловой контроль. – 2-е изд., доп. М.: Издательский дом «Спектр», 2013. - 544с.
2. Лыков А.В. Теория теплопроводности. -М.: Наука, 1964. -488 с.

## USING THERMAL IMAGING DEVICES TO DETECT DEFECTS IN MULTILAYER AEROSTRUCTURES NONMETALLIC

*Zaets Nikolai Petrovich, graduate student zaecnp@mail.ru*

Air Force Education and Research Center «The Zhukovsky and Gagarin Air  
Force Academy» (Voronezh)

394064, Russia, Voronezh, st. Old Bolsheviks, 54A

In the present article describes an option of choice of optimal values of the parameters of the thermal control of a multi-layer structure. As the object of control has been selected fiberglass adhesive element of the aircraft. The need to assess the technical condition of the object of control requires 100% of the surface area. Conventional NDT methods do not allow to perform the control in a reasonable time. For this reason, the thermal method is the most preferable. The paper presents the application of a mathematical model of thermal control and registration of temperature contrast values for the optimal observation time. A definition of the boundaries of the temperature range in the thermal imager relative to the maximum possible temperature-defect-free zone. Reducing the custom in the temperature range of the Imager enhances the contrast of temperature anomalies over the defective areas.

**Keywords:** thermal method, the defective area, temperature anomalies, the multi-layer structure.

УДК:629.7.025.82

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЫСОКОМЕХАНИЗИРОВАННОГО НОСКА ПЕРСПЕКТИВНОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЁТА

*Ковалёв Михаил Андреевич, магистрант*

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

СибНИА им. С.А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск,  
ул. Ползунова, 21, тел. +7 (383) 277 01 56

*Ковалёв М. А., e-mail [kovalev.m.a@outlook.com](mailto:kovalev.m.a@outlook.com)*

### **Аннотация**

В тексте раскрывается проблема решения высокой скорости при взлёте и посадке с помощью высокой механизации крыла, в частности с помощью механизированного предкрылка. Представлено описание конструкции носка, отвечающее требованиям рациональности и прочности. Новизна исследования заключается в том, что для конструкции носка используются новые материалы

на основе углепластика. Данная конструкция позволила снизить скорость при взлёте/посадке.

**Ключевые слова:** Углепластик; механизация крыла; предкрылок; Ан-2.

Из-за высокой скорости летательных аппаратов, для понижения скорости при взлёте и посадке, а также уменьшения дистанции взлёта и посадки самолёта необходима механизация крыла. Механизация крыла приводит к повышению площади крыла, а значит, расширяется диапазон скоростей при повышении максимальной скорости. Кроме того, механизированное крыло в полёте может быть использовано для понижения минимальной горизонтальной скорости, а также скорости пикирования.

Была разработана конструкция носка перспективного многоцелевого лёгкого самолёта (ЛМС), которая отвечает требованиям рациональности и прочности. Кроме того, конструкция обладает малым весом и изготавливается из современных материалов.

На самолёте прототипе Ан-2 отсутствовал предкрылок нижнего крыла, имелся только автоматический предкрылок верхнего крыла.

В процессе работы был спроектирован предкрылок следующей конструкции (рис. 1). Предкрылок состоит из двух секций, соединённых между собой двумя кницами, которые передают усилие от корневой секции к концевой во время выпуска и уборки.

Каждая секция предкрылка состоит из наружной и внутренней обшивок, двух кронштейнов навески, торцевых и промежуточных диафрагм. Обшивки и торцевые диафрагмы выклеены из углепластика. Кронштейны навески изготовлены из алюминиевой плиты Д16чТ. Промежуточные диафрагмы выполнены из пенопласта.

Механизм выпуска и уборки предкрылка представляет собой четыре равноплечие качалки, на которых предкрылок отклоняется на заданный угол. Угол между плоскостью вращения качалок и строительной плоскостью крыла составляет  $12^\circ$ , а вылет предкрылка – 160 мм. (рис. 2). Каждая секция предкрылка крепится к носовой части крыла на двух качалках.

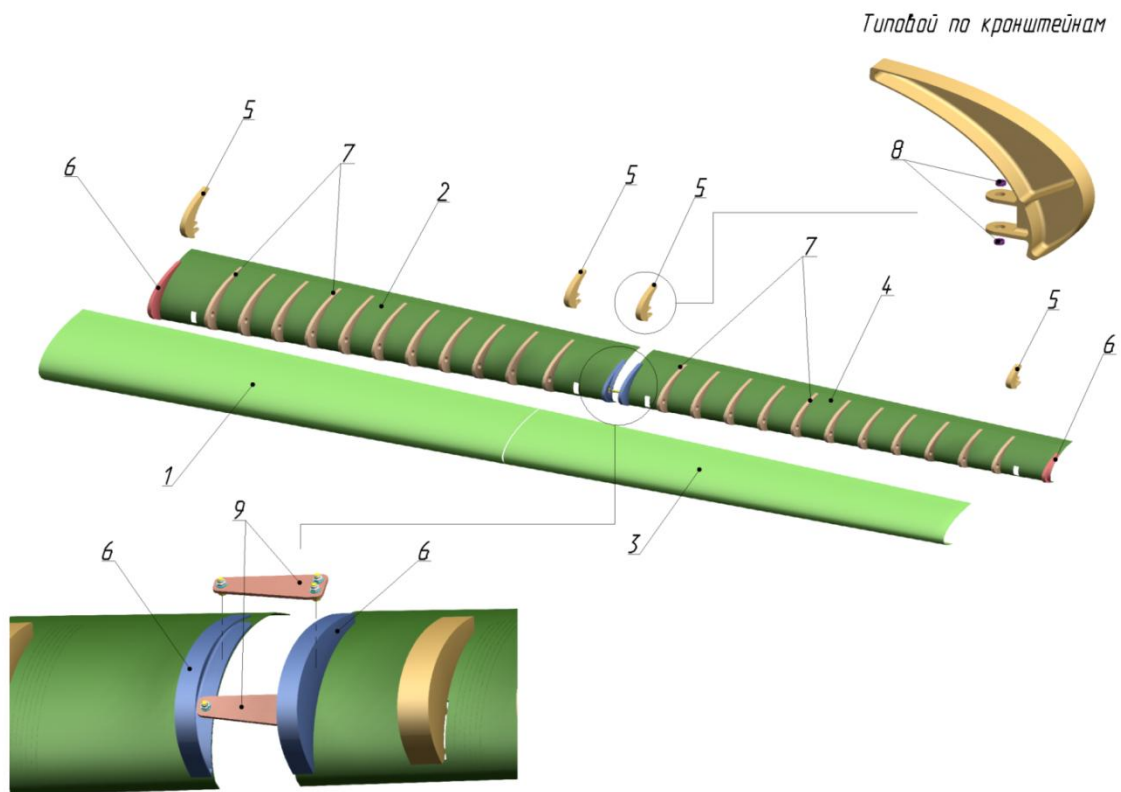


Рис. 1. Предкрылок нижнего крыла.

1, 3 – наружные обшивки; 2, 4 – внутренние обшивки; 5 – кронштейны навески; 6 – торцевые диафрагмы; 7 – промежуточные диафрагмы; 8 – втулки; 9 – кницы

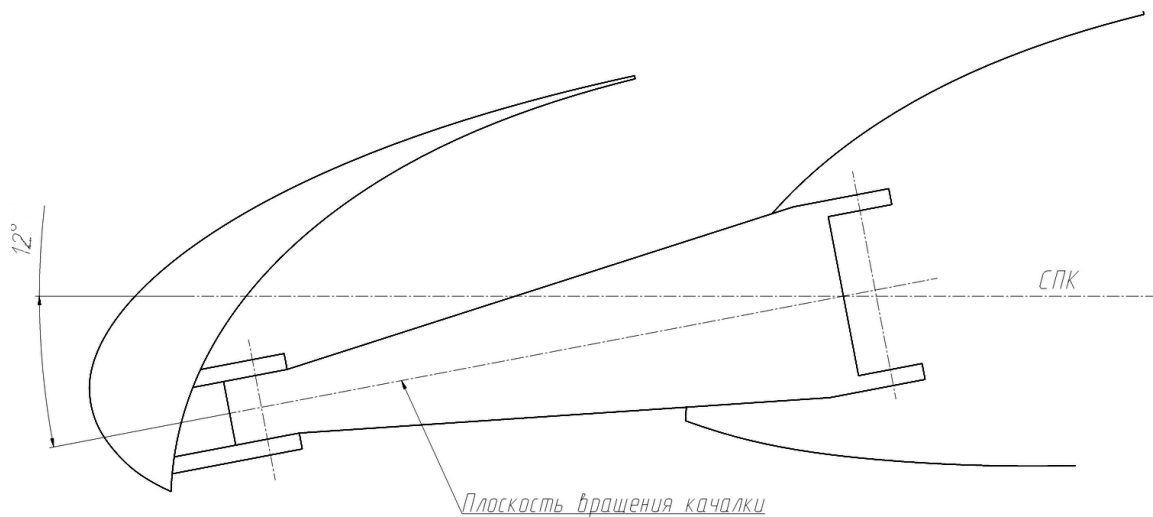


Рис. 2. Навеска предкрылка нижнего крыла

Выпуск и уборка предкрылка осуществляется с помощью электропривода, расположенного в носовой части центроплана. Усилие на выпуск и уборку передается на рычаг корневой качалки с помощью тяги, которая крепится к штоку электропривода (рис. 3).

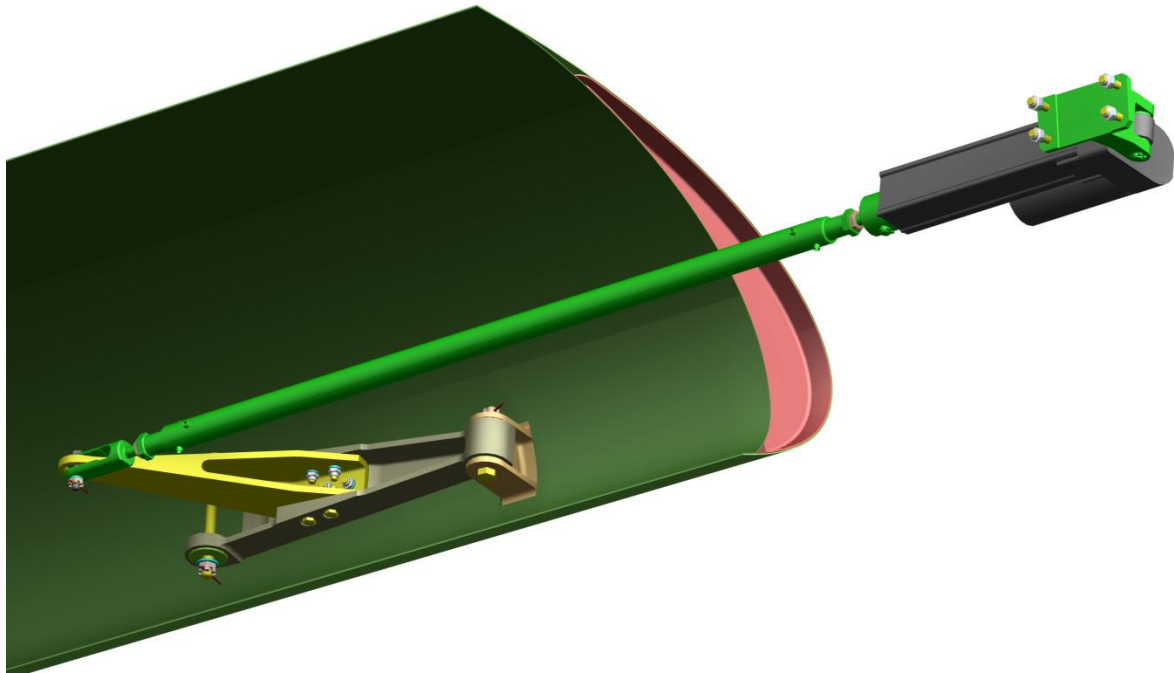


Рис. 3. Система привода предкрылка нижнего крыла

Таким образом, новая конструкция крыла и высокая, для своего класса, механизация в совокупности с более мощным двигателем позволила снизить длину разбега/пробега с 170/215 м. на Ан-2 до 80/50 м. на ЛМС.

***Библиографический список:***

1. Ендогур А. И. Проектирование авиационных конструкций. – М.: МАИ, 2007. – 605 с., ил.
2. Шудьженко М. Н. Конструкция самолетов. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1971. – 416 с.
3. Бадягин А. А., Егер С. М. и др. Проектирование самолетов. – М.: Машиностроение, 1979. – 516 с.

## **DESIGN OF HIGHLY MECHANIZED MULTIPURPOSE SLAT OF PROSPECTIVE MULTIPURPOSE AIRCRAFT**

Kovalev Mihail Andreevich, Master's Degree student,  
e-mail [kovalev.m.a@outlook.com](mailto:kovalev.m.a@outlook.com)

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,  
Str. Karl Marx, 20, tel. +7 (383) 346 08 43

Siberian Aeronautical Research Institute named after S.A. Chaplygin, 630051,  
Russia, Novosibirsk, Str. Polzunova, 21, tel. +7 (383) 277 01 56

### **Abstract**

An aircraft has a high speed during takeoff and landing. Mechanized wing should be used to eliminate this shortcoming. A slat has been designed in the process. It consists of two sections, they are connected by two brackets. Each slat section consists of the outer and inner casings and two brackets and diaphragms. Plating and diaphragm are made of carbon fiber. The brackets are made of an aluminum plate. Extension and retraction of the slat are done with the help of four walking beams. The angle between the wing and the plane of rotation of the walking beam is 12 degrees. Departure of the slat is 160 mm. Extension and retraction of the slat are done with the help of electric drive.

**Keywords:** Mechanized wing, slat, carbon fiber.

## МОДЕРНИЗАЦИЯ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

*Кружков Александр Сергеевич, аспирант; Румянцев Андрей  
Геннадьевич, к.т.н., в.н.с.*

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

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

*Кружков А. С.*, e-mail [8sanya@gmail.com](mailto:8sanya@gmail.com)

*Румянцев А. Г.*, e-mail \_\_\_\_\_

*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

В данной работе рассматривается проблема проектирования крыла перспективного скоростного самолёта местных воздушных линий на базе Як-40 и оценка его лётно-технических и взлётно-посадочных характеристик с учётом замены двигателей на ТРЕ331-12UAN.

Цель работы спроектировать новое крыло для достижения скоростей полёта, соответствующих числам Маха до  $M=0,6...0,7$ , и обеспечивающее высокие лётно-технические и взлётно-посадочные характеристики.

### Ключевые слова

Лётно-технические характеристики, оптимизация крыла, профиль крыла, взлётно-посадочные характеристики, среднемагистральный пассажирский самолёт.

### Введение

Актуальность работы:

В настоящее время, несмотря на хорошие лётно-технические характеристики (ЛТХ) отечественных самолетов, технико-экономические показатели разработки и производства зарубежных воздушных судов и силовых установок выше отечественных. Так, цикл изготовления планера самолета за рубежом составляет около трех месяцев, а в России - более двенадцати. Это различие может быть преодолено повышением технологичности конструкций и применением рациональных технических и

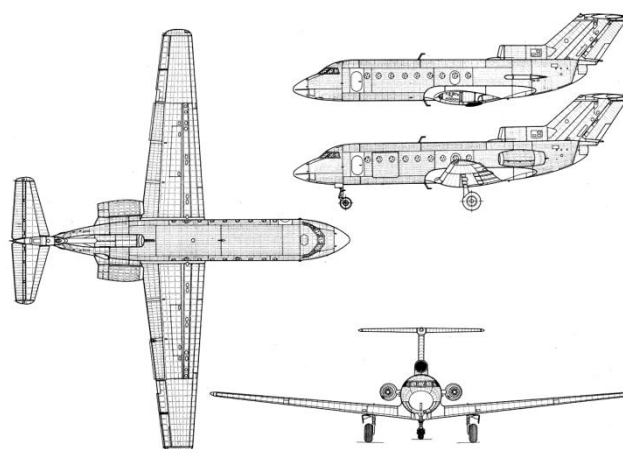


Рисунок 1 Общий вид Як-40

технологических решений. С учетом располагаемого производственного потенциала авиационной промышленности спрос отечественных авиакомпаний на Российскую авиатехнику в 2008 - 2020 гг. в полном объеме может быть удовлетворен только после целенаправленного технического переоснащения серийных заводов.

Учитывая темпы списания существующего парка самолетов Ту-134А, Ту-154Б, Ту-154М, Як-40, Ил- 62М, Ил-86 и др., которые достигают 2% - 4% в год, серийные заводы не готовы к выпуску подобного класса самолетов, способных заменить морально и физически устаревшие воздушные суда. Российские авиакомпании вынуждены закупать или брать в лизинг зарубежные самолеты фирм Airbus, Boeing и ряда других фирм. Таким образом, удовлетворение дефицита провозных мощностей парка воздушных судов сегодня решается двумя способами: 1) Производство в России или с ее участием необходимого количества воздушных судов нового поколения для закупки их отечественными авиакомпаниями. 2) Приобретение гражданской авиационной техники зарубежного производства.

Первый способ, как отмечалось выше, требует вложения значительных государственных инвестиций и переоснащения технопарка серийных заводов в течении 10-12 лет. Второй способ влечет за собой потерю рабочих мест в России, потерю налоговых поступлений в оперативное решение текущих задач и с точки зрения долгосрочной, эффективной экономической политики представляется нерациональным. В связи с отсутствием достаточной технической оснащенности серийных заводов, а так же с учётом складывающегося финансового кризиса, требующего минимизации выводимых за рубеж денежных средств, возможен третий способ удовлетворения дефицита провозных мощностей. Этот способ - проведение дополнительных конструктивных доработок и ремоторизация существующего парка самолетов, например Як-40, Як-42, Ан-2, Ту-134, Ту-154, Ил-62, Ил-86 в условиях авиаремонтных предприятий. Это может быть рациональным средством решения проблемы с провозными мощностями для авиационных перевозок в течении ближайших 10-15 лет. При этом капитальных вложений и долгосрочных инвестиций в проектные работы не требуется. Кроме того, данная программа позволит сохранить рабочие места на авиационных ремонтных заводах и увеличить налоговые поступления в бюджет государства от производимой отечественной продукции. Важным фактором реализации работ по обновлению будет являться возможность эксплуатации отечественных самолетов по принципу эксплуатационной живучести, что позволит более полно использовать их возможности и достигнуть наработок на уровне зарубежных аналогов. Нарботка многих эксплуатирующихся в России зарубежных самолётов составляет 50 - 60 тысяч лётных часов, в то же время отечественные воздушные суда списываются и утилизируются при наработке 35-45 тысяч лётных часов.



Як-40 (Рисунок 1 и 2) стал первым в мире пассажирским реактивным самолётом для местных авиалиний. Этот самолёт стал первым отечественным самолётом, получившим сертификаты лётной годности Италии и ФРГ.

Первоначально самолёт выпускался с взлётной массой 14,7 т и числом мест 27. Дальность полёта составляла 710 км (с резервами топлива). Позднее приступили к выпуску улучшенного варианта с взлётной массой 16,1 т и числом мест 32. На этой модификации удалось увеличить дальность полёта. Схема с прямым крылом и кормовой установкой трёх двигателей, средний из которых оснащён реверсивным устройством. Возможен горизонтальный полёт с одним из трёх двигателей.

#### *Конструкция крыла*

Крыло самолёта прямое, большого удлинения  $\lambda=9$ , состоит из двух консолей. Каждая консоль снабжена тремя секциями выдвигаемых взлётно-посадочных закрылков и двумя секциями элеронов. Каждая консоль лонжеронной конструкции.



*Рисунок 2 Самолёт Як-40*

Продольный набор каркаса консоли крыла состоит из двух продольных стенок, одного лонжерона и шести пар стрингеров. Поперечный набор состоит из 34 нервюр. Обшивка конструкции выполнена из дюралюминиевых листов. В крыле сделаны вырезы под нишу, где в убранном положении размещаются амортизационная стойка и колесо главной опоры шасси.

#### *Двигатели*

Три турбореактивных двигателя АИ-25 (3 x 1720 кгс) разработанных ГП ЗМКБ «Прогресс» им. Академика А. Г. Ивченко: два двигателя установлены на пилонах в хвостовой части фюзеляжа, третий внутри хвостовой части фюзеляжа. Также на самолёте установлена ВСУ (вспомогательный газотурбинный двигатель) АИ-9.

### **1. Теория**

Для выбора параметров крыла необходимо определиться с выбором крейсерского коэффициента подъёмной силы. Поскольку мы пытаемся сохранить аэродинамические характеристики (АДХ), то  $C_{ya \text{ крейс}}$  стремимся выбрать таким же, как и у оригинала  $= 0,36$ . Для этого на большей скорости нам необходимо уменьшить площадь крыла

Методика проектирования нового крыла:

- 1) Выбор  $C_{ya \text{ крейс}}$ . Оценка площади и удлинения крыла.
- 2) Определение профилировки крыла.
- 3) Выбор профиля (Рисунок 3) для заданного  $C_{ya \text{ крейс}}$  на крейсерском режиме  $M=0,6$ ,  $H=8000$  с точки зрения затягивания волнового кризиса и высоких несущих характеристик на взлётно-посадочных режимах. Если не

удается обеспечить необходимые взлётно-посадочные характеристики (ВПХ) возвращаемся к пункту 1.

4) Оценка ВПХ с одним выдвижным закрылком с учётом конструктивных ограничений.

5) Выбор геометрических параметров крыла: сужения, крутки.

6) Построение поверхности крыла.

7) Расчёт поляры самолёта на крейсерском режиме ( $M=0,6$ ,  $H=8000$ ) и при  $H=0$ .

8) Выбор параметров механизации крыла и оптимизация положения закрылка.

9) Расчёт ВПХ механизированного крыла по инженерной методике.

10) Определение максимальной и крейсерской дальности полёта.

## 2. Результаты

Для формирования новой геометрии крыла в соответствии с техническим заданием были сделаны следующие шаги:

- проведены оценки применимости инженерных методов расчёта на базе имеющихся экспериментальных данных для крейсерского и взлётно-посадочного режимов полёта;

- проведён выбор геометрии нового крыла – площади, сужения, удлинения, крутки;

- проведены выбор профилировки нового крыла на массиве высококонесущих суперкритических профилей;

- определена геометрическая крутка нового крыла;

- определены несущие свойства нового механизированного профиля и крыла Показано, что ВПХ удовлетворяют условиям технического задания;

- определена максимальная дальность полёта самолёта. Показано, что она при условии применения новых двигателей, получается не ниже определённой в задании 3500км.

## 3. Выводы

Спроектировано новое крыло, которое позволяет достичь большей крейсерской скорости полёта  $M=0,6$ , с небольшими потерями в аэродинамическом качестве.

Несущие свойства нового крыла с выпущенной механизацией удовлетворяют обеспечению посадочной скорости  $V_{\text{пос}}=200\text{км/ч}$  (Рисунок 4).

Несмотря на меньший объём баков в новом крыле в связи с применением новых двигателей удаётся достичь дальности

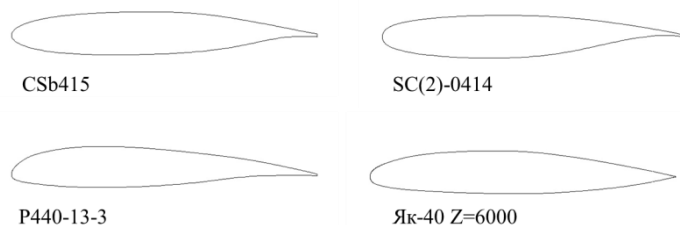


Рисунок 3 Варианты профилей

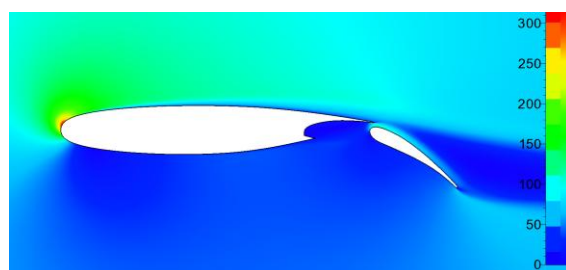


Рисунок 4 Обтекание механизированного профиля крыла самолёта:  $\delta z=35^\circ$ ,  $M=0.2$ ,  $\alpha=14^\circ$

полёта свыше 3500 км.

***Библиографический список:***

1. Руководство по лётной эксплуатации Як-40. – М.: Воздушный транспорт, 1995. – 452 с.
2. Расчётно-экспериментальное исследование обтекания механизированных профилей - Теплофизика и аэромеханика / А. Г. Румянцев, В. А. Силантьев // Теплофизика и аэромеханика. – 2011. – Т. 17, № 2. – С. 91–104.
3. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование легких самолётов. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.
4. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолётов. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.

**MODERNIZATION OF MEDIUM-RANGE PASSENGER AIRCRAFT**

***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](mailto:8sanya@gmail.com)

***Rumyancev A. G.***, e-mail \_\_\_\_\_

**Abstract**

In this study, we consider the problem of designing of wing perspective high-speed aircraft of local airlines based on the Yak-40, and the assessment of its aircraft performance and take-off and landing performance, in view of the replacement of engines on TPE331-12UAN.

The purpose of designing a new wing to achieve flight speeds, corresponding to Mach numbers  $M = 0,6...0,7$ , and provides high aircraft performance, take-off and landing performance.

**Keywords**

Aircraft performance, optimizing of wing, wing airfoil, take-off and landing performance, perspective high-speed aircraft of local airlines.

УДК 629.7.021

## МОДЕРНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СБОРКИ ОТСЕКА САМОЛЕТА SSJ100

*Ризванов Николай Мулланурович, магистрант; Бобин Константин Николаевич,  
к.т.н.*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20  
Nikolai\_rizvanov@mail.ru

### **Аннотация**

В данной работе проводилась оптимизация поточной линии сборки отсека Ф1 самолета SSJ100. Были рассмотрены проблемы связанные с поточной сборкой на производстве. Были проанализированы различные методы по сокращению трудозатрат на производстве и выбраны подходящие для производства отсека Ф1. Данная оптимизация позволила сократить длительность сборки на рабочем месте 4 с 12,5 дней до 11,5 дней, благодаря чему сократились затраты на производство одного отсека Ф1 на 26368 рублей.

### **Введение**

Отсек Ф1 самолета SSJ100 собирается на поточной линии сборки из четырех рабочих мест. Анализ производства различными методами по сокращению трудозатрат на поточной линии сборки показал возможность оптимизации технологического процесса.

Для сокращения длительности сборки на рабочем месте 4 (P4), был рассмотрен вариант перераспределения части операций на рабочее место 3 (P3) параллельно процессам, на которых это действие не отразится и не повлияет. Операции 170 и 171 (рис. 2) было решено выполнять параллельно с операциями 162 и 169. Такой перенос операций не противоречит последовательности технологического процесса.

№	Название задачи	Длительность	Кол. Раб.	Трудозатраты	Преды
157	и Рабочее место 3	20,6 дней	16	337 ч	
158	Установка пола	4 ч	2	8 ч	
159	Крепление левой боковой панели на внутрисовном герметике на тех болты	20 ч	2	40 ч	158
160	Креп бок панели с нишей ПОШ	20 ч	2	40 ч	159
161	Крепление боковой панели по переплету	3 ч	2	6 ч	159
162	Крепление балок пола с сегментами шлангоутов панели боковой. Правый борт.	3 ч	2	6 ч	160
163	Крепление балок пола с сегментами шлангоутов панели боковой. Левый борт.	3 ч	2	6 ч	162
164	Установка и крепление профилей с обшивкой пола по шлангоуту 10.	4 ч	2	8 ч	163
165	Установка обшивки боковой пола. Сверление отверстий. Левый борт.	2 ч	2	4 ч	164
166	Фитинги кают	5 ч	1	5 ч	165
167	Крепление обшивки боковой пола. Правый борт.	3 ч	2	6 ч	166
168	Крепление обшивки боковой пола. Левый борт.	8 ч	2	16 ч	167
169	Установка панели передней и крепление на тех болты	12 ч	2	24 ч	168
170	Установка и крепление накладок по стыку переплета фонаря с панелью боковой правой	8 ч	2	16 ч	169
171	Установка и крепление накладок по стыку переплета фонаря с панелью боковой левой	8 ч	2	16 ч	170
172	Крепление фитингов по переплету фонаря (левый борт)	4 ч	2	8 ч	171
173	Выдержка 24ч	24 ч	0	0 ч	172

Рис. 1 - Операции сборки на Р3 при перераспределении операций

Ниже приведена диаграмма Ганта (Рис. 2), на которой наглядно показан процесс сборки на Р3 после проведенных изменений (запараллеливание работ).



Рис. 2 - Диаграмма Ганта на Р3 после проведенных изменений

Распределение операций позволило сократить длительность сборки на Р4 с 12,5 дней до 11,5 дней. Общее время сборки отсека Ф1 до проведения изменений составляло 47 дней, после - до 46 дней. За счет эффективной организации поточной линии сборки удалось сократить затраты на производство одного отсека Ф1 на 26368 рублей.

### **Библиографический список:**

1. Тюленев Л.В. Организация и планирование машиностроительного производства / Учебное пособие для вузов. - СПб: Издат. дом, 2001. - 304 с.
2. Власов, Б. В. Выбор рациональных форм организации производства / Власов, Б. В. - М. : Машиностроение, 1979.
3. Абибов А.Л., Бирюков В.В. и др. Технология самолетостроения. Учебник для авиационных вузов. - 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1982.

## **IMPROVING THE PROCESS ASSEMBLAGE MODULE SSJ-100**

Rizvanov Nikolai Myllanyrovich, student, nikolai\_rizvanov@mail.ru  
Ph.D. Bobin Konstantin Nikolaevich, e-mail: yabkn@yandex.ru  
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Ave., 20

### ***Abstract***

This work speak about organization lines gathers module's aircraft SSJ100. Analyzed problem relate with assemblage. The same way demonstrated different method as one can cut down expense on production. This allow on same area extend value finished production without overload staff. Such allocation allow cut down duration gathers on worker place 4 with 12.5 days till 11,5 days, thanks to we reduce expense on production module F1 on 26368 ruble.

**УДК 62.91.01:536.48**

## **ИССЛЕДОВАНИЕ КРИОГЕННОГО УПРОЧНЕНИЯ РЕЖУЩЕГО ИНСТРУМЕНТА**

***Рынгач Н. А., ЧжуЦзэ***

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

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

***ЧжуЦзэ***, e-mail: zhuze1990@yandx.ru

### **Аннотация**

В данной статье рассмотрены проблемы повышения эффективности механической обработки, решение которых способствует снижению трудовых затрат, уменьшению эксплуатационных расходов, повышению производительности отдельных операций, автоматизации обработки сложных деталей летательных аппаратов (ЛА). Практика эксплуатации режущего инструмента (РИ) из быстрорежущих сталей показывает, что в большинстве случаев причиной неудовлетворительной стойкости инструмента является хрупкое разрушение его или смятие режущей кромки из-за низких пластических характеристик - в первом случае, деградации структуры поверхностного слоя - во втором случае.

При этом заслуживают внимания различные способы изотермической закалки, позволяющие резко повысить пластические характеристики РИ, но при этом несколько снижаются их прочностные свойства. Известны так же методы повышения работоспособности режущих инструментов путем упрочнения

контактных площадок путем изменения химического состава поверхностного слоя режущего инструмента.

Целью исследования является математическое моделирование процесса криогенной обработки режущих инструментов.

**Ключевые слова:** Режущий инструмент (РИ), математическое моделирование, криогенная обработка.

## **Введение**

Применение в конструкциях ЛА высокопрочных и жаропрочных сплавов требует использования новых марок инструментальных материалов повышенной твердости, прочности, теплостойкости (красностойкости), высокой сопротивляемости износу.

Основными требованиями, предъявляемыми к технологическому процессу механической обработки деталей ЛА являются:

1. Высокая точность (отклонения по контуру обводообразующих деталей не должно превышать 0,2.0,5 мм; овальность для диаметра 1000 мм - не более 3 мм; чистота поверхности, особенно, по радиусам переходов не менее Rz 6,3).

2. Высокая производительность и исключение доводочных работ (коробление крупногабаритных панелей сложной пространственной формы - рихтовка; «зарезы» ребер и полотна деталей при поломке инструмента - подварка или новая деталь; поверхностное упрочнение к образованию микротрещин - снятие остаточных напряжений или новая деталь).

3. Малая чувствительность к разбросу механических свойств и геометрических размеров (многообразие марок материала инструмента).

4. Относительно небольшая стоимость инструмента.

В связи с этим большую актуальность приобретают задачи повышения эффективности механической обработки, решение которых способствует снижению трудовых затрат, уменьшению эксплуатационных расходов, повышению производительности отдельных операций, автоматизации обработки сложных деталей ЛА.

## **Технология криогенного упрочнения**

Криогенная обработка – процесс медленного охлаждения деталей и инструментов до температуры жидкого азота - 196 °С с последующей выдержкой при этой температуре в течение 24 - 36 часов. После чего происходит процесс постепенного возврата к комнатной температуре.

Криогенное упрочнение - это отпуск закаленной стали с целью ликвидации или уменьшения количества остаточного аустенита. Такая обработка позволяет значительно повысить прочность, срок службы режущих инструментов существенной экономии при расходах на ремонт, замену и простой.

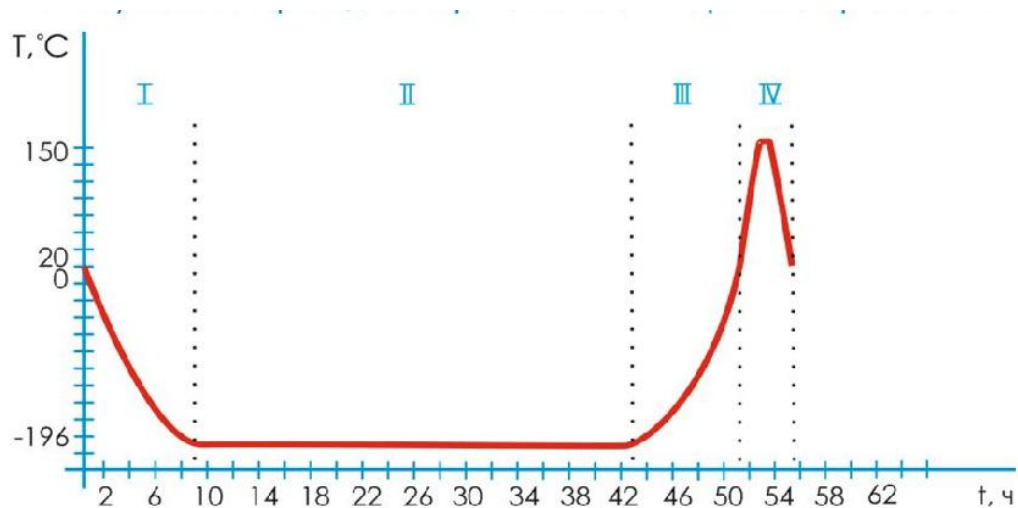


Рис. 1. Процесс криогенной термообработки

Процесс криогенной термообработки оказывает влияние на содержащийся в сплаве углерод. Таким образом, происходит структурное изменение во всем объеме металла. Это применительно к стали и алюминиевым сплавам.

Циклы криогенной обработки представлены на рис.2 и состоят из:

Цикл "Охлаждение". Обеспечивает постепенное равномерное снижение температуры обрабатываемого материала;

Цикл "Выдержка". Позволяет создать правильное расположение кристаллов, увеличить внутреннюю энергию связи и достичь структурного баланса по всей массе материала;

Цикл "Нагрев". Возвращает материал к комнатной температуре без нарушения изначальной однородности его преобразованной и стабилизированной молекулярной структуры;

Цикл "Снятие напряжений". Снимает остаточные напряжения внутри материала.

Для оптимизации циклов предлагается исследовать процесс теплопередач с помощью математических моделей.

### **Математическое моделирование процесса криогенной обработки режущих инструментов**

Математическое моделирование процесса криогенной обработки режущих инструментов разрабатываются для четырех положений.

1. Цилиндр конечной длины в неограниченном теле.

Схема положения, при котором цилиндр конечной длины расположен в неограниченном представлено на рис.2.



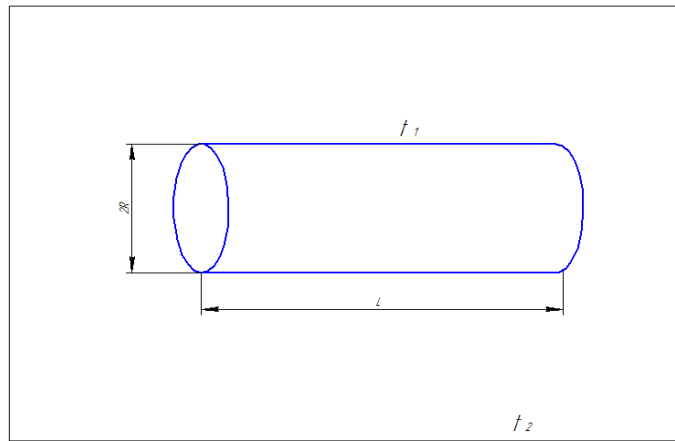


Рис.2. Цилиндр конечной длины в неограниченном теле

При  $0 \leq L/R \leq 20$

$$R_{35} \approx \frac{1}{4\pi R \lambda [0,632 + 0,3194 \left(\frac{L}{R}\right)^{0,76}]} \quad (1)$$

При  $20 \leq L/R \leq 100$

$$R_{35} \approx \frac{\text{Arch} \frac{L}{R} + \frac{R}{L} - \sqrt{1 + \frac{R^2}{L^2}}}{2\pi L \lambda} \quad (2)$$

При  $L/R \geq 100$

$$R_{35} \approx \frac{\ln \frac{2L}{R} - 1}{2\pi L \lambda} \quad (3)$$

2. Цилиндр конечной длины расположен на глубине  $x_0$  перпендикулярно адиабатической поверхности полуограниченного тела.

Схема положения при котором цилиндр конечной длины расположен на глубине  $x_0$  перпендикулярно адиабатической поверхности полуограниченного тела представлено на рис.3.

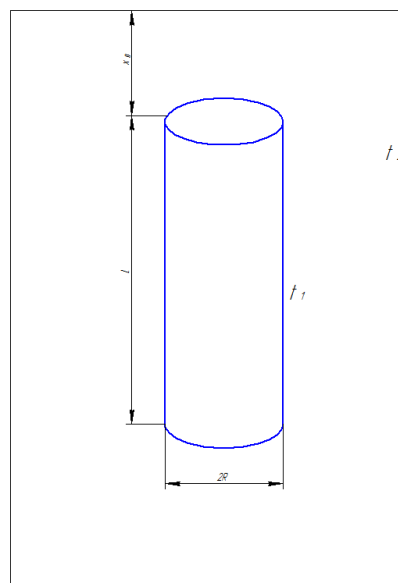


Рис.3. Цилиндр конечной длины расположен на глубине  $x_0$  перпендикулярно адиабатической поверхности полуограниченного тела

$$R_2 \approx \frac{\ln \frac{L}{R} + \frac{x_0}{L} \ln \frac{4x_0(x_0+L)}{(2x_0+L)^2} + \ln \frac{2(x_0+L)}{2x_0+L} - 0,307}{2\pi L \lambda} \quad (4)$$

При  $x_0 \geq L/4$

$$R_2 \approx \frac{\ln \frac{L}{R} + \ln \frac{2(x_0+L)}{2x_0+L}}{2\pi L \lambda} \quad (5)$$

При  $x_0=0$

$$R_2 = 2R_1 \quad (6)$$

3. Цилиндр конечной длины расположен на глубине  $x_0$  параллельно изотермической поверхности полуограниченного тела. Данное положение представлено на рис.4.

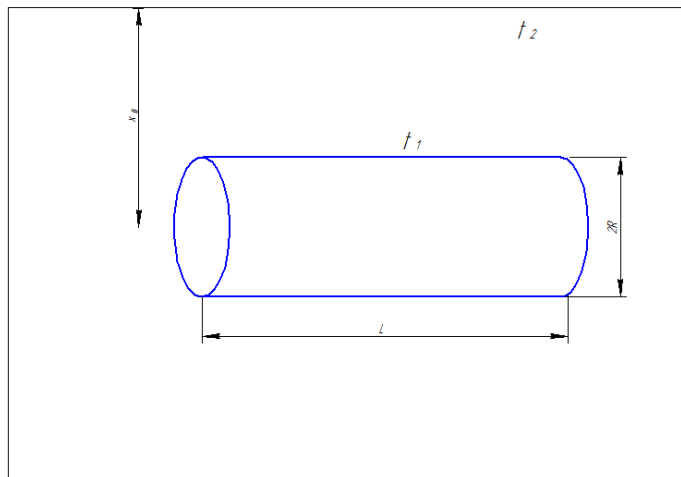


Рис.4. Цилиндр конечной длины расположен на глубине  $x_0$  параллельно изотермической поверхности полуограниченного тела

$$R_3 \approx \frac{\ln \frac{2x_0}{R} - 2,303 D}{2\pi L \lambda} \quad (7)$$

4.  $n$  одинаковых цилиндров конечной длины расположены на глубине  $x_0$  перпендикулярно изотермической поверхности полуограниченного тела. Данное положение представлено на рис.5.

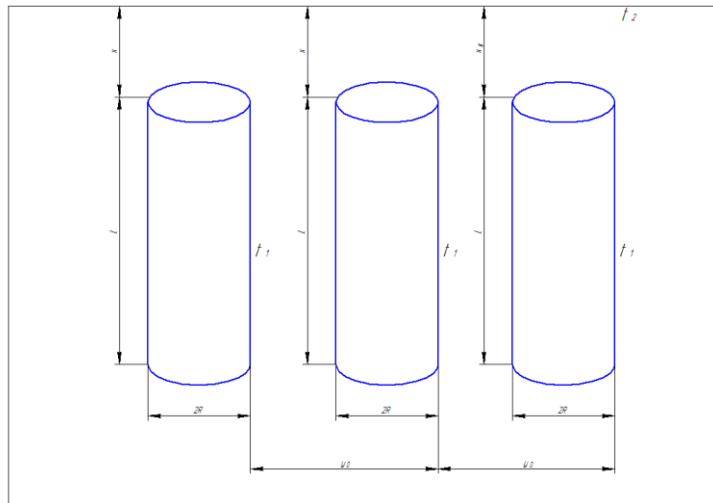


Рис.5.n одинаковых цилиндров конечной длины расположены на глубине  $x_0$  перпендикулярно изотермической поверхности полуограниченного тела.

$$R_4 \approx \frac{\ln \frac{L}{R} + (n-1) \ln \frac{L}{y_0 + 2R} - 2,303n(B_n + D_1)}{2\pi L \lambda} \quad (8)$$

### Выводы

В результате разработаны математические модели процесса криогенной обработки режущих инструментов для четырех положений инструмента в криогенной камере.

### Библиографический список:

1. Григорьев С.Н., Табаков В.П., Волосова М.А. Технологические методы повышения износостойкости контактных площадок режущего инструмента – М: Издательский центр «Академия», 2005. – 192 с.
2. Горбачев М.В. Теплообмен : учебное пособие / М.В. Горбачев. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – 443 с. (Серия «Учебники 1. НГТУ»).
3. Кокорин Н.А. Краткий справочник материалов, воспринимающих криогенное воздействие. – Ижевск: ООО «НПЦ «КриоТехРесурс», 2015. – 38 с.
4. Каталог. Режущие инструменты от Sandvik Coromant. Вращающиеся инструменты. Фрезерование, сверление, растачивание. Инструментальные системы. М, 2012.
5. Акулич Н.В. Процессы производства черных и цветных металлов и их сплавов, Гомель 2008.
6. <http://spravochnik-tehnologa.ru/materialy-rezhushchikh-instrumentov/instrumentalnye-stali>.

## STUDY OF CRYOGENIC HARDENING OF CUTTING TOOL

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

Zhu Ze e-mail: zhuze1990@yandex.ru

Novosibirsk state technical university

### *Abstract*

This article describes the problem of increasing of the efficiency of the machining solution that helps to reduce labor costs, reduced operating costs, increased productivity of operation. The usage of machining tools shows that in most cases of the low tool life is brittle fracture or collapse of its cutting edge due to low plastic characteristics - in the first case, the surface layer structure of degradation - in the second case.

The purpose of this paper is mathematical modeling of the cryogenic treatment of cutting tools.

УДК 658.5:681.4

## ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЁТА НА БАЗЕ ПРОТОТИПА САМ-5-2БИС

*Токарева Татьяна Витальевна, студент; Подружин Евгений Герасимович*

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

*Токарева Т.В.*, e-mail [tanya\\_tokareva\\_96@mail.ru](mailto:tanya_tokareva_96@mail.ru)

*Подружин Е.Г.*, e-mail [planer@craft.nstu.ru](mailto:planer@craft.nstu.ru)

*Адрес для корреспонденции: Малышева Анастасия Олеговна*, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (913)064-19-20

### **Аннотация**

Работа посвящена расчету и проектированию легкого самолета, выпускаемого в годы первых предвоенных пятилеток, коллективом ОКБ-31 города Воронежа - САМ-5-2бис. Поскольку стоит проблема о полном отсутствии технической документации, в цели работы входит её восстановление. А также в перспективе строительство данного самолёта, для использования в разнородных целях: в качестве санитарного варианта, самолёта МЧС, «авиа-такси» и т.п. Привлечение интереса к легким летательным аппаратам обусловлено их широкими возможностями для решения разного рода задач: учебных, спортивных и хозяйственных.

**Ключевые слова:** Москалев; авиаконструктор; разработка; легкий самолет; аванпроект; САД-инструментов; КОМПАС.

«Циолковский возведен в ранг символа Калуги. Именем выдающегося профессора аэромеханики Чаплыгина назван город. В честь Москалева, спроектировавшего и построившего более тридцати типов самолетов, в том числе и мировых рекордсменов, в Воронеже не названа даже улица!»<sup>[1]</sup>

Москалев Александр Сергеевич – выдающийся конструктор советской авиации. Невозможно переоценить новаторскую деятельность этого гениального авиаконструктора из города Воронежа. Именно Москалев является основоположником стреловидной формы дельта-крыла, которая послужила резкому развитию реактивной сверхзвуковой авиации. Авиаконструктор внес огромный вклад в создание новых типов самолетов страны Советов.



Советский авиаконструктор Москалев С.А.

К большому сожалению, труды этого человека практически никак не увековечены. Реальность такова, что не многие знакомы с деятельностью Александра Сергеевича. А именно он является автором уникального самолета - САМ-5-2бис (рис.1). И именно на этом самолете был установлен не один рекорд того времени, включая международный.



Рис.1

В сентябре 1937 года А. Гусаров и В. Глебов – летчики Воронежского аэроклуба - совершили на нем выдающийся по тому времени беспосадочный перелет по прямой: Москва – Красноярск, длиной в 3513 км, за 19 часов 59

минут, со средней скоростью полёта – 200км/ч, установив международный рекорд дальности. К сведению, этот рекорд был побит только в 1949 году американскими летчиками. На счету у САМ -5-2бис мировой рекорд высоты – 8750 метров в классе легких самолетов, установленный летчиком Бородиным. Всё это говорит о высоких аэродинамических характеристиках самолета, а значит и о его высоких летно-технических характеристиках (ЛТХ) Некоторые данные об этом самолете представлены в таблице 1.

Таблица 1

Модификация	САМ-5-2бис
Размах крыла, м	11.49
Длина самолёта, м	8.02
Высота самолёта, м	3.86
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	21.86
Масса, кг	
-пустого самолёта	820
-максимальная взлетная	1160
Тип двигателя	1 ПД М-11
Мощность, л.с.	1 x 100
Максимальная скорость, км/ч	
-у земли	205
-на высоте	170
Крейсерская скорость, км/ч	165
Практическая дальность, км	1100
Практический потолок, км	4000
Экипаж, чел	1
Полезная нагрузка	До 6 человек

Целью работы является расчет и проектирование легкого самолета, выпускаемого в годы первых предвоенных пятилеток, коллективом ОКБ-31 города Воронежа - САМ-5-2бис. Поскольку стоит проблема о полном отсутствии технической документации, в цели работы входит её восстановление. А также в перспективе строительство данного самолёта, для использования в разнородных целях: в качестве санитарного варианта, самолёта МЧС, «авиа-такси» и т.п. Проявление интереса к легким летательным аппаратам обусловлено в первую очередь их широкими возможностями для решения учебных, спортивных и хозяйственных задач.

Задачи:

- разработка аванпроекта;
- разработка технического задания;
- формулировка концепций и их анализ;
- разработка тактико-технических требований(ТТТ);
- разработка эскизного проекта;
- разработка рабочего (технического) проекта;
- изготовление частей и всего ЛА в целом;
- подготовка к испытаниям и сами испытания.

Приступая к проектированию самолета был изучен статистический материал по самолётам того же типа, что и проектируемый. Статистический

материал был представлен в виде таблиц, включающих сведения об основных характеристиках, параметрах самолётов-прототипов, которые аналогичны проектируемому по назначению и имеют примерно одинаковые с ним значения массы целевой нагрузки и дальности полёта. Источниками для сбора статистики послужили отечественные справочники, энциклопедии по авиации, отчеты НИИ, журналы, компьютерные базы данных по авиации, содержащиеся в сети Интернета.

На основании исследования статистического материала и изучения чертежей и документации по САМ-5-2бис было начато эскизное проектирование основных характеристик самолета и главных, наиболее важных узлов его конструкции, дающих общее представление о самолете [2,3].

Отрывной точкой в эскизном проектировании стал расчет взлетной массы самолета в первом приближении. Основная задача при этом заключается в обеспечении требуемых лётно-тактических характеристик самолёта при минимальной величине  $m_0$ , потому что любое неоправданное завышение взлётной массы всегда снижает эффективность самолёта. Сложность решения этой задачи связана с тем, что некоторые составляющие взлётной массы зависят от её значения и поэтому возникает проблема: взлётную массу нельзя определить, не определив массы всех её составляющих, а массу некоторых из составляющих невозможно найти, не имея значения взлётной массы. Подобные противоречия обычно разрешают путем использования метода последовательных приближений, применяя сначала приближённые, а затем всё более точные методы и формулы для подсчёта масс самолёта. После расчеты взлётной массы СЛС в первом приближении были определены основные геометрические размеры СЛС, в соответствии с данными о САМ-5-2бис:

- выбран профиль крыла;
- определена площадь, удлинение крыла;
- определен фокус самолета;
- в первом приближении определена центровка;
- выбраны другие параметры, определяющие форму крыла в плане;
- выбраны места расположения элеронов, закрылков, предкрылков и определены их геометрические размеры;
- определены площади горизонтально и вертикального оперений (ГО и ВО);
- определены геометрические размеры и формы ГО и ВО;
- выбраны параметры руля высоты;
- выбраны ориентировочные размеры и форма фюзеляжа;
- выбрана схема шасси [4].

На основе вышеуказанных данных была получена конструктивно компоновочная схема самолета. Таким образом, фюзеляж САМ-5-2бис представляет собой деревянную шпангоутно-ферменную конструкцию. Состоит из передней и хвостовой частей. В поперечном сечении имеет прямоугольную форму. Передняя часть состоит из верхних и нижних лонжеронов, соединенных при помощи 7 шпангоутов, раскосов, стоек и балок

пола. Она обклеена фанерой и полотном. В верхней половине, между 1-м и 2-м шпангоутами, установлен маслбак. Фонарь летчика был выполнен из труб. Двухлонжеронный центроплан является составной частью фюзеляжа. Крыло свободнонесущее, неразрезное, с профилем Р-ПС. На передней кромке крыла вдоль всего размаха установлены автоматические закрылки, а на задней - щелевые закрылки и элероны. Каждая консоль состоит из 2 лонжеронов, 16 нервюр и стрингеров. Часть крыла обтянута полотном на эмалите, другая часть его обшита фанерой. Элероны деревянной конструкции, частично обшиты фанерой и обтянуты полотном. Оперение так же деревянное, состоит из горизонтального и вертикального оперения трапециевидной формы, симметричного профиля. Горизонтальное - неразрезное, стабилизатор двухлонжеронной конструкции. На «САМ-5-2-бис» шасси безосного типа, свободнонесущее, с резиновой амортизацией, спрятанной внутри фюзеляжа, с колесами 700X120 или 470X210. Полуось и задний подкос заключены в один обтекатель. Управление колесом на земле осуществлялось с помощью тросов от руля направления.

Результатом эскизного проектирования является предварительная 3-D модель самолета (рис.2). Которая будет использоваться при дальнейшей проработке проекта, с уточнением значений параметров лёгкого самолёта. Проектирование конструкции, деталей, составление технической документации, окончательная сборка производится с помощью современных САД-инструментов – КОМПАС-13. Стоит заметить, что КОМПАС является продуктом отечественного рынка инженерного ПО.

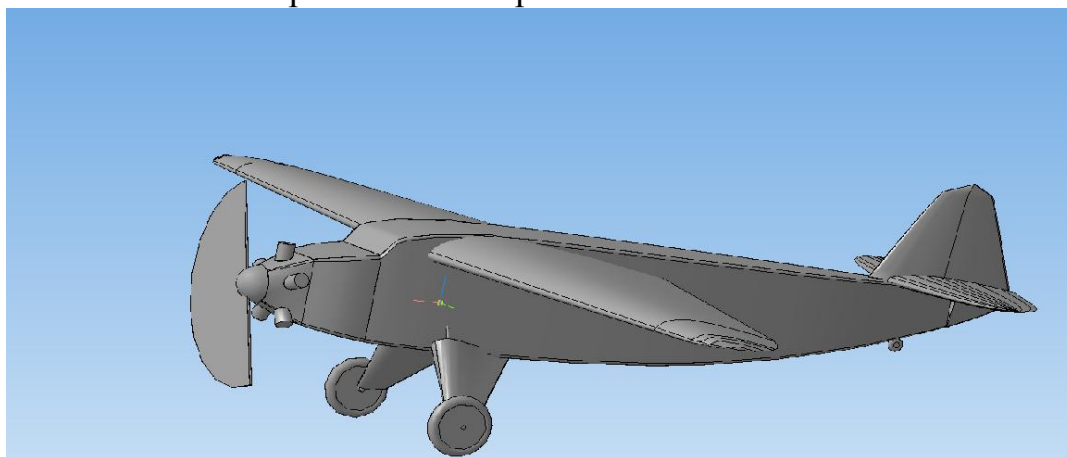


Рис.2

В планах: изготовление самолёта начать еще до окончания его проектирования, это позволит корректировать прочностные расчеты и существенно уменьшить их объем, используя результаты испытаний отдельных элементов и узлов [5]. Технология изготовления элементов и узлов будет разрабатываться одновременно с проектированием и окончательно доводиться в процессе постройки летательного аппарата.



**Библиографический список:**

1. Гагин В. В. «Авиаконструктор А. С. Москалёв.», - Воронеж 1999 г.
2. Москалев А. С. Голубая спираль. — Воронеж: 1999. Тираж 999 экз. печ. По изд. Москалев А.С. Голубая спираль. Л., 1976 А.А.
3. Бодягин, Ф.А. Мухамедов «Проектирование лёгких самолётов», – М.: Машиностроение, 1978. 4.
4. «Справочник авиаконструктора. Том I. Аэродинамика самолёта». – М.: ЦАГИ, 1937.
5. П.Чумак, В.Кривокрысенко «Расчет, проектирование и постройка сверхлёгких самолетов», - Патриот, Москва, 1991

**DESIGNING LIGHT MULTIPURPOSE AIRCRAFT ON THE BASIS OF THE PROTOTYPE CAM 5-2BIS**

**Tokareva T.V.**, Student, e-mail [tanya\\_tokareva\\_96@mail.ru](mailto:tanya_tokareva_96@mail.ru)

Novosibirsk State Technical University, 20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russian Federation

**Abstract**

This work is dedicated to calculations and design of light aircraft, manufactured in the early pre-war years, by the OKB-31 Collective of Voronej city - SAM-5-b2is. Since there is a problem of complete lack of technical documentation, one of the goals of this work is its restoration. As well as future possibility of construction of this aircraft for the use in accomplishing diverse goals, such as: Airlift ambulance, search and rescue (Disaster Management Ministry), air-taxi and so on. The resurgence of interest in light aircraft is due to their wide range of possibilities in learning, sports and domestic (agricultural, farming, civilian) tasks.

**Keywords:** Light aircraft; design; aircraft; KOMPAS-3D; engineering specifications

# ***СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН***

**УДК 539.3**

## **К СТАТИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ СИСТЕМЫ КАНАТОВ**

***Валишевская Александра Олеговна, Левин Владимир Евгеньевич, д.т.н.***

Новосибирский государственный технический университет, 630073,

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

***Валишевская А.О.*** [aleksandra.val@rambler.ru](mailto:aleksandra.val@rambler.ru)

***Левин В.Е.*** [levin@craft.nstu.ru](mailto:levin@craft.nstu.ru)

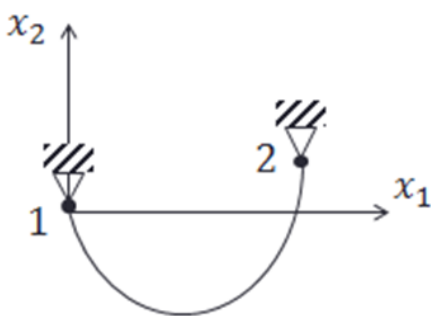
### **Аннотация**

Целью статьи является анализ изучения метода, с помощью которого записывается система уравнений для нахождения форм системы канатов. В вводной части рассматривается пример применения конструкции из гибких нитей в космических антеннах параболического типа. Далее, используя параметрический способ записи уравнений форм нити, для более углубленного исследования вышеуказанного метода прибегаем к изучению поведения нити под действием той или иной нагрузки в трехмерном пространстве, при этом нить рассматривается отдельно в своей двумерной системе координат. После чего рассматривается несколько примеров применения полученной системы уравнений: нахождение конфигурации нити(-ей) по координатам концов, нахождение положения точки пересечения нитей по вектору нагрузки, приложенной в ней, нахождение нагрузки в узле пересечений нитей по положению данного узла. В заключении говорится о дальнейшем исследовании сети из нитей.

**Ключевые слова:** Сетеполотно, конфигурация конструкции, гибкие нити, параметрический метод, уравнение форм нити, глобальная система координат, локальная система координат

В конструкцию раскрываемой в космосе антенны входит сетеполотно, представляющее собой специальным образом сплетенную сеть. Сеть состоит из отдельных канатов-нитей, свободных между узлами. Проблема раскрываемых систем активно разрабатывается во многих странах. В последние годы она приобрела особенную актуальность в связи с активным внедрением геоинформационных систем. Антенны параболического типа являются важнейшим элементом в аппаратах для сбора и передачи информации. Эти устройства должны обладать огромной площадью отражения – до 200 м<sup>2</sup> и

очень малым отклонением формы от заданной конфигурации. Вывести на орбиту такую антенну в развернутом виде не представляется возможным. Поэтому так остро стоит вопрос создания конструкции, которую можно упаковать на земле в приемлемые габариты, а затем распаковать, желательно в автоматическом режиме, в космосе. Кроме того, для поддержания точной конфигурации конструкция должна обладать необходимой прочностью и жесткостью. Чтобы в полной мере рассмотреть данный вопрос, необходимо придать нужную форму, а это означает – определить связи, работающие на растяжение. В качестве элементов такой конструкции используются канаты – ванты, которыми называют гибкие нити, которые работают только на растяжение.



Для исследования представленной конструкции нужно рассмотреть форму отдельной нити, подвешенной в двух точках находящейся в поле сил тяжести.

Существует несколько способов записи выражения для форм нити. Мы будем использовать и разрабатывать параметрический

способ записи  
исходное уравнение –

Рис.1. Схема расположения  
плоскости нити

уравнений, где  
уравнение осевой

линии криволинейного стержня, а так же преобразовывается система нелинейных уравнений деформирования плоского стержня в своей плоскости [1]. В итоге мы оперируем следующими уравнениями форм нити:

$$\begin{aligned} \bar{x}_1(u) &= \frac{u - u_0}{sh(u_1) - sh(u_0)}, \\ \bar{x}_2(u) &= \frac{ch(u) - ch(u_0)}{sh(u_1) - sh(u_0)} \end{aligned} \quad (1)$$

где  $u$  – параметр, который меняется в пределах  $[u_0, u_1]$ . Постоянные  $u_0, u_1$  находим из системы уравнений (2), где  $\bar{x}_{1l}(u_1)$  и  $\bar{x}_{2l}(u_1)$  известные относительные координаты правого конца.

$$\begin{aligned} \bar{x}_{1l}(u_1) &= \frac{u_1 - u_0}{sh(u_1) - sh(u_0)}, \\ \bar{x}_{2l}(u_1) &= \frac{ch(u_1) - ch(u_0)}{sh(u_1) - sh(u_0)} \end{aligned} \quad (2)$$

Данный метод удобен тем, что в один из концов нити помещается начало системы координат. Представленный метод работает для двумерного пространства, но для полного представления задачи нам

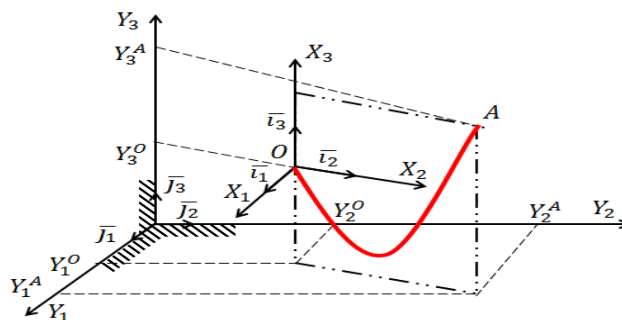


Рис.2. Схема расположения плоскостей  
нити в трехмерном пространстве

потребуется работать в трехмерном пространстве.

Возьмем одну нить из сети нитей. Введем глобальную систему координат (ГСК) -  $\bar{y}_k$ , ортами которой являются  $\bar{j}_k$  ( $k = 1,2,3$ ). Данная система координат зафиксирована и не двигается. В текущей системе координат висит нить, как показано на рисунке. Представленная нить порождает свою трехмерную систему координат – локальную – с осями  $\bar{x}_k$ , орты которой обозначены как  $\bar{i}_k$  данный базис и определяет плоскость, в которой висит нить. Локальная система координат (ЛСК), если рассматривать сеть из нитей, у каждого элемента сетки – для каждой нити – своя (по-своему направлена), поэтому правильной обозначать  $\bar{x}_k^p$ , где  $p$  – номер нити. Как было сказано ранее, мы используем параметрический метод записи уравнений для формы нити, это обозначает, что локальная система координат нити будет начинаться в одном из концов нити.

Мы можем найти расстояние между узлами нити:

$$l^p_{OA} = \sqrt{(y_{kA} - y_{kO})(y_{kA} - y_{kO})} \quad (3)$$

где по индексу  $k$  проводится суммирование. Длину нити обозначим  $l^p$ , причем  $l^p_{OA} \leq l^p$ .

Заметим, что ось нити  $\bar{x}_3^p$  в локальной системе координат параллельна вертикальной оси в глобальной системе координат.

В локальной системе координат, как уже выяснено, левый конец нити имеет нулевые координаты, а координаты правого конца нити имеют вид:

$$x_{1A} = 0, x_{2A} = \sqrt{(y_{1A} - y_{1O})^2 + (y_{2A} - y_{2O})^2}, x_{3A} = y_{3A} - y_{3O} \quad (4)$$

Таким образом, граничные условия для поиска конфигурации нити будут следующими:

$$\begin{aligned} x_{1l}^p &= \sqrt{(y_{1A} - y_{1O})^2 + (y_{2A} - y_{2O})^2} \Pi^p, \\ x_{2l}^p &= (y_{3A} - y_{3O}) \Pi^p \end{aligned} \quad (5)$$

Так же параметрами для построения формы нити, принадлежащие поиску, будут  $u_0^p, u_L^p$  соответственно.

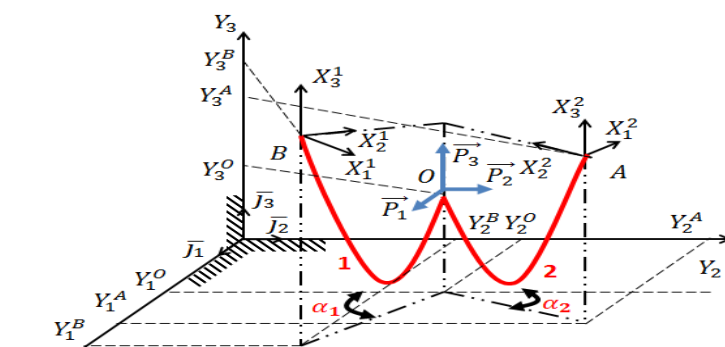


Рис.3. Схема расположения плоскостей двухнитей в трехмерном пространстве

С помощью данной системы уравнений можно решить несколько задач. Например, если известны координаты концов в глобальной системе координат, нужно найти координаты концов в локальной системе координат, либо наоборот.

Рассмотрим третий случай использования подобной системы – в пространстве висят две нити и

в точке стыковки их действует сосредоточенная нагрузка. Нужно найти форму нити и координаты точки стыковки нитей.

Перепишем координаты концов нити в общем виде: ( $k$  – конец нити,  $n$  – начало нити,  $i$  – номер нити)

$$x_{mn}^i = 0 (m=1, 2, 3)$$

$$x_{1k}^i = 0, x_{2k}^i = \sqrt{(y_{1k}^i - y_{1n}^i)^2 + (y_{2k}^i - y_{2n}^i)^2}, x_{3k}^i = y_{3k}^i - y_{3n}^i \quad (6)$$

Система уравнений (две нити – 4 уравнения) примет вид:

$$x_2^i(u_L^i) = x_{2k}^i \square^i, x_3^i(u_L^i) = x_{3k}^i \square^i \quad (7)$$

Но этих уравнений не хватает, нужно еще три уравнения, т.к. неизвестных 5 штук.

Запишем уравнения равновесия в общем виде:

$$\sum_i Q_m^i = P_m \quad (8)$$

Для удобной записи этих уравнений нам нужна связь между базисами локальной и глобальной систем координат. Введем углы между плоскостью нитей и осью  $Y_2$ :

$$\sin(\alpha^i) = (y_{1k}^i - y_{1n}^i) / \sqrt{(y_{1k}^i - y_{1n}^i)^2 + (y_{2k}^i - y_{2n}^i)^2}$$

$$\cos(\alpha^i) = (y_{2k}^i - y_{2n}^i) / \sqrt{(y_{1k}^i - y_{1n}^i)^2 + (y_{2k}^i - y_{2n}^i)^2} \quad (9)$$

Получим матрицу связи базисов:

Матрица для перехода от ЛСК к ГСК

$$\alpha^i = \begin{pmatrix} \cos(\alpha^i) & -\sin(\alpha^i) & 0 \\ \sin(\alpha^i) & \cos(\alpha^i) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \bar{j}_m = \alpha_{mq}^i \bar{s}_q^i \quad (10)$$

Матрица для перехода от ГСК к ЛСК

$$\beta^i = (\alpha^i)^{-1} = \begin{pmatrix} \cos(\alpha^i) & \sin(\alpha^i) & 0 \\ -\sin(\alpha^i) & \cos(\alpha^i) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \bar{s}_q^i = \alpha_{mq}^i \bar{j}_m \quad (11)$$

В итоге получаем систему уравнений в общем виде:

$$x_2^i(u_L^i) = x_{2k}^i \square^i,$$

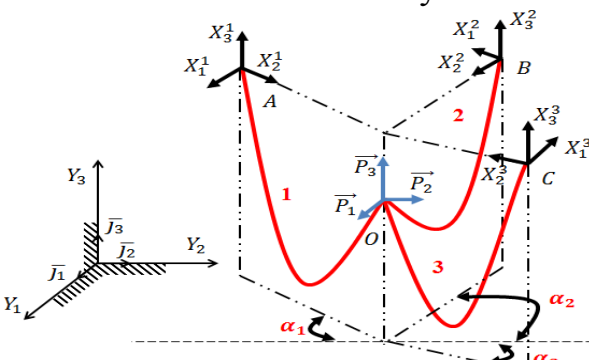
$$x_3^i(u_L^i) = x_{3k}^i \square^i,$$

$$(P_{Y_i}) = \alpha_{im}^i \cdot (Q_m^i) + \alpha_{iq}^w \cdot (Q_q^w) \quad (12)$$

где:  $(P_{Y_i}), (Q_m^i), (Q_q^w)$  – вектора компонент сил,  $i, m, q = 1, 2, 3, t, w$  – номера нитей.

Используя текущую систему уравнений можно решать разные задачи. Данная система

использоваться может для  
 в трехмерном пространстве. Случай 1



рассмотрения трех нитей в пространстве, как и связанных в одном узле, так и связанных на подобии цепочки.

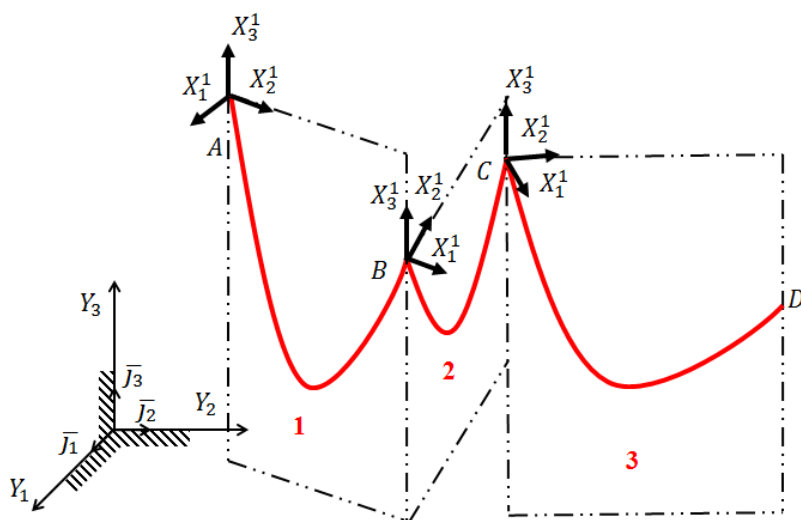


Рис.5. Схема расположения плоскостей трехнитей в трехмерном пространстве. Случай 2

Все задачи можно разделить на три подгруппы:

1. Нахождение формы нити по координатам концов нитей
2. Нахождение положения точки пересечения нитей по вектору нагрузки в данной точке
3. Нахождение нагрузки в узле пересечений

нитей по положению данного узла

Для проверки вышеперечисленных задач решаются задачи с частными случаями, т.е. помешаются нити в одну плоскость – одна из координат обнуляется.

В дальнейшем, следуя аналогии, мы будем исследовать сеть из нитей – некоторое количество нитей, которые разнообразно связаны между собой.

### **Библиографический список:**

1. Левин В.Е. Деформирование криволинейных стержней. Часть 1. Учебное пособие / В.Е. Левин. – Новосибирск: НГТУ, 2004. – 84 с.

## **TO THE STATIC CALCULATION OF THE SYSTEM OF ROPES**

*Valishevskaya Alexandra O., Levin Vladimir E., D.Sc.*

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

*Valishevskaya A.O.* aleksandra.val@rambler.ru

*Levin V.E.* levin@craft.nstu.ru

### **Abstract**

The aim of the article is the analysis of the study of the method by which the written system of equations for finding the form rope system. In the introductory part is considered an example of the application of the design of flexible filaments in the cosmic parabolic antennas. Next, a recording method using parametric equations

thread forms, for a more detailed study of the above method resorting to the behavior of the thread under the effect of varying the load in three-dimensional space, wherein the yarn is treated separately in their two-dimensional coordinate system. Then discusses several examples of the resulting system of equations to find the thread configuration (s) at all coordinates, the position determination filaments intercept point load vector applied to it, to find the load at node filament intersections on the node position. In conclusion, it refers to the study of the future network of threads.

### **Keywords**

Network, design configuration, flexible filament, parametric method, equation thread forms, global coordinate system, local coordinate system

**УДК 629.113.03**

## **К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ИВАНА ВАСИЛЬЕВИЧА РОДИОНОВА**

*Гилета Владимир Павлович, профессор, доктор техн. наук*

*Родионов Андрей Иванович, доцент, канд. физ.- мат. наук,*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77

*Гилета В.П., e-mail: ptx08@mail.ru*

*Родионов А.И., e-mail: teormech@ngs.ru*

*Адрес для корреспонденции: Родионов Андрей Иванович, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (383) 346-17-77*

### **Аннотация**

В связи со 100-летием со дня рождения приводится краткая биография известного учёного в области теории машин и механизмов, деталей машин, прикладной механики, крупного организатора вузовской науки процесса обучения, к.т.н., профессора. Рассматриваются три крупных периода его жизни, отмечены основные достижения в науке, образовании и промышленности.

**Ключевые слова:** учёба, война, образование, наука, промышленность, общественная деятельность, достижения

## РОДИОНОВ ИВАН ВАСИЛЬЕВИЧ

(13.08.1916 – 20.04.1987)



Иван Васильевич Родионов – известный учёный в области теории машин и механизмов, деталей машин и прикладной механики, профессор, кандидат технических наук, кавалер ордена «Знак почета» за заслуги в подготовке специалистов для народного хозяйства СССР.

Иван Васильевич Родионов родился 13 августа 1916 года в селе Архангельское Ялуторовского уезда Тобольской губернии в семье сибирского священника – протоирея, благочинного. Трудовая жизнь Ивана началась с двенадцати лет, когда он стал помощником топографа. Необходимо было кормить мать и отца.

В 1934 году он поступил в Омский топографический техникум, а в 1937– в Томский мукомольно-элеваторный институт на факультет механики. В этом же году этот институт был включён в состав Московского технологического института пищевой промышленности. И студент Родионов переехал учиться в Столицу.

Началась Отечественная Война. В августе 1941 года студент-дипломник Родионов добровольцем вступил в народное ополчение и воевал под Москвой. Как студента – дипломника после победы под Москвой в декабре 1941 года его направили на курсы ускоренной подготовки младших командиров для РККА. После разгрома немцев под Москвой все студенты-старшекурсники были отозваны из армии по приказу Сталина для завершения учебы в ВУЗах. По окончании института в марте 1942 году инженер-механик Родионов был направлен под Казань и стал начальником элеватора. Уже в апреле 1942 года он был призван в РККА и отправлен на учёбу в артиллерийское училище. Однако как сыну репрессированного священника Родионову И.В. учиться не пришлось. И из училища он был определён в запасной артполк резерва Главнокомандующего. Уже в мае 1942 года их 20-й пушечно - артиллерийский полк влился в действующую армию. Воевал боец Родионов храбро в должностях командира минометного расчета, командира взвода артразведки на



Западном фронте, а с апреля 1944 года на 3-й Белорусском фронте под командованием сначала генерала армии И.Д. Черняховского и далее - Маршала Советского Союза А.М. Василевского.

Во время операции «Багратион» в Белоруссии старший сержант Родионов был принят в кандидатом в ВКП(б). Победу Иван Васильевич встретил под Кёнигсбергом. Далее их полк был направлен в Маньчжурию для участия в боевых действиях против императорской Японии. По окончании войны с Японией Родионов И.В. стал коммунистом и в конце 1945 года был демобилизован из армии.

За участие в ВОВ старший сержант Родионов был награжден орденом «Отечественной Войны 2-й степени», боевыми медалями «За боевые заслуги», «За взятие Кенигсберга», «За победу над Германией в Великой Отечественной Войне 1941-1945 гг.», «За победу над Японией». А так же юбилейными медалями: «XX, XXX, 40 –лет Победы в Великой отечественной войне 1941-1945 гг.», «50 лет Вооруженных сил СССР», и Знаком Министерства обороны СССР «25 лет Победы в Великой Отечественной войне».

Вся послевоенная жизнь И. В. Родионова связана с педагогической и научной деятельностью. В декабре 1945 года он начал работать преподавателем технической механики в политехническом техникуме Министерства заготовок СССР в г. Томске. В период 1946–1949 годов И.В. Родионов работал в Томском политехническом институте имени С.М. Кирова (ТПИ) в должности ассистента, а с 1949 по 1953 года – старшим преподавателем кафедры прикладной механики.

Приказом Министерства высшего образования СССР в 1951 году И.В. Родионов был прикомандирован к одногодичной аспирантуре Одесского политехнического института, которой руководил Заслуженный деятель науки и техники, д.т.н., профессор В.А. Добровольский. В 1952 году Родионов И.В. досрочно окончил аспирантуру с защитой кандидатской диссертации, стал доцентом и деканом факультета обогащения и брикетирования углей ТПИ.

С лета 1958 года И.В. Родионов – доцент Новосибирского электротехнического института (НЭТИ). В 1961 году он был назначен заведующим вновь организованной кафедры прикладной механики и руководил ею более 20 лет. В сложных условиях становления и развития НЭТИ, по существу на пустом месте, под руководством И.В. Родионова была проведена большая работа по созданию лабораторной базы, по разработке конспектов лекций по основным дисциплинам кафедры, по постановке лабораторных работ и курсового проектирования. При кафедре были открыты научные лаборатории, которые имели активные связи с заводами и предприятиями. В частности, с ПО «Сибтекстильмаш», ПО «Сибсельмаш», ПО «Луч», НАПО им. В.П. Чкалова, Юргинским машиностроительным заводом, и др. Кафедра имела активные научные связи с Институтом машиноведения им. Благонравова, МГТУ им. Баумана, Институтом теоретической и прикладной механики СО АН СССР и др.

В 1972 году Иван Васильевич избран профессором. По поручению ректората в 1961-1966 годах кафедра обеспечила подготовку и пять выпусков специалистов по специальности 0531 – приборы точной механики. В 1971 году на базе кафедры была открыта специальность оборонного профиля 0546. В 1977 году кафедра успешно осуществила первый выпуск специалистов для оборонной промышленности. В дальнейшем при участии Ивана Васильевича была создана кафедра газодинамических импульсных устройств.

Основным направлением научной деятельности И. В. Родионова являлось исследование механизмов и машин ударного и вращательно-ударного действия для разработки и бурения мерзлых грунтов, обоснование теории и методик их расчета. И. В. Родионов — автор монографии «Исследование машин для разрушения мерзлых грунтов и горных пород», более 100 научных трудов и 20 авторских свидетельств, редактор 8 межвузовских и кафедральных сборников научных трудов. Под его руководством защищено 20 кандидатских диссертаций. Иван Васильевич принимал активное участие в работе первого Всесоюзного съезда по теории механизмов и машин. В 1970 году он организовал и стал научным руководителем Западно-Сибирского филиала Всесоюзного семинара АН СССР по теории механизмов и машин.

И.В. Родионов принимал активное участие в общественной жизни института и города, был членом Ученого Совета НЭТИ, постоянным членом областного научно-технического совета в области машиностроения. Он неоднократно избирался членом и секретарем факультетской парторганизации, депутатом Кировского районного Совета г. Новосибирска.

За преподавательскую и научную деятельность Иван Васильевич Родионов награжден орденом «Знак почета», медалью «За доблестный труд», медалью ВДНХ и имел ряд благодарностей и поощрений МВ ССО РСФСР.

Для нас же, знавших его лично, Иван Васильевич навсегда остался в памяти Человеком - красивым, сильным, уверенным в правоте своих действий, нацеленным делать людям добро.

### **To the 100 ANNIVERSARY Ivan V. Rodionov**

**Gileta Vladimir P., D.Sc. (Engineering), Professor**

**Rodionov Andrey I., Ph.D. (Physics and Mathematics), Associate Professor**

Novosibirsk State Technical University, 20 Prospekt K. Marksa, Novosibirsk,  
630073, Russian Federation, tel. (383) 346-17-77

**Gileta V.P., e-mail: pmx08@mail.ru**

**Rodionov A.I., e-mail: teormech@ngs.ru**

#### **Abstract**

In connection with the 100th anniversary of the birth is a brief biography of the famous scientist in the field of Mechanism and Machine Science, a major organizer of science and industry, public figure, applied mechanics, the large organizer of high school science of process of training, Cand.Tech.Sci., professors is since birth provided,

professor. We consider the three major periods of his life, marked by major achievements in science, education and industry.

**Keywords:** study, war, education, science, industry, public work, achievements

УДК 624.044.2

## ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПУАССОНА И ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ДЛИНЫ СТЕРЖНЯ НА СОБСТВЕННЫЕ ЧАСТОТЫ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ

*Матвеев Константин Александрович<sup>1</sup>, д.т.н., профессор; Мишенина  
Виктория Сергеевна<sup>1</sup>, студент*

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20.

*Мишенина В.С.*, e-mail [vika.toria.m@gmail.com](mailto:vika.toria.m@gmail.com)

*Адрес для корреспонденции: Мишенина Виктория Сергеевна*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (965)829-03-31

### Аннотация

Работа посвящена исследованию влияния коэффициента Пуассона материала и относительной длины прямолинейного стержня на его собственные частоты малых продольных колебаний. Получено отношение первых собственных частот для двух постановок задачи: без учета коэффициента Пуассон и в предположении, что этот параметр не равен нулю. Постановки задач выполнены с использованием принципа Гамильтона. На основе полученной формулы сделан вывод о том, начиная с каких относительных длин стержня для решения задач целесообразно применять простейшую постановку.

**Ключевые слова:** Стержни, продольные колебания, собственные частоты, принцип Гамильтона, коэффициент Пуассона.

Решение задач динамической теории упругости предполагает определение следующих функций:  $u_i(x_1, x_2, x_3, t)$ ,  $\varepsilon_{ij}(x_1, x_2, x_3, t)$ ,  $\sigma_{ij}(x_1, x_2, x_3, t)$ ;  $i, j = 1, 2, 3$ . Здесь:  $x_i$  – это "материальные" (лагранжевы) координаты материальных точек деформируемой среды. С учетом симметрии тензоров деформаций и напряжений число неизвестных функций равно пятнадцати. Полная система соотношений теории упругости должна содержать 15 уравнений. Запишем эти уравнения. Связь между перемещениями и деформациями определяется соотношениями Коши

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right); \quad i, j = 1, 2, 3.$$

Их шесть. Далее, деформации должны удовлетворять уравнениям совместности деформаций Сен-Венана. Независимых среди них тоже шесть

$$\frac{\partial^2 \varepsilon_{il}}{\partial x_j \partial x_k} + \frac{\partial^2 \varepsilon_{jk}}{\partial x_i \partial x_l} - \frac{\partial^2 \varepsilon_{jl}}{\partial x_i \partial x_k} - \frac{\partial^2 \varepsilon_{ik}}{\partial x_j \partial x_l} = 0; \quad i, j, k, l = 1, 2, 3.$$

Недостающие три уравнения (с учетом "закона парности касательных напряжений") – это динамические уравнения теории упругости

$$\frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} + F_i = \rho \frac{\partial^2 u_i}{\partial t^2}; \quad i, j = 1, 2, 3.$$

Записанная система дифференциальных уравнений замыкается кинематическими и статическими краевыми условиями, начальными условиями для искомых функций. Важными являются и "физические" соотношения. Если материал упругий, однородный и изотропный, а процесс колебаний изотермический, то

$$\sigma_{ij} = 2\mu \varepsilon_{ij} + \lambda \delta_{ij} \sigma_{kk}; \quad i, j = 1, 2, 3.$$

Здесь:  $\mu$  и  $\lambda$  – постоянные Ламе. Они выражаются через технические постоянные – модуль упругости  $E$  и коэффициент Пуассона  $\nu$  по формулам:

$$\lambda = \frac{E\nu}{(1+\nu)(1-2\nu)}; \quad 2\mu = \frac{E}{1+\nu}.$$

Динамические уравнения удобно выводить используя вариационный принцип Гамильтона: действительные перемещения  $u_i(x_1, x_2, x_3, t)$  являются экстремалами функционала "действия по Гамильтону"  $S(u_i)$ , заданного на кинематически допустимом множестве функций  $u_i(x_1, x_2, x_3, t)$ :

$$S(u_i) = \int_{t_0}^{t_1} L dt.$$

Таким образом, на действительных перемещениях должно выполняться вариационное уравнение  $\delta S(u_i) = 0$ , из которого в качестве естественных условий следуют дифференциальные уравнения колебаний и статические краевые условия (записанные в перемещениях). Функция Лагранжа для деформируемого твердого тела объемом  $V$  записывается в виде (при отсутствии внешних сил)

$$L \left[ \frac{\partial u_i}{\partial t}, \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right] = \int_V T \left[ \left( \frac{\partial u_i}{\partial t} \right)^2 \right] dV - \frac{1}{2} \int_V \sigma_{ij} \varepsilon_{ij} dV.$$

Первое слагаемое здесь, это кинетическая энергия системы, второе – потенциальная энергия деформации.

Далее обратимся к постановке задачи о малых продольных свободных колебаниях тонкого стержня постоянного поперечного сечения в среде без сопротивления. Естественно ось  $x$  направить вдоль оси стержня. Размерность задачи становится равной единице, если принять гипотезу плоских сечений. В этом случае  $u_1(x_1, x_2, x_3, t) = u(x, t)$  и, если предположить, что коэффициент Пуассона  $\nu = 0$ , то  $u_2 = u_3 = 0$ . Среди компонент тензора деформаций только одна не равна нулю –  $\varepsilon_{11}(x_1, x_2, x_3, t) = \varepsilon(x, t) = \partial u / \partial x$ . Для такого вида тензора деформаций, в случае изотропного материала, все компоненты тензора напряжений, кроме одной, равны нулю:  $\sigma_{11}(x_1, x_2, x_3, t) = \sigma(x, t) = E \varepsilon(x, t) \neq 0$ . Функция Лагранжа, после интегрирования по площади поперечного сечения  $F$

$$L[u_t, u_x] = \frac{\rho F}{2} \int_0^l \left(\frac{\partial u}{\partial t}\right)^2 dx - \frac{EF}{2} \int_0^l \left(\frac{\partial u}{\partial x}\right)^2 dx.$$

После ряда преобразований, можно показать, что из уравнения  $\delta S(u_i) = 0$  в качестве естественного условия следует уравнение Эйлера (искomое уравнение малых продольных колебаний стержня – одномерное волновое уравнение):

$$u_{tt} = a^2 u_{xx}; \quad u = u(x, t), \quad 0 < x < l, t > 0; \quad a^2 = E/\rho.$$

Предположим далее, что коэффициент Пуассона  $\nu \neq 0$  и поперечное сечение стержня является круговым. Очевидно, что в этом случае  $\varepsilon_{22} = \varepsilon_{33} = -\nu \varepsilon(x, t)$ . Тензор напряжений сохраняет прежнюю структуру. Поперечные перемещения материальных точек стержня, находящихся на расстоянии  $0 \leq r \leq R$  до оси стержня, равны  $u_2 = u_3 = -\nu r u_x(x, t)$ . Поперечная скорость элемента равна  $-\partial(r \nu u_x) / \partial t = -\nu r u_{xt}(x, t)$ . Значит, квадрат полной скорости элемента равен  $(u_t)^2 + \nu^2 r^2 (u_{xt})^2$ . Кинетическая энергия всего тела

$$T = \frac{\rho F}{2} \int_0^l (u_t)^2 dx + \frac{\rho \nu^2 I}{2} \int_0^l (u_{xt})^2 dx; \quad I = \int_F r^2 dF.$$

Функция Лагранжа для стержня с учетом коэффициента Пуассона  $\nu \neq 0$

$$L = \frac{\rho F}{2} \int_0^l (u_t)^2 dx + \frac{\rho \nu^2 I}{2} \int_0^l (u_{xt})^2 dx - \frac{EF}{2} \int_0^l (u_x)^2 dx.$$

Из уравнения  $\delta S(u_i) = 0$  в качестве естественного условия следует искomое уравнение малых продольных колебаний стержня с учетом  $\nu \neq 0$ :

$$u_{tt} = a^2 u_{xx} + b^2 u_{xxtt}; \quad u = u(x, t), \quad 0 < x < l, t > 0; \quad a^2 = E/\rho, \quad b^2 = \nu^2 I/F.$$

Полученные уравнения для обеих постановок являются линейными с постоянными коэффициентами. Следуя методу разделения переменных,

частные решения этих задач будем искать в виде  $\bar{u} = X(x)T(t)$ . Задачи Штурма-Лиувилля для указанных задач одинаковы. Первое собственное число  $\gamma_1^2 = (\pi/l)^2$ . Нетрудно получить следующее выражение для отношения первых собственных частот продольных колебаний стержня  $(\omega_1/\omega_1^0)^2 = 1/(1+\gamma_1^2 b^2) \leq 1$ . Для того, чтобы эти частоты различались не более чем на 5% должно выполняться следующее неравенство  $\gamma_1 b \leq 0.3112$ . Для стержня круглого поперечного сечения  $\nu(R/l) \leq 0.14$ . Очевидно, это неравенство выполняется при  $\nu = 0$  для любых отношений  $R/l$ . Если же  $\nu \neq 0$ , то неравенство выполняется при  $R/l \leq 0.14/\nu$ . Для несжимаемого материала  $R/l \leq 0.28$ . Таким образом, длинными необходимо считать стержни для которых на значительном участке их длины применима, прежде всего, гипотеза плоских сечений. Граничные условия могут "портить" однородное напряженное состояние в стержне. Исследования показывают (принцип Сен-Венана), что это влияние граничных условий по длине стержня распространяется примерно на три их толщины.

#### **Библиографический список:**

1. Феодосьев В.И. Избранные задачи и вопросы по сопротивлению материалов. М., "Наука", 1967. – 376 с.
2. Новацкий В. Теория упругости. М., "Мир", 1975.
3. Пановко Я.Г., Губанова И.И. Устойчивость и колебания упругих систем. М., "Наука", 1967. – 420 с.
4. Тихонов А.Н., Самарский А.А. Уравнения математической физики. М., "Наука", 1972. – 735 с.

### ***ASSESSING THE EFFECT OF POISSON'S RATIO OF THE MATERIAL AND OF THE RELATIVE LENGTH OF THE ROD ON OWN THE FREQUENCIES LONGITUDINAL OSCILLATIONS***

***Matveev Konstantin Aleksandrovich<sup>1</sup>, Doctor of Engineering Sciences, Professor;  
Mishenina Victoria Sergeevna<sup>1</sup>, student***

<sup>1</sup> Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20.

***Mishenina V.S.***, e-mail [vika.toria.m@gmail.com](mailto:vika.toria.m@gmail.com)

***Address for correspondence: Mishenina Victoria Sergeevna***, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20, phone (965) 829-03-31

#### **Abstract**

Work is devoted to studying the effect of Poisson's ratio of the material and of the relative length of the rectilinear rod on of the frequency of its own small longitudinal oscillations. Was obtained relation of first proper frequencies for two

setting the task: without taking into account the Poisson's ratio and in the assumption that this parameter isn't equal to zero. Formulation of the problems is performed using the Hamilton principle. On the basis of the obtained formula, it is concluded: beginning with which out of relative lengths of the rod to meet the challenges it is expedient to apply a simple formulation of the tasks.

**Keywords:** The rods, longitudinal vibrations, natural frequencies, Hamilton's principle, Poisson's ratio.

УДК 624.046.3;624.075

## УСТОЙЧИВОСТЬ ВАЛОВ И ТРУБОПРОВОДОВ

*Матвеев Константин Александрович<sup>1</sup>, д.т.н., профессор; Прилуков Денис Станиславович<sup>1</sup>, студент*

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20.

*Прилуков Д.С.*, e-mail [nfs4041@yandex.ru](mailto:nfs4041@yandex.ru)

*Адрес для корреспонденции: Прилуков Денис Станиславович*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (965)828-98-50

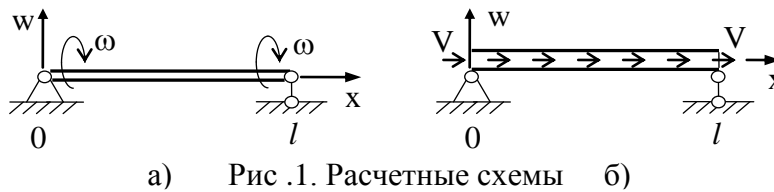
### Аннотация

В большинстве задач устойчивости нагрузка тем или иным образом предполагается заданной и, следовательно, конструкция является предварительно напряженной. Существуют, однако, задачи, для которых характерно вообще отсутствие внешней нагрузки для "идеального" состояния системы. К указанному классу относятся, к примеру, задачи исследования статической неустойчивости вращающегося с угловой скоростью  $\omega$  вала и трубопровода, по которому со скоростью  $V$  протекает жидкость заданной удельной плотности.

**Ключевые слова:** Статическая устойчивость, валы, трубопроводы, критическая скорость вращения, критическая скорость течения.

Расчет на устойчивость тонкостенных систем - составная часть прочностного анализа инженерных конструкций. Классические задачи устойчивости стержней достаточно просты. Особенностью задач устойчивости вращающихся валов и трубопроводов является то, что в "идеальном" (недеформированном) состоянии на них не действует никаких внешних нагрузок. Но, тем не менее, существуют критические скорости вращения и течения жидкости. Представленные здесь результаты полезны не только "идеологически", но и практически - к примеру, при отработке методов КЭ анализа подобных задач.

Обратимся к постановке указанных задач устойчивости - рис. 1.



а) Рис .1. Расчетные схемы б)

Эти элементы конструкций являются прямолинейными, поэтому в рамках балочной модели никаких внешних сил на них не действует. Но при исследовании устойчивости определяющими являются обстоятельства, возникающие при возмущении исследуемого состояния движения (равновесия) системы. Допуская для рассматриваемых стержней возможность существования изогнутого описываемого функцией  $w(x)$  состояния равновесия, необходимо констатировать и появление внешних распределенных по длине нагрузок  $q(x)$  от центробежных сил.

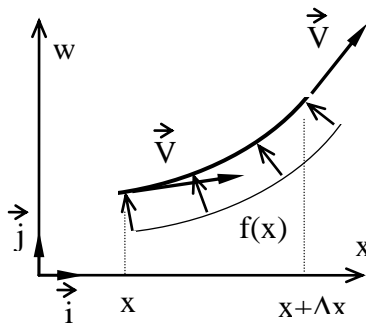


Рис.2. Течение жидкости по изогнутому элементу трубопровода

Очевидно, что для задачи а)  $q(x) = \rho_B S_B \omega^2 w$ , где  $\rho_B$ ,  $S_B$  – объемная плотность материала и площадь поперечного сечения вала соответственно. Найдем вид функции  $q(x)$  для изогнутого трубопровода - задача б). На рис. 2 изображены векторное поле скоростей потока жидкости и распределенная нагрузка  $f(x)$ , действующая на поток со стороны трубопровода. Количество движения элементика объемом  $S_{ж}\Delta x$ , в предположении

жидкости

о малости функции прогибов ( $w'^2 \ll 1$ ), определяется по формуле  $\vec{p}(x) = \rho_{ж} S_{ж} \Delta x V [\vec{i} + \vec{j} w'(x)]$ . За время  $\Delta t = \Delta x / V$  эта функция изменится на величину

$$\Delta \vec{p}(x) = \vec{p}(x + \Delta x) - \vec{p}(x) = \rho_{ж} S_{ж} \Delta x V \vec{j} [w'(x + \Delta x) - w'(x)].$$

Указанное приращение произошло в результате воздействия со стороны трубопровода на поток с силой  $f(x) \Delta x$ . Используя формулу, связывающую изменение количества движения с силой, вызвавшей это изменение, получим

$$\vec{f}(x) = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{\Delta \vec{p}}{\Delta t \Delta x} = \rho_{ж} S_{ж} V^2 w''(x) \vec{j}.$$

Естественно, что на трубопровод со стороны потока жидкости действует та же по величине, но противоположная по направлению распределенная нагрузка

$$q(x) = -\rho_{ж} S_{ж} V^2 w''(x).$$



Функция прогибов  $w(x)$  должна удовлетворять известному уравнению изгиба  $EJq w^{IV}(x) = q(x)$ . Так как закон изменения внешней нагрузки  $q(x)$  известен, то получаем соответственно для задач а) и б):

$$\text{а) } (EJ)_B w^{IV} - \rho_B S_B \omega^2 w = 0,$$

$$\text{б) } (EJ)_{TP} w^{IV} + \rho_{Ж} S_{Ж} V^2 w'' = 0.$$

Здесь  $(EJ)_B$  и  $(EJ)_{TP}$  – изгибные жесткости вала и трубопровода. Общие интегралы этих однородных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами имеют вид:

$$\text{а) } w(x) = A_1 ch \lambda x + A_2 sh \lambda x + A_3 \sin \lambda x + A_4 \cos \lambda x, \quad \lambda^4 = \rho_B S_B \omega^2 / (EJ)_B ;$$

$$\text{б) } w(x) = C_1 + C_2 x + C_3 \sin r x + C_4 \cos r x, \quad r^4 = \rho_{Ж} S_{Ж} V^2 / (EJ)_{Ж}.$$

Граничные условия  $w(0) = w''(0) = 0$  дают нам  $A_1 = A_4, C_1 = C_4 = 0$ . Два других приводят к уравнениям:

$$\text{а) } A_2 sh \lambda l + A_3 \sin \lambda l = 0;$$

$$A_2 \lambda^2 sh \lambda l - A_3 \lambda^2 \sin \lambda l = 0;$$

$$\text{б) } C_2 l + C_3 \sin r l = 0,$$

$$C_3 \sin r l = 0.$$

Из них следует  $A_2 = C_2 = 0$  и, для того чтобы одна оставшаяся произвольная постоянная была отлична от нуля, необходимо положить:

$$\text{а) } \sin \lambda l = 0; \quad \text{б) } \sin r l = 0.$$

Прямолинейная форма перестает быть устойчивой, когда:

$$\text{а) } \lambda l = \pi; \quad \text{б) } r l = \pi.$$

Принимая во внимание выражения для параметров  $\lambda$  и  $r$ , находим

$$\omega_{KP} = \frac{\pi^2}{l^2} \sqrt{\frac{(EJ)_B}{\rho_B S_B}}, \quad V_{KP} = \frac{\pi}{l} \sqrt{\frac{(EJ)_{\square Ж}}{\rho_{Ж} S_{Ж}}}.$$

Таким образом, когда  $\omega = \omega_{KP}$  и  $V = V_{KP}$ , наступает потеря устойчивости прямолинейной формы равновесия и эффективная поперечная жесткость вала и трубопровода как бы исчезает. Интересно заметить, что  $\omega_{KP}$  как раз равна минимальной частоте собственных поперечных колебаний вала, рассматриваемого как балка, свободно опертая на двух опорах. Любопытным является и такое обстоятельство: потеря устойчивости трубопровода происходит при той скорости, при которой реактивная сила струи равна

критической силе Эйлера. Не следует, однако, считать, что труба сжимается этой силой, – труба теряет устойчивость, вообще не испытывая сжатия.

### **Библиографический список:**

1. Феодосьев В.И. Избранные задачи и вопросы по сопротивлению материалов. М., "Наука", 1967. – 376 с.
2. Пановко Я.Г., Губанова И.И. Устойчивость и колебания упругих систем. М., "Наука", 1967. – 420 с.
3. Алфутов Н.А. Основы расчета на устойчивость упругих систем. М., "Машиностроение", 1978 (Б-ка рачетчика). –312с.
4. Пустовой Н.В., Матвеев К.А. Основы расчета на устойчивость деформируемых систем. Новосибирск: Изд – во НГТУ, 1997. – 370с.

## **THE STABILITY OF SHAFTS AND PIPES**

*Matveev Constantin Alexandrovich<sup>1</sup>, Doctor of Engineering Sciences, Full Professor; Prilukov Denis Stanislavovich, <sup>1</sup> student*

<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20.

*Prilukov D.S.*, e-mail [nfs4041@yandex.ru](mailto:nfs4041@yandex.ru)

*Address for correspondence: Prilukov Denis Stanislavovich*, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20, **phone (965) 828-98-50**

### **Abstract**

In most of problems of stability loading this way or that is supposed set and therefore the structure is prestressed. However, there are problems which are characterized by the absence of an external load for the "perfect" state of the system. This class includes, for example, the research problems of statistical instability of  $\omega$  shaft and pipeline, which rotate with angular speed, where a fluid of the set specific density flows with a speed  $V$ .

**Keywords:** Statistic stability, shafts, pipelines, critical speed of rotation, critical speed of flow.

## СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЯ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ОБРАЗЦОВ СПЛАВА Д16Т\*

*Капустин Владимир Иванович, канд. техн. наук, доцент; Капустьянов  
Максим Викторович, студент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(383) 3461764

*Капустин В. И.*, e-mail [macler06@mail.ru](mailto:macler06@mail.ru)

*Капустьянов М. В.*, e-mail [288685@ngs.ru](mailto:288685@ngs.ru)

*Адрес для корреспонденции: Капустин Владимир Иванович*, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,  
пр. Карла Маркса, 20, тел. 8(383) 3461764

### **Аннотация**

Одна из задач современных инновационных технологий в машиностроении состоит в получении защитных покрытий, которые не ухудшают характеристики выносливости материалов. В работе представлен сравнительный анализ деформационных характеристик образцов с покрытием из технически чистого алюминия, которое получено способом плакирования и способом холодного динамического напыления (ХДН). Экспериментально показано, что технология холодного динамического напыления позволяет создать покрытие, которое не ухудшает деформационные характеристики материала по сравнению с плакирующим слоем.

**Ключевые слова:** Периодическое неупругое деформирование, выносливость, плакирование, холодное динамическое напыление.

### **Введение**

Плакирование – это один из распространенных способов защиты алюминиевых сплавов, который применяется в авиа- и машиностроении. Установлено, что падение предела выносливости плакированных листов может достигать 35% [1].

Известны современные инновационные технологии, позволяющие наносить на деталь частицы и создавать покрытия не только на плоских поверхностях, но и на поверхностях сложной формы. Эти технологии основаны на нанесении материала способом динамического напыления. Этот способ использует кинетическую энергию частиц материала, для создания прочного соединения покрытия с подложкой. Технология ХДН находит применение, в авиастроении, машиностроении, в производстве оборудования для нефтегазопереработки и т.д. [2]. Современные тенденции в развитии и совершенствовании данной технологии направлены на уменьшение температуры и увеличение скорости напыляемых частиц [2-4]. Это позволяет

---

\*Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №16-08-00483 А.

избежать окисления частиц, получать лучшую адгезию покрытия с подложкой, получать упрочненный слой подложки от наклепа после ударов частицами.

Если в качестве напыляемого материала использовать алюминиевый порошок, то можно получить покрытие по химическому составу идентичное с плакирующим слоем.

Для количественной оценки влияния технологии нанесения покрытий на механические свойства образца материала необходим сравнительный анализ. Этот анализ можно выполнить на стандартных образцах с различными видами покрытий, определяя деформационные характеристики и характеристики выносливости образцов.

Цель настоящей работы – экспериментальное изучение влияния технологий нанесения алюминиевого покрытия на закономерности неупругого деформирования образцов из сплава Д16Т.

#### **Образцы, оборудование, методика**

Для выполнения сравнительного анализа влияния технологий на механические свойства полуфабриката были изготовлены из плиты алюминиевого сплава Д16АТ три партии гладких образцов. Рабочая часть образца как показано на рисунке 1 имеет прямоугольное поперечное сечение  $12 \times 10 \text{ мм}^2$  длиной 50 мм.

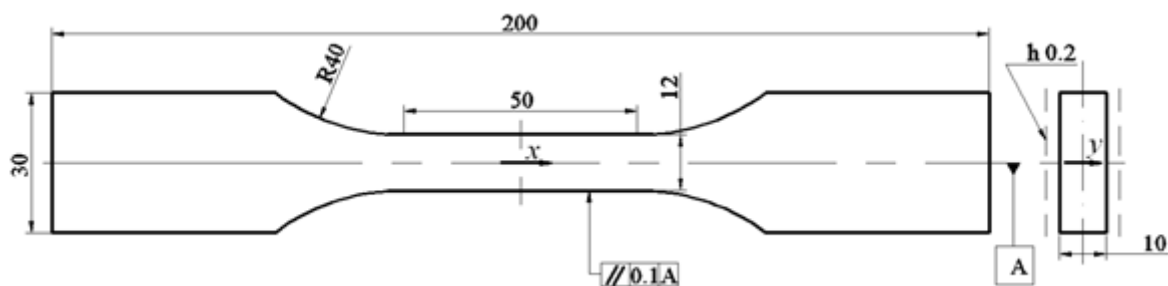


Рис. 4. Образец для исследования

Первая партия образцов имела плакирующий слой из технически чистого алюминия марки АД1. Толщина плакирующего слоя определялась ТУ 1-92-161-90 и для данного сплава составляла не более 4%.

С поверхности образцов второй партии плакирующий слой был удален методом размерного химического травления. Травление осуществлялось в среде натриевой щелочи (15% NaOH). Это позволяло удалить покрытие без деформирования основного материала, находящегося под снимаемым слоем, не создавая остаточных напряжений и не упрочняя поверхность.

Образцы третьей партии имели покрытие, изготовленное методом ХДН. Для выполнения условий сравнительного эксперимента с поверхности образцов третьей партии стравливался плакирующий слой, и наносилось покрытие методом ХДН необходимой толщины. Нанесение защитного покрытия проводилось на установке холодного динамического напыления [5].

Режимы, при которых происходило нанесение частиц металла, подобраны экспериментально и были следующими: частота вращения пушки 30600 об/мин, глубина вакуума в камере  $2 \times 10^{-1}$  мм рт. ст., продолжительность

нанесения покрытия - 8 минут. В качестве напыляемого материала использовали порошок алюминиевый АСД-1. Фракция напыляемого порошка составляла 20...30 мкм.

Для определения характеристик деформирования образцов из трех партий их испытывали на универсальной сервогидравлической испытательной машине Instron 8801 по одинаковой программе. Программа нагружений представляла собой последовательность блоков со ступенчато увеличивающейся амплитудой напряжения. Каждый блок содержал 100 циклов нагружения по гармоническому закону с частотой 1 Гц постоянной амплитуды и нулевым средним напряжением в цикле. Величина приращения амплитуды нагрузки для каждой ступени составляла 1000 Н. Измерения приращения компонент тензора полных деформаций выполнено при помощи штатных экстензометров: №2620-601 «Dynamic Extensometer», «Transverse/Diametral Extensometer» №W-E-404-F.

Методика определения деформационных характеристик, описанная в работе [6], позволяла определить напряженно-деформированное состояние, при котором возникают необратимые изменения в образце, предшествующие разрушению.

### Результаты и обсуждение

На рис. 2 в координатах:  $\varepsilon_{x\max}$ ,  $\varepsilon_{y\max}$ ,  $\varepsilon_{x\min}$ ,  $\varepsilon_{y\min}$  от  $\sigma_{x\max}$ ,  $\sigma_{x\min}$ , представлены экспериментальные диаграммы деформирования образцов Д16Т: «1» с плакированным слоем, «2» без плакирующего слоя, «3» с покрытием методом ХДН при симметричном цикле напряжений, позволяющие определять характеристики предельного цикла напряжений. Здесь:  $\varepsilon_{x\max}$  и  $\varepsilon_{y\min}$  – продольная и поперечная деформации соответственно, при максимальном напряжении в цикле  $\sigma_{x\max}$ ;  $\varepsilon_{x\min}$  и  $\varepsilon_{y\max}$  – продольная и поперечная деформации соответственно, при минимальном напряжении в цикле  $\sigma_{x\min}$ .

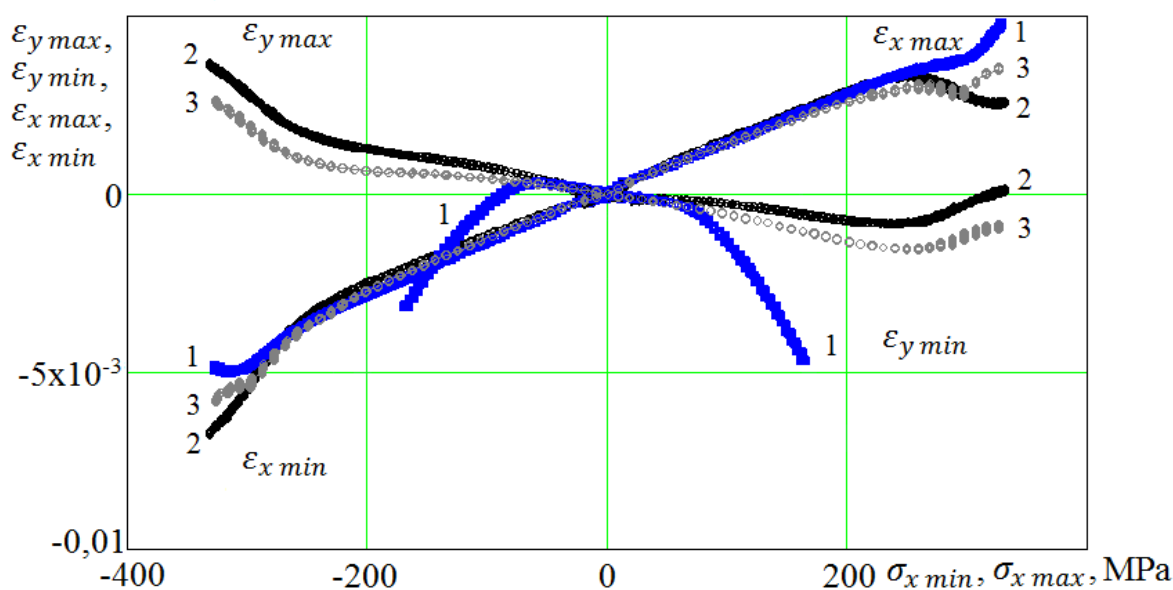


Рис. 2. Влияние технологии нанесения покрытий на закономерности деформирования при периодическом нагружении: 1 — образец с плакированным слоем; 2 — образец без покрытия; 3 — образец с покрытием полученным методом ХДН

Из рис. 3 видно, что на диаграмме поперечных деформаций  $\varepsilon_{y_{\max}}$ ,  $\varepsilon_{y_{\min}}$  у образца с плакированным слоем «1» при амплитуде 80 МПа активизируются процессы неравновесного деформирования, установленные в работе [7].

На рис. 3 показано, что диаграммы деформирования для «2» и «3» на всем интервале нагружения близки. Образец с покрытием методом ХДН (кривая «3»), имеет идентичные характеристики деформирования, что и образец без покрытия «2», и имеет тенденцию к одностороннему накоплению поперечной и продольной деформации.

Сравнительный анализ соотношений компонент тензора напряжений образцов с плакированием и образцов с покрытием методом ХДН («1» и «3») обнаруживает, что при достижении предельного напряжения (80 и 250 МПа соответственно) в материале активизируются процессы неравновесного деформирования, которые сопровождаются изменением формы и объема рабочей части образца.

Как следует из диаграмм, неупругое поведение образца без плакирующего слоя и образца с покрытием методом ХДН проявляет себя при амплитуде напряжений в цикле 250 МПа, а образца с плакирующим слоем — 80 МПа. Это показывает что, обработка поверхности образцов сплава Д16Т методом холодного динамического напыления алюминиевым порошком АСД-1 не ухудшает способность сопротивляться деформированию при периодическом нагружении по сравнению с образцом Д16Т без покрытия.

### **Выводы**

В работе представлена апробация методики, позволяющей оценить влияние технологического воздействия при нанесении покрытия на механические свойства образцов сплава Д16Т.

Экспериментально установлено, что технология холодного динамического напыления позволяет создать покрытие, которое не ухудшает деформационные характеристики материала при симметричном периодическом нагружении, что не позволяет технология плакирования, снижающая эти характеристики.

### **Библиографический список:**

1. Алюминий / Перевод с англ. Под редакцией А.Т. Туманова, Ф.И. Квасова, И.Н. Фридляндера. М.: Металлургия, 1972. – 664 с.
2. Алхимов А.П., Клинков С.В., Косарев В.Ф., Фомин В.М. Холодное газодинамическое напыление. Теория и практика. Изд-во: ФИЗМАТЛИТ, 2010. – 538 с.
3. J. Karthikeyan. The advantages and disadvantages of the cold spray coating process // The Cold Spray Materials Deposition Process. Fundamentals and Applications. A volume in Woodhead Publishing Series in Metals and Surface Engineering, – 2007, – P. 62-71.
4. Xiao-Tao Luo, Cheng-Xin Li, Fu-Lin Shang, Guan-Jun Yang. High velocity impact induced microstructure evolution during deposition of cold spray coatings: A review // Surface and Coatings Technology. – 2014. – Vol. 254. –P. 11-20.

5. Патент №2369445 Россия, В05С7/08, В05D7/22. Способ и устройство для нанесения покрытий / П.И. Зубков, В.П. Зубков. – 2009.
6. Захарченко К.В., Капустин В.И. Влияние поверхностных слоев образцов на деформационные характеристики сплава Д16АТ // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. - 2015. Т. 81. № 7. С. 51-56.
7. Капустин В.И., Гилета В.П., Захарченко К.В. Экспериментальное изучение закономерностей деформирования алюминиевых сплавов при регулярных нагружениях. Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). - 2011. № 4 (53). С. 40-43.

## **ABOUT INFLUENCE OF COATING TECHNOLOGIES ON THE STRESS-STRAIN CHARACTERISTICS OF SAMPLES D16T (Al-Cu-Mg)**

**Kapustin V.I.**, Ph.D. (Engineering), Associate Professor, e-mail:  
macler06@mail.ru

**Kapustyanov M.V.**, Student, e-mail: 288685@ngs.ru

Novosibirsk State Technical University, 20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk,  
630073, Russian Federation

### **Abstract**

One of the challenges in modern innovative mechanical engineering is to obtain coatings which do not decrease fatigue resistance of materials. This paper presents a comparative analysis of the deformation characteristics of the samples coated with commercially pure aluminum obtained by plating and cold-dynamic spraying. It has been experimentally shown that dynamic cold spraying allows creating a coating that does not decrease the fatigue resistance characteristics of the material under symmetric periodic loading. Plating technology in its turn decreases the above mentioned characteristics.

**Keywords:** periodic inelastic strain, fatigue resistance, plating, dynamic cold spraying.

## О КОЛЕБАНИЯХ В ПЛОСКОСТИ КРИВОЛИНЕЙНОГО ШЛАНГА С ПРОТЕКАЮЩЕЙ ВНУТРИ НЕГО ЖИДКОСТЬЮ

*Кириленкова Екатерина Сергеевна, студент; Красноруцкий Дмитрий Александрович*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)888-61-44

*Кириленкова Е. С.*, email [katyshka0131@rambler.ru](mailto:katyshka0131@rambler.ru)

*Красноруцкий Д. А.*, e-mail [krasnorutskiy@corp.nstu.ru](mailto:krasnorutskiy@corp.nstu.ru)

*Адрес для корреспонденции: Кириленкова Екатерина Сергеевна,*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)751-84-14

### **Аннотация**

В данной работе рассматривается задача о колебаниях криволинейного шланга с протекающей внутри него жидкостью. За счет потока этой жидкости, на криволинейном участке возникает сила инерции, которая учитывается при составлении системы уравнений, описывающей большие перемещения плоского криволинейного стержня в своей плоскости. Решение задачи о колебаниях разыскивается в экспоненциальной форме, это приводит к системе линейных дифференциальных уравнений для амплитуд с неизвестным параметром (частотой колебаний), описывающей малые движения относительно достигнутой нелинейной деформированной конфигурации. Такая проблема называется линейной краевой задачей на собственные значения.

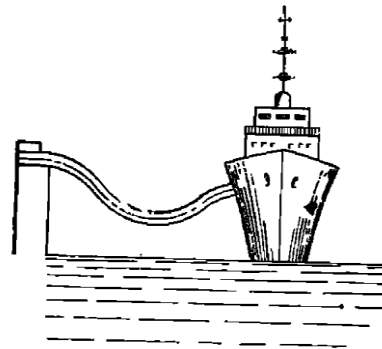
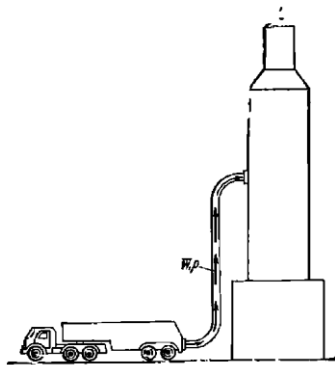
**Ключевые слова:** Стержень, шланг, внутренний поток жидкости, малые колебания

### **1. Введение**

Стержни, взаимодействующие с потоком жидкости, широко применяются в технике. Шланги как гибкие стержни под действием потока, могут очень сильно отклоняться от первоначальной равновесной формы. Пустотелые стержни (трубопроводы и шланги), заполненные движущимся потоком жидкости, нагружаются как статическими (при стационарном потоке жидкости), так и динамическими (при нестационарном потоке) силами.

На рисунке 1 показаны шланги, использующиеся для заправки горючим (рис. 1а) и для перекачки жидкости (рис. 1б) [1]. Поток жидкости приводит к появлению дополнительных распределенных сил, которые нагружают шланг изменяя его частоты, что необходимо учитывать при проектировании конкретных систем, чтобы предусмотреть и избежать возможных резонансных режимов (например, при перекачке топлива).



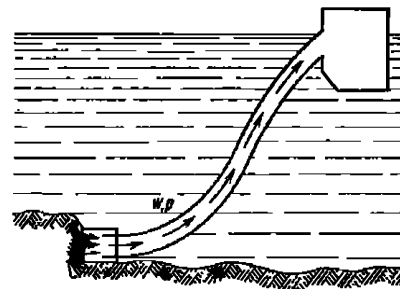
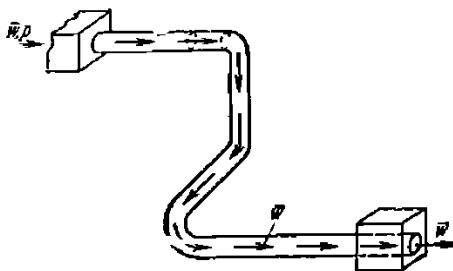


а) заправка горючим

б) перекачка жидкости

Рис. 1. Применение шлангов в технике [1]

Трубопроводы широко применяют при перекачке жидкости в технологических процессах, таких как: охлаждение реакторов, подачи топлива в двигатели и др. На рис. 2а показан участок трубопровода, заполненный движущейся жидкостью. Поток жидкости в местах резкого изменения его направления приводит к появлению сосредоточенных сил, нагружающих трубопровод и изменяющих частотный спектр (по сравнению с частотным спектром при покоящейся жидкости). На рис. 2б показан шланг, использующийся для подъема грунта со дна водоема, при этом по шлангу движется жидкость с частицами грунта, масса которых случайна и переменна во времени, т.е. состояние равновесия для шланга отсутствует.



а) трубопровод с резким изменением кривизны

б) подъем грунта со дна водоема

Рис. 2. Трубопровод и шланг [1]

На рис. 3 показан участок трубопровода, лежащий на упругом основании. Под действием веса жидкости и собственного веса трубопровод искривляется. Движение жидкости в трубопроводе приводит к дополнительному нагружению системы, что может вызвать недопустимо большие напряжения в трубопроводе.

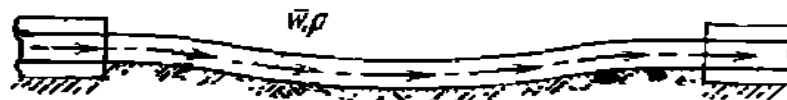


Рис. 3. Участок трубопровода, лежащий на упругом основании [1]

## 2. Модель стержня с протекающей внутри него жидкостью.

Для моделирования шлангов и трубопроводов рассматривается плоская модель [2], которая позволяет рассчитывать большие перемещения упругого стержня с произвольной геометрической формой. Рассмотрим малый участок  $ds^*$  тонкого шланга, с пробегающей по нему потоком несжимаемой жидкости

(рис. 4). Жидкость плотности  $\rho_{ж}$  течет с постоянной скоростью  $W$  через участок шланга  $ds^*$  с площадью поперечного сечения  $F$ .

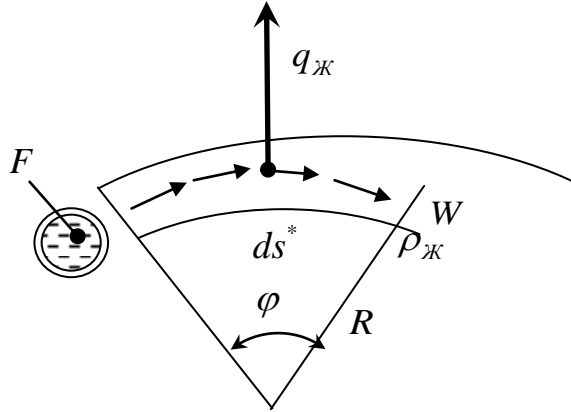


Рис. 4. Малый участок шланга с жидкостью

На искривленном участке поток жидкости создает силу  $q_{ж}$ , которая определяется как сила инерции жидкости на центростремительном ускорении

$$q_{ж} = \rho_{ж} F \cdot \frac{W^2}{R}. \quad (1)$$

Рассмотрим случай деформации оси криволинейного плоского стержня в своей плоскости. Радиус-вектор оси имеет вид:  $\vec{r}(s) = x_1(s)\vec{i}_1 + x_2(s)\vec{i}_2$ . Вектор касательной имеет выражение:  $\vec{\tau} = \vec{r}_{,s} = x_{1,s}\vec{i}_1 + x_{2,s}\vec{i}_2$ . Введем вектор нормали к оси по формуле:  $\vec{n} = -x_{2,s}\vec{i}_1 + x_{1,s}\vec{i}_2$ . Сила  $\vec{q}_{жс}$  (1) будет всегда направлена по нормали:  $\vec{q}_{жс} = q_{жс} \cdot \vec{n} \cdot \lambda$ , где  $\lambda = \begin{bmatrix} \cos \gamma & -\sin \gamma \\ \sin \gamma & \cos \gamma \end{bmatrix}$  - матрица поворота. В проекциях на оси глобальной системы координат вектор  $\vec{q}_{жс}$  будет иметь следующие выражения:

$$\begin{aligned} q_{жс1} &= \rho_{жс} F W^2 \gamma_{,s} (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma), \\ q_{жс2} &= \rho_{жс} F W^2 \gamma_{,s} (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma). \end{aligned} \quad (2)$$

Запишем систему уравнений, описывающих большие перемещения криволинейного плоского стержня в своей плоскости:

$$\begin{aligned} U_{1,s} &= (1 + \varepsilon)(x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) - x_{1,s}, \\ U_{2,s} &= (1 + \varepsilon)(x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) - x_{2,s}, \\ \gamma_{,s} &= \frac{M}{EJ}, \quad Q_{1,s} = [-q_1 + q_{жс1}](1 + \varepsilon), \quad Q_{2,s} = [-q_2 + q_{жс2}](1 + \varepsilon), \\ M_{,s} &= \left[ -m + (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) Q_1 - (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) Q_2 \right] (1 + \varepsilon), \\ \varepsilon &= \frac{x_{1,s} (Q_1 \cos \gamma + Q_2 \sin \gamma) + x_{2,s} (Q_2 \cos \gamma - Q_1 \sin \gamma)}{EF(s)}. \end{aligned} \quad (3)$$

Подставим (2) в систему (3) и рассмотрим новое равновесное состояние, бесконечно близкое к (3), все функции получают малые приращения:

$$\begin{aligned}
U_{1,s} + \Delta U_{1,s} &= (1 + \varepsilon + \Delta\varepsilon) \left[ x_{1,s} \cos(\gamma + \Delta\gamma) - x_{2,s} \sin(\gamma + \Delta\gamma) \right] - x_{1,s}, \\
U_{2,s} + \Delta U_{2,s} &= (1 + \varepsilon + \Delta\varepsilon) \left[ x_{1,s} \sin(\gamma + \Delta\gamma) + x_{2,s} \cos(\gamma + \Delta\gamma) \right] - x_{2,s}, \\
\gamma_{,s} + \Delta\gamma_{,s} &= \frac{M + \Delta M}{EJ}, \\
Q_{1,s} + \Delta Q_{1,s} &= \{-(q_1 + \Delta q_1) + \rho_{жс} FW^2(\gamma_{,s} + \Delta\gamma_{,s})[-x_{1,s} \sin(\gamma + \Delta\gamma) - x_{2,s} \cos(\gamma + \Delta\gamma)]\}(1 + \varepsilon + \Delta\varepsilon), \\
Q_{2,s} + \Delta Q_{2,s} &= -\{(q_2 + \Delta q_2) + \rho_{жс} FW^2(\gamma_{,s} + \Delta\gamma_{,s})[x_{1,s} \cos(\gamma + \Delta\gamma) - x_{2,s} \sin(\gamma + \Delta\gamma)]\}(1 + \varepsilon + \Delta\varepsilon), \\
M_{,s} + \Delta M_{,s} &= \left[ -m - \Delta m + \{x_{1,s} \sin(\gamma + \Delta\gamma) + x_{2,s} \cos(\gamma + \Delta\gamma)\} (Q_1 + \Delta Q_1) - \right. \\
&\quad \left. - \{x_{1,s} \cos(\gamma + \Delta\gamma) - x_{2,s} \sin(\gamma + \Delta\gamma)\} (Q_2 + \Delta Q_2) \right] (1 + \varepsilon + \Delta\varepsilon), \\
(\varepsilon + \Delta\varepsilon) EF &= x_{1,s} \left[ (Q_1 + \Delta Q_1) \cos(\gamma + \Delta\gamma) + (Q_2 + \Delta Q_2) \sin(\gamma + \Delta\gamma) \right] + \\
&\quad + x_{2,s} \left[ (Q_2 + \Delta Q_2) \cos(\gamma + \Delta\gamma) - (Q_1 + \Delta Q_1) \sin(\gamma + \Delta\gamma) \right].
\end{aligned} \tag{4}$$

Так как  $\Delta\gamma$  мало, можно записать:

$$\begin{aligned}
\sin(\gamma + \Delta\gamma) &= \sin \gamma + \Delta\gamma \cos \gamma + O(\Delta\gamma^2) \cong \sin \gamma + \Delta\gamma \cos \gamma \\
\cos(\gamma + \Delta\gamma) &= \cos \gamma - \Delta\gamma \sin \gamma + O(\Delta\gamma^2) \cong \cos \gamma - \Delta\gamma \sin \gamma,
\end{aligned} \tag{5}$$

Подставим (5) в систему (4) и оставим слагаемые содержащие степени величин с « $\Delta$ » не выше первой (линеаризуем относительно отклонений):

$$\begin{aligned}
U_{1,s} + \Delta U_{1,s} &= (1 + \varepsilon) \left[ x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma - x_{1,s} \Delta\gamma \sin \gamma - x_{2,s} \Delta\gamma \cos \gamma \right] + \\
&\quad + \Delta\varepsilon (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) - x_{1,s}, \\
U_{2,s} + \Delta U_{2,s} &= (1 + \varepsilon) \left[ x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma + x_{1,s} \Delta\gamma \cos \gamma - x_{2,s} \Delta\gamma \sin \gamma \right] + \\
&\quad + \Delta\varepsilon (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) - x_{2,s}, \\
\gamma_{,s} + \Delta\gamma_{,s} &= \frac{M + \Delta M}{EJ}, \\
Q_{1,s} + \Delta Q_{1,s} &= (1 + \varepsilon) \{-(q_1 + \Delta q_1) + \rho_{жс} FW^2[\gamma_{,s} (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{1,s} \Delta\gamma \cos \gamma - x_{2,s} \cos \gamma + x_{2,s} \Delta\gamma \sin \gamma) - \\
&\quad - \Delta\gamma_{,s} (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma)]\} + \Delta\varepsilon [-q_1 + \rho_{жс} FW^2 \gamma_{,s} (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma)], \\
Q_{2,s} + \Delta Q_{2,s} &= (1 + \varepsilon) \{-(q_2 + \Delta q_2) + \rho_{жс} FW^2[\gamma_{,s} (x_{1,s} \cos \gamma - x_{1,s} \Delta\gamma \sin \gamma - x_{2,s} \sin \gamma - x_{2,s} \Delta\gamma \cos \gamma) + \\
&\quad + \Delta\gamma_{,s} (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma)]\} + \Delta\varepsilon [-q_2 + \rho_{жс} FW^2 \gamma_{,s} (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma)], \\
M_{,s} + \Delta M_{,s} &= \left[ -m - \Delta m + \{x_{1,s} (\sin \gamma + \Delta\gamma \cos \gamma) + x_{2,s} (\cos \gamma - \Delta\gamma \sin \gamma)\} Q_1 + \right. \\
&\quad + \{x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma\} \Delta Q_1 - \{x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma\} \Delta Q_2 - \\
&\quad \left. - \{x_{1,s} (\cos \gamma - \Delta\gamma \sin \gamma) - x_{2,s} (\sin \gamma + \Delta\gamma \cos \gamma)\} Q_2 \right] (1 + \varepsilon) + \\
&\quad + \left[ -m + \{x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma\} Q_1 - \{x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma\} Q_2 \right] \Delta\varepsilon, \\
(\varepsilon + \Delta\varepsilon) EF &= x_{1,s} \left[ Q_1 (\cos \gamma - \Delta\gamma \sin \gamma) + \Delta Q_1 \cos \gamma + Q_2 (\sin \gamma + \Delta\gamma \cos \gamma) + \Delta Q_2 \sin \gamma \right] + \\
&\quad + x_{2,s} \left[ Q_2 (\cos \gamma - \Delta\gamma \sin \gamma) + \Delta Q_2 \cos \gamma - Q_1 (\sin \gamma + \Delta\gamma \cos \gamma) - \Delta Q_1 \sin \gamma \right].
\end{aligned} \tag{6}$$

Вычтем из полученной системы (6) систему (3)

$$\begin{aligned}
\Delta U_{1,s} &= -(1+\varepsilon)\Delta\gamma[x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma]+\Delta\varepsilon(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma), \\
\Delta U_{2,s} &= (1+\varepsilon)\Delta\gamma[x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma]+\Delta\varepsilon(x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma), \quad \Delta\gamma_{,s} = \frac{\Delta M}{EJ}, \\
\Delta Q_{1,s} &= (1+\varepsilon)\{-\Delta q_1+\rho_{жс}FW^2[\gamma_{,s}\Delta\gamma(-x_{1,s}\cos\gamma+x_{2,s}\sin\gamma)-\Delta\gamma_{,s}(x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma)]\}+ \\
&\quad +\Delta\varepsilon[-q_1+\rho_{жс}FW^2\gamma_{,s}(-x_{1,s}\sin\gamma-x_{2,s}\cos\gamma)], \\
\Delta Q_{2,s} &= (1+\varepsilon)\{-\Delta q_2+\rho_{жс}FW^2[\gamma_{,s}\Delta\gamma(-x_{1,s}\sin\gamma-x_{2,s}\cos\gamma)+\Delta\gamma_{,s}(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma)]\}+ \\
&\quad +\Delta\varepsilon[-q_2+\rho_{жс}FW^2\gamma_{,s}(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma)], \\
\Delta M_{,s} &= -\Delta m(1+\varepsilon)+\Delta\gamma[(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma)Q_1+(x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma)Q_2](1+\varepsilon)+ \\
&\quad +[(x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma)\Delta Q_1-(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma)\Delta Q_2](1+\varepsilon)+ \\
&\quad +\Delta\varepsilon[-m+(x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma)Q_1-(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma)Q_2], \\
\Delta\varepsilon EF &= x_{1,s}[\Delta Q_1\cos\gamma+\Delta Q_2\sin\gamma+\Delta\gamma(Q_2\cos\gamma-Q_1\sin\gamma)]+ \\
&\quad +x_{2,s}[\Delta Q_2\cos\gamma-\Delta Q_1\sin\gamma-\Delta\gamma(Q_2\sin\gamma+Q_1\cos\gamma)].
\end{aligned} \tag{7}$$

В полученной системе (7) приращения распределенной нагрузки  $\Delta q_1$ ,  $\Delta q_2$  и приращение распределенного момента  $\Delta m$  имеют инерционную природу:

$$\Delta q_1 = -\rho F(s)\Delta\ddot{U}_1, \quad \Delta q_2 = -\rho F(s)\Delta\ddot{U}_2, \quad \Delta m = -\rho J(s)\Delta\ddot{\gamma}, \tag{8}$$

где  $\rho F(s)$  – погонная плотность стержня,  $\rho J(s)$  – массовый момент инерции поперечного сечения.

Будем искать периодические движения:

$$\begin{cases}
\Delta U_1(s,t) = \Delta U_1^A(s)e^{i\omega t}, \\
\Delta U_2(s,t) = \Delta U_2^A(s)e^{i\omega t}, \\
\Delta\gamma(s,t) = \Delta\gamma^A(s)e^{i\omega t}, \\
\Delta Q_1(s,t) = \Delta Q_1^A(s)e^{i\omega t}, \\
\Delta Q_2(s,t) = \Delta Q_2^A(s)e^{i\omega t}, \\
\Delta M(s,t) = \Delta M^A(s)e^{i\omega t}.
\end{cases} \tag{9}$$

здесь верхний индекс  $A$  обозначает амплитуду соответствующей функции.

Подставляя (8) и (9) в систему (7) и разделив каждое уравнение на  $e^{it} \neq 0, \forall t$ , для амплитуд получим следующую систему:

$$\begin{aligned}
\Delta U_{1,s}^A &= -(1+\varepsilon)\Delta\gamma^A[x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma]+\Delta\varepsilon^A(x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma), \\
\Delta U_{2,s}^A &= (1+\varepsilon)\Delta\gamma^A[x_{1,s}\cos\gamma-x_{2,s}\sin\gamma]+\Delta\varepsilon^A(x_{1,s}\sin\gamma+x_{2,s}\cos\gamma), \\
\Delta\gamma_{,s}^A &= \frac{\Delta M^A}{EJ},
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\Delta Q_{1,s}^A &= (1 + \varepsilon) \{ \omega^2 \rho F(s) \Delta U_1^A + \rho_{жс} F W^2 [\gamma_{,s} \Delta \gamma (-x_{1,s} \cos \gamma + x_{2,s} \sin \gamma) - \\
&\quad - \Delta \gamma_{,s}^A (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma)] \} + \Delta \varepsilon^A [-q_1 + \rho_{жс} F W^2 \gamma_{,s} (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma)], \\
\Delta Q_{2,s}^A &= (1 + \varepsilon) \{ \omega^2 \rho F(s) \Delta U_1^A + \rho_{жс} F W^2 [\gamma_{,s} \Delta \gamma (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma) + \\
&\quad + \Delta \gamma_{,s}^A (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma)] \} + \Delta \varepsilon^A [-q_2 + \rho_{жс} F W^2 \gamma_{,s} (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma)], \\
\Delta M_{,s}^A &= \omega^2 \rho J(s) \Delta \gamma^A (1 + \varepsilon) + \Delta \gamma^A [(x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) Q_1 + (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) Q_2] (1 + \varepsilon) + \\
&\quad + [(x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) \Delta Q_1^A - (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) \Delta Q_2^A] (1 + \varepsilon) + \\
&\quad + \Delta \varepsilon^A [-m + (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) Q_1 - (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) Q_2], \\
\Delta \varepsilon^A E F &= x_{1,s} [\Delta Q_1^A \cos \gamma + \Delta Q_2^A \sin \gamma - \Delta \gamma^A (Q_2 \cos \gamma - Q_1 \sin \gamma)] + \\
&\quad + x_{2,s} [\Delta Q_2^A \cos \gamma - \Delta Q_1^A \sin \gamma - \Delta \gamma^A (Q_2 \sin \gamma - Q_1 \cos \gamma)].
\end{aligned} \tag{10}$$

Для нерастяжимого стержня система (10) примет вид:

$$\Delta U_{1,s}^A = -\Delta \gamma^A [x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma], \quad \Delta U_{2,s}^A = \Delta \gamma^A [x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma], \quad \Delta \gamma_{,s}^A = \frac{\Delta M^A}{EJ}$$

$$\begin{aligned}
\Delta Q_{1,s}^A &= \omega^2 \rho F(s) \Delta U_1^A + \rho_{жс} F W^2 [\gamma_{,s} \Delta \gamma (-x_{1,s} \cos \gamma + x_{2,s} \sin \gamma) - \Delta \gamma_{,s}^A (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma)], \\
\Delta Q_{2,s}^A &= \omega^2 \rho F(s) \Delta U_1^A + \rho_{жс} F W^2 [\gamma_{,s} \Delta \gamma (-x_{1,s} \sin \gamma - x_{2,s} \cos \gamma) + \Delta \gamma_{,s}^A (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma)], \\
\Delta M_{,s}^A &= \omega^2 \rho J(s) \Delta \gamma^A + \Delta \gamma^A [(x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) Q_1 + (x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) Q_2] + \\
&\quad + [(x_{1,s} \sin \gamma + x_{2,s} \cos \gamma) \Delta Q_1^A - (x_{1,s} \cos \gamma - x_{2,s} \sin \gamma) \Delta Q_2^A].
\end{aligned} \tag{11}$$

### 3. Результаты и обсуждение

Система уравнений (10) линейна относительно неизвестных функций-амплитуд малых колебаний  $\{U_1^A, U_2^A, \gamma^A, Q_1^A, Q_2^A, M^A\}$ , она описывает малые движения относительно нелинейной деформированной конфигурации  $\{U_1, U_2, \gamma, Q_1, Q_2, M\}$ . Параметр  $\omega$  также подлежит определению из (10).

Система уравнений (10) является системой линейных дифференциальных уравнений первого порядка с неизвестным параметром  $\omega$ . К ней необходимо добавить 6 краевых условий для разыскиваемых функций-амплитуд. Для каждого конкретного  $\omega$  из решения краевой задачи для системы (10) можно определить соответствующие функции-амплитуды. Задача определения  $\omega$  и соответствующих функций-амплитуд из (10) называется задачей на собственные значения для системы линейных дифференциальных уравнений.

#### Библиографический список:

1. Светлицкий В. А. Механика трубопроводов и шлангов. – М.: «Машиностроение», 1982.
2. Левин В. Е., Красноруцкий Д. А. Статика и динамика плоских криволинейных стержней. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. – 159 с.

## ABOUT VIBRATIONS IN PLANE OF THE CURVED HOSES WITH FLOWING LIQUID INSIDE

*Kirilenkova Ekaterina Sergeevna, student; Krasnorutskiy Dmitry Aleksandrovich*  
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av.,  
20, tel. (953) 888-61-44

*Kirilenkova E. S.*, email [katyshka0131@rambler.ru](mailto:katyshka0131@rambler.ru)

*Krasnorutskiy D. A.*, e-mail [krasnorutskiy@corp.nstu.ru](mailto:krasnorutskiy@corp.nstu.ru)

*Address for correspondence: Kirilenkova Ekaterina Sergeevna,*  
Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av.,  
20, tel. (913)751-84-14

### Abstract

In this paper we consider the problem of vibrations of a curved hose with a inner liquid flow. Due to the liquid flow at curved part of hose the force of inertia is appearing. This force is taken into account when drawing up the system of equations describing large displacements of curved rod in its plane. The solution of the problem of oscillations is represented in the exponential form. It leads to a system of linear differential equations for the amplitudes with an unknown parameter (frequency of vibrations). Unknown functions describe small displacements relative to the achieved nonlinear deformed configuration. This problem is called a linear boundary eigenvalue problem.

**Keywords:** Rod, hose, inner liquid flow, small vibrations

УДК 539.3

## МЕТОДИКА РАСЧЕТА УСИЛИЙ В ГИБКИХ ЭЛЕМЕНТАХ ПРИ ШВАРТОВКЕ ГРУЗОВ

*Кочетов Алексей Сергеевич, магистрант; Красноруцкий Дмитрий Александрович; Левин Владимир Евгеньевич*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953) 888-61-44

*Кочетов А. С.*, e-mail [lexa\\_k\\_93@mail.ru](mailto:lexa_k_93@mail.ru)

*Красноруцкий Д. А.*, e-mail [krasnorutskiy@corp.nstu.ru](mailto:krasnorutskiy@corp.nstu.ru)

*Левин В. Е.*, e-mail [v.levin@corp.nstu.ru](mailto:v.levin@corp.nstu.ru)

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

### Аннотация

В работе представлена методика расчета усилий в гибких элементах при швартовке грузов с помощью модели нити, для которой известно

аналитическое выражение для координат и внутренних усилий. Специальным образом составляются уравнения для определения нового положения и ориентации груза, к которому прикреплены нити, после приложения внешних сил. После численного решения полученной системы нелинейных уравнений по аналитическим формулам вычисляются все усилия во всех нитях.

### **Ключевые слова**

Швартовка грузов, крепление грузов, фиксация, гибкие элементы, нить, цепи, ремни, геометрически нелинейная задача, программа расчета

### **1. Введение**

Для транспортировки грузов используют разные виды техники: морскую, автомобильную, железнодорожную и авиационную. На выбор того или иного вида доставки груза влияет множество факторов: объём и тип груза, время доставки, место доставки, наличие транспортной инфраструктуры и т.п. Выгодно перевозить крупные грузы водными видами транспорта, но везде присутствуют водные артерии, железнодорожная доставка более распространена, но на грузовую платформу не всегда удастся поместить объемный груз, автомобильным транспортом доставлять такие грузы зачастую ещё более сложно. Самым дорогим и, нередко, самым подходящим видом транспорта для перевозки грузов является самолет. Авиационную технику используют для разных типов грузов, начиная от простого багажа, до самолетов и шаттлов. Такого типа грузы размещаются как внутри фюзеляжа [1], так и вне его. От качества закрепления груза зависит сохранность груза, целостность транспортника и даже жизни экипажа. При транспортировке крупногабаритных грузов в самолетах, эти грузы прикрепляют транспортировочными сетками, швартовочными ремнями и цепями. Для надежной швартовки груза необходимо произвести предварительные расчеты швартовочных элементов на случаи разных перегрузок, в том числе, на случай жесткой посадки. Кроме неподвижности груза требуется, чтобы швартовочные элементы не повреждались, при этом желательно минимизировать их количество. При швартовке уникальных грузов, таких как, например, фюзеляж истребителя, требуется разрабатывать специальные крепления, которые кроме всего не должны повредить этот фюзеляж. Для их проектирования требуется заранее знать возникающие усилия в гибких швартовочных элементах и направления их действия.

Существуют приближенные методики определения усилий в швартовочных элементах. Обычно они основаны на допущении о том, что груз крепится симметрично хотя бы относительно одной из плоскостей [2-6]. В некоторых случаях несимметричное расположение транспортируемого объекта могло бы принести существенную выгоду по причине увеличения количества перевозимых за один рейс объектов. Кроме этого, в основу методов положен упрощенный способ определения усилий в швартовочных связях, основанный на законе сохранения энергии, так как исходная система является многократно статически неопределимой, и расчет её классическими методами строительной механики (метод сил, метод деформаций) из-за большой трудоёмкости является

весьма сложным [4]. При этом решение уравнений совместности деформаций заменяется решением простых независимых уравнений, вытекающих из отношения погонной жесткости рассматриваемой связи к погонной жесткости всех работающих связей. Положенные в основу этих методик допущения вызывают сомнения в точности определения усилий.

Для более точного определения усилий в расчетной практике применяют конечно-элементные пакеты. При этом производятся расчеты с последовательным исключением элементов, работающих на сжатие, либо решается задача в геометрически нелинейной постановке, когда исключение работающих на сжатие элементов производится конечно-элементным пакетом автоматически как настраиваемая опция. Это позволяет более точно определять усилия и задавать произвольную схему швартовки. Недостатком такого подхода является его трудоёмкость, начиная со стадии подготовки расчетной схемы вплоть до получения конечного результата, велика вероятность допущения ошибки расчетчиком.

## **2. Предлагаемая методика расчета усилий в гибких элементах.**

В данной работе предлагается подход, основанный на моделировании швартовочных элементов нитью [7, 8], находящейся в поле сил тяжести (рис.1.). Для такой нити известно аналитическое решение. Координаты всех точек и внутренние усилия нити в плоскости провисания выражаются через две константы, подлежащие определению из краевых условий. Для расположения нити в пространстве вводится дополнительный параметр, подлежащий определению. Это угол поворота плоскости провисания, относительно оси вдоль действия силы тяжести. При моделировании швартовки известны координаты точек крепления нитей к полу и к грузу. Для определения положения груза имеются три координаты центра тяжести и три параметра поворота для определения ориентации в пространстве. От нитей на груз прикладываются силы натяжения. Кроме того, на центр тяжести могут действовать силы инерции, дополнительные внешние силы и моменты, силы реакции опор и т.п. Затем составляются 6 уравнений равновесия центра тяжести груза по силам и моментам. Неизвестными являются для каждой нити три величины, а также три координаты центра тяжести и три параметра поворота. Для замыкания системы добавляются по три уравнения для каждой нити. Эти уравнения определяют положение точки крепления нити к грузу для нового положения и ориентации груза в пространстве. Таким образом, имеем  $(3*N+3)$  нелинейных уравнений для определения  $(3*N+3)$  неизвестных параметров. Решая эту систему, находим координаты центра тяжести груза, параметры его поворота и параметры нитей, по которым рассчитываются искомые усилия в нитях. Исходные данные для такого расчета задаются в виде таблиц с координатами точек крепления, информацией по начальному натяжению нитей (или начальными длинами), информацией о грузе и нагрузках, действующих на него. На выходе имеем натяжения во всех нитях и новое положение груза. Предлагаемый подход позволяет моделировать разные ситуации, в том числе, несимметричное закрепление грузов, а простая форма исходных данных



позволит автоматизировать процесс поиска оптимального решения путем перебора различных вариантов крепления.

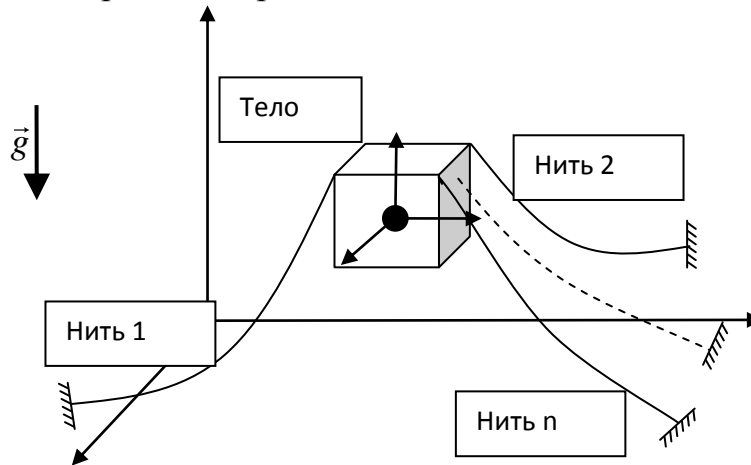


Рис. 5. Расчетная схема швартовки груза

### 3. Основные соотношения.

В системе координат, связанной с началом нити, координаты всех точек нити под действием собственного веса в плоскости провисания  $xOy$  выражаются аналитически [6] следующим образом:

$$\bar{x}^*(u) \equiv \frac{x^*(u)}{\ell} = \frac{u - u_0}{\text{sh}(u_\ell) - \text{sh}(u_0)}, \quad \bar{y}^*(u) \equiv \frac{y^*(u)}{\ell} = \frac{\text{ch}(u) - \text{ch}(u_0)}{\text{sh}(u_\ell) - \text{sh}(u_0)}, \quad (1)$$

где  $\ell$  – длина нити,  $u$  – переменная, связанная с длиной нити ( $u = u_0$  – начало нити,  $u = u_\ell$  – конец нити),  $u_0, u_\ell$  – константы интегрирования, подлежащие определению из условий крепления конца нити, вектор ускорения свободного падения направлен против орта оси  $Oy$ .

Сила натяжения нити также выражается аналитически следующим образом:

$$\frac{N(u)}{mg} = \frac{\text{ch}(u)}{\text{sh}(u_\ell) - \text{sh}(u_0)}, \quad (2)$$

где  $m$  – масса нити,  $g$  – модуль вектора ускорения свободного падения.

Проекции силы натяжения на оси системы координат  $xOy$  выражаются следующим образом:

$$\bar{Q}_x(u) \equiv \frac{Q_x(u)}{mg} = \frac{1}{\text{sh}(u_\ell) - \text{sh}(u_0)}, \quad \bar{Q}_y(u) \equiv \frac{Q_y(u)}{mg} = \frac{\text{sh}(u)}{\text{sh}(u_\ell) - \text{sh}(u_0)}. \quad (3)$$

Введем в рассмотрение глобальную неподвижную систему координат  $x_1, x_2, x_3$  (рис.2). Пусть возможны три варианта расположения этой системы координат относительно направления вектора ускорения свободного падения. Это когда  $\vec{g}$  направлен против лучей  $ox_1, ox_2$  и  $ox_3$  соответственно. Пусть угол  $\alpha$  – угол между плоскостью провисания нити  $xOy$  и плоскостью  $x_1ox_2$  в первом случае расположения  $\vec{g}$ ,  $x_2ox_3$  – во втором случае и  $x_3ox_1$  – в третьем

случае. На рисунке 2 представлены все три случая расположения вектора  $\vec{g}$ , при этом он всегда направлен против луча  $Oy$ .

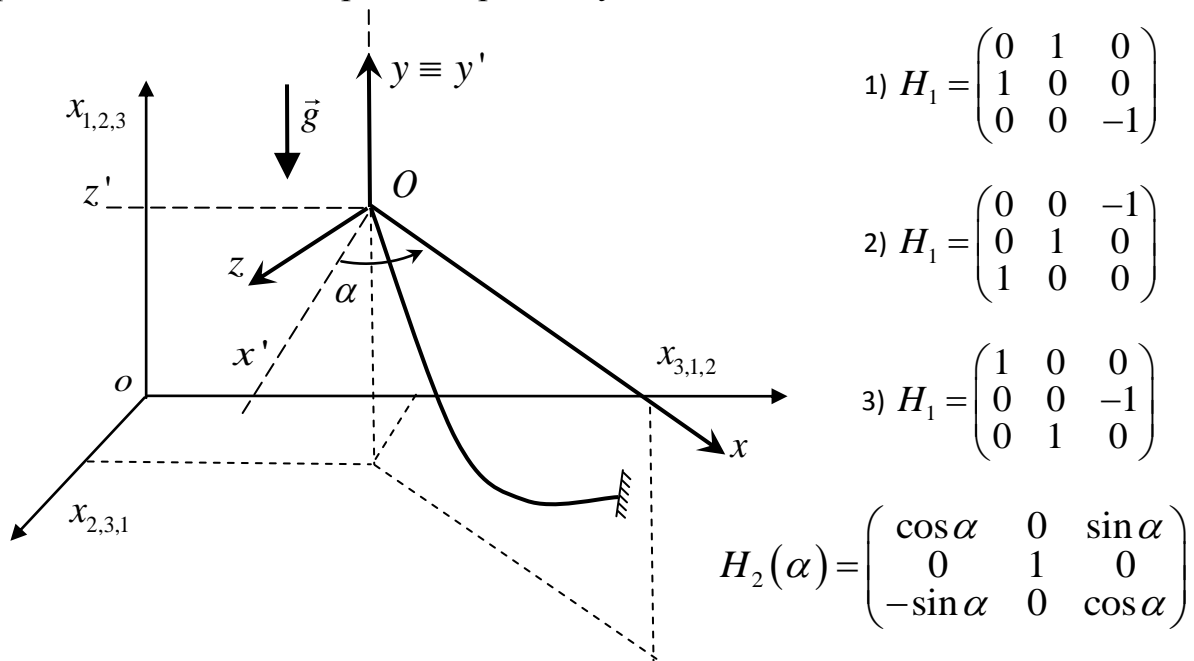


Рис. 2. Расчетная схема

Преобразование координат представим в виде двух поворотов: первая матрица поворота  $H_1$  будет зависеть от случая расположения  $\vec{g}$ , а вторая матрица поворота  $H_2$  будет поворачивать на угол  $\alpha$ . Полное преобразование любого вектора для перевода из глобальной системы координат в систему, связанную с нитью можно осуществить поворотом с помощью следующей матрицы поворота:

$$H(\alpha) = H_1 \cdot H_2(\alpha) . \quad (4)$$

где матрица  $H_1$ , в зависимости от случая расположения  $\vec{g}$ , принимает варианты, указанные на рисунке 2.

Для описания изменения ориентации груза после приложения действующих на него сил, свяжем с грузом систему координат, которая начинается в центре тяжести, а её направляющие орты сначала совпадают с ортами  $\vec{i}_{1,2,3}$  глобальной системы координат. Для описания поворота груза после приложения сил будем использовать вектор конечного поворота [7]  $\vec{\omega} = \omega_k \vec{i}_k$ . Компоненты матрицы поворота  $\lambda(\vec{\omega})$  имеют следующие выражения [7]:

$$\lambda_{ii} = 1 - \frac{1 - \cos \omega}{\omega^2} (\omega_j^2 + \omega_k^2), \quad \lambda_{ij} = -\frac{\sin \omega}{\omega} \omega_k + \frac{1 - \cos \omega}{\omega^2} \omega_i \omega_j,$$

$$\lambda_{ik} = \frac{\sin \omega}{\omega} \omega_j + \frac{1 - \cos \omega}{\omega^2} \omega_i \omega_k, \quad \omega \equiv |\vec{\omega}| = \sqrt{\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2},$$

$$i = 1, 2, 3; \quad j = 2, 3, 1; \quad k = 3, 1, 2. \quad (5)$$

За неизвестные (разыскиваемые) величины принимаются:

1) три проекции вектора конечного поворота груза  $\omega_1, \omega_2, \omega_3$ ;

2) для каждой нити три величины:  $u_0^{(i)}$ ,  $u_\ell^{(i)}$  – константы интегрирования и угол  $\alpha^{(i)}$ ,  $i = 2, 3 \dots n$ .

По этим величинам можно рассчитать новое положение центра масс груза и вычислить все усилия в нитях. Вектор неизвестных будет иметь следующий вид:

$$X = \left\{ \omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3 \quad u_0^{(1)} \quad u_\ell^{(1)} \quad \alpha^{(1)} \quad u_0^{(2)} \quad \dots \quad \alpha^{(n)} \right\}^T, \quad (6)$$

где  $n$  – количество нитей. Размер вектора неизвестных –  $(3 + 3n)$ .

Для определения  $(3 + 3n)$  неизвестных необходимо составить столько же уравнений. Первыми шестью уравнениями для определения  $X$  являются уравнения статического равновесия груза, а именно: сумма всех сил и сумма всех моментов равны нулю:

$$\vec{F} - \sum_{i=1}^n \vec{Q}^{(i)} = \mathbf{0}, \quad \vec{M} - \sum_{i=1}^n \left[ \vec{r}^{(i)} \times \vec{Q}^{(i)} \right] = \mathbf{0}, \quad (7)$$

где  $\vec{F}$  – вектор внешней силы, действующей на центр тяжести груза,  $\vec{M}$  – вектор внешнего момента, действующего на центр тяжести груза,  $\vec{Q}^{(i)} = H(\alpha^{(i)}) \cdot \left\{ Q_x^{(i)} \Big|_{u_\ell^{(i)}} \quad Q_y^{(i)} \Big|_{u_\ell^{(i)}} \quad 0 \right\}^T$  – внутренние усилия  $i$ -ой нити в точке крепления к грузу (т.е. на правом конце),  $\vec{r}^{(i)}$  – вектор-расстояние от центра тяжести до точки крепления  $i$ -ой нити,  $\mathbf{0}$  – нулевой вектор.

Еще  $(3n - 3)$  уравнений следуют из условия кинематической стыковки концов нити с грузом в точках крепления, они имеют следующий вид:

$$\Delta r_1^{(i)} = 0, \quad \Delta r_2^{(i)} = 0, \quad \Delta r_3^{(i)} = 0, \quad i = 2, 3 \dots n, \quad (8)$$

где

$$\Delta \vec{r}^{(i)} = \vec{x}_0^{(i)} + H(\alpha^{(i)}) \left\{ \bar{x}^*(u_\ell^{(i)}) \quad \bar{y}^*(u_\ell^{(i)}) \quad 0 \right\}^T \ell_0^{(i)} - \left( \vec{x}^C + \lambda(\vec{\omega}) \vec{r}_0^{(i)} \right), \quad (9)$$

где  $\vec{x}_0^{(i)}$  – радиус вектор начала  $i$ -ой нити,  $\vec{x}^C$  – новое положение центра тяжести груза,  $\vec{r}_0^{(i)} = \vec{x}_L^{(i)} - \vec{x}_0^C$ , где  $\vec{x}_L^{(i)}$  – координаты конца нити (точек крепления) до приложения нагрузки,  $\vec{x}_0^C$  – начальное положение центра тяжести груза.

### 3. Результаты и обсуждение

Система нелинейных уравнений (7)-(8) решается численно. После её решения можно вычислить все интересующие величины усилий и перемещений. На данном этапе составлена программа расчета в среде MathCAD. Были проведены предварительные расчеты по разработанной методике тестовой задачи из [5]: груз закреплен 10-ю цепями, расчетный случай посадки транспортника на фюзеляж. В зависимости от податливости гибких элементов распределение усилий в них сильно варьируется: от значений чуть меньше, чем по методике [4, 5], до значений в 1.8 раза превышающих разрушающие усилия. Эта проблема требует дополнительных исследований, в том числе с привлечением конечно-элементного моделирования.

#### 4. Выводы

Предложена альтернативная методика расчета усилий в гибких элементах при швартовке грузов. Гибкие элементы моделируются нитями, решается геометрически нелинейная задача. Предлагаемая методика на данный момент находится в стадии верификации получаемых результатов. В итоге планируется создать полноценное приложение на языке Fortran для инженеров-расчетчиков.

#### Библиографический список:

1. Матовников А.Н. Размещение грузов внутри грузовой кабины транспортного самолета / А.Н. Матовников // Новые технологии в авиастроении: Сборник научных трудов. – Ульяновск : УлГТУ, 2002. – С. 96-101
2. Матовников А. Н. Разработка процессов организации производства авиационных перевозок уникальных негабаритных грузов : диссертация кандидата технических наук : 05.02.22 Ульяновск, 2007 201 с.
3. Тимухина Е. Н. Совершенствование методики расчета гибких элементов креплений груза на открытом железнодорожном подвижном составе : диссертация кандидата технических наук : 05.22.08.- Екатеринбург, 2006.- 176 с.
4. Методика расчета усилий в швартовочных связях. 000.00.009.053 МР. – 1976. – 13 с.
5. Самолет АН-26 инструкция по технической эксплуатации. Книга 2. десантно-транспортное, санитарное, бытовое оборудование и вооружение // ЗАО "АНТЦ "ТЕХНОЛОГ", 2001 [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: [http://www.aviadocs.com/RLE/An-26/CD1/ITYE/An\\_26\\_ITYE\\_kn2.pdf](http://www.aviadocs.com/RLE/An-26/CD1/ITYE/An_26_ITYE_kn2.pdf) (дата обращения: 28.03.2016)
6. Туранов, Х. Т. Новая методика определения продольного сдвига при одновременном наличии упругих и упорных элементов крепления груза на вагоне / Х. Т. Туранов // Транспорт: наука, техника, управление. - 2013. - № 6. - С. 3-9
7. Механика деформирования криволинейных стержней. : монография / Н. В. Пустовой , В. Е. Левин. - : Новосибирск, изд. НГТУ, 2008. - 208 с.
8. Красноруцкий Д. А. Расчет параметров растяжимой нити, нагруженной собственным весом / Д. А. Красноруцкий, В. Е. Левин, В. В. Левин // Труды 14 Всероссийской научно-технической конференции «Наука. Промышленность. Оборона», посвященной 100-летию со дня рождения А. И. Покрышкина (24–26 апр. 2013 г.). – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2013. – С. 286-290.

## METHOD FOR CALCULATING TENSILE FORCES IN FLEXIBLE ELEMENTS OF CARGO LASHING

*Kochetov Aleksey Sergeevich; Krasnorutskiy Dmitry Aleksandrovich; Levin Vladimir Evgenevich*

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

*Kochetov A. S.*, e-mail [lexa\\_k\\_93@mail.ru](mailto:lexa_k_93@mail.ru)

*Krasnorutskiy D. A.*, e-mail [krasnorutskiy@corp.nstu.ru](mailto:krasnorutskiy@corp.nstu.ru)

*Levin V. E.*, e-mail [y.levin@corp.nstu.ru](mailto:y.levin@corp.nstu.ru)

*Address for correspondence: Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich*, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel. (953) 888-61-44

### **Abstract**

At this paper the method for computing tensile forces in flexible elements of cargo lashing using the mathematical model of rope (homogeneous chain) is presented. This model has analytical expressions for the coordinate and internal forces. A special way the system of nonlinear equations is obtained to determine the new position and orientation of the cargo under external forces and forces from flexible ropes. After numerical solving the system of nonlinear equations the stresses in all ropes are calculated by analytical formulas.

**Keywords:** Cargo lashing, cargo securing, fixing, flexible elements, rope, chain, strap, geometrically nonlinear problem, program for solving

## ТЕРМОГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ПРЕДЕЛОВ ВЫНОСЛИВОСТИ

*Куриленко Георгий Алексеевич<sup>1</sup>, доктор технических наук, профессор  
кафедры прочности летательных аппаратов; Мазко Тарас Игоревич<sup>1</sup>,  
студент группы МП-301 механико-технологического факультета*

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г.Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.(383)-346-17-77

*Куриленко Г.А., e-mail: [gkurilenko@mail.ru](mailto:gkurilenko@mail.ru)*

*Мазко Т.И., e-mail: [teormech@ngs.ru](mailto:teormech@ngs.ru)*

*Адрес для корреспонденции: Куриленко Георгий Алексеевич, Мазко Тарас  
Игоревич, Новосибирский государственный технический университет, 630073,  
Россия, г.Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.(383)-346-17-77*

**Аннотация.** Традиционные методы определения пределов выносливости, основанные на построении кривой усталости традиционным способом Велера, являются вероятностными и не позволяют определять индивидуальные пределы выносливости. Предлагаемый термографический способ позволяет это сделать. Для этого следует провести поэтапное циклическое нагружение детали с увеличивающейся от этапа к этапу амплитудой напряжения  $\sigma_a$ , на каждой ступени фиксировать изменение за цикл колебаний температуры какой-либо точки на поверхности детали, расположенной по возможности ближе к предполагаемому очагу повреждаемости, построить график  $\Delta S^{(u)} = f(\sigma_a)$ , где  $\Delta S^{(u)}$  – приращение удельной энтропии, и абсциссу излома этого графика принять за предел выносливости испытанной детали. Поскольку время нагружения на каждой ступени – невелико, то практически сохраняется циклический ресурс детали. По сравнению с традиционными способами получается преимущество в точности и трудоемкости.

**Ключевые слова:** температура; энтропия; ступенчатое циклическое нагружение; индивидуальный предел выносливости.

**1. Введение.** Предел выносливости – это важнейшая характеристика циклической (усталостной) прочности материала.

Традиционно предел выносливости определяется классическим методом Велера, согласно которому на специальном стенде испытываются несколько одинаковых образцов, изготовленных из одного материала (у которого и определяется предел выносливости). Каждый образец подвергается циклическому нагружению при одном уровне максимальных амплитудных напряжений  $\sigma_{\max a}$  с доведением до разрушения. При этом фиксируется число циклов  $n$ , которое проработал образец.

По результатам испытаний строится кривая усталости  $\sigma_{\max a} = f(n)$ . Как видно из построенного графика (рис.1), кривая усталости приближается к

некоторой асимптоте на уровне  $\sigma_R$ , где  $R = \frac{\sigma_{\min}}{\sigma_{\max}}$  - коэффициент асимметрии цикла колебаний. Величина  $\sigma_R$  и есть физический предел выносливости материала – это такое максимальное напряжение цикла, при котором образец не разрушается.

У цветных металлов и закаленных сталей нет физического предела выносливости. Для них вводится понятие условного предела выносливости – это такое максимальное напряжение цикла, при котором образец проработает базовое число циклов  $n_0$ . Обычно принимают  $n_0 = 10^7$  циклов или  $n_0 = 10^8$  циклов.

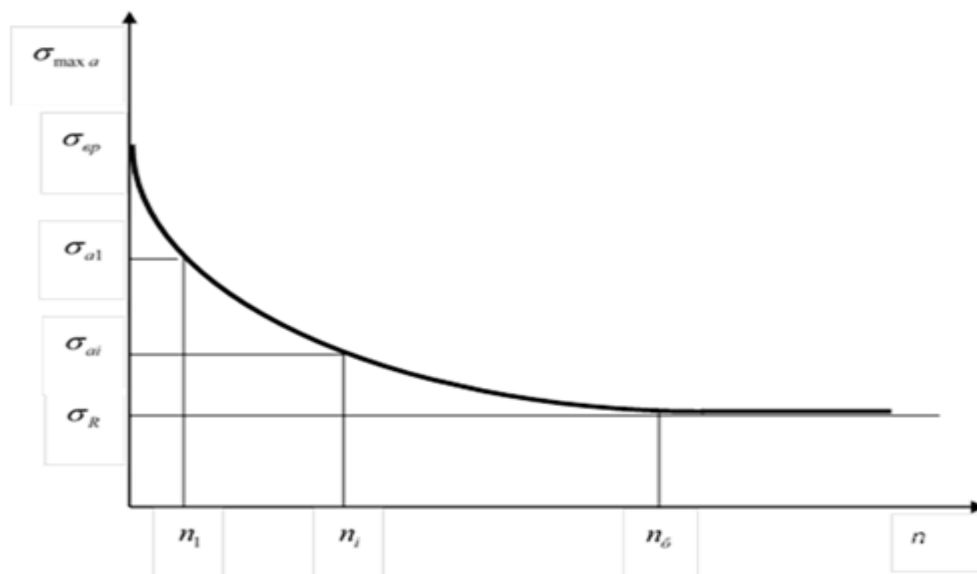


Рис.1. Кривая Велера (кривая усталости).

Но традиционный метод Велера, как это отмечается многими исследователями [1], имеет существенные недостатки. Во-первых, он весьма трудоемок, т.к. время испытания особенно на уровне низких амплитудных напряжений – весьма велико. Кроме того, при испытаниях на усталость наблюдается большой разброс экспериментальных точек, поэтому на каждом уровне  $\sigma_{\max \sigma}$  необходимо получить несколько точек с последующей статистической обработкой результатов, что является трудоемкой операцией. И самое главное, в результате определяется вероятностное значение предела выносливости материала данного технологического уровня его производства.

**2. Методика исследования.** А инженерная практика требует знание индивидуального предела выносливости данной конкретной детали, который, как показывает практика, может существенно отличаться от предела выносливости материала, определенного методом Велера. И что важно, этот индивидуальный предел выносливости детали должен быть определен без ее разрушения с сохранением циклического ресурса.

Разработанный на кафедре прочности летательных аппаратов НГТУ термографический метод позволяет решить эту проблему [2].

Метод основан на физическом проявлении процесса развития усталости. При работе детали на уровне напряжений, не превышающих физический предел выносливости, микротрещины, которые всегда имеются в материале, не

развиваются, и деталь работает неограниченное число циклов. Как только фактические напряжения в детали превысят  $\sigma_R$ , микротрещины начинают развиваться, в их вершине образуется пластическая зона, при этом выделяется тепло, интенсивно повышается температура очага накопления и развития повреждаемости, а поскольку металлы имеют высокую теплопроводность, то эта температура «проявляется» на поверхности детали. И по кинетике этой температуры оказалось возможным прогнозировать индивидуальный предел выносливости детали без ее разрушения. Покажем, как это делается.

Деталь, для которой определяется индивидуальный предел выносливости, испытывается на специальном стенде при различных уровнях амплитудных циклических напряжений  $\sigma_a$ , начиная с напряжений, заведомо меньших предполагаемого предела выносливости, и заканчивая напряжениями превосходящими его. На каждом этапе нагружения ведется наблюдение за температурой на поверхности детали вблизи предполагаемого очага разрушения. Это удобнее всего делать с помощью тепловизора, позволяющего фиксировать температурное поле бесконтактным образом с высокой точностью ( $0,01^\circ\text{C}$  при отключенном механизме сканирования). По результатам эксперимента строятся графики зависимости температуры очага от времени (рис.2). Из этих графиков видно, что в начале нагружения происходит небольшое повышение температуры за счет внутреннего трения материала (1-ый этап), а затем температура или стабилизируется, если уровень напряжений не превышает фактический предел выносливости детали, или продолжает увеличиваться, если напряжения превышают предел выносливости (2-ой этап). Время нагружения на каждом этапе – невелико и определяется необходимостью выхода на начало 2-го этапа нагружения. В общей сложности при испытаниях вырабатывается не более 5% циклического ресурса детали.

Затем на основе полученных кривых подсчитывается приращение удельной энтропии в очаге развития повреждаемости за цикл колебаний по формуле

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

где  $c_v$  - удельная теплоемкость материала,  $T_2$  и  $T_1$  - температуры очага в конце и начале цикла колебаний, определенные в начале 2-ой стадии нагружения.

И наконец, строится график  $\Delta S^{(1u)} = f(\sigma_a)$ , имеющий четкий излом в районе истинного предела выносливости испытанной детали. На рис.3 построены графики для пяти образцов из стали 45 при их изгибных колебаниях.

**3. Результаты и обсуждение.** Получился довольно интересный результат: наиболее полную информацию о пределе выносливости испытанных образцов мы получили по кинетике той части энтропии, произведенной в очаге повреждаемости, которая характеризует сам процесс развития повреждаемости лишь косвенным образом (по рассеянной в очаге тепловой энергии). Это можно объяснить тем обстоятельством, что при макроупругом деформировании определенная часть энергии, рассеянной в материале, не переходит в тепло, а



накапливается в нем в виде скрытой энергии деформации. И эта энергия соизмерима при деформировании образцов до и после предела выносливости. Выделение же тепла резко возрастает при переходе через физический предел выносливости, поскольку при этом существенно усиливается процесс микропластического деформирования. А эту сторону процесса и отражает кинетика  $\Delta S^{(1u)}$ .

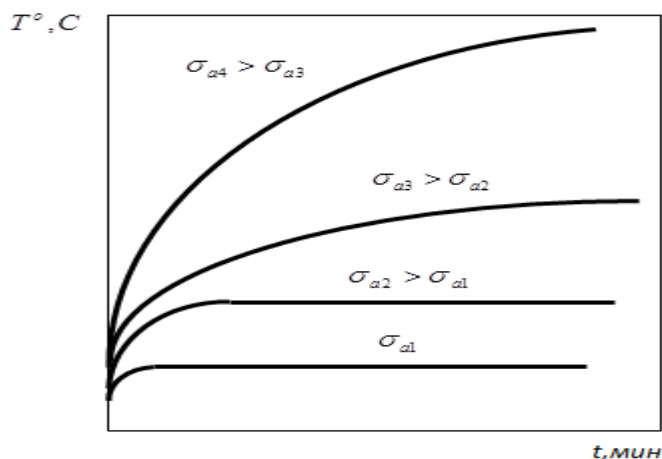
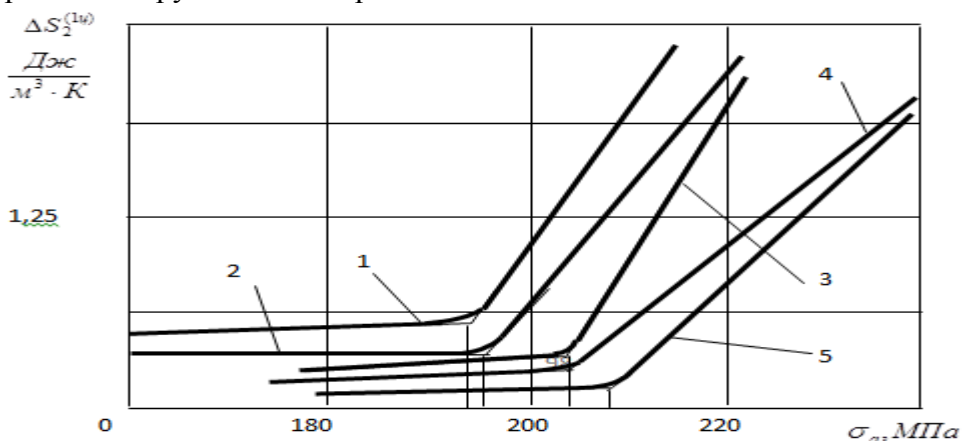


Рис. 2. Графики зависимости изменения температуры очага повреждаемости от времени нагружения и напряжения.



Следует также подчеркнуть, что расчет  $\Delta S^{(1u)}$  производится на основе прямых наблюдений за температурой очага при отключенном механизме сканирования, когда точность фиксации температуры составляет  $0,01^\circ C$ , и нет необходимости использовать какие-либо дополнительные параметры.

Анализ точности показал, что по энтропийной методике погрешность прогнозирования предела выносливости не превышает 1%.

Таким образом, формула (1) дает практическую возможность по изменению температуры очага повреждаемости, которая проявляется на поверхности образца в районе очага вследствие высокой теплопроводности металлов, прогнозировать неразрушающим образом его предел выносливости.

Для этого необходимо провести поэтапное циклическое нагружение образца (детали) с увеличивающейся от этапа к этапу амплитудой напряжения  $\sigma_a$ , на каждой ступени нагружения фиксировать изменение за цикл колебаний

температуры какой-либо точки детали, расположенной по возможности ближе к предполагаемому очагу повреждаемости, построить график  $\Delta S^{(1u)} = f(\sigma_a)$  по формуле (1) и абсциссу излома этого графика принять за индивидуальный предел выносливости испытанного образца.

**4. Выводы.** Следует заметить, что поскольку время нагружения на каждом этапе – незначительно, то практически сохраняется ресурс работоспособности детали, т.е. действительно определяется ее индивидуальный предел выносливости. И что не менее важно, термографический метод позволяет по сравнению с традиционными способами [2,3,4] существенно повысить точность прогнозирования и сократить время испытания.

#### **Библиографический список:**

1. Механика разрушения и прочность материалов. Справочное пособие. Т.4 / под редакцией В.В. Панасюка. Киев: Наукова думка, 1990. 679 с.
2. Куриленко Г.А. Способ определения предела выносливости: а.с. СССР №1499167, МКИ<sup>4</sup> G 01 N 3/32; заявл. 12.12.1985; опубл. 07.08.1989, Бюл. №29. – 6 с.
3. Романов А.Н. Распространение трещин усталости и единая кривая циклической трещиностойкости конструкционных материалов // Проблемы машиностроения и надежности машин. – 2013. - №5. – С. 47 – 57.
4. Hello G., Tahar M.B., Roelandt I.M. Analytical determination of coefficients in crack-tip stress expansions for a finite crack in an infinite plane medium// International Journal of Solid and Structures. – 2012. –V.49. – P. 556-566.

## **DEFINITION OF INDIVIDUAL ENDURANCE LIMITS BY THERMOGRAPH METHOD**

*Kurilenko G.A, Mazko T.I*

*Kurilenko Georgiy Alekseevich<sup>1</sup>, doctor of technical sciences, Professor of Department strength of aircrafts, e-mail: [gkurilenko@mail.ru](mailto:gkurilenko@mail.ru);*

*Mazko Taras Igorevich<sup>1</sup>, student mechanic-technological faculty, gr.MP-301, e-mail: [teormech@ngs.ru](mailto:teormech@ngs.ru);*

<sup>1</sup>Novosibirsk state technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, 20 K. Marksa st.

**Abstract.** The trained thermograph method prediction of individual endurance limit is based on information received through the kinetics of passive thermal fields forming on the surface of the testing detail. Cyclic loading with increasing amplitude of stress  $\sigma_a$  step by step applies to testing detail. Loading time of each step is relatively small. After the beginning of loading the temperature  $T$  on the surface near supposing domain of damaging is fixed in each step during the same period of time. Then the increment of entropy, produced for one cycle of oscillation in the domain of damage  $\Delta S^{(1c)}$ , calculated through the changing  $T$ . It turns out that  $\Delta S^{(1c)} - \sigma_a$  curves has sharp bends near a certain threshold stress. It coincides with modern ideas of the

genesis and accumulation process of the fatigue damaging, supposing that this process has a great acceleration when stress  $\sigma_a$  is in superior endurance limit  $\sigma_R$ . That is why this  $\sigma_a$  may be set to  $\sigma_R$ . The thermograph method increases the accuracy and cuts down the time in comparison with traditional approaches.

**Key words:** temperature; entropy; step by step cyclic loading; individual endurance limit

УДК 681.583.3: 62-522

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СТЕНДА ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

*Лапердин Александр Игоревич<sup>1</sup>, аспирант, инженер-программист; Юркевич Валерий Дмитриевич<sup>2</sup>, д.т.н., профессор*

<sup>1</sup>Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. (383)279-01-56

<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-11-19

*Лапердин А. И.*, e-mail: lp.un1t@mail.ru

*Юркевич В. Д.*, e-mail: yurkev@mail.ru

*Адрес для корреспонденции: Лапердин Александр Игоревич, <sup>1</sup>Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, 630051, Россия, г. Новосибирск, ул. Ползунова, 21, тел. (383)279-01-56*

Проведение прочностных испытаний необходимо для оценки надёжности и ресурса летательных аппаратов. С этой целью разрабатываются стенды испытаний натуральных образцов авиационной техники, которые могут включать десятки каналов нагружения, осуществляющих реализацию заданных программ. Одной из актуальных проблем является требование увеличения точности реализации нагрузки в процессе испытаний. Рассматриваемая в статье задача связана с проблемой разработки программных средств автоматизации процесса проведения прочностных испытаний. Построение математической модели канала нагружения необходимо для правильного выбора структуры и параметров алгоритмов управления нагружением, что в конечном итоге позволит увеличить точность реализации заданной программы. В частности, в данной работе ставится и решается задача проведения предварительных экспериментальных исследований динамических свойств канала нагружения реализованного на базе одноканального экспериментального стенда. В работе анализируется структура и основные элементы канала нагружения. Представлена методика и результаты проведения экспериментальных

исследований характеристик канала нагружения. Рассмотрена упрощенная математическая модель канала нагружения в виде интегратора с звеном транспортного запаздывания. На основе проведенных экспериментов получены оценки параметров математической модели, которые будут использованы в дальнейшем при решении задачи синтеза регуляторов для управления каналом нагружения при проведении прочностных испытаний авиационной техники.

**Ключевые слова:** авиационные конструкции, испытания на прочность, испытательный стенд, эксперимент, статические испытания, система управления, сервопривод, математическая модель

## ОПИСАНИЕ СТЕНДА

Общий вид стенда для прочностных испытаний представлен на Рис. 1. Обобщенная функциональная схема стенда представлена на Рис. 2, которая включает в себя гидропривод, механически связанный с имитатором нагрузки, где величина формируемой силы измеряется динамометром, выходной сигнал которого  $y(t)$ , поступает в контроллер. В контроллере реализован алгоритм управления и формируется управляющее воздействие  $u(t)$ , поступающее на агрегат управления гидроприводом. Агрегат управления осуществляет управление золотником, который регулирует подачу масла высокого давления в гидроцилиндр.



Рис.1. Одноканальный испытательный стенд

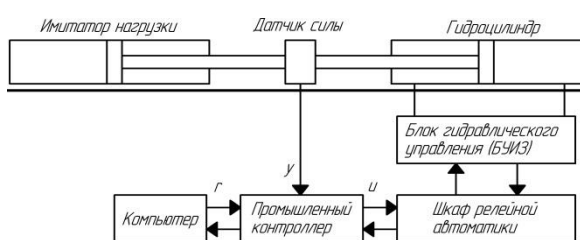


Рис.2. Функциональная схема испытательного стенда

## ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ СТЕНДА БЕЗ ОБРАТНОЙ СВЯЗИ

Гидропривод содержит гидроцилиндр и агрегат управления. Динамические характеристики гидропривода зависят от конструктивного исполнения гидроцилиндра и золотникового распределителя [1]. Необходимая степень детализации при рассмотрении динамических характеристик гидропривода существенным образом зависит от требований, предъявляемых к быстродействию и точности системы управления гидроприводом. С целью оценки вида математической модели гидропривода стенда, были проведены испытания гидропривода при разомкнутой обратной связи, где управляющее воздействие формировалось в виде ступенчатого сигнала как это показано на Рис. 3. Цифроаналоговый преобразователь контроллера формирует сигнал в диапазоне от  $-10\text{В}$  до  $+10\text{В}$ , где  $10\text{В}$  принимается за  $100\%$ , соответственно на Рис. 3 шкала управляющего воздействия представлена в  $\%$ .

Выходным сигналом испытательного стенда является развиваемая гидроцилиндром сила  $y(t)$ , которая измеряется динамометром. Выходной сигнал динамометра градуирован в единицах измерения – кгс. Диапазон развиваемых усилий на данном стенде находится в пределах от  $-10^4$  кгс до  $+10^4$  кгс.

На Рис. 3 приведены графики результатов эксперимента на стенде при разомкнутой обратной связи, полученные при управляющем воздействии в форме меандра с амплитудой сигнала  $\pm 5\%$  от 10 В. На Рис. 4. представлена часть графиков, которая выделена из Рис. 3.

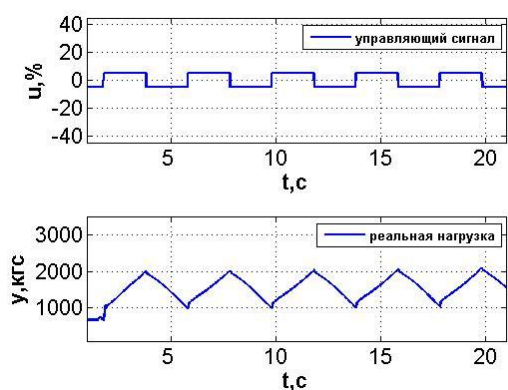


Рис. 3. Результаты эксперимента на стенде при разомкнутой обратной связи при амплитуде управляющего сигнала  $\pm 5\%$  от 10 В.

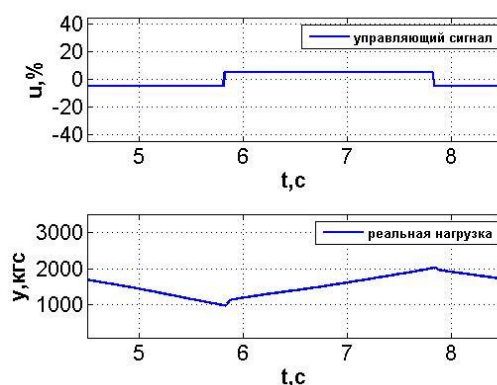


Рис. 4. Результаты эксперимента на стенде при разомкнутой обратной связи при амплитуде управляющего сигнала  $\pm 5\%$  от 10 В., на интервале 4.5 до 8.5 с.

Из результатов эксперимента при разомкнутой обратной связи (Рис. 3-4), следует, что реакция выхода стенда на ступенчатое входное воздействие имеет вид пилообразного сигнала, который соответствует реакции выхода интегрирующего звена, где коэффициент усиления звена можно оценить по углу наклона пилообразного сигнала. В тоже время более детальное рассмотрение реакции выхода  $y(t)$ , показывает, что имеют место как нелинейности, так и дополнительные инерционности в динамических характеристиках гидропривода. Принимая во внимание относительную малость скорости формируемых процессов силового нагружения конструкций, рассмотрим гипотезу, что упрощенная математическая модель гидропривода имеет вид интегратора с коэффициентом усиления  $g$ , последовательно включенный со звеном запаздывания:

$$\dot{y}(t) = g u(t - \tau), \quad (1)$$

где  $\tau$  - время запаздывания.

Предположим, что изменение угла наклона для графика  $y(t)$  при постоянной величине входного сигнала  $u(t)$  обусловлено изменением

величины коэффициента усиления  $g$ . Используя графики на Рис. 4, получим оценку для величины коэффициента  $g$  на основе следующего соотношения:

$$g = \frac{y(t = t_2) - y(t = t_1) - \Delta \cdot (t_2 - t_1)}{u_0 \cdot (t_2 - t_1)}. \quad (2)$$

Например, принимаем,  $t_2 = 7,5$  с.,  $t_1 = 6$  с. Здесь  $\Delta$  есть величина постоянного тренда выходного сигнала на Рис. 3,  $u_0 = 5\%$ .

Из графиков на Рис. 4 видно, что величина оценки для  $g$  по соотношению (2) существенным образом зависит от выбранных значений  $t_2$  и  $t_1$ . В частности, на графике для  $y(t)$  можно выделить 4-е участка: основной участок «подъем вверх», основной участок «спуск вниз», переходной участок «подъем вверх», переходной участок «спуск вниз». Для каждого из 4-х участков были найдены оценки  $g$  по соотношению (2) на основе результатов экспериментов на Рис. 3-4. С целью выявления влияния условий эксперимента, а именно, влияния величины  $u_0$  на получаемую оценку для коэффициента  $g$  были проведены дополнительные эксперименты при  $u_0 = 10\%$ ,  $u_0 = 15\%$  и  $u_0 = 20\%$ .

На основе результатов экспериментов и соотношения (2) получены зависимости для оценок величины коэффициента  $g$ , которые представлены на Рис. 5 и Рис. 6. Из полученных зависимостей можно сделать вывод, что величина коэффициента  $g$  на переходном участке (Рис. 6) существенно больше, чем на основном участке (Рис. 5). При этом влияние переходного участка уменьшается с увеличением амплитуды ступенчатого воздействия  $u_0$ .

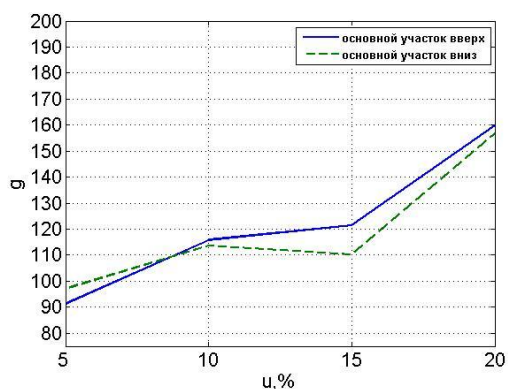


Рис. 5. Величины оценок для  $g$  на основном участке по соотношению (2) для различных величин  $u_0$

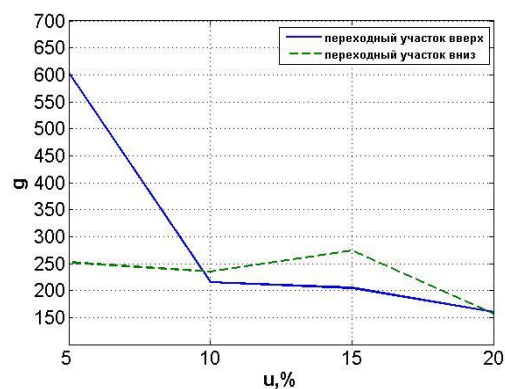


Рис. 6. Величины оценок для  $g$  на переходном участке по соотношению (2) для различных величин  $u_0$

## ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Результаты экспериментальных исследований на стенде показали, что обсуждаемая методика выбора параметров ПИ-регулятора для стенда системы силовонагружения, позволяет получить удовлетворительные результаты в

соответствии с заданными требованиями на точность и показатели качества переходных процессов в системе регулирования.

В тоже время из результатов моделирования следует, что при изменении направления движения штока гидроцилиндра происходит возбуждение высокочастотных колебаний, которые могут быть обусловлены нелинейностью характеристик гидропривода, влиянием неучтённой динамики гидропривода, а также малыми запаздываниями в гидросистеме. Неучтённая динамика в системе управления накладывает ограничения на предел достижимой точности регулирования. Требуется проведение дополнительных исследований влияния неучтённой динамики на свойства системы силонагружения. Также в дальнейшем предполагается проведение дополнительных исследований и сравнительный анализ свойств систем управления для различных структур алгоритмов управления с целью достижения наилучших технических показателей системы силонагружения.

### **Библиографический список:**

1. Гидропривод лаборатории статических и ресурсных испытаний натуральных авиационных конструкций/ Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В., Фадеев А.М., Медведева И.Н. // Авиационная промышленность. 2008. № 2. С. 53-56.
2. Синтез регулятора для стенда прочностных испытаний на основе метода разделения движений./ Лапердин А.И., Юркевич В.Д. // Актуальные проблемы электронного приборостроения (АПЭП–2014): Труды 12 междунар. конф., Новосибирск, 2–4 окт. 2014 г. – Новосибирск: Издательство СО СО РАН, 2014. С. 10-13.
3. Определение оптимальных параметров системы управления нагружением при ресурсных испытаниях летательных аппаратов с использованием математической модели./ Белоусов А.И., Расторгуев Г.И., Федотова О.Р. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.М. Спердина. 2014. № 1. С. 10-13.
4. Adaptive output feedback control of nonlinear SISO systems via singular perturbation technique./ Yurkevich V.D. // Proc. of the 48th IEEE Conf. on Decision and Control, Shanghai, P.R. China, December 16-18, 2009, pp.3495- 3500.

# EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE DYNAMIC PROPERTIES OF THE STAND FOR STRENGTH TESTS OF AIRCRAFT STRUCTURES

*Laperdin Aleksandr Igorevich*<sup>1</sup>, *post-graduate student; software engineer*

*Yurkevich Valery Dmitrievich*<sup>2</sup>, *D.sc, professor*

<sup>1</sup> Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin, 21 Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russian Federation, ph. (383)279-01-56

<sup>2</sup> Novosibirsk state technical university, 20 prospect Karla Marksa, Novosibirsk, 630073, Russian Federation, ph. (383)346-11-19

*Laperdin A. I.*, e-mail: lp.un1t@mail.ru

*Yurkevich V. D.*, e-mail: yurkev@mail.ru

The address for correspondence: *Laperdin Aleksandr Igorevich*, Siberian Aeronautical Research Institute named after S. A. Chaplygin, 21 Polzunov Street, Novosibirsk, 630051, Russian Federation, ph. (383)279-01-56

Strength tests carrying out are necessary for increase of aircraft reliability, development and justification of recommendations about a service life in the aeronautical equipment. For the purpose of fatigue tests carrying out special tests stands are developed. Such stands include tens of hydraulic actuators exercising the coordinated control of the mode of power loading for avionic structures. Need of process acceleration of strength tests carrying out and increase reliability of estimates for a service life of avionic structures lead to high requirements of the implementation accuracy of construction power loading cyclograms. The considered task is connected with a problem of the development of hardware and software for automation of strength tests carrying out process in the aeronautical equipment. Creation of stand mathematical model that is adequate to tests process is necessary for a right choice of structure and parameters of a control algorithm of the stand that finally allows to provide increase of implementation accuracy of power loading cyclograms. In particular, in this work the problem of preliminary experimental studies carrying out of dynamic properties of specially developed single-channel stand for strength tests is set and solved. The description of the electrohydraulic drive stand is provided in work. The description of techniques of stand characteristics experimental studies carrying out and the received test results is submitted. The simplified mathematical model of the stand in the form of the integrator with transport delay in a control path is considered. Estimates for parameters of mathematical model are received based on tests. Such parameters can be used further for solution of a problem of controller design.

**Keywords:** aircraft design, strength testing, test stand, experimental results, fatigue properties, control system, servo drive, mathematical model



## РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ДИСКОВ С ОТВЕРСТИЯМИ ПРИ СОВМЕСТНОМ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МЕТОДА ГРАНИЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И НЕЛОКАЛЬНЫХ КРИТЕРИЕВ РАЗРУШЕНИЯ

*Леган Михаил Антонович<sup>1,2</sup> доктор техн. наук, Блинов Валерий  
Александрович, аспирант<sup>1</sup>*

<sup>1</sup> Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Лаврентьева, 15, тел. (383)333-27-50

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (383)346-31-21

*Блинов В.А.*, email [blin89-08@mail.ru](mailto:blin89-08@mail.ru)

*Леган М. А.*, email [legan@ngs.ru](mailto:legan@ngs.ru)

*Адрес для корреспонденции: Блинов Валерий Александрович*, Институт  
гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15, тел. (913)480-61-21

Составлен алгоритм совместного использования метода граничных элементов (метода фиктивных нагрузок) и градиентного критерия разрушения для расчетов на прочность плоских элементов конструкций. Проведено сравнение результатов расчетов предельной нагрузки, полученных численно и аналитически, по критерию максимальных напряжений, градиентному и интегральному критериям, как между собой, так и с экспериментальными данными по разрушению образцов из эбонита. Приведены результаты экспериментов по хрупкому разрушению эбонитовых дисков с отверстием. Показано, что нелокальные критерии дают более близкие к экспериментальным значения предельных нагрузок, чем локальный критерий.

**Ключевые слова:** хрупкое разрушение, концентрация напряжений, нелокальные критерии разрушения, экспериментальные данные.

**Введение.** При использовании классических локальных критериев разрушения обычно предполагается, что разрушение начинается при достижении максимальным эквивалентным напряжением предельного значения хотя бы в одной точке тела. Однако в условиях неоднородного напряженного состояния локальные критерии дают заниженные оценки предельных нагрузок по сравнению с экспериментальными данными. В этом случае целесообразно применять нелокальные критерии разрушения, которые дают более близкие к реальным оценки предельных нагрузок.

**Градиентный критерий разрушения.** В градиентном критерии для определения начала разрушения с пределом прочности материала  $\sigma_b$ , сравнивается не максимальное, а эффективное напряжение  $\sigma_e$ . Эффективное напряжение пропорционально максимальному растягивающему напряжению  $\sigma_1$  в рассматриваемой точке тела, принятому в качестве эквивалентного. Кроме того,  $\sigma_e$  зависит от локальной неравномерности поля напряжений в окрестности

рассматриваемой точки и представительного размера неоднородности материала. Локальная неравномерность распределения напряжений характеризуется относительным градиентом  $g_\nu = |\text{grad } \sigma_\nu|/\sigma_\nu$  положительного нормального напряжения  $\sigma_\nu$ , действующего на плоскости, включающей площадку первого главного напряжения в рассматриваемой точке тела, где плоскость и площадка имеют общую нормаль  $\nu$ . Вычисление величины  $|\text{grad } \sigma_\nu|$  в некоторых задачах проще, чем величины  $|\text{grad } \sigma_1|$ , использовавшейся ранее [1 – 3].

Относительный градиент находится с использованием решения соответствующей задачи теории упругости. Выражение для эффективного напряжения записывается в виде

$$\sigma_e = \sigma_1 / \left(1 - \beta + \sqrt{\beta^2 + L_1 g_\nu}\right), \quad (1)$$

где  $\beta$  – неотрицательный безразмерный параметр ( $\beta \geq 0$ ), который можно рассматривать как параметр аппроксимации;

$L_1$  – параметр, имеющий размерность длины и характеризующий неоднородность материала.

Параметр  $L_1$  находится в [1] из условия согласования градиентного критерия с линейной механикой разрушения и выражается через известные характеристики материала – предел прочности  $\sigma_B$  и критический коэффициент интенсивности напряжения  $K_{Ic}$  – по формуле

$$L_1 = (2/\pi) K_{Ic}^2 / \sigma_B^2 \quad (2)$$

Значение параметра аппроксимации может быть определено для конкретного материала при удовлетворительном описании экспериментальных данных по разрушению образцов с конкретным концентратором напряжений, однако в дальнейшем оно может быть использовано для элементов конструкций с другими концентраторами напряжений.

Будем считать, что разрушение в окрестности рассматриваемой точки начинается при достижении эффективным напряжением  $\sigma_e$  предела прочности материала и первоначально распространяется по площадке действия максимального растягивающего напряжения. Дальнейшее направление разрушения может отличаться от первоначального.

**Интегральный критерий Нейбера-Новожилова.** При неоднородном напряженном состоянии разрушение в хрупком теле начинается тогда, когда в рассматриваемой точке предела прочности материала  $\sigma_B$  достигает не максимальное, а среднее нормальное напряжение  $\sigma_\nu$  на площадке, имеющей фиксированный наименьший размер  $L_*$  и включающей рассматриваемую точку. При постоянном напряжении вдоль наибольшего размера площадки интегральный критерий можно записать в виде

$$\langle \sigma_\nu \rangle = \frac{1}{L_*} \int_0^{L_*} \sigma_\nu dl = \sigma_B \quad (3)$$

где размер площадки осреднения  $L_*$  находится из формулы

$$L_* = (2/\pi) K_{Ic}^2 / \sigma_B^2 \quad , \quad (4)$$

**Численный алгоритм.** На основе градиентного критерия и метода граничных элементов (в варианте метода фиктивных нагрузок) был разработан численный алгоритм для расчета на прочность. При этом характерная особенность построения алгоритма состоит в том, что в ходе расчетов необходимо определять не только компоненты напряженного состояния, но и их производные по пространственным координатам.

При использовании метода граничных элементов возникает проблема в расчетах, связанная с тем, что напряжения для внутренних точек с удовлетворительной точностью могут быть найдены при условии, что эти точки удалены от контура на расстояние большее длины одного элемента [4]. В связи с этим необходимо было разработать алгоритм, позволяющий с высокой точностью вычислять напряжения в точках тела, находящихся вблизи границы.

Численный алгоритм для определения напряжений вблизи границы тела включает в себя два этапа. На первом этапе находим напряжения  $\sigma_v^i = \sigma_1^i$  в средних точках граничных элементов и производные по касательной к контуру  $\partial\sigma_v^i/\partial s$  в этих точках. На втором этапе в теле на малом расстоянии  $|\Delta_n|$  от граничных элементов основного контура проводим некоторым образом новую гранично-элементную ломаную линию, образующую вспомогательный контур. Используя уравнения равновесия бесконечно малого элемента на контуре тела, определяем приближенно граничные условия для вспомогательного контура, через найденные ранее значения напряжений  $\sigma_v^i$  на основном контуре и производных  $\partial\sigma_v^i/\partial s$ . Применяя метод граничных элементов к задаче с заданными граничными условиями на вспомогательном контуре и вычисляя напряжения в центре каждого граничного элемента этого контура, мы фактически находим напряжения для интересующих нас внутренних точек исходной задачи, но уже с более высокой степенью точности.

Подставляя вычисленные значения  $\sigma_1$  и  $g_v$  для каждой из средних точек граничных элементов в выражение (1) для  $\sigma_e$  и определяя точку, где эффективное напряжение максимально, найдем место начала разрушения.

**Экспериментальные данные и численный анализ.** Эксперименты проводились на модельном материале – эбоните. Из прутка эбонита диаметром 61 мм были изготовлены образцы в виде дисков диаметром 56 мм и толщиной 20 мм, а также стандартные цилиндрические образцы в головками для захватов и рабочей частью диаметром 8 мм и длиной 35 мм для испытаний на растяжение. Ось вращения дисковых образцов совпадала с осью прутка. При испытании дисковых образцов на разрушение путем сжатия по диаметру между стальными плитами (бразильским методом) разрыв происходил по плоскости, проходящей через ось прутка, а при растяжении цилиндрических образцов – по сечению, параллельному этой плоскости.

Испытания четырех стандартных цилиндрических образцов на одноосное растяжение вдоль диаметра прутка дали среднее значение предела прочности  $\sigma_B = 27,57$  МПа (стандартное отклонение 3,76 МПа). По результатам

испытаний трех дисковых образцов с центральным симметричным разрезом путем сжатия их по диаметру вдоль линии разреза был получен критический коэффициент интенсивности напряжений  $K_{Ic} = 1,119 \text{ МПа м}^{1/2}$  (стандартное отклонение  $0,086 \text{ МПа м}^{1/2}$ ). Значение  $K_{Ic}$  было получено с помощью формулы [5]  $K_{Ic} = \frac{1,01227F_*}{t\sqrt{\pi R}} Y(\lambda) \sqrt{\lambda/1 - \lambda}$ , где  $F_*$  – предельная сила,  $\lambda$  – отношение полудлины разреза к радиусу диска,  $Y(\lambda) = 1 - 0,60387\lambda + 1,67239\lambda^2 - 1,16988\lambda^3$ . По полученным характеристикам эбонита найдено значение параметра  $L_1 = 1,049$  мм. Из того же прутка были изготовлены диски с центральными круглыми отверстиями, которые имели диаметр 1,4; 2 и 3 мм, что много меньше диаметра диска 56 мм. Разрушение этих дисков осуществлялось путем сжатия их по диаметру между стальными плитами. Усилия сжатия моделировались сосредоточенными силами  $F$ . Максимальное напряжение достигается в точках пересечения контура отверстия с линией действия сил.

Численный анализ был проведен с помощью программы расчета методом граничных элементов (в варианте фиктивных нагрузок) на языке Fortran, взятой из [4] и модифицированной для расчета по градиентному критерию. Контур диска был разбит на 360 элементов, так же как контур отверстия. Количество внутренних точек на стороне площадки осреднения длиной  $L_*$  было равно 50.

В таблицах 1,2 приведено сравнение численного ( $F_{max}^ч$ ) и аналитического ( $F_{max}^a$ ) расчета предельной нагрузки по градиентному и интегральному критериям со средним экспериментальным значением  $\langle F_{max}^э \rangle$ . На рисунке представлены зависимости предельных нагрузок от диаметра отверстия

Таблица 1

Результаты расчетов по Градиентному критерию

Диаметр отверстия, мм	$\langle F_{max}^э \rangle$ , Н	$F_{max}^ч$ , Н	$F_{max}^a$ , Н	$F_{max}^ч / F_{max}^a$
1,4	25792	26973	27019	-0,18%
2	23577	23974	23926	0,2%
3	22205	20694	21018	-1,5%

Таблица 2

Результаты расчетов по Интегральному критерию

Диаметр отверстия, мм	$\langle F_{max}^э \rangle$ , Н	$F_{max}^ч$ , Н	$F_{max}^a$ , Н	$F_{max}^ч / F_{max}^a$
1,4	25792	26964	26235	2,7%
2	23577	22386	22077	1,4%
3	22205	18690	18040	3,6%

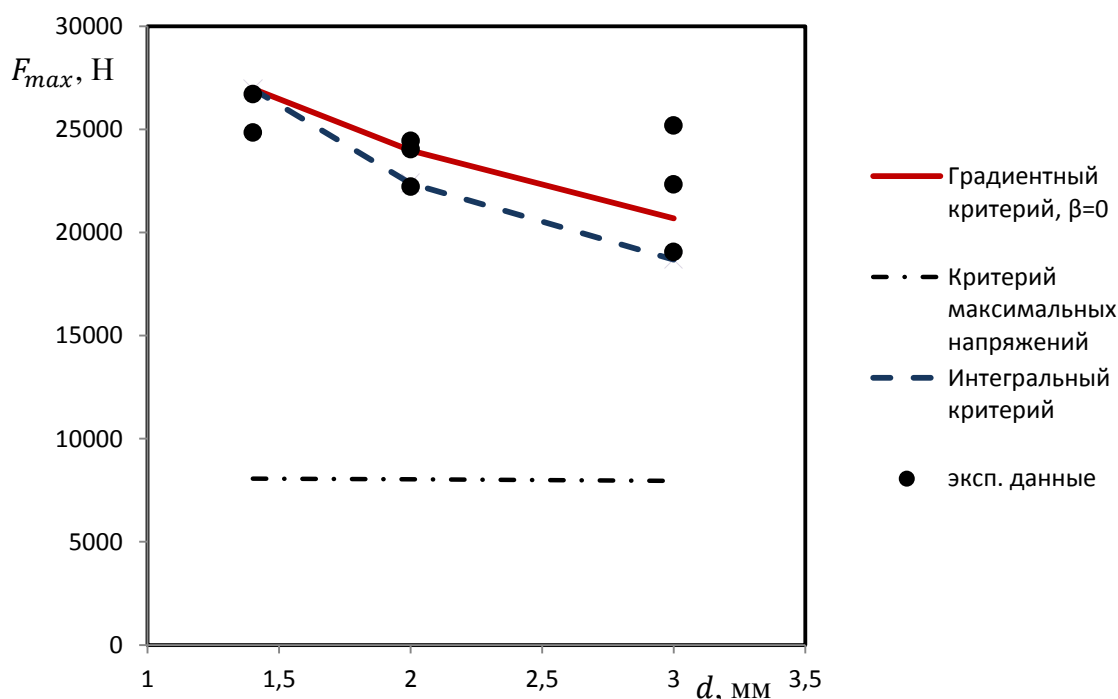


Рис. Зависимости предельных нагрузок от диаметра отверстия.

**Заключение.** Классический критерий максимальных напряжений дает существенно заниженную оценку разрушающей силы по сравнению с экспериментальными данными, в то время как, значение предельной нагрузки по градиентному критерию наиболее близко к значению, полученному экспериментальным путем. Применение нелокальных критериев разрушения при проектировании конструкций позволит снизить материалоемкость и вес конструкций.

#### Библиографический список:

1. Леган М. А. О взаимосвязи градиентных критериев локальной прочности в зоне концентрации напряжений с линейной механикой разрушения// ПМТФ. 1993. Т 34, №4. С.146-154
2. Леган М. А. Определение разрушающей нагрузки, места и направления разрыва с помощью градиентного подхода// ПМТФ. 1994. Т.35, №5. С.117-124
3. Шеремет А. С., Леган М. А. Применение градиентного критерия прочности и метода граничных элементов к плоской задаче о концентрации напряжений// ПМТФ. 1999. Т 40, №4. С.214-221
4. Крауч С., Старфилд А. Методы граничных элементов в механике твердого тела. М.: Мир, 1987
5. Новиков Н.В., Майстренко А.Л. Трещиностойкость кристаллических и композиционных сверхтвердых материалов // ФХММ. 1983. Т. 19, № 5. С. 46–51.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке проекта РФФИ №15-01-07631 и №16-08-00713

# STRENGTH CALCULATIONS OF PERFORATED DISC WITH COMBINED USE OF THE BOUNDARY ELEMENT METHOD AND NON LOCAL FRACTURE CRITERIA

*Legan Mikhail Antonovich<sup>1,2</sup> professor, D.Sc. (Engineering), Blinov Valeriy  
Aleksandrovich<sup>1</sup>, postgraduate student.*

<sup>1</sup> Lavrentyev Institute of Hydrodynamics of the Siberian Branch of the Russian  
Academy of Sciences, 630090, Russia, s. Novosibirsk, pr. Academic Lavrentyev, 15

<sup>2</sup> Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, s. Novosibirsk,  
pr. K. Marks, 20.

*Legan M.A.*, email [legan@ngs.ru](mailto:legan@ngs.ru)

*Blinov V.A.*, email [blin89-08@mail.ru](mailto:blin89-08@mail.ru)

## **Abstract**

Numerical algorithm for the strength of plane construction elements is constructed using the gradient fracture criterion and the boundary element method (the fictitious stress method). Calculation results obtained using the criterion of maximum stress, gradient fracture criterion, integral fracture criterion by Neuber-Novozhilov are compared both among themselves and with the experimental data. Results of brittle fracture experiments on hard rubber disc with a hole are presented. It is shown that values of limit loads provided by nonlocal criteria are closer to the experimental values than given by local criterion.

**Keywords:** brittle fracture, stress concentration, non-local fracture criteria, experimental data.

## ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ НАГРУЖЕНИЯ В БЕТОННЫХ АРКАХ

*Немировский Юрий Владимирович*<sup>12</sup>, профессор;

*Моховнев Дмитрий Владимирович*<sup>1</sup>, доцент;

*Стасюк Наталья Павловна*<sup>1</sup>, магистрант

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

<sup>2</sup> Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христановича Сибирского отделения РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1

*Немировский Ю. В.*, e-mail [nemirov@itam.nsc.ru](mailto:nemirov@itam.nsc.ru)

*Моховнев Д. В.*, e-mail [mohovnov@yandex.ru](mailto:mohovnov@yandex.ru)

*Стасюк Н. П.*, e-mail [index632912@gmail.com](mailto:index632912@gmail.com)

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

**Аннотация.** Рассмотрена полукруговая бетонная арка, нагруженная равномерно распределенной вертикальной нагрузкой. Концы арки шарнирно оперты. Путем добавления дополнительной нагрузки к концам арки предлагается улучшить ее прочностные свойства: уменьшить растягивающие деформации, за счет которых, как правило, происходит разрушение в бетонных и железобетонных конструкциях. В работе учитывалась физическая нелинейность бетона: зависимость между напряжениями и деформациями аппроксимировалась полиномом третьей степени. По результатам исследования было сделано предположение, что оптимальная дополнительная нагрузка, обеспечивающая наилучшие показатели прочности, не зависят от закона деформирования материала  $\sigma$ - $\varepsilon$ . Более того, для симметричных сечений она одинакова.

**Ключевые слова.** Бетон; железобетон; арка; криволинейные стержни; нелинейный закон деформирования; прочность.

**Введение.** Известно, что бетон значительно лучше работает на сжатие, чем на растяжение [1, 2]. Поэтому повышение прочности бетонных и железобетонных конструкций связано с подбором параметров, понижающих растягивающие деформации, как правило, за счет увеличения сжимающих деформаций. Наиболее эффективно эта задача решается путем выбора формы оси арки и распределением внешней нагрузки. Однако не всегда есть возможность отступить от заданной формы оси и приложить дополнительную нагрузку в нужных точках арки. На практике достаточно просто нагрузить концы арки. Другой особенностью бетона является его физическая нелинейность: напряжения и деформации связаны нелинейной зависимостью с самого начала нагружения [1, 2, 3, 4]. В большинстве методик проектирования

бетонных и железобетонных изделий эта зависимость считается линейной и неточность расчета компенсируется завышенными коэффициентами запаса прочности. Цель данной работы – повысить прочность бетонной арки за счет дополнительной нагрузки: горизонтальных сил и моментов, приложенных к ее концам.

**Постановка задачи.** Рассмотрим полукруговую шарнирно закрепленную на концах арку, правый шарнир которой подвижен. Арка находится под действием вертикальной равномерно распределенной нагрузки, интенсивности  $q$  (Рис. 1). Запишем внутренние силовые факторы для такой арки:

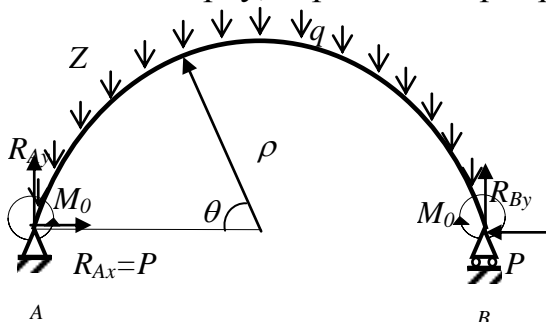


Рис. 1. Расчетная схема.

$$N(\theta) = -R_{AY} \cos \theta - P \sin \theta - q\rho\theta \cos \theta$$

$$M(\theta) = M^0 - R_{AY}\rho(1 - \cos \theta) + P \cdot \rho \sin \theta + q\rho^2(-\theta \cos \theta + \sin \theta) \quad (1)$$

Так как арка статически определимая, то реакции однозначно определяются из уравнения равновесия:

$$R_{BY} = R_{AY} = \frac{1}{2} q\rho\pi; \quad R_{AX} = P$$

Внешнюю дополнительную нагрузку  $P$  и  $M^0$  выражаем через параметры нагружения  $\alpha$  и  $\beta$ :

$$P = \alpha q\rho; \quad M^0 = \beta q\rho^2 \quad (2)$$

Требуется подобрать коэффициенты  $\alpha, \beta$  из условия минимальных растягивающих деформаций. Перепишем (1) с учетом (2) в виде (3):

$$N(\theta) = q\rho \left[ \left( \theta - \frac{\pi}{2} \right) \cos \theta - \alpha \sin \theta \right]$$

$$M(\theta) = q\rho^2 \left[ \beta - \frac{\pi}{2} + \left( \frac{\pi}{2} - \theta \right) \cos \theta + (\alpha + 1) \sin \theta \right] \quad (3)$$

Будем считать, что высота сечения много меньше радиуса кривизны, и, принимая гипотезу плоских сечений, запишем деформацию в произвольной точке сечения через деформацию и изменение кривизны оси (4):

$$\varepsilon = \varepsilon_0 + z \cdot \chi \quad (4)$$

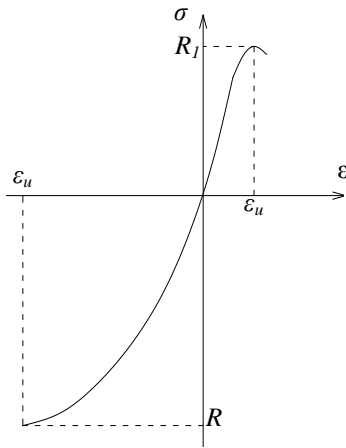
где  $\varepsilon_0, \chi$  – деформация и изменение кривизны оси арки. В общем случае осевое усилие и момент можно выразить через напряжение:

$$N = \int_F \sigma dF \quad M = \int_F z \sigma dF \quad (5)$$

где  $\sigma$  – напряжения в бетоне,  $F$  – площади бетона в сечении.

Рассмотрим диаграмму деформирования бетона (Рис. 2). В силу того, что зона "растяжение" для бетона будет значительно меньше зоны "сжатие" диаграмму напряжений можно с достаточной точностью аппроксимировать полиномом третьей степени:





$$\sigma = A\varepsilon + B\varepsilon^2 + C\varepsilon^3 \quad (6)$$

Подставив в зависимость (6) выражение, для деформации (1) получим:

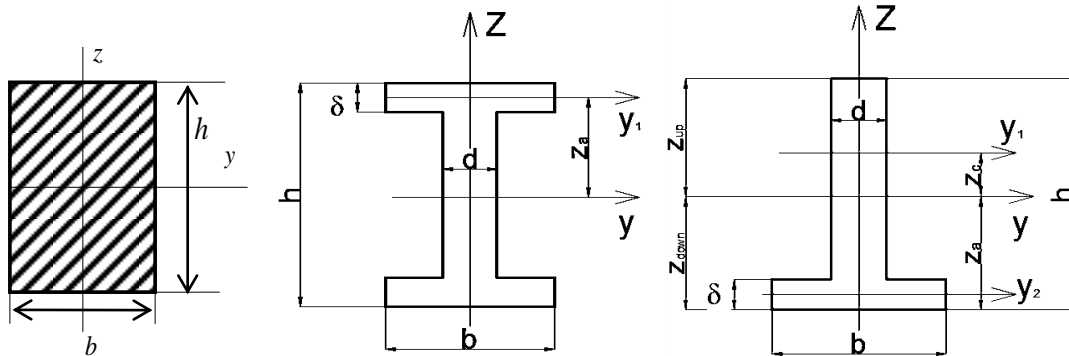
$$\sigma = A(\varepsilon_0 + z\chi) + B(\varepsilon_0 + z\chi)^2 + C(\varepsilon_0 + z\chi)^3 \quad (7)$$

Подставляя формулу (7) в выражение (5), вычислив интегралы по площади сечения, выражаем осевое усилие и изгибающий момент через деформацию, и изменение кривизны оси [3]:

**Рис. 2. Диаграмма деформирования бетона**

$$\begin{aligned} N &= AF\varepsilon_0 + AS\chi + BF\varepsilon_0^2 + 2BS\varepsilon_0\chi + BJ\chi^2 + \\ &+ CF\varepsilon_0^3 + 3CS\varepsilon_0^2\chi + 3CJ\varepsilon_0\chi^2 + CI\chi^3 \\ M &= AS\varepsilon_0 + AJ\chi + BS\varepsilon_0^2 + 2BJ\varepsilon_0\chi + BI\chi^2 + \\ &+ CS\varepsilon_0^3 + 3CJ\varepsilon_0^2\chi + 3CI\varepsilon_0\chi^2 + CK\chi^3 \end{aligned} \quad (8)$$

где  $F$  – площадь сечения,  $S$  – статический момент сечения относительно оси,  $J$  – момент инерции сечения относительно оси,  $I$  – момент площади сечения 3-го порядка,  $K$  – момент площади 4-го порядка сечения относительно оси  $y$ :  $S = \int_F z dF$ ,  $J = \int_F z^2 dF$ ,  $I = \int_F z^3 dF$ ,  $K = \int_F z^4 dF$ . Будем рассматривать прямоугольное, двутавровое и тавровое сечения (рис. 3).



**Рис. 3. Прямоугольное, двутавровое и тавровое поперечное сечение**

В соотношении (8) стоит учесть, что для двутаврового и прямоугольного поперечных сечений  $S=0$ , и  $I=0$ . Приравнявая (8) к (3) получим систему из двух нелинейных уравнений относительно  $\varepsilon_0$  и  $\chi$ :

$$\begin{aligned} -R_{AY} \cos \theta - P \sin + q\rho\theta \cos \theta &= AF\varepsilon_0 + AS\chi + BF\varepsilon_0^2 + \\ &+ 2BS\varepsilon_0\chi + BJ\chi^2 + CE\varepsilon_0^3 + 3CS\varepsilon_0^2\chi + 3CJ\varepsilon_0\chi^2 + CI\chi^3 \\ M^0 - R_{AY} \cdot \rho(1 - \cos \theta) + P \cdot \rho \sin \theta + q\rho^2(-\theta \cos \theta + \sin \theta) &= AS\varepsilon_0 + AJ\chi + \\ &+ 2BS\varepsilon_0^2 + 2BS\varepsilon_0\chi + BI\chi^2 + CS\varepsilon_0^3 + 3CJ\varepsilon_0^2\chi + 3CI\varepsilon_0\chi^2 + CK\chi^3 \end{aligned} \quad (9)$$

Введем безразмерные величины:

$$\tilde{b} = b/h; \quad \tilde{\delta} = \delta/h; \quad \tilde{d} = d/h; \quad \tilde{F} = F/h^2; \quad \tilde{S} = S/h^3; \quad \tilde{I} = I/h^4; \quad \tilde{K} = K/h^5,$$

где  $b$  – ширина прямоугольника (ширина полок для двутавра и тавра);  $\delta$  – высота полки двутавра (тавра);  $d$  – ширина стенки двутавра (тавра);  $h$  – высота прямоугольника (двутавра и тавра).

**Алгоритм поиска оптимальных параметров нагружения.** Запишем геометрические характеристики для прямоугольника:

$$\tilde{F} = \tilde{b}, \quad J = \tilde{b}/12, \quad K = \tilde{b}/80;$$

$$\text{двутавра: } \tilde{F} = \tilde{\delta} \cdot \tilde{b} + 2 \cdot \tilde{d} \cdot (1 - 2\tilde{\delta}), \quad \tilde{J} = 2 \cdot \left( \frac{1}{2} - \frac{\tilde{\delta}}{2} \right) \cdot \tilde{\delta} \cdot \tilde{b} + \frac{\tilde{b} \tilde{\delta}^3}{12} + \frac{\tilde{d} \cdot (1 - 2\tilde{\delta})^3}{12};$$

и тавра:

$$\tilde{F} = \tilde{F}_1 + \tilde{F}_2; \quad \tilde{F}_1 = \tilde{d} \cdot (1 - 2\tilde{\delta}); \quad \tilde{F}_2 = \tilde{\delta} \cdot \tilde{b}$$

$$\tilde{S} = \tilde{S}_1 + \tilde{S}_2; \quad \tilde{S}_1 = 0; \quad \tilde{S}_2 = \tilde{\delta} \cdot \tilde{b} \cdot (1/2 - \tilde{\delta}/2)$$

$$\tilde{J} = \tilde{J}_1 + \tilde{J}_2; \quad \tilde{J}_1 = (\tilde{z}_c)^2 \cdot \tilde{F}_1 + \tilde{J}_{y_1}; \quad \tilde{J}_2 = (\tilde{z}_c)^2 \cdot \tilde{F}_2 + \tilde{J}_{y_2}; \quad \tilde{J}_{y_1} = \tilde{d}(1 - \tilde{\delta})^3/12; \quad \tilde{J}_{y_2} = \tilde{b} \cdot \tilde{\delta}^3/12;$$

$$\tilde{z}_{a_1} = 0; \quad \tilde{z}_{a_2} = -1/2; \quad \tilde{z}_c = \left( \tilde{z}_{a_1} \cdot \tilde{F}_1 + \tilde{z}_{a_2} \cdot \tilde{F}_2 \right) / \left( \tilde{F}_1 + \tilde{F}_2 \right), \quad \tilde{z}_a = \tilde{z}_{a_2} - \tilde{z}_c$$

$$\tilde{I} = \tilde{I}_1 + \tilde{I}_2; \quad \tilde{I}_1 = \tilde{d}(1 - \tilde{\delta})^4/32; \quad \tilde{I}_2 = (\tilde{z}_c)^3 \cdot \tilde{F}_2 + 3 \cdot (\tilde{z}_c)^2 \cdot \tilde{S}_2 + 3 \cdot \tilde{z}_c \cdot \tilde{J}_{y_1} + \tilde{b} \cdot \tilde{\delta}^4/32;$$

$$\tilde{K} = \tilde{K}_1 + \tilde{K}_2; \quad \tilde{K}_1 = \tilde{d}(1 - \tilde{\delta})^5/80; \quad \tilde{I}_2 = (\tilde{z}_c)^4 \cdot \tilde{F}_2 + 4 \cdot (\tilde{z}_c)^3 \cdot \tilde{S}_2 + 6 \cdot (\tilde{z}_c)^2 \cdot \tilde{J}_{y_1} + 4 \cdot \tilde{z}_c \cdot \tilde{I}_{y_1} + \tilde{b} \cdot \tilde{\delta}^5/80.$$

Переходим к построению алгоритма, направленного на отыскание неизвестных параметров нагрузки. Выберем следующие интервалы для значений  $\alpha$  и  $\beta$ :

$$\alpha = \alpha_0 \dots \alpha_m, \quad \beta = \beta_0 \dots \beta_m$$

$$\alpha_0 = -1; \quad \alpha_m = 1; \quad \beta_0 = -1; \quad \beta_m = 1$$

Можно показать, что оптимальные параметры нагружения лежат в этом интервале. Для каждой пары параметров нагружения  $\alpha_j$  и  $\beta_k$  ( $j, k = 0 \dots m$ ), задав координату сечения  $\theta$ , решаем систему из двух нелинейных уравнений (9) относительно  $\varepsilon_0$  и  $\chi$ . Наибольшими по модулю деформации в сечении возникают в верхней и нижней точках сечения:

$$\varepsilon_{up} = \varepsilon_0 + z_{up} \cdot \chi; \quad \varepsilon_{down} = \varepsilon_0 + z_{down} \cdot \chi \quad (10)$$

Где  $z_{up}$  и  $z_{down}$  – координаты верхней и нижней точек сечения соответственно.

#### **Численное решение задачи.**

Для дальнейшего численного решения задачи были выбраны следующие исходные данные:

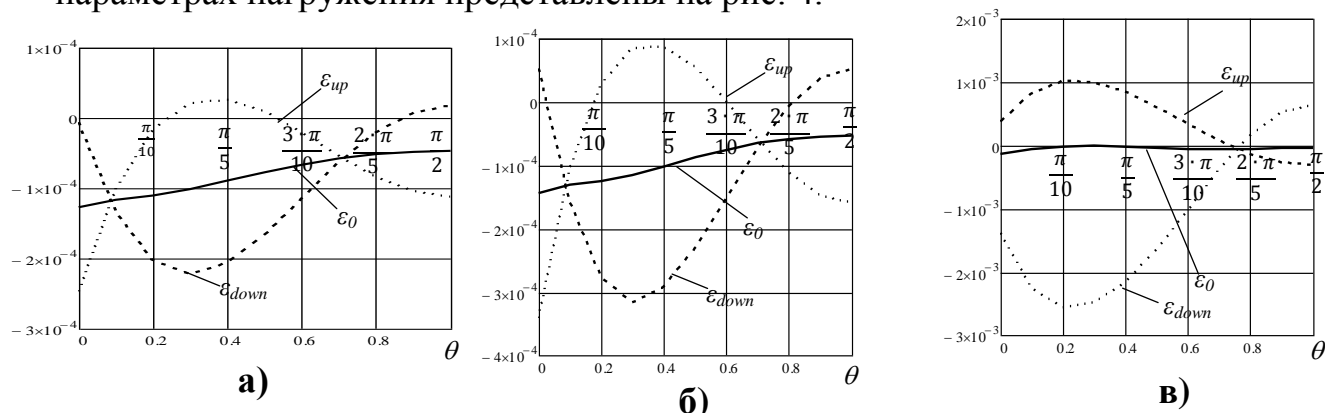
$$\frac{B}{A} = 2.182 \cdot 10^2; \frac{C}{A} = 1.089 \cdot 10^4; \frac{q}{Ah} = 1.57 \cdot 10^{-7}; \tilde{z}_{up} = \frac{z_{up}}{h} = \frac{1}{2}; \quad (11)$$

$$\tilde{z}_{down} = \frac{z_{down}}{h} = -\frac{1}{2}; \tilde{b} = 0.4; \tilde{\delta} = 0.1; \tilde{d} = 0.08; \tilde{\rho} = \frac{\rho}{h} = 10; m = 15$$

Проводя расчет, получили, что при заданных исходных данных (11) оптимальные параметры нагружения и соответствующая максимальная деформация в арке равны:

- для прямоугольника:  $\alpha = 0.6; \beta = -0.067; \varepsilon^{\max} = 2.61 \cdot 10^{-5}$
- для двутавра:  $\alpha = 0.6; \beta = -0.067; \varepsilon^{\max} = 8.75 \cdot 10^{-5}$
- для тавра:  $\alpha = 0.467; \beta = 0.067; \varepsilon^{\max} = 1.016 \cdot 10^{-3}$ .

Графики распределения деформаций по длине арки при оптимальных параметрах нагружения представлены на рис. 4.



**Рис. 4. Деформации в верхней, нижней и средней точках прямоугольного (а), двутаврового (б) и таврового (в) сечений с координатой  $\theta$ .**

Решая эту задачу в линейной постановке, получили следующие оптимальные параметры нагружения:

- для прямоугольника:  $\alpha = 0.6; \beta = -0.067;$
- для двутавра:  $\alpha = 0.6; \beta = -0.067;$
- для тавра:  $\alpha = 0.467; \beta = 0.067.$

**Выводы.** Как видим, оптимальные параметры нагружения в линейной и нелинейной моделях деформирования бетона совпали для соответствующих сечений. Более того они совпали для симметричных сечений: двутаврового и прямоугольного. Опираясь на полученные результаты, можно сделать предположение, что оптимальные параметры нагружения не зависят от свойств материала и в случае симметричного сечения не зависят от его формы.

*РАБОТА ВЫПОЛНЕНА ПРИ ПОДДЕРЖКЕ ГРАНТА РФФИ (ПРОЕКТ № 14-01-00102).*

### Библиографический список:

1. Беглов А. Д., Санжаровский Р. С., Бондаренко В. М. Теория расчета железобетонных конструкций на прочность и устойчивость, современные нормы и Евростандарты. С. Петербург - М.: Издательство АСВ, 2006. 312 с.
2. Гвоздев А. А. О развитии теории расчета железобетонных конструкций в СССР. Теория расчета бетонных и железобетонных конструкций. М., 1949. С. 3-18.
3. Методы расчета композитных стержневых систем из разномодульных материалов / Немировский Ю. В. // Фундаментальные и прикладные проблемы современной механики. Материалы V всероссийской научной конференции (Томск, 3-5 октября 2006 г.). Изд-во ТГУ, 2006. – С. 288-290.
4. Рациональное проектирование железобетонных арок / Н. П. Стасюк, Д. В. Моховнёв, Ю. В. Немировский // Наука. Промышленность. Оборона : тр. 16 Всерос. науч.-техн. конф., посвящ. 70-летию Победы Великой Отечественной войне (Новосибирск, 22–24 апр. 2015 г.). – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – С. 742–746.

### OPTIMIZATION LOADING PARAMETERS IN CONCRETE ARCHES

*Nemirovskii Yuri Vladimirovich*<sup>1,2</sup>, D.Sc. (Physics and Mathematics), professor,  
e-mail: [nemirov@itam.nsc.ru](mailto:nemirov@itam.nsc.ru)

*Mokhovnev Dmitri Vladimirovich*<sup>1</sup>, Ph.D. (Physics and Mathematics), associate  
professor, e-mail: [mohovnov@yandex.ru](mailto:mohovnov@yandex.ru)

*Stasyuk Natalia Pavlovna*<sup>1</sup>, Graduate students, e-mail [index632912@gmail.com](mailto:index632912@gmail.com)

<sup>1</sup> Novosibirsk State Technical University, K.Marx av. 20, Novosibirsk, 630073,  
Russia

<sup>2</sup> Institute of Theoretical and Applied Mechanics RAS (Sib. Div.), Institutskaya st.,  
4/1, Novosibirsk, 630090, Russia

**Abstract.** The semi-circular concrete arch loaded with evenly distributed vertical loading is considered. Ends of an arch are simply supported. By addition of additional load to the ends of an arch it is offered to improve its strength properties: to reduce the stretching strains due to which, as a rule, there is a destruction in concrete and reinforced concrete designs. In paper physical nonlinearity of concrete was considered: dependence between stress and strain was approximated by a polynom of the third degree. By results of research the assumption has been made that the optimum additional loading providing the best indicators of durability don't depend on the law of deformation of the material  $\sigma$ - $\varepsilon$ . Moreover, it is identical to symmetric sections.

**Keywords:** Concrete; reinforced concrete; arch; curvilinear cores; nonlinear law of deformation; strength; durability.

**ДИНАМИКА ГИБРИДНЫХ УПРОЧНЯЮЩИХСЯ БАЛОК***Немировский Ю.В.*

Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича  
СОРАН, кафедра прочности летательных аппаратов НГТУ, Новосибирск,  
Россия

Создание эффективных конструктивных элементов современной техники в последние десятилетия тесно увязаны с разработкой композитных конструкций (слоистых, армированных и комбинированных). Созданы разнообразные технологии изготовления полиметаллических, металлопластиковых, бетонно-пластиковых, металлокерамических и других типов комбинированных материалов для практически любых размеров и форм конструкций без серьезных ограничений по выбору материалов [1-3].

Поскольку стержневые элементы служат основой скелета практически всех ответственных сооружений важное значение имеет проблема изучения остаточной повреждаемости при воздействии интенсивных нагрузок взрывного и ударного типа. До недавнего времени такой анализ проводился [3-5] для однородных конструкций на основе простейшей модели идеального жестко-пластического материала.

Сравнение расчетных и экспериментальных характеристик остаточных прогибов и углов поворота показывает [3,6], что экспериментальные величины в 1.5-3 раза ниже теоретических. Такое расхождение связано с тем, что при указанном классическом подходе не учитывались многие факторы, которые могут влиять на снижение степени повреждаемости. Среди них можно отметить: 1) влияние геометрической нелинейности и инерции вращения; 2) влияние вязкого сопротивления и упрочнения материала; 3) запаздывание текучести; 4) влияние естественной и искусственной неоднородности и ряд других. Некоторые из упомянутых факторов в рамках идеально – пластической модели были учтены в последующих работах [7-9]. Однако полный анализ динамического поведения при учете выше упомянутых факторов даже для однородных стержней не был выполнен до сих пор. Некоторые приближенные подходы были рассмотрены в [9].

Для композитных стержней интуитивная оценка влияния указанных факторов становится практически невозможной из-за большого разнообразия возможных структур и резкого отличия свойств фазовых материалов. Здесь предлагается подход, позволяющий с единых позиций выполнять расчеты стержневых изгибаемых конструкций различной структуры при учете фактора упрочнения всех фазовых материалов.

Будем рассматривать слоистые стержни постоянного сечения с симметричным (для простоты) расположением слоёв относительно отсчетной (нейтральной)

поверхности (рис. 1) и для компактности записи формул будем считать, что все материалы являются жестко-пластическими с линейным упрочнением (рис. 2).

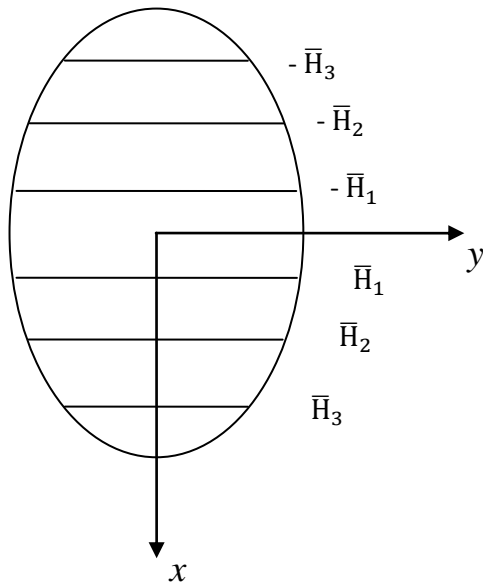


Рис.1.

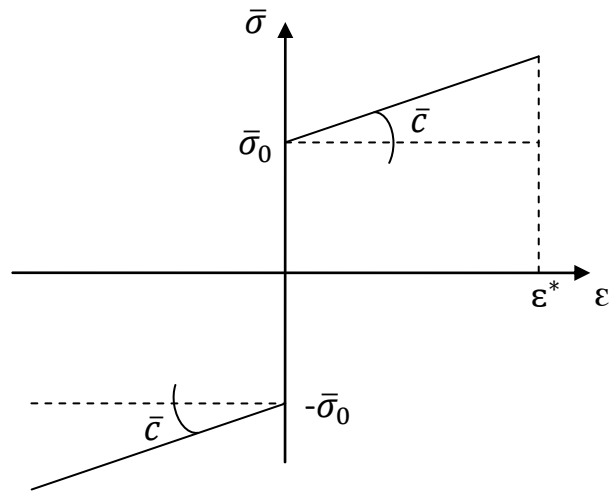


Рис.2.

В этом случае в соответствии с классическими гипотезами Эйлера – Кирхгофа для деформаций стержней будем иметь выражения

$$\varepsilon = \delta^2 z \alpha, \quad \alpha = W'', \quad Z = \frac{\bar{z}}{H_0}, \quad W = \frac{\bar{W}}{H_0}, \quad \delta = \frac{H_0}{l_0}$$

и уравнения движения без учета инерции вращения будут иметь вид

$$M'' - m\ddot{\omega} + p(t) = 0, \quad Q = M' \quad (1)$$

Здесь использованы безразмерные величины

$$M = \frac{\bar{M}}{\bar{M}_0^0}, \quad t = \frac{\bar{t}_0}{\bar{t}_0^0}, \quad m = \frac{\bar{m}\bar{l}_0^2}{(\bar{t}_0^0)^2 \bar{M}_0^0}, \quad p = \frac{\bar{p}\bar{l}_0^2}{\bar{M}_0^0},$$

$$Q = \frac{\bar{Q}\bar{l}_0}{\bar{M}_0^0}, \quad \bar{M}_0^0 = 2\bar{\sigma}_0^0 \bar{b}_0 \bar{H}_0^2, \quad \rho = \frac{\bar{\rho}}{\bar{\rho}_0^0}, \quad x = \frac{\bar{x}}{\bar{l}_0}$$

$$\sigma = \frac{\bar{\sigma}}{\bar{\sigma}_0^0}, \quad h_i = \frac{\bar{H}_i}{\bar{H}_0}, \quad (\dots)' = \frac{\partial}{\partial x}(\dots), \quad (\dots) = \frac{\partial}{\partial t}(\dots),$$

$$\bar{M} = 2 \sum_{i=1}^n \int_{\bar{H}_{i-1}}^{\bar{H}_i} \bar{\sigma}_i \bar{b}_i(\bar{z}) d\bar{z}, \quad \bar{m} = 2 \sum_{i=1}^n \bar{\rho}_i \int_{\bar{H}_{i-1}}^{\bar{H}_i} \bar{b}_i(\bar{z}) d\bar{z},$$

$$\bar{M}_0^0 = 2\bar{\sigma}_0^0 \bar{b}_0^0 h_0^2, \quad \bar{c}_i = \frac{\bar{\sigma}_i^* - \bar{\sigma}_{0i}^*}{\bar{\varepsilon}_{*i}}$$

$\bar{M}, \bar{Q}, \bar{P}, \bar{H}_i$  – изгибающий момент, перерезывающая сила, распределенная поперечная нагрузка и координаты раздела слоев по толщине стержня;  $\bar{t}_0^0, \bar{\sigma}_0^0, \bar{\rho}_0^0, \bar{l}_0, \bar{b}_0^0, 2\bar{H}_0$  – характерные время, предел текучести и плотность материала, длина, ширина и высота;  $\bar{\sigma}^*, \bar{\varepsilon}_*$  – предел прочности и предельная деформация разрушения.

В безразмерном виде закон деформирования рассматриваемых стержней имеет вид

$$M = \begin{cases} M_0 + M_1 \alpha, & \alpha > 0 \\ -M_0 + M_1 \alpha, & \alpha < 0 \end{cases} \quad (2)$$

$$\alpha = 0, \quad -M_0 \leq M \leq M_0, \quad (3)$$

Соответствующая ему диаграмма изгиба приведена на рис. 3.

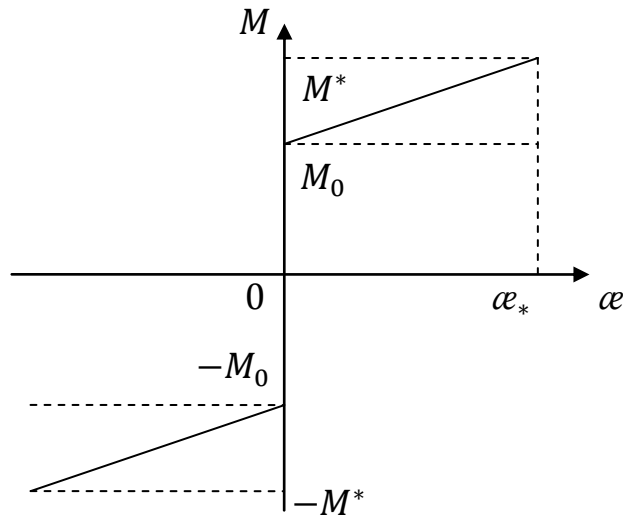


Рис.3.

Здесь

$$M_0 = 2 \sum_{i=1}^n \sigma_{0i} \int_{h_{i-1}}^{h_i} b_i(z) z dz, M_1 = 2 \sum_{i=1}^n c_i \int_{h_{i-1}}^{h_i} b_i(z) z dz, \quad (4)$$

$$m = 2m_0^0 \sum \int_{h_{i-1}}^{h_i} \rho_i b_i(z) dz, m_1 = \frac{2m\bar{H}_0}{g\bar{t}_0^2}, m_0^0 = \frac{2\bar{H}_0^0 \bar{\sigma}_0^0 \rho_0 \bar{t}_0^2}{M_0^0}$$

Решение разрешающей системы уравнений (1) – (3) далее зависит от условий динамического нагружения конструкций и характера закреплений. В рамках используемой модели жестко – пластического материала движение балки может начинаться в некоторый момент времени  $t_1$  достижения предельного состояния. При этом начальные условия для такого движения определяются равенствами:

$$\omega(x, t_1) = \dot{\omega}(x, t_1) = 0 \quad (5)$$

Рассмотрим некоторые простейшие примеры.

1. Консольная балка. Нагрузки взрывного и ударного типа быстро нарастают в течение времени  $0 \leq t \leq t_2$  до амплитуды  $p_2^*$  (практически по линейному закону), а затем также быстро спадают по линейному или экспоненциальному закону. Рассматривая консольную балку длины  $l_1$ , защемленную на левом краю ( $x = 0$ ), и нагруженную на правом краю ( $x = l_1$ ), сосредоточенной нагрузкой  $R_1(t) = R_{01}\varphi_1(t)$ , моментом  $R_2(t) = R_{02}\varphi_2(t)$  к равномерно распределенной нагрузкой  $P(t) = P_0\varphi_3(t)$ . Если нагрузки монотонно возрастают от нуля, то, до некоторого момента  $t = t_1$ , вследствие закрепления левого края будем иметь  $W''(x, t) = 0, \dot{W}(x, t) = 0$  и следовательно при отсутствии попеременной нагрузки  $p(t)$  изгибающий момент будет равен  $M(x, t) = -\frac{m}{2}(l_1 - x)^2 - R_1(t)(l_1 - x) - R_2(t)$

Если  $R_1 = R_2 = 0$ , то предельный изгибающий момент в опорном сечении будет достигнут при длине

$$l_1^* = \frac{2M_0}{m} \quad (6)$$

только за счет собственного веса. Таким образом, в дальнейшем при воздействии ударных нагрузок  $R_1(t), R_2(t)$  рассматриваются балки длиной  $l_1 < l_1^*$ .

Если действует так же равномерно распределенная нагрузка  $q(t)$ , то в жестком состоянии

$$M(x, t) = \frac{[m+q(t)]}{2} (l_1 - x)^2 - R_1(t)(l_1 - x) - R_2(t) \quad (7)$$

и если нагрузки возрастают монотонно, то в сечении  $x = 0$  в некоторый момент времени  $t_1$  достигнут значения

$M(0, t_1) = -M_0$ , тогда для  $t_1$  получим уравнение

$$M_0 = \frac{[m+q(t_1)]}{2} l_1^2 + R_1(t_1)l_1 + R_2(t_1) \quad (8)$$

В момент времени  $t_1$  имеем начальные условия (5). При  $t_1 \leq t \leq t_2$  будет происходить движение балки, и она разбивается на два участка  $0 \leq x \leq x_1(t)$ ,  $x_1(t) \leq x \leq l_1$ . На первом участке  $0 \leq x \leq x_1(t)$

$$M(x, t) = -M_0 - M_1 U'', \quad U = \left(\frac{\bar{H}_0}{\bar{I}_0}\right)^2 W \quad (9)$$

и тогда для  $U(x, t)$  из (1) получим уравнения

$$U^{IV} + \frac{m_2}{M_1} U = \frac{m+q}{M_1}, \quad m_2 = m_1 \left(\frac{\bar{I}_0}{\bar{H}_0}\right)^2 \quad (10)$$

При  $x \geq x_1$  балка жесткая ( $U''(x, t) = 0$ )

$$U(x, t) = C_1(t)x + C_2(t), \quad (x_1(t) \leq x \leq l_1) \quad (11)$$

Уравнения движения в этой зоне

$$M''(x, t) - m_2 \ddot{U} = -[q(t) + m]$$

или

$$M''(x, t) = m_2 \ddot{C}_1(t) + \ddot{C}_2(t)m_2 - [q(t) + m] \quad (12)$$

Интегрируя его от  $l_1$  до  $x$  получим

$$M(l_1, t) + M'(l_1, t)(x - l_1) + \frac{m_2}{6} \{ \ddot{C}_1(x^3 - 3xl_1^2 + 2l_1^3) + 3\ddot{C}_2(x - l_1)^2 \} - \psi(x, t) = M(x, t) \quad (13)$$

$$\psi(x, t) = \int_{l_1}^x \varphi(x, t) dx, \quad \varphi(x, t) = \int_{l_1}^x [q(t) + m] dx \quad (14)$$

$$M(l_1, t) = M_*(t), \quad M'(l_1, t) = Q_*(t) \quad (15)$$

$$M'(x, t) = Q_*(t) + \frac{m_2}{2} \{ \ddot{C}_1(x^2 - l_1^2) + 2\ddot{C}_2(x - l_1)^2 - \varphi(x, t) \} \quad (16)$$

$$\text{при } x = x_1(t), \quad M(x_1, t) = -M_0 \quad (17)$$

В итоге получим уравнение

$$M_0 + M_*(t) + Q_*(t)(x_1 - l_1) + \frac{m_2}{6} \{ \ddot{C}_1(x^3 - 3xl_1^2 + 2l_1^3) + 3\ddot{C}_2(x_1 - l_1)^2 \} - \psi(x, t) = 0 \quad (18)$$

Это уравнение содержит три неизвестных функции  $C_1(t), C_2(t), x_1(t)$ .

Два дополнительных замыкающих уравнения получили из условий непрерывности  $M(x, t)$  и  $M'(x, t)$  на границе  $x = x_1$ .

Рассмотрим теперь подробнее область  $0 \leq x \leq x_1$ . В этой области необходимо решить уравнение (10). При этом должны быть выполнены граничные условия



$$U(0, t) = 0, \quad U'(0, t) = 0, \quad U''(x_1, t) = 0, \\ U'(x_1, t) = 0, \quad U(x_1, t) = C_1(t)x_1(t) + C_2(t).$$

Для построения приближённого решения, примем в рассматриваемой области

$$U(x, t) = A_1(t)x^3 + A_2(t)x^2.$$

Тогда первые два условия выполняются автоматически. При этом

$$U'(x) = 3A_1x^2 + 2A_2x, \quad U''(x) = 6A_1x + 2A_2, \\ U'''(x) = 6A_1, \quad U^{IV}(x) = 6A_1.$$

Из третьего условия получим:

$$A_2 = 3A_1x_1.$$

А из четвёртого и пятого условий

$$U'(x_1) = 3A_1x_1^2 = C_1(t), \quad U(x_1) = -2A_1x_1^3 = C_1x_1 + C_2,$$

Таким образом

$$C_2 = A_1x_1^3, \quad C_1x_1 = -3C_2$$

Дифференцируя последнее равенство по времени, получим

$$\dot{C}_1x_1 + C_1\dot{x}_1 = -3\dot{C}_2 \\ \ddot{C}_1x_1 + 2\dot{C}_1\dot{x}_1 + C_1\ddot{x}_1 = -3\ddot{C}_2$$

В итоге на отрезке  $0 \leq x \leq x_1(t)$  будем иметь представление

$$U(x, t) = -A_1(t)x^2(x - 3x_1(t))$$

Здесь представлена схема решения рассматриваемой задачи на растущем отрезке амплитуды нагрузки  $t_1 \leq t \leq t_2$ .

Аналогичная схема может быть построена на участке падающей нагрузки (при  $t \geq t_0$ ). Здесь необходимо будет заменить начальный прогиб  $W(x, t_2)$  и начальную скорость прогиба  $\dot{W}(x, t_2)$  на соответствующие функции, достигнутые к моменту времени  $t = t_2$  из решения на предыдущем отрезке времени. Остаточный прогиб и момент останковки  $t_3$  будут определяться из уравнений

$$\dot{W}(x, t_3) = 0, \quad W^*(x) = W(x, t_3)$$

Описание дальнейших процедур решения выходит за рамки выделенного объема статьи.

*Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ №14-01-00102*

### **Библиографический список:**

1. Король В.К., Гильденгорн М.С. Основы производства многослойных металлов - М., Metallurgia, 1978, 237 с..
2. Дерibas А.А. Физика упрочнения и сварки взрывом - Новосибирск, Наука, 1972, 188 с.
3. Немировский Ю.В. Динамический изгиб армированных пластических стержней // Динамика сплошной среды – Новосибирск, Институт гидродинамики СОАН СССР, 1979, вып. 41, с. 37-44.
4. Комаров К.Л., Немировский Ю.В. Динамика жестко-пластических элементов конструкций - Новосибирск, Наука, 1984, 234 с.

5. Саймондс П. Большие пластические деформации стержней под действием нагрузки взрывного типа // Механика (сб. переводов): М.: ИЛ, 1956, N4, с. 90-108.
6. Боднер С.Р., Саймондс П. Экспериментальное и теоретическое исследование пластического деформирования консольных балок при импульсном нагружении // Прикладная механика (Trans/ of the ASME, ser. E), 1963, N2, с. 172-173.
7. Немировский Ю.В. Влияние сдвига и инерции вращения на динамический изгиб пластических балок // Динамика сплошной среды – Новосибирск, Институт гидродинамики СОАН СССР, 1974, вып. 19-20, с. 83-100.
8. Немировский Ю.В., Янковский А.П., Динамический вязко-пластический изгиб армированных стержней переменного поперечного сечения // Математические методы и физико-математические поля – Львов, НАН Украины, 2006, вып. 49, N1, с. 53-66.
9. Немировский Ю.В. Рациональное проектирование плоских слоистых преград при воздействии взрывных нагрузок // Современные методы математического моделирования природных и антропогенных катастроф: Труды VII Всерос. научн. конф., 13-17 окт. 2003г., Красноярск, т. 1, - Красноярск – 2003, с. 191-194.

## ВЛИЯНИЕ НЕЛИНЕЙНОСТИ УПРУГОЙ СВЯЗИ НА ВИБРОЗАЩИТНЫЕ СВОЙСТВА СИСТЕМЫ

*Нягулов Михаил Романович, студент; Рыков Анатолий Аркадьевич*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20 тел. 3461777  
*Нягулов М. Р., Рыков А.А. e-mail:teormech@ngs.ru*

### **Аннотация**

В данной работе ставится задача виброзащиты тракториста, который пользуется установленным в кабине креслом с упругой подвеской. Вес кресла 80 кг. Рассматривается кинематическое воздействие на объект. Динамический ход подвески ограниченный отбойниками, задается. Пол кабины трактора совершает гармонические колебания с заданными амплитудой и частотой. С целью уменьшения перемещения объекта виброзащиты упругую подвеску берем низкочастотную, с резонансной частотой 1.1 Гц. Сравнивая полученные динамические характеристики линейной и нелинейной систем, устанавливаем, что виброзащитные свойства виброизоляции, имеющие нелинейную силовую характеристику, значительно выше, чем у соответствующей системы с линейной силовой характеристикой.

**Ключевые слова:** кинематическое воздействие; динамический ход; резонансная частота; силовая характеристика; виброзащита.

### **1. Введение**

В большом числе случаев человеку приходится длительное время находиться под воздействием вибрации (оператор, водитель транспортного средства и др.). Наиболее существенное влияние на человека оказывает вибрация с частотами 2-30 Гц. Для ограничения вредного действия вибрации используют специальные методы и средства, обеспечивающие вибробезопасные условия труда и называемые виброзащитой человека.

Наряду со снижением виброактивности источника возникновения вибрации, целям виброзащиты служит виброизоляция – снижение параметров вибрации на путях ее распространения от источника возбуждения к телу человека с помощью дополнительных устройств, встраиваемых между ними.

Предполагается, что объектом защиты является, например, тракторист, который пользуется установленным в кабине креслом с упругой подвеской, предназначенной для уменьшения вредного на него вибрационного воздействия со стороны двигателя и ходовых частей машины (кинематическое воздействие). Вес кресла 80 кг. Для повышения эффективности защиты объекта жесткость упругой подвески следует минимизировать, не допуская больших перемещений кресла. Поэтому зависимость упругой силы подвески от перемещения принимается нелинейной.

## 2. Теоретическое исследование

Основными параметрами, характеризующими виброзащитную систему при кинематическом воздействии, являются коэффициент виброизоляции  $K_r$  (отношение абсолютного ускорения объекта к максимальному ускорению основания) и коэффициент эффективности  $K_3$  (отношение относительной амплитуды объекта к амплитуде основания). Рассматриваем вертикальные направления колебаний. В данной работе ставится задача показать преимущества виброзащитных свойств нелинейной подвески имеющей жесткую характеристику

$$F(x) = c_3 \cdot x^3$$

перед линейной подвеской с характеристикой  $F(x) = c \cdot x$ , где  $x$  – относительное перемещение амортизируемого объекта.

Для нелинейной подвески дифференциальное уравнение относительных колебаний объекта записывается в форме

$$\ddot{x} + a_3 \cdot x^3 + 2n\dot{x} = A_e \cdot \omega^2 \sin(\omega t + \varphi), \quad (1)$$

где  $A_e, \omega$  – амплитуда и частота колебания пола,  $a_3 = c_3/m$ ,  $m$  – масса кресла.

Используя метод гармонической линеаризации [1], получим

$$\omega_{1,2}^2 = \frac{A_r(S - 2n^2)}{A_r^2 - A_e^2} \pm \frac{A_r \sqrt{4n^2 A_r^2 (n^2 - S) + S^2 A_e^2}}{A_r^2 - A_e^2}. \quad (2)$$

Здесь  $S = 0.75 \cdot a_3 \cdot A_r^2$ .

В силу однозначности функции (2) на резонансе ( $\omega_1 = \omega_2 = \omega_p$ ), находим

$$a_3 = \frac{\omega_p^2 \sqrt{K_{\text{эп}}^2 - 1}}{0.75 K_{\text{эп}}^3 A_e^2}, \quad n^2 = \frac{0.75 a_3 K_{\text{эп}} A_e^2}{2} (K_{\text{эп}} - \sqrt{K_{\text{эп}}^2 - 1}) \quad (3)$$

Пусть динамический ход подвески ограничен отбойниками, расположенными на расстоянии  $A_{rp} = 1.5$  см, амплитуда колебания пола  $A_e = 1$  см.

То есть  $K_{\text{эп}} = \frac{A_{rp}}{A_e} = 1.5$ .

Рассматривается нелинейная упругая система обладающая заданной несущей способностью с квазиулевой жесткостью на рабочих перемещениях. Поэтому примем резонансную частоту равной  $\nu_p = 1.1$  Гц. Тогда по формулам (3) вычисляем необходимые параметры системы:  $a_3 = 18$  (см·с)<sup>-2</sup>,  $n = 1.98$  с<sup>-1</sup>. Коэффициент виброизоляции в этом случае определится по формуле

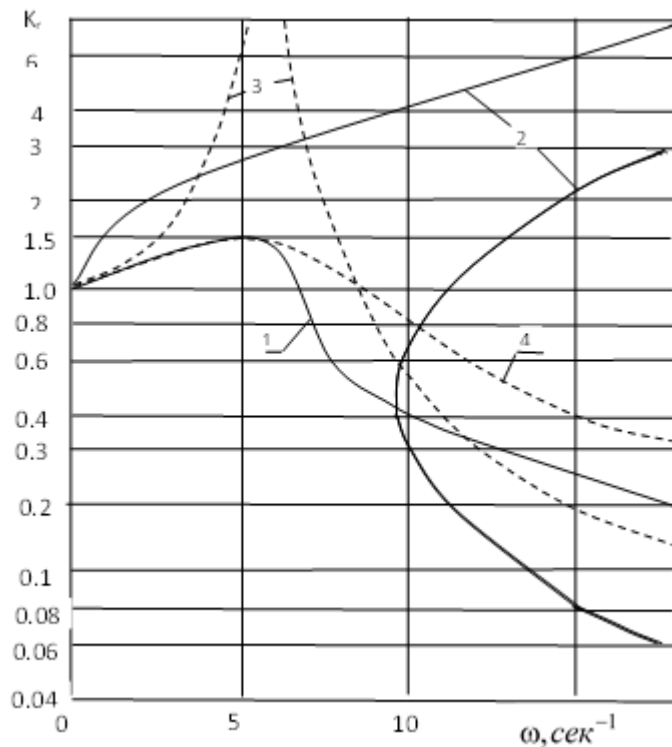
$$K_r = \sqrt{\frac{S^2 + 4n^2 \omega^2}{(S - \omega^2)^2 + 4n^2 \omega^2}} \quad (4)$$

Зависимость (4) представлена на рисунке кривой 1

В случае недемпфированной системы ( $n = 0$ ), выражение (4) можно записать так

$$\omega^2 = 0.75 a_3 A_e^2 \frac{(K_r \pm 1)^3}{K_r} \quad (5)$$

На рисунке эта зависимость представлена кривой 2.



Рисунок

Дифференциальное уравнение движения амортизируемого объекта для линейной подвески без учета демпфирования имеет вид:

$$\ddot{y} + k^2 y = k^2 z$$

где  $y$  – абсолютная координата,  $z = A_e \sin \omega t$  – закон колебания пола,  $k = \sqrt{c/m}$  – собственная частота системы. Известно [2], что коэффициент виброизоляции в этом случае

$$K_r = \frac{1}{|1 - (\omega/k)^2|}. \quad (6)$$

Эта зависимость на рисунке показана кривой 3.

При учете силы вязкого трения  $R = \mu \dot{x}$  дифференциальное уравнение движения объекта для линейной подвески в относительном движении имеет вид

$$\ddot{x} + a_0 x + 2n \dot{x} = A_e \cdot \omega^2 \sin(\omega t + \varphi) \quad (7)$$

где  $a_0 = k^2$  – квадрат собственной частоты системы.

Для ограничения амплитуды вынужденных колебаний в относительном движении до величины  $A_{rp} = 1.5$  см необходимо выбрать коэффициент демпфирования по формулам

$$a_0 = \omega_p \frac{\sqrt{K_{\varepsilon p}^2 - 1}}{K_{\varepsilon p}}, \quad n^2 = 0.5 a_0 \frac{K_{\varepsilon p} - \sqrt{K_{\varepsilon p}^2 - 1}}{K_{\varepsilon p}} \quad (8)$$

Получается  $a_0 = k^2 = 35.6 \text{ с}^{-2}$ ,  $n = 2.1 \text{ с}^{-1}$ . То есть коэффициент демпфирования необходим несколько больше по величине, чем при нелинейных колебаниях. Коэффициент виброизоляции в этом случае будет вычисляться по формуле

$$K_r = \sqrt{\frac{k^4 + 4n^2\omega^2}{(k^2 - \omega^2)^2 + 4n^2\omega^2}} \quad (9)$$

Эта зависимость представлена на рисунке кривой 4.

### **3.Выводы**

Сравнивая полученные динамические характеристики линейной и нелинейной систем, из рисунка устанавливаем, что виброзащитные свойства системы виброизоляции, имеющей нелинейную силовую характеристику, значительно выше, чем у соответствующей системы с линейной силовой характеристикой.

### **Библиографический список:**

- 1.Коловский М.З. Нелинейная теория виброзащитных систем/ М.З. Коловский - М.;Наука, 1966, 311с.
- 2.Бутенин Н.В., Лунц Я.Л., Меркин Д.Р. Курс теоретической механики/ В двух томах. 11-е изд., стер.-СПБ. – Из –во «Лань», 2009.- 736 с.

## **THE INFLUENCE OF THE NONLINEARITY OF ELASTIC COUPLING ON VIBRATION ISOLATION PROPERTIES OF THE SYSTEM**

Nyagulov Michael Romanovich, student;  
 Rykov Anatoly Arkadyevich, associate Professor  
 Novosibirsk state technical University, 630073,Russia  
 Novosibirsk, Karl Marx Avenue, 20 phone 3461777  
 Nyagulov M.R., Rykov A. A. e-mail:teormech@ngs.ru

In this article we pose the problem of vibration protection of the tractor, which is installed in the cockpit seat with elastic suspension. Chair weight 80 kg.The kinematic effects on the object are considered. Dynamic suspension travel limited by bump stops is set. The floor of the cab performs harmonic oscillations with a given amplitude and frequency. To reduce the displacement of the object of protection against vibration the elastic suspension take low frequency, with a resonant frequency of 1.1 Hz. Comparing the obtained dynamic characteristics of linear and nonlinear systems, we establish that the vibration isolation properties with nonlinear force characteristic, must be significantly higher than that of the corresponding system with a linear power characteristic.

**Keywords:** kinematic action; dynamic motion; resonance frequency; power characteristics; protection.

## ОБРАЗОВАНИЕ КОЛЬЦЕВЫХ ТРЕЩИН В СТЕКЛЕ ПРИ КОНТАКТНОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ

*Новоселов Алексей Николаевич<sup>1</sup>, м.н.с., аспирант; Леган Михаил Антонович<sup>1,2</sup>  
профессор, д.т.н.*

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

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

*Новоселов А. Н.*, email [aleksey.novoselov@gmail.com](mailto:aleksey.novoselov@gmail.com)

*Леган М. А.*, email [legan@ngs.ru](mailto:legan@ngs.ru)

*Адрес для корреспонденции: Новоселов Алексей Николаевич, Институт  
гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15, тел. (913)203-3775*

### Аннотация

Рассматриваются методика и результаты испытаний по вдавливанию стальных шариков из шарикоподшипниковой стали в образцы из стекла марки М1 ГОСТ Р 54170-2010, а также при трёх- и четырёхточном изгибе стеклянных балок с надрезом и без него. В результате вдавливания шариков в стеклянных образцах образовывалась кольцевая трещина большего радиуса, чем радиус области контакта, что подтверждает результаты, полученные А.С. Аргоном. Изгиб балок позволил определить максимальные растягивающие напряжения и критические коэффициенты интенсивности напряжений для стекла. Эти данные будут использованы для сравнительного анализа моделирования контактного разрушения с помощью нелокальных критериев предельного состояния.

**Ключевые слова:** Стекло; кольцевые трещины; контактное разрушение; коэффициент интенсивности напряжений; изгиб балок.

### 1. Введение

Впервые задачу контакта двух гладких упругих тел вращения Г.Р. Герц сформулировал в конце XIX в. [1] и получил распределение напряжений на поверхности полупространства. В начале 20 века М.Т. Хубер получил решение для поля напряжений внутри материала [2]. В 1960 году вышла статья А.С. Аргона [3], в которой экспериментально было установлено, что радиус кольцеобразной трещины больше радиуса области контакта.

Нашей целью было создание кольцеобразной трещины в стеклянных образцах, при вдавливании в них стальных шаров различного диаметра, определение критической нагрузки, при которой в образцах образуется трещина, а также радиусов этих кольцеобразных трещин.

## 2. Методика испытаний

Для того чтобы точно зафиксировать усилие, при котором образуется трещина в образцах, использовался метод видео-фиксации. Испытания проводились на машине Zwick/Roell Z100 в Институте гидродинамики. Схема испытаний представлена на рис. 1. Микроскоп устанавливается под стальную защиту, объектив направлен в центр сквозного отверстия Ø10 мм крышки защиты. Сверху на защитный корпус помещается образец, в который будет вдавлен стальной шарик. Камера передает изображение на компьютер в режиме реального времени, а установленное программное обеспечение позволяет вести видео-фиксацию изображения и делать снимки. Оператор на мониторе компьютера фиксирует образование трещины, останавливает перемещение траверсы и фиксирует предельное усилие трещинообразования.



Рис. 6. Схема установки в камере испытательной машины Zwick/Roell Z100:  
1 – стеклянный образец размерами 20x20x10 мм; 2 – стальная защита камеры;  
3 – USB-микроскоп высокого разрешения

Первая серия испытаний проходила на стеклянных образцах, размерами 20x20x10 мм, полученных из целого полотна гидроабразивной резкой. Скорость нагружения составила 3 мм/час. Инденторами являлись шарики диаметром 12, 10, 5.5 и 3.14 мм. На каждый шарик приходилось по 10 образцов, в общей сложности 40 испытаний.

Вторая серия испытаний проходила на двух целых стеклянных листах размерами 100x80x10 мм, размеченных маркером на квадраты 20x20 мм. Скорость испытаний также составила 3 мм/час, диаметры шариков – 12, 10, 5.5 и 3.94 мм. На каждый шарик приходилось по 10 испытаний, в общей сложности 40 испытаний.

Для третьей серии экспериментов образцы 20x20x10 мм нарезались из целого полотна алмазным диском, после чего отжигались при 520°C, чтобы снять возможные остаточные напряжения после резки. Скорость нагружения



была снижена до 1 мм/час. Инденторами являлись шарики диаметром 17, 10 и 5.5 мм. На каждый шарик пришлось по 12 образцов, в общей сложности 36 испытаний.

На инструментальном микроскопе измерялись радиусы кольцеобразных трещин ( $r_c$ ) и заносились в таблицу. Радиус области контакта рассчитывался по соотношению, предложенному Герцем:

$$a = \sqrt[3]{\frac{3RP}{4E^*}} \quad (1)$$

где  $R$  – радиус шара;  $P$  – усилие трещинообразования;  $E^*$  – эффективный модуль упругости при контакте стального шара со стеклянным полупространством, который можно найти, зная соответствующие модули упругости ( $E_{st}$  и  $E_{gl}$ ) и коэффициенты Пуассона ( $\nu_{st}$  и  $\nu_{gl}$ ):

$$E^* = \left( \frac{1-\nu_{gl}^2}{E_{gl}} + \frac{1-\nu_{st}^2}{E_{st}} \right)^{-1} \quad (2)$$

Для определения максимального растягивающего напряжения для стекла применялся трёхточечный изгиб, схема которого приведена на рис. 2. Всего было испытано 4 балки после гидроабразивной резки, размерами 120x12x10 мм со скоростью нагружения 50 мм/час, а также 4 балки 100x10x10 мм, вырезанных алмазным диском и отожженных при 520°C, со скоростью 1 мм/час.

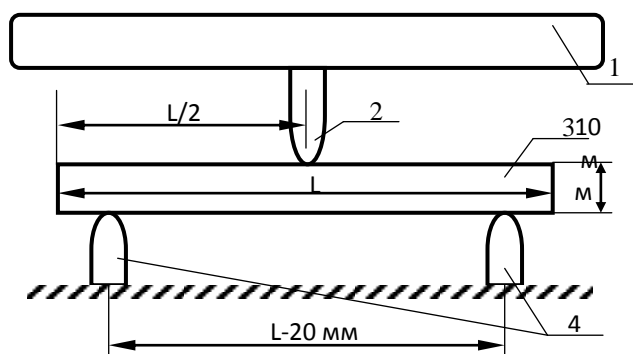


Рис. 2. Схема трёхточечного изгиба. 1 – траверса машины Zwick/Roell Z100; 2 – нагружающая опора; 3 – стеклянный образец; 4 – нижние опоры.

Полученные в результате значения разрушающего усилия ( $P$ ) подставляем в формулу для максимального растягивающего напряжения:

$$\sigma = \frac{P \cdot m \cdot 6}{4 \cdot b \cdot h^2} \quad (3)$$

где  $m=L-20$  мм – расстояние между опорами;  $b$  – ширина балки;  $h$  – высота балки.

Для определения коэффициента интенсивности напряжений для стекла применялся четырёхточечный изгиб, схема которого приведена на рис. 3. Пропилы выполнялись алмазным диском на балках 100x10x10 мм. Испытания проводились на 3 балках с пропилом 2.5 мм после гидроабразивной резки, скоростью нагружения 3 мм/час, и 4 балках с пропилом 2 мм, вырезанных алмазным диском и отожженных при 520°C, со скоростью нагружения 1 мм/час.

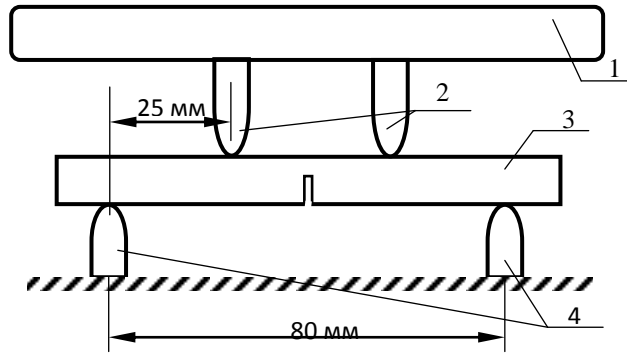


Рис. 3. Схема четырёхточечного изгиба. 1 – траверса машины Zwick/Roell Z100; 2 – нагружающая опора; 3 – стеклянный образец; 4 – нижние опоры.

Полученные в результате значения разрушающего усилия ( $P$ ) подставляем в формулу для коэффициента интенсивности напряжений [5]:

$$K_1 = Y \cdot \frac{P \cdot m \cdot 3 \cdot \sqrt{l}}{b \cdot h^2}, \quad (4)$$

где  $m$  – расстояние между верхней и нижней опорами (25 мм);  $b$  – ширина балки;  $h$  – высота балки;  $l$  – глубина реза;  $Y$  – торировочный коэффициент для чистого изгиба, вычисляемый по формуле:

$$Y = 1.99 - 2.47 \left( \frac{l}{h} \right) + 12.97 \left( \frac{l}{h} \right)^2 - 23.17 \left( \frac{l}{h} \right)^3 + 24.80 \left( \frac{l}{h} \right)^4. \quad (5)$$

### 3. Результаты

В результате разрушения балок получили следующие данные:

Таблица

Значения  $\sigma$  и  $K_1$  для различных серий испытаний

	$\sigma$ , МПа	$K_1$ , МПа $\sqrt{м}$
Стекло после гидроабразивной резки	57.76	1.152
Стекло после алмазной резки и отжига при 520°C	41.85	1.271

В результате первой серии экспериментов по вдавливанию шариков в стеклянные образцы (рис. 4) было установлено, что для данного стекла критическое усилие возникновения трещины имеет большой экспериментальный разброс. При этом отношение радиуса кольцеобразной трещины к радиусу области контакта изменяется незначительно.

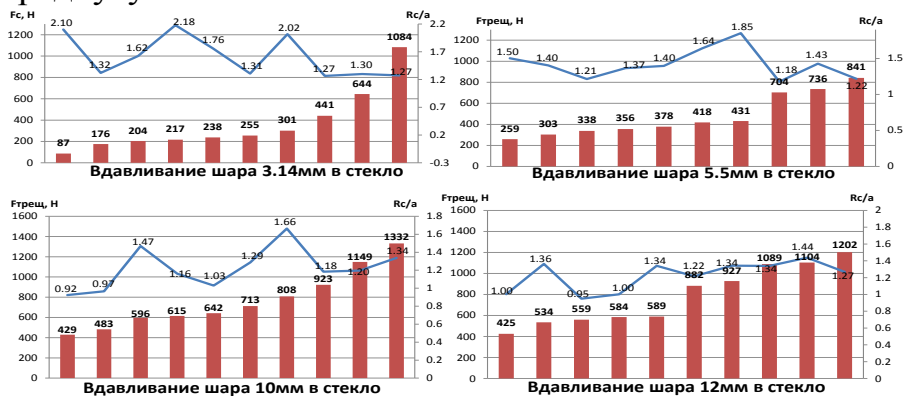


Рис. 4. Значения усилий возникновения трещин и отношений  $r_c/a$ , полученные из первой серии экспериментов.

Для устранения влияния гидроабразивной резки вторая серия испытаний проводилась на целых пластинах стекла. Результаты представлены на рис. 5.

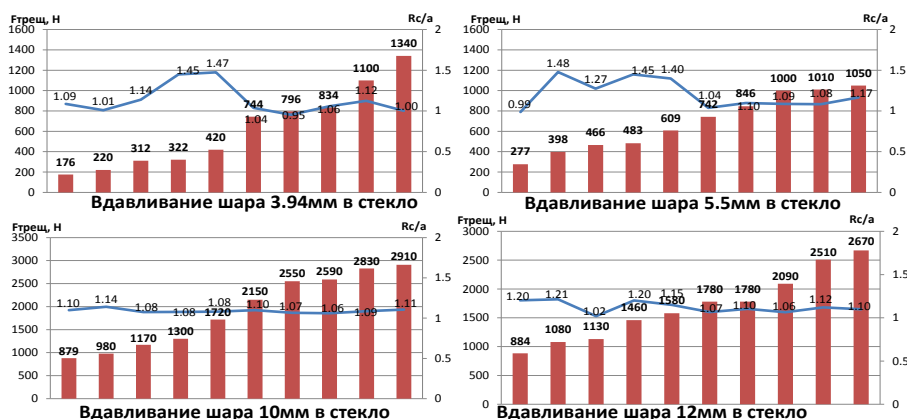


Рис. 5. Значения усилий возникновения трещин и отношений  $r_c/a$ , полученные из второй серии экспериментов.

Третья серия испытаний была характерна тем, что образцы для неё были изготовлены без гидроабразивной резки, а алмазным диском, и отожжены при  $520^{\circ}\text{C}$ . Результаты испытаний представлены на рис. 6.

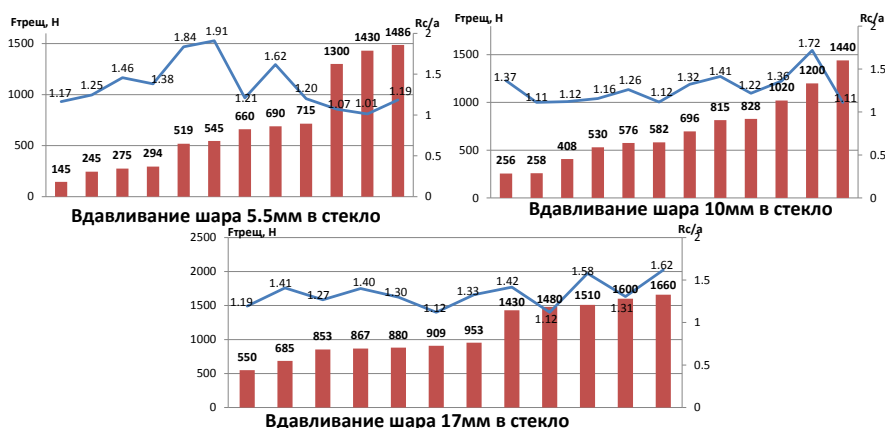


Рис. 6. Значения усилий возникновения трещин и отношений  $r_c/a$ , полученные из третьей серии экспериментов.

### Библиографический список:

1. Джонсон К. «Механика контактного взаимодействия»: Пер. с англ. – М.:Мир, 1989. – 510с., ил.
2. М.Т. Huber, «Zur Theorie der Berührung fester elastischer Körper» (Contribution to Theory of Contact of Elastic Solids), Ann. Physik, 14, P.153-163 (1904).
3. By A.S. Argon, Y.Hori, and E. Growan, «Indentation Strength of Glass». Journal of the American ceramic society. Ceramic Abstracts. Volume 43, number 2. February 1, P.86-96 (1960).

4. Применение нелокальных критериев предельного состояния для оценки контактного разрушения / М. А. Леган, Д. В. Логунов // Деформирование и разрушение структурно-неоднородных сред и конструкций: сб. материалов 3 Всерос. конф., посвящ. 100-летию со дня рождения академика Ю. Н. Работнова, Новосибирск, 26–30 мая 2014 г. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2014. – С. 119–120. – 150 экз. – ISBN 978-5-7782-2444-5.
5. Браун У., Строули Дж. Испытания высокопрочных металлических материалов на вязкость разрушения при плоской деформации. М.: Мир, 1972. 248 с.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке проекта РФФИ №16-08-00713

## FORMATION CIRCULAR CRACKS IN GLASS UNDER CONTACT

*Novoselov Aleksey Nikolaevich<sup>1</sup>, postgraduate student; Legan Mikhail Antonovich<sup>1,2</sup> professor, D.Sc.*

<sup>1</sup> Lavrentyev Institute of Hydrodynamics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 630090, Russia, s. Novosibirsk, pr. Academic Lavrentyev, 15

<sup>2</sup> Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, s. Novosibirsk, pr. K. Marks, 20.

*Novoselov A.N.*, email [aleksey.novoselov@gmail.com](mailto:aleksey.novoselov@gmail.com)

*Legan M.A.*, email [legan@ngs.ru](mailto:legan@ngs.ru)

### **Abstract**

The method and results of the indentation steel balls in samples of glass marks M1 consider in this work. In addition, the method and results of experiments for three- and four-point bending glass beams with and without notches consider. As a result of indentation of steel balls in glass samples crack formed larger radius than the radius of the contact. This confirms the results obtained by A. S. Argon. Flexural test beams allowed us to determine the maximum tensile stress and the stress intensity factor for the glass. This data will be used for comparative analysis of modeling of contact fracture via nonlocal criteria of the limiting state.

### **Keywords**

Glass; circular cracks; contact destruction; stress intensity factor; beam bending.

## ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ РЕЖИМОВ ВИБРОИСПЫТАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НА ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИХ СТЕНДАХ

*Остроменский Пётр Иванович<sup>1</sup>, доктор техн. наук, профессор;  
Волошин Александр Васильевич<sup>2</sup>, ведущий инженер-конструктор;  
Сырецкий Геннадий Александрович<sup>3</sup>, канд. техн. наук, доцент*

<sup>1</sup>Сибирский государственный университет путей сообщения, 630049, Россия, г. Новосибирск, ул. Дуси Ковальчук, 191

<sup>2</sup>Научно-исследовательский институт электронных приборов, 630005, Россия, г. Новосибирск, ул. Писарева, 53

<sup>3</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, К. Маркса пр., 20

*Остроменский П. И.*, e-mail: [piostr@mail.ru](mailto:piostr@mail.ru)

*Волошин А. В.*, e-mail: [volosh7@yandex.ru](mailto:volosh7@yandex.ru)

*Сырецкий Г. А.*, e-mail: [sga-2002@mail.ru](mailto:sga-2002@mail.ru)

*Адрес для корреспонденции: Остроменский Пётр Иванович, Сибирский государственный университет путей сообщения, 630049, Россия, г. Новосибирск, ул. Дуси Ковальчук, 191, тел.(905)952-56-30*

### **Аннотация**

В докладе анализируются основные причины частотных искажений гармонической и случайной вибрации при её воспроизведении на электродинамическом стенде. Предлагаются новые способы борьбы с искажениями с помощью введения дополнительной обратной связи с заграждающим фильтром в контур управления вибростендом. Приводятся результаты экспериментов.

**Ключевые слова:** виброиспытания; электродинамический стенд; частотные искажения режимов вибрации; подавление паразитных гармоник.

### **1 Введение**

При виброиспытаниях бортовой радиоэлектронной аппаратуры (далее – испытуемых изделий (ИИ)) на электродинамических вибростендах (ЭДВ) в диапазоне частот от 5 до 2000 Гц необходимо воспроизводить вибрации с малыми амплитудно-частотными искажениями (далее искажениями). Это обусловлено тем, что конструктивные отказы, вызываемые усталостью, фреттинг-коррозией, самоотвинчиванием, а также функциональные отказы ИИ, как правило, возникают в области резонансных частот и существенно зависят от уровней вибрации, возбуждаемых ЭДВ на этих частотах [1, 2].

В настоящее время при испытании ИИ на современных ЭДВ искажения режимов вибрации могут достигать в отдельных поддиапазонах частот сотен процентов. Такие искажения нередко имеют место в ЭДВ даже без нагрузки и их рекомендуется не нормировать, т. е. не ограничивать [3]. В таких условиях получить достоверную оценку вибростойкости ИИ при стендовых

виброиспытаниях в отдельных поддиапазонах частот практически невозможно. Поэтому разработка способов и устройств борьбы с искажениями режимов вибрации является важной и актуальной проблемой.

## 2 Теория.

Первичными причинами искажений в ЭДВ на частотах выше 100 Гц являются нелинейности преобразования электрических колебаний в вибрации подвижной катушки и нелинейности жёсткого стыка катушки со столом ЭДВ. При вибрации с частотой  $f$  из-за указанных нелинейностей в ЭДВ возбуждаются малые кратные гармоники с частотами  $2f, 3f, \dots$ , не превышающие в совокупности 5–10% до тех пор, пока частоты этих паразитных гармоник не совпадут с собственными частотами механической подсистемы «подвижная часть ЭДВ + накладной стол + приспособление + ИИ» (далее «ПЧ ЭДВ + ИИ»). Паразитные кратные гармоники усиливаются «ПЧ ЭДВ + ИИ» как совокупностью резонаторов, и поэтому уровни этих гармоник возрастают в десятки раз. При этом энергия основной гармоники перераспределяется между кратными гармониками и уровень основной гармоники существенно уменьшается по сравнению с заданным программным уровнем вибрации, а система управления ЭДВ поддерживает этот уровень вибрации, в основном, за счёт второй и третьей гармоники [2].

В области наибольших частотных искажений подсистему «ПЧ ЭДВ + ИИ» в первом приближении можно представить в виде несущего тела на упругом подвесе, взаимодействующего с одним осциллятором (резонатором), учитывающим те конструктивные элементы подсистемы, которые определяют её высокочастотные резонансные колебания с частотой  $f_p$ . Дифференциальные уравнения колебаний подсистемы в линейном приближении будут иметь вид:

$$\begin{aligned} (m_1 + m_2)\ddot{y} + c_1\dot{y} + k_1y &= F_1 \sin vt - F_2 \cos 2vt - m_2\ddot{z} \\ m_2\ddot{z} + c_2\dot{z} + k_2z &= -m_2\ddot{y} \end{aligned} \quad (1)$$

где  $m_1$  и  $m_2$  – соответственно массы несущего тела и осциллятора;  $c_1$  и  $k_1$ ,  $c_2$  и  $k_2$  – коэффициенты диссипации и жёсткости упругого подвеса ПЧ ЭДВ и осциллятора;  $y$  – координата программного движения несущего тела;  $z$  – координата колебаний осциллятора относительно несущего тела;  $v$  – угловая частота вибрации ПЧ ЭДВ. В системе уравнений (1) влиянием  $F_3 \ll F_2$  пренебрегаем. В поддиапазонах со средней частотой  $0,5f_p$  имеем  $\sqrt{k_1/(m_1 + m_2)} \ll v$ . Тогда при  $v = \pi f_p$  из (1) получаем

$$\ddot{y} \approx a_1 \sin vt + a_2 \sin(2vt + \gamma_2), \quad (2)$$

$$\text{где } a_1 = \frac{F_1}{m_1+m_2}, \quad a_2 = \frac{F_2}{m_1+m_2} \sqrt{1 + \left(\frac{m_2}{m_1} Q\right)^2}$$

- амплитудные значения гармоник ускорения ПЧ ЭДВ;  $Q = 2\pi f_p m_2 / c_2$  – добротность осциллятора, которая в «ПЧ ЭДВ + ИИ» составляет  $Q=20 \div 100$ .

При широкополосной случайной вибрации (ШСВ) за счёт «перекачки» энергии паразитных кратных гармоник из других поддиапазонов нарушается управляемость уровнем спектральной плотности в резонансных поддиапазонах.

Например, при испытании ИИ с приспособлением массой 30 кг на вибростенде «TS-30-370» (2013г.) с цифровой системой управления UCON при программном уровне спектральной плотности ускорения  $S=0,06 \text{ g}^2/\text{Гц}$  в поддиапазоне 1700–1900 Гц наблюдалось резонансное увеличение спектральной плотности до  $0,28 \text{ g}^2/\text{Гц}$  на частоте 1800 Гц. После уменьшения программного уровня спектральной плотности до  $S=0,01 \text{ g}^2/\text{Гц}$  в том же поддиапазоне максимум спектральной плотности на частоте 1800 Гц уменьшился только на 15%.

Чтобы вторая гармоника не возбуждалась в рабочем диапазоне частот (10-2000Гц) собственные частоты «ПЧ ЭДВ + ИИ» должны лежать выше 4500 Гц. Практически этого достичь не удается, так как конструктивные возможности повышения собственных частот и демпфирования в «ПЧ ЭДВ + ИИ» в значительной степени исчерпаны. Например, за последние 30 лет для зарубежных и отечественных ЭДВ без нагрузки с массой подвижных частей 30-35 кг собственная частота высокочастотного резонанса практически не изменилась и находится в диапазоне 2000-2500 Гц.

Наиболее перспективными при гармонической вибрации представляются способы подавления частотных искажений в «ПЧ ЭДВ + ИИ» за счёт введения контуров дополнительной частотно-зависимой обратной связи (ДОС), охватывающих усилитель мощности и ПЧ ЭДВ с ИИ. На рисунке показан контур ДОС, содержащий заграждающий фильтр с частотой заграждения  $0,5f_p$ . С выхода фильтра через усилитель мощности сигналы кратных гармоник поступают в противофазе с кратными гармониками, возникающими в «ПЧ ЭДВ + ИИ», и подавляют их. В результате частотные искажения гармонической вибрации в окрестности частоты  $0,5f_p$  существенно уменьшаются.

Во многорезонансных подсистемах «ПЧ ЭДВ + ИИ» вместо параллельного включения нескольких контуров ДОС целесообразно использовать контур ДОС со следящим заграждающим фильтром [4].

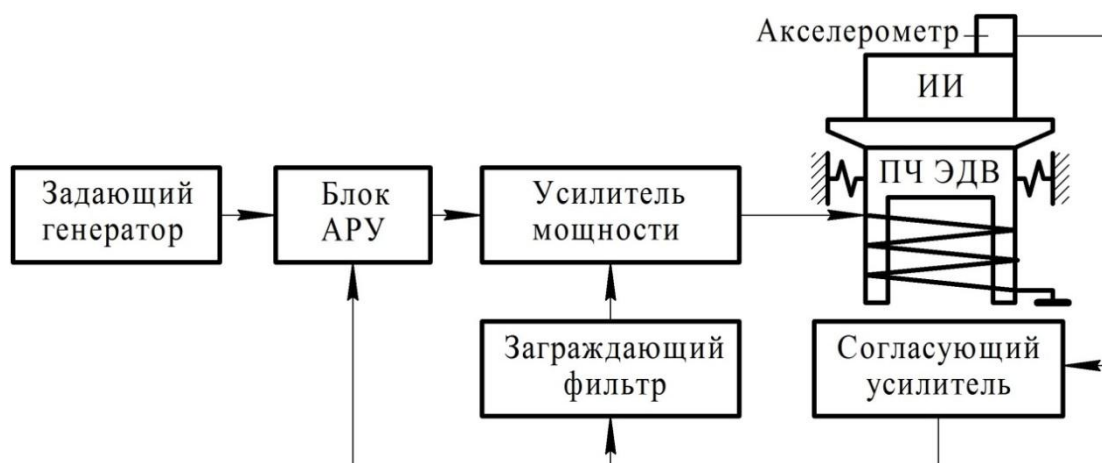


Рис. Блок-схема ЭДВ с одним контуром ДОС

### 3 Результаты экспериментальной проверки

Экспериментальная проверка способа подавления кратных гармоник при воспроизведении гармонической и узкополосной случайной вибрации с помощью ДОС подтвердила её высокую эффективность. В ЭДВ с частотой высокочастотного резонанса  $f_p=5600$  Гц при  $f=0,5f_p=2800$  Гц вторая гармоника составляла 90% от уровня основной гармоники. После включения контура ДОС вторая гармоника уменьшалась более чем в 15 раз.

### 4 Выводы

Использование в системах управления ЭДВ контуров ДОС с заграждающими фильтрами позволяет существенно уменьшить частотные искажения испытательных режимов гармонической вибрации. Разработка систем подавления паразитных гармоник в ШСВ является одной из важнейших ближайших задач в области повышения точности воспроизведения режимов виброиспытаний ИИ на электродинамических вибростендах.

### Библиографический список:

1. Зайцев В. Г. О погрешности воспроизведения вибраций в испытаниях оборудования машин. / Проблемы машиностроения и надёжности машин, 1995. №2. - С.105-113.
2. Остроменский П. И. Вибрационные испытания радиоаппаратуры и приборов. – Новосибирск: Изд-во Новосиб. ун-та, 1992. – 174 с.
3. ГОСТ 25051.4-83. Установки испытательные вибрационные электродинамические. Общие технические условия.
4. Электродинамический вибростенд: пат. 2572070 Рос. Федерация. № 2014129680/28; заявл. 18.07.2014; опубл. 27.12.2015, Бюл. № 36. 7 с.

## THE WAYS TO INCREASE THE ACCURACY OF REPRODUCTION VIBRATION TEST CONDITIONS OF RADIOELECTRONICS ON THE ELECTRODYNAMIC SHAKERS

**Ostromensky Petr Ivanovich**<sup>1</sup>, D.Sc. (Engineering), Professor, e-mail:  
[piostr@mail.ru](mailto:piostr@mail.ru)

**Voloshin Aleksandr Vasilyevich**<sup>2</sup>, Principal Engineer-Designer, e-mail:  
[volosh7@yandex.ru](mailto:volosh7@yandex.ru)

**Syretsky Gennadiy Aleksandrovich**<sup>3</sup>, Ph.D. (Engineering), Associate  
Professor, e-mail: [sga-2002@mail.ru](mailto:sga-2002@mail.ru)

<sup>1</sup>Siberian Transport University, 191, Dusi Kovalchuk St., Novosibirsk, 630049,  
Russian Federation

<sup>2</sup>Scientific and Research Institute of Electronic Devices, 53, Pisareva St.,  
Novosibirsk, 630005, Russian Federation

<sup>3</sup>Novosibirsk State Technical University, 20, Prospect K. Marksa, Novosibirsk,  
630073, Russian Federation



## Abstract

The report analyses the main causes of frequency distortion harmonic and random vibration when it is reproduced on the electrodynamic shakers. It offers new ways of dealing with the distortion by introducing additional feedback bandstop filter in the feedback loop of the shaker. The results of the experiments are given.

**Keywords:** Vibration testing; electro-dynamic shaker; frequency distortion modes of vibration; suppression of spurious harmonics.

УДК 620.17

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОДУЛЯ СДВИГА ТРЕХСЛОЙНОЙ ПАНЕЛИ С ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ИЗ ПЕНОПЛАСТА

*Пель Александр Николаевич<sup>1</sup>, к.т.н., доцент; Шкирко Светлана Анатольевна<sup>1</sup>, студент*

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20.

*Шкирко С. А.*, e-mail [svetik\\_777sh@mail.ru](mailto:svetik_777sh@mail.ru)

*Адрес для корреспонденции: Шкирко Светлана Анатольевна*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (923)264-15-77

## Аннотация

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

**Ключевые слова:** Трехслойные конструкции, легкий наполнитель, пенопласт, экспериментальные исследования, растяжение, угол сдвига, касательные напряжения, перемещения, деформации, модуль сдвига.

Одним из актуальных направлений современной механики конструкций в настоящее время является широкое использование нетрадиционных материалов. Ярким примером такого подхода к проектированию являются композиционные материалы, которые позволяют добиться:

- снижения веса конструкций;
- повышения жесткости;

➤ повышения ресурса работы конструкции в условиях эксплуатации.

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

Большой вклад в изучение трехслойных конструкций внесли ученые, работавшие в Новосибирске, в Сибирском научно-исследовательском институте авиации (СибНИА) и на кафедре прочности летательных аппаратов нашего университета: А.Я. Александров [1,2,3], Л.М. Куршин [1], Брюккер Л.Э., А.П. Прусаков [5].

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

Для надежного расчета таких конструкций необходимо знать модуль сдвига заполнителя, который определяется экспериментально. Для проведения испытаний на сдвиг панелей с сотовым заполнителем разработан ОСТ 1.01122-85 [6]. На основе методики описанной в этом отраслевом стандарте были проведены испытания образцов пенопласта на сдвиг.

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

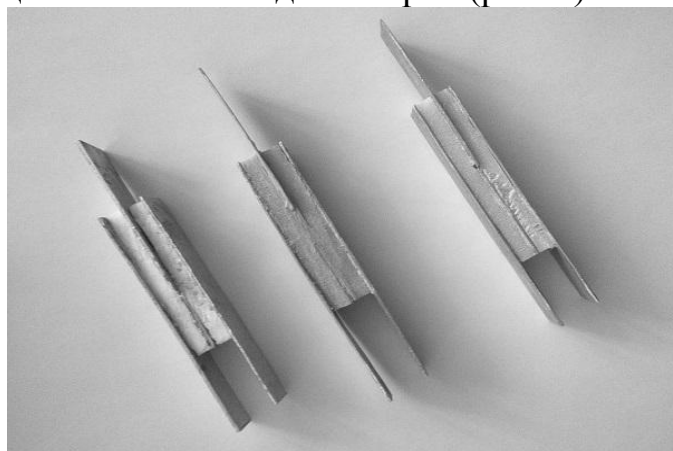


Рис. 1. Фотография трех образцов различных марок пенопласта

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

Размеры вырезанных трех образцов приведены в (табл. 1).

Таблица 1

Размеры образцов

№ образца	Вид	Длина образца $L \cdot 10^3, \text{ м}$	Ширина образца $H \cdot 10^3, \text{ м}$	Толщина заполнителя, $\Delta \cdot 10^3, \text{ м}$
1	Дюраль	93	12	1,5
	Пенопласт 1	60	12	5
2	Дюраль	110	13	1,5
	Пенопласт 2	64	13	6
3	Дюраль	98	12	1,5
	Пенопласт 3	70	12	5

Плотность пенопласта определяли с помощью метода Архимеда.

Опустив пенопласт в воду, по объему вытесненной воды определяли объем пенопласта, с помощью аналитических весов Mettler Toledo находили вес, после чего был вычисляли плотность по формуле (1).

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (1)$$

Результаты нахождения плотности, трех видов марок пенопласта, приведены в (табл. 2).

Таблица 2

Плотность заполнителей из пенопласта

Вид	Плотность $\rho, \text{ кг/м}^3$
Пенопласт 1	25,9
Пенопласт 2	55,1
Пенопласт 3	30,7

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

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

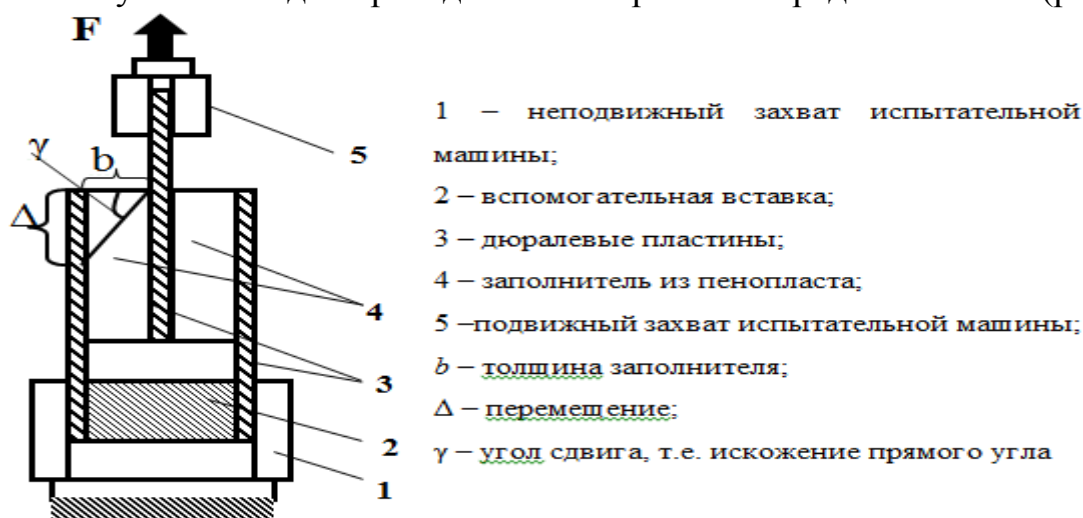


Рис. 2. Схема экспериментальной установки

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

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

где,  $G$  – модуль сдвига;  $\tau$  – касательные напряжения;  $\gamma$  – угол сдвига, т.е. искажение прямого угла.

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

Касательные напряжения в образце определяются по формуле

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

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

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

Вычисление модуля сдвига пенопласта производится по формуле (4)

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

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



Рис. 3. Фотографии установки образцов на испытательной машине

Была проведена серия экспериментов на растяжение образцов. Пенопласты обладают очень низким пределом прочности. Поэтому, исходя из размеров образцов, они нагружались небольшими усилиями – до 500-600 Н. На (рис. 4) приведена типичная диаграмма, полученная в результате эксперимента. Было установлено, что диаграмма практически не имеет линейного участка. Уже при нагрузке в 400-600 н кривые деформирования переходят к горизонтальному участку, что свидетельствует о начала пластической деформации материала. В таком случае говорят о мгновенном модуле материала. В процессе эксперимента фиксировалась нагрузка в 50 Н, 100 Н, 150 Н, 200 Н, 300 Н, 400 Н, 500 Н, 600 Н и значения перемещений

при этой нагрузке. Затем вычислялось удлинение образца, соответствующее ступени нагрузки и модуль сдвига для этой ступени. Один и тот же образец нагружался два - три раза и результаты осреднялись для уменьшения погрешности измерения (табл. 3).

## Осредненные значения модуля сдвига

Модуль сдвига G, МПа								
Обр. 1	№	50-100 Н	100-150 Н	150-200 Н	200-300 Н	300-400 Н	400-500 Н	500-600 Н
	1	1,647	2,167	2,393	1,730	-	-	-
	2	1,812	2,085	2,226	2,050	-	-	-
	сред	<b>1,730</b>	<b>2,126</b>	<b>2,310</b>	<b>1,890</b>	-	-	-
Обр. 2	1	4,288	4,459	4,425	4,440	4,443	3,715	-
	2	4,672	4,567	4,557	4,570	4,523	4,182	1,151
	3	4,950	4,786	4,660	4,525	4,331	4,006	1,656
	сред	<b>4,637</b>	<b>4,605</b>	<b>4,548</b>	<b>4,511</b>	<b>4,432</b>	<b>3,968</b>	-
Обр. 3	1	2,102	2,238	2,253	1,893	-	-	-
	2	2,231	2,310	2,252	1,910	0,247	-	-
	сред	<b>2,166</b>	<b>2,274</b>	<b>2,253</b>	<b>1,902</b>	-	-	-

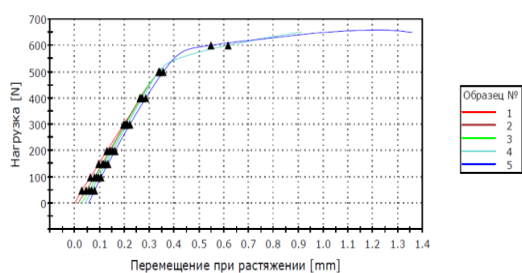


Рис. 4. График зависимости нагрузки от перемещения.

Было отмечено также, что при нагружении образца даже в пределах относительно линейной области образец не возвращается к исходному состоянию. При повторном и последующих нагружениях образец деформируется с большим модулем сдвига.

Для уменьшения погрешности измерения малых усилий и перемещений были изготовлены образцы с большими размерами (Таблица 4).

Таблица 4

## Размеры образца

Б № образца	Вид	Длина образца L*10 <sup>3</sup> , м	Ширина образца, Н*10 <sup>3</sup> , м	Толщина заполнителя, Δ*10 <sup>3</sup> , м
4	Дюраль	147	50	2,5
	Пенопласт 3	80	50	15
5	Дюраль	147	50	2,5
	Пенопласт 3	80	50	20

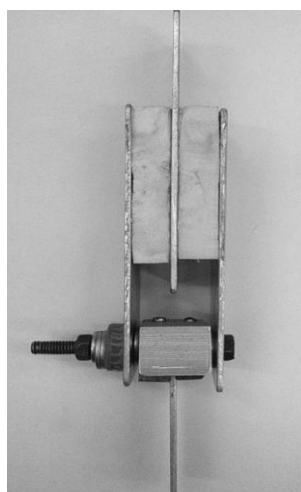


Рис. 5. Фотография образца

Был проведена новая серия экспериментов. На этот раз нагружение велось до 1400 – 1600 н, так как размеры образцов были существенно увеличены. На (рис.6) представлены графики зависимости перемещения от нагрузки. Были установлены уровни нагрузки 500 Н, 600 Н, 800 Н, 1000 Н, 1200 Н, 1400 Н, для которых фиксировались значения перемещений. Затем с

помощью формулы (4) вычислялись значения модуля сдвига для определенных диапазонов нагрузки (табл.5).

Таблица 5

Осредненные значения модуля сдвига

		Модуль сдвига G, МПа				
		500-600 Н	600-800 Н	800-1000 Н	1000-1200 Н	1200-1400 Н
Обр. 4	2	2,707	3,022	3,250	3,213	2,960
	3	2,926	3,209	3,353	3,271	2,940
	4	3,008	3,291	3,385	3,310	2,979
	сред	<b>2,880</b>	<b>3,174</b>	<b>3,330</b>	<b>3,264</b>	<b>2,960</b>
Обр. 5	2	4,145	4,194	4,257	4,347	4,196
	3	4,092	4,213	4,342	4,370	4,128
	сред	<b>4,119</b>	<b>4,204</b>	<b>4,299</b>	<b>4,358</b>	<b>4,162</b>

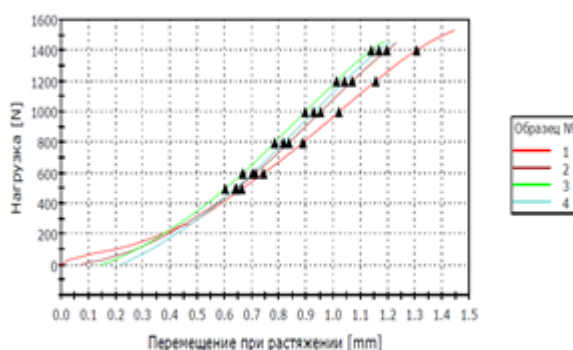


Рис. 6. График зависимости нагрузки от перемещения

### Библиографический список:

1. Расчет трехслойных панелей. Под общ. ред. докт. техн. наук проф. А.Я. Александров и канд. наук техн. наук Л. М. Куршина. М.: Оборонгиз, 1960. – 272 с., ил.
2. А.Я. Александров. Местная устойчивость трехслойных пластин с сотовым наполнителем // Теория пластин и оболочек. Труды II всесозн. конференции. – 1962. – С. 347-349.
3. Конструкции с наполнителями из пенопластов // Издание 2-е, переработанное и дополненное. Под общ. ред. засл. деятеля науки и техн. РСФСР, докт. техн. наук, проф. А.Я. Александрова. М.: Машиностроение, 1972. – 211 с., ил.
4. Панин В.Ф., Гладков Ю.А. Конструкции с наполнителем: Справочник. – М.: Машиностроение, 1991. – 272 с., ил.
5. Прусаков А.П. Основные уравнения изгиба и устойчивости трехслойных пластин с легким наполнителем // Прикладная математика и механика. – 1951. – Том XV. – С. 27 - 36.
6. ОСТ 1.01122 – 85. Наполнители сотовые клееные. Метод испытаний на прочность при сдвиге. – Введ. 01.07.1986 г.

## Experimental determination of the shear modulus of sandwich panels with filler from foam

*Pel Alexander Nikolaevich*<sup>1</sup> *Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor; Shkirko Svetlana Anatolievna,*<sup>1</sup> *student*

<sup>1</sup> Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20.

*Shkirko S.A.*, e-mail [svetik\\_777sh@mail.ru](mailto:svetik_777sh@mail.ru)

*Address for correspondence: Shkirko Svetlana Anatolievna*, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20, phone (923) 264-15-77

### **Abstract**

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

**Keywords:** The three-layer construction, lightweight filler, plastic foam, experimental study, tensile shear angle, shear stress, displacement, strain, shear modulus.

## МОДЕЛИРОВАНИЕ КРУЧЕНИЯ АНИЗОТРОПНЫХ СТЕРЖНЕЙ КРУГЛОГО СЕЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЗУЧЕСТИ

*Петров Денис Михайлович<sup>1,2</sup>, аспирант; Банщикова Инна Анатольевна<sup>2</sup>, с.н.с., к.ф.-м.н., Цвелодуб Игорь Юрьевич<sup>2</sup>, профессор, д.ф.-м.н.*

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>2</sup> Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Академика Лаврентьева, 15

*Петров Д.М., e-mail Petroffdm91@gmail.com*

*Банщикова И.А., e-mail binna@ngs.ru*

### Аннотация

Рассматривается кручение стержней, вырезанных из поперечно-изотропной пластины с пониженным сопротивлением к деформации ползучести в направлении  $45^0$  к направлению плиты. Комплексная оценка методом конечных элементов и приближенным расчетом показывают, что имеет место депланация поперечного сечения в случае стержней, вырезанных в продольном направлении. В этом случае величина угла закручивания превышает практически в три раза значение угла закручивания, рассчитанного в случае изотропного материала. Аналитическая оценка и анализ методом конечных элементов для стержней, вырезанных в направлении нормали плиты показывает, что депланация отсутствует, но величина угла закручивания на порядок больше величины угла, рассчитанного в изотропной постановке.

**Ключевые слова:** Ползучесть; кручение стержня; трансверсально-изотропный материал; депланация.

### 1. Введение

Большинство современных конструкционных материалов обладают свойствами анизотропии при ползучести. Анизотропия может являться следствием неоднородности материала, что характерно, например, для композитов или возникнуть после таких процессов технологической обработки, как прокатка или прессование. Численная и экспериментальная проверка анизотропных моделей в условиях сложного напряженного состояния требует значительных временных и материальных затрат. Большинство листовых материалов обладают свойствами анизотропии по направлениям (вдоль, поперек, по нормали к плите), разносопротивляемости растяжению и сжатию, упрочнения и разупрочнения при ползучести, что создает определенные трудности при решении задач формообразования деталей и прогнозирования их дальнейшей успешной эксплуатации.

В [1] для сплава В95пчТ2 при  $T=180^{\circ}\text{C}$  (толщина плиты 50 мм) на основании проведенных экспериментов на растяжение и сжатие установлена



существенная анизотропия и разнсопротивляемость при ползучести, а также определено самое слабое направление под углом  $45^{\circ}$  к нормали плиты. В этой работе приведены результаты экспериментов на ползучесть при постоянных напряжениях  $\sigma$  на растяжение образцов в предельном (вдоль проката), поперечном и по нормали плиты направлениям, на сжатие в продольном направлении и на растяжение образцов, вырезанных под углом  $45^{\circ}$  к направлению нормали плиты.

Для аппроксимации экспериментальных данных на установившейся стадии использована степенная зависимость для скоростей деформаций ползучести  $\eta = \dot{\varepsilon}^C = B\sigma^n$  и получены следующие коэффициенты:  $B_o = 6.3 \cdot 10^{-31} \text{ МПа}^{-n} \text{ с}^{-1}$  – для продольного, поперечного направлений и направления по нормали плиты при растяжении;  $B_{\Delta} = 3.9 \cdot 10^{-30} \text{ МПа}^{-n} \text{ с}^{-1}$  – для направления под углом  $45^{\circ}$  к нормали плиты на растяжение;  $B_{\bullet} = 2 \cdot 10^{-31} \text{ МПа}^{-n} \text{ с}^{-1}$  – для продольного направления плиты при сжатии. Показатель ползучести  $n=10$  одинаков для всех направлений и не зависит от знака прикладываемой нагрузки.

Интенсивность процесса для продольного направления на растяжение и на сжатие отличаются более чем в три раза. Сравнение результатов экспериментов на растяжение для образцов, вырезанных под углом  $45^{\circ}$  к направлению нормали плиты с результатами экспериментов на растяжение для продольного, поперечного и по нормали плиты направлений, показывает увеличение интенсивности процесса ползучести почти в 6 раз.

В [2] для изотропной среды рассмотрены различные приближенные методы, в том числе метод комбинирования решений упругой и идеально-пластической задач. Подробному анализу кручения анизотропных упругих стержней посвящена работа [3], в ней приведено также аналитическое решение для стержня эллиптического сечения, впервые полученное Сен-Венаном. Ввиду физической нелинейности получение решение задачи кручения при анизотропной ползучести даже для стержня круглого поперечного сечения возможно только приближенно.

## 2. Теория

При произвольном напряженном состоянии, когда выполняется соотношение  $\eta = B\sigma^n$ , процесс ползучести можно представить в виде:

$$\eta_{ij} = \frac{\partial \Phi}{\partial \sigma_{ij}}, \quad (1)$$

где  $\Phi$  – скалярная потенциальная функция тензора напряжений;

$\sigma_{ij}, \eta_{ij}$  – компоненты тензоров напряжений и скоростей деформаций ползучести соответственно.

В свою очередь, потенциальная функция представляет собой следующее выражение:

$$\Phi = \frac{T^{(n+1)}}{n+1}, \quad (2)$$

где  $T$  – положительно определенная квадратичная форма от напряжений.

Анизотропия свойств материалов проявляется в различии пределов текучести, предела прочности и других механических характеристик. В рассматриваемом случае анизотропия характеризуется коэффициентами ползучести  $B_{ij}$  ( $i=1,2,3$  индексы обозначают направления анизотропии. Применительно к пластине: 1 – вдоль проката, 2 – поперек проката, 3 – по нормали к плоскости пластины). Предполагается, что свойства материала при растяжении и сжатии одинаковы. Показатель ползучести является одинаковой величиной для всех направлений.

Квадратичная форма от напряжений в осях координат, совмещенных с главными осями анизотропии, имеет вид:

$$T = A_{11}(\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + A_{22}(\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + A_{33}(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + 2A_{12}\sigma_{12}^2 + 2A_{23}\sigma_{23}^2 + 2A_{31}\sigma_{31}^2 \quad (3)$$

где  $A_{ij}$  – константы анизотропии.

Константы анизотропии  $A_{ij}$  определяются следующим образом:

$$A_{11} = \frac{1}{2} \left( B_2^{\frac{2}{n+1}} + B_3^{\frac{2}{n+1}} - B_1^{\frac{2}{n+1}} \right); \quad 2A_{12} = 4B_{12}^{\frac{2}{n+1}} - A_{11} - A_{22}. \quad (4)$$

Для скоростей деформации ползучести  $\eta_{ij} = \frac{d\varepsilon_{ij}^c}{dt}$  имеем следующие выражения:

$$\eta_{11} = T^{n-1} ((A_{22} + A_{33})\sigma_{11} - A_{33}\sigma_{22} - A_{22}\sigma_{33}), \quad \eta_{12} = 2T^{n-1} A_{12}\sigma_{12}. \quad (5)$$

Остальные компоненты получаются циклической перестановкой индексов.

Согласно [2], скорость погонного угла закручивания для изотропного в смысле ползучести круглого стержня запишется в виде:

$$\theta = (\sqrt{3})^{n+1} \frac{B}{a} \left( \frac{3+1/n}{2\pi a^3} M \right)^n \quad (6)$$

где  $M$  – крутящий момент;

$a$  – радиус поперечного сечения стержня;

Для образца, вырезанного в направлении по нормали к плите со слабым направлением под  $45^\circ$ , то есть когда  $B_1 = B_2 = B_3 = B_{31} = B_o$ ,  $B_{12} = B_{23} = B_\Delta$  скорость погонного угла закручивания описывается соотношением:

$$\theta = (2A_{12})^{(n+1)} \frac{1}{a} \left( \frac{3+1/n}{2\pi a^3} M \right)^n \quad (7)$$

Для образца, вырезанного в продольном направлении, соотношение для определения скорости погонного угла закручивания имеет вид:

$$\theta = \left( \frac{M}{R} \right)^n, \quad R = 4 \int_0^a \int_0^{f(x_2)} \left( \frac{x_1^2(C+1)}{2A_{23}} - \frac{x_2^2(C-1)}{2A_{31}} \right) \left( \frac{x_1^2(C+1)^2}{2A_{23}} + \frac{x_2^2(C-1)^2}{2A_{31}} \right)^k dx_1 dx_2 \quad (8)$$

где  $f(x_2) = (a^2 - x_2^2)^{0,5}$ ,  $k = (1-n)/(2n)$ .

### 3. Результаты

Численные расчеты для трех типов материалов (изотропный, трансропный по нормали и продольно-трансропный) были проведены в программном комплексе ANSYS с использованием элементов двух типов: SOLID45 и BEAM189. Расчет производился для сплава В95пчТ2 при температуре  $180^0$  с учетом свойств материала только на растяжение. Радиус стержня  $a=0.02$  м, длина  $L=0.1$  м, крутящий момент  $M=3500$  Н·м, коэффициент Пуассона  $\nu=0.4$ , модуль Юнга  $E=55000$  МПа, время закручивания  $t=600$  с.

В таблице 1 приведены результаты расчетов методом конечных элементов и с использованием формул (6-7) угла закручивания без учета упругой составляющей. Результаты расчетов элементами SOLID45 свидетельствуют о проявлении депланации материала, трансропного в продольном направлении (рис.1). Также, следует отметить, что в случае расчета данного типа материала элементами BEAM189 этой картины депланации не наблюдается, что может быть связано с особенностями этого элемента для данного класса задач. Но, с другой стороны, хорошее сходство с аналитическими результатами (полученными по формулам (6-7)) при использовании этого элемента подтверждается как в отношении углов закручивания, так и наличием сходной картины распределения касательных напряжений.

Табл. №1 – Результаты расчетов

Тип анизотропии	Угол, вычисленный аналитически, рад	Угол, вычисленный с использованием Solid45, рад	Угол, вычисленный с использованием Beam189, рад
Изотропный	0.18	0.20	0.19
Трансверсально-изотропный – продольное направление	0.51	0.595	0.6
Трансверсально-изотропный – направление по нормали	1.77	1.8	1.67

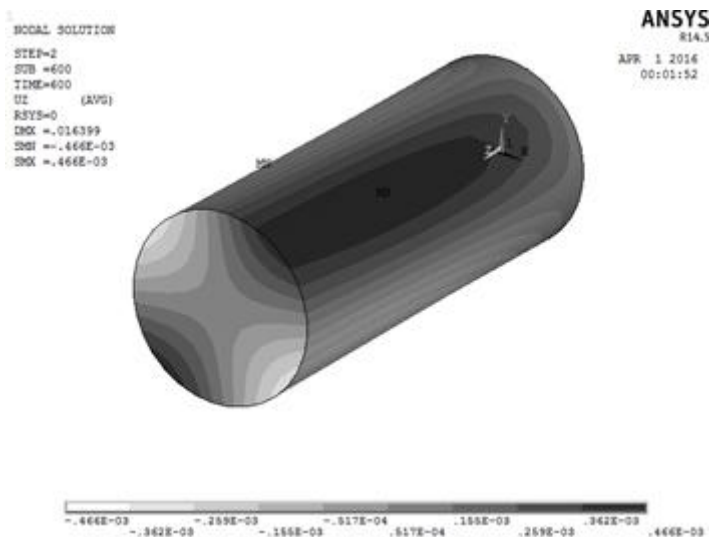


Рисунок №1 – Картина смещений в направлении оси  $z$  (ось  $u$  совпадает с направлением нормали плиты)

Моделирование методом конечных элементов вкупе с аналитическими расчетами показало, что анизотропия оказывает существенное влияние слабого направления на кручение стержней. Пониженная сопротивляемость ползучести в сдвиговом направлении может приводить к снижению жесткости и прочности в долгосрочной перспективе, что необходимо учитывать при проектировании конструкций и эксплуатации.

Работа поддержана РФФИ (код проектов 15-01-07631-а и 16-08-00713-а).

#### **Библиографический список:**

1. Горев Б.В., Масанов И.Ж. Особенности деформирования листовых конструкционных плит из алюминиевых сплавов в режимах ползучести // Технология машиностроения. – 2009. – №7. – С. 13-20
2. Качанов Л.М. Теория ползучести. – М.: Физматгиз, 1963. – 455 с.
3. Лехницкий С.Г. Кручение анизотропных и неоднородных стержней. – М.: Наука, 1971. – 240 с.
4. Ивлев Д.Д., Миронов Б.Г. О соотношениях трансляционной идеальнопластической анизотропии при кручении // Вести Чуваш. гос. пед. ун-та им. И.Я. Яковлева. Сер. Механика предельного состояния. – 2010. – №2 (8). – С. 576-579.
5. Соснин О.В. Об анизотропной ползучести материалов // ПМТФ. – 1965. -- №6. – С. 99-104.

## MODELLING OF CIRCULAR ANISOTROPIC RODS TORSION AT CREEP

*Petrov Denis Mikhailovich*<sup>1,2</sup>, postgraduate student; *Banshchikova Inna Anatol'evna*<sup>2</sup>, Ph.D. (Physics and Mathematics); *Tslvelodub Igor Yuryevich*<sup>2</sup>, professor, D.Sc.

<sup>1</sup>Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, s.Novosibirsk,

<sup>2</sup>Lavrentyev Institute of Hydrodynamics of the Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences, 630090, Russia, s. Novosibirsk, pr. Academic Lavrentyev, 15

*Petrov D.M.*, e-mail *Petroffdm91@gmail.com*

*Banshchikova I.A.*, e-mail *binna@ngs.ru*

### Abstract

In this article the torsion of the rods cut from transversal-isotropic plate with the reduced resistance to creep deformation in a direction of  $45^0$  to a plate normal is considered. A complex assessment by a finite-element analysis and the approximate calculations has shown the warping occur in a case when a rod is cut out from the plate in a longitudinal direction. In this case, the torsion angle value is factor of 3 higher than the one in isotropic case. Analytical assessment and finite-element analysis for the case when rods are cut out from a plate in normal direction has shown the absence of warping. But the value of torsion angle in this case is by an order of magnitude more than isotropic one.

**Keywords:** Creep; rod torsion; transversal-isotropic material; warping.

УДК 623.571

## ОСОБЕННОСТИ УЧЕТА НАЧАЛЬНОЙ НЕПРЯМОЛИНЕЙНОСТИ ПРИ РАСЧЕТЕ УПРУГИХ ИЗГИБНЫХ КОЛЕБАНИЙ ТРУБЫ

*Редькин Александр Александрович, аспирант*

Тульский государственный университет, 300012, Россия, г. Тула, пр. Ленина, 92

*Редькин А.А.*, e-mail *alexander9629@yandex.ru*

Адрес для корреспонденции: *Редькин Александр Александрович*, Тульский государственный университет, ИВТС, 300012, Россия, г. Тула, пр. Ленина, 92, тел. 89539694558

### Аннотация

Рассматривается задача расчета упругих изгибных колебаний трубы, нагруженной внутренним давлением, с наличием начальной непрямолинейности. Труба рассматривается как стержень переменной жесткости на двух упругих опорах, нагруженный перерезывающей силой,

зависящей от времени и координаты.

**Ключевые слова:** уравнение поперечных колебаний; упругая опора; метод конечных разностей.

При проектировании комплексов специального назначения, таких как артиллерийские системы, чрезвычайно важным фактором является возможность расчета технического рассеивания при стрельбе. Для проведения такого расчета необходимо детальное рассмотрение процесса движения ствола, включающего учет его колебаний при выстреле, а так же технологических погрешностей, связанных с начальной непрямолинейностью оси канала ствола.

Малый промежуток времени, соответствующий времени перемещения снаряда в стволе, позволяет несколько упростить модели расчета движения ствола, ограничившись учетом только упругих изгибных колебаний ствола. Ствол при этом рассматривается как труба (балка) переменной жесткости, на двух упругих опорах, нагруженная внутренним давлением и перерезывающей силой, зависящей от времени и координаты, связанной с перемещением снаряда, рассматриваемого как абсолютно жесткое тело. Обязательным элементом здесь является учет начальной непрямолинейности оси трубы, поскольку от нее в значительной степени зависит усилие взаимодействия снаряда со стволом. Поворот качающейся части не учитывается, поскольку данное перемещение происходит после выхода снаряда из ствола.

Неучет поворота ствола как жесткого тела допустим только при расчете характеристик рассеивания при одиночной стрельбе, поскольку взаимодействие с откатными устройствами и поворот качающейся части происходит после выхода снаряда из ствола. При одиночной стрельбе к моменту следующего выстрела ствол возвращается в исходное состояние.

В качестве основных допущений будем считать, что в начальный момент ствол неподвижен, характеристики непрямолинейности канала ствола, связанные с технологическими погрешностями изготовления и деформациями под действием силы тяжести, внутреннее давление, а также все геометрические и массовые характеристики ствола известны.

При использовании данных допущений уравнение изгибных колебаний ствола в вертикальной плоскости примет следующий вид[1]:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left( EJ \frac{\partial^2 Y}{\partial x^2} \right) - \pi \frac{\partial}{\partial x} \left( r^2 p \frac{\partial y}{\partial x} \right) - \frac{\partial}{\partial x} \left( N \frac{\partial y}{\partial x} \right) + \rho S \frac{\partial^2 Y}{\partial t^2} = q_y, \quad (1)$$

где  $E$  – модуль упругости первого рода;  $J = J(x)$  – момент инерции сечения;  $x$  – координата рассматриваемого сечения;  $r = r(x)$  – внутренний радиус;  $p = p(t)$  – среднее давление в стволе;  $y = Y_0 + Y$  – смещение центра сечения ствола с координатой  $x$ ;  $Y_0 = Y_0(x)$  – начальное смещение центра сечения из-за технологических погрешностей изготовления и действия силы тяжести;  $Y = Y(x, t)$  – смещения сечений ствола, вызванные изгибными колебаниями;  $N = N(x)$  – продольная сила в рассматриваемом сечении;  $\rho$  – плотность материала ствола;  $S = S(x)$  – площадь сечения канала ствола;  $q_y = q_y(x)$  –

распределенная поперечная нагрузка в вертикальной плоскости, связанная с реакциями опор и различными воздействиями на ствол.

Второе слагаемое в уравнении (1) учитывает равнодействующую сил внутреннего давления, появляющуюся вследствие непараллельности близких поперечных сечений ствола (сила Бурдена), которая учитывается для участка, нагруженного внутренним давлением.

Продольную силу  $N = N(x)$  в некотором сечении с координатой  $x$  можно определить как силу инерции, возникающую в данном сечении под действием продольного ускорения ствола. Пусть  $m_{cm}$  масса ствола с дополнительными элементами, а  $m_k = m_k(x)$  – масса участка ствола от рассматриваемого сечения до свободного левого торца. Тогда продольную силу в сечении с координатой  $x$  можно определить из следующего выражения:

$$N = \frac{\pi r^2 \rho m_k}{m_{cm}} = F_p \frac{m_k}{m_{cm}}. \quad (2)$$

Уравнение (1) предполагает задание распределенной нагрузки на некоторых участках. Для задания реакций опор будем задавать их как распределенную нагрузку на участке, соответствующем шагу по координате сеточной задачи.

Значения указанных реакций необходимо определять через смещения в зоне опор  $Y(x_a)$ ,  $Y(x_b)$ , связанных с упругими изгибными колебаниями ствола и определяемые из решения уравнения (1):

$$F_{yA} = -C_1 Y(x_a); \quad F_{yB} = -C_2 Y(x_b), \quad (3)$$

где  $C_1, C_2$  – линейные жесткости опор.

Для расчета усилия взаимодействия со стволом, при продольном перемещении снаряда вдоль криволинейной оси ствола, можно записать из уравнения движения:

$$F_{yC} = -m_c (W_y + g \sin \theta_0), \quad (4)$$

где  $m_c$  – масса снаряда;  $g$  – ускорение силы тяжести;  $\theta_0$  – угол возвышения ствола;  $W_y$  – ускорение по оси  $OY$ :

$$W_y = \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} + V_x \left( 2 \frac{\partial^2 y}{\partial t \partial x} + V_x \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right) + W_x \frac{\partial y}{\partial x}. \quad (5)$$

Значение  $W_y$  может быть определено при известном значении функции начальной непрямолинейности оси трубы  $y = y(x, t)$ .

Решение дифференциального уравнения (1) в частных производных проводилось сеточным методом с использованием неявной схемы решения. С учетом того, что  $y_i^j = Y_{0,i} + Y_i^j$ , конечно разностный аналог уравнения (1) имеет вид:

$$\begin{aligned}
& \frac{EJ}{\Delta x^4} (Y_{i+2}^{j+1} - 4Y_{i+1}^{j+1} + 6Y_i^{j+1} - 4Y_{i-1}^{j+1} + Y_{i-2}^{j+1}) + \frac{2(EJ)'}{\Delta x^3} (Y_{i+2}^{j+1} - 3Y_{i+1}^{j+1} + 3Y_i^{j+1} - Y_{i-1}^{j+1}) + \\
& + \frac{(EJ)''}{\Delta x^2} (Y_{i+1}^{j+1} - 2Y_i^{j+1} + Y_{i-1}^{j+1}) - \frac{\pi(r^2 p)'}{\Delta x} (Y_{0,i+1} + Y_{i+1}^{j+1} - Y_{0,i} - Y_i^{j+1}) - \\
& - \frac{\pi r^2 p + N}{\Delta x^2} (Y_{0,i+1} + Y_{i+1}^{j+1} - 2Y_{0,i} - 2Y_i^{j+1} + Y_{0,i-1} + Y_{i-1}^{j+1}) + \\
& + \frac{\rho S}{\Delta t^2} (Y_i^{j+1} - 2Y_i^j + Y_i^{j-1}) = q_{yi}^j, \quad i=1, \dots, n;
\end{aligned}$$

или

$$a_i Y_{i-2}^{j+1} + b_i Y_{i-1}^{j+1} + c_i Y_i^{j+1} + d_i Y_{i+1}^{j+1} + e_i Y_{i+2}^{j+1} = f_i, \quad i=1, \dots, n; \quad (6)$$

где

$$\begin{aligned}
a_i &= \frac{EJ}{\Delta x^4}; \\
b_j &= -4 \frac{EJ}{\Delta x^4} - \frac{2(EJ)'}{\Delta x^3} + \frac{(EJ)''}{\Delta x^2} - \frac{\pi r^2 p + N}{\Delta x^2}; \\
c_j &= 6 \frac{EJ}{\Delta x^4} + 6 \frac{(EJ)'}{\Delta x^3} - 2 \frac{(EJ)''}{\Delta x^2} + \frac{\pi(r^2 p)'}{\Delta x} + N' + \frac{2(\pi r^2 p + N)}{\Delta x^2} + \frac{\rho S}{\Delta t^2}; \\
d_j &= -4 \frac{EJ}{\Delta x^4} - \frac{6(EJ)'}{\Delta x^3} + \frac{(EJ)''}{\Delta x^2} - \frac{\pi(r^2 p)'}{\Delta x} + N' - \frac{\pi r^2 p + N}{\Delta x^2}; \\
e_i &= \frac{EJ}{\Delta x^4} + \frac{2(EJ)'}{\Delta x^3}; \\
f_j &= q_{yi}^j - \frac{\pi(r^2 p + N)'}{\Delta x} (Y_{0,i+1} - Y_{0,i}) - \frac{\pi r^2 p + N}{\Delta x^2} (Y_{0,i+1} - 2Y_{0,i} + Y_{0,i-1}) + \frac{\rho S}{\Delta t^2} (Y_i^{j-1} - 2Y_i^j). \quad (7)
\end{aligned}$$

Особое внимание уделялось учету начальной непрямолинейности трубы, которая задавалась смещением точек, оси канала в различных сечениях относительно оси, соединяющей центры крайних сечений канала.

Ввиду того, что при расчете упругих изгибных колебаний ствола шаг по координате более чем на порядок превышает шаг измерения начальной непрямолинейности ствола, необходимой вычислительной процедурой будет аппроксимация с последующей интерполяцией измеренных значений начального прогиба. Учитывая, что при вычислении усилий взаимодействия снаряда со стволом используются производные до третьего порядка включительно, то использовать обычную кусочно-линейную аппроксимацию не представляется возможным, поскольку в узловых точках она имеет разрыв первой производной, и, при вычислении усилия взаимодействия (с использованием второй производной прогиба по координате), возникают нефизические осцилляции решения в узловых точках табличной функции задания начального прогиба. В результате снижается точность вычислений, и, иногда, может возникать «развал» численной схемы решения уравнений упругих изгибных колебаний.

Для исключения данных эффектов проводилось предварительное сглаживание табличной функции начальной непрямолинейности с



последующей аппроксимацией кубическим сплайном. Подобный прием обеспечивает хорошую качественную картину при нахождении производных до второго порядка включительно (рисунок 1), а так же при расчете усилия взаимодействия снаряда со стволом, связанного с начальной непрямолинейностью оси ствола (рисунок 2).

Рассмотренная расчетная схема реализуется аналогичным образом и при расчете изгибных колебаний в плоскости  $XOZ$ , что позволяет определить кинематические параметры движения снаряда и ствола в момент выхода снаряда за дульный срез, в значительной степени определяющие характеристики технического рассеивания при стрельбе.

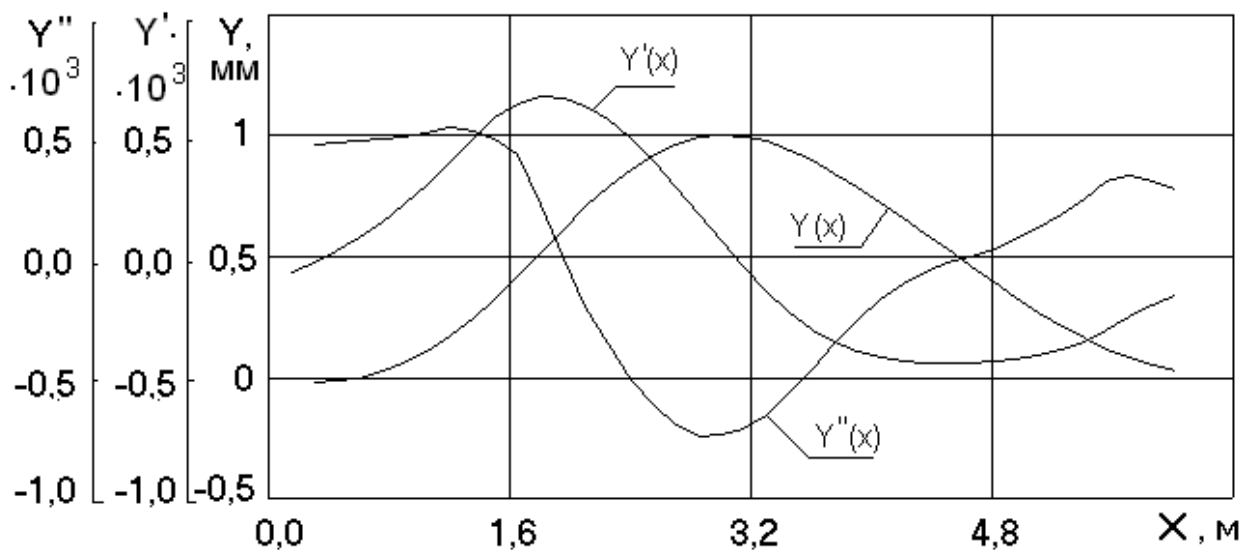


Рисунок 1 – Результаты аппроксимации табличной функции кубическим сплайном после предварительного сглаживания скользящим средним

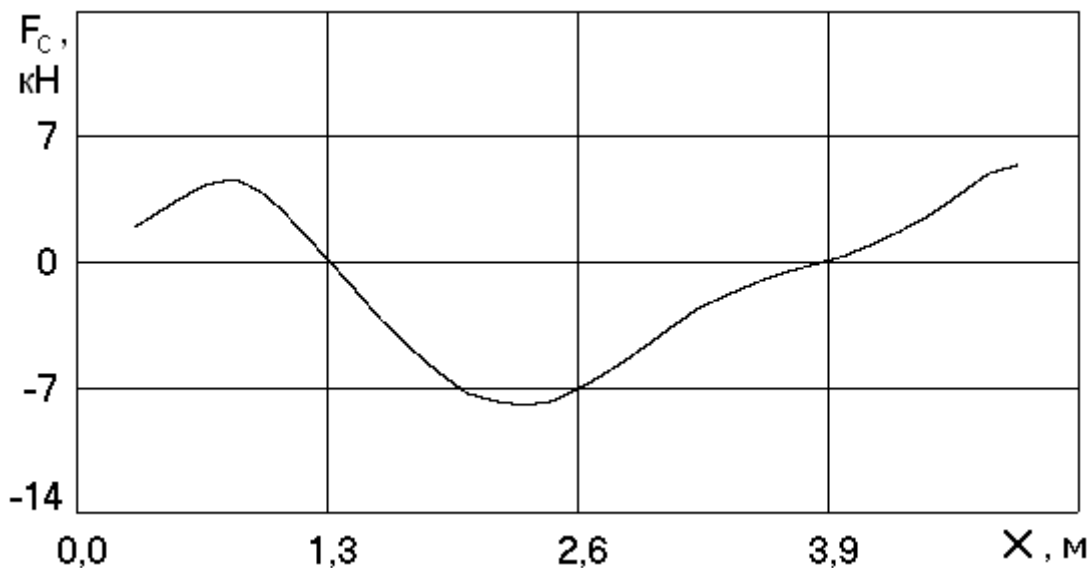


Рисунок 2 – Изменение усилия взаимодействия снаряда со стволом, вызванного начальной непрямолинейностью оси канала ствола

### **Библиографический список:**

1. Хоменко Ю.П., Ищенко А.Н., Касимов В.З. Математическое моделирование внутрибаллистических процессов в ствольных системах. – Новосибирск: Изд-во СО РАН. - 1999. – 256 с.

## **ASPECTS OF ACCOUNTING INITIAL CURVATURE IN ELASTIC BENDING TUBE VIBRATIONS CALCULATION**

### **Affiliation**

Redkin Alexandr Alexandrovich, graduate student, e-mail: [alexander9629@yandex.ru](mailto:alexander9629@yandex.ru)  
Tula State University, 92 Lenin Street, Tula 300012, Russian Federation

### **Abstract**

In this article we considered the problem of numerical solution of the equation of transverse vibrations of tubes with initial curvature on elastic supports, in relation to the systems for special purposes, such as a tank gun. We describe the components of the equation and its calculation technique. We used the finite difference method in the aggregate with implicit difference scheme, because it is stable in most cases. We determined relations for the boundary conditions and conclusive system of equations to calculate one of the numerical methods (Gaussian elimination or Thomas algorithm, for example). Through the instrumentality of barrel vibrations in the process of firing, we can calculate initial perturbations of projectile that have a significant influence on the technical dispersion of projectiles.

**Keywords:** Equation of transverse vibrations; elastic support; finite difference method.

## ДИНАМИКА ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОГО ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ТИПА ГМК-1

*Родионов Андрей Иванович, к.ф-м.н., доцент;  
Сырецкий Геннадий Александрович, к.т.н., доцент;  
Занина Эльвира Александровна*

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

*Родионов А.И.*, e-mail: [ajonn.r@mail.ru](mailto:ajonn.r@mail.ru)

*Сырецкий Г.А.*, e-mail: [sga-2002@mail.ru](mailto:sga-2002@mail.ru)

*Занина Э.А.*, e-mail: [zanina.elya@yandex.ru](mailto:zanina.elya@yandex.ru)

*Адрес для корреспонденции: Родионов Андрей Иванович*, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,  
пр. Карла Маркса, 20, тел. 8-(383)-3-461-777

### **Аннотация**

Рассмотрена динамика электродинамического вибростенда типа ГМК-1 с одной механической и двумя электрическими степенями свободы.

**Ключевые слова:** Электродинамический вибростенд, динамика, уравнения Нильсена.

### **Введение**

Известно, что вибростенды разных типов — это лабораторные установки для вибрационных испытаний изделий электроники, радиоаппаратуры и приборов, машин, механизмов и их деталей, конструкций разной природы, живых существ на вибрационные воздействия [1,2]. В данной работе исследуется динамика простейшего электродинамического вибростенда типа ГМК-1 с одной механической и двумя электрическими степенями свободы, расчётная схема которого представлена на рис. 1.

Исторически уравнения движения таких систем составляются в форме Лагранжа-Максвелла [3], однако для решения данной задачи применимы и уравнения Нильсена [3].

Составим уравнения движения представленной на Рис.1 системы по Нильсену.

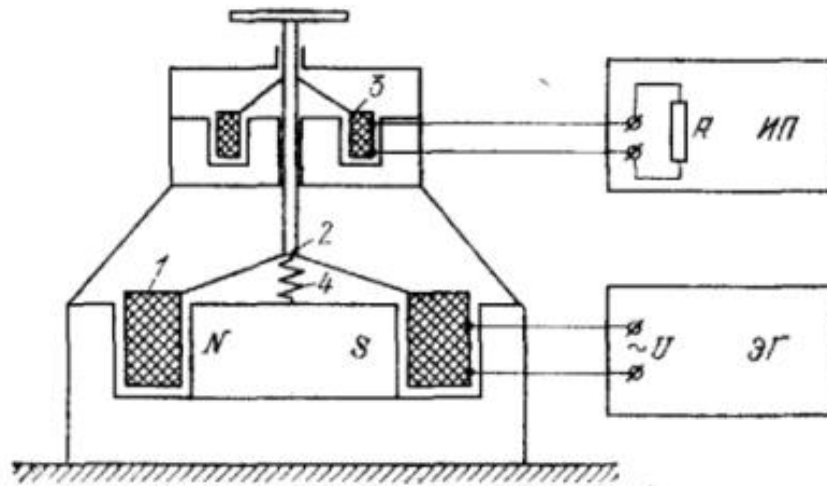


Рис. 1. Вибростенд типа ГМК – 1

### Постановка задачи

Вибростенд имеет два магнитоэлектрического механизма (МЭМ). Возбуждение колебаний вибростенда в данной модельной задаче осуществим подачей сигнала гармонического напряжения с частотой  $\omega$ , рад/с ( $u(t) = U_m \sin \omega t$ ) от генератора электрических колебаний (ЭГ) на катушку 1 силового МЭМ, жестко связанную с подвижным штоком 2. Вторым МЭМ служит для регистрации движения штока, его катушка 3 включена в цепь измерительного прибора (ИП).

Принимаем, что масса подвижных частей вибростенда равна  $m$ , коэффициент жесткости пружины 4 равен  $c$ , а коэффициент демпфирования —  $h$ , индукция в зазорах полюсных систем  $B_1$  и  $B_2$ , длина и сопротивление провода катушек  $L_1, l_1, R_1, L_2, l_2, R_2$  соответственно, входное сопротивление измерительного прибора  $R=R_2$ . Сопротивлением среды пренебрегаем. Определим расчетные формулы характеристик вибростенда в динамике.

### Уравнений движения системы

Запишем систему уравнений движения стенда в форме уравнений Нильсена:

$$\begin{cases} \frac{\partial \dot{T}}{\partial \dot{q}_j} - 2 \frac{\partial T}{\partial q_j} = - \frac{\partial \mathcal{R}}{\partial \dot{q}_j} + Q_j(t) \\ j = \overline{1,3} \end{cases} \quad (1)$$

Здесь  $q_j$  – обобщенная координата. Для механической части системы  $q_{\text{мех}}$ ,  $m$ - пространственная координата, а для электрической  $q_{\text{эл}}$ , Кл– заряд.  $\mathcal{R}$ – диссипативная функция Релея,  $Q_j(t)$ —обобщенная сила,  $s$ -количество степеней свободы системы.

За обобщенные координаты примем координату  $x$  – отсчитываемую от равновесного положения пружины,  $q_1$  – заряд, проходящий по катушке 1,  $q_2$  – заряд, проходящий по катушке 3.

Здесь:

$$T = \frac{m\dot{x}^2}{2} + \frac{L_1\dot{q}_1^2}{2} + \frac{L_2\dot{q}_2^2}{2} \text{ — кинетическая энергия системы;} \quad (2)$$

$$\mathfrak{R} = \mathfrak{R}_{\text{мех}} + \mathfrak{R}_{\text{эл}} = \frac{h\dot{x}^2}{2} + \frac{R_1 I_1^2}{2} + \frac{R_2 I_2^2}{2} \text{ — функция Релея;} \quad (3)$$

$$Q_x = mg - cx + F + F_{A1} + F_{A2}; \quad Q_{q_1} = U + \varepsilon_{\text{инд1}}; \quad Q_{q_2} = \varepsilon_{\text{инд2}} \quad (4)$$

- обобщённые силы, где  $F_{A1} = I_1 B_1 l_1$ ;  $F_{A2} = I_2 B_2 l_2$  — силы Ампера, действующие на первую и вторую катушки соответственно.

$\varepsilon_{\text{инд1}} = -L_1 \dot{I}_1$ ,  $\varepsilon_{\text{инд2}} = -L_2 \dot{I}_2$  - ЭДС индукции, возникающие в первой и во второй замкнутых катушках соответственно.

Тогда (1) примут вид:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = -mg - h\dot{x} - cx + I_1 B_1 l_1 + I_2 B_2 l_2 \\ L_1 \dot{I}_1 = -R_1 I_1 + U_m \sin \omega t - B_1 l_1 \dot{x} \\ L_2 \dot{I}_2 = -R_2 I_2 - B_2 l_2 \dot{x} \end{cases} \quad (5)$$

Запишем уравнения (5) в *Представлении Взаимодействующих Движений* [3]:

$$\begin{cases} m\ddot{x} + h\dot{x} + cx = -mg + I_1 B_1 l_1 + I_2 B_2 l_2 \\ L_1 \dot{I}_1 + R_1 I_1 = U_m \sin \omega t - B_1 l_1 \dot{x} \\ L_2 \dot{I}_2 + R_2 I_2 = -B_2 l_2 \dot{x} \end{cases} \quad (6)$$

Проанализировав систему уравнений (6), можно утверждать, что в ней происходят вынужденные колебания, связанные с перетоком энергии от электрических частей системы к механическим и обратно.

Перепишем систему уравнений (6) в форме Коши, необходимую для численного решения задачи.

$$\begin{cases} \dot{x} = v \\ \dot{v} = \frac{1}{m}(-hv - cx - mg - I_1 B_1 l_1 - I_2 B_2 l_2) \\ \dot{q}_1 = I_1 \\ \dot{I}_1 = \frac{1}{L_1}(-R_1 I_1 + U_0 \sin \omega t - B_1 l_1 v) \\ \dot{q}_2 = I_2 \\ \dot{I}_2 = \frac{1}{L_2}(-2R_2 I_2 - B_2 l_2 v) \end{cases} \quad (7)$$

Уравнения (7) позволяют численно рассчитать динамические и статические характеристики как движения стол вибростенда, так и измерительного прибора.

Изучим динамику вибростенда с параметрами, представленными в Таблице 1.

Таблица 1. Исходные данные

$U_m$ , В	$\omega$ , рад/с	$c$ , Н/м	$h$ , Н с/м	$B_1 l_1$ , м·Тл	$B_2 l_2$ , м·Тл	$L_1$ , Гн	$L_2$ , Гн	$R_1$ , Ом	$R_2$ , Ом	$m$ , кг
10	314	3000 0	125	150	1	$1,75 \cdot 10^{-3}$	$1,75 \cdot 10^{-3}$	1,5	1,5	30

При этих данных система уравнений (7) примет вид:

$$\begin{cases} \dot{x} = v \\ \dot{v} = \frac{1}{30}(-12,56x - 300 - 150I_1 - 200I_2) \\ \dot{q}_1 = I_1 \\ \dot{I}_1 = \frac{1}{150}(-1,5I_1 + 50 \sin 314t - 150v) \\ \dot{q}_2 = I_2 \\ \dot{I}_2 = \frac{1}{200}(-4I_2 - 200v) \end{cases} \quad (8)$$

Решим систему уравнений (8), например, в MathCad-14.

На рис.2,3 приведены графики, иллюстрирующие результаты моделирования процессов согласно полученным формулам для данных, приведенных в табл. 1.

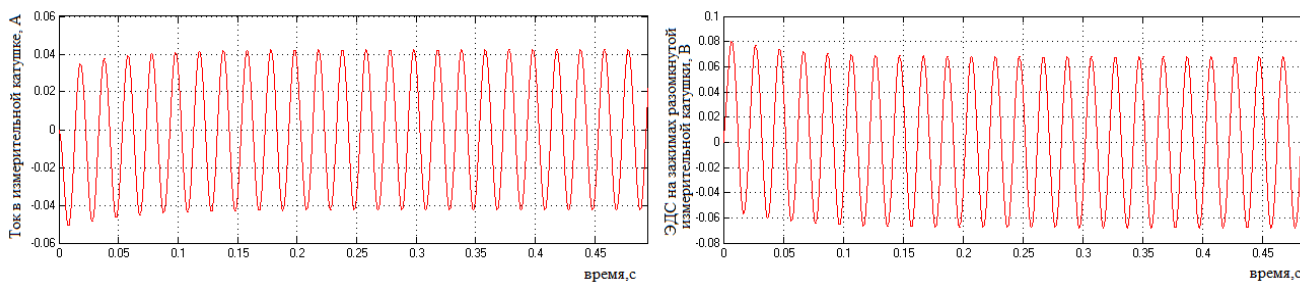


Рис. 2. Процессы в измерительной цепи

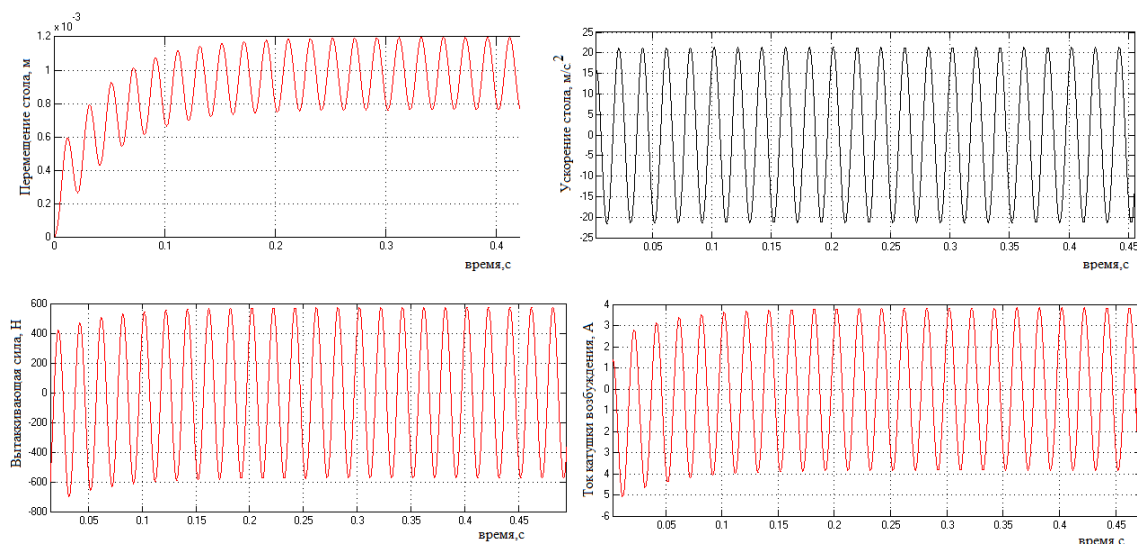


Рис. 3. Процессы в электромеханической системе стенда

## Выводы

Полученные результаты свидетельствуют о возможности моделирования поведения электромеханических систем типа ГМК-1 с использованием уравнений Нильсена.

## Библиографический список:

1. Остроменский П.И. Вибрационные испытания радиоаппаратуры и приборов / П.И. Остроменский. — Новосибирск: Изд-во Новосиб. Ун-та, 1992. — 173 с.
2. ООО НПП «Вибротрон» [Электронный ресурс]: Электродинамические вибростенды. (дата обращения 31.03.2016)
3. Теоретическая механика : конспект лекций с приложениями. Ч. 3. Динамика / А.И. Родионов – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2010. – 240 с.

Rodionov Andrey Ivanovich, Ph.D. (Physics and Mathematics) Associate Professor; Syretsky Gennady Alexandrovich, Ph.D. (Engineering) Associate Professor; Zanina Elvira Alexandrovna, student.

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

Rodionov A.I., e-mail: ajonn.r@mail.ru

Zanina E.A., e-mail: zanina.elya@yandex.ru

Address for correspondence: Andrei Ivanovich Rodionov, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karl Marx Avenue, 20, tel. (913) 3-461-777

## Abstract

Considered the dynamics of the electrodynamic stand with one mechanical and two electrical degrees of freedom.

**Keywords:** Electrodynamics, shaking table, dynamics, Nielsen's equations.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ГИБРИДНЫХ  
ОРТОГОНАЛЬНО АРМИРОВАННЫХ СЛОИСТЫХ  
ПОЛИГОНАЛЬНЫХ ПЛАСТИН С ЖЕСТКОЙ ШАЙБОЙ ПОД  
ДЕЙСТВИЕМ ВЗРЫВНЫХ НАГРУЗОК**

*Романова Татьяна Павловна, к.ф.-м.н., с.н.с.*

Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО  
РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
e-mail lab4nemir@gmail.com

*Адрес для корреспонденции: Романова Татьяна Павловна, Института  
теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН,  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1, тел. (383)330-38-04*

На основе модели идеального жесткопластического материала с использованием структурной модели армированного слоя с одномерным напряженным состоянием в волокнах, рассмотрено общее решение задачи динамического изгиба гибридных ортогонально армированных металлокомпозитных слоистых полигональных пластин с жесткой шайбой, шарнирно опертых или защемленных по контуру, находящихся под действием динамической нагрузки взрывного типа. Получено, что в случае постоянных параметров армирования в каждом слое, материал пластины можно считать квазиизотропным, а для расчета допустимо использовать схемы деформирования, разработанные для однородных пластин, с заменой в них соответствующих предельных изгибающих моментов и поверхностной плотности материала. Определены предельная нагрузка и остаточные прогибы армированных пластин.

**Ключевые слова:** жесткопластическая модель; структурная модель; ортогональное армирование; гибридное армирование; полигональная пластина; жесткая вставка; взрывная нагрузка; предельная нагрузка; остаточный прогиб

### **1. Введение.**

В настоящее время существует большое количество технологий, позволяющих создавать слоистые пакеты из материалов с различными физико-механическими свойствами. Основная проблема при этом заключается в определении оптимального месторасположения материалов из имеющегося набора, позволяющего эффективно использовать положительные качества всех или большинства из них. Особенно это актуально для пластин, находящихся под действием нагрузок взрывного типа. Оценка динамической повреждаемости разнообразных композитных пластин при воздействии взрывных нагрузок необходима для анализа рисков и прогнозирования чрезвычайных ситуаций, а также при создании таких элементов методами импульсной штамповки. Для решения динамических задач при взрывном типе нагрузок широкое распространение получила модель жесткопластического тела, благодаря ее простоте и удобству расчетных схем [1, 2]. Разные виды



армирования в области пластических деформаций обладают своими особенностями, поэтому они должны анализироваться отдельно. В настоящей работе на основе жесткопластической модели предлагается общий метод расчета динамической повреждаемости гибридных, ортогонально и мозаично армированных, металлокомпозитных слоистых полигональных пластин с жесткой шайбой.

## 2. Теория.

Рассмотрим динамическое поведение пластин с шарнирно опертым или защемленным  $n$ -угольным контуром  $L$ , описанным около окружности радиуса  $R$ . В центре пластины находится абсолютно жесткая вставка  $Z_a$  с  $n$ -угольным контуром, подобным контуру  $L$  с коэффициентом подобия  $\gamma_1 < 1$  (рис. 1). Материал вставки является однородным с поверхностной плотностью  $\rho_a$ . Остальная часть пластины состоит из  $n$  трапеций  $A_i B_i C_i D_i$  ( $i=1, \dots, n$ ), выполненных из композитного материала, который является слоистым с симметричным относительно срединной поверхности пластины распределением слоев. В каждом слое возможно расположение двух взаимно-ортогональных семейств арматуры (из одинакового материала с одинаковой постоянной удельной плотностью армирования  $\omega_k$  для каждого  $k$ -го слоя). При этом в каждой области  $A_i B_i C_i D_i$  угол  $\beta_{ik}$  между направлением армирования 1 и стороной  $A_i D_i$  является произвольным (рис. 1), то есть армирование мозаичное.

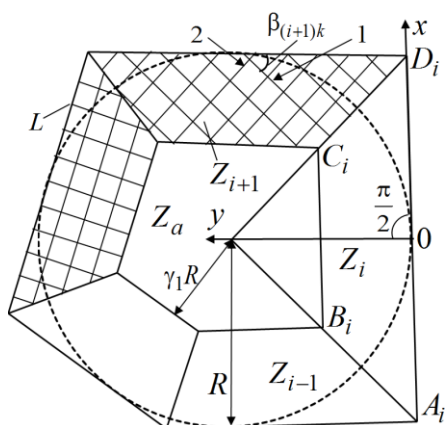


Рис.1. Схема 1.

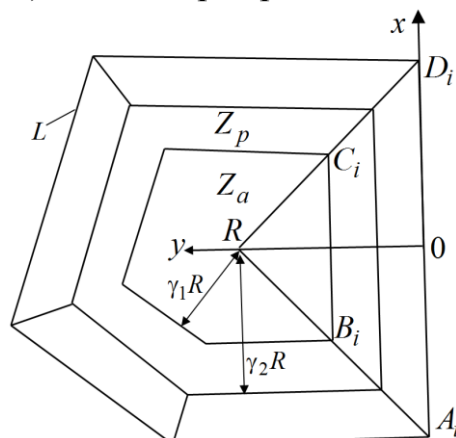


Рис.2. Схема 2.

Считается, что механические характеристики материалов, составляющих слоистый пакет, являются соразмерными. По толщине каждый слой имеет регулярную и квазиоднородную структуру, на границах между слоями выполняются условия идеального механического контакта. Тогда для слоистых пластин приемлемо использование гипотез Кирхгофа-Лява. Структура армирования из одних и тех же материалов может иметь разный вид за счет изменения порядка армированных и неармированных слоев в пластине, а также за счет изменения угла  $\beta_{ik}$  в разных слоях и в разных трапециях  $A_i B_i C_i D_i$ . Для рассматриваемой пластины поверхностная плотность материала равна

$$\rho = 2 \sum_{k=1}^r \rho_k (h_k - h_{k-1}), \quad \rho_k = (1 - 2\omega_k) \rho_{0k} + 2\omega_k \rho_k; \quad (1)$$

$r$  – половина общего количества слоев;  $\rho_{0k}$  – плотность связующего материала в  $k$ -м слое;  $\rho_k$  – плотность материала арматуры в  $k$ -м слое;  $h_k$  – координаты раздела слоев;  $h_0 = 0$ ,  $h_r = H$ ,  $2H$  – толщина пластины. Считаем, что  $\rho_a / \rho \geq 1$ .

Пластина находится под действием равномерно распределенной динамической нагрузки  $P(t)$  взрывного типа, которая имеет максимальное значение  $P_{\max} = P(0)$  в начальный момент времени при  $t=0$ , затем уменьшается и прекращает действовать при  $t=T$ . В рамках жесткопластического анализа пластина будет деформироваться как совокупность жестких областей, разделенных линейными пластическим шарнирами.

Обозначим в  $k$ -м слое угол между направлением армирования 1 и произвольной шарнирной линией через  $\mu_k$ . В силу того, что направления двух семейств волокон арматуры взаимно ортогональны, на этой шарнирной линии осредненные предельные напряжения  $\sigma_{0jk}$  ( $j=1,2$ ) в элементарном слое  $k$ -го слоя определяются по уточненным соотношениям структурной модели армированного слоя с одномерным напряженным состоянием в волокнах [3]:

$$\sigma_{0jk} = (1 - \omega_k \cos^2 \mu_k - \omega_k \sin^2 \mu_k) \sigma_{0k} + \omega_k \sigma_k \cos^2 \mu_k + \omega_k \sigma_k \sin^2 \mu_k = (1 - \omega_k) \sigma_{0k} + \omega_k \sigma_k,$$

$\sigma_{0k}$  – предел текучести связующего в  $k$ -м слое;  $\sigma_k$  – предел текучести материала арматуры в  $k$ -м слое. На шарнирных прямых линиях предельные изгибающие моменты  $M_{01}$ ,  $M_{02}$ , нормальные и касательные к этим шарнирам, будут равны:

$$M_{0j} = \sum_{k=1}^r \sigma_{0jk} (h_k^2 - h_{k-1}^2) = \sum_{k=1}^r [(1 - \omega_k) \sigma_{0k} + \omega_k \sigma_k] (h_k^2 - h_{k-1}^2). \quad (j=1,2).$$

Видно, что в случае, если параметры армирования  $\sigma_{0k}$ ,  $\sigma_k$ ,  $\omega_k$  не зависят от точек пластины, то значения предельных изгибающих моментов  $M_{01}$ ,  $M_{02}$  равны между собой и не зависят от углов  $\mu_k$ , поэтому материал с рассматриваемыми способами армирования можно считать квазиизотропным. Этот вывод справедлив только при жесткопластическом анализе, поскольку, например, в рамках упругости материал пластины при рассматриваемом виде армировании не будет квазиизотропным. Обозначим

$$M_{0a} = \sum_{k=1}^r [(1 - 2\omega_k) \sigma_{0k} + \omega_k \sigma_k] (h_k^2 - h_{k-1}^2). \quad (2)$$

Тогда для анализа динамического жесткопластического поведения рассматриваемых армированных квазиизотропных полигональных пластин можно использовать схемы деформирования, разработанные для однородных пластин, с заменой значений предельных изгибающих моментов в [2, 4] на  $M_{0a}$  из (2) и поверхностной плотности материала пластины на значение (1).

В динамике рассматриваемой пластины в зависимости от значения  $P_{\max}$  возможно существование двух схем деформирования. При нагрузках, немного превышающих предельные нагрузки (“средних” нагрузках), схема деформирования пластины представляет собой совокупность  $n$  жестких областей  $Z_i$  в форме трапеций  $A_i B_i C_i D_i$ , а внутренние шарниры пройдут через вершины шайбы. Области  $Z_i$  вращаются вокруг опорных контуров; абсолютно

жесткая вставка  $Z_a$  и точки ее контура движутся поступательно (схема 1 на рис. 1). Как и в случае изгиба однородных полигональных пластин с жесткой вставкой [2, 4], при достаточно высоких значениях  $P_{\max}$  ( $P_{\max} > P_1$ ) динамика пластины может сопровождаться возникновением около вставки  $Z_a$  области  $Z_p$ , движущейся поступательно (схема 2 на рис. 2; “высокие” нагрузки). Внешний контур области  $Z_p$  подобен контуру  $L$  и в него можно вписать окружность радиуса  $\gamma_2 R$  ( $\gamma_1 \leq \gamma_2 < 1$ ). На основании решения [4] предельная нагрузка  $P_0$  и нагрузка  $P_1$  не зависят от количества сторон  $n$  и равны:

$$P_0 = 6M_{0a}(2-\eta)/[R^2(1-\gamma_1^3)]; \quad P_1 = 12M_{0a}(2-\eta)/\left\{R^2(1-\gamma_1)^2\left[2(1+2\gamma_1) - \frac{\rho}{\rho_a}(1+3\gamma_1)\right]\right\},$$

$\eta=1$  при шарнирном опирании контура,  $\eta=0$  при его защемлении. Видно, что изменения параметров армирования существенно влияют на  $M_{0a}$  и, следовательно, на несущую способность рассматриваемых пластин. Максимальный остаточный прогиб при  $P_0 < P_{\max} \leq P_1$  (“средние” нагрузки) равен:

$$w = \frac{2(1+\gamma_1+\gamma_1^2)}{6\rho_a\gamma_1^2 + \rho(1-\gamma_1)(1+3\gamma_1)} \left[ \left( \int_0^T P(t)dt \right)^2 / (2P_0) - \int_0^T tP(t)dt \right].$$

В случае “высоких” нагрузок ( $P_{\max} > P_1$ ) с прямоугольным импульсом ( $P(t) = P_{\max}$  при  $0 \leq t \leq T$ ,  $P(t) = 0$  при  $t > T$ ) максимальный остаточный прогиб равен:

$$w = \frac{6M_{0a}(2-\eta)}{\rho R^2} \left\{ \frac{2\gamma_0^2 T(t_f - T/2)}{(1-\gamma_0)^2 [2\gamma_1^2 (\frac{\rho_a}{\rho} - 1)(1+2\gamma_0) + \gamma_0^2(1+\gamma_0)]} - \frac{(t_f - t_1)^2}{(1-\gamma_1) [6\frac{\rho_a}{\rho} \gamma_1^2 + (1-\gamma_1)(1+3\gamma_1)]} \right\},$$

$$t_1 = T \left( 1 + \gamma_0^2 [\gamma_0(1+\gamma_0 - \gamma_0^2) - \gamma_1(1+\gamma_1 - \gamma_1^2)] / \left\{ (1-\gamma_0)^2 [2\gamma_1^2 (\frac{\rho_a}{\rho} - 1)(1+2\gamma_0) + \gamma_0^2(1+\gamma_0)] \right\} \right),$$

$$t_f = T \left\{ 1 + \gamma_0^2 \frac{\gamma_0(1+\gamma_0 - \gamma_0^2) - \gamma_1(1+\gamma_1 - \gamma_1^2) + (1-\gamma_1) [6\frac{\rho_a}{\rho} \gamma_1^2 + (1-\gamma_1)(1+3\gamma_1)]}{(1-\gamma_0)^2 [2\gamma_1^2 (\frac{\rho_a}{\rho} - 1)(1+2\gamma_0) + \gamma_0^2(1+\gamma_0)]} \right\},$$

где  $t_f$  – время окончания движения, а  $\gamma_0$  определяется из уравнения:

$$P_{\max}(1-\gamma_0)^2 [2\gamma^2(\rho_a - \rho)(1+2\gamma_0) + \rho\gamma_0^2(1+\gamma_0)] / [\rho_a\gamma_1^2 + \rho(\gamma_0^2 - \gamma_1^2)] = 12M_0(2-\eta)/R^2.$$

### 3. Численные примеры.

Для примера рассмотрена шарнирно опертая четырехслойная квадратная пластина:  $r=2$ ,  $h_2=H$ ,  $\rho_{0k}=\rho_0$ ,  $\rho_k/\rho_0=\rho_a/\rho_0=3$ ,  $\sigma_{0k}=\sigma_0$ ,  $\sigma_k/\sigma_0=10$  ( $k=1,2$ ). Такие параметры возможны, например, если связующий материал является алюминием, а материал шайбы и арматуры – сталью. На рис. 3 приведены зависимости безразмерной предельной нагрузки  $p_0$  (нижние кривые) и нагрузки  $p_1$  (верхние кривые) ( $p_m = P_m R^2 / (\sigma_0 H^2)$ ,  $m=0,1$ ) от размера шайбы  $\gamma_1$  при следующих параметрах: кривые 1 – без армирования  $\omega_1 = \omega_2 = 0$ ; кривые 2 –  $h_1 = 0,25H$ ,  $\omega_1 = 0,2$ ,  $\omega_2 = 0$ ; 3 –  $h_1 = 0,75H$ ,  $\omega_1 = 0,2/3 \approx 0,067$ ,  $\omega_2 = 0$ ; 4 –  $h_1 = 0,6H$ ,

$\omega_1 = 0$ ,  $\omega_2 = 0,125$ ; 5 –  $h_1 = 0,93H$ ,  $\omega_1 = 0$ ,  $\omega_2 = 5/7 \approx 0,71$ . В случаях 2 – 5 полный расход арматуры совпадает. При этом ее различное распределение по толщине пластины существенно влияет на  $p_0$  и  $p_1$ , которые возрастают при расположении арматуры ближе к лицевым поверхностям пластины. На рис. 4 приведены безразмерные максимальные остаточные прогибы  $u = wR^2\rho_0/(\sigma_0 H^2 T^2)$  пластины с  $\gamma_1 = 0,4$  в зависимости от  $\zeta = P_{\max}/\bar{P}_0$  ( $\bar{P}_0$  – предельная нагрузка при  $\omega_1 = \omega_2 = 0$ ) в случае нагрузки прямоугольного импульса. Параметры армирования кривых 1 – 5 те же, что и для рис. 3. Для всех случаев  $t_f = P_{\max}/P_0$ .

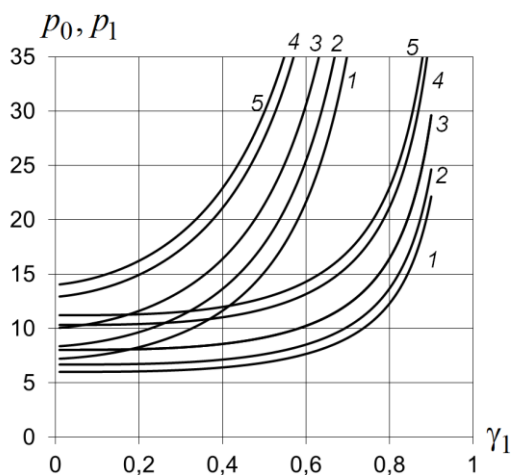


Рис.3. Предельная нагрузка и нагрузка  $p_1$ .

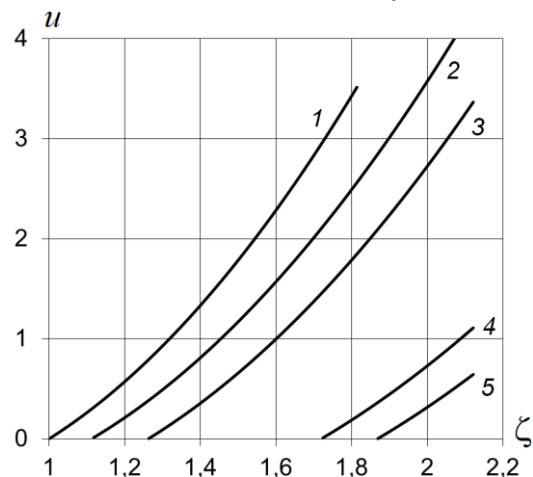


Рис.4. Максимальные остаточные прогибы.

Предложенное решение для квазиизотропных пластин также будет справедливо в случае армирования по двум криволинейным взаимно ортогональным направлениям, возможно различным в областях  $A_i B_i C_i D_i$  ( $i = 1, \dots, n$ ). При этом, чтобы в каждом слое плотность армирования  $\omega_k$  была постоянной, толщина армирующих волокон должна быть переменной.

#### 4. Выводы.

Получены выражения для предельных значений изгибающих моментов гибридных, ортогонально и мозаично армированных слоистых пластин. Показано, что в случае армирования по двум взаимно ортогональным направлениям с постоянными параметрами  $\sigma_{0k}$ ,  $\sigma_k$ ,  $\omega_k$ , материал пластины можно считать квазиизотропным, а для расчета допустимы схемы деформирования, разработанные для однородных пластин, с заменой в них соответствующих значений предельных изгибающих моментов и поверхностной плотности материала. На основе анализа и численных расчетов показано, что изменения параметров армирования существенно влияют на несущую способность рассматриваемых пластин и на остаточные прогибы. При постоянстве параметров  $\sigma_{0k}$ ,  $\sigma_k$ ,  $\omega_k$ , изменения направлений расположения взаимно ортогональных семейств волокон не влияет на предельную нагрузку и остаточные прогибы. Поэтому при проектировании пластин нет смысла делать более сложные варианты ортогонального армирования, так как это не влияет на их динамическую прочность. Если сетка армирования окажется немного

повернута или сдвинута из-за технологических особенностей, то это также не повлияет на повреждаемость пластин. Показано, что при одинаковом полном расходе арматуры, распределение волокон по толщине существенно влияет на несущую способность пластин: при расположении арматуры ближе к лицевым поверхностям пластины несущая способность возрастает, а максимальные остаточные прогибы убывают.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 14-01-00102-а).

### **Библиографический список:**

1. Янковский А. П. Вязкопластическая динамика металлокомпозитных оболочек слоисто-волокнутой структуры при действии нагрузок взрывного типа. I. Постановка задачи и метод решения // Математичні методи та фізико-механічні поля – 2012. – Т. 55, № 2. – С. 119–130.
2. Немировский Ю.В., Романова Т.П. Динамическое сопротивление плоских пластических преград. – Новосибирск: из-во “ГЕО”, 2009. – 311 с.
3. Немировский Ю.В. Об условии пластичности (прочности) для армированного слоя // ПМТФ. – 1969. – № 5. – С. 81–88.
4. Немировский Ю.В., Романова Т.П. Поведение жесткопластических полигональных пластин с жесткой вставкой под действием взрывных нагрузок // Прикладная механика – 2008. – Т. 44, № 1. – С. 99–110.

# MODELING OF DYNAMIC BEHAVIOR OF HYBRID ORTHOGONAL REINFORCED LAYER POLYGONAL PLATE WITH RIGID INSERT UNDER EXPLOSIVE LOADS

*Romanova Tatiana Pavlovna, Ph.D. (Physics and Mathematics), Senior Researcher*  
Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, 630090, 4/1,  
Institutskaya str., Novosibirsk, Russian Federation,  
e-mail lab4nemir@gmail.com

Within the model of ideal rigid-plastic material using structural model of reinforced layer with one-dimensional stress state in the fibers, dynamic bending is studied for hybrid orthogonal, mosaic-reinforced layered metal-composite simply supported or clamped polygonal plates with rigid insert under the action of dynamic uniformly distributed loads of explosive type. It was obtained that in the case of constant parameters of the reinforcement in each layer, the material of the plate can be considered as quasi-isotropic, and scheme of deformation developed for homogeneous plates can be used for calculation when change their values of limit bending moments and surface density of plate material. Limit load and final deflections of the reinforced plates are defined. Numerical examples are given for the different structures of reinforcement. It is shown that, in the case of the same total quantity of reinforcement, the distribution of reinforcement along the thickness significantly affects the carrying capacity of the layered plates.

**Keywords:** rigid-plastic model; structural model; orthogonal reinforcement; hybrid reinforcement; polygonal plate; rigid insert; explosive load; limit load; final deflection

УДК 622.4

## АНАЛИЗ РАБОТЫ ШАХТНЫХ ОСЕВЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ СЕРИИ ВО В АВАРИЙНЫХ РЕЖИМАХ

*к.т.н. Русский Евгений Юрьевич*

Институт горного дела им. Н.А. Чинакала СО РАН, Красный проспект,  
г. Новосибирск, 630091, Россия  
geomining@mail.ru

**Аннотация:** в статье рассмотрены параметры аварийных режимов в шахтах, и их влияние на работу шахтных вентиляторных установок с осевыми вентиляторами, представлена компоновка ротора осевого вентилятора. Для аварийных режимов приведены частотные характеристики потока воздуха и возмущающих импульсов в шахтной вентиляционной сети. Показано, что наибольшее влияние на режим работы узлов вентиляторов имеют возмущения от внезапных выбросов, возмущения давления от которых влияют на

установившиеся значения напряжений в трансмиссионных валах вентиляторных установок. Также приведена математическая модель вращения вентилятора и найдены зависимости углов закручивания в валах от параметров внезапных выбросов. Представлены касательные напряжения при кручении трансмиссионных валов и дана оценка ресурса их работы в зависимости от интенсивности внезапных выбросов.

**Ключевые слова:** шахтный осевой вентилятор, аварийные режимы, внезапные выбросы, вентиляционная сеть, трансмиссионные валы, напряжения, ресурс работы

Аварийные режимы в шахтах, такие как взрыв метана, внезапные выбросы, пожары, влияют на узлы вентилятора, а именно, на уровень нагрузок, и, как следствие, на напряженно-деформированное состояние и надежность работы. Компоновка вентилятора серии ВО представлена на рисунке 1.1.

Пожары, в силу своей удаленности от вентиляторной установки, практически не оказывают влияния на работу узлов вентилятора. Взрывы, из-за удаленности фронта работ от мест установки вентиляторов, малой длительности и из-за наличия изгибов ствола, также не влияют на вентилятор. Основным фактором, влияющим на работу вентилятора, являются возмущения от внезапных выбросов.

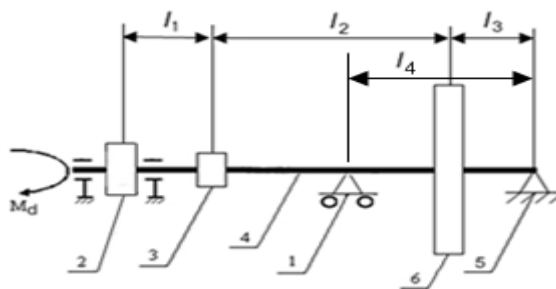


Рисунок 1.1 – Компоновка ротора осевого вентилятора: 1, 5 – подшипниковые опоры, 2 – электродвигатель, 3 – муфта, 4 – трансмиссионный вал, 6 – рабочее колесо

Исследования частотных свойств вентиляционных сетей показали [1], что верхняя существенная частота квазистационарного процесса возмущенного потока равна  $0,5 \text{ рад/с}$  (см. рисунок 1.2а). Такой поток не приведет к резонансным явлениям из-за существенной разности частот собственных и вынужденных колебаний. В работе приведены частотные характеристики возмущающих импульсов в шахтной вентиляционной сети вследствие взрыва метана и внезапного выброса (см. рисунок 1.2б и 2в). Анализ графиков показывает, что возмущенный взрывом поток действует кратковременно ( $\approx 0,1 \text{ с}$ ) и с достаточно высокой частотой ( $628 - 6280 \text{ рад/с}$ ), далеко отстоящей от собственных частот системы. Поэтому взрыв не опасен с точки зрения роста амплитуды колебания вследствие резонанса.

Возмущенный импульс давления от внезапного выброса имеет скачок давления до  $12 \text{ кПа}$  с длительностью в несколько десятков секунд и скоростью распространения области сжатия в несколько десятков метров в секунду. При этом ударная воздушная волна, как правило, не возникает, а спектр частот импульса находится в пределах  $0,63 - 31,4 \text{ рад/с}$ . Это может представлять опасность, так как спектр частот импульса совпадает с частотами собственных

крутильных колебаний механической системы.

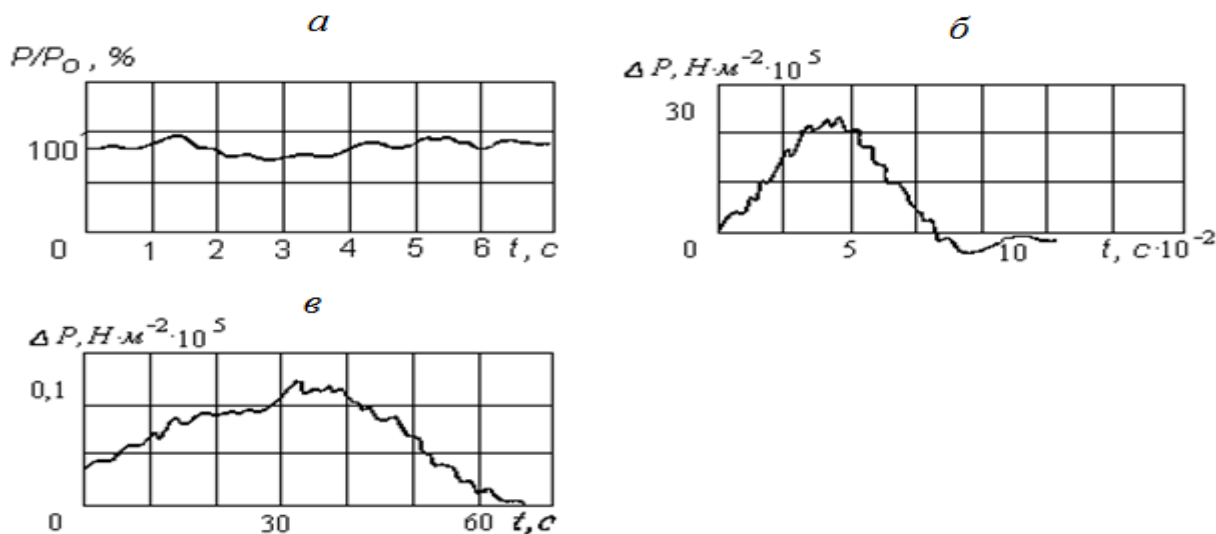


Рисунок 1.2 – Частотные характеристики потока воздуха и возмущающих импульсов в шахтной вентиляционной сети: *a* - квазистационарного процесса возмущенного потока; *б* - возмущающих аэродинамических импульсов от взрыва метана; *в* - от внезапного выброса.  $P_0$  – номинальное давление в шахтной вентиляционной сети (без возмущений);  $P$  – давление с учетом возмущений в сети (возмущения, вызванные изменением конфигурации сети – открытие и закрытие ляд, дверей, отключение и включение вентиляторов местного проветривания)

Возмущения от вентиляционной сети влияют на момент на валу вентилятора, и, следовательно, на крутильные колебания валов. Коренные валы в силу незначительной длины (до 3 м) не подвержены влиянию возмущающих импульсов, как и лопадки – амплитуда возмещений не вызывает значительного увеличения уровня напряжений в них. Таким образом, наибольшее влияние возмущающих импульсов давлений воздуха – на трансмиссионные валы, обладающие значительной длиной (до 10 м) и меньшими диаметрами по сравнению с коренными валами.

Возмущения давления от внезапного выброса влияют на установившиеся значения напряжений в трансмиссионных валах. Рассмотрим изменение уровня напряжений в валах и его влияние на ресурс работы.

Для оценки влияния возмущений воздушной струи, вследствие внезапного выброса, на НДС валов и их долговечность, был проведен численный эксперимент, для оценки угловых амплитуд крутильных колебаний и расчета НДС.

Математическая модель вращения вентилятора описывается системой дифференциальных уравнений механической системы с 4-мя степенями свободы [2]:



$$\begin{aligned}
J_1 \ddot{\varphi}_1 &= M_d - c_{12}(\varphi_1 - \varphi_2) - \mu(\dot{\varphi}_1 - \dot{\varphi}_2) \\
J_2 \ddot{\varphi}_2 &= c_{12}(\varphi_1 - \varphi_2) + \mu(\dot{\varphi}_1 - \dot{\varphi}_2) - c_{23}(\varphi_2 - \varphi_3) - \mu(\dot{\varphi}_2 - \dot{\varphi}_3) \\
J_3 \ddot{\varphi}_3 &= c_{23}(\varphi_2 - \varphi_3) + \mu(\dot{\varphi}_2 - \dot{\varphi}_3) - c_{34}(\varphi_3 - \varphi_4) - \mu(\dot{\varphi}_3 - \dot{\varphi}_4) \\
J_4 \ddot{\varphi}_3 &= c_{34}(\varphi_3 - \varphi_4) + \mu(\dot{\varphi}_3 - \dot{\varphi}_4) - M_b \pm M_v
\end{aligned} \tag{1}$$

где  $M_d$  – момент на валу электродвигателя, по формуле Клосса;  $M_b$  – момент на валу вентилятора (технологическая нагрузка), задается как функция угловой скорости и в зависимости от угла установки лопаток рабочего колеса изменяется от 0,33 до 0,696  $\omega^2$ , при скоростях менее 3 рад/с  $M_b$  равен суммарному моменту трения в подшипниках;  $M_v$  – момент, возникающий вследствие возмущения давления воздуха в вентиляционной сети от взрыва или внезапного выброса и изменяется от 0,1 до 1  $M_d$ ;  $\varphi_i$  – угловая координата  $i$ -го сечения;  $\dot{\varphi}_i$  – угловая скорость  $i$ -го сечения;  $\ddot{\varphi}_i$  – угловое ускорение  $i$ -го сечения;  $C_{i,i+1}$  – крутильная жесткость участка вала между  $i$ -м и  $(i+1)$ -м сечением с учетом жесткости стыков и деталей машин, передающих крутящий момент;  $\mu$  – коэффициент вязкого трения в материале вала (223,83 Нмс<sup>2</sup>);  $J_1$  – момент инерции ротора электродвигателя;  $J_4$  – момент инерции ротора вентилятора;  $J_2, J_3$  – моменты инерции соответствующих участков трансмиссии.

Для серии вентиляторов ВО (ВО-24, ВО-30, ВО-36, ВО-40, ВО-50) диапазоны изменения величин следующие: момент на валу вентилятора от возмущения  $M_v = (1 \dots 4)\Delta P$ ,  $\Delta P$  – изменение давления вследствие возмущения (рисунок 1.2); длина трансмиссионного вала  $l = 5 \dots 10$  м; момент инерции ротора вентилятора  $J_4 = 1800 \dots 5000$  кг·м<sup>2</sup>.

В соответствии со значениями амплитуд возмущений от времени для внезапного выброса (рисунок 1.2), путем аппроксимации получены аналитические выражения для возмущающего момента  $M_v$  в системе уравнений (1).

Для серии вентиляторов ВО (ВО-24, ВО-30, ВО-36, ВО-40, ВО-50) получены значения максимальных углов закручивания трансмиссионных валов, по которым определено НДС валов. На рисунке 1.3 представлен график изменения угла закручивания трансмиссионного вала вентилятора ВО-36К вследствие возмущений от внезапного выброса.

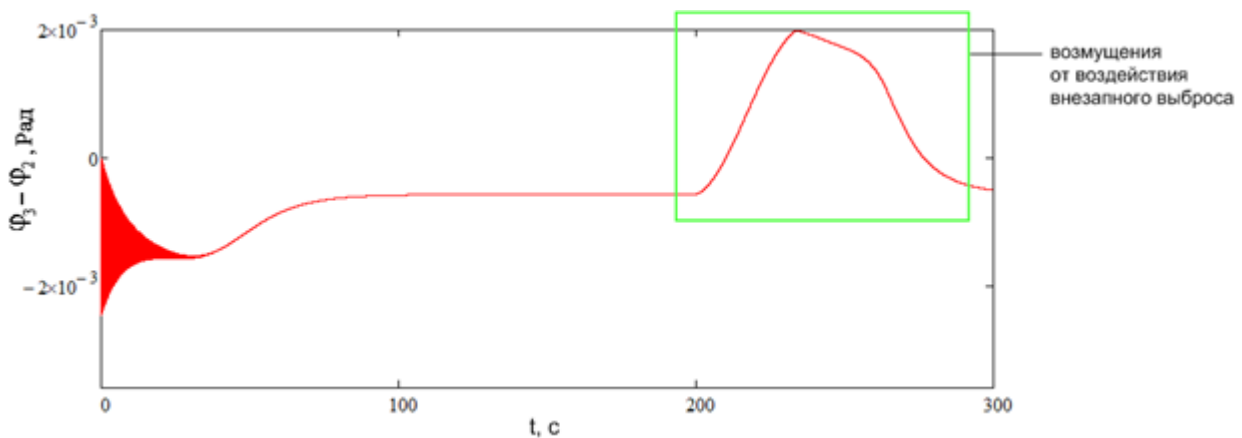


Рисунок 1.3 – Зависимость крутильных деформаций трансмиссионного вала ротора (график 1) и частоты вращения ротора (график 2) от времени при пуске вентиляторного агрегата ВО-36К

Зависимости углов закручивания в валах представлены на рисунке 1.4. Как видно по полученным данным, углы закручивания трансмиссионного вала при возмущениях вентиляционной сети могут в 10 раз превышать номинальные (для условий переменной нагрузки). При увеличении момента на валу вентилятора вследствие возмущений от внезапного выброса, амплитуды колебаний вала в среднем в 1,9 раза превышают амплитуды при разгоне (рисунок 1.4).

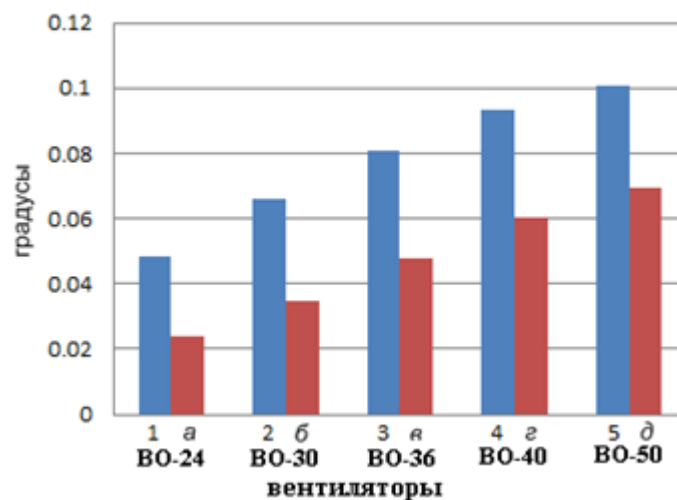


Рисунок 1.4 – Амплитуды крутильных колебаний трансмиссионных валов вентиляторов серии ВО при пуске вентиляторов и внезапном выбросе: а, б, в, г, д – углы закручивания при пуске вентиляторов; 1-5 – углы закручивания при внезапном выбросе

Проведенные исследования показывают, что при нестационарных режимах механическая система имеет амплитуды крутильных колебаний, существенно превышающие не только значения номинальных углов закручивания (при установившемся движении), но и углы закручивания при пуске вентилятора. Эти обстоятельства могут привести к аварийным режимам ГВУ. Уменьшение амплитуд может быть достигнуто путем увеличения жесткости трансмиссионного вала, например, за счет увеличения диаметра вала или уменьшения момента инерции ротора.

Определим максимальные касательные напряжения ( $\tau_{max}$ ), возникающих в материале вала при внезапном выбросе, над напряжениями при пуске вентилятора. Напряжения найдем через угол закручивания вала [3]:

$$\tau_{max} = \frac{M_{kmax}}{W_k}; \quad M_{kmax} = (\varphi_3 - \varphi_2)_{max} GJ_k;$$

$$\tau_H = \frac{M_{kH}}{W_k}; \quad M_{kH} = (\varphi_3 - \varphi_2)_H GJ_k,$$

где  $M_{kmax}$  – максимальный крутящий момент;  $M_{kH}$  – крутящий момент при номинальных оборотах;  $W_k$  – момент сопротивления сечения вала кручению;  $J_k$  – момент инерции сечения вала при кручении;  $G$  – модуль упругости второго рода;  $(\varphi_3 - \varphi_2)_{max}$  – угол закручивания вала при пуске;  $(\varphi_3 - \varphi_2)_H$  – угол закручивания вала при номинальных оборотах двигателя.

На рисунках 1.5-1.6 представлены графики зависимости касательных напряжений при кручении трансмиссионных валов при пуске вентилятора, установившемся режиме и при воздействии внезапного выброса.

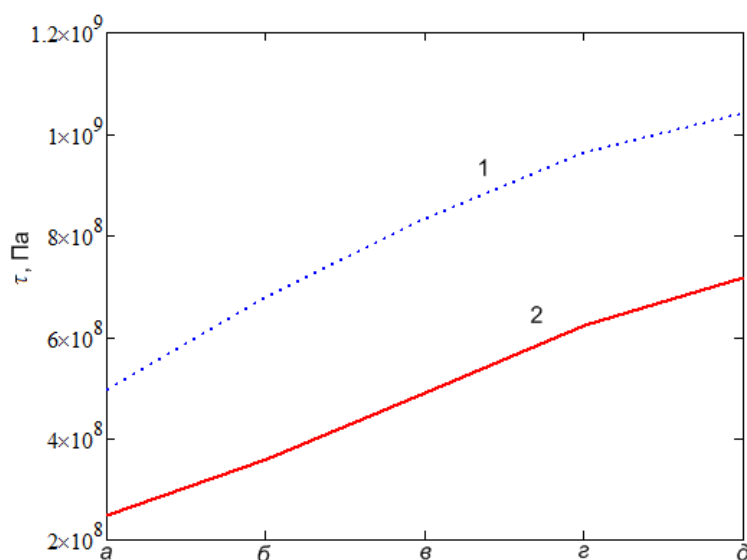


Рисунок 1.5 – Зависимость касательных напряжений при кручении трансмиссионных валов вентиляторных агрегатов серии ВО при внезапном выбросе: 1, 2 – при пуске вентилятора и при внезапном выбросе соответственно; а-д – соответственно вентиляторы регулируемые на ходу ВО-21К, ВО-30К, ВО-36К, ВО-40К, ВО-50К

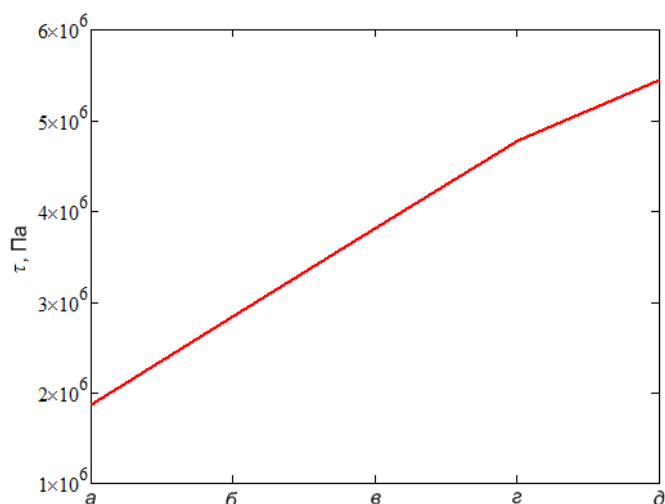


Рисунок 1.6 – Зависимость касательных напряжений при кручении трансмиссионных валов вентиляторных агрегатов серии ВО при внезапном выбросе для установившегося движения; а-д – соответственно вентиляторы регулируемые на ходу ВО-21К, ВО-30К, ВО-36К, ВО-40К, ВО-50К

Как следует из представленных графиков, касательные напряжения в трансмиссионных валах при внезапном выбросе в несколько десятков раз превышают касательные напряжения в установившемся режиме работы. Поэтому с учетом частоты внезапных выбросов, необходимо проектировать трансмиссионные валы с учетом частоты внезапных выбросов и вызываемых ими значительного повышения уровня напряжений.

Основываясь на результатах проведенных исследований, можно сделать вывод, что при проектировании трансмиссионных валов подбор их параметров (что, соответственно, определяет ресурс работы вала) должен выполняться с учетом количеством пусков вентилятора и количеством внезапных выбросов.

Учитывая, что режим пуска достаточно кратковременный (менее 15 с), а вероятность внезапного выброса достаточно большой силы в непосредственной близости от установки не велика, следует ограничивать срок службы трансмиссионных валов количеством пусков вентиляторной установки с учетом вероятностей ожидаемых внезапных выбросов.

#### **Библиографический список:**

1. Красюк А.М., Русский Е.Ю. Динамика и прочность сдвоенных листовых лопаток осевых вентиляторов // Горное оборудование и электромеханика. – 2009. -№ 7. - с. 52-56.
2. Попов Н.А. Разработка реверсивных осевых вентиляторов главного проветривания шахт // Диссертация на соискание уч. степени д.т.н. – Институт горного дела СО РАН – Новосибирск-2001.
3. Колебания рабочих лопаток турбомашин // Учебное пособие, - Санкт – Петербург, 1995г.
4. Левин А.В. Прочность и вибрация лопаток и дисков паровых турбин / А.В. Левин, К.Н. Боришанский, Е.Д. Консон / Л.: Машиностроение, 1981.

## ANALYSIS OF WORK OF VO SERIES MINE AXIAL FANS IN EMERGENCY MODE

Russky E.Yu., PhD, senior researcher, geomining@mail.ru  
Institute of mining SB RAS, Krasnyj prospect, 54, Novosibirsk, 630091, Russia

**Abstract:** in article parameters of emergency operation in mines, and their influence on work of mine ventilatory installations with axial fans are considered, configuration of a rotor of the axial fan is presented. For emergency operation frequency characteristics of a air stream and the revolting impulses are provided in a mine ventilating network. It is shown that indignations from sudden emissions, indignations of pressure from which influence the established values of tension in transmission shaft of ventilatory installations, have the greatest influence on an operating mode of fans knots. The mathematical model of fan rotation is also given and dependences of corners of twisting are found in shaft from parameters of sudden emissions. Tangent tension of transmission shaft is presented and the assessment of a resource of their work depending on intensity of sudden emissions is given.

**Keywords:** mine axial fan, emergency operation, sudden emissions, ventilating network, transmission shaft, tension, work resource

УДК 539.3

### О РАСЧЕТЕ ДИНАМИКИ ПОДВЕШЕННОГО КАНАТА

*Степанчук Марина Сергеевна, Левин Владимир Евгеньевич, д.т.н.*

Новосибирский государственный технический университет, 630073,

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

*Степанчук М.С.* m.stepanchuk92@mail.ru

*Левин В.Е.* levin@craft.nstu.ru

#### Аннотация

Целью статьи является изучение динамических свойств подвешенного каната. В водной части рассматривается нить как частный случай стержня, и решается статическая задача. Записывается система уравнений равновесия для заданной конструкции, исходя из которой, восстанавливается конфигурация нити. Далее, нить разбивается на два участка с разными массами. Задавая значения этих масс, получим несколько различных конфигураций, зависящих от задаваемых значений. Следующим этапом решается задача динамики такой системы. Задавая разные значения масс и плотностей на каждом участке, получим систему уравнений равновесия, изменяющуюся в зависимости от номера участка. Решение такой системы найдем методом Рунге-Кутты. В заключении говорится об алгоритме решения данной задачи и о необходимых

условиях ее выполнения. Итогом работы будет являться нахождение собственных форм колебаний, а так же соответствующих им собственных частот.

**Ключевые слова:** Гибкая нить, висячие конструкции, конфигурация каната, колебания, плотность, уравнения равновесия, участки нити, собственная частота.

Среди конструкций, созданных человеком, часто можно встретить такие, в которых основным элементом является канат, представляющий с точки зрения статического расчета гибкую нить. К ним относятся и провода, тросы, подвесные конструкции, мосты и т.д. Чтобы спроектировать такие конструкции, необходимо выяснить какую нагрузку она выдержит. К примеру, бывает и перепады температур, обледенение, порывы ветра и т.п. Поэтому нужно провести проверку на прочность и построить расчетную модель конструкции. Рассмотрим основные аспекты расчета динамических висячих конструкций, как однородных, так и неоднородных.

Рассмотренная нами модель нити представляет собой частный случай стержня. При решении статической задачи были получены уравнения равновесия, построена методика определения конфигурации каната с заданными граничными условиями и под действием собственного веса.

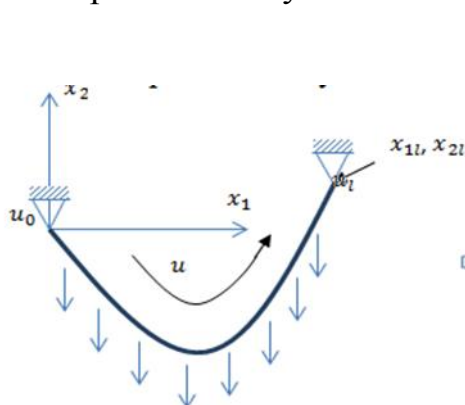


Рис.1. Нить под собственным весом

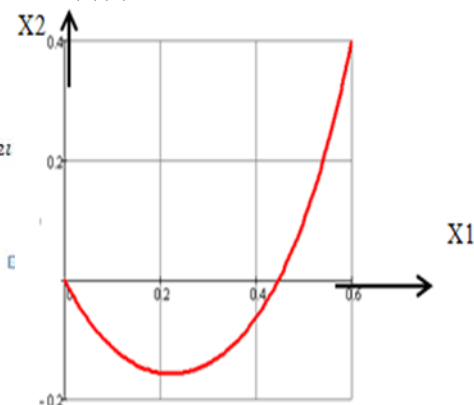


Рис. 2. Форма нити

Висячие массивные нити часто подвержены колебаниям. Если нить однородная, то поставить задачу о ее колебаниях можно рассматривая ее равновесие в двух случаях - в исходном и отклоненном положениях. При этом мы учитываем только малые отклонения, и поэтому удерживаем в уравнениях только слагаемые в первой степени.

Рассмотрим колебания неоднородной нити, состоящей из двух участков различной плотности. В природе нередко можно встретить висячие тросы, веревки, провода с разными плотностями, массами и толщинами. Запишем уравнения

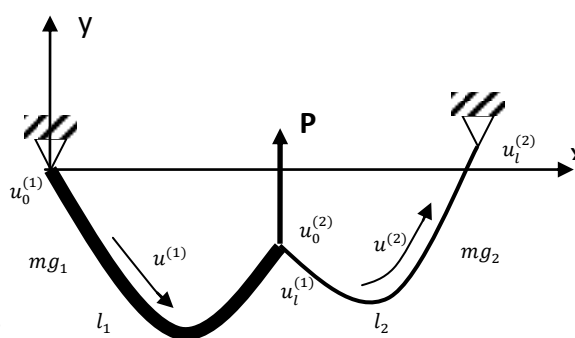


Рис. 3. Стыковка двух нитей

равновесия таких нитей и условия их стыковки. Посмотрим, как будет изменяться их форма в зависимости от задаваемых значений  $mg$ . Рассмотрим несколько случаев для двух нитей.

Запишем уравнения равновесия нити с двумя участками различной массы, задавая внешние силы  $P_1$  и  $P_2$  равными нулю, а вес и длины нитей будем менять:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{u_1^{(1)} - u_0^{(1)}}{Sh(u_1^{(1)}) - Sh(u_0^{(1)})} \cdot l_1 + \frac{u_1^{(2)} - u_0^{(2)}}{Sh(u_1^{(2)}) - Sh(u_0^{(2)})} \cdot l_2 = x_{1l}^{*(2)} \\ \frac{Ch(u_1^{(1)}) - Ch(u_0^{(1)})}{Sh(u_1^{(1)}) - Sh(u_0^{(1)})} \cdot l_1 + \frac{Ch(u_1^{(2)}) - Ch(u_0^{(2)})}{Sh(u_1^{(2)}) - Sh(u_0^{(2)})} \cdot l_2 = x_{2l}^{*(2)} \\ \frac{1}{Sh(u_1^{(1)}) - Sh(u_0^{(1)})} \cdot mg_1 + \frac{1}{Sh(u_1^{(2)}) - Sh(u_0^{(2)})} \cdot mg_2 + P_1 = 0 \\ \frac{Sh(u_1^{(1)})}{Sh(u_1^{(1)}) - Sh(u_0^{(1)})} \cdot mg_1 + \frac{Sh(u_1^{(2)})}{Sh(u_1^{(2)}) - Sh(u_0^{(2)})} \cdot mg_2 + P_2 = 0 \end{array} \right. \quad (1) \text{ где}$$

$x_{1l}^{*(2)}$  и  $x_{2l}^{*(2)}$  - координаты второго закрепления нити,  $l_1$  и  $l_2$  - длины нитей,  $mg_1$  и  $mg_2$  - вес нитей. Каждая нить имеет свою длину и массу. Из данной системы определим четыре неизвестных параметра:  $u_1^{(1)}, u_0^{(1)}, u_1^{(2)}, u_0^{(2)}$ . Задавая различные значения  $mg$ , построим конфигурации каждой нити, и посмотрим, как они будут меняться.

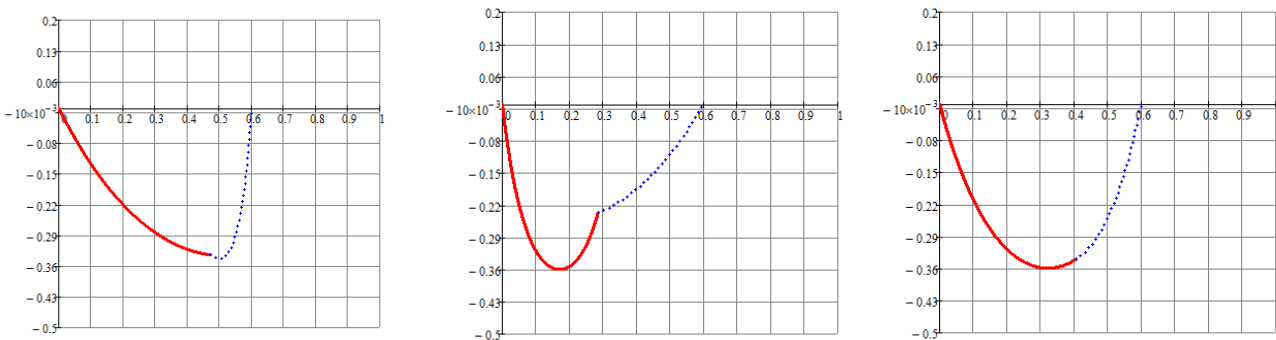


Рис. 4. Различные конфигурации нити, зависящие от значений масс

Итак статическая конфигурация нити различна для разного сочетания плотностей. Используя полученные решения можно поставить задачу о колебаниях неоднородной нити. Для решения поставленной задачи, рассмотрим каждый участок по отдельности.

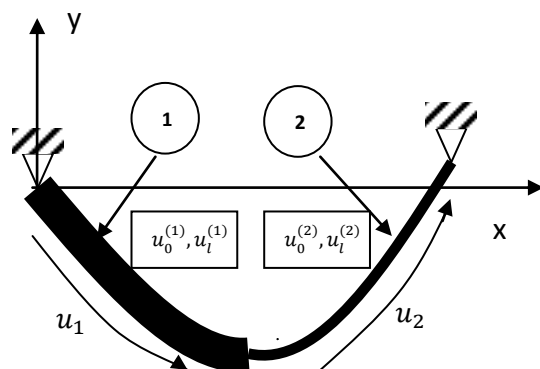
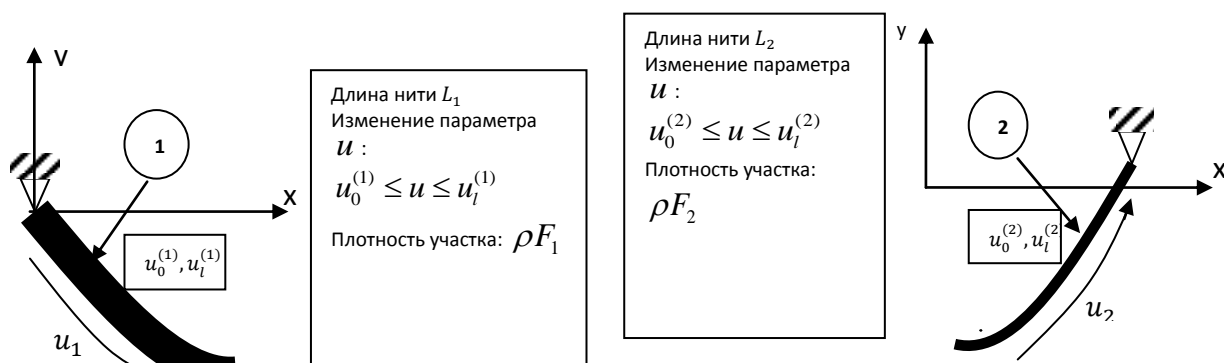


Рис. 5. Неоднородная нить

Запишем систему уравнений равновесия для данной нити в переменных  $u$ :

$$\left\{ \begin{aligned} \Delta \bar{x}_{1,u}^* &= \frac{th^2(u)}{ch^2(u)} (sh(u_l^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta \bar{Q}_1 - \frac{th(u)}{ch^3(u)} (sh(u_l^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta \bar{Q}_2 \\ \Delta \bar{x}_{2,u}^* &= -\frac{th(u)}{ch^3(u)} (sh(u_l^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta \bar{Q}_1 + \frac{1}{ch^4(u)} (sh(u_l^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta \bar{Q}_2 \\ \Delta \bar{Q}_{1,u} &= -\frac{sh(u_l^{(i)}) - sh(u_0^{(i)})}{ch(u)} \Delta \ddot{X}_1^* \\ \Delta \bar{Q}_{2,u} &= -\frac{sh(u_l^{(i)}) - sh(u_0^{(i)})}{ch(u)} \Delta \ddot{X}_2^* \end{aligned} \right. \quad (2)$$

Рассмотрим каждый участок в отдельности, и тогда система (2) переписется для двух случаев, где  $i$ -это номер участка.



Перепишем систему (2) в размерном виде:



$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta x_{1,u}^{*(i)} = L_i \cdot \left( \frac{th^2(u)}{ch^2(u)} (sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta Q_1 \cdot mg_i - \frac{th(u)}{ch^3(u)} (sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta Q_2 \cdot mg_i \right) \\ \Delta x_{2,u}^{*(i)} = L_i \cdot \left( -\frac{th(u)}{ch^3(u)} (sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta Q_1 \cdot mg_i + \frac{1}{ch^4(u)} (sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)}))^2 \Delta Q_2 \cdot mg_i \right) \\ \Delta Q_{1,u}^{(i)} = -\frac{sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)})}{ch(u)} \frac{\rho F l_i^2}{mg_i} \Delta \ddot{X}_1^* \\ \Delta Q_{2,u}^{(i)} = -\frac{sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)})}{ch(u)} \frac{\rho F l_i^2}{mg_i} \Delta \ddot{X}_2^* \end{array} \right. \quad (3)$$

Формула (3) записана в общем виде для  $i$ -го участка. Для решения такой системы необходимо наложить условие: если параметр  $u$  меняется от  $u_{01}$  до  $u_{L1}$ , то мы интегрируем по первой длине и соответственно в уравнении (3)  $i=1$ , но если  $u$  меняется по второму участку, то  $i=2$ .

Решение такой системы будем искать в виде:

$$\Delta X_k = \Delta X_k^A \cdot e^{i\omega t}$$

$$\Delta Q_k = \Delta Q_k^A \cdot e^{i\omega t}$$

где  $\omega$  – круговая частота собственных колебаний.

Тогда выражения, входящие в систему, распишем таким образом:

$$\Delta \ddot{X}_k = -\omega^2 \Delta X_k^A \cdot e^{i\omega t}$$

$$\Delta \ddot{Q}_{k,u} = \Delta Q_{k,u}^A \cdot e^{i\omega t}$$

$$\Delta \ddot{X}_{k,u} = \Delta X_{k,u}^A \cdot e^{i\omega t}$$

После подстановки, с учетом обезразмеривания, получим:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta x_{1,u}^* = \frac{sh^2(u)}{ch^2(u)} \Delta Q_1 - \frac{sh(u)}{ch^2(u)} \Delta Q_2 \\ \Delta x_{2,u}^* = -\frac{sh(u)}{ch^2(u)} \Delta Q_1 + \frac{1}{ch^2(u)} \Delta Q_2 \\ \Delta Q_{1,u} = -\frac{ch(u)}{A_i} \Omega_i^2 \Delta X_1^* \\ \Delta Q_{2,u} = -\frac{ch(u)}{A_i} \Omega_i^2 \Delta X_2^* \end{array} \right. \quad (4)$$

$$A = sh(u_1^{(i)}) - sh(u_0^{(i)})$$

Где:

$$\Omega_i^2 = \frac{\rho F l_i^2}{mg_i} \omega^2$$

$\Omega$  - частотный безразмерный параметр,  $i$ - номер участка.

Полученная система уравнений описывает краевую задачу с неизвестным параметром  $\Omega$

Для решения такой системы, необходимо выполнить условия:

если параметр  $u$  меняется от  $u_0^{(1)}$  до  $u_l^{(1)}$ , то система будет иметь решение для первого участка, если же от  $u_0^{(2)}$  до  $u_l^{(2)}$ , то для второго.

Алгоритм определения  $\Omega$  можно построить следующим образом: будем менять значения  $\Omega$  с некоторым шагом, и вычислять определитель  $\Delta\Omega$  для

каждого из этих значений. Если определитель обращается в нуль, то соответствующая ему частота является собственной.

**Библиографический список:**

1. Качурин В.К. Теория висячих систем/ В.К.Качурин. Л., 1962.-223с.
2. Левин В.Е., Деформирование криволинейных стержней. Часть 1. Учебное пособие / В.Е.Левин – Новосибирск: НГТУ, 2004.-84с

**ABOUT CALCULATION OF DYNAMICS OF SUSPENDED ROPE**

*Stepanchuk Marina S., Levin Vladimir E., D.Sc.*

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

*Stepanchuk M.S.* m.stepanchuk92@mail.ru

*Levin V.E.* levin@craft.nstu.ru

**Annotation**

The aim of the article is to study the dynamic properties of the suspended rope. The aqueous portion of the thread is seen as a special case of the rod and the static problem is solved. Records the system of equilibrium equations for a given design, on the basis of which, recovering the thread configuration. Next, the thread is broken into two sections with different masses. By setting the values of these masses, we get a number of different configurations, depending on the defined values. The next step to solve the problem of the dynamics of such a system. By setting different values for mass and density at each site, we obtain the equilibrium system of equations, varying depending on the area of the hotel. The solution of this system find the Runge-Kutta method. In conclusion, it refers to the algorithm for solving this problem and necessary conditions for its implementation. The result of the work will be to find their own forms of oscillations, as well as their respective natural frequencies.

**Keywords:**The flexible thread, hanging design, the rope configuration, fluctuations in density, equilibrium equations, plots thread, the natural frequency.

## МЕТОД КОНТРОЛЯ ИНТЕРФЕЙСНЫХ НАГРУЗОК ПРИ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЯХ

*Уванов Михаил Игоревич, студент; Красноруцкий Дмитрий Александрович*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953) 888-61-44

*Уванов М.И.*, email [mui777@mail.ru](mailto:mui777@mail.ru)

*Красноруцкий Д. А.*, e-mail [krasnorutskiy@corp.nstu.ru](mailto:krasnorutskiy@corp.nstu.ru)

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

### Аннотация

В данной статье обсуждаются проблемы, возникающие при вибрационных испытаниях космических аппаратов и их оборудования. Описан традиционный метод проведения вибрационных испытаний, включающий, как теоретические расчёты, так и экспериментальную часть задачи. Предлагается альтернативный метод проведения эксперимента, который предполагает проводить испытания конструкций и подконструкций с контролем по силе. Контроль по силе осуществляется уменьшением входного воздействия в местах крепления космического аппарата к возбудителю. Данный метод осуществляется программно-аппаратным обеспечением, позволяющим контролировать входное воздействие в реальном времени. Метод контроля интерфейсных нагрузок позволит исключить проблему перетестирования испытуемого оборудования, возникающую при проведении вибрационных испытаний, из-за различий реальных условий полёта и экспериментальной установки. Это позволит сократить количество испытаний, что приведёт к уменьшению материальных затрат.

**Ключевые слова:** Космический аппарат, интерфейсные нагрузки, контроль по силе, контроль по ускорению, вибрационные испытания, перетестирование

### 1. Введение

Существует задача вибрационных испытаний космического аппарата при его создании. Обычно на космический аппарат (КА) устанавливается много дорогостоящей точной аппаратуры, такой как телескопы, фотоаппараты, отражатели, антенны, рефлекторы и т.п. При старте и полёте ракета-носитель (РН) воздействует на КА. Чтобы обеспечить сохранность и работоспособность КА необходимо провести испытания на Земле, чтобы узнать, как воздействия от РН влияют на КА и его аппаратуру. Если при таких испытаниях сразу поставить всю дорогостоящую аппаратуру на КА и задать номинальный режим нагружения, то будет высока вероятность повредить это оборудование, что крайне нежелательно. Поэтому прежде чем устанавливать аппаратуру на КА

для испытаний, проводят серию подготовительных испытаний с моделями этого оборудования.

Существует метод проведения вибрационных испытаний, который называется «Метод испытаний конструкций и подконструкций с контролем по силе» или «Метод контроля интерфейсных нагрузок».

### **Цели данного метода:**

- уменьшить излишнее тестирования испытываемых объектов.
- уменьшить материальные затраты на проведение испытаний.

**Задачи:** сравнение результатов испытаний с контролем только по ускорению (кинематическое управление) в интерфейсе объекта испытаний и вибростенда (динамической модель) и по интерфейсным нагрузкам, рассчитанным по полной модели и с приложением внешних динамических нагрузок.

### **2.Предлагаемая методика проведения эксперимента**

Для этого существует определенный порядок проведения испытаний. Сначала проводят теоретический расчет КА в конечно элементных пакетах. Это делают для формирования безопасного режима нагружения и выявления резонансных частот и форм собственных колебаний КА. Далее эти данные необходимо подтвердить на реальном эксперименте. Эксперимент необходимо провести для всех расчётных случаев нагружения КА. Для этого и существуют различные виды испытаний, но в рамках данной работы рассматриваются испытания на вибропрочность, которые проводятся в следующей последовательности:

- Образец испытаний (ОИ) тестируют в трёх взаимно перпендикулярных направлениях X,Y,Z последовательно.
- Нагружение производят в следующей последовательности: низкий уровень, средний уровень, высокий уровень, а затем снова на низком.
- ОИ устанавливается через переходное кольцо на вибростол, контроль проводят с помощью задающих акселерометров и акселерометров контроля, которые снимают данные об откликах с ОИ.

### **Расчёт безопасного режима нагружения**

При исследовании вибрации конструкции КА, с целью обеспечения вибропрочности, как самого навесного оборудования, так и узлов его крепления к элементам конструкции КА, используют принцип нормирования вибрационного нагружения навесного оборудования и соответствующих силовых элементов конструкции КА, к которым оно крепится.

Этот принцип заключается в назначении расчётных нормативных режимов вибрационного нагружения рассматриваемого навесного оборудования и соответствующих элементов конструкции КА, применительно к определенным условиям эксплуатации, характеризующим конкретный случай нагружения.

Нормативные режимы вибрационного нагружения навесного оборудования можно задавать в виде функции вибрационного нагружения – зависимости, характеризующей изменение внешнего динамического воздействия по времени и по частоте, действующего на рассматриваемое

навесное оборудование и соответствующие элементы конструкции КА в течение промежутка времени, характеризующего рассматриваемый случай вибрационного нагружения.

Расчёт безопасного режима нагружения на основе экспериментальных данных для вибродиагностики проводится следующим образом:

- На основе данных о входных нагрузках, полученных экспериментально производителем средств выведения (СВ), получают уровни эквивалентной синусоидальной вибрации в интерфейсе переходной системы КА с СВ в продольном и поперечном направлениях для расчётных случаев нагружения. Эти уровни являются нижней границей глубины вырезаний при проведении синусоидальных испытаний КА, ниже которых вырезание недопустимо.

- Уровни синусоидальной вибрации, которые не рекомендуется превышать (верхняя граница вырезаний) задаются спецификацией, но в случае вибродиагностики эти уровни берутся немного ниже.

- На основе данных перегрузок в центре масс КА, спецификации оборудования устанавливаемого на КА, а также испытаний на низком уровне синусоидального воздействия формируется безопасный режим нагружения КА.

При тестировании конструкции существует вероятность неожиданного выхода амплитуд за пределы безопасного режима нагружения. Это обусловлено различием условий между реальным нагружением и моделируемым испытателем. Такой эффект называют «перетестированием». При проявлении данного феномена применяется процедура «вырезания» входного испытательного уровня до значений интерфейсных нагрузок от максимальных квазистатических перегрузок, рассчитанных по цифровым моделям КА. Существенный недостаток данного метода в том, что переиспытание конструкции уже наступило. В этой ситуации спасает то, что испытания проводятся последовательно на нескольких моделях КА, прежде чем поставить реальный КА. [3,4,6,7].

Алгоритм проведения испытаний с контролем по силе для подконструкций:

- Составляется полная много массовая модель.
- Выделяется в этой модели какой-нибудь элемент.
- По результатам приложения внешних динамических воздействий в интерфейсе спутника, рассчитываются параметры ускорений и сил в интерфейсе выделенного прибора, и ускорений на всех массах этого прибора.
- Проводятся виртуальные испытания выделенного прибора:
  - А) с контролем по ускорению,
  - Б) с контролем по силе.
- Проводится анализ полученных данных.

### **3. Результаты и обсуждение**

Данный метод в заграничной практике изучается с конца прошлого столетия, а также имеет практическое применение, которое имеет положительные результаты, представленные в статьях [1,2,5]. Данная методика

пока к сожалению не получила широкого распространения в отечественном производстве. Одним из показательных результатов может служить сравнение процедуры «вырезания», проводимой в несколько этапов и метода контроля интерфейсных нагрузок (рис.1).

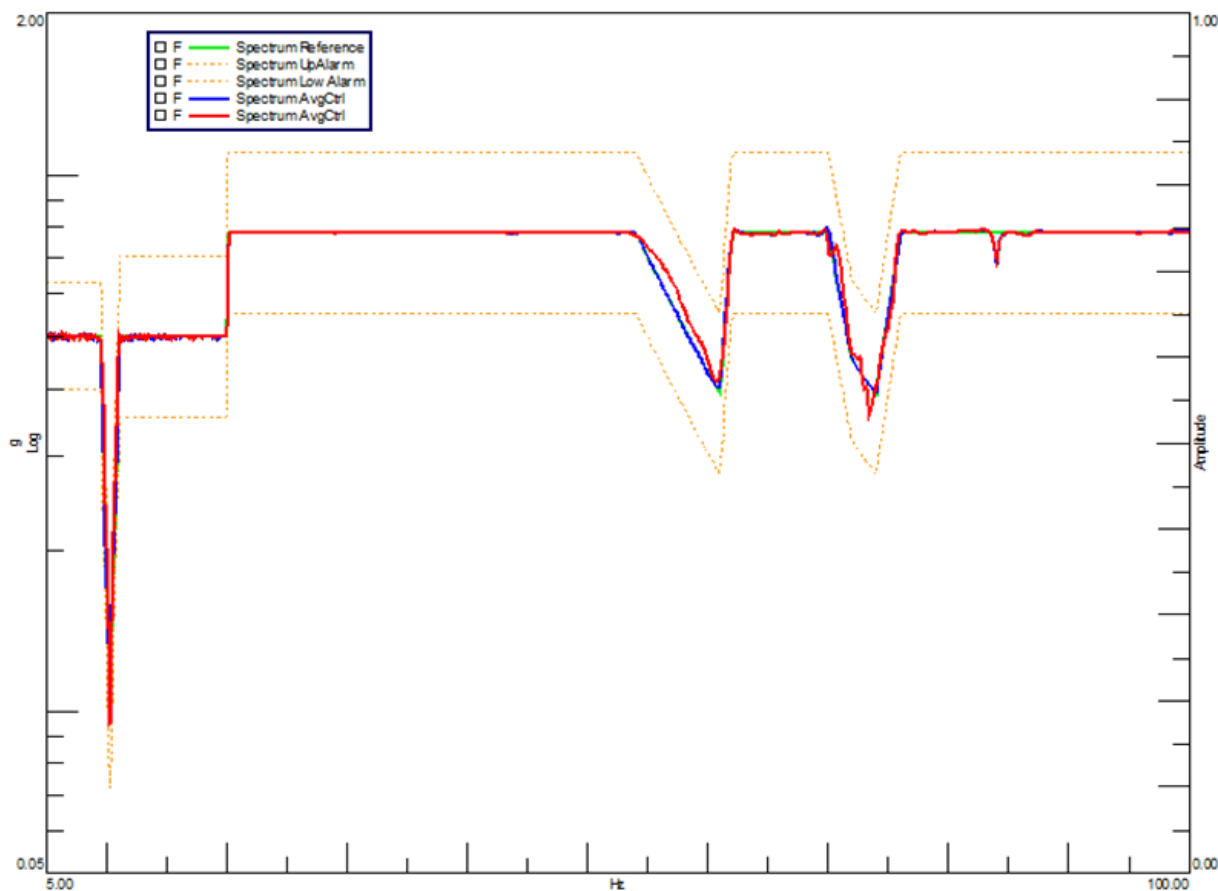


Рис.1. Результаты сравнения высоких уровней с «вырезанием» и ограничением интерфейсных нагрузок

#### 4.Выводы

Метод контроля интерфейсных нагрузок носит актуальный характер при решении проблем перетестирования конструкций и подконструкций космических аппаратов, т.к. допускать выход из строя или поломку дорогостоящего оборудования крайне нежелательно. Планируется дальнейшее изучение и реализация данного метода, как в конечно-элементных пакетах, так и на практике с помощью простых динамических моделей для подтверждения его эффективности.

#### Библиографический список:

5. Orsingher S., Laine B., Guillaume V., Zely D. Force limited testing of the mars sample return container // Proceedings of the 12th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, held 20-23 March, 2012 at ESTEC, the Netherlands. ESA SP-691. ISBN 978-92-9092-255-1., p.158
- 2 Konrad Albersdörfer. New iabg force measurement device: design, properties and first use in testing // Proceedings of the 12th European Conference on Spacecraft

- Structures, Materials and Environmental Testing, held 20-23 March, 2012 at ESTEC, the Netherlands. ESA SP-691. ISBN 978-92-9092-255-1., p.160-166
- 3 Force Limited Vibration Testing. NASA-HDBK-7004C // NASA, 2012 [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: <https://standards.nasa.gov/file/491/download?token=ozrkJfSx> (дата обращения: 29.03.2016)
  - 4 Scharton, T.D. NASA RP1403 Vibration Monograph/ T.D. Scharton // NASA, 1997 [Электронный ресурс]. Систем. требования: Adobe Acrobat Reader. – URL: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19970023193.pdf> (дата обращения: 29.03.2016)
  - 5 Sykes, J. Qualification of the jwst miri instrument using force limited vibration / J. Sykes, P. Eccleston, B. Laine , I. Ngan, J.C. Salvignol // Proceedings of the 12th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, held 20-23 March, 2012 at ESTEC, the Netherlands. ESA SP-691. ISBN 978-92-9092-255-1., p.159
  - 6 Wijker, J.J. and Boer, A. de and Ellenbroek, M.H.M. (2014) Force Limited Vibration Testing: Computation C2 for Real Load and Probabilistic Source. In: 13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing, 1-4 April 2014, Braunschweig, 01-04-2014 - 04-04-2014, Braunschweig (pp. 1 - 16).
  - 7 Souscy, Y., Dharanipathi, V., and Sedaghati, R., «Comparison of Methods for Force Limited Vibration Testing», Proceedings of the IMAC XXIII Conference, Paper No. 25, Orlando, FL, 2005.

## CONTROL METHOD OF INTERFACE LOADINGS IN VIBRATION TESTING

*Uvanov Mikhail Igorevich, bachelor; Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich*

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

*Uvanov M.I.*, email [mui777@mail.ru](mailto:mui777@mail.ru)

*Krasnorutskiy D. A.*, e-mail [krasnorutskiy@corp.nstu.ru](mailto:krasnorutskiy@corp.nstu.ru)

*Address for correspondence: Krasnorutskiy Dmitry Alexandrovich*, Novosibirsk  
State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, K. Marksa av., 20, tel.  
(953) 888-61-44

**Abstract.** In this article we discuss the problems arising at vibration tests of spacecrafts and their equipment. It describes the traditional method of carrying out vibration tests including both theoretical calculations and experimental part of a task as well. We also offer the alternative method of carrying out experiment which assumes to carry out tests of designs and subdesigns with control on force. Control on force exercises by reduction of entrance influence in places of fastening of the spacecraft to the activator. We carry out this method by the hardware-software providing allowing to control entrance influence in real time. The control method of the interface loadings will allow to exclude the problem of retesting of the examinee of the equipment arising when carrying out vibration tests because of distinctions of real flight conditions and experimental installation. It will allow to reduce the number of tests that will lead to reduction of material inputs.

**Keywords:** Vibration tests, spacecraft, control on force, referring, interface loadings, control on accelerations.



## ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ДЕФОРМИРОВАНИЯ ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ

*Хрущелев Павел Алексеевич, магистрант; Пель Александр Николаевич,  
кандидат технических наук, доцент.*

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

Хрущелев П.А., e-mail [pav.hru0354@gmail.com](mailto:pav.hru0354@gmail.com)

Адрес для корреспонденции: Хрущелев Павел Алексеевич, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (951)382-00-72

### Аннотация

Рассматривалась задача трансформации зонтичной антенны космического аппарата в процессе её раскрытия. Проведено исследование возможности деформирования конической поверхности в параболическую, путем приложения системы сосредоточенных сил. Задача решена путем твердотельного моделирования отражающего полотна в программном пакете Solid Works. При создании твердотельной модели геометрические размеры и форма поверхности рассматриваемой конструкции были взяты в соответствии с типовыми конструкциями реальных антенн. В частности исследование проведено на примере конструкции зонтичной антенны. Для решения задачи использован встроенный модуль программы для расчета параметров напряженного состояния. Данный модуль использует метод конечных элементов. Получено решение для случая ортотропного и изотропного материала. Удалось получить необходимые перемещения в исследуемых точках. В заключении изучена зависимость отклонения заданной деформированной поверхности от характера и комбинации внешних нагрузок.

**Ключевые слова:** Космические аппараты; зонтичная антенна; метод конечных элементов; деформирование отражающего полотна; параболическая поверхность; разворачиваемая поверхность.

### 1. Введение

Антенны являются ключевыми элементами любого космического аппарата(КА). Они предназначены для передачи и получения информации, и связи КА с Землей.

Современные космические антенны делают складывающимися. Причина тому, ограниченное пространство для размещения КА под куполом обтекателя ракетносителя.

После выхода на орбиту раскрывшаяся антенна имеет большой диаметр, которого невозможно достигнуть при использовании антенн цельного исполнения.

На сегодняшний день в рабочем режиме находятся отечественные КА оснащенные антеннами достигающими 15 метров в диаметре. Известно что на одном из американских спутников в течение трех лет эксплуатируются антенны диаметром около 100 метров.

Именно диаметр антенны определяет зону покрытия сигнала аппарата, а так же его рабочий диапазон частот.

Основные элементы антенны - это отражающее полотно и спицы.

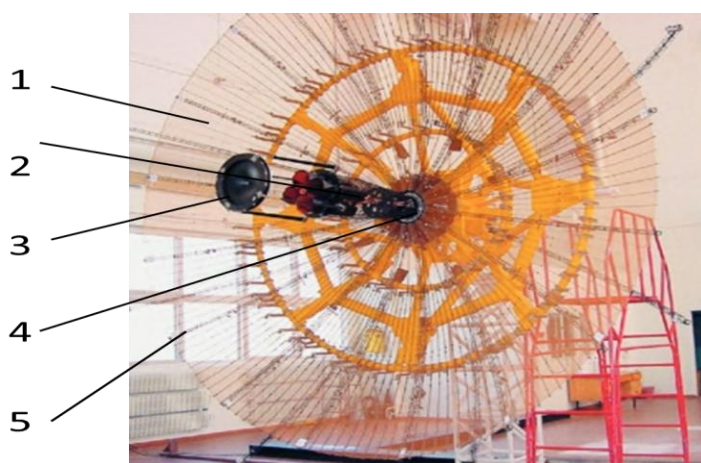
Спицы являются местом крепления полотна и задают ему соответствующую форму. Полотно же в свою очередь отражает поступающие на него сигналы.

Форма отражающего полотна имеет огромное значение для точности получаемого сигнала. Известно, что форма полотна соответствующая форме параболы является наилучшей в рассматриваемом вопросе.

Конструкции антенн бывают разного исполнения: зонтичные, кольцевые, ферменные, надувные секторные[1]. Описываемое исследование было проведено на примере зонтичной антенны.

На рисунке 1 представлены конструктивные элементы антенны зонтичного типа.

В работе исследуется деформирование отражающего полотна при складывании антенны с возможностью восстановления им параболической формы в процессе раскрытия.



1 – отражающее полотно, 2 – штанга держателя облучателя, 3 –контррефлектор, 4 – ступица, 5 – спица.

Рисунок 1. Конструкция антенны.

## 2. Теория

Для обеспечения возможности свертывания полотна антенны, в исходном состоянии оно должно представлять собой разворачиваемую поверхность, поэтому в качестве исходной формы принята коническая поверхность. В развернутом состоянии поверхность полотна должна соответствовать параболе[2].

Цель работы - исследование с помощью метода конечных элементов, возможности трансформации отражающего полотна антенны.

В процессе исследования были решены следующие задачи:

- Построена твердотельная модель отражающей поверхности антенны, соответствующая конической поверхности.
- Решена задача деформирования конической поверхности под действием заданной системы сил.
- Исследована зависимость отклонения заданной деформированной поверхности от характера и комбинации внешних нагрузок.
- Рассмотрено поведение оболочки на примере изотропного и ортотропного материала.

Моделирование и расчет рассматриваемого объекта был реализован в программном пакете SolidWorks. Программа имеет встроенный модуль для расчета параметров напряженного состояния. Этот модуль использует метод конечных элементов

При создании твердотельной модели геометрические размеры и форма поверхности рассматриваемой конструкции были взяты в соответствии с типовыми конструкциями реальных антенн.

Исследуемая задача осесимметрична, поэтому для упрощения вычисления, решение рассмотрено для сектора антенны – рисунок 2. Размеры сектора приведены в таблице 1.

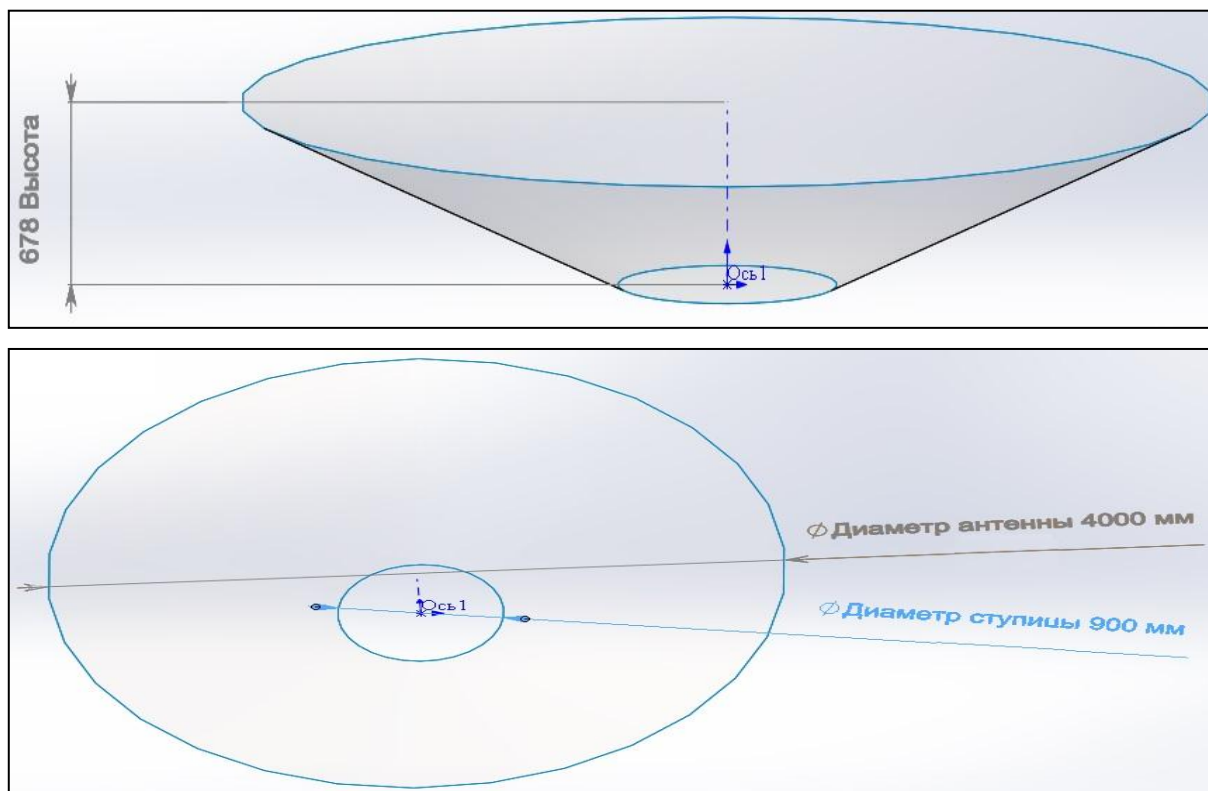


Рисунок 2. Модель исследуемой антенны.

Таблица 1

Размеры исследуемой антенны.

Диаметр ступицы, мм	Диаметр антенны, мм	Высота антенны, мм
900	4000	678

При построении твердотельной модели был использован элемент «поверхность», что позволило в дальнейшем назначить элементы оболочечного типа для конечноэлементного анализа.

На наружной и внутренней кромках назначены шарнирные крепления. На боковых кромках - условия симметрии. Они выражаются в отсутствии перемещений в окружном направлении, и закреплений в отношении поворотов боковых кромок.

Приложенные силы в конструктивном исполнении можно представить как дополнительные регулируемые натяжители.

Полученная твердотельная модель, её закрепление и нагружение представлены на рисунке 3.

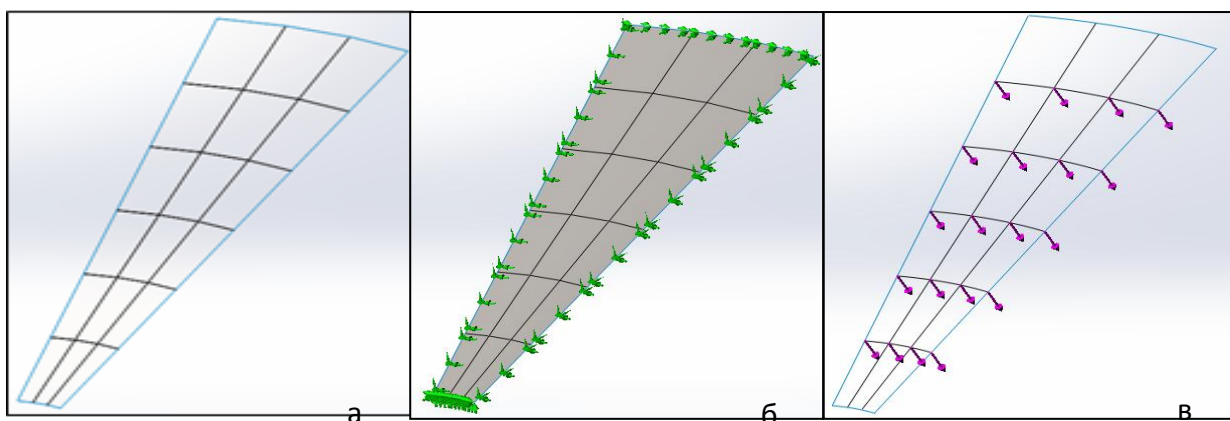


Рисунок 3. Моделирование сектора.

а – твердотельная модель, б – закрепление, в – нагружение.

Методом последовательных приближений силы подобраны таким образом, что в исследуемых точках получаем перемещения соответствующие необходимым.

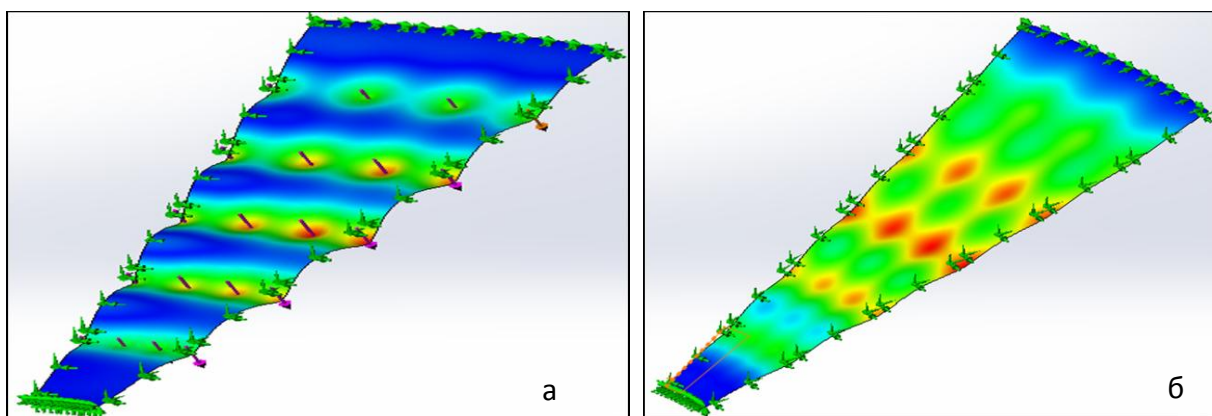


Рисунок 4. Эпюры перемещений.

а – изотропный материал, б – ортотропный материал.

### 3. Результаты

В таблицах 2 и 3 приведены полученные результаты перемещений исследуемых точек для изотропного и ортотропного материала.

Таблица 2

Значения для изотропного материала.

Номер точки	Необходимые перемещения, мм	Перемещения на боковых кромках, мм	Силы на боковых кромках, Н	Перемещения в центре, мм	Силы в центре, Н
1	58,65	58,34	1390	58,32	2790
2	90,39	90,69	2320	90,56	4680
3	98	98,47	2790	98,06	5670
4	84,5	84,16	2730	84,62	5640
5	51,06	51,4	2000	51,14	4150

Таблица 3

Значения для ортотропного материала.

Номер точки	Необходимые перемещения, мм	Перемещения на боковых кромках, мм	Силы на боковых кромках, Н	Перемещения в центре, мм	Силы в центре, Н
1	58,65	58,30	280	58,33	560
2	90,39	90,57	485	90,69	980
3	98	98,51	620	98,09	1225
4	84,5	84,28	615	84,24	1250
5	51,06	51,32	280	51,06	900

На рисунке 3а видны зоны концентрации, перемещения в которых существенно отличаются от необходимых.

Так как полученная форма полотна при использовании изотропного материала существенно отличается от идеальной параболической, было проведено исследование деформирования полотна из ортотропного материала.

Как видно из рисунка 3б, удалось получить перемещение в исследуемых точках и в промежутках между рассматриваемыми точками картина перемещений значительно лучше, чем в случае с изотропным материалом. При этом на деформированном полотне отсутствуют острые перегибы.

### 4. Выводы

Результаты показывают, что использование ортотропного материала позволяет получить форму отражающей поверхности более близкую к параболической.

Для получения более точной формы следует увеличить количество точек для приложения сил.

Кроме того в ортотропной оболочке в сравнении с изотропной, для получения тех же перемещений потребовались силы в шесть раз меньше.

### **Библиографический список:**

1. Гряник М.В., Ломан В.И. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. – М.: Радио и связь, 1987. – 72.с.
2. Высоцкая Н.Н., Иерусалимский А.М., Невельсон Р.А., Федоренко В.А. Технические развертки изделий из листового металла – издательство «Машиностроение», 1968. – 272.с.

## **NUMERICAL SOLUTION OF PROBLEM WITH THE DEFORMATION OF PARABOLIC ANTENNA**

*Khruschelev Pavel Alekseevich, Master's Degree student;*

*Pel Alexander Nikolaevich, Ph.D. (Engineering), Associate Professor.*

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karla Marksa Avenue, 20.

Khruschelev P.A., e-mail pav.hru0354@gmail.com

Correspondence address: Khruschelev Pavel Alekseevich, Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk, Karla Marksa avenue, 20, telephone (951)382-00-72.

### **Abstract**

The research studies problem of umbrella reflector antenna of space vehicle during the process of its deployment. The investigation deals with deformation capability of taper surface into parabolic by the means of tension of the system of the concentrated forces. The problem solves with the solid modeling of reflective curtain in the software program Solid Works. Geometrical dimensions and surface form of studying construction comply with the standard constructions of the practical antennas. In particular, the investigation carries out by the example of umbrella reflector antenna's construction. For solving the problem we use program module for calculation of parameters of the stress condition. Program module uses the finite-elements method. There is solving for the case of orthotropic and isotropic materials.

Required displacements in researched points completed. Finally, the dependence of deflection of the set deformed surface on type and combination of external load studied.

**Key words:** Spacecraft; umbrella reflector antenna; finite elements method; deformation of reflective curtain; parabolic surface; erectable surface.

## ГРУППОВОЙ АНАЛИЗ НЕЛИНЕЙНЫХ УРАВНЕНИЙ МЕЛКОЙ ВОДЫ С ПРЯМОЛИНЕЙНЫМ ДНОМ

**Чиркунов Юрий Александрович, доктор физ.-мат. наук, доцент, профессор  
кафедры АиМЛ;**

**Пикмуллина Елена Олеговна, аспирант кафедры АиМЛ;**

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)903-92-15

**Чиркунов Ю. А., e-mail [chr101@mail.ru](mailto:chr101@mail.ru)**

**Пикмуллина Е. О., e-mail [elena187@list.ru](mailto:elena187@list.ru)**

**Аннотация.** Однопараметрическое семейство уравнений, описывающих в рамках одномерной модели мелкой воды распространение поверхностных волн над прямолинейным дном, параметром которого является угловой коэффициент наклона дна, порождается уравнениями одномерной модели мелкой воды с горизонтальным дном. В результате специального выбора преобразования годографа система уравнений одномерной модели мелкой воды с горизонтальным дном приведена к линейной системе. Выполнен групповой анализ рассматриваемых систем. Получено бесконечное множество невырожденных решений уравнений одномерной модели мелкой воды с прямолинейным дном. Найдены все вырожденные решения этих уравнений. Полученные решения могут быть использованы при исследовании волн цунами, а также при исследовании распространения жидкости в каналах.

**Ключевые слова:** мелкая вода, групповой анализ, инвариантные решения, частично инвариантные решения, невырожденные решения, вырожденные решения.

**1. Введение.** Нелинейная одномерная модель мелкой воды

$$v_\tau + vv_y + \eta_y = 0, \quad \eta_\tau + ((\eta + ky)v)_y = 0 \quad (1)$$

используется при исследовании наката волн на берег, а также при исследовании распространения жидкости в каналах [1–6]. Здесь:  $v = v(\tau, y)$  – скорость распространения поверхностных волн вдоль оси  $oy$  со свободной поверхностью  $z = \eta(\tau, y) + ky$  над прямолинейным дном  $z = ky$ ,  $k = \text{const}$  – угловой коэффициент наклона дна,  $ouy$  – прямоугольная декартова система координат,  $\tau$  – время. При  $k = 0$  система (1) описывает распространение поверхностных волн над горизонтальным дном, а при  $k \neq 0$  – над наклонным дном. Если  $k \neq 0$ , то после замены переменных

$$t = k\tau, \quad x = k\left(y - \frac{k\tau^2}{2}\right), \quad v = u(t, x) + t, \quad \eta = h(t, x) - x - \frac{t^2}{2} \quad (2)$$

система (1) приводится к системе

$$u_t + uu_x + h_x = 0, \quad h_t + uh_x + hu_x = 0, \quad (3)$$

являющейся записанной для переменных  $t, x, u, h$  ( $h \geq 0$ ) системой (1) с угловым коэффициентом  $k=0$ . Следовательно, в силу преобразования (2) однопараметрическое семейство систем (1) с параметром  $k \in (-\infty, \infty)$  порождается системой (1) с параметром  $k=0$ , а именно, системой (3).

Основная группа Ли преобразований системы (3) является бесконечной и порождается операторами:

$$Z = \Phi(u, h)\partial_t + (\Psi(u, h) + u\Phi(u, h))\partial_x, \quad Y_1 = t\partial_t + x\partial_x, \quad Y_2 = t\partial_x + \partial_u, \quad (4)$$

$$Y_3 = t\partial_t - u\partial_u - 2h\partial_h, \quad Y_4 = (x - 3tu)\partial_t + \left(3h - \frac{3u^2}{2}\right)t\partial_x + \left(\frac{u^2}{2} + 2h\right)\partial_u + 2uh\partial_h,$$

где  $(\Phi = \Phi(u, h), \Psi = \Psi(u, h))$  – любое решение системы

$$\Phi_u + \Psi_h = 0, \quad \Psi_u + (h\Phi)_h = 0. \quad (5)$$

**2. Невырожденные решения.** Решение  $(u = u(t, x), h = h(t, x))$  системы (3) будет называться невырожденным, если  $\frac{\partial(u, h)}{\partial(t, x)} \neq 0$ . Аналогично решение

$(v = v(\tau, y), \eta = \eta(\tau, y))$  системы (1) будет называться невырожденным, если  $\frac{\partial(v, \eta)}{\partial(\tau, y)} \neq 0$ . Невырожденные решения систем (1) и (3) связаны обратимым преобразованием (2).

Система (3) на множестве невырожденных решений линеризуется с помощью преобразования годографа, которое удобно выбрать ассоциированным с групповым свойством (4) системы (3), а именно:

$$t = \Phi(u, h), \quad x = \Psi(u, h) + u\Phi(u, h), \quad (6)$$

В результате система (3) приводится к линейной системе (5).

Решения систем (3) и (5) связаны между собой следующим образом.

Любое невырожденное решение  $(u(t, x), h(t, x))$  системы (3) определяет по формулам (6) невырожденное решение системы (5), т.е. решение  $(\Phi(u, h), \Psi(u, h))$ , удовлетворяющее условию  $(\Phi_u^2 - h\Phi_h^2) \neq 0$ . Обратно, каждое невырожденное решение  $(\Phi(u, h), \Psi(u, h))$  системы (5), удовлетворяющее условию  $(\Phi_u^2 - h\Phi_h^2) \neq 0$  в некоторой области переменных  $u, h$ , неявным образом определяет по формулам (6) невырожденное решение  $(u(t, x), h(t, x))$  системы (3) в соответствующей области переменных  $t, x$ .

Таким образом, система (5) определяет для системы (3) уравнений одномерной модели мелкой воды с горизонтальным дном и ее основную группу Ли преобразований, и все множество ее невырожденных решений. А в силу преобразования (2) – то же самое справедливо и для системы (1) уравнений одномерной модели мелкой воды с наклонным дном.



Основная группа Ли преобразований системы (5) (факторгруппа по нормальному делителю, связанному с линейностью системы) порождается операторами

$$\begin{aligned} X_1 &= \left(u^2/4 + h\right)\partial_u + uh\partial_h + \left(1/2\Psi - u\Phi\right)\partial_\Phi + 1/2(h\Phi - u\Psi)\partial_\Psi, \\ X_2 &= u\partial_u + 2h\partial_h - \Phi\partial_\Phi, \quad X_3 = \partial_u, \quad X_4 = \Phi\partial_\Phi + \Psi\partial_\Psi. \end{aligned} \quad (7)$$

Для классификации инвариантных и частично инвариантных решений системы (5) строится оптимальная система подгрупп основной группы, порождаемой операторами (7). Она содержит четыре однопараметрические подгруппы, шесть двухпараметрических подгрупп и трех трехпараметрических подгрупп. Найденные универсальные инварианты всех подгрупп позволяют получить простейшие представители всех существенно различных (не связанных точечными преобразованиями) инвариантных и частично инвариантных решений системы (5). Найденные решения зависят от тринадцати произвольных вещественных постоянных и одной произвольной функции. Применение к этим решениям формул производства решений системы (5), вытекающих из группового свойства (7), дает бесконечное множество существенно различных невырожденных точных решений этой системы, зависящее от семнадцати произвольных постоянных и одной произвольной функции. Применение к этим решениям инфинитезимальных формул производства решений расширяет это множество точных решений. Линейная оболочка этого множества образует бесконечномерное векторное пространство  $V$  невырожденных точных решений системы (5).

Формулы (6) порождают при  $(\Phi, \Psi)$ , пробегающих пространство  $V$ , бесконечное множество невырожденных точных решений системы (3). Применение к этим решениям формул производства решений этой системы, вытекающих из группового свойства (4), дает ее дополнительные невырожденные точные решения. Применение формул (2) к полученному бесконечному множеству невырожденных точных решений системы (3) дает бесконечное множество невырожденных точных решений системы (1).

**3. Вырожденные решения системы (1) при  $k \neq 0$ .** Вырожденное решение системы (1) удовлетворяет условию  $\frac{\partial(v, \eta)}{\partial(\tau, y)} = 0$  из которого следует

$$\eta = F(v). \quad (8)$$

Подстановка (8) в (1), приведение в инволюцию полученной системы и ее интегрирование показывает, что параметрическая функция  $v$  неявно определяется уравнениями:

$$c_1 v^{1-k} \left( (k-1)\tau + \frac{2k-3}{k(k-2)}v + \frac{c_1(k-1)^2}{k(2k-1)}v^{-k} \right) + c_2 \frac{v}{k} + yv = c_3, \text{ при } k \neq \pm 1; 0; 1/2; 2; \quad (9)$$

$$c_1 \left( v \ln v + v + \frac{c_1}{v} - \tau \right) + c_2 v - \frac{v^3}{2} + yv = c_3, \quad \text{при } k = 1; \quad (10)$$

$$c_1 \left( \frac{\tau}{v} - \frac{1}{2} \ln v + \frac{c_1}{6} v^{-3} \right) + c_2 \frac{v}{2} + yv = c_3, \text{ при } k = 2; \quad (11)$$

$$c_1 \left( \frac{4}{3} v \sqrt{v} - \frac{1}{2} \tau \sqrt{v} - \frac{c_1}{2} \ln v \right) + 2c_2 v + yv = c_3, \text{ при } k = \frac{1}{2}; \quad (12)$$

$$v = v(y), \quad c_1 = -\frac{1}{2}, \quad \frac{v^3}{2} + (y - c_2)v + c_3 = 0, \text{ при } k = -1; \quad (13)$$

а функция  $F$  имеет вид:

$$F = \begin{cases} -\frac{v^2}{2} + c_1 v^{1-k} + c_2, & k \neq \pm 1; 0; \\ -\frac{v^2}{2} + c_1 \ln v + c_2, & k = 1; \\ c_1 v^2 + c_2, & k = -1; \end{cases} \quad (14)$$

где  $c_1, c_2, c_3$  – произвольные вещественные постоянные.

Таким образом, для нетривиальных вырожденных решений системы (1) при  $k \neq 0$  превышение свободной поверхности над дном определяется по формулам (8), (14), а скорость распространения поверхностных волн определяется неявно уравнениями (9) – (13).

**4. Выводы.** Для нелинейных уравнений, описывающих в рамках одномерной модели мелкой воды распространение поверхностных волн над прямолинейным горизонтальным и наклонным дном, получены точные решения: невырожденные и вырожденные. Полученные решения могут быть использованы при исследовании наката волн на берег, а также при исследовании распространения жидкости в каналах

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-01-00446 а.

#### Библиографический список:

1. J. J. Stoker. Water Waves: The Mathematical Theory with Applications / John Wiley and Sons, New York, 1958 (reprinted in 1992).
2. Доброхотов С. Ю., Тироцци Б. Локализованные решения одномерной нелинейной системы мелкой воды со скоростью  $\sqrt{x}$  // Успехи математических наук. 2010. Т. 65, №1. С. 185–186.
3. I. Didenkulova, E. Pelinovsky // Rogue waves in nonlinear hyperbolic systems (shallow-water framework). 2011. Nonlinearity. V. R1–R18.
4. A. A. Chesnokov. Symmetries and exact solutions of the rotating shallow-water equations // European Journal of Applied Mathematics. 2009.V. 20. P.461–477.
5. Yu. A. Chirkunov, S. Yu. Dobrokhотов, S. B. Medvedev, and D. S. Minenkov. Exact Solutions of One-Dimensional Nonlinear Shallow-Water Equations Over Even and Sloping Bottoms. Theoretical and Mathematical Physics. 2014. Vol. 178. No 3, pp. 278 – 299. DOI:10.1007/s11232-014-0143-4. .
6. Chirkunov Yu. A., Pikhullina E. O. Symmetry Properties and Solutions of Shallow Water Equations. Universal Journal of Applied Mathematics. HRPUB. 2014. Vol. 2, No 1, pp. 10 – 23. DOI: 10.13189/ujam.2014.020103.

# GROUP ANALYSIS OF NONLINEAR EQUATIONS OF SHALLOW WATER WITH A STRAIGHT BOTTOM

*Yuri Aleksandrovich Chirkunov*, D.Sc. (Physics and Mathematics), Professor,  
e-mail: chr101@mail.ru

*Elena Olegovna Pikhullina*, Ph.D. student, e-mail: elena187@list.ru

Novosibirsk State Technical University,  
pr. K. Marksa 20, Novosibirsk, 630073, Russia

**Abstract.** One-parameter family of equations of one-dimensional model of shallow water describes the propagation of surface waves above a straight bottom is generated by the equations of one-dimensional model of shallow water with a horizontal bottom. The parameter of the family is the slope of the bottom. By the set of non-degenerate solutions the system of the equations of one-dimensional model of shallow water with a horizontal bottom becomes linear with the help of hodograph transformation, which is convenient to choose in accordance with its symmetry property. Group analysis of the systems in question is made. Infinite aggregate of non-degenerate solutions of one-dimensional model of shallow water with a straight bottom is obtained. All of the degenerate solutions of these equations are found. Thus, the data base of exact solutions of the equations of one-dimensional model of shallow water with a straight bottom is created. The solutions obtained in this paper may be used in the study of tsunami waves and fluid distribution in channels.

**Keywords:** shallow water, group analysis, invariant solutions, partially invariant solutions, non-degenerate solutions, degenerate solutions.

## **СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА**

УДК 533.6

### **ОПТИМИЗАЦИЯ СЛОЖНЫХ НЕСУЩИХ СИСТЕМ С ЦЕЛЬЮ МИНИМИЗАЦИИ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ**

*Борисова Виктория Геннадьевна*

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

«Новосибирский государственный технический университет», 630075, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

*Борисова В. Г.*, e-mail [sa01borisova@gmail.com](mailto:sa01borisova@gmail.com)

#### **Аннотация**

Настоящая работа посвящена промежуточному этапу разработки метода и программы минимизации индуктивного сопротивления сложных несущих систем. Получена качественная и количественная информация об оптимальном распределении нагрузки для различных авиационных компоновок. В программу расчёта введено условие однозначности, позволяющее исследовать компоновки замкнутой схемы (бипланные коробки). Проведена модернизация программы AEROJET, базирующейся на панельном методе Морино, для перехода к задачам проектирования несущих систем с учетом оптимального распределения нагрузки вдоль крыла.

**Ключевые слова:** сложные несущие системы, коэффициент индуктивного сопротивления, коэффициент подъёмной силы, программа оптимизации, П-образные вихри, концевые крылышки.

Для оптимизации различных авиационных компоновок была реализована программа расчёта минимума индуктивного сопротивления на базе языка программирования FORTRAN. Программа расчёта основана на методе, благодаря которому оптимизируется распределение интенсивности свободных вихрей несущей системы в плоскости Трефтца при заданной величине подъёмной силы и обеспечивается минимум индуктивного сопротивления. Свободные вихри, сходящие с задней кромки крыла, предварительно преобразуются в систему дискретных П-образных вихрей. Присоединённые вихри несущей системы перемещаются в одну вертикальную плоскость в соответствии с теоремой М. Мунка «О выносе».

При проведении оптимизации были введены обязательное условие

постоянства на коэффициент подъёмной силы  $c_y = const$ , а также безразмерные величины скорости  $V_\infty = 1$  и плотности  $\rho_\infty = 1$  набегающего потока. Необходимо отметить, что еще в начале прошлого века было установлено, что минимальный  $c_{x_i}$  для прямого крыла достигается в случае распределения по размаху циркуляции скорости по эллиптическому закону и принимается в рамках данной работы в качестве точного решения.

Так как поиск решения проводится для произвольной несущей системы, то коэффициент индуктивного сопротивления будет рассчитываться по формуле для циркуляции в плоскости Трэфтца:

$$c_{x_{ind}} = \frac{2}{S_{кр} V_\infty^2} \int_0^l \Gamma(l) W_n(l) dl = \frac{2}{S_{кр} V_\infty^2} \sum_{i=1}^n \Gamma_i W_i^n \Delta l_i,$$

где  $l$  – контур вихревого следа в плоскости Трэфтца,  $W_i^n = \sum_{j=1}^n B_{ij} \Gamma_j$  – нормальная к контуру следа индуктивная скорость, учитывающая влияние всех свободных вихрей  $\Gamma_j, B_{ij} = A_{ij}^{(2)} \frac{\Delta y_i}{\Delta l_i} - A_{ij}^{(1)} \frac{\Delta z_i}{\Delta l_i}$  коэффициенты аэродинамического влияния, а

$$A_{ij}^{(1)} = \frac{1}{2\pi} \left[ \frac{Z_i - z_j}{r_{ij}^2} - \frac{Z_i - z_{j-1}}{r_{i,j-1}^2} - \frac{Z_i + z_j}{r_{ij}^{*2}} + \frac{Z_i + z_{j-1}}{r_{i,j-1}^{*2}} \right],$$

$$A_{ij}^{(2)} = \frac{1}{2\pi} \left[ -\frac{Y_i - y_j}{r_{ij}^2} + \frac{Y_i - y_{j-1}}{r_{i,j-1}^2} + \frac{Y_i - y_j}{r_{ij}^{*2}} - \frac{Y_i - y_{j-1}}{r_{i,j-1}^{*2}} \right],$$

$$r_{ij}^2 = (Y_i - y_j)^2 + (Z_i - z_j)^2, r_{ij}^{*2} = (Y_i - y_j)^2 + (Z_i + z_j)^2.$$

Тогда окончательное выражение для коэффициента индуктивного сопротивления имеет вид:

$$c_{x_{ind}} = \frac{4}{S_{кр}} \sum_{i=1}^n \Gamma_i \Delta l_i \cdot \sum_{j=1}^n B_{ij} \Gamma_j.$$

Поиск минимума индуктивного сопротивления при заданном  $c_y$  осуществляется методом неопределённых множителей Лагранжа, который заключается в поиске условного экстремума функции при некоторых ограничениях. Для этого составляется функционал Лагранжа в виде линейной комбинации функции относительно  $c_{x_i}$  и функции относительно  $c_y$  с учётом ограничений на него, взятой с коэффициентом, называемым множителем Лагранжа:

$$\Phi(\Gamma_i) = c_{x_{ind}} + k \left( \frac{4}{S_{кр}} \sum_{i=1}^n \Gamma_i \Delta z_i - c_{y \text{ зад}} \right),$$

где  $k$ -множитель Лагранжа. Затем составляется система из частных производных функционала, которые приравниваются к нулю. Полученная СЛАУ решается методом Гаусса.

Программа расчёта корректна и устойчива, проведённые расчёты хорошо согласуются с точными решениями, а ошибка счета  $c_{x_i}$  по сравнению с точным решением при большом числе элементов составляет 0,1 – 0,2 %, что говорит о её высокой точности.

По результатам предыдущего этапа было установлено, что наибольший эффект достигается при оптимизации полного крыла (базовое крыло + концевые крылышки).

Затем в рамках данного этапа работы были проведены серии расчётов различных несущих систем и сделаны некоторые выводы:

- *Крыло с переменным углом наклона концевого крылышка.* Имеет наименьший  $c_{x_i}$  при горизонтальном развороте крылышка. Выигрыш в индуктивном сопротивлении составляет  $\approx 30\%$  (при высоте крылышка  $h=0,1L$ ) по сравнению с базовым крылом, имеющим эллиптическое распределение;

- *Крыло с плавно изогнутым крылышком,* характерное для большинства современных самолётов.

- *Крыло с вертикальной двусторонней шайбой.* Является более эффективным (выигрыш в  $c_{x_i}$  составляет  $\approx 12\%$  при  $h_{1,2}=0,1L$ ) по сравнению с крылом, имеющим одну вертикальную шайбу;

- *Крыло с двусторонней шайбой с изменением угла наклона крылышек.* Для крыла с 2<sup>мя</sup> крылышками минимальный  $c_{x_i}$  достигается при угле наклона  $50^\circ$ , что находит подтверждение в уже выпущенных ЛА – Boeing-737. В качестве методического примера приведены результаты расчёта крыла с тремя крылышками, для которого наименьшее значение  $c_{x_i}$  достигается при угле установки  $40^\circ$  относительно вертикального положения крылышка;

- *Крыло с кольцевым крылышком.* Имеет минимум  $c_{x_i}$  только при геометрии, представляющей собой половину окружности, но по эффективности «проигрывает» крылу с гладким изгибом на 3%.

В случае, когда проводился расчёт замкнутых систем крыльев (кольцевое крыло, биплан коробчатой схемы), было отмечено, что решение ведет себя неоднозначно. Для исключения неединственности решения и, как следствие, вырождения расчетной СЛАУ в результате неоднозначности решения в программу расчёта было введено ограничение на величину циркуляции  $\Gamma$ . Ограничение подбирается с условием гладкости распределения циркуляции по размаху и устанавливается в любой точке геометрии, выбранной из конструктивных соображений. В случае некорректного подбора величины ограничения циркуляции на графике распределения циркуляции  $\Gamma$  по размаху возникает интенсивный скачок (расчёт биплана замкнутой схемы с разным размахом планов и вертикальной концевой шайбой). Для решения задач проектирования использование такой скачкообразной нагрузки нецелесообразно, даже если допустить, что будет выполнена соответствующая распределению скачкообразная геометрия. Это обусловлено тем, что в реальных условиях распределение нагрузок на такой геометрии будет сглажено, что нарушит условие оптимальности.

Тогда функционал Лагранжа запишется в виде:

$$\Phi(\Gamma_i) = c_{x_i} + k_1 \left( \frac{4}{S} \sum_{i=1}^n \Gamma_i \Delta z_i - c_{y_{зад}} \right) + k_2 (\Gamma_i - \Gamma_{зад}).$$

В качестве примера были рассмотрены различные варианты бипланных коробок, в частности, оптимизирована несущая система самолёта – демонстратора ТВС – 2ДТ.

Таким образом, была получена информация об оптимальном распределении циркуляции скорости для различных авиационных компоновок при условии соблюдения условия минимума индуктивного сопротивления.

Для определения условий обтекания и распределения реальных нагрузок по элементам несущей системы необходимо перейти к следующему этапу работ – проектированию геометрии несущей системы при условии сохранения оптимальной интенсивности вихревого следа. При этом необходимо использовать высокоточные методы прямого расчёта обтекания несущих систем, позволяющие рассчитывать «телесные» компоновки. Для этих целей предполагается использовать программу AEROJET, разработанную в СибНИА им. С. А. Чаплыгина и основанную на методе Морино, где распределённые аэродинамические особенности используются в виде диполей.

Так как эта программа создана еще в 90<sup>ые</sup> годы прошлого века и рассчитана на первые маломощные персональные компьютеры, она потребовала значительной модернизации под новые задачи. Так, было проведено расширение размерности расчётной сетки, что увеличило точность вычисления, выполнены промежуточные расчёты, необходимые для согласования с программой оптимизации несущей системы.

Проведены тестовые расчёты плоского крыла конечного размаха с симметричным профилем НАСА – 0012 с различными вариантами законцовок, форма в плане которого характерна для современных магистральных самолетов. Согласно полученным результатам, эффект от минимизации индуктивного сопротивления путём изменения формы законцовки крыла невелик и достигается лишь увеличением её размаха. Форма законцовки влияет, в основном, на распределение нагрузки, что в неблагоприятных случаях может привести к локальным срывам потока, и соответственно, к увеличению лобового сопротивления.

Следует отметить, что при оптимизации магистральных самолётов, имеющих трансзвуковой режим полёта, выигрыш в индуктивном сопротивлении за счёт применения различных законцовок в тестовых расчётах имеет также и негативное влияние, а именно ухудшает характер распределения коэффициента подъёмной силы по размаху крыла, увеличивая нагрузку в концевых сечениях. А для затягивания волнового кризиса и обеспечения безопасности полёта требуется обратное – снижение нагрузки в концевых сечениях. Поэтому базовое крыло (без концевых крылышек и законцовок) обычно проектируется без оптимизации индуктивного сопротивления. В данном случае целесообразно использовать сильно скошенные законцовки и концевые крылышки, которые на развитие волнового кризиса и увеличение волнового сопротивления не влияют, но могут значительно снизить индуктивное сопротивление. Поэтому дальнейший этап проектирования будет выполняться при неизменной геометрии базового крыла.

Работа выполнялась под руководством научного руководителя, начальника отдела 1010 НИО 1, ФГУП «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», к. т. н. Силантьева В. А.

## РАСЧЕТ ОБТЕКАНИЯ КВАДРАТНОГО ЦИЛИНДРА СО ЩИТКАМИ

Гавриленко Н.С.; Гостеев Ю.А.

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

Гавриленко Н.С. [nik.gavrilenko@icloud.com](mailto:nik.gavrilenko@icloud.com)

Гостеев Ю.А. [gosteev@corp.nstu.ru](mailto:gosteev@corp.nstu.ru)

Изучение аэродинамических характеристик (АДХ) призматических тел (цилиндров), оснащенных щитками, актуально для решения проблемы ветрового резонанса мостовых сооружений. Цилиндр квадратного сечения относится к типовым поперечным сечениям пролетных строений балочных мостов. Щитки плоской формы играют роль гасителей аэроупругих колебаний.

Для создания геометрической модели области течения, конечно-объемной сетки и последующего расчета АДХ использовался программный комплекс ANSYS.

В ходе расчетов регистрировались основные АДХ: коэффициенты средних ( $c_{xa}, c_{ya}$ ) и пульсационных ( $c'_{xa}, c'_{ya}$ ) составляющих подъемной силы и лобового сопротивления, число Струхалия  $Sh$  (безразмерная частота схода вихрей).

Амплитуда колебаний цилиндра пропорциональна  $c'_{ya}$ . При скорости ветра выше критической скорости возможно возникновение ветрового резонанса. Критическая скорость обратно пропорциональна числу Струхалия. Стало быть, при установке гасителей при не возрастании коэффициента лобового сопротивления конструкции ветрового резонанса требуется минимизировать значения  $c'_{ya}$  и  $Sh$ , желательно с этой целью варьировались относительная длина и угол установки щитков.

Методические исследования выявили чувствительность АДХ к плотности и топологии расчетной сетки, величине шага интегрирования по времени. Были подобраны минимально необходимые параметры сетки и численного алгоритма.

В серии вычислительных экспериментов обнаружено, что установка щитков «оптимальных» форм и расположения может снизить пульсационную составляющую подъемной силы в 7...8 раз, при уменьшении лобового сопротивления на 25...30%. Добиться существенного снижения числа Струхалия с помощью щитков плоской формы не удастся.



# CALCULATION OF FLOW OVER SQUARE CYLINDER WITH FLAPS

Nikita S. Gavrilenko, Yuri A. Gosteev

*Novosibirsk State Technical University, 20 prosp. K. Marx, 20, Novosibirsk, 630092, Russia; phone (913)005-48-19*

## **Abstract**

The study of aerodynamic characteristics of prismatic bodies ( cylinder ), equipped with flaps , important for bridges resonance problem solving. Square cylinder is a typical cross-section of bridge span. Flaps are used as an aeroelastic oscillations dumper.

ANSYS package was used to create a geometrical model of flow-field, finite-element mesh and the subsequent calculation.

During calculation were recorded basic aerodynamic characteristics: coefficients of average ration ( $c_{xa}, c_{ya}$ ) and pulsation component ( $c'_{xa}, c'_{ya}$ ) of lift and drag forces, Strouhal number (nondimensional frequency of vorticity).

Oscillatory amplitude is proportional to  $c'_{ya}$ . When the velocity becomes higher then critical velocity there is a danger of wind resonance. Critical velocity is proportional to Strouhal number. According to this, installation of flaps is needed to decrease the magnitude of  $c'_{ya}$  and Strouhal number as well as not to increase the drag of a construction. With this object in mind are ranged the relative length of flaps and installation angle of flaps.

Methodological studies have shown the sensitivity to aerodynamic characteristics, density and calculation mesh topology, the value of integration step an the time. Minimally requirement parameters of mesh and numerical algorithm were selected

In a series of numerical experiments we found that the installation of "optimal" form shields and location can reduce the pulsation component of the lift 7 ... 8 times , while reducing drag by 25 ... 30 % . To achieve a significant reduction of Strouhal number using this flaps have failed.

**Keywords:** *Numerical methods, flow over cylinder, aerodynamic characteristics of prismatic bodies, wind resonance of bridge span.*

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА ДЛЯ ТАРИРОВКИ ДАТЧИКА ТЕРМОАНЕМОМЕТРА

**Жаров Иван Романович, бакалавр; Лебига Вадим Аксентьевич**

Институт теоретической и прикладной механики СО РАН,  
630090, Россия, г. Новосибирск, ул. Институтская, 4/1  
Новосибирский государственный технический университет, 630073,  
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

**Жаров И.Р.**, emailivan.zharov.1995@mail.ru

**Лебига В.А.**, emaillebiga@itam.nsc.ru

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

### **Аннотация**

Задачей данного проекта является возможность использования кольцевого зазора, в котором будет реализовываться течение Куэтта, для исследования теплопередачи от тонкой нагретой нити к среде для тарировки чувствительного элемента термоанемометра на низких давлениях, в то время как использование других методов измерения скорости является весьма затруднительным. Представлено описание экспериментальной установки. Так же приведены результаты измерений при различных давлениях. Полученные в экспериментальной установке данные были сравнены с результатами, полученными в тарировочной аэродинамической трубе DISA 55D41/42.

### **Ключевые слова**

Течение Куэтта, Термоанемометр, Низкие Давления, Вихри Тейлора-Гертлера, Числа Рейнольдса, Числа Кнудсена.

### **1. Введение**

Наиболее распространенным и универсальным методом исследования пульсационных характеристик потока до настоящего времени остается термоанемометрический. Особенности этого метода являются универсальность, высокие технические и эксплуатационные характеристики, высокое пространственное разрешение. Методы интерпретации термоанемометрических данных широко известны. В основе этого метода лежит теплообмен нагретого чувствительного элемента и среды, в которую он помещен. При условиях сильноразреженного газа датчик термоанемометра работает при малых числах Рейнольдса и больших числах Кнудсена, достигающих значений, соответствующих течению не сплошной среды. При этом для тарировки датчика термоанемометра необходимо независимое измерение малых скоростей при низких давлениях потока. Известные методы

определения скорости (оптические, с использованием трубки Пито-Прандтля) в этих условиях не пригодны.

Поскольку в течении профиль скорости линейный и определяется лишь скоростью подвижной стенки, такое течение может быть использовано для получения необходимых тарировочных зависимостей. Однако конструктивное решение установки для получения плоского течения Куэтта затруднительно. Более реалистичным является реализация течения Куэтта в кольцевом зазоре между цилиндрами, один из которых вращается. При этом необходимо обеспечить линейный профиль скорости, не допустить образование вихрей Гертлера-Тейлора и т.д. След за датчиком, установленном в кольцевом зазоре, может создать в потоке возмущения, создающие пульсации и искажающие профиль скорости. Следует также учесть, что при больших разрежениях возможно проявление эффектов течения газа со скольжением.

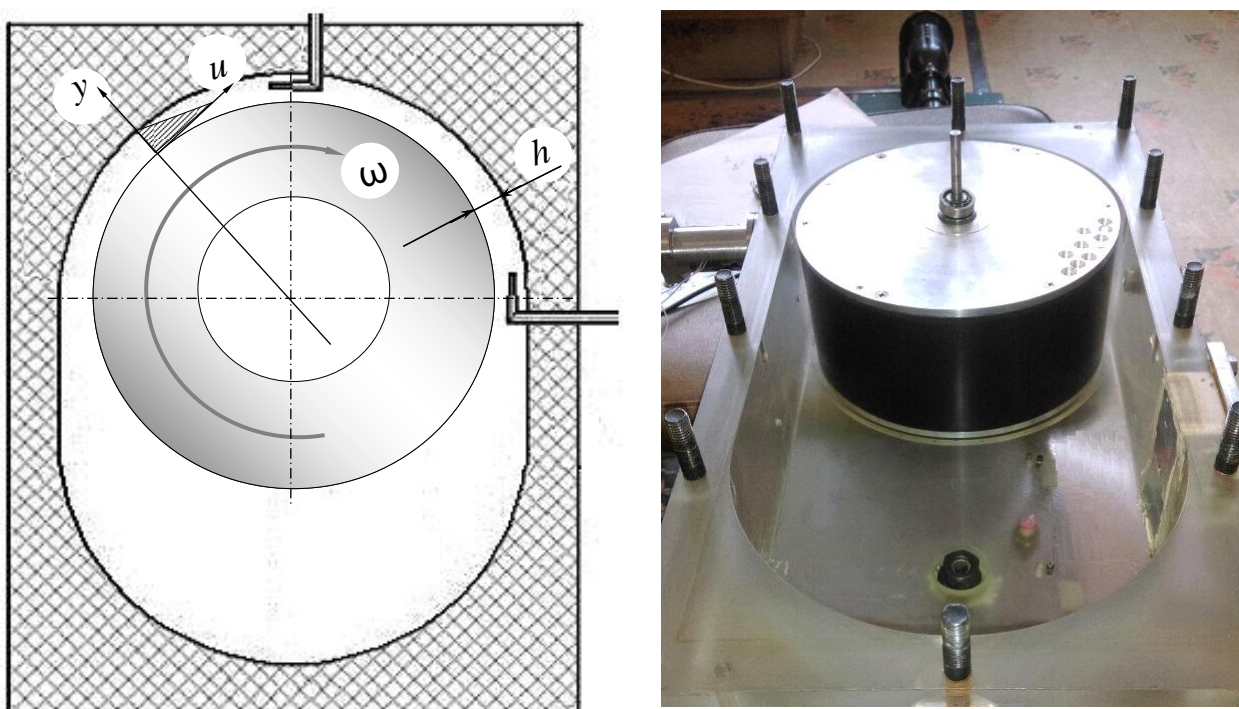


Рис. 1. Схема и внешний вид стенда для реализации течения Куэтта

## 2. Методика экспериментально исследования

Прежде всего, необходимо провести тарировку датчика в специальной тарировочной трубе малых размеров DISA. В тарировочной трубе DISA возможно проводить измерения только при атмосферном давлении. Так же датчик термоанемометра необходимо протарировать при атмосферном давлении в установке для течения Куэтта. Тарировочные данные, полученные из трубы DISA и из установки будут сравнены между собой. Помимо всего прочего, есть необходимость сравнить все полученные тарировочные данные с результатами, которые были получены и опубликованы до начала реализации этого проекта. В случае совпадений результатов тарировки датчика термоанемометра с классическими данными в условиях атмосферного давления метод будет считаться отработанным. После чего начнется конечная стадия

реализации проекта. Требуется разредить внутреннюю полость установки до уровня 10 торр. Далее последуют эксперименты по тарировке датчика в этих условиях. Полученные данные будут считаться окончательными и будут опубликованы как конечные результаты проекта.

### 3. Результаты и обсуждение

На данном этапе реализации проекта мы получили данные из тарировочной трубы DISA и установки для течения Куэтта. Результаты этих экспериментов совпадают между собой. Тем не менее присутствует расхождение тарировочных значений, полученных в нашей лабораторией со значениями, опубликованными в классической литературе. Одной из предполагаемых причин такого расхождения является низкая скорость потока при тарировке датчика. Планируется провести контрольные тарировки датчика термоанемометра в более широком спектре скоростей. В случае совпадения результатов с предварительными, они будут считаться справедливыми. Так же были проведены эксперименты в установке в условиях разреженной среды. Уровень разрежения 10 торр. Данные многочисленных экспериментов достаточно схожи между собой. Так же как и в среде с атмосферным давлением, планируется увеличивать широту промежутка скоростей с целью сравнения результатов.

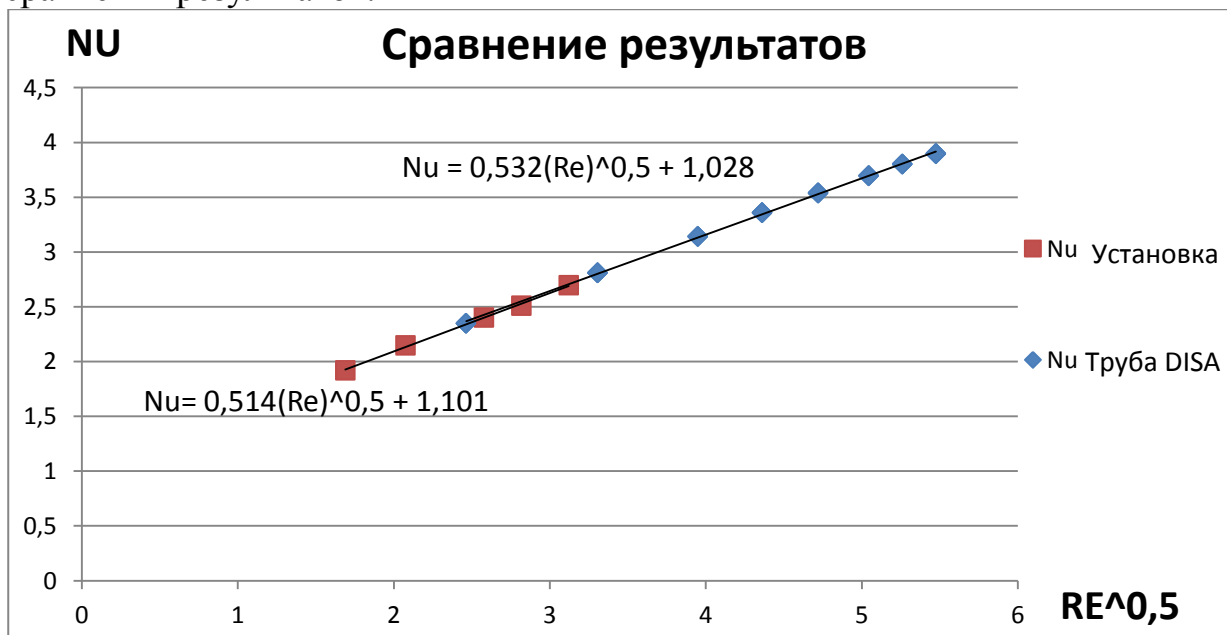


Рис. 1. Сравнение результатов тарировки датчика в трубе малых размеров DISA и данных, полученных из установки

Профиль скоростей в разреженной среде, который мы получили в кольцевом зазоре установки для течения Куэтта является линейным лишь с точки, координата которой лежит посередине зазора. Причиной такого эффекта является наличие в статичной стенке установки отверстия для датчика термоанемометра, которое является источником образования вихрей.

Данный проект в настоящий момент находится на втором этапе реализации. Существует ряд проблем, решение которых сейчас является приоритетной задачей. К таким проблемам относится, например, изготовление

датчика специальной формы для уменьшения влияния турбулентности из за отверстия для самого датчика и т.д.

#### **4. Выводы**

На данный момент времени был реализован первый этап проекта. Была изготовлена установка для течения Куэтта, которая показала свою работоспособность. Так же были изготовлены комплектующие детали для установки, обеспечивающие герметизацию на должном уровне. Полученные результаты тарировки датчика в установке DISA совпали с данными, полученные из стенда для реализации течения Куэтта.

#### **Библиографический список:**

1. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. Изд. «Наука». Москва 1974 г.
2. Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю. Термоанемометрия сжимаемых течений ч.1 ИТПМ СО РАН
3. Лебига В.А., Зиновьев В.Н., Пак А.Ю. Термоанемометрия сжимаемых течений ч.2 ИТПМ СО РАН
4. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента ч.2. Новосибирск 2007 г.
5. Коган М.Н. Динамика разреженного газа. Изд. «Наука». Москва 1967 г.
6. Шидловский В.П. Введение в динамику разреженного газа. Изд. «Наука». Москва 1965 г.

## **USING COUETTE FLOW FOR CALIBRATION HOT WIRE ANEMOMETER PROBE**

**Zharov Ivan Romanovich**, student, Laboratory assistant  
ivan.zharov.1995@mail.ru

**Lebiga Vadim Aksentievich**, Associate Professor, Professor, Executive Director of International Center of Aerophysical Research, Institute of Theoretical and Applied Mechanics  
lebiga@itam.nsc.ru

### **Abstract**

The possibility of using the circular Couette flow to create conditions for investigation heat transfer from the thin heated wire to flow for calibration of hot wire anemometer probes at low pressures, when the determination of the flow velocity using conventional methods causes difficulties, is a subject of this paper. It is also needed to design experimental facility, providing Cuette flow, capable to create and keep required low pressure regime. A task is to obtain calibration data for low pressure and low velocity conditions. Comparing results of calibration data, obtained in calibration wind tunnel DISA 55D41/42 and Couette facility is necessary to conduct previously. In case of coincidence of results, method is considered to be stable and suitable to use it in low density regimes.

**Keywords:** Couette Flow, Hot Wire, Low Pressure, Reynolds Number, Knudsen Number, Calibration

УДК 534.121.1 :539.371 :51-74

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОПРЯЖЕННОЙ ЗАДАЧИ О КОЛЕБАНИИ СТЕРЖНЯ В НАБЕГАЮЩЕМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ

*Погудалина Светлана Владимировна<sup>1,3</sup>, Федорова Наталья Николаевна<sup>1,2,3</sup>*

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)-005-48-19

<sup>2</sup>Новосибирский государственный архитектурно-строительный университет (Сибстрин), 630008, Россия, г. Новосибирск, Ленина, 113

<sup>3</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, Институтская, 4/1

*Погудалина С. В., e-mail [pogudalina@inbox.ru](mailto:pogudalina@inbox.ru)*

*Федорова Н. Н., e-mail [nfed@itam.nsc.ru](mailto:nfed@itam.nsc.ru)*

**Аннотация:** Для предотвращения нежелательных колебаний упругих конструкций, которые могут привести к их повреждению или разрушению, необходимо учитывать влияние внешнего потока на эти объекты. В работе представлены результаты численного 3D моделирования колебаний упругого стержня квадратного сечения, установленного по нормали к внешнему потоку и жестко закрепленного на подложке. Моделирование выполнено в расчетном комплексе ANSYS с использованием технологии двунаправленного сопряжения (2FSI). Проведен гидродинамический, сопряженный и модальный расчеты. Проанализирована структура течения воздуха в окрестности модели. Исследован процесс колебания упругой модели и найдено его напряженно-деформированное состояние. Получены собственные частоты и формы колебаний стержня.

**Ключевые слова:** аэроупругость, ветровые воздействия, взаимодействие потоков со структурами, численное моделирование, структура течения.

**Введение.** Сопряженные физические процессы, в которых движение воздушной среды оказывает влияние на поведение деформируемых объектов, получили название «взаимодействие потоков со структурами» Fluid Structure Interaction (FSI). При большой деформации объекта, необходимо учитывать обратное влияние деформированного объекта на внешнее течение (2FSI).

В работе представлены результаты численного моделирования колебаний упругого стержня квадратного сечения, установленного по нормали к внешнему потоку и жестко закрепленного на подложке. Моделирование выполнено в расчетном комплексе ANSYS с использованием технологии двунаправленного сопряжения (2FSI).

С целью отработки методики расчета аэроупругих задач ранее решена 2D задача, в которой пластина в начальный момент времени деформировалась под действием приложенного импульса давления [1]. Методика использована для моделирования колебания пластины под действием периодического внешнего потока [2].

В работе описано решение 3D задача о колебании стержня квадратного сечения под воздействием внешнего потока воздуха. Исходная геометрия представляет собой пространственный канал  $3.34 \times 2.83 \times 0.8$  м, внутри которого на подложке  $1.2 \times 0.8$  м на расстоянии 0.6 м от входа жестко закреплен стержень сечением  $0.03 \times 0.03$  м и высотой  $h = 0.28$  м.

Расчеты выполнены для воздуха при нормальных условиях ( $\rho = 1.225$  кг/м<sup>3</sup> и  $\mu = 1.789 \cdot 10^{-5}$  Н·с/м<sup>2</sup>) при скорости набегающего потока  $U = 5$  м/с. Численное моделирование течения воздуха проводилось на основе трехмерных нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, дополненных  $k - \omega$  SST моделью турбулентности.

Процессы в твердом теле описываются нестационарными уравнениями теории упругости, условиями совместности деформаций и законом Гука. В качестве материала стержня использован пенопласт, с плотностью  $\rho = 40$  кг/м<sup>3</sup>, модулем упругости  $E = 12.7 \times 10^6$  Па и коэффициентом Пуассона  $\nu = 0.35$ . На стенках стержня и на подложке принято условие прилипания. На верхней и боковых границах расчетной области выполняется условие симметрии, обеспечивающее отсутствие потока через эти границы.

Для связывания гидродинамического и прочностного расчетов использован итерационный алгоритм сопряжения. На каждом шаге по времени отдельно решаются уравнения гидродинамики и прочности, затем через интерфейс между воздушной средой и упругой конструкцией происходит обмен данными. При решении гидродинамической задачи на стенках стержня задаются кинематические граничные условия, обеспечивающие равенство скоростей внешней среды и подвижной стенки. Движение границы определяется перемещениями стержня, передаваемыми из прочностного решателя. Для уравнений прочности в качестве граничных условий на стенках стержня задается полученное в гидродинамическом расчете распределение давления.

Расчет проведен на неструктурированной сетке в воздушной области с количеством расчетных ячеек  $\sim 1.2$  млн. На стержне построена структурированная сетка с 4480 призматическими ячейками. Сетка сгущалась по направлению к подложке и стенкам стержня. Сетка неконформная на границе сопряжения воздушной области и упругого тела. В процессе расчета выполняется геометрическая адаптация расчетной сетки с учетом деформации пластины.

**Результаты.** Расчет проводился в несколько этапов. Сначала проведен гидродинамический расчет в модуле ANSYS Fluent в предположении, что модель абсолютно жесткая. Картина течения (рис.1) в окрестности стержня на момент времени  $t = 2.3$  с имеет пространственную вихревую структуру, которая

совпадает с описанной в [3]. Линии тока представлены на виде сбоку (а) и в плане (б). Линии тока белого цвета соответствуют максимальной скорости. Перед стержнем происходит растекание потока вверх и вниз от точки, показанной линией (Р) на рис. 1. При разделении основная часть воздуха уходит вверх и срывается с верхней передней грани модели, обтекая отрывную зону ОЗ2 на его крышке. Оставшаяся часть потока попадает в отрывную зону ОЗ1 перед моделью и уходит по краям в подветренную область. Внешний поток, обтекая стержень сначала ускоряется до 6.46 м/с, затем замедляется до 5.1 м/с. За стержнем формируется вихревая дорожка Кармана (ОЗ3), совокупность отрывающихся в шахматном порядке вихрей.

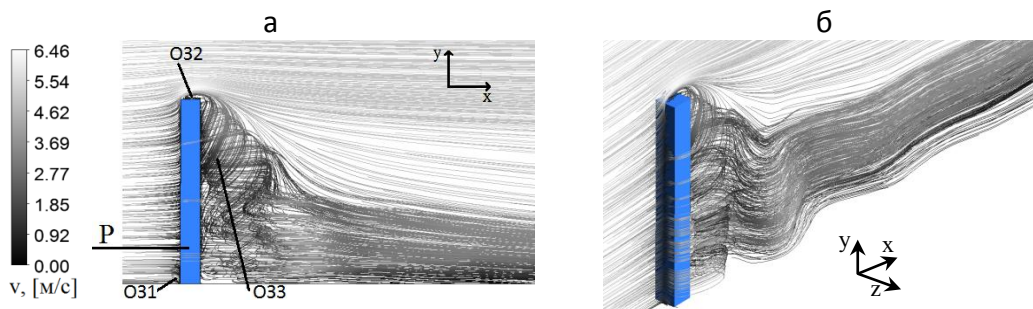


Рис.1. Линии тока в окрестности пластины на момент времени  $t = 2.3$  с. Вид сбоку (а), в изометрии (б) и в плане (в)

На втором этапе проведен совместный (гидродинамический и прочностной) расчет по технологии 2FSI. На каждом шаге по времени сначала выполняется прочностной расчет. Полученные данные о деформации объекта и скорости его движения передаются в гидродинамический расчет, в котором моделируется течение воздуха в окрестности стержня. Потом передача данных проводится в обратном порядке. Итерации сопряжения повторяются до достижения заданного критерия сходимости.

График зависимости (рис. 2) максимальных продольных  $\Delta u_x$  (а) и поперечных ( $\Delta u_z$ ) (б) перемещений стержня от времени  $t$ .

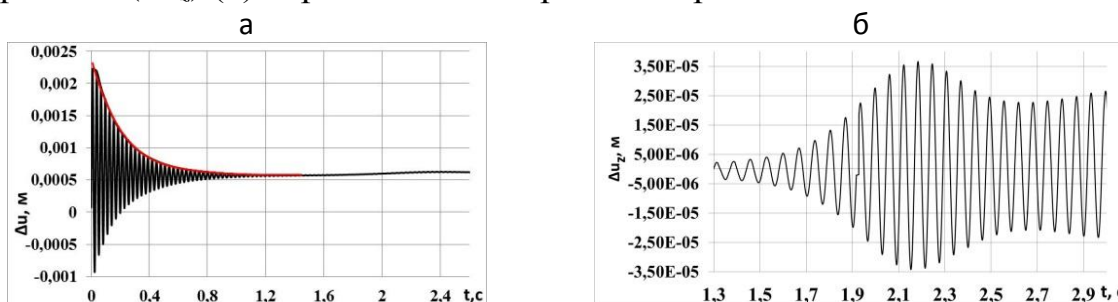


Рис. 2. Максимальные продольные (а) и поперечные (б) перемещения стержня в зависимости от времени

Графики показывают, что при  $t < 1$  с стержень совершает продольные колебания (рис.2 а), амплитуда которых быстро затухает. Максимальное отклонение модели составляет  $\Delta u_{x \max} = 2.2 \cdot 10^{-3}$  м при  $t = 0.01$  с, период колебаний пластины  $T = 0.029$  с. Частота колебаний совпадает с первой собственной частотой конструкции  $f_x = 34.48$  Гц.



В следующий временной период возбуждаются поперечные колебания (рис.2 б) с частотой  $f_z=14.09$  Гц, вызванные срывом вихрей в дорожке Кармана. Максимальное отклонение пластины по оси z составляет  $\Delta u_{z \max} = 3.7 \cdot 10^{-5}$  при  $t = 2.18$  с. Сход вихрей происходит с периодом  $T=0.07$ с, следовательно на стержень действует периодическая возбуждающая сила.

На третьем этапе проведен модальный расчет в ANSYS Modal. Получили первые 6 собственных частот (табл.) и формы колебаний стержня. Поскольку стержень квадратного сечения, то первая и вторая частоты кратные и имеют по две подобные формы – в направлениях x и z.

Порядковый номер	1, 2	3,4	5	6
Частота, Гц	34.8	206.9	281.8	505.4

**Выводы:** На основе технологии 2FSI реализованной в ANSYS отлажена методология проведения связанных расчетов. Структура течения воздуха в окрестности модели показала наличие отрывных зон, линии растекания и дорожку Кармана. Численно исследован процесс колебания упругого стержня. Показано, что сначала стержень совершает продольные колебания с собственной частотой, амплитуда которых быстро затухает. А после стержень совершает поперечные колебания, вызванные срывом вихрей в дорожке Кармана. Для стержня получены собственные частоты и формы колебаний.

**Библиографический список:**

1. Погудалина С.В., Вальгер С.А., Федорова Н.Н./ Математическое моделирование колебания пластины в воздушной среде // Материалы VIII Всероссийской научно-технической конференции "Актуальные вопросы строительства", посвященной 85-летию со дня образования НГАСУ (Сибстрин). - Новосибирск, НГАСУ(Сибстрин), 2015. - С. 268-272
2. Федорова Н.Н., Вальгер С.А./ Моделирование взаимодействия потока воздуха с гибкой пластиной // Известия высших учебных заведений. Строительство. 2015. № 4 (676). С. 118-129.
3. Вальгер С.А., Федорова Н.Н., Федоров А.В./ Структура турбулентного отрывного течения в окрестности установленной на пластине призмы с квадратным сечением // Теплофизика и аэромеханика. 2015. Т.22. № 1. С.29-42.

## NUMERICAL SIMULATION OF COUPLED PROBLEM OF BEAM OSCILLATION IN THE INCOMING AIRFLOW

*Pogudalina Svetlana Vladimirovna*<sup>1,3</sup>, *Fedorova Natalya Nikolayevna*<sup>1,2,3</sup>

<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University, Russia;

<sup>2</sup>Novosibirsk State University of Architecture and Civil Engineering (Sibstrin);

<sup>3</sup>Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS, Russia

**Abstract:** To prevent of undesired vibrations of elastic structures which can lead to their destruction, the interaction of structures with external air flow must be considered. The paper presents the results of numerical modeling of vibration of an elastic rod mounted normal to external flow and fixed rigidly to a substrate. The simulation is performed with ANSYS software using the technology of bidirectional coupling (2FSI). Spent hydrodynamic conjugate and modal analysis. The structure of the air flow in the vicinity of the model was analyzed. The process of oscillations of an elastic model and the results of its stress-strain state. We obtain the natural frequencies and forms of oscillations of the rod.

**Keywords:** Aeroelasticity, wind effects, Fluid Structure Interaction (FSI), numerical modeling, structure of the air flow

УДК 662.612:32

## РАСЧЁТ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛН СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ.

*Темербеков Валентин Макарович*<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет  
630073, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 8 (913) 005-48-19

*Темербеков В.М.* e-mail [tvm94@inbox.ru](mailto:tvm94@inbox.ru)

Моделирование волновых процессов в химически активных средах связано со многими явлениями, происходящими в различных сферах производства и техники. Это обуславливает значимость таких исследований. Одной из актуальных задач, является изучение взаимодействия детонационной волны со сверхзвуковым реагирующим потоком. Эта проблема представляет интерес с точки зрения исследования возможности интенсификации смешения и горения топливно-воздушной смеси в камере сгорания ГПВРД.

Целью работы являлся моделирование задачи о взаимодействии установившегося реагирующего сверхзвукового потока в канале с каверной с

детонационной волной. Математическая модель включает в себя осреднённые по Фавру уравнения Навье-Стокса для многокомпонентной газовой смеси с учетом химических реакций. Для моделирования химической кинетики была использована приведённая кинетическая схема, включающая одну брутто-реакцию горения водорода в воздухе: В работе [1] данная кинетическая схема была верифицирована по экспериментальным данным о временах задержки воспламенения и скорости распространения детонационной волны при различных условиях. Метод расчета для аппроксимации по времени использует неявную схему второго порядка, а для аппроксимации по пространству – схему расщепления вектора потоков AUSM с противопотоковой схемой 2-го порядка точности. В качестве решателя использован программный комплекс ANSYS Fluent.

Схема моделируемой области течения представлена на рисунке 1. Расчетные параметры течения были взяты из работы [2]. Область состоит из канала с каверной (A) с присоединенной к нему детонационной трубкой (B). На стенах канала ставилось условие прилипания и изотермичности. На вход в каверну подавалась предварительно перемешанная водородо-воздушная смесь со следующими параметрами:  $M=3.0$ ,  $T_{st} = 821$  К,  $P_{st} = 11000$  Па. На этой стадии исследования вопросы смешения водородо-воздушной смеси не рассматривались.

Для отладки вычислительной технологии разделим решение задачи на три этапа. На первом этапе рассмотрим установившееся течение в канале с каверной (A), т.е. в области решения, не включающей в себя детонационную трубку (B).

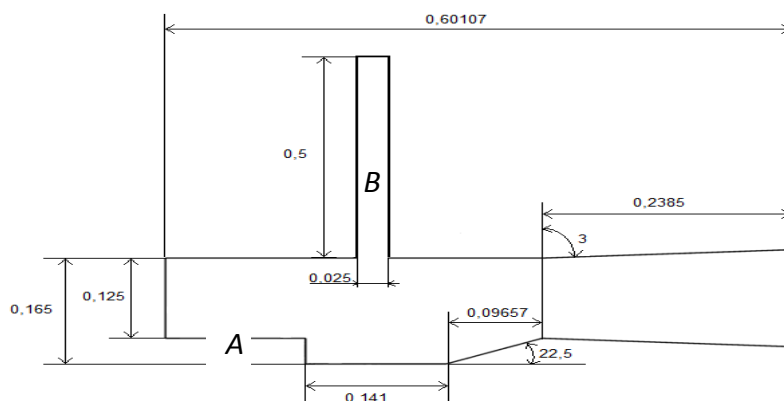


Рис. 1 Схема моделирования задачи о взаимодействии детонационной волны со сверхзвуковым потоком.

На рисунке 2 представлено сравнение результатов моделирования течения в канале с каверной, полученных в работе [1] с использованием детальной кинетической схемы, и расчетов настоящей работы с применением приведенной кинетики. Анализ результатов показывает применимость упрощенной модели, так как газодинамическая картина течения для двух подходов практически не различается.

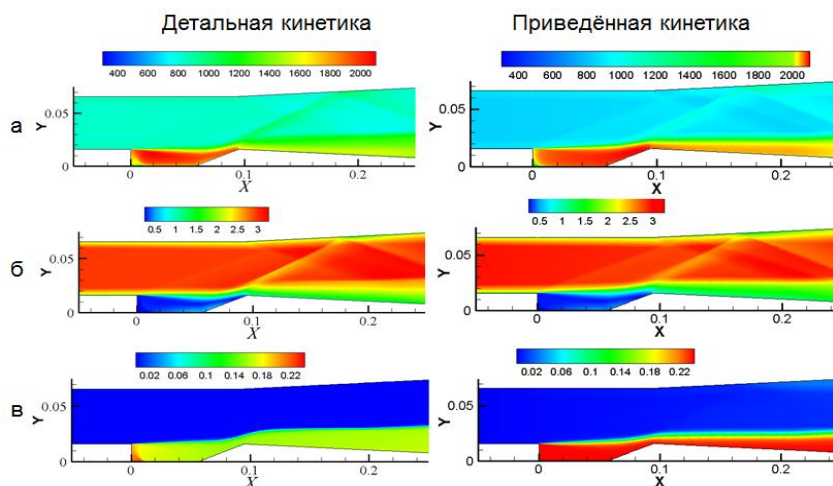


Рис. 2. Поля температуры (а), числа Маха (б), массовой концентрации  $H_2O$  (в).

Далее проводилось моделирование течения в канале с каверной при более близких к практике в 2.5 раза больших геометрических параметрах каверны при тех же условиях на входе. На рисунке 3 показаны результаты расчета на два момента времени. Воспламенение смеси в сверхзвуковом потоке определяется соотношением двух характерных времен: газодинамическим временем нахождения смеси в области воспламенения и временем задержки воспламенения. При увеличении размеров каверны возросло газодинамическое время, что вызвало, для данной идеализированной постановки задачи с предварительно перемешанной смесью, воспламенение смеси во всем канале. Это приводит к образованию прямого скачка в центре и запираению канала ( $t = t_2$ ). На практике такая ситуация не реализуется, т.к. перед каверной организуется выдув водорода и смесь в каверну поступает не полностью перемешанная. Для моделирования этой ситуации было решено подавать на вход в канал смесь с коэффициентом избытка топлива  $f = 0.5$ . Из рисунке 4, где представлены результаты расчетов для бедной смеси, видно, что горение происходит только в каверне и в пограничном слое за ней. Эти результаты в дальнейшем использовались в качестве начальных данных для полного расчета.

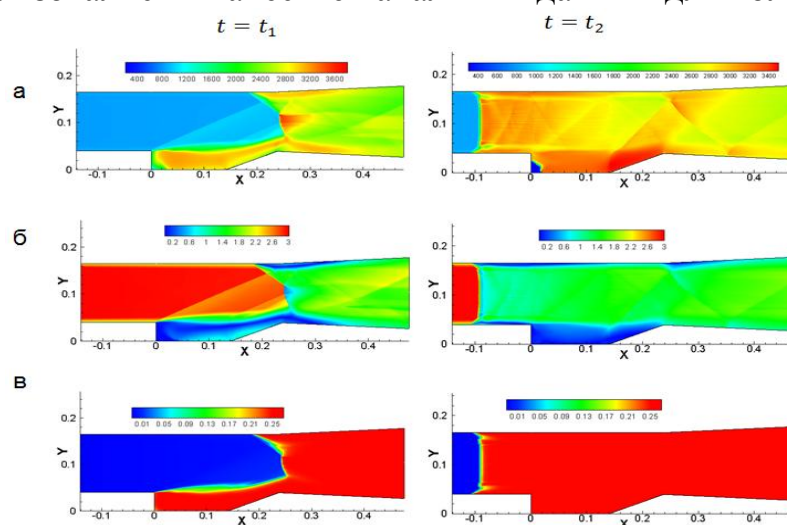


Рис. 3. Поля температуры (а), чисел Маха (б), массовой концентрации  $H_2O$  (в).  $t_1 < t_2$  для стехиометрической смеси.

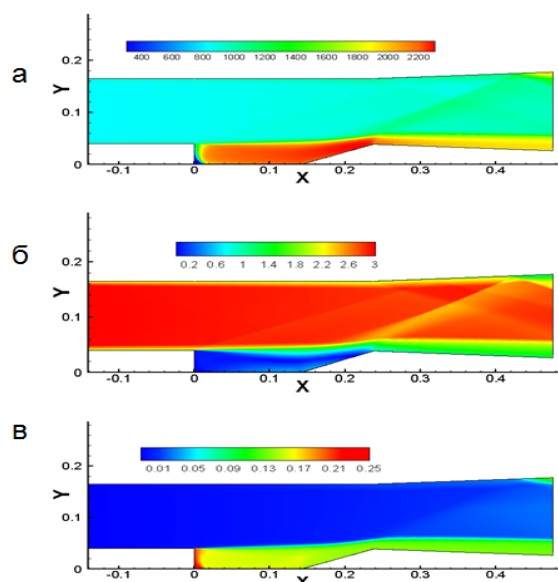


Рис. 4. Поля температуры (а), чисел Маха (б), массовой концентрации  $H_2O$  (в).  $f = 0.5$ .

На втором этапе моделировалась дифракция детонационной волны в канале с внезапным расширением. В качестве начальных данных в канале задавалась пересжатая детонационная волна, которая распространялась по каналу в ячеистом режиме. На рисунке 5 показаны поля максимумов давления, которые показывают траектории тройных точек для дефрагирующей детонационной волны.

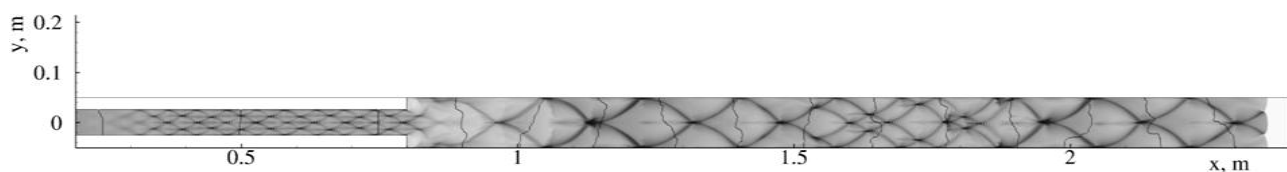


Рис. 5. Дифракция детонационной волны. Поля максимумов давления.

На третьем этапе проводился совместный расчет взаимодействия детонационной волны со сверхзвуковым потоком в канале. В начальный момент на выходе из трубки *B* (рис. 1) задавалась ячеистая детонационная волна, а в камере *A* – установившееся течение. На рисунке 6 представлены поля температуры в различные моменты времени. Видно, как детонационная волна, распространяясь по каналу, воспламеняет смесь, горение устанавливается по всему размаху канала.

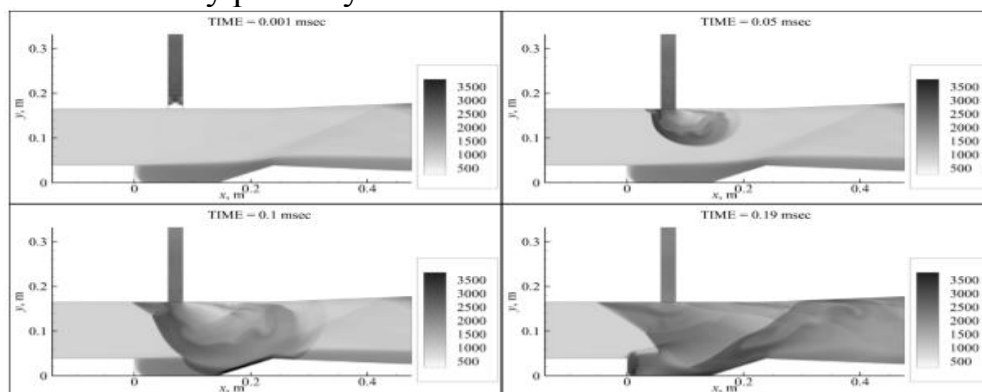


Рис. 6 Взаимодействие детонационной волны со сверхзвуковым потоком. Поля температуры в различные моменты времени.

В результате можно сделать следующие выводы: разработана математическая технология расчета взаимодействия детонационной волны со сверхзвуковым потоком, проведено сравнение полей течения для детальной и приведённой кинетики, которое показало применимость упрощенного подхода, показана возможность использования пульсирующей детонации для интенсификации воспламенения в камере сгорания ГПВРД

#### **Библиографический список:**

1. Бедарев И.А., Федоров А.В., Рылова К.В. Применение детальных и приведенных кинетических схем для описания детонации водородовоздушных смесей с разбавителем // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51, № 5. С. 22-33.
2. Fedorov A.V., Bedarev I.A., Tropin D.A., Zhao H., Wu Yi., Yang S. Numerical investigation of supersonic combustion in a channel with cavity and hydrogen injection // 15th International conference on the methods of aerophysical research (ICMAR'2010)(Novosibirsk, Russia, 1-6 nov., 2010): abstracts. Pt.2. –Novosibirsk, 2010. –P. 59-60.

## **CALCULATION OF THE INTERACTION OF DETONATION WAVES AND SUPERSONIC FLOW.**

*Temerbekov Valentin Makarovich<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>Novosibirsky State Technical University 630073, Novosibirsk, pr. Karl Marx, 20,  
tel. 8 (913) 005-48-19

*Temerbekov V.M.* e-mail [tvm94@inbox.ru](mailto:tvm94@inbox.ru)

Wave processes simulation in chemically active environments associated with many events, which happen in different areas of production and technology. Therefore, the study of such processes is very important. One of these studies is the interaction of the detonation wave with supersonic react flow. This problem is very interesting in terms of research the possibility to intensification of mixing and combustion of the fuel-air mixture in the combustion chamber of hypersonic jet engine. This work presents the results of numerical calculation of the interaction detonation wave with supersonic flow in a channel with a cavity.

**Keywords:** detonation wave, hypersonic flow, cavity.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕЛИЕВОЙ ПРОНИЦАЕМОСТИ УЗКОЙ ФРАКЦИИ МИКРОСФЕР МС-В-1Л

*Цибульский Никита Григорьевич*<sup>1,2</sup>; *Верещагин Антон Сергеевич*<sup>1</sup>;  
*Зиновьев Виталий Николаевич*<sup>1</sup>; *Казанин Иван Викторович*<sup>1</sup>.

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

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

Цибульский Н. Г. [tsibulsky.kit@gmail.com](mailto:tsibulsky.kit@gmail.com)

Верещагин А. С. [vereshchag@itam.nsc.ru](mailto:vereshchag@itam.nsc.ru)

Зиновьев В. Н. [zinoviev@itam.nsc.ru](mailto:zinoviev@itam.nsc.ru)

Казанин И. В. [kazaniniv@gmail.com](mailto:kazaniniv@gmail.com)

### Аннотация

Работа посвящена исследованию гелиевой проницаемости полых микросферических мембран на примере микросфер МС-В-1Л. В ходе исследований подготовлен экспериментальный стенд для получения сорбционно-десорбционных кривых для различных газов при заданных значениях давления и температуры. Отработана методика проведения эксперимента и обработки экспериментальных данных с целью получения параметров гелиевой проницаемости исследуемых типов сорбентов. Для узкой фракции микросфер МС-В-1Л 50-63 мкм при температурах 20 и 50 °С получены сорбционные зависимости для гелия, определены величины удельной гелиевой проницаемости  $1,5 \cdot 10^{-15}$  и  $5,9 \cdot 10^{-15}$  моль/(Па·с·г) и коэффициента гелиевой проницаемости материала частиц  $3,5 \cdot 10^{-21}$  и  $1,4 \cdot 10^{-20}$  моль/(м·с·г·Па) соответственно.

**Ключевые слова:** Микросферы; МС-В-1Л; мембраны; проницаемость; гелий; разделение газов; мембранно-сорбционный метод.

Гелий — это уникальное вещество. Он обладает низкой температурой кипения (-268,94 °С), высокой теплопроводностью и электропроводностью. Благодаря своим свойствам он находит широкое применение в различных областях промышленности. Гелий применяется для сварки и резки металлов, в атомной энергетике, в воздухоплавании, а так же для охлаждения сверхпроводящих магнитных систем.

Эксперты прогнозируют, что потребление гелия в мире будет расти. И вскоре возникнет его дефицит. Для покрытия дефицита потребуется значительное увеличение производства данного газа.

Гелиеносные природные газы - единственный реальный источник промышленного получения гелия. Россия является одним из лидеров по запасам гелия, однако основные запасы этого вещества сосредоточены в

месторождениях Восточной Сибири и Дальнего Востока, которые еще достаточно плохо освоены. Между тем содержание гелия в этих месторождениях очень высокое — 0,2–0,8%.

Для промышленного выделения гелия в основном применяют криогенные технологии, которые требуют значительных энергетических и капитальных затрат. Поэтому создание эффективных технологий по извлечению гелия из природного газа представляет собой важную научную и практическую задачу.

В настоящее время является перспективной мембранно-сорбционная технология выделения гелия из природного газа, объединяющая в себе короткоцикловую адсорбцию и мембранное разделение. При этом отличительной особенностью технологии является использование в качестве мембранных элементов полых стеклянных микрочастиц, стенка которых обладает селективной проницаемостью для гелия.

В данной работе в качестве сорбента использовались синтетические полые микросферы типа МС-В-1Л из натрийборсиликатного стекла, произведенные в ОАО "НПО Стеклопластик". Основные параметры применяемых микросфер: химический состав — 76–78% SiO<sub>2</sub>, 11–13% Na<sub>2</sub>O, 4–5% CaO, 4–5% В<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, 1–2% ZnO<sub>2</sub>; насыпная плотность — 0.18–0.22 г/см<sup>2</sup>; размер частиц — 10–90 мкм; толщина стенок ~1 мкм. Одной из отличительных особенностей сорбента, является фиксированный размер стенки частиц, что делает этот тип микросфер наиболее подходящим для проведения модельных экспериментов. Кроме этого, для экспериментов была получена узкая фракция микросфер МС-В-1Л с диаметром 50-63 мкм путем просеивания через систему сит с ячейками разного размера. Частицы имеют сферическую форму и гладкую поверхность (рис. 1).

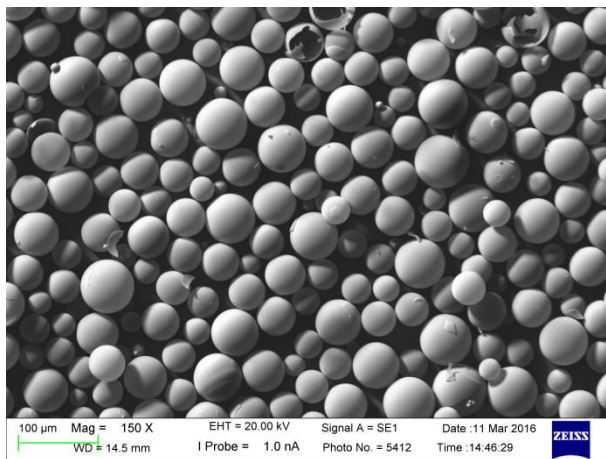


Рис. 7. Узкая фракция микросфер МС-В-1Л под микроскопом

Для проведения экспериментов по исследованию гелиевой проницаемости подготовлен специальный экспериментальный стенд (рис. 2), оснащенный системой терморегулирования. Он позволяет проводить исследования с легкосыпучими типами сорбентов при давлениях до 10 атмосфер и температурах от 20 до 150 °С. Так же имеется возможность оперативно производить замену исследуемого материала.



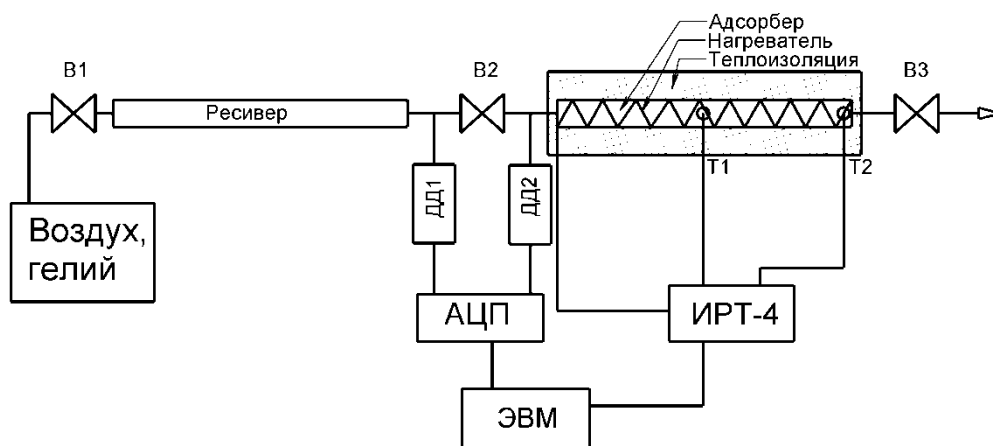


Рис. 2. Схема экспериментального стенда: ДД1, ДД2 – датчики давления; V1, V2, V3 – вентили; T1, T2 – датчики температуры; ИРТ-4 – измеритель-регулятор температуры

В ходе эксперимента предварительно подготовленный в ресивере газ подаётся в теплоизолированный адсорбер, заполненный изучаемым сорбентом. Далее система измерения записывает значения давлений и температуры. А система терморегулирования при этом поддерживает температуру адсорбера постоянной. В экспериментах для определения проницаемости микросфер в адсорбер подавался чистый гелий.

Расчёт параметров, характеризующих проницаемость сорбента, основан на измерении падения давления во времени, которое происходит за счёт диффузии газа внутрь частиц.

Для количественного описания процесса проникновения газа внутрь частиц использовалось базовое уравнение диффузии газов сквозь мембрану:

$$J = \frac{dn}{dt} = \frac{KS}{d} m(P_{out} - P_{in}) = Q_{yo} m(P_{out} - P_{in}) \quad (1)$$

где:  $J$  – диффузионный поток, моль/с;  $n$  – количество вещества, моль;  $t$  – время, с;  $P_{out}$  – давление газа с наружной стороны мембраны, Па;  $P_{in}$  – давление газа с внутренней стороны мембраны, Па;  $m$  – масса сорбента, г;  $S$  – удельная поверхность диффузии, м<sup>2</sup>/г;  $d$  – толщина мембраны, м;  $Q_{yo}$  – удельная проницаемость, моль/(с·г·Па);  $K$  – коэффициент проницаемости, моль/(м·с·г·Па).

Зачастую вычисление коэффициента проницаемости материала представляется затруднительным, это связано с неопределенностью поверхности диффузии и толщины стенки микрочастиц. Поэтому для характеристики частиц из эксперимента определялась величина удельной проницаемости. А из неё, при определённых допущениях, может быть оценено значение коэффициента проницаемости материала.

Аналитическое решение рассмотренного уравнения с начальными условиями  $\tau=0, P_{out}=P_0, P_{in}=0$  может быть получено в данном виде:

$$P_{out} = \frac{B}{A} + (P_0 - \frac{B}{A})e^{-At} \quad (2)$$

Где:  $P_0$  – давление в адсорбере в начальный момент времени,  $A$  и  $B$  – параметры, связанные с удельной проницаемостью и внутренним объемом микросфер. Величины параметров  $A$ ,  $B$  и  $P_0$ , определяли из

трехпараметрической нелинейной регрессии с последующим вычислением величины удельной проницаемости:

$$Q_{уд} = \left(A - \frac{B}{P_0}\right) \frac{V_{св}}{mRT_0} \quad (3)$$

где  $V_{св}$  – свободный от микросфер объем адсорбера, м<sup>3</sup>; R – универсальная газовая постоянная;  $T_0$  – температура газа.

В результате проделанной работы был подготовлен экспериментальный стенд для проведения исследований селективных свойств сорбентов по отношению к различным газам. Характеристики стенда позволяют проводить исследования с легкосыпучими типами сорбентов и получать кинетические кривые сорбции при различных значениях давления и температуры. Проведена настройка и отладка автоматической системы контроля и регулирования работы нагревателя для поддержания заданной температуры. Отработана методика проведения эксперимента и обработки экспериментальных данных с целью получения параметров гелиевой проницаемости исследуемых типов сорбентов. Для микросфер МС-В-1Л фракцией 50-63 мкм, получены сорбционные кривые при температурах 20 и 50 °С (рис. 3), вычислены значения удельной гелиевой проницаемости  $1,44 \cdot 10^{-15}$  и  $5,93 \cdot 10^{-15}$  моль/(Па·с·г) и коэффициента гелиевой проницаемости материала частиц  $3,47 \cdot 10^{-21}$  и  $1,43 \cdot 10^{-20}$  моль/(м·с·г·Па) соответственно. При увеличении температуры с 20 до 50 °С наблюдается увеличение темпов исследуемых процессов сорбции в 4 раза.

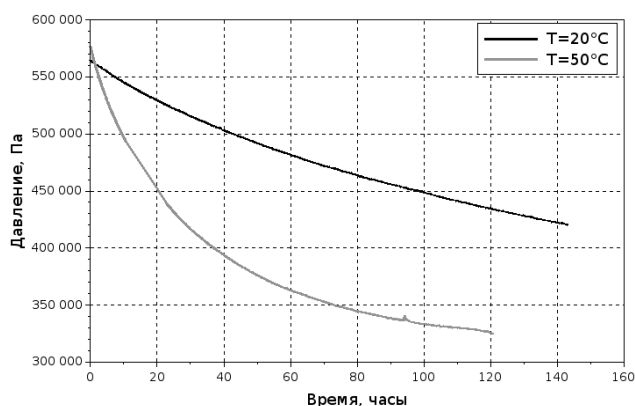


Рис. 3. Графики сорбции гелия микросферами МС-В-1Л при различных температурах.

### Библиографический список:

1. Фомин В.М.. Мембранно-сорбционный метод обогащения гелия из природного газа. Идея, научное обоснование и технология. XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 20 – 24 августа 2015 г. С. 3928-3929.
2. Зиновьев В. Н., Казанин И. В., Пак А. Ю., Верещагин А. С., Лебига В. А., Фомин В. М. Проницаемость полых микросферических мембран по отношению к гелию// Инженерно-физический журнал.2016.Том89,№1. С.24-36.
3. Черных Я.Ю., Верещагин С.Н. Исследование гелиевой проницаемости узкой фракции ценосфер энергетических зол// J. Siberian Federal University. Chemistry. 2011. V. 2 (4). P. 135-147.

4. Фомин В.М., Верещагин А.С. и др. Некриогенный метод получения гелия из природного газа// Технологии ТЭК. 2004. № 6 (19). С. 89-95.
5. Верещагин А.С., Зиновьев В.Н. и др. Оценка коэффициентов проницаемости стенок микросфер// Вестник НГУ. Серия: Физика. 2010. Т. 5 (2). С. 8-16.
6. Фомин В.М., Зиновьев В.Н. и др. Способ разделения многокомпонентной парогазовой смеси. Патент РФ № 2508156, МПК В01Д53/02 (2006.01).

## HELIUM PERMEABILITY STUDIES OF MICROSPHERES MS-V-1L

*Tsibulsky Nikita Grigorievich*<sup>1,2</sup>, [tsibulsky.kit@gmail.com](mailto:tsibulsky.kit@gmail.com);

*Vereshchagin Anton Sergeevich*<sup>1</sup>, [vereshchag@itam.nsc.ru](mailto:vereshchag@itam.nsc.ru);

*Zinovev Vitalii Nikolaevich*<sup>1</sup>, [zinoviev@itam.nsc.ru](mailto:zinoviev@itam.nsc.ru);

*Kazanin Ivan Victorovich*<sup>1</sup>, [kazaniniv@gmail.com](mailto:kazaniniv@gmail.com);

<sup>1</sup> Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS,  
Institutskaya str., 4/1, Novosibirsk, 630090, Russia, Tel: +7 (383) 330-42-68, Fax: +7  
(383) 330-72-68

<sup>2</sup> Novosibirsk State Technical University, 20 Prospect K. Marksa, Novosibirsk,  
630073, Russia, Tel: +7 (383) 346 08 43, Fax: +7 (383) 346 02 09

### Abstract

Helium is widely used in such industrial fields as metals welding and cutting, nuclear energetics and others. Since the helium consumption is steadily increasing, it is very important to develop a new method for its extraction from natural gas. Today the membrane-sorption technology for helium extraction from natural gas is promising. It combines shortcycle adsorption and membrane separation. This work presents the methods of permeability studies of hollow microspheric membranes (MS-V-1L microspheres). The brief description of the experimental setup designed to study of the process of diffusion of individual gases into the microspheres in static conditions is provided, as well as the mathematical method to calculate the quantitative characteristics of the said process. It was obtained that the specific helium permeability was equal to the values of  $1.5 \cdot 10^{-15}$  and  $5.9 \cdot 10^{-15}$  mol/(s·g·Pa) for temperatures equal to 20 and 50 °C respectively for the MS-V-1L microspheres narrow fraction. And also the coefficient of helium permeability was equal to the values of  $3.5 \cdot 10^{-21}$  and  $1.4 \cdot 10^{-20}$  mol/(s·g·m·Pa) for temperatures equal to 20 and 50 °C respectively.

**Keywords:** Microspheres; MS-V-1L; membrane permeability; helium; gas separation; membrane-sorption method.

## ПОДМОДЕЛИ ОБОБЩЕНИЯ МОДЕЛИ ЛЕЙТА ФЕНОМЕНОЛОГИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ

**Чиркунов Юрий Александрович, доктор физ.-мат. наук, доцент, профессор  
кафедры АиМЛ;**

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)903-92-15  
e-mail [chr101@mail.ru](mailto:chr101@mail.ru)

**Аннотация.** В работе исследовалось нелинейное вырождающееся уравнение обобщения модели Лейта волновой турбулентности. Найдены все подмодели этой модели, допускающие непрерывную группу Ли преобразований. Для каждой подмодели получены формулы производства решений, содержащие произвольные постоянные и найдены все инвариантные подмодели. Все существенно различные инвариантные решения, описывающие эти инвариантные подмодели, либо найдены в явном виде, либо их отыскание сведено к решению нелинейных интегральных уравнений. Для полученных инвариантных подмоделей исследовано распространение фронта плотности кинетической энергии турбулентности, для которого в начальный момент времени для фиксированного значения волнового числа заданы энергия турбулентности и ее градиент либо энергия турбулентности и скорость ее изменения. При некоторых условиях установлены существование и единственность решений краевых задач, описывающих данные процессы.

**Ключевые слова:** обобщение модели Лейта, волновая турбулентность, инвариантные подмодели, интегральные уравнения, краевые задачи.

**1. Введение.** В работах [1, 2] было получено ассоциированное с диффузионной моделью Лейта [3] нелинейное вырождающееся уравнение для феноменологического описания турбулентности:

$$\frac{\partial E}{\partial t} = \frac{1}{8} \frac{\partial}{\partial k} \left( k^{\frac{11}{2}} E^{\frac{1}{2}} \frac{\partial}{\partial k} (k^{-2} E) \right) - \nu k^2 E,$$

где  $E(k, t)$  – спектр энергии турбулентности,  $t$  – время,  $k$  – абсолютное значение волнового числа,  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости. Спектр  $E(k, t)$  нормирован так, что плотность кинетической энергии в физическом пространстве равна  $\int E dk$ . В работе [4] дано аналитическое обоснование существования автомодельного режима для спектральной плотности энергии турбулентности  $E(k, t)$  в пространстве волновых чисел  $k$ . В работе [5] получены интегральные уравнения, определяющие все инвариантные решения этого уравнения, как при отсутствии, так и при наличии вязкости.

В настоящей работе рассматривается обобщение модели Лейта волновой турбулентности, описываемое уравнением

$$\frac{\partial E}{\partial t} = \frac{1}{8} \frac{\partial}{\partial k} \left( k^a E^b \frac{\partial}{\partial k} (k^c E) \right), \quad (1)$$

где  $t, k, E(k,t)$  имеют тот же смысл, что и в уравнении (1);  $a, b, c$  ( $c \neq 1$ ) вещественные постоянные, являющиеся параметрами модели. Параметр  $a$  зависит от вида волн: капиллярных, гравитационных, других волн; параметр  $b$  зависит от числа сталкивающихся волн; параметр  $c$  зависит от размерности системы волновой турбулентности.

В результате замены переменных

$$\tau = \frac{1}{8}(1-c)^2 t, \quad x = k^{1-c}, \quad u(x, \tau) = k^c E(k, t) \quad (2)$$

уравнение (1) преобразуется в уравнение

$$\frac{\partial u}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left( x^\alpha u^\beta \frac{\partial u}{\partial x} \right), \quad (3)$$

где  $\alpha = \frac{a-c(1+b)}{1-c}$ ,  $\beta = b$ . В частности, для модели Лейта  $\alpha = \frac{17}{6}$ ,  $\beta = \frac{1}{2}$ .

Если  $u(x, \tau)$  – решение уравнения (3), то в силу преобразования (2) функция

$$E(k, t) = k^{-c} u \left( k^{1-c}, \frac{1}{8}(1-c)^2 t \right) \quad (4)$$

является решением уравнения (1).

Групповые свойства уравнения (3) при  $\alpha = 0$  исследовались в работе [6], а при  $\beta = 0$  – в работе [7]. Симметричные свойства других уравнений диффузии изучались в работах [8 – 10].

Предполагается, что параметры  $\alpha, \beta$  отличны от 0.

**2. Групповые свойства.** С помощью алгоритма, предложенного в [11], полностью решена задача групповой классификации уравнения (3).

Для каждой пары ненулевых модельных параметров  $(\alpha, \beta)$  основная группа Ли преобразований уравнения (3) порождается операторами

$$X_1 = \partial_\tau, \quad X_2 = (2-\alpha)\tau\partial_\tau + x\partial_x, \quad X_3 = \beta\tau\partial_\tau - u\partial_u,$$

при  $\alpha = 1, \beta = -1$  добавляется оператор  $X_4 = 2\tau\partial_\tau + x \ln x \partial_x - u \ln x \partial_u$ , а при

$\beta = \frac{3\alpha-4}{3-2\alpha}, \alpha(\alpha-1)\left(\alpha-\frac{3}{2}\right)\left(\alpha-\frac{4}{3}\right) \neq 0$  – оператор  $X_5 = x^{1-\alpha} \left( x\partial_x + (2\alpha-3)u\partial_u \right)$ .

Из групповых свойств этих подмоделей, следуют формулы производства решений уравнения (3). Например, при  $\alpha(\alpha-1)\left(\alpha-\frac{3}{2}\right)\left(\alpha-\frac{4}{3}\right) \neq 0, \beta = \frac{3\alpha-4}{3-2\alpha}$ , если  $u(x, \tau)$  – решение уравнения (3), то решением этого уравнения, записанного для штрихованных переменных  $\tau', x', u'$ , является функция:

$$u' = a_3 x'^{2\alpha-3} \left( x'^{\alpha-1} + a_4 \right)^{\frac{2\alpha-3}{1-\alpha}} u \left( a_2^{-1} \left( x'^{\alpha-1} + a_4 \right)^{\frac{1}{\alpha-1}}, a_3^\beta a_2^{2-\alpha} \tau' + a_1 \right),$$

где  $a_m (m=1,2,\dots,4; a_2 a_3 \neq 0)$  – произвольные постоянные.

**3. Инвариантные решения.** Для классификации инвариантных решений уравнения (3), т.е. для получения всех существенно различных [7] его инвариантных решений, строятся оптимальные системы неподобных подгруппа основной группы уравнения (3) для каждой полученной модели. Все существенно различные инвариантные решения либо найдены в явном виде, либо их отыскание сведено к решению нелинейных интегральных уравнений. Наличие произвольных постоянных в этих интегральных уравнениях и формулы производства решений позволяют исследовать различные краевые задачи. При некоторых условиях установлены существование и единственность решений этих краевых задач [12]. Например, инвариантное- $\langle X_3 \pm X_5 \rangle$  решение при  $(\alpha-1)(2\alpha-3) \neq 0$  имеет вид

$$u = \left( x \tau^{\frac{1}{3\alpha-4}} (U(\xi))^{\frac{1}{1-\alpha}} \right)^{2\alpha-3}, \quad \xi = \tau \exp \left( \pm \frac{(3\alpha-4)}{(\alpha-1)(2\alpha-3)} x^{\alpha-1} \right), \quad (5)$$

где  $U(\xi)$  – решение нелинейного интегрального уравнения

$$U(\xi) = c_1 + c_2 \ln \xi + \frac{(\alpha-1)(3-2\alpha)}{(3\alpha-4)^2} \int_{\xi_0}^{\xi} \left( 1 - \frac{(3-2\alpha)}{3\alpha-4} \ln \frac{\xi}{y} \right) y^{-1} U^{\frac{3-2\alpha}{\alpha-1}}(y) dy. \quad (6)$$

Здесь  $\xi_0 = \tau_0 \exp \left( \pm \frac{(3\alpha-4)}{(\alpha-1)(2\alpha-3)} x_0^{\alpha-1} \right)$ ;  $c_1, c_2, \tau_0 > 0, x_0 > 0$  – произвольные постоянные.

С помощью формулы (4) из решения (5), (6) получается решение уравнения (1), описывающего распространение фронта плотности кинетической энергии турбулентности. Наличие произвольных постоянных в интегральном уравнениях (6) и в формулах производства решений позволяет использовать полученное решение для исследования краевых задач. В частности, это решение при соответствующих значениях постоянных  $c_1, c_2$  описывает распространение фронта плотности кинетической энергии турбулентности, для которого в начальный момент времени  $t_0 > 0$  для фиксированного значения волнового числа  $k_0 > 0$  заданы энергия турбулентности и ее градиент или скорость ее изменения. Единственность этих решений в окрестности точки  $(k_0, t_0)$  обеспечивается условием постоянства

величины  $t^{\frac{3-2\alpha}{3\alpha-4}} k^{(3-2\alpha)(1-c)+c} E(k,t)$  вдоль каждой траектории

$$t = p \exp \left( \mp \frac{(3\alpha-4)}{(\alpha-1)(2\alpha-3)} k^{(\alpha-1)(1-c)} \right) \quad (p = \text{const}).$$

**4. Выводы.** Выполнена групповая классификация нелинейного вырождающегося дифференциального уравнения обобщенной модели Лейта

волновой турбулентности. Найдено три обладающих разными симметричными свойствами подмодели исходной модели. Для каждой из этих подмоделей все существенно различные инвариантные решения либо найдены в явном виде, либо их отыскание сведено к решению нелинейных интегральных уравнений. Для полученных инвариантных подмоделей исследовано распространение фронта плотности кинетической энергии турбулентности, для которого в начальный момент времени для фиксированного значения волнового числа заданы энергия турбулентности и ее градиент или скорость ее изменения. Установлено существование и единственность решений этих краевых задач.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 16-01-00446 а.

#### **Библиографический список:**

1. Connaughton C., Nazarenko S. Warm cascade and anomalous scaling in a diffusion model of turbulence // *Phys. Rev. Letters*. 2004. 92, 4. 4 pp.

2. Connaughton C., Nazarenko S. A model equation for turbulence // arXiv:physics/0304044 (2004) 9pp.

3. Leith C. Diffusion approximation to inertial energy transfer in isotropic turbulence // *Physics Fluids* 10, 1967. P. 1409-1416.

4. V. N. Grebenev, S. V. Nazarenko, S. B. Medvedev, I.V. Schwab and Yu.A. Chirkunov. Self-similar solution in Leith model of turbulence: anomalous power law and asymptotic analysis. *J. Phys. A: Math. Theor.* 2014. 025501–518. 47, 2. 15 pp.

5. Yu.A. Chirkunov, S.V. Nazarenko, S.B. Medvedev and V.N. Grebenev. Invariant solutions for the nonlinear diffusion model of turbulence. *J. Phys. A: Math. Theor.* 2014. 185501. 47, 18. 14 pp.

6. Дородницын В.А. Об инвариантных решениях уравнения нелинейной теплопроводности с источником. *ЖВМ и МФ.* 1982. Т.22. № 6. С. 1393–1400.

7. Ovsiannikov L.V. Group Analysis of Differential Equations. Academic Press, New York. 1982.

8. C. Pallikaros, C. Sophocleous, On point transformations of generalized nonlinear diffusion equations, *J. Phys. A: Math. Gen.* 28 (1995). P. 6459–6465.

9. C. Sophocleous, Further transformation properties of generalised inhomogeneous nonlinear diffusion equations with variable coefficients, *Physica A* 345 (2005). P. 457–471.

10. M.L. Gandarias, New symmetries for a model of fast diffusion, *Phys. Lett. A* 286 (2001). P. 153–160.

11. Chirkunov Yu.A. Generalized Equivalence Transformations and group classification of systems of differential equations. *J. of Appl. Mech. and Techn. Phys.* 2012. 53, 2. P. 147–155.

12. Yu.A. Chirkunov. Submodels of the generalization of the Leith's model of the phenomenological theory of turbulence and of the model of nonlinear diffusion in the inhomogeneous media without absorption. *J. Phys. A: Math. Theor.* 2015. 395501. 48, 39. 22 pp

## SUBMODELS OF GENERALIZATION OF LEITH MODEL OF THE PHENOMENOLOGICAL THEORY OF TURBULENCE

*Yuri Aleksandrovich Chirkunov*, D.Sc. (Physics and Mathematics), Professor,  
e-mail: chr101@mail.ru

Novosibirsk State Technical University,  
pr. K. Marksa 20, Novosibirsk, 630073, Russia

**Abstract.** We studied nonlinear degenerate equation of generalization of Leith model of the phenomenological theory of turbulence. We found all submodels admitting a continuous Lie groups of transformations. For all submodels we obtained the generating formulas for the solutions of this equation, containing arbitrary constants, and all invariant submodels. All essentially distinct invariant solutions describing these invariant submodels are found explicitly or their finding is reduced to the solving of nonlinear integral equations. For all obtained invariant submodels we have investigated the distribution of front-density turbulent kinetic energy for which, the spectrum and its wavenumber derivative, or the spectrum and its time derivative, are given at the initial moment of time at fixed wavenumber. Under certain conditions we have established the existence and uniqueness of solutions of boundary value problems describing these processes.

**Keywords:** generalization of the Leith model, wave turbulence, invariant submodels, integral equations, boundary value problems.



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

УДК 629.7.048

## **ИССЛЕДОВАНИЕ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ ОТ ХОЛОДА**

*Балабина Кристина Сергеевна, 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

*Балабина К.С.*, e-mail: [tina\\_94-18@mail.ru](mailto:tina_94-18@mail.ru)

*Хромова И.В.*, e-mail: [xromova@corp.nstu.ru](mailto: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 рассматриваются проблемы моделирования тепловых процессов в элементах системы «человек – тепловая защита – окружающая среда». Представлена методика моделирования процессов теплообмена в системе термостабилизации человека (СТС). Описываются механизмы работы СТС, направленные на поддержание теплового комфорта организма, а также механизмы регуляции мощности внутренних тепловыделений. Проводятся модельные исследования влияния термического сопротивления защитной одежды, свойств окружающей среды и индивидуальных параметров организма на тепловое состояние человека..

**Ключевые слова:** система термостабилизации, компьютерное моделирование, низкие температуры, многослойный элемент, защитная одежда, тепловое сопротивление.

Одной из актуальных задач в области разработки систем жизнеобеспечения является исследование влияния охлаждения на организм человека, а также разработка средств защиты. При создании защитной одежды необходимо учитывать различные свойства материалов, из которых она изготавливается. Это связано с требованиями, которым должна удовлетворять одежда, например малая масса и высокое тепловое сопротивление. Также защитная одежда должна защищать от охлаждения в состоянии покоя и не вызывать перегрева во время физической работы. В частности, ткань для костюмов постоянного ношения космонавтов должна быть легкой, эластичной,

обладать достаточной прочностью для длительного ношения и крепления на ней датчиков для снятия биотелеметрической информации. Стирка и различные виды стерилизации не должны изменять свойств ткани.

Теплоотдача организма человека в окружающую среду осуществляется четырьмя способами: конвекцией, теплопроводностью, излучением и испарением. Для расчета величины тепловых потерь теплопроводностью необходимо знать теплофизические параметры материалов, из которых изготовлена защитная одежда, то есть ее тепловое сопротивление. При расчете теплотерь организма при испарении следует учитывать теплоемкость одежды, а также расположение потовых желез на поверхности тела человека, скорость потоотделения, относительную влажность и температуру окружающего воздуха.

Целью настоящей работы является исследование эффективности средств индивидуальной защиты в зависимости от их теплового сопротивления, индивидуальных особенностей организма человека и физической нагрузки, а также воздействия факторов окружающей среды (вода/воздух, их температура и скорость движения). В настоящей работе проводятся исследования различных термотканей и мембран (Slim, Biflex, Multistandart).

**Модель системы терморегуляции человека.** Для моделирования работы системы термостабилизации человека используется условное разделение объекта на «оболочку» – покровные ткани тела и «ядро» – внутренние органы и мышцы [1]. Это многослойная многоэлементная модель, в которой каждая часть тела представлена расчетным элементом (рис. 1) с соответствующим количеством и видом слоев [4].

Кровеносная система работает совместно с системой терморегуляции (СТР) и осуществляет перенос тепла от внутренних органов к поверхности тела [4, 5]. Для расчета процесса охлаждения используется система нестационарных одномерных дифференциальных уравнений теплопроводности для каждого расчетного элемента (многослойной цилиндрической стенки) с учетом тепловых процессов, которые происходят в каждом из его слоев. В общем виде уравнение теплопроводности с наличием внутренних источников тепла в цилиндрических координатах имеет вид:

$$c_j \rho_j \frac{\partial T_j}{\partial \tau} = \lambda_j \left( \frac{\partial^2 T_j}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T_j}{\partial r} \right) + \lambda_j \frac{\partial^2 T_j}{\partial z^2} + q_v.$$

Внутренние источники тепла делятся на два вида. Первый  $q_{\text{внутр}}$  представляет собой теплопродукцию мышц  $q_{\text{тп}}$  и внутренних органов  $q_{\text{мет}}$ , второй – перенос тепла теплоносителем по длине слоя  $q_{\text{кр}}$ , который напрямую зависит от свойств и количества поступившего в слой теплоносителя при заданных условиях. При этом делается допущение о том, что ввиду малых размеров капилляров теплообмен между теплоносителем и тканями протекает с КПД = 1 до полного теплового равновесия.

$$q_v = q_{\text{внутр}} + q_{\text{кр}}.$$

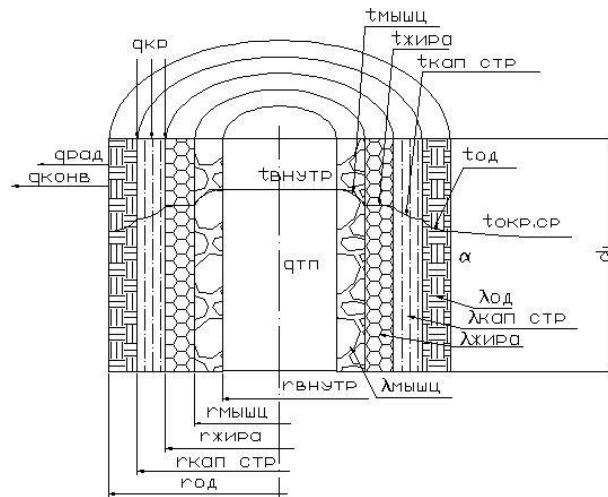


Рис. 1. Схема расчетного элемента

Изменение теплового потока по длине слоя за счет процесса теплопроводности принимается равным нулю. Расчетный элемент разбивается на ряд элементарных геометрических объемов, в пределах которых закон изменения температуры может быть принят линейным. Расчетными точками являются места пересечения плоскостей разбивки. Для выбранного участка принимается следующее допущение: в каждый текущий момент времени процесс теплообмена с окружающей средой является стационарным. Процесс распространения теплоты определяется значениями эффективного коэффициента теплопроводности, удельной теплоемкости и плотности. Плотность и удельная теплоемкость в пределах элемента изменяется незначительно и считается постоянной. Эффективный коэффициент теплопроводности принимается линейной функцией температуры.

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 °С).

В результате рассчитываются тепловые потоки, температуры на границах слоев и среднemasовые температуры. Проверка достоверности проведена путем сравнения полученных результатов с известными экспериментальными и расчетными данными, установлено качественное и количественное соответствие, расхождение не более 10 % [1 ... 6].

**Исследование средств защиты от холода.** На процесс охлаждения оказывают влияние многие параметры – условия окружающей среды: водная или воздушная среда, ее температура и скорость движения; физиологические особенности организма: пол, возраст, процентное содержание жира, внутренние тепловыделения организма; свойства защитной одежды: тепловое сопротивление, воздухопроницаемость. При создании средств индивидуальной защиты необходимо обеспечить должное тепловое сопротивление при минимальных затратах и массе. С этой целью важно провести исследование эффективности защитной одежды, изготовленной из материалов с разными

величинами теплового сопротивления при различных условиях окружающей среды.

В работе проведено исследование эффективности индивидуальных средств защиты в условиях низких температур в зависимости от теплофизических свойств тканей, состояния организма и параметров окружающей среды. Установлен предпочтительный материал для защитной одежды. Выявлено, что при очень низких температурах окружающей среды использование материалов с большим тепловым сопротивлением нецелесообразно, так как эти материалы при таких условиях ненамного эффективнее материалов с низким тепловым сопротивлением. При умеренно низких температурах окружающей среды увеличение теплового сопротивления защитной одежды до 3 *clo* (1 *clo* = 0,155 м<sup>2</sup> °С/Вт) значительно увеличивает допустимое время нахождения на холоде [6].

Исследование влияния индивидуальных параметров организма на процесс охлаждения позволяет подобрать соответствующий теплозащитный костюм для конкретного человека с учетом особенностей его строения. Обнаружено, что при очень низких температурах интенсивная физическая нагрузка малоэффективна. При умеренно низких температурах окружающей среды эффективна теплопродукция более 100 Вт [7].

Исследования влияния на процесс охлаждения скорости движения окружающей среды показали, что при ее увеличении от 0 до 2 м/с допустимое время охлаждения падает в два раза, далее уменьшается незначительно. Применение защитной одежды сглаживает негативное влияние движения среды [8].

В результате, на основании анализа распределения температур и тепловых потоков в различных частях тела определяются места расположения и термическое сопротивление утепляющих элементов в конструкции нательного белья для космонавтов. Результаты исследования могут быть полезны специалистам при проектировании термобелья для космонавтов на орбите, высотно-компенсирующих костюмов летчиков, а так же при совершенствовании элементов систем термостабилизации скафандров.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-38-00257.

### **Библиографический список:**

1. Чичиндаев А.В. Исследование термических сопротивлений слоев теплоизоляции в системе «человек– окружающая среда / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, И. В. Хромова // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. – 2014. - № 4 (25). – С. 137-142.
2. Компьютерное моделирование физических процессов / А. В Чичиндаев, И. В. Хромова, Н. Н. Евтушенко / Электронно-методический комплекс, 2014. – Режим доступа: <http://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/2982>
3. Дьяченко Ю.В., Спарин В.А., Чичиндаев А.В. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов: Учеб. пособие для вузов / Под ред. Ю.В. Дьяченко. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с. - (Серия «Учебники НГТУ»).

4. Чичиндаев А.В. Моделирование тепловых процессов системы «человек – окружающая среда» в условиях низких температур / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова // Научный вестник НГТУ. – 2009. – № 4. – С. 197-201.
5. Чичиндаев А.В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. 2006. № 11. – С. 35-46.
6. Хромова И. В. Моделирование и исследование эффективности средств индивидуальной защиты человека от воздействия низких температур / И. В. Хромова, А. Н. Денисова, А. Н. Денисова // Авиакосмическое приборостроение. – 2011. – № 7. – С. 17–26.
7. Хромова И. В. Исследование влияния внутренних тепловыделений на процессы теплообмена в системе «человек – окружающая среда» / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев // Энергетика и теплотехника : сб. науч. трудов – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – Вып. 19. – С. 176-181. - 150 экз. - ISBN 978-5-7782-2660-9.
8. Исследование влияния свойств окружающей среды и индивидуальных средств защиты от холода на тепловое состояние человека = Properties of environment and individual means of protection from the cold on the human thermal state / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев, Н. Н. Евтушенко, А. Н. Денисова // Экологические системы и приборы. - 2015. - № 9. - С. 20-26.

## RESEARCH MEANS OF PROTECTION FROM THE COLD

*Balabina Kristina Ssergeevna, student,*

*e-mail: [tina\\_94-18@mail.ru](mailto:tina_94-18@mail.ru)*

*Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,*

*e-mail: [xromova@corp.nstu.ru](mailto:xromova@corp.nstu.ru)*

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

### **Abstract**

This article deals with the problems of thermal processes modeling, which occur in the elements of the system «human - thermal protection - environment.» The simulation method of heat transfer processes in the human thermoregulatory system (HTS) is presented. Mechanisms of HTS aimed to support thermal comfort of the human organism and mechanisms of regulation internal heat sources described. The work carried out the modeling researches of influence thermal resistance of the protective clothing, properties of the environment and individual parameters of the human organism on the human thermal state

**Keywords** human thermoregulation system, computer simulation, low temperature, multilayer element, protective clothing, thermal insulation.

## ОСОБЕННОСТИ ВОЗДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА ПРИ ПОЛЁТЕ НА МАРС

*Балкен Дархан Биржанулы, студент;*

*Нягулов Михаил Романович, студент*

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

*Балкен Д.Б.*, e-mail [darhan9512@mail.ru](mailto:darhan9512@mail.ru)

*Нягулов М.Р.*, e-mail [mixael.sf@gmail.com](mailto:mixael.sf@gmail.com)

*Адрес для корреспонденции: Балкен Дархан Биржанулы*

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

### **Аннотация**

В связи с перспективой пилотируемых полетов на Марс актуальной становится задача биологической индикации предполагаемой трассы полета и условий на Марсе с позиции разработки необходимых систем обеспечения жизнедеятельности экипажа (СОЖ). Проведенный анализ показал, что одним из наиболее биологически значимых факторов окружающей среды в решении настоящей задачи является ионизирующее излучение.

В работе приведены результаты анализа влияния космического ионизирующего излучения на человека. Было установлено, что важнейшим элементом системы жизнеобеспечения для данного полёта должна быть мощная многократная радиационная защита пилотируемого модуля космического аппарата.

В заключении выполнено сравнение космического излучения с высотным ионизирующим излучением, воздействующим на летный персонал. Выявлены общие закономерности влияния повышенного или пониженного ионизирующего излучения на организм человека, которые позволяют проводить исследование особенностей систем защиты от радиации при длительных космических полетах.

**Ключевые слова:** биологическая индикация, ионизирующее излучение, радиация, галактическое космическое излучение, солнечное космическое излучение, многократная радиационная защита

В связи с перспективой пилотируемых полетов на Марс актуальной становится задача биологической индикации предполагаемой трассы полета и условий на Марсе с позиции разработки необходимых систем обеспечения жизнедеятельности экипажа (СОЖ). Проведенный анализ показал, что одним из наиболее биологически значимых факторов окружающей среды в решении настоящей задачи является ионизирующее излучение.

При воздействии радиации происходит ионизация биохимических соединений в клетках, вследствие чего нарушаются их жизненные функции вплоть до гибели. В свою очередь гибель клеток ведет к расстройству функции органов и систем. Степень повреждений, наносимых радиацией человеку, зависит от удельной энергии потока элементарных частиц радиации и от времени воздействия радиационного излучения. Наибольшую опасность представляют альфа частицы и ядра химических элементов, далее следуют протоны и нейтроны, и наименее слабое влияние оказывают рентгеновское и гамма- излучения, электроны и позитроны (коэффициент качества – 20, 10 и 1 соответственно).

Целью настоящей работы является анализ биологической значимости интенсивности ионизирующего излучения применительно к трассе полета и на поверхности Марса, а также сравнительная количественная оценка данного фактора на примере высотного излучения в атмосфере Земли.

При длительных космических полетах в межпланетном пространстве радиационная опасность обусловлена совместным действием галактического и солнечного космических излучений (ГКИ и СКИ). *Галактическое излучение* обладает совокупной мощностью излучения в диапазоне 0,01...0,1 Р/ч, что формирует годовую дозу облучения 0,5... 5 Зв/год. Большие значения приходится на годы минимальной солнечной активности, когда ГКИ «глубже» проникает в Солнечную систему. *Солнечное космическое излучение* создаёт мощность излучения в диапазоне 0,001 ... 1 Р/ч и суммарную дозу облучения в диапазоне 0,1 ... 50 Зв/год. Столь широкий диапазон зависит от двух обстоятельств: расстояния от Солнца (чем дальше радиус орбиты, тем ниже плотность и мощность ионизирующего излучения) и состава «солнечного ветра».

Биологические проявления радиационного поражения человека количественно связаны с величиной эквивалентной дозы. Для острого облучения (за короткий промежуток времени) всего тела смертельными дозами считается диапазон 3,5 ... 7 Зв. В случае хронического интенсивного облучения (длительные космические полеты) картина биологических проявлений следующая. При суммарной дозе 0,7...1 Зв (не более 0,2 Зв/год) не достигаются клинически выраженные проявления лучевого заболевания даже в наиболее поражаемых органах и системах. При суммарной дозе 1,0...1,5 Зв (не более 0,2...0,5 Зв/год) у 20...30 % лиц могут возникнуть стертые проявления заболевания. Сроки формирования синдрома затягиваются до 3...5 лет от начала облучения. Симптомы лучевого повреждения выражены слабо. При суммарной дозе 1,5...4,0 (не более 1 Зв/год) у 80...90 % лиц развивается клинический синдром хронической лучевой болезни с вовлечением в реакцию большинства органов и систем. Формирование синдрома происходит в первые 1...2 года.

Оценки доз ионизирующего излучения по трассе полёта Земля – Марс – Земля показывают, что за весь период полёта длительностью 2...3 года дозы облучения человека могут составить 5...50 Зв. Такие значения соответствуют смертельно опасному уровню воздействия на организм. Для экипажей

орбитальных станций за основу оценки степени опасности берётся годовая доза из условия пребывания на орбите 3, 6, 12 месяцев (соответственно дозы за полет – 0,8 Зв, 1,1 Зв, 1,5 Зв). Для длительных полётов нормируются дозы на 1, 2, 3 года полетов отдельно.

Поэтому важнейшим элементом системы жизнеобеспечения для данного полёта должна быть мощная многократная радиационная защита пилотируемого модуля космического аппарата.

В работе приведены результаты анализа влияния космического ионизирующего излучения на человека. В заключении выполнено сравнение космического излучения с высотным ионизирующим излучением, воздействующим на летный персонал. Выявлены общие закономерности влияния повышенного или пониженного ионизирующего излучения на организм человека, которые позволяют проводить исследование особенностей систем защиты от радиации при длительных космических полетах.

#### **Библиографический список:**

1. Ю. В. Дьяченко Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов: учебное пособие для 2-4 курсов ФЛА (специальности 130100, 130300, 131100) дневного отделения / Ю. В. Дьяченко, В. А. Спарин, А. В. Чичиндаев. – Новосибирск, 2003. – 511 с.
2. О. Г. Газенко. (СССР), М. Кальвина (США). Основы космической биологии и медицины. – М.: Наука, 1975, 3-х томов.
3. А. М. Кузин. Природный радиоактивный фон и его назначение для биосферы Земли. – М.: Наука, 1991.
4. А. В. Чичиндаев. Здоровье и радиация. – Новосибирск: НГТУ, 1995.
5. Е. А. Букина, А. В. Чичиндаев. Синергетические основы валеологии. – Новосибирск: НГТУ, 2000.
6. С. П. Ярмоненко. Радиобиология человека и животных: Учебник для студ. вузов. – М.: Высшая школа, 1984.
7. Л. А. Ильин, В. Ф. Кириллов, И. П. Коренков. Радиационная гигиена: учеб. для вузов. – М.: ГЭОТАР-Медиа, 2010. – 384 с.



# FEATURES OF INFLUENCE OF COSMIC IONIZING RADIATION ON THE HUMAN BODY IN MISSION TO MARS

*Balken Darkhan Birzhanuly*

*Nyagulov Mikhail Romanovich*

*Balken D.B.*, student, email [darhan9512@mail.ru](mailto:darhan9512@mail.ru)

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

*Nyagulov M. R.*, student, email [mixael.sf@gmail.com](mailto:mixael.sf@gmail.com)

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

**Abstract.** The problem of biological indication of the intended flight path and conditions on Mars is becoming urgent due to the perspective of manned missions to Mars, for developing the necessary crew life support systems. The analysis showed that one of the most biologically significant environmental factors in solving this problem is ionizing radiation.

In this work listed results of the analysis of cosmic ionizing radiation effects on humans. It was found that powerful multiple radiation protection manned spacecraft module is the most important element of life support system for the flight.

In conclusion is made a comparison of the cosmic radiation with high-altitude ionizing radiation, affecting the flight personnel. The general regularities of the influence of high or low ionizing radiation on the human body were revealed, what allow to carry out research of features of radiation protection systems for long space flights.

**Keywords** biological indication, ionizing radioation, radiation, galactic cosmic radiation, solar cosmic radioation, multiple radiation protection

## ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ СИСТЕМ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ СКАФАНДРОВ

*Васильева Ульяна, студент;*

*Гергенова Виктория Владимирована, студент*

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

*Васильева У*, e-mail [uvasilevau@mail.ru](mailto:uvasilevau@mail.ru)

*Гергенова В. В.*, email [gergenovavi@yandex.ru](mailto:gergenovavi@yandex.ru)

*Адрес для корреспонденции: Васильева Ульяна,*

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

### **Аннотация**

В данной работе рассмотрены три типа скафандров: аварийно-спасательный, для выхода в открытый космос и исследователя Луны. Проанализированы характерные особенности систем жизнеобеспечения и устройства скафандров. Отдельное исследование посвящено расчету процессов теплообмена в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда».

**Ключевые слова:** скафандр, системы жизнеобеспечения, тепловой комфорт, система терморегуляции.

Вот уже 55 лет человечество осваивает космос. Каждый полет требует огромных усилий, времени и затрат, ведь космонавтам необходимо не просто улететь, но и вернуться на Землю в целостности и сохранности. Ни для кого не секрет, что высота негативно влияет на здоровье и самочувствие человека, а говоря про космос, можно смело заявить, что создание условий жизнедеятельности для космонавтов является обязательным критерием для полета. Эту функцию выполняют системы жизнеобеспечения, а за безопасность человека при посадке на другие планеты или в случае аварийных ситуаций отвечает индивидуальная система обеспечения жизнедеятельности экипажа или скафандр. Существует три вида скафандров в зависимости от задачи, которая стоит перед космонавтом: посадка на Луну, выход в космос или же спасение жизни в экстремальных ситуациях.

Скафандр – это универсальное средство защиты человека при катапультировании на больших высотах и скоростях полета, от воздействия высоких и низких температур и для спасения на воде. Скафандр является обязательной экипировкой космонавтов при работе в открытом космосе и на поверхности Луны. У каждого типа есть основная цель – создание условий жизнедеятельности, но определенные особенности конструкции каждого позволяют эффективнее и безопаснее выполнять поставленные перед космонавтом задачи.

В настоящей работе выполнен обзор особенностей систем жизнеобеспечения и устройства трех типов скафандров, в том числе систем

обеспечения теплового комфорта человека, описаны особенности, достоинства и недостатки. Отдельное исследование посвящено расчету теплотерь отдельных частей тела человека в системе «человек – тепловая защита – окружающая среда». Выявлены основные закономерности процессов теплообмена в данной системе, установлены «проблемные» участки тела, которым необходима дополнительная защита от перегрева или переохлаждения.

Результаты работы могут быть полезны для расширения рамок экспериментов при разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения, в том числе систем обеспечения теплового комфорта человека при выполнении работ в скафандрах.

### **Библиографический список:**

1. С.М. Алексеев, С.П. Уманский Высотные и космические скафандры. Москва – Машиностроение.
2. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Серия «Учебник НГТУ». Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.
3. 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>
4. Чичиндаев А.В. Моделирование тепловых процессов системы «человек – окружающая среда» в условиях низких температур / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова // Научный вестник НГТУ. – 2009. – № 4. – С. 197-201.
5. Хромова И.В. Компьютерное моделирование работы системы термостабилизации человека в условиях низких температур / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев // Авиакосмическое приборостроение. – 2009. – № 3. – С. 44–55.
6. Чичиндаев А. В. Исследование термических сопротивлений слоев теплоизоляции в системе «человек– окружающая среда» / А. В. Чичиндаев, Ю. В. Дьяченко, И. В. Хромова // Доклады Академии наук высшей школы Российской Федерации. - 2014. - № 4 (25). - С. 137-142
7. Исследование влияния свойств окружающей среды и индивидуальных средств защиты от холода на тепловое состояние человека = Properties of environment and individual means of protection from the cold on the human thermal state / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев, Н. Н. Евтушенко, А. Н. Денисова // Экологические системы и приборы. - 2015. - № 9. - С. 20-26.
8. Хромова И. В. Исследование влияния внутренних тепловыделений на процессы теплообмена в системе «человек – окружающая среда» / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев // Энергетика и теплотехника : сб. науч. трудов – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – Вып. 19. – С. 176-181. - 150 экз. - ISBN 978-5-7782-2660-9.

## RESERCH OF LIFE SUPPORT SYSTEMS OF SPACESUIT

*Vasil'eva Ul'jana, student,*

*e-mail: [uvasilevau@mail.ru](mailto:uvasilevau@mail.ru)*

*Gergenova Viktorija Vladimirovana, student,*

*e-mail: [gergenovavi@yandex.ru](mailto:gergenovavi@yandex.ru)*

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

**Abstract.** In article it is told about three types of space suits: rescue, for spacewalk and the researcher of the Moon; their device, features of the design and systems allowing to support normal conditions for activity of the person in a space suit. Analyzed the characteristics of life-support systems and spacesuits device. A separate study is devoted to the calculation of heat transfer processes in the system «human - thermal protection - environment».

**Keywords:** spacesuit, life support systems, thermal comfort, thermal regulation system.

УДК 532.526

### ИЗМЕРЕНИЕ ЛОКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИСТЕННЫХ ПЛЕНОК СМЕСЕЙ ВОДА – ЭТАНОЛ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ СПУТНЫМ ПОТОКОМ ГАЗА ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ИЗ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ КАНАЛОВ В ВАКУУМ

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск

<sup>2</sup> Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, г. Новосибирск

*Вотинов П.Р.<sup>1</sup>, Вязов Ю.Н.<sup>2</sup>, Ярыгин И.В.<sup>2</sup>*

[dgin\\_93@mail.ru](mailto:dgin_93@mail.ru)

**Аннотация.** В работе представлены результаты исследований по взаимодействию спутного высокоскоростного газового потока с пристенной пленкой смеси вода-этанол (с объемной концентрацией 50%). С помощью датчиков емкостного типа проведены измерения локальных толщин и скоростей пристенных пленок жидкости.

**Введение.** Течение тонких пленок жидкостей представляет широкий интерес, как с научной, так и практической точки зрения. К настоящему времени существует большое число работ посвященных как течению пленок по поверхностям различной геометрии, так и методам позволяющим измерять параметры жидких пленок [1]. В этих работах, в основном, рассматриваются гравитационные пленки или взаимодействие пленок с низкоскоростным,

порядка нескольких метров в секунду, потоком газа. Работ посвященных совместному истечению жидкости в виде пристенной пленки со спутным потоком газа, довольно невелико. К таким можно отнести выполненные ранее в Институте теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН работы, посвященные решению проблемы внешнего загрязнения Международной космической станции (МКС) струями двигателей ориентации, в которых топливная пленка используется для охлаждения стенок сопла [1-2]. Так же есть результаты по исследованию взаимодействия пристенной пленки этанола и воды со спутным потоком газа [3].

**Постановка задачи и вопросы диагностики.** Основной целью работы является экспериментальное исследование истечения пристенной пленки жидкости со спутным газовым потоком из звукового сопла в вакуум (рис.1). Для измерения локальных параметров используются датчики емкостного типа [5]. Четыре установлены по периметру для измерения толщины и усреднения результата, два по потоку для измерения скорости (рис.1). В качестве рабочих жидкостей использовались вода-этанол с объемной концентрацией от 0 до 100%. Физические свойства рабочих жидкостей приведены в Табл. 1.

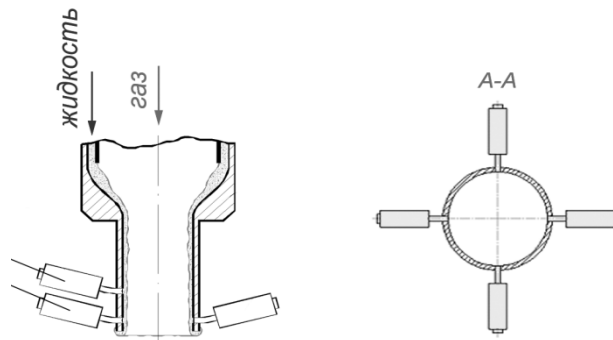


Рис.1 Звуковое сопло с емкостными датчиками

Экспериментальные исследования данной работы были выполнены на вакуумной газодинамической установке ВИКИНГ (Вакуумная Имитационная Камера для Исследований по Неравновесной Газодинамике) Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН [6], общий вид которой показан на рис. 2.



Рис. 2. Общий вид установки ВИКИНГ ИТ СО РАН

Табл.1 Физические свойства рабочих жидкостей

Параметр	Ед.	Этанол C <sub>2</sub> H <sub>6</sub> O	Вода H <sub>2</sub> O	Вода-этанол 50% (об.)
Давл. насыщ. паров при 20°C	кПа	5.86	2.31	3.3
Дин. вязкость при 20°C	Па·с, 10 <sup>-3</sup>	1.2	1.002	2.77
Плотность при 20°C	кг/м <sup>3</sup> , 10 <sup>3</sup>	0.79	1	0.927
Пов. натяж. 20°C	Н/м, 10 <sup>-3</sup>	22.8	72.8	27
Темп. плавл. при 100 кПа	°С	-114.5	0	-32.5
Темп. кипения при 100 кПа	°С	78.3	100	83
Тепл. испарения при 100 кПа	кДж/кг	840	2256	1859

**Результаты.** На рис. 3 представлена зависимости толщины пленки этанол-вода, этанол, вода от числа Рейнольдса спутного потока воздуха полученные экспериментально и по расчетной модели, согласно которой пленка жидкости движется под действием касательного напряжения со стороны газового потока. Касательное напряжение для потока газа, необходимое в расчетах вычисляется по справочным формулам для гладкой стенки в условиях отсутствия пленки жидкости.

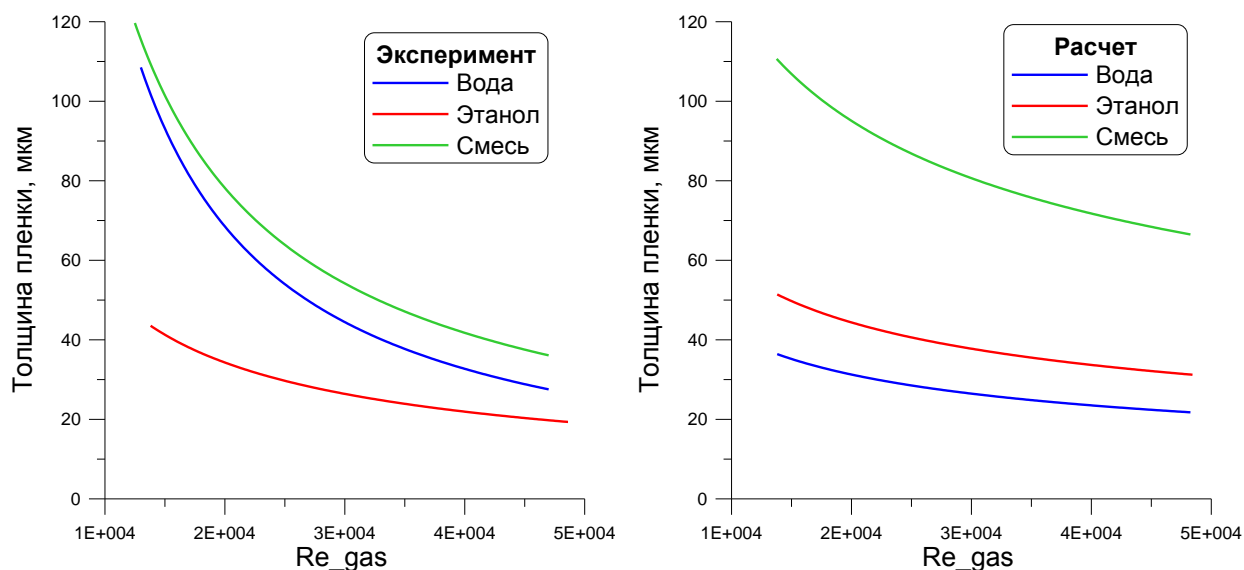


Рис. 3 Зависимости толщины пленки жидкости от числа Рейнольдса спутного газового потока, полученные экспериментально и по расчету.

Остановимся на этих результатах подробнее. Можно видеть, что для пленки этанола экспериментальные данные находятся несколько ниже расчетных. Это связано с тем, что течение пленки жидкости внутри канала является волновым, что в свою очередь должно приводить к увеличению касательного напряжения (по аналогии с шероховатостью стенки), а следовательно уменьшению толщины пленки. Кроме того, при больших числах Рейнольдса спутного потока, и соответственно чисел Вебера, в экспериментах наблюдается срыв и унос капель с поверхности пленки газовым потоком, что приводит к еще большему уменьшению толщины пленки в выходном сечении.

Аналогичную картину можно наблюдать для пленки смеси вода-этанол, для которой из-за больших по сравнению с этанолом чисел Вебера, эффект уноса капель проявляется сильнее. Также из рис. 3 можно видеть, что пленка смеси вода-этанол имеет большую толщину по сравнению с чистыми жидкостями. Это связано, с большими значениями вязкости смеси, чем у чистых жидкостей. Что касается пленки воды, то из рис. 3 видно, что расчетные и экспериментальные данные по толщине сильно отличаются. Это связано с характером движения пленки воды внутри канала. А именно в экспериментах было замечено, что вода течет по стенке не в виде сплошной пленки, а в виде отдельных ручейков с образованием сухих пятен. Такое поведение связано, по-видимому, с высокой величиной поверхностного натяжения воды. Течение в виде ручейком приводит к большим значениям измеренной толщины по сравнению с равномерной пленкой.

Использованная емкостная методика позволяла также проводить измерения скоростей крупных волн на поверхности пленки и скорости переднего фронта пленки. Было показано, что скорость волн на поверхности примерно в два раза превышает скорость переднего фронта, а характерные значения скоростей переднего фронта составляют от 0,2 до 1 м/с в зависимости от числа Рейнольдса спутного газового потока. Более детальную информацию об измеренных скоростях пленок этанола и воды можно найти в [4].

**Заключение.** Проведен цикл экспериментальных исследований по взаимодействию спутного газового потока с пристенной пленкой чистых жидкостей (вода, этанол) и смеси (объемная концентрация 50%). Измерены локальные параметры пленки чистых жидкостей смеси «вода-этанол», а именно толщина и скорость. Проведено сравнение результатов для смеси «вода-этанол» с ранее полученными результатами для чистых жидкостей. Показано влияние физических свойств (в первую очередь вязкости и величины поверхностного натяжения) жидкостей на значения их локальных параметров.

Работа была выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант №16-38-00406

#### **Библиографический список:**

1. С.В. Алексеенко, В.Е. Накоряков, Б.Г. Покусаев. Волновое течение пленок жидкости. ВО «Наука», Новосибирск, 1992.
2. Ярыгин В.Н., Приходько В.Г., Ярыгин И.В., Герасимов Ю.И., Крылов А.Н. Газодинамические аспекты проблемы загрязнения Международной космической станции. Часть 1. Модельные эксперименты // Теплофизика и Аэромеханика. – 2003. – Т. 10, №2. – С. 279-296.
3. Yarygin V., Gerasimov Yu., Krylov A., Prikhodko V., Yarygin I. Experimental Study of the International Space Station Contamination by Its Orientation Thrusters Jets // Microgravity Science and Technology, 2011, Vol. 23, Suppl. Issue 1, pp. S15-S23.

4. Вотинков П.Р. Экспериментальное исследование параметров кольцевых пристенных пленок жидкости при взаимодействии с высокоскоростным спутным потоком газа. ВКР бакалавра, НГТУ, 2015г.
5. Серов А.Ф., Кротов С.В., Назаров А.Д., Павленко А.Н., Печеркин Н.И., Чехович В.Ю. Емкостный измеритель локальной толщины пленок жидкости, Приборы и техника эксперимента. – 1997, Т.40, №1, С.136-139.
6. Приходько В.Г., Храмов Г.А., Ярыгин В.Н. Крупномасштабная криогенно-вакуумная установка для исследования газодинамических процессов // ПТЭ. 1996. №2. – С. 162-164.

**Abstract.** The results of experimental study on interaction of co-current high-velocity gas flow with near-wall liquid mixture film of water-ethanol (volumetric concentration 50%) are presented in the paper. Local thickness and velocity of near-wall liquid films are measured with help of capacity-type probes.

УДК 536.248.2, 536.242

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСПАРИТЕЛЬНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ В ВЕРТИКАЛЬНОМ КАНАЛЕ

*Горбачев Максим Викторович*<sup>1</sup>, *Терехов Виктор Иванович*<sup>1,2</sup>,  
*Макаров Максим Сергеевич*<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>2</sup> Институт Теплофизики им. С.С. Кутеладзе СО РАН, 630090, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Лаврентьева, 1

*Горбачев М.В.*, email: max\_friend@ngs.ru

*Терехов В.И.*, email: terekhov@itp.nsc.ru

*Макаров М.С.*, email: msmakarov@itp.nsc.ru

*Адрес для корреспонденции:* Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.Новосибирск, пр.Карла Маркса 20, тел.346-06-42

### Аннотация

Данная работа посвящена численному исследованию процессов теплообмена, происходящих в одиночном вертикальном канале. Предполагается, что режим течения воздуха ламинарный. Решается система дифференциальных уравнений в приближении пограничного слоя. Программа моделирования составлена на языке программирования FORTRAN, и основывается на решении дифференциальных уравнений методом конечных разностей. Входными данными являются значения температуры, скорости и концентрации влажного воздуха. Выходными данными моделирования являются основные параметры потока: поля скоростей, температур, массовых



концентраций, а также безразмерных комплексов, описывающих трение, тепло- и массоотдачу в увлажняемом канале.

**Ключевые слова:** вертикальный канал, испарительное охлаждение, тепломассообмен, ламинарный режим течения, безразмерные комплексы, тепловой поток.

## ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время потенциал водоиспарительного охлаждения использован не достаточно полно. Широкому внедрению охладителей такого типа должно предшествовать тщательное теоретическое и экспериментальное изучение совместно протекающих процессов тепло- и массообмена.

Испарительное охлаждение является одним из самых простых и эффективных способов охлаждения потоков воздуха. При прямом испарительном охлаждении, поток воздуха, находящийся в непосредственном контакте с пленкой воды, охлаждается за счет адиабатического испарения.

Изучению процессов тепло- и массообмена при конвективном испарении пленки воды в каналах посвящено большое число работ [1–7]. Но при этом, в силу многофакторности протекающих процессов, многие вопросы остаются малоизученными. Вынужденная конвекция при ламинарном течении потока изучалась в работах [1, 2, 7] при адиабатическом испарении в каналах, а также при наличии теплового потока на поверхности. Исследования в этом направлении в настоящее время интенсивно развиваются, однако эта проблема далека от завершения в силу ее сложности и многопараметричности.

Цель данной работы является проведение численных исследований испарительного охлаждения в вертикальном канале (рис. 1) с смоченными по высоте стенками.

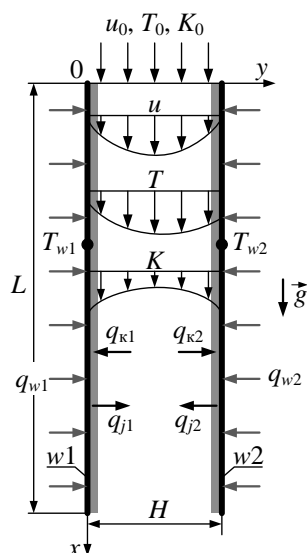


Рис. 1. Расчетная схема

Для описания процесса течения потока воздуха в вертикальном канале используется система дифференциальных уравнений стационарного двумерного ламинарного пограничного слоя однокомпонентной смеси, которая включает в себя уравнения:

– неразрывности:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} = 0, \quad (1)$$

где  $u$  и  $v$  – продольная и поперечная составляющая скорости соответственно;  $\rho$  – плотность воздуха;

– движения:

$$\rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial y} \right) - \frac{\partial P}{\partial x} + \rho g \beta_T (T - T_0) + \rho g \beta_D (K - K_0), \quad (2)$$

где  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$  – ускорение свободного падения;  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости;  $\beta_T$  и  $\beta_D$  – термический и концентрационный коэффициент объемного расширения соответственно;

– энергии:

$$\rho c_{Pm} u \frac{\partial T}{\partial x} + \rho c_{Pm} v \frac{\partial T}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \rho D (c_{Pv} - c_{Pa}) \frac{\partial T}{\partial y} \frac{\partial K}{\partial y}, \quad (3)$$

где  $c_p$  – изобарная теплоемкость;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $D$  – коэффициент диффузии;

– диффузии:

$$\rho u \frac{\partial K}{\partial x} + \rho v \frac{\partial K}{\partial y} = \frac{\partial}{\partial y} \left( \rho D \frac{\partial K}{\partial y} \right). \quad (4)$$

Для решения указанных выше дифференциальных уравнений необходимо определить граничные условия. На поверхностях ( $w1$  и  $w2$ ) испаряющейся пленки жидкости ( $y=0$  и  $y=H$ ) продольная составляющая скорости  $u_{w1} = u_{w2} = 0$  (гипотеза прилипания); концентрация пара на стенках  $K_{w1}$  и  $K_{w2}$  соответствует температуре насыщения; поперечная составляющая скорости определяется из баланса массы:

$$j_w (1 - K_w) = -\rho D \left( \frac{\partial K}{\partial y} \right)_w,$$

следовательно,

$$v_w = -\frac{D}{1 - K_w} \left( \frac{\partial K}{\partial y} \right)_w; \quad (5)$$

температура поверхности испаряющейся пленки находится в зависимости от рода граничных условий (ГУ) на стенке:

– при ГУ 1 рода:

$$T = T_w; \quad (6)$$

– при ГУ 2 рода из уравнения теплового баланса:

$$-\left( \lambda \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w + \frac{\rho r D}{1 - K_w} \left( \frac{\partial K}{\partial y} \right)_w = q_w; \quad (7)$$

переменные с индексом  $w$  соответствуют параметрам на стенке ( $w1$  или  $w2$ ).

В соответствии с законом Дальтона, концентрация насыщенного пара на стенке:

$$K_w = \frac{M_v P_s}{M_a (P - P_s) + M_v P_s}, \quad (8)$$

где  $P_s$  – давление насыщения;  $M_a = 29$  г/моль и  $M_v = 18$  г/моль – молекулярные массы воздуха и воды соответственно.

Результатами численного моделирования являлись профили продольной и поперечной скоростей потоков, температур, концентраций, плотности и основные параметры потока воздуха:

– среднемассовая температура:  $T_m = \int_0^H \rho u T dy / \int_0^H \rho u dy;$

– среднемассовая концентрация пара:  $K_m = \int_0^H \rho u K dy / \int_0^H \rho u dy;$

– локальный коэффициент трения:  $\frac{c_f}{2} = \frac{\mu}{\rho_0 u_0^2} \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_w,$

а также безразмерные комплексы:

– тепловое число Нуссельта:

$$\text{Nu}_T = - \frac{2H}{T_w - T_m} \left( \frac{\partial T}{\partial y} \right)_w;$$

– число Шервуда:

$$\text{Sh} = - \frac{2H}{K_w - K_m} \left( \frac{\partial K}{\partial y} \right)_w.$$

Указанная система уравнений (1)–(4) совместно с граничными условиями (5)–(8) решалась численно с использованием метода конечных разностей. Дискретизация уравнений проводилась с использованием метода неопределенных коэффициентов по схеме Кранка-Николсона. Полученная таким образом система уравнений была записана в виде трехдиагональных матриц и решена методом Томаса (методом прогонки). Нелинейность дифференциальных уравнений устранялась методом простых итераций на каждом шаге интегрирования с точностью  $10^{-5}$ %. Шаг по оси  $x$  принимался равномерным. По оси  $y$  используется равномерное сжатие сетки с коэффициентом сжатия 1,05. Влияние количества узлов расчетной сетки на изменение основных параметров потока влажного воздуха приведены в Табл.

Таблица

Сравнение локальных значений коэффициента трения,  
числа Нуссельта и Шервуда для различных сеток  
( $Re=100$ ,  $t_0=30^\circ C$ ,  $\varphi_0=0$ ,  $H=5 \cdot 10^{-3} м$ ,  $L=50H$ )

Число ячеек	$x/H=10$			$x/H=30$			$x/H=50$		
	$\frac{c_f \cdot 10^2}{2}$	$Nu_T$	Sh	$\frac{c_f \cdot 10^2}{2}$	$Nu_T$	Sh	$\frac{c_f \cdot 10^2}{2}$	$Nu_T$	Sh
50×20	9,564	7,481	7,575	9,696	7,469	7,564	9,699	7,454	7,550
100×30	9,886	7,497	7,595	10,026	7,487	7,582	10,028	7,464	7,558
150×40	10,048	7,503	7,601	10,194	7,492	7,588	10,196	7,462	7,555
200×50	10,146	7,506	7,604	10,295	7,495	7,591	10,297	7,471	7,572
250×60	10,211	7,507	7,605	10,362	7,496	7,593	10,365	7,475	7,560
300×70	10,217	7,507	7,605	10,368	7,497	7,593	10,371	7,467	7,566

Сравнительный анализ показывает, что увеличение числа узлов сетки более  $200 \times 50$  (в продольном и поперечном направлениях потока соответственно) не приводит к заметному изменению результатов расчета, а только увеличивает время счета программы. Таким образом, для дальнейших параметрических исследований за оптимальный принимается размер сетки  $200 \times 50$ .

Оценка адекватности разработанной программы моделирования проводилась путем сравнения полученных данных с экспериментальными и численными результатами работ [2, 4]. На рис. 2,а приведены профили температур (сплошные линии) при сравнении с результатами работы [4] (значками «□» отмечены результаты натуральных экспериментов, «○» – численный расчет). Рис. 2,б иллюстрирует сравнение тепловых влажностных характеристик потока, изучаемых в [2] (значки «○»), с результатами настоящей работы (сплошные линии). Проведенный анализ показывает достаточно хорошую сходимость с расчетными и экспериментальными данными, что подтверждает адекватность разработанной программы моделирования испарительного охлаждения в вертикальном канале.

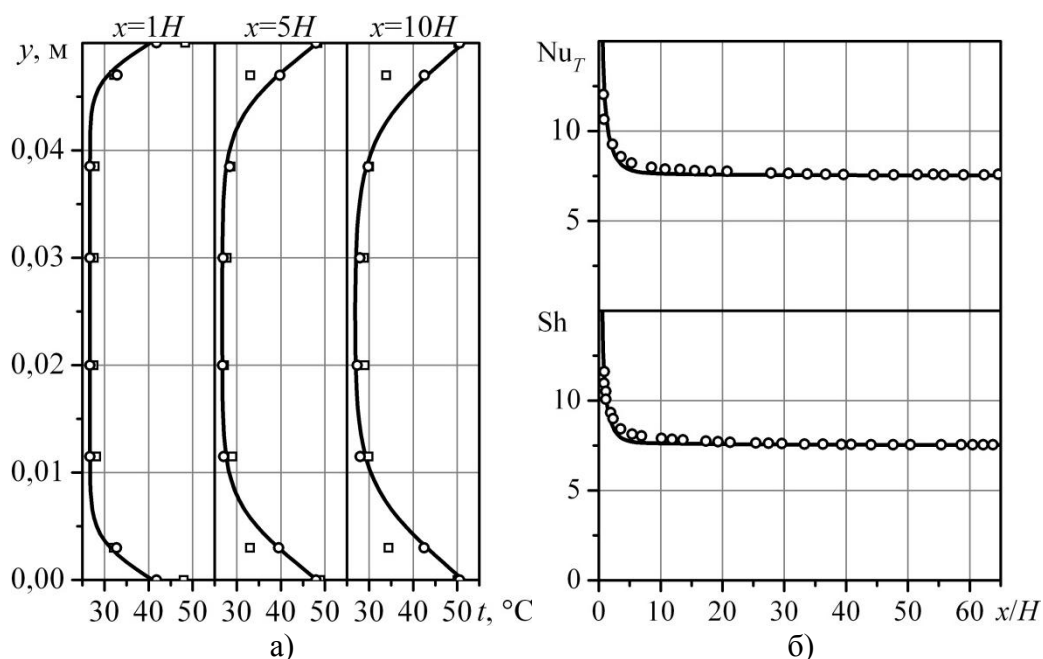


Рис. 2. Сравнительный результатов моделирования:

а)  $t_0 = 26,7^\circ\text{C}$ ,  $\varphi_0 = 76\%$ ,  $u_0 = 0,27\text{ м/с}$ ,  $q_w = 750\text{ Вт/м}^2$ ,  $H = 0,05\text{ м}$ ,  $L = 10H$ ;

б)  $t_0 = 40^\circ\text{C}$ ;  $\varphi_0 = 10\%$ ;  $\text{Re} = 300$ ;  $t_{w1} = t_{w2} = 20^\circ\text{C}$

Графические зависимости изменения среднemasсовой температуры и концентрации в канале с увлажняемыми стенками при варьировании подводимого теплового потока к стенкам  $q_w = q_{w1} = q_{w2}$  и чисел Рейнольдса показаны на рис. 3. Откуда следует, что в случае адиабатного увлажнения ( $q_w = 0$ ) среднemasсовая температура потока монотонно снижается и стремится к температуре насыщения (которая для рассматриваемых условий составляет примерно  $10,4^\circ\text{C}$ ). При увеличении числах Рейнольдса для достижения режима насыщения требуются более протяженные каналы, что в свою очередь вызовет рост гидравлических потерь.

В случае подвода к стенкам теплового потока картина изменения среднemasсовой температуры не носит монотонного характера. Данный факт объясняется изменением направлений и перераспределением значений потоков  $q_j$  и  $q_k$  (Рис. 1) по длине канала.

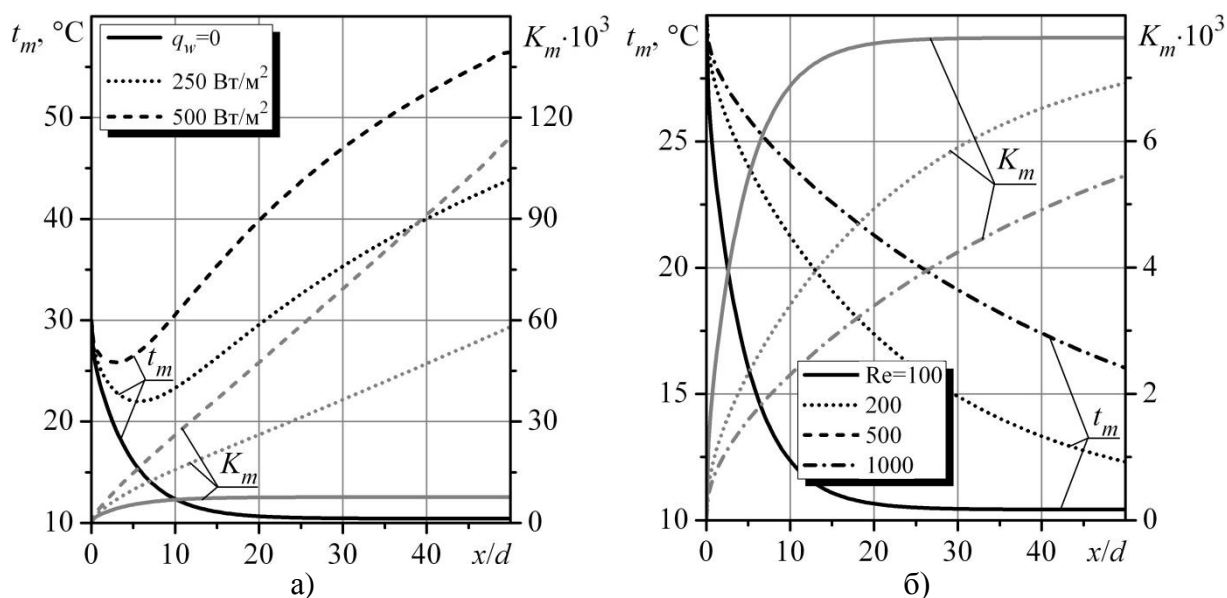


Рис. 3. Результаты моделирования ( $t_0 = 30^\circ\text{C}$ ,  $\varphi_0 = 0$ ,  $H = 0,05\text{ м}$ ,  $L = 50H$ ):

а)  $\text{Re} = 100$ ; б)  $q_w = 0$

## ВЫВОД

Разработанная математическая модель, описывающая процессы тепло- и массообмена в вертикальном канале, позволяет проводить анализ сложной многопараметрической задачи. На основе численных расчетов выявлены зависимости основных параметров теплоносителей, к которым относятся температурно-влажностные и теплогидравлические характеристики, от исходных параметров.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 16-08-00372).

## Библиографический список:

1. Ait Hammou Z., Benhamou B., Galanis N., Orfi J. Laminar mixed convection of humid air in a vertical channel with evaporation or condensation at the wall, *Int. J. Thermal Sci.* 43, 2004, pp. 531-539.
2. Azizi Y., Benhamou B., Galanis N., El-Ganaoui M. Buoyancy effects on upward and downward laminar mixed convection heat and mass transfer in a vertical channel, *Int. J. Num. Meth. Heat Fluid Flow* 17, 2007, pp. 333-353.
3. Ben Jabrallah S., Belgith A., Corriou J.P., Convective heat and mass transfer with evaporation of a falling film in a cavity, *Int. J. Thermal Sci.* 45, 2006, pp. 16-28.
4. Cherif A.S., Kassim M.A., Benhamou B. et all. Experimental and Numerical Study of Mixed Convection Heat and Mass Transfer in a Vertical Channel with Film Evaporation, *Int. J. Therm. Sci.*, 2011, vol. 50, pp. 942-953.
5. Oulaid O., Benhamou B., Galanis N. Combined buoyancy effects of thermal and mass diffusion on laminar forced convection in a vertical isothermal channel. *Computational Thermal Sciences* 2(2), 2010, pp. 125-138.
6. Yan W.M. Effect of film evaporation laminar mixed convection heat and mass transfer in a vertical channel, *Int. J. Heat Mass Transf.* 35, 1992, pp. 3419-3429.

7. Yan W.M., Lin T.F., Tsay Y.L. Evaporative cooling of liquid film through interfacial heat and mass transfer in a vertical channel-I. Experimental study, *Int. J. Heat Mass Transf.* 34, 1991, pp. 1105-1111.

## NUMERICAL SIMULATION OF EVAPORATIVE COOLING IN A VERTICAL CHANNEL

*Gorbachev M.V.*<sup>1</sup>, *Terekhov V.I.*<sup>1,2</sup>, *Makarov M.S.*<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>*Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia*

<sup>2</sup>*Kutateladze Institute of Thermophysics, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russia*

### **Abstract**

This work is devoted to the numerical investigation of heat and mass transfer processes occurring in a single vertical channel. It is assumed that the flow regime of air is laminar. Solves the system of differential equations in the approximation of the boundary layer. The simulation program is written in FORTRAN language, and is based on the solution of differential equations by finite difference method. Input data are the temperature, velocity and concentration of the moist air. The output of the simulation are the main parameters of the flow: the velocity field, temperature, mass concentration, as well as dimensionless quantities describing the friction, heat and mass transfer in wet channel.

**Keywords:** vertical channel, evaporative cooling, heat and mass transfer, laminar flow, dimensionless number, heat flux.

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В МИКРОСТРУЯХ

*Горинович Надежда Вячеславовна; студент*

*Терехов Виктор Иванович, д.т.н., профессор*

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

*Горинович Н.В.*, e-mail [dina-9494@mail.ru](mailto:dina-9494@mail.ru)

*Терехов В.И.*, e-mail [tft\\_nstu@rambler.ru](mailto:tft_nstu@rambler.ru)

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

**Аннотация:** В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований ламинарно-турбулентного перехода в микроструях с использованием метода трассерной визуализации.

**Ключевые слова:** микроструи, PIV (Particle Image Velocimetry), струя.

В последнее время возрос интерес к исследованию свободных сдвиговых течений, в которых отсутствуют твердые границы. Известно, что в микроустройствах, режим течения, в основном ламинарный, изредка достигаются числа Рейнольдса, которые соответствуют переходу к турбулентности. Создание режима развитой турбулентности требует значительных перепадов давления и высоких прочностных свойств стенок, поэтому такие устройства не эффективны. Применительно к жидким средам, актуальны задачи получения и распада, жидких микроструй, механизм формирования капель микронного размера. Для газовых потоков – это в первую очередь микроструи для управления потоками. Такие искусственные струи широко применяются в качестве актюаторов устройств управления пограничными слоями как в МЭМС-технологиях, так и в натуральных устройствах. Широкое применение микроструй возродило интерес, как к теоретическим, так и к экспериментальным исследованиям свободных сдвиговых течений.

Особенностью микроструй является сильное затягивание ламинарно-турбулентного перехода. Поэтому первая серия экспериментов была посвящена визуализации течения с целью выявления режимов с ламинарно-турбулентным переходом. Важной характеристикой в затопленных струях является угол раскрытия струи. В экспериментах он определялся по визуализации (рис.1) для участка с турбулентным течением, а для участка с ламинарным режимом по профилям средней скорости, измеренным с помощью PIV(рис.2).



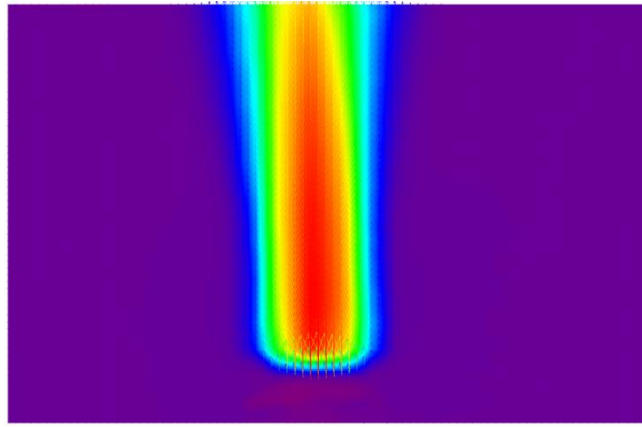


Рис.1. Поле скорости.

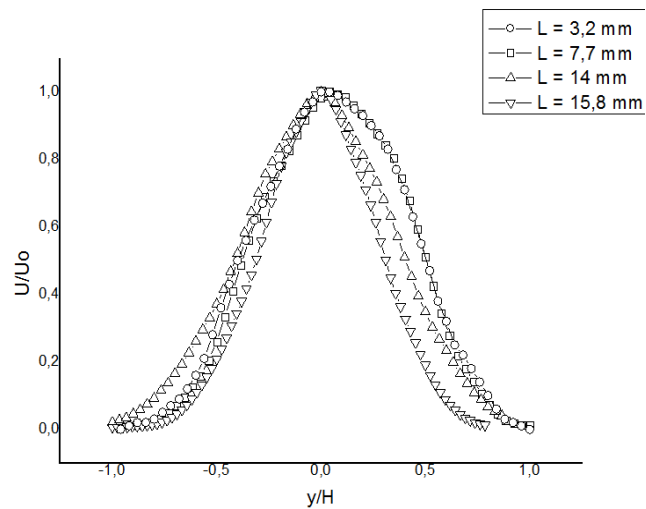


Рис.2. Профили скорости.

**Библиографический список:**

1. Терехов В.И., Стародумова Д.Ю., Шаров К.А. Измерение системой PIV средних и пульсационных скоростей в газочапельной струе с низкой концентрацией // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т.15, N3. С. 427-234.
2. Бай Ши-и Теория струй. Государственное издательство физико-математической литературы, Москва, 1960 г., 326 с.

# EXPERIMENTAL STUDY OF LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN THE MICROJET

*Gorinovich Nadezhda Vjacheslavovna, Terekhov Viktor Ivanovich*

*Gorinovich N.V.*, student, e-mail [dina-9494@mail.ru](mailto:dina-9494@mail.ru)

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

*Terekhov V.I.*, D.Sc. (Engineering), Professor, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

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

**Abstract:** This paper presents the results of experimental studies of laminar-turbulent transition in microjet using the method of flow visualization.

**Keywords:** microjet, PIV (Particle Image Velocimetry), a jet.

УДК 629.7.048.7

## ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ЦИКЛА ГАЗОТУРБИНОЙ УСТАНОВКИ (ГТУ)

*Гравит Анастасия Ивановна, студент;*

*Чеботарёва Татьяна Анатольевна, студент;*

*Дьяченко Юрий Васильевич, д.т.н., профессор*

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

*Гравит А.И.*, e-mail [anastasiya\\_gravit@mail.ru](mailto:anastasiya_gravit@mail.ru)

*Чеботарёва Т.А.*, e-mail [chebotareva\\_tany@mail.ru](mailto:chebotareva_tany@mail.ru)

*Дьяченко Ю.В.*, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

*Адрес для корреспонденции: Дьяченко Юрий Васильевич,*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)737-55-78

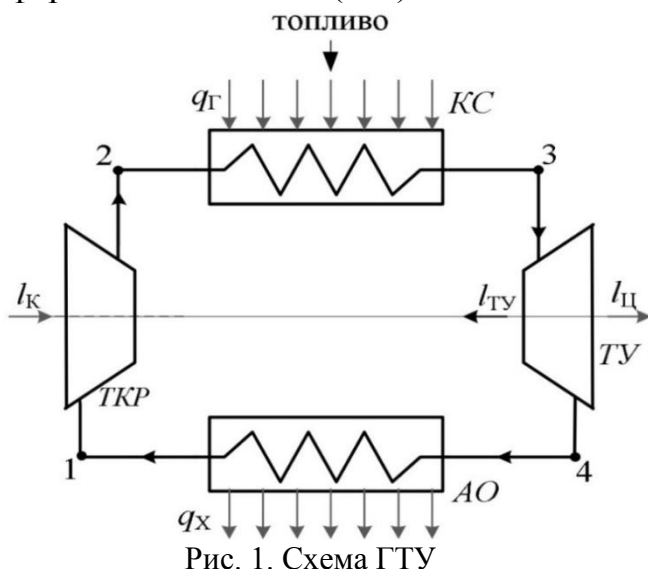
### Аннотация

В работе рассматривается идеализированный термодинамический цикл газотурбинной установки (ГТУ). Проблематика этого вопроса заключается в том, что в формуле для термического коэффициента полезного действия (КПД), приведенной в научных источниках, отсутствует взаимосвязь КПД с соотношением давлений компрессора к детандеру и отношением температур горячего и холодного источников. В настоящей работе изучен принцип работы, цикл установки и представлена методика расчета термического КПД с учетом температур горячего и холодного источников. Выявлен характер взаимосвязи предельных условий, построены их графические зависимости. Так же описана разработанная термодинамическая модель, которая позволяет рассмотреть и оценить предельные условия и область существования цикла.

**Ключевые слова:** Газотурбинная установка; термический КПД; термодинамический цикл; идеальный газ; отношение температур горячего и холодного источников; предельные условия; область существования.

Газотурбинные установки (ГТУ) в настоящее время находят широкое применение в современной технике. В основе работы ГТУ лежит термодинамический цикл, который положен в основу анализа их рабочего процесса и его эффективности. В современной литературе имеется идеализированная термодинамическая модель цикла [1].

Схема простейшей газотурбинной установки, работающей по замкнутому циклу, изображена на рис. 1. Идеальный (обратимый) цикл должен состоять из обратимых процессов. При принятых допущениях, рабочим телом является воздух, который сжимается в турбокомпрессоре (ТКР), затем поступает в камеру сгорания (КС), расширяется в турбодетандере (ТУ) и направляется в атмосферный охладитель (АО).



При принятии допущений схема термодинамического цикла получена в  $(P - v)$  и  $(T - s)$  диаграммах (рис. 2).

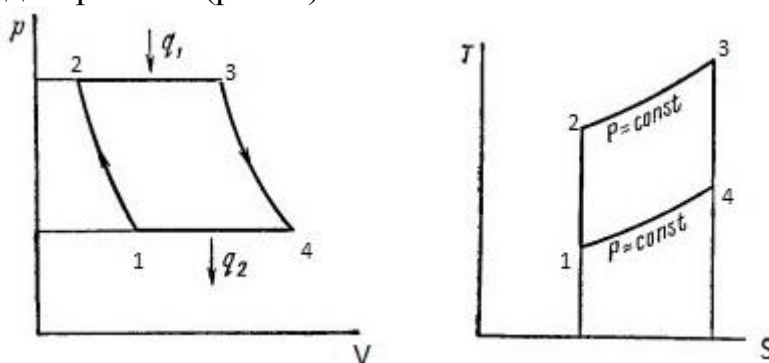


Рис. 2. Схема обратимого цикла ГТУ в  $(P - v)$  и  $(T - s)$  диаграммах

Термодинамическая эффективность данного цикла характеризуется термическим КПД, который в известных работах определяется как

$$\eta_t = \frac{l_{ц}}{q_1} = 1 - \frac{q_2}{q_1} = 1 - \frac{1}{\pi^{\frac{k-1}{k}}}, \quad (1)$$

где  $P_k$  – давление за компрессором;  $P_d$  – давление за детандером.

Рассмотрим выражение (1) для термического КПД обратимого цикла ГТУ. Величина термического КПД определяется только степенью сжатия и показателем адиабаты, но не учтены температуры горячего ( $T_r$ ) и холодного ( $T_x$ ) источников и их влияние на термодинамическую эффективность цикла. Именно поэтому целью работы является разработка идеализированной термодинамической модели с влиянием температур источников. Схема обратимого цикла с учетом температур источников показана на рисунке 3.

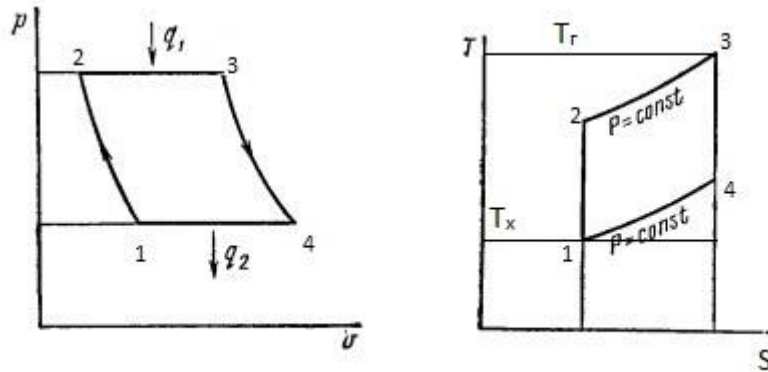


Рис. 3. Схема обратимого цикла ГТУ с учетом  $T_r$  и  $T_x$

Для получения зависимости, учитывающей температуры источников, распишем выражение (1) через удельную  $l_{ц}$  и  $q_{Г}$ . После преобразований получим:

$$\eta_t = 1 - \frac{c_p(T_4 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{\frac{\theta}{\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1}}{-\pi^{\frac{k-1}{k}} + \theta} \quad (2)$$

$$T_x = T_1; T_r = T_3 \quad (3)$$

$$\theta = \frac{T_r}{T_x} \quad (4)$$

Полученная графическая зависимость (2) показана на рисунке 4.

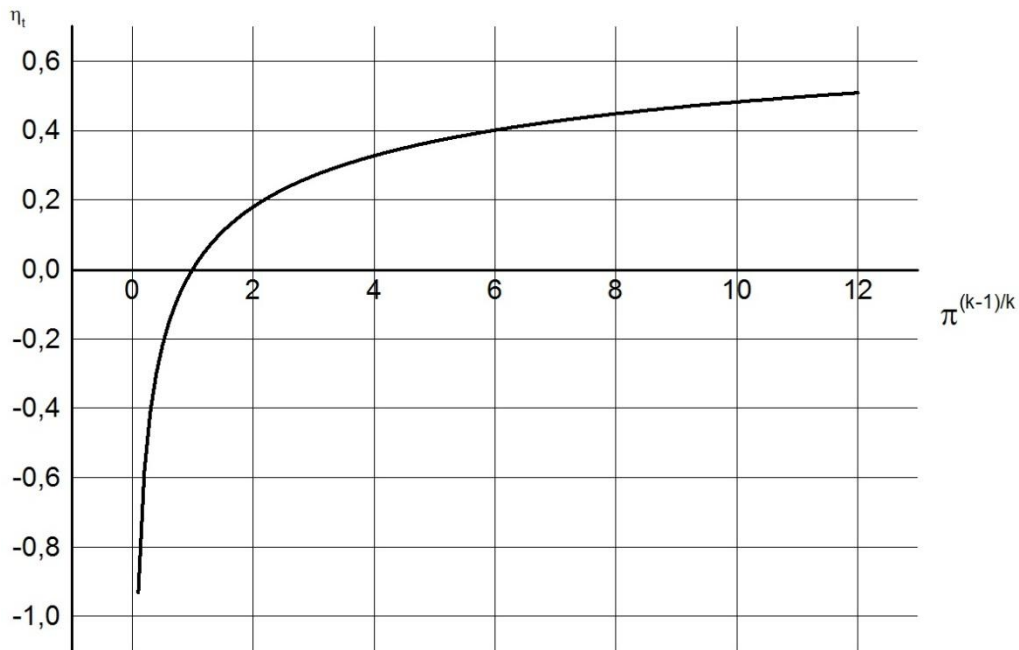


Рис. 4. Зависимость термического КПД от исходных параметров

В количественном отношении эта зависимость повторяет выражение (1), из этого следует, что термический КПД идеального цикла не зависит от величины  $\theta$  и его абсолютного значения. Цикл может быть реализован при любых значениях температур источников с одинаковой эффективностью.

Анализ зависимости (2) показывает, что существует предельное условие реализации цикла по величине соотношения давлений и отношений температур. Существует область существования цикла и предельные условия, которые ее ограничивают. При предельном значении  $P_k$  тело цикла вырождается в вертикальную линию, удельная работа цикла и термический КПД становятся равными нулю. Математически это условие выражается равенством нулю числителя выражения (2), поэтому область существования цикла выражается неравенством:

$$\frac{\theta}{\pi^{\frac{k-1}{k}}} - 1 \geq 0 \text{ или } \theta^{\frac{k}{k-1}} \geq \pi \quad (5)$$

Характер взаимосвязи предельных условий по выражению (5) показан на рис. 5. Таким образом, влияние отношения температур источников выражается в ограничении области существования цикла ГТУ.

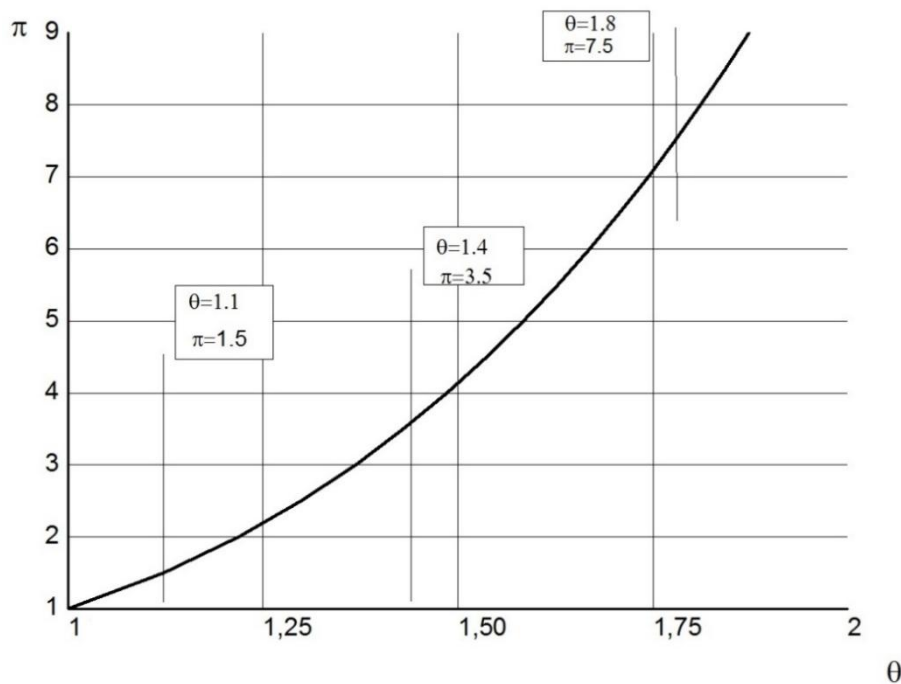


Рис. 5. Зависимость предельного отношения давлений цикла от отношения температур источников

При увеличении  $\theta$  увеличивается предельное отношение давлений, что уменьшает область существования цикла по давлению  $P_k$ . Область существования ниже и слева кривой, а выше – цикл не реализуем.

Разработанная термодинамическая модель позволяет рассмотреть и оценить предельные условия и область существования цикла.

#### Библиографический список:

1. Александров А.А. Термодинамические основы циклов теплоэнергетических установок [Электронный ресурс] // М.: Издательство МЭИ. 2004. URL: <http://twf.mpei.ac.ru/tthb/2/Aleksandrov/> (дата обращения: 16.12.2015)
2. Бахмачевский Б.И., Зах Р.Г., Лызо Г.П., Сушкин И.Н., Щукин А.А. Общая теплотехника [Электронный ресурс] // М.: Металлургиздат. 1963. URL: <http://mash-xxl.info/page/254001137049135095041063141005063009180199221164/> (дата обращения: 5.01.2016)
3. Руднев В.С. Термодинамика и теплопередача [Электронный ресурс] // М.: Маршрут. 2005. URL: <http://lektsiopedia.org/lek-30352.html> (дата обращения: 10.01.2016)
4. Дьяченко Ю.В. Расчет воздушных термодинамических циклов. Новосибирск/Издательство НГТУ/2014. 23

## THE THERMODYNAMIC ANALYSIS CYCLE OF GAS-TURBINE INSTALLATIONS

*Gravit Anastasija Ivanovna, Chebotarjova Tat'jana Anatol'evna,  
D'jachenko Jurij Vasil'evich*

*Gravit A. I.*, student, email [anastasiya\\_gravit@mail.ru](mailto:anastasiya_gravit@mail.ru)

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

*Chebotarjova T. A.* student, email [chebotareva\\_tany@mail.ru](mailto:chebotareva_tany@mail.ru)

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

*D'jachenko Ju. V.*, D.Sc. (Engineering), Professor, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

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

**Abstract.** Gas-turbine installations (GTU) are finding wide application in modern technology. At the foundation of GTU is the thermodynamic cycle. The thermodynamic efficiency of this cycle characterize by the thermal efficiency. Engineers define the value of thermal efficiency just compression ratio, but they do not take into account the temperature of the hot and cold sources and their impact on the thermodynamic efficiency of the cycle. Therefore, the aim of this work is the development of idealized thermodynamic model of the influence of temperature sources. Thermal efficiency of an ideal cycle depends on the value of  $\theta$  and its absolute value. The cycle can be implemented for any values of temperature sources with the same efficiency. There is an extreme condition for the realization of the cycle by the value of the compression ratio and the ratio of temperatures. It limits the domain of existence of a cycle. Thus, the ratio of the temperatures of the sources affects the restriction of the domain of existence of the cycle.

**Keywords** gas-turbine installation; thermal efficiency; thermodynamic cycle; perfect gas; extreme conditions; domain of existence.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГИПОДИНАМИИ И ИЗМЕНЕНИЯ ВЕСА НА ПАРАМЕТРЫ КРОВЕНОСНОЙ СИСТЕМЫ ЧЕЛОВЕКА

*Дагаева Александра Баировна, студент;*

*Анпилов Андрей Вячеславович, 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

*Дагаева А.Б.*, e-mail: [alexadag@gmail.com](mailto:alexadag@gmail.com)

*Анпилов А.В.*, e-mail: [ttf\\_nstu@rambler.ru](mailto:ttf_nstu@rambler.ru)

*Хромова И.В.*, e-mail: [xromova@corp.nstu.ru](mailto:xromova@corp.nstu.ru)

*Адрес для корреспонденции: Дагаева Александра Баировна, 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 гиподинамии на организм человека. 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 на Земле и в невесомости. Проведен анализ способов компенсации негативного воздействия 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 мышечной массы и жировой ткани на работу кровеносной системы при нормальной и недостаточной физической активности.

**Ключевые слова:** гиподинамия, кровеносная система, невесомость, 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 гиподинамии 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 и три характерные группы по типу двигательной активности: специалисты-операторы, бортинженеры, тренированные космонавты (например, военные летчики). Пониженная двигательная активность ухудшает состояние не только мышечной системы в виде атрофических изменений двигательного аппарата, но и сердечно-сосудистой, а также многих других систем организма.



*Гиподинамия* – это недостаток двигательной активности, вследствие которого в организме происходят различные нарушения. Результаты анализа представлены в таблице 1. В столбцах приведены основные системы, на которые наиболее сильно воздействует гиподинамия: опорно-двигательная, сердечно-сосудистая, нервная и репродуктивная системы. В строках показаны механизмы действия, реакции систем и всего организма в целом. 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).

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.

*Избыточный вес.* Еще одна задача – это исследование влияние избыточного веса на организм человека (в частности на кровеносную систему). Наиболее негативным последствием избыточного веса служит «перегрузка» кровеносной системы, когда она начинает работать на «нерасчетном» режиме и быстро расходует свой ресурс, что приводит к росту сердечно-сосудистых заболеваний. Характерные «известные» варианты проблемы избыточного веса: 1) прямое увеличение веса из-за несбалансированности питания и физической нагрузки; 2) увеличение «отложений» в организме в виде ожирения и целлюлита, не имеющих биологической ценности, и «работающих» в виде «свинцовых грузил» на теле (сковывают движения и забирают энергию на их перенос); 3) бодибилдинг при всей своей красоте тоже относится к данной проблеме, т.к. резкое и непропорциональное увеличение мышечной ткани «обедняет» кровоснабжение, а значит и исполнение функций остальными органами и тканями.

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. Выявлены особенности недостатка двигательной активности для мужского и женского организма на Земле и в невесомости. Произведена оценка влияния различных типов двигательной активности, видов и интенсивности физической нагрузки для компенсации негативного воздействия. Так же проведена оценка эффективности различных типов тренажеров (велосипед и беговая дорожка, эллиптический тренажёр, гребля, гиперэкстензия и др.).

Процесс адаптации человека к невесомости более легок и достигается меньшей «физиологической ценой», чем реадаптация 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.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 16-38-00257.

#### **Библиографический список:**

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. Исследование воздействия высотных факторов на человека : методические указания к лабораторным работам, курсовому и дипломному проектированию для специальностей 160100, 160202, 551013 для 4-6 курсов ФЛА дневного отделения / Новосиб. гос. техн. ун-т ; [сост. А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева]. - Новосибирск, 2006. - 74, [1] с. : ил.. - Режим доступа: <http://www.library.nstu.ru/fulltext/metodics/2006/chichind.rar>
3. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Серия «Учебник НГТУ». Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.
4. Чичиндаев А. В. Исследование воздействия эффекта вращения крови на гемодинамические параметры кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 7. – С. 38–42.
5. Чичиндаев А. В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 11. – С. 35–46.
6. Чичиндаев А. В. Оценка эффективности тренажеров для компенсации гиподинамии в условиях длительной невесомости / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 12. – С. 9–19.

7. Чичиндаев А. В. Исследование воздействия невесомости и гиподинамии на работу кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2007. – № 4. – С. 33–42.

## RESEARCH OF THE IMPACT OF PHYSICAL INACTIVITY AND WEIGHT CHANGES ON THE PARAMETERS OF THE HUMAN CIRCULATORY SYSTEM

*Dagaeva Aleksandra Bairovna, student,*

*e-mail: [alexadag@gmail.com](mailto:alexadag@gmail.com)*

*Anpilov Andrej Vjacheslavovich, student*

*e-mail: [ttf\\_nstu@rambler.ru](mailto:tjf_nstu@rambler.ru)*

*Khromova Irina Vladimirovna, Ph. D, Associate Professor,*

*e-mail: [xromova@corp.nstu.ru](mailto:xromova@corp.nstu.ru)*

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

### Abstract

The report describes the mechanism of negative impacts of physical inactivity on a human body. We revealed the peculiarities of circulatory system when there is a lack of physical activity and as well as in the result of heavy inactivity. The complex of model studies have been done in order to compare the impact of physical inactivity on Earth and in the weightlessness. The analysis of negative impacts' compensations have been done depending on gender, age, type of constitution and motion activity, including the comparison of exercises' efficiency for different muscle groups. A separate study has been devoted to the influence of excesses and lacks of muscle weight and fatty tissues on the circulation of blood system during normal and insufficient physical activities.

**Keywords** physical inactivity; circulatory system; weightlessness; compensation; motion activity; type of constitution; human body; exercises' efficiency; lacks of muscle weight; overweight.

## ВОЗДЕЙСТВИЕ НЕВЕСОМОСТИ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА

*Затяжнов Николай Александрович, студент*

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

*Затяжнов Н.А.*, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

*Адрес для корреспонденции: Затяжнов Николай Александрович,*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.+7 (923) 112-64-91

### **Аннотация**

В данной работе дается представление о воздействии невесомости на организм человека при длительных полетах в космосе. Так же говорится об основных методах и средствах борьбы с негативным воздействием на экипаж. В частности рассмотрено влияние невесомости на разные системы организма. Основной упор сделан на системы, где установлены самые большие отклонения, такие как: кровеносная, опорно-двигательная и нервная. Гиподинамия и невесомость одни из основных факторов грозящих безопасности жизни человека в космосе и при возвращении на Землю. Проведена оценка влияния тренажеров и упражнений, позволяющих компенсировать гиподинамию и невесомость.

**Ключевые слова:** невесомость, компенсация, кровеносная система, опорно-двигательная система, тренажер, восстановление.

Жизнедеятельность космонавтов во время полета протекает в специфических условиях невесомости отрицательно сказывающихся на организме человека, из этого следует, что актуальной задачей становится разработка необходимых методов и способов нейтрализации и компенсации негативных воздействий на экипаж.

В данной работе рассматриваются: исследование влияние невесомости на различные системы организма человека, реакция систем организма при разной длительности пребывания в условии невесомости, способы и методы профилактики гиподинамии в невесомости.

В работе проведен обзор и выполнен анализ многолетних исследования, проводимых в рамках пилотируемых программ СССР – России в области авиационно-космической медицины. Проведенный анализ позволил установить, что наибольшие физиологические отклонения зафиксированы в следующих системах организма: кровеносной, опорно-двигательной и нервной.

Наиболее значимые изменения происходят в опорно-двигательной системе (ОДС), такие как: ослабление мускулатуры конечностей (атрофия), уменьшение объема мышц (особенно нижних конечностей), деминерализация костной ткани, уменьшение прочности скелета. Возникает острая

необходимость борьбы с этими факторами, так как они приводят к тяжелым последствиям, требующим длительного восстановления.

Одним из лучших на сегодняшний день способом нейтрализации негативного воздействия этих факторов являются тренажеры, формирующие необходимую физическую нагрузку. Индивидуальные особенности организма играют важную роль в подборе физических упражнений. Учитываются такие показатели как: пол, возраст, рост, вес, тип телосложения и вид двигательной активности. При решении задачи компенсации гиподинамии в невесомости, важно подобрать величину физическую нагрузки на определенные группы мышц.

#### **Библиографический список:**

1. Чичиндаев А. В. Исследование воздействия эффекта вращения крови на гемодинамические параметры кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 7. – С. 38–42.
2. Чичиндаев А. В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 11. – С. 35–46.
3. Чичиндаев А. В. Оценка эффективности тренажеров для компенсации гиподинамии в условиях длительной невесомости / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 12. – С. 9–19.
4. Чичиндаев А. В. Исследование воздействия невесомости и гиподинамии на работу кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2007. – № 4. – С. 33–42.
5. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.

## THE INFLUENCE WEIGHTLESSNESS ON HUMANS

*Zatjazhnov Nikolaj Aleksandrovich*

*Zatjazhnov N. A.*, student, email [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

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

**Abstract.** This paper gives an idea about the effects of weightlessness on the human body at different durations of flight in space. The same refers to the basic methods and means to combat the negative impact on the crew. In particular, we consider the influence of weightlessness on various body systems. The emphasis is placed on the system, which features the largest deviations, such as the circulatory, musculoskeletal and nervous. Physical inactivity and weightlessness are among the main factors threatening the safety of human life in space and return to Earth. The influence of simulators and exercises to compensate for physical inactivity and weightlessness.

**Keywords** weightlessness, compensation, musculoskeletal system, blood system, training apparatus, recovery.

УДК 692.7.048.7 (075.8)

## ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА

*Карпов Илья Олегович, студент; Третьяков Антон Иванович, студент*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

*Карпов.И.О.* email [ilyakarpov1111@gmail.com](mailto:ilyakarpov1111@gmail.com)

*Третьяков.А.И.* email [kasper3q@mail.ru](mailto:kasper3q@mail.ru)

*Адрес для корреспонденции: Карпов Илья Олегович, Новосибирский*  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск,  
пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)3921196

### Аннотация

Для правильного выбора конденсатора нужно учитывать множество факторов внешней среды, а также преимущества и недостатки самих конденсаторов. Данная работа содержит общую классификацию конденсаторов, а также некоторые их особенности. Конденсатор — теплообменный аппарат в котором осуществляется процесс конденсации, процесс фазового перехода теплоносителя из парообразного состояния в жидкое за счёт отвода тепла более холодным теплоносителем. Выбор типа конденсатора зависит от условий применения. В холодильных установках конденсаторы используются

для конденсации паров хладагентов, например, фреона. В химической технологии конденсаторы используются для получения чистых веществ.

**Ключевые слова:** теплообменный аппарат, теплообменник-конденсатор, принцип работы, классификация.

В зависимости от охлаждающей среды (теплоносителя) конденсаторы могут быть разделены на следующие типы: с водяным охлаждением, с водовоздушным (испарительным) охлаждением, с воздушным охлаждением, с охлаждением кипящим холодильным агентом в конденсаторе-испарителе, с охлаждением технологическим продуктом. По принципу теплообмена конденсаторы разделяются на смешивающие (конденсаторы смешения) и поверхностные. В смешивающем конденсаторе тепло- и массообменный процесс происходит путем прямого смешения сред. Смешивающие конденсаторы, в которых вода движется в направлении движения пара, называются конденсаторами с параллельным током; конденсаторы, в которых вода движется в направлении, противоположном направлению движения пара, именуются конденсаторами с противотоком. В поверхностных конденсаторах нет прямого контакта конденсата с охлаждающей водой, поэтому они применяются для любых систем прямого и обратного охлаждения, в том числе и с охлаждением морской водой. Поверхностные конденсаторы разделяются по следующим особенностям: 1.) по направлению потоков теплоносителя, 2.) по количеству изменений направления движения теплоносителя, 3.) по количеству последовательно соединённых по конструктивному исполнению. Также помимо поверхностных конденсаторов существуют воздушные. Воздушный конденсатор - это пучок оребренных труб, которые омываются воздухом. Конденсатор воздушный получил широкое распространение благодаря незначительной стоимости его изготовления, большому сроку службы конденсаторов и малой степени загрязнения поверхности теплообменника. Данный конденсатор имеет много разновидностей, в частности разделяют: 1.) В зависимости от хладагента, 2.) В зависимости от величины отводимого теплового потока, 3.) В зависимости от конструкции, 4.) В зависимости от типа поверхности теплообмена, 5.) По геометрическим характеристикам (вертикальные, горизонтальные и V-образные.)

Данный обзор позволит максимально эффективно подобрать конденсатор под определенные цели. Выбор будет основываться как на свойствах внешней среды, так и на особенностях каждого конденсатора и сферы его применения.

#### **Библиографический список:**

1. 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.

2. Чичиндаев А. В. Тепломассообмен влажного воздуха в компактных пластинчато-ребристых теплообменниках : монография / А. В. Чичиндаев. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2012. - 297 с. - (Монографии НГТУ).
3. Чичиндаев А. В. Влияние переменного отношения термических сопротивлений на распределение температур в компактном пластинчато-ребристом теплообменнике / А. В. Чичиндаев, И. Г. Диомидов // Научный вестник НГТУ. – 2010. – № 4. – С. 173-178.
4. Чичиндаев А. В. Оптимизация параметров первичного теплообменника авиационной СКВ / А. В. Чичиндаев // Авиакосмическое приборостроение. – 2009. – № 4. – С. 41–46
5. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с

## PRINCIPLE OF OPERATION THE HEAT EXCHANGER CONDENSER

*Sumina Anastasia Yuryevna, Chichindaev Alexander Vasilevich*

*Sumina A. Yu., student, email [slastena\\_vau@mail.ru](mailto:slastena_vau@mail.ru)*

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

**Abstract.** For right choice of condenser need to take into account many factors of the environment, as well as the advantages and disadvantages of the condensers themselves. This paper contains a general classification of condensers, as well as some of their features. Condenser - a heat exchanger in which the condensation process, the phase transition of the coolant vapor to liquid due to heat dissipation colder coolant. Select the type of the condenser depends on the application. In refrigeration systems used condensers to condense the refrigerant vapor, e.g., Freon. In the chemical condenser technologies are used for the preparation of pure substances.

**Keywords:** heat exchanger, condenser, principle of operation, classification.



## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОБРАТИМЫХ ПОТЕРЬ В ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ПАРОКОМПРЕССИОННОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ МАШИНЕ

*Клецин Эдуард Васильевич*<sup>1</sup>, доцент; *Радионов Александр Николаевич*<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

*Клецин Э.В.*, e-mail [ttf@craft.nstu.ru](mailto:ttf@craft.nstu.ru)

*Радионов А.Н.*, e-mail [radionov\\_a@lenta.ru](mailto:radionov_a@lenta.ru)

*Адрес для корреспонденции: Клецин Эдуард Васильевич*, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (913)9039480

### Аннотация

В работе приведена методика определения удельных эксергетических потерь в одноступенчатой парокомпрессионной холодильной машине для заданных действительных процессов изоэнтропного и политропного сжатия пара хладагента в компрессоре. С помощью «Т-s» диаграммы для хладагента R22, приведены результаты расчета минимальной работы и удельных эксергетических потерь в цикле и в компрессоре. При этом удельные эксергетические потери в компрессоре определены двумя способами:

-способом вычета из работы цикла рассчитанных необратимых потерь и работы цикла Карно.

-способом расчета эксергетических потерь по формуле Гюи-Стодола.

Установлено, что оба рассмотренных способа расчета потерь в компрессоре практически совпадают.

**Ключевые слова:** теплообмен, эксергия, потери, энергоэффективность, Гюи-Стодола, коэффициент обратимости.

Актуальность по совершенствованию методов анализа работы холодильных систем определяется необходимостью сравнения холодильных циклов с различными хладагентами и техническими устройствами. При этом термодинамический анализ позволяет совершенствовать те элементы системы, которые из-за необратимых потерь в наибольшей степени оказывают влияние на энергоэффективность холодильной машины.

Вопросами анализа термодинамических циклов посвящены работы исследователей [1-7]. В работах [2,3] предложена методика определения необратимых потерь термодинамических циклов холодильных машин энтропийно-цикловым методом, в работах [1,7] – энтропийно-статистическим методом, а в работах [4,5] – эксергетическим методом.

В отличие от известных, ниже предлагается методика расчета эксергетических потерь действительных циклов с учетом всех возможных необратимостей. На

рисунке 1 в «Т-s» диаграмме представлены действительные циклы одноступенчатой парокompрессионной машины для трех режимов работы компрессора (охлаждаемого 1-2<sub>о</sub>, изоэнтропного 1-2<sub>с</sub> и неохлаждаемого 1-2).

В рассматриваемых холодильных циклах внешние необратимые потери определяются теплообменом, а внутренние - потерями на трение в трубопроводах, потерями при политропных процессах сжатия в компрессоре (трение, изменение физико-химических свойств и т.д.) и потерями при дросселировании.

Ниже приведены расчетные формулы для определения необратимых потерь или удельных потерь работы (под удельными потерями работы будем в последующем считать удельные эксергетические потери, определяемые по уравнению Гюи-Стодолы):

- в испарителе (воздухоохладителе) в процессе кипения

$$\Delta l_{\text{исп}} = T_{\text{oc}}(i_7 - i_6) \left( \frac{1}{T_0} - \frac{1}{T_{\text{инт}}} \right); \quad (1)$$

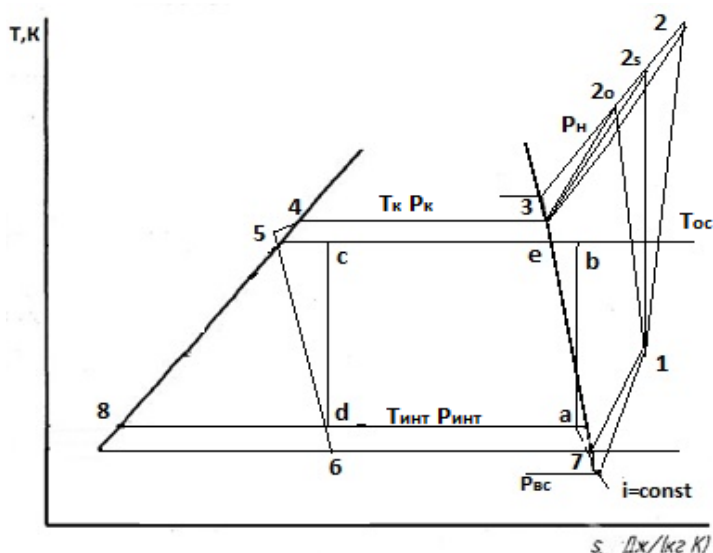


Рис. 1. Действительные циклы в одноступенчатой парокompрессионной холодильной машине: P<sub>н</sub> – давление нагнетания; T<sub>к</sub>, P<sub>к</sub> - температура и давление конденсации; T<sub>oc</sub> – температура окружающей среды; T<sub>инт</sub>, P<sub>инт</sub> температура и давления низкпотенциального источника теплоты (охлаждаемой среды); T<sub>0</sub>, P<sub>0</sub> – температура и давление кипения хладагента; P<sub>вс</sub> – давление всасывания.

- в трубопроводе от выхода из испарителя (воздухоохладителя) до входа в компрессор в процессе перегрева паров хладагента

$$\Delta l_{\text{исп п}} = T_{\text{oc}}(i_1 - i_7) \left( \frac{2}{T_1 + T_7} - \frac{1}{T_{\text{инт}}} \right); \quad (2)$$

- в трубопроводе и конденсаторе в процессах охлаждения от соответствующих температур перегрева до температуры состояния сухого насыщенного пара:

- при изоэнтропном сжатии в компрессоре

$$\Delta l_{\text{п конд}}^{(1)} = T_{\text{oc}}(i_{2s} - i_3) \left( \frac{1}{T_{\text{oc}}} - \frac{2}{T_{2s} + T_3} \right); \quad (3)$$

- при сжатии в неохлаждаемом компрессоре

$$\Delta l_{\text{п конд}}^{(2)} = T_{\text{ос}}(i_2 - i_3) \left( \frac{1}{T_{\text{ос}}} - \frac{2}{T_2 + T_3} \right); \quad (4)$$

- при сжатии в охлаждаемом компрессоре.

$$\Delta l_{\text{п конд}}^{(3)} = T_{\text{ос}}(i_{20} - i_3) \left( \frac{1}{T_{\text{ос}}} - \frac{2}{T_{20} + T_3} \right); \quad (5)$$

- в конденсаторе в процессе конденсации

$$\Delta l_{\text{конд}} = T_{\text{ос}}(i_3 - i_4) \left( \frac{1}{T_{\text{ос}}} - \frac{1}{T_{\text{к}}} \right); \quad (6)$$

- в конденсаторе (или дополнительном теплообменнике) в процессе переохлаждения

$$\Delta l_{\text{переохл}} = T_{\text{ос}}(i_4 - i_5) \left( \frac{1}{T_{\text{ос}}} - \frac{2}{T_4 + T_5} \right); \quad (7)$$

- в сужающемся устройстве в процессе дросселирования жидкого хладагента

$$\Delta l_{\text{др}} = T_{\text{ос}}(S_6 - S_5). \quad (8)$$

Удельная работа цикла  $l_{\text{ц}}$ , равная удельной работе компрессора  $l_{\text{комп}}$  в соответствии с [5,6] может быть представлена следующим образом;

$$l_{\text{ц}} = l_{\text{комп}} = l_{\text{min}} + \Delta l_{\text{ц}}, \quad (9)$$

где  $l_{\text{min}}$  – удельная минимальная работа цикла-образца(или цикла Карно), соответствующая удельной холодопроизводительности действительных циклов [6].

В рассматриваемом случае соответствующие удельные работы циклов зависят от режима работы компрессора и будут равны:

- при изоэнтропном сжатии паров хладагента в компрессоре

$$l_{\text{ц}}^{(1)} = i_{2s} - i_1; \quad (10)$$

- при сжатии паров хладагента в неохлаждаемом компрессоре

$$l_{\text{ц}}^{(2)} = i_2 - i_1; \quad (11)$$

- при сжатии паров хладагента в охлаждаемом компрессоре

$$l_{\text{ц}}^{(3)} = i_{20} - i_1. \quad (12)$$

Тогда удельные потери работы в действительных циклах без учета удельных потерь работы в компрессоре будут

$$\Delta l_{\text{ц}}^{(i)} = \Delta l_{\text{исп}} + \Delta l_{\text{исп п}} + \Delta l_{\text{п конд}}^{(i)} + \Delta l_{\text{конд}} + \Delta l_{\text{переохл}} + \Delta l_{\text{др}} \quad (13)$$

В уравнении (13) и в последующем приняты, верхние индексы  $i=1,2,3$  будут обозначать режим работы компрессора. Минимальная удельная работа, т.е. работа цикла-образца определяется по формулам:

$$l_{\text{min}} = (T_{\text{ос}} - T_{\text{инт}})(S_a - S_d); \quad (14)$$

$$l_{\text{min}} = i_a - i_b. \quad (15)$$

При этом коэффициент обратимости рассматриваемых циклов будет

$$\eta_{\text{об}}^{(i)} = \frac{l_{\text{min}}}{l_{\text{ц}}^{(i)}}, \quad (16)$$

В работах [5,6] удельные эксергетические потери в компрессоре определяются по формуле

$$\Delta l_{\text{комп}}^{(i)} = l_{\text{ц}}^{(i)} - \Delta l_{\text{ц}}. \quad (17)$$

На наш взгляд  $\Delta l_{\text{комп}}^{(i)}$  для заданных политроп охлаждения можно определять также, по формуле Гюи-Стодолы

$$\Delta l_{\text{компл}}^{(i)} = T_{oc} (S^{(i)} - S_{2s}). \quad (18)$$

В качестве примера определены удельные потери работ и коэффициенты обратимости для действительных циклов с хладагентом R22, при следующих значениях температур:  $T_0=253$  К,  $T_{\text{инт}}=263$  К,  $T_1=260$  К,  $T_2=362$  К,  $T_{2s}=351,4$  К,  $T_{20}=339,3$  К,  $T_5=T_{oc}=298$  К. Расчетами установлено, что минимальная удельная работа  $l_{\text{мин}}=21$  КДж/кг, а коэффициенты обратимости  $\eta_{ob}^{(1)}=0,43$ ;  $\eta_{ob}^{(2)}=0,36$ ;  $\eta_{ob}^{(3)}=0,54$ ;

В таблице 1 приведены расчетные значения удельных необратимых потерь работы (КДж/кг), кроме потерь работы в компрессоре.

Таблица 1

Удельные необратимые потери работы в действительных циклах без учета потерь работы в компрессоре

$\Delta l_{\text{исп}}$	$\Delta l_{\text{исп п}}$	$\Delta l_{\text{п конд}}^{(i)}$			$\Delta l_{\text{конд}}$	$\Delta l_{\text{переохл}}$	$\Delta l_{\text{др}}$
		1	2	3			
7,09	0,149	3,32	4,89	1,98	5,61	0,08	8,94

Из этой таблицы следует, что наибольшие удельные необратимые потери имеют место в дросселе, конденсаторе и испарителе.

В таблице 2 представлены результаты расчета удельных работ сжатия и удельных потерь работы в компрессоре (КДж/кг), определяемых двумя способами, (первый способ по формуле 17, а второй по формуле 18)

Таблица 2

Удельная работа сжатия и удельные необратимые потери работ в компрессоре

Наименование процесса Расчетные параметры	Изоэнтропный процесс <sup>(1)</sup>	Полиетропное сжатие	
		с охлаждения <sup>(2)</sup>	без охлаждением <sup>(3)</sup>
$l_{\text{ц}}^{(i)}$	48,4	58	39
$\Delta l_{\text{ц}}^{(i)}$	25,28	26,76	23,85
$\Delta l_{\text{компл1}}^{(i)} = l_{\text{компл}} - \Delta l_{\text{ц}}^{(i)} - l_{\text{мин}}$	2,21	-5,86	10,23
$\Delta l_{\text{компл2}}^{(i)} = T_{oc} \Delta S$	0	-8,94	8,94
$\left(\frac{\Delta l_{\text{компл1}}^{(i)}}{l_{\text{ц}}^{(i)}}\right) 100, \%$	4,5	10,2	26,2
$\left(\frac{\Delta l_{\text{компл2}}^{(i)}}{l_{\text{ц}}^{(i)}}\right) 100, \%$	0	15,3	22,9

Отмечена разница (в пределах 5%) в расчетах удельных необратимых потерь в компрессоре, полученных двумя способами, может быть объяснена неточностью построения «Т-s» диаграммы и неточностью снятия с нее показаний.

Предложенная методика может быть использована на этапе разработки и проектирования систем охлаждения, а также в учебном процессе исследования необратимых потерь в парокомпрессионных холодильных циклах.

#### **Библиографический список:**

1. Бродянский В.М., Верховкер Г.П. и др. «Эксергетический метод технических систем» - Киев: Наук. Думка, 1991 С. 204-272.
2. Мартыновский В.С. «Анализ действительных термодинамических циклов» - М:Энергия 1972-216с.
3. Никульшин Р.К., Морозюк Л.И., Морозюк Т.В. «Анализ термодинамических циклов холодильных машин энтропийно-цикловым методом» - Севастополь: – Изд-во Сев ГТУ, 2001 вып.4. с 210-215.
4. Пархомов М.М. «Эксергетический анализ парокомпрессионной холодильной установки и ТМО», серия «Холодильная техника», вып. 2, 2010-8с.
5. Пекарев В.И., Мизин В.М. «Определения термодинамической эффективности цикла одноступенчатой холодильной машины» Уч. Методическое пособие – Спб: НИЦ ИТМО; ИХиБТ, 2014-46с
6. Сакун И. А. Холодильные машины. Изд-во: Машиностроение,1985-423с
7. Шишов В.В., Талызин М.С. «практическое применение энтропийно статистического метода анализа (ЭСМА) холодильных циклов»

### **METHOD OF DETERMINATION IRREVERSIBLY LOSSES IN A SINGLE-STAGE VAPOR COMPRESSION REFRIGERATING MACHINE**

*Kleshin Eduard Vasilievich<sup>1</sup>, associate professor; Radionov Aleksandr Nikolaevich<sup>1</sup>*

<sup>1</sup>**Novosibirsk State Technical University**

630073, Russia, Novosibirsk, pr. Karla Marksa, 20, tel. (913)005-48-19

*Kleshin E.V.*, e-mail [tff@craft.nstu.ru](mailto:tff@craft.nstu.ru)

*Radionov A.N.*, e-mail [radionov\\_a@lenta.ru](mailto:radionov_a@lenta.ru)

#### **Abstract**

This article presents the method of determining specific exergy losses in a single-pressure refrigerating system for defined actual processes of isentropic and polytropic vapor compression in a compressor system. With the use of «T-s» diagram for R22 refrigerant, the results of the calculation of the minimum of work and specific exergy loss in the compressor. Specific exergy losses in compressor systems were quantified in two ways:

-method of deduction from the working cycle calculated irreversible losses and Carnot cycle work;

- method of calculation of the exergy losses by the theorem of Guye-Stodola

It was established that both of the considered method of calculation of losses in the compressor are almost the same.

**Keywords:** heat transfer, exergy, losses, energy performance, Guye-Stodola, boost ratio.

## ВЛИЯНИЕ ВИДА ТОПЛИВА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В КАЧЕСТВЕ ТЕПЛОВЕНТИЛЯЦИОННОЙ УСТАНОВКИ В ТОННЕЛЕ

*Куликова Ольга Александровна<sup>1</sup>, студент; Лугин Иван Владимирович<sup>2</sup>,  
канд. техн. наук, доцент*

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>2</sup> Институт горного дела им. Н.А. Чинакала СО РАН, 630091, Россия, г.  
Новосибирск, Красный пр-т, 54, тел. (383)217-03-51

*Куликова О.А.*, email [olatennis@211.ru](mailto:olatennis@211.ru)

*Лугин И.В.*, e-mail [ivlugin@misd.ru](mailto:ivlugin@misd.ru)

*Адрес для корреспонденции: Куликова Ольга Александровна, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (913)936-25-86*

### **Аннотация**

В статье рассмотрена возможность использования отработавших свой летный ресурс турбореактивных двигателей для обогрева протяженных железнодорожных тоннелей в суровых климатических условиях в холодный период года. Рассмотрен вариант с подачей газозооушной смеси из холодного и горячего контура напрямую в тоннель. Проведено сравнение эффективности отопления для вариантов использования жидкого и газообразного топлива по критерию экономичности и поддержания требуемого состава воздуха в тоннеле. На основании анализа результатов сравнения газообразное топливо признано более эффективным.

**Ключевые слова:** ж/д тоннель, турбореактивный двигатель, тепловентиляционная установка, керосин, газообразное топливо

В России наиболее сложным по условиям эксплуатации является Северо-Муйский тоннель, расположенный на Байкало-Амурской железнодорожной магистрали. Длина железнодорожного тоннеля составляет 15343 м. Горные породы, окружающие тоннель, водонасыщены, водопритоки достигают 10000 м<sup>3</sup>/час с каждого портала [1]. При этом в средней части тоннеля в холодное время года происходит обледенение внутренней обделки.

В работе [1] показано, что основным источником теплопотерь является охлаждение тоннельного воздуха за счет нагрева поезда. Эти теплопотери существенно превышают тепловую мощность калориферных установок для нагрева воздуха, эксплуатирующихся в тоннеле.

Предложен путь решения этой проблемы: использование в качестве тепловентиляционной установки двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРД), отработавшего свой летный ресурс. Двигатель может использоваться в

двух вариантах: – с применение теплообменника с компоновкой в виде концентрической трубы, который нагревает воздух холодного контура, подаваемый в тоннель, за счет его теплообмена с продуктами сгорания топлива из горячего контура; – прямая подача газо-воздушной смеси из холодного и горячего контура в тоннель.

Рассмотрим вариант с прямой подачей в тоннель. К его преимуществам относится полное использование тепла, выделившегося в процессе сгорания топлива, к недостаткам – возможное превышение предельно-допустимой концентрации (ПДК) вредных или отравляющих продуктов сгорания в воздухе тоннеля. Выделение продуктов горения топлива отличается в зависимости от его вида. В статье проведено сравнение использования керосина и природного газа.

Природный газа в качестве топлива широко может использоваться в ТРД [2]. Проведём сравнение двух видов топлив (таблица 1) для оценки эффективности их применения на ТРД. Данные приведены на основе [3, 4].

Таблица 1. Сравнительные характеристики авиационного керосина ТС-1 и природного газа метана

Наименование параметра	Керосин ТС-1	Природный газ
Класс опасности вещества по ГОСТ 19433-88	3	2
Температура кристаллизации, °С	-60	-182,5
Плотность, $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	780-850	425
Теплота сгорания при $t=25$ °С и $p=1$ атм с образованием водяного пара и CO <sub>2</sub> , $\Delta h_c$ , кДж/кг	$\Delta h_c = 42 \cdot 10^3$	$\Delta h_c = 50,04 \cdot 10^3$
Цена за 1 м <sup>3</sup> , руб	25200	31500
Условия хранения	в ёмкостях	В ёмкостях СУГ

Главное достоинство метана заключается в том, что являясь основным компонентом природного газа, он обладает большой сырьевой базой.

Теплота сгорания метана (СН<sub>4</sub>) на ~15% выше, чем у авиакеросина. Недостатком метана является то, что он имеет криогенную температуру кипения, узкий диапазон нахождения в жидкой фазе (21°С) и малую плотность.

Из таблицы видно, что цена на керосин и природный сжиженный газ примерно близка, стоимость 1 кДж/кг составляет 1,78 руб для керосина и 1,58 руб для газа. Т.е. использование газового топлива экономически более выгодно.

По экологическим критериям природный газ – наиболее оптимальное топливо. В продуктах сгорания отсутствуют зола, копоть и такие канцерогены, как бензопирен. Основным компонентом природного газа является метан, поэтому его продуктом сгорания является безвредный диоксид углерода и

водяной пар. Единственным существенным загрязнителем атмосферы остаются окислы азота. Природный газ – наиболее экологически чистый вид энергетического топлива и по выделению оксидов азота в процессе горения.

В выхлопных газах турбовинтовых и турбореактивных двигателей имеются относительно нейтральные компоненты: углекислый газ, пары воды, азот и некоторые другие естественные составляющие атмосферного воздуха.

При сгорании керосина в ТРД кроме нейтральных компонентов (углекислый газ, пары воды, азот) в атмосферу поступают вредные вещества. К ним относятся: – окись углерода CO (угарный газ); –углеводороды C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> (метан CH<sub>4</sub>, ацетилен C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, этан C<sub>2</sub>H<sub>6</sub>, толуол C<sub>6</sub>H<sub>5</sub>CH<sub>3</sub> и др.); – окислы азота (в основном NO<sub>2</sub> и NO); – окислы серы (SO<sub>2</sub>, SO<sub>3</sub>); – токсичные альдегиды (формальдегид HCHO, акролеин CH<sub>2</sub> = CH – CHO, уксусный альдегид CH<sub>3</sub>CHO и др.); твердые частицы, например, частицы сажи (C), создающие дымный шлейф за соплом двигателя.

Наибольший интерес с экологической точки зрения представляет эмиссия авиационными двигателями окиси углерода CO, углеводородов C<sub>n</sub>H<sub>m</sub>, сажи, окислов азота NO<sub>x</sub> и сернистого газа SO<sub>2</sub>. Эмиссия любого из загрязняющих веществ тем больше, чем больше количество сжигаемого двигателем топлива в единицу времени, т.е. чем больше часовой расход топлива Q (кг/час):

$E = EI \cdot Q$ , где EI (г/кг) – коэффициент пропорциональности, называемый индексом эмиссии.

Рассчитана эмиссия вредных веществ [5] при сгорании керосина в турбореактивном двигателе Д-36 с расходом топлива на крейсерском режиме, равным 1134 кг/ч (табл.2).

Таблица 2. Эмиссия вредных веществ

Вредные вещества	CO	C <sub>n</sub> H <sub>m</sub>	NO <sub>x</sub>
Индекс эмиссии, г/кг	4-8	0,1-0,2	15
Эмиссия, кг/час	4,5-9,0	0,1-0,2	17

Согласно ГОСТ 17.2.2.04-86 контрольный параметр эмиссии авиационных двигателей не должен превышать следующих величин:

для CO – 1,18 г/кг; для C<sub>n</sub>H<sub>m</sub> – 0,196 г/кг; для NO<sub>x</sub> –  $(4 + 0,2 P_k) \cdot 10^{-1}$  г/кг=0,68 г/кг.

По результатам оценки эмиссии для двигателя Д-36 и предельно допустимой эмиссии в соответствии с ГОСТом мы видим, что идёт превышение по параметру CO и NO<sub>x</sub>.

Вывод: Проведено сравнение видов топлива (газообразного и керосина) по критерию эффективности использования в тепловентиляционной установке с ТРД и прямой подаче нагретого воздуха в железнодорожный тоннель. Установлено, что использование газообразного топлива более выгодно как с экономической точки зрения, так и с точки зрения поддержания требуемых параметров тоннельного воздуха, т.к. при использовании керосина выделяется недопустимо большое количество вредных продуктов сгорания.



### **Библиографический список:**

1. Лугин И.В., Витченко А.А. Поддержание требуемого температурного режима в Северо-Муйском тоннеле в холодный период года средствами тоннельной вентиляции // *Фундаментальные и прикладные вопросы горных наук.* - 2014, - № 1, Т.1. – С.210-214.
2. Васильев Н.А. Воспоминания о будущем: О самолёте ТУ-156 // *Крылья Родины.* – 1999. – №8. С. 13-14.
3. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. – М.: Наука, 1972г. – 720 с.
4. Загорученко В.А., Журавлёв А.М. Теплофизические свойства газообразного и жидкого метана. – М.: Издательство стандартов, 1969 г. –239 с.
5. Асатуров М.Л. Загрязнение окружающей среды при авиатранспортных процессах: учеб. пособие. – СПб.: Университет гражданской авиации, 2010. – 94 с.

## **INFLUENCE OF THE KIND OF FUEL ON EFFICIENCY OF USE OF THE TURBOJET ENGINE AS A HEAT-VENTILATION EQUIPMENT ON THE TUNNEL**

*Kulikova Olga Aleksandrovna<sup>1</sup>, Student, [olatennis@211.ru](mailto:olatennis@211.ru)*

*Lugin Ivan Vladimirovich<sup>2</sup>, Ph.D. (Engineering), Associate Professor, senior researcher, [ivlugin@misd.ru](mailto:ivlugin@misd.ru)*

*<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University , Prospekt K. Marksa, 20, Novosibirsk, 630073, Russia.*

*<sup>2</sup>Chinakal Institute of Mining of the Siberian Branch of the Russian Academy of Science, Krasny Prospekt, 54, Novosibirsk, 630091, Russia*

### **Abstract**

In article possibility of use of the turbojets which have fulfilled the flight resource for heating of long railway tunnels in severe environmental conditions during the cold period of year is considered. The variant with giving of an air-gas mix from a cold and hot contour of turbojet engine directly in a tunnel is considered. Comparison of efficiency of heating for variants use of liquid and gaseous fuel by criterion of profitability and maintenance of demanded structure of air in a tunnel is spent. On the basis of the analysis of results of comparison gaseous fuel is recognised more effective.

**Keywords:** railway tunnel, turbojet engine, heat and ventilation equipment, kerosene, gaseous fuel

## К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ТОННЕЛЕЙ БАМА

*Куликова Ольга Александровна<sup>1</sup>, студент; Красюк Александр Михайлович<sup>2</sup>, доктор техн. наук, профессор*

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

<sup>2</sup> Институт горного дела им. Н.А. Чинакала СО РАН, 630091, Россия, г. Новосибирск, Красный пр-т, 54, тел. (383)217-03-51

*Куликова О.А.*, email [olatennis@211.ru](mailto:olatennis@211.ru)  
*Красюк А.М.*, e-mail [am.krasukn@gmail.com](mailto:am.krasukn@gmail.com)

*Адрес для корреспонденции: Куликова Ольга Александровна, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)936-25-86*

### Аннотация

Предложено использование турбореактивных двигателей для обогрева протяженных железнодорожных тоннелей БАМа в холодный период года. Приведен расчет тепловой мощности воздушного потока от турбореактивного двигателя Д-36. Показано, что мощности, генерируемой авиационным двигателем, достаточно для компенсаций потерь тепла на нагрев холодного поезда, идущего по тоннелю

**Ключевые слова:** ж/д тоннель, турбореактивный двигатель, тепловая мощность

Интенсивное развитие, на территории России, железнодорожного транспорта привело к расширению строительства, железнодорожных дорог и дорожных сооружений. За последнее двадцать лет введены в эксплуатацию и реконструировано более 27 ж/д тоннелей и более 20 ж/д тоннелей проектируются [1]. Большая часть этих транспортных сооружений предназначена для эксплуатации в Сибири и на Дальнем Востоке. На сегодняшний день Северомуйский тоннель является самым длинным железнодорожным действующим тоннелем в России и одним из самых сложных тоннелей в части эксплуатации и обслуживания. Длина железнодорожного тоннеля составляет 15343 м. Опыт эксплуатации показал, что в период с ноября по март в средней части тоннеля на протяжении 2000 м происходит обледенение внутренней обделки тоннеля. Для поддержания безопасных условий прохождения составов, наледи и сосульки скалывают вручную, что снижает пропускную способность тоннеля.

В вентиляционных зданиях на порталах тоннеля и на припортальных участках расположены калориферные установки подогревающие холодный

воздух, врывающийся в тоннель вместе с входящими железнодорожными составами.

Но мощности рабочих калориферных установок недостаточно. Поэтому, одной из основных проблем тоннеле является обмерзание обделки тоннеля в холодное время года: образование сосулек на стенах и своде средней части тоннеля, которые создают опасность движению ж/д составов по тоннелю. В работе [1] показано, что при температуре атмосферного воздуха  $-40^{\circ}\text{C}$  мощность, затрачиваемая на нагрев холодного поезда, идущего по тоннелю, составляет 15.4 МВт, при этом мощность калориферных установок - 3.66 МВт. Таким образом, «дефицит» мощности составляет 11,7 МВт. Установка дополнительных калориферных установок весьма дорогостоящее мероприятие, связанное с подводом дополнительной электроэнергии и строительством трансформаторной подстанции.

Одни из вариантов эффективного решения задачи повышения температуры воздуха в тоннеле при экстремально низких температурах атмосферного воздуха, является использование турбореактивного двухконтурного двигателя [2]. Проведем расчеты по определению тепловой мощности воздушного потока турбореактивного двигателя Д-36, которую можно направить в тоннель для предотвращения его переохлаждения.

Исходные данные[3, 4, 6]:

Секундный массовый расход топлива

на взлетном режиме,  $G_{T0} = 0,63$  кг/с;

на крейсерском режиме,  $G_{T0} = 0,315$  кг/с;

на крейсерском режиме при  $t = -40^{\circ}\text{C}$ ,  $G_{T0} = 0,275$  кг/с.

Расход воздуха на взлетном режиме 254 кг/с. При температуре  $-40^{\circ}\text{C}$ , за счет увеличения плотности воздуха до  $1,5$  кг/м<sup>3</sup>, увеличивается до 315 кг/с.

Расход воздуха крейсерском режиме и  $t = -40^{\circ}\text{C}$  составляет 157 кг/с.

Скорость истечения из сопла:

горячего контура,  $V_{C1} = 350$  м/с;

холодного контура  $V_{C2} = 205$  м/с.

Скорость звука при  $t = -40^{\circ}\text{C}$ ,  $g = 0,275$  кг/с,  $V_{\text{звука}} = 310$  м/с

Сечение сопла:

внутреннего контура  $S_{C1} = 0,19$  м<sup>2</sup>;

внешнего контура  $S_{C2} = 0,75$  м<sup>2</sup>.

Температура газов на выходе сопла горячего контура на крейсерском режиме около  $200^{\circ}\text{C}$  (473 К).

В соответствии с [5] и данными архива погоды г. Северомуйска:  $T_{\text{н}} = -40^{\circ}\text{C}$  – температура окружающего воздуха,  $P_{\text{н}} = 700$  мм рт. ст. – давление окружающего воздуха. Для расчёта необходимо принять данные по ГОСТ 4401-81 «Атмосфера стандартная»:  $h = 0$  м – высота установки двигателя,  $T_0 = 288$  К,  $P_0 = 760$  мм рт. ст.,  $\rho_0 = 1,225$  кг/м<sup>3</sup>.

Выполним расчет тепловой мощности воздушной струи на выходе из ТРД, работающим на крейсерском режиме.

1. Плотность наружного воздуха:  $\rho_n = \rho_0 \times \frac{T_0 \times P_n}{T_n \times P_0} = 1,225 \times \frac{288 \times 0,93310 \times 10^5}{233 \times 1,01325 \times 10^5} = 1,394$  кг/м<sup>3</sup>
2. Массовый расход воздуха на срезе сопла:  $G = \rho_n \times V_{s1} \times S_{c1} = 93$  кг/с
3. Приведенная скорость на срезе сопла:  $\lambda = 1/M$ ,  $M = 1,12$  - число Маха,  $\lambda = 0,89$
4. Массовый расход воздуха с учетом приведенной скорости:  $G' = G/M = 83$  кг/с

Выполним расчёт массового расхода воздуха по холодному контуру:

$$G = \rho_n \times V_{s2} \times S_{c2} = 1,39 \times 205 \times 0,75 = 213,5 \text{ кг/с}$$

Суммарный массовый расход воздуха равен:  $\Sigma G = 83 + 213,5 = 296,5$  кг/с

Для анализа возможности использования ТРДД проведём расчёт тепловой мощности воздушной струи:

$$N(t) = H_u \times g_{\text{прив}} \times \eta_r,$$

где  $H_u = 43100$  кДж/кг - теплотворная способность керосина марки ТС-1,

$$g_{\text{прив}}(t) = g \times \frac{P_n}{760} \times \sqrt{\frac{T_n}{288}} \text{ кг/с - приведенный расход топлива двигателем к}$$

нормальным условиям,

$\eta_r = 1$  – коэффициент выделения тепла, следовательно,

$$\text{При } t = -40 \text{ C }^\circ \quad g_{\text{прив}} = g \times \frac{700}{760} \times \sqrt{\frac{233}{288}} = 0,22 \text{ кг/с}, \quad N = 43100 \times 0,22 = 9,482 \text{ МВт}$$

$$\text{При } t = -31 \text{ C }^\circ \quad g_{\text{прив}} = 0,275 \text{ кг/с}, \quad N = 11,85 \text{ МВт}$$

$$\text{При } t = -50 \text{ C }^\circ \quad g_{\text{прив}} = 0,199 \text{ кг/с}, \quad N = 43100 \times 0,199 = 8,578 \text{ МВт}$$

На рис.1 приведена зависимость тепловой мощности воздушной струи на выходе из ТРД от температуры атмосферного воздуха.

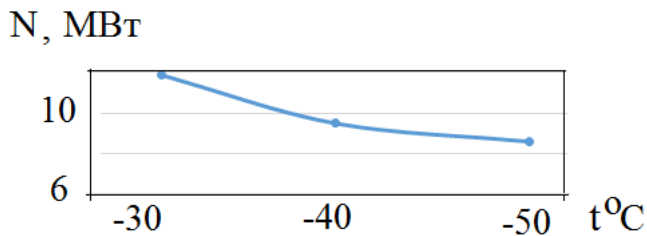


Рис. 1. Зависимость тепловой мощности воздушной струи на выходе из ТРД от температуры атмосферного воздуха

Анализ полученных результатов показывает, что

использование ТРД позволит обеспечить вентиляционную систему Северомуйского тоннеля необходимым количеством теплого воздуха для компенсаций потерь тепла на нагрев холодного поезда, идущего по тоннелю.

Вывод: использование турбореактивного двигателя Д-36 в качестве тепловентиляционной установки для железнодорожных тоннелей БАМа позволит компенсировать потери тепла на нагрев холодного поезда, идущего по тоннелю. Это предотвратит обледенение внутренней обделки тоннеля и обеспечит поддержания безопасных условий прохождения составов.

## Библиографический список:

1. Лугин И.В., Витченко А.А. Поддержание требуемого температурного режима в Северо-Муйском тоннеле в холодный период года средствами тоннельной вентиляции // *Фундаментальные и прикладные вопросы горных наук.* . - 2014, - № 1, Т.1. – С.210-214.
2. Петров Н.Н. Тепловой режим вентиляционных стволов и его регулирование / Н.Н. Петров, И.И. Тимошенко // *ФТПРПИ.*– 1985.– № 3.– С. 59–63.
3. Киселев Ю.В. , Тиц С.Н. Конструкция и техническая эксплуатация двигателя Д-36: Учеб. пособие/Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2006. -90с.
4. Ржавин Ю.А. Осевые и центробежные компрессоры двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчёт. Учебник. М.: Изд-во МАИ, 1995. -344с
5. СП 131. 13330. 2012 «Строительная климатология»
6. Шулекин В.Т., Медведев В.В. Теория авиационных двигателей. Часть 2. Газодинамический расчёт турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации. Для студентов 3 курса специальности 160901 дневного и заочного обучения. М.: МГТУ ГА, 2008. 92с

*Kulikova Olga Aleksandrovna<sup>1</sup>, Student, [olatennis@211.ru](mailto:olatennis@211.ru)*

*Krasyuk Alexandr<sup>2</sup>, D.Sc. (Engineering), Professor, Chief Researcher, [am.krasyuk@gmail.com](mailto:am.krasyuk@gmail.com)*

*<sup>1</sup>Novosibirsk State Technical University, Prospekt K. Marksa, 20, Novosibirsk, 630073, Russia.*

*<sup>2</sup>Chinakal Institute of Mining of the Siberian Branch of the Russian Academy of Science, Krasny Prospekt, 54, Novosibirsk, 630091, Russia*

### **Abstract**

Proposed the use of jet engines to heat the longest railway tunnels of BAM in the cold period of the year. The calculation of heat capacity of the air flow from the turbojet engine D-36. It is shown that the power generated by the aircraft engine, sufficient for compensation of heat losses in heating the cold train going through the tunnel.

**Keywords:** railway tunnel, turbojet engine, the thermal power.

## ГЕРМОШЛЕМЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Ли Александр Валерьевич, студент  
Новосибирский государственный технический университет, 630073,  
Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19  
Ли А.В., Snake07051993@mail.ru  
Адрес для корреспонденции: Ли Александр Валерьевич,  
Новосибирский государственный технический университет, 630073,  
Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)737-55-78

### Аннотация

Шлемы летчиков - это не просто функциональные устройства. Мы смотрим на них, и можем видеть, как перед нами разворачивается вся история авиации. Дизайн их прошел путь от примитивных кожаных шапок с тяжелыми очками до высокотехнологичных закрытых шлемов, под завязку начиненных электроникой.

Гермошлем- часть высотного снаряжения летчика входящая в состав высотно-компенсирующего костюма. Герметический шлем специальной конструкции дает возможность благоприятного полета на больших высотах, а также при разгерметизации гермокабины при аварийном покидании самолета

Для авиации нового поколения в основном характерны достаточно большие высоты полета. Поэтому современный гермошлем должен соответствовать новым стандартам качества и высоко эргономичности.

**Ключевые слова:** гермошлем, разгерметизация, гермокабина, модернизация, аварийное покидание.

В настоящее время на полетах свыше 14-15 км используется высотный компенсирующий костюм (ВКК-6М) в комплекте с гермошлемом ГШ-6. Модель гермошлема была разработана и испытана еще в Советском Союзе и после этого не имела кардинальных изменений в конструкции.

В данной работе рассматривается актуальность усовершенствования летного снаряжения, в частности гермошлема. Гермошлем является главной частью снаряжения летчика, так как выполняет ряд функций, необходимых для обеспечения жизнедеятельности пилота на высотах более 14-15 километров. Несмотря на высокий уровень военного самолетостроения в России, летное снаряжение уступает странам, также имеющим развитую авиационную отрасль.

Также рассматривается разработка и модернизация новых моделей гермошлемов, их функциональность, внешний вид и эргономичность. Что позволит оставаться на вершине лидерства, не только в области самолетостроения, но и в области снаряжении, для самолетов нового поколения.

### **Библиографический список:**

1. Гермошлем // Словарь военных терминов / Сост. А. М. Плехов, ред. С. Г. Шапкин. — М.: Воениздат, 1989. — С. 68. — 335 с.
2. Гермошлем используемый американскими пилотами на самолетах F-35. URL: [http://iknowit.ru/image\\_base/2013/pimg\\_2387\\_1597.jpg](http://iknowit.ru/image_base/2013/pimg_2387_1597.jpg)

### **PRESSURE HELMET NEW GENERATION**

Lee Aleksandr Valer'evich

Lee A.V., student, email Snake07051993@mail.ru

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

**Abstract.** Helmets of pilots are not just functional devices. We look at them, and we can see how before us all history of aviation is developed. The design has passed them away from primitive leather caps with heavy points to the hi-tech closed helmets chock-full filled with electronics. Pressure helmet - the part of high-rise equipment of the pilot which is a part of the high-rise compensating suit. A hermetic helmet of a special design gives the chance of favorable flight at big heights, and also at depressurization of a airtight cabin at emergency escape of the plane.

**Keywords:** Pressure helmet, depressurization, airtight cabin, modernization, emergency escape of the plane.

## ТЕПЛООБМЕННЫЕ АППАРАТЫ В СИСТЕМАХ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

*Нежинский Антон Александрович, студент;*

*Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

*Нежинский А.А.*, e-mail [anton.nezhinsky@gmail.com](mailto:anton.nezhinsky@gmail.com)

*Чичиндаев А.В.*, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

*Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.

Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)005-48-19

### **Аннотация**

Работа системы кондиционирования не возможна без теплообменных аппаратов. В данной статье приведены описания устройств и принципов работы наиболее распространенных видов теплообменных аппаратов таких как воздухо-воздушный радиатор, топливовоздушный, испарительные. Также рассмотрена эффективность работы теплообменных устройств и способы повышения эффективности теплообменников (увеличением оребрения, увеличением коэффициентов теплоотдачи на уже развитых поверхностях и др.) при которых бы были минимально возможно влияние возникающих при оптимизации устройств недостатков, таких как увеличение массы и стоимости радиаторов, усложнению процесса их изготовления.

**Ключевые слова:** система кондиционирования воздуха; оптимизация; воздухо-жидкостный; масса; температура; воздухозаборник

Система кондиционирования воздуха (СКВ) осуществляет автоматическое поддержание в кабинах летательного аппарата параметров воздуха на определенном уровне с целью создания комфортных условий для экипажа и пассажиров. Одним из технических средств входящих в состав СКВ являются теплообменные аппараты (ТА), осуществляющие процесс передачи тепла от среды с большей температурой к среде с меньшей температурой. Повышение эффективности теплообменников приводит к увеличению стоимости и массы радиаторов, усложняет процесс их изготовления, увеличивает аэродинамическое сопротивление и засоряемость. В данной работе даётся общее представление о работе ТА, с целью в дальнейшем заняться разработкой таких способов повышения эффективности радиаторов, при которых влияние перечисленных недостатков минимально.

В СКВ применяются следующие типы ТА: воздухо-воздушные радиаторы (ВВР); топливовоздушные; испарительные. Анализ систем современных летательных аппаратов показывает, что масса ТА может достигать 30% массы



всей системы. В ВВР охлаждение воздуха, отбираемого от компрессора двигателя, происходит за счет передачи тепла потоку продувочного воздуха, забираемого из атмосферы. На рис.1 изображены 4 схемы наиболее используемых вариантов ВВР.

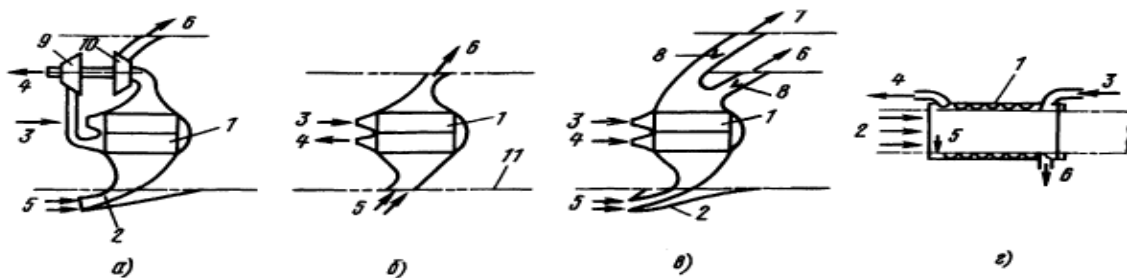


Рис.1. Схемы продувки ВВР: а – схема продувки вентилятором; б – продувка воздухом из канала; в – комбинированная продувка; г – продувка в канальном ТУ; 1 – ВВР; 2 – воздухозаборник; 3, 4 – входной и выходной патрубки охлаждаемого воздуха; 5, 6, 7 – выходной и входной патрубки охлаждающего воздуха; 8 – обратный клапан; 9 – турбина; 10 – вентилятор; 11 – стенка канала

Увеличение тепловых нагрузок на СКВ привело к использованию теплоёмкости топлива для охлаждения горячего воздуха в топливовоздушном радиаторе (ТВР). Однако применение топливного ТА ограничивается температурой воздуха на входе, так как соприкосновение топлива с поверхностью нагретой до температуры 250°С, при недостаточной расходе возможно образование в топливе продуктов разложения.

Испарительные теплообменники подразделяются на воздухо-жидкостные и воздухо-водовоздушные. В воздухо-жидкостном теплообменнике охлаждаемый воздух, проходя по каналам, передает тепло жидкости через стенки. Жидкость нагревается и при достижении насыщения при данном давлении начинает кипеть и интенсивно испаряться. Воздухо-водовоздушные испарительные ТА более эффективны. Это достигается путем увлажнения продувочного воздуха. В результате, испарение воды в потоке воздуха приводит к существенному снижению его температуры. В качестве испарительного ТА с впрыском (рис.2) применяют обычные ВВР как пластинчато-ребристые, так и трубчатые.

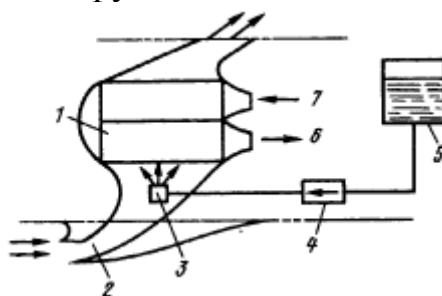


Рис.2. Схема воздухо-водовоздушного испарительного ТА:  
1 – ТА; 2 – воздухозаборник; 3 – форсунка; 4 – запорный кран; 5 – водяной бак; 6 – охлажденный воздух; 7 – горячий воздух

### Библиографический список:

1. М. Г. Акопов, В. И. Бекасов, А. М. Матвеев и др. Системы оборудования летательных аппаратов. М.:Машиностроение, 2005.-558 с.
2. Методические указания к лабораторным работам № 1,2,3,4. по курсу «Теплообменные аппараты» / Казан. гос. техн. ун-т; Сост. Ю.Ф.Гортышов, Б.Е.Байгалиев, А.Б.Яковлев, Л. Щелчков, С. Губин, 2007.-65 с.
3. Чичиндаев А. В. Исследование влияния переменного отношения термических сопротивлений на поля температур в теплообменнике-конденсаторе СКВ / А. В. Чичиндаев // Энергетика и теплотехника : сб. науч. трудов. – Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2015. – Вып. 19. – С. 181-187. - 150 экз. - ISBN 978-5-7782-2660-9.
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. Влияние переменного отношения термических сопротивлений на распределение температур в компактном пластинчато-ребристом теплообменнике / А. В. Чичиндаев, И. Г. Диомидов // Научный вестник НГТУ. – 2010. – № 4. – С. 173-178.
6. Чичиндаев А. В. Оптимизация параметров первичного теплообменника авиационной СКВ / А. В. Чичиндаев // Авиакосмическое приборостроение. – 2009. – № 4. – С. 41–46
7. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с

## HEAT EXCHANGING DEVICES FOR AIR CONDITIONING SYSTEMS

*Nezhinsky Anton Aleksandrovich, Chichindaev Alexander Vasilevich*

*Nezhinsky A.A., student, e-mail [anton.nezhinsky@gmail.com](mailto:anton.nezhinsky@gmail.com)*

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

*Chichindaev A. V., D.Sc. (Engineering), Professor, e-mail [tf\\_nstu@rambler.ru](mailto:tf_nstu@rambler.ru)*

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

**Abstract.** This article involve descriptions of the devices and the principles of the most common types of heat exchangers such as air-to-air radiator, fuel-air , evaporating. The author reviewed the efficiency of heat exchangers. Optimization leads to some negative factors, so to improve the heat exchanging need to minimize these factors.

**Keywords:** air conditioning system; optimization; liquid-air; weight; temperature; air intake

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА – ТЕЙЛОРА В МНОГОЦИЛИНДРОВОЙ СИСТЕМЕ ТЕПЛОГЕНЕРАТОРА

*Сафиюлин Константин Евгеньевич<sup>2</sup>, магистр; Серов Анатолий Федорович<sup>1</sup>,  
д.т.н. проф.*

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

2 Новосибирский государственный технический университет (НГТУ),  
630073, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

*Сафиюлин К.Е.*, email [skem2013@gmail.com](mailto:skem2013@gmail.com)

*Серов А. Ф.*, e-mail [serov@itp.nsc.ru](mailto:serov@itp.nsc.ru)

*Адрес для корреспонденции: Сафиюлин Константин Евгеньевич,*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.8 (913)391-32-91

### **Аннотация**

В нашей работе мы исследуем щелевое течение вязкой жидкости в многоцилиндровой системе коаксиальных роторов. Изучение течения Куэтта – Тейлора важно для решения многих технических проблем. Очень немного работ посвящено данной теме, одной из таких работ, на которую мы опираемся, является статья группы авторов *Flow regimes in a circular Couette system with independently rotating cylinders* [1]. В данной статье подробно описываются процессы, происходящие в однощелевом зазоре между коаксиальными цилиндрами, а также выведен график режимов, наблюдаемых в течении между независимо вращающимися концентрическими цилиндрами. Наша многоцилиндровая система отличается от представленной двухцилиндровой большим количеством щелевых каналов, где рабочая жидкость взаимодействует с большей площадью поверхности с различным коэффициентом трения. Мы ожидаем, что это увеличит эффективность генерирования тепловой энергии при низкой частоте вращения роторов. Экспериментальные данные позволят определить правила проектирования теплогенератора на базе данной системы.

**Ключевые слова:** тепло; возобновляемый источник; жидкость; вращение; трение; практическое применение.

### **1. Введение**

Течение Куэтта – Тейлора это течение вязкой жидкости, возникающее между двумя вращающимися коаксиальными цилиндрами под действием внешних сил с преодолением сил вязкого трения. Информация, полученная при изучении течения Куэтта-Тейлора, позволит решить ряд инженерных задач, так как схожие процессы протекают во многих технических устройствах, таких как: подшипники скольжения, сепараторы, системы охлаждения турбины и т.п.

## 2. Методика экспериментального исследования

Экспериментальный стенд оснащен: моделью теплогенератора, двумя независимыми электроприводами, цифровыми датчиками температуры, частоты и момента (динамометр). Датчики температуры и частоты подключены к компьютеру через микропроцессорный преобразователь, а также данные с датчиков частоты выведены на осциллограф. Четыре датчика температуры измеряют температуру жидкости на входе и выходе из теплогенератора, температуру корпуса и температуру жидкости внутри теплогенератора. Схема стенда приведена на рисунке 1. Верхний двигатель закреплен на вертикальной оси и через плечо подключен к динамометру, что позволяет нам регистрировать наведенный трением в межцилиндровом пространстве момент. С помощью лабораторных автотрансформаторов осуществляется контроль над частотой вращения электродвигателей посредством изменения напряжения, подаваемого на них.

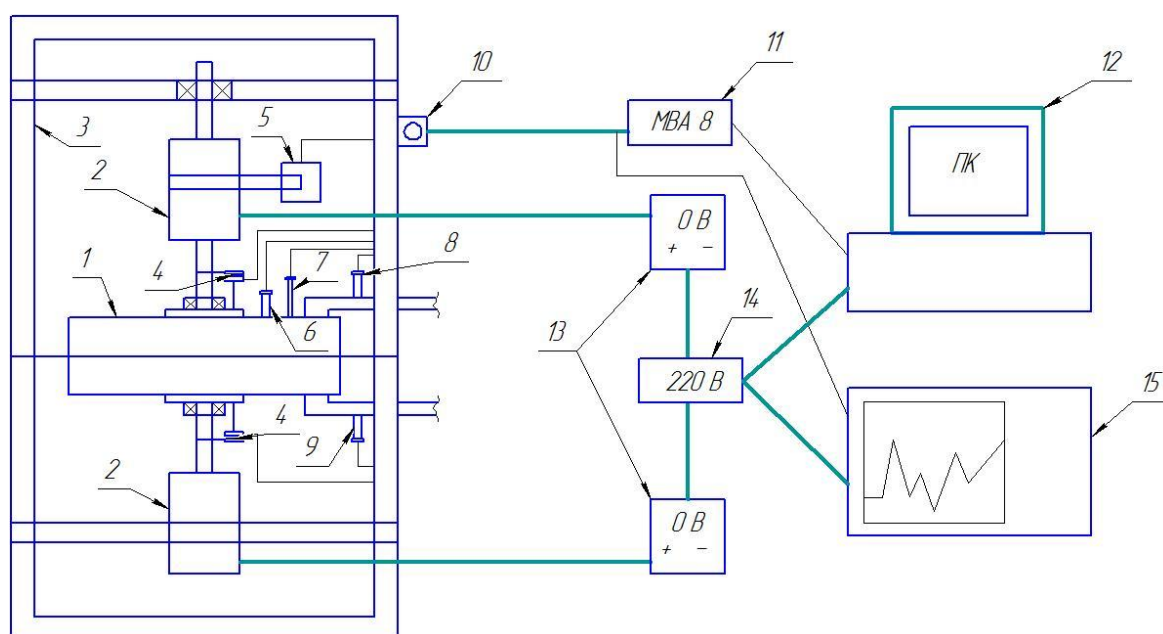


Рис.1 Схема экспериментального стенда:

1 – теплоизолированный корпус, 2 – электродвигатель, 3 – рама, 4 – датчик оборотов, 5 – динамометр, 6 – датчик температуры корпуса, 7 – датчик температуры жидкости, 8 – датчик температуры входящей жидкости, 9 – датчик температуры выходящей жидкости, 10 – разъем ШР20, 11 – микропроцессорный преобразователь сигналов, 12 – персональный компьютер с программным обеспечением, 13 – лабораторные автотрансформаторы, 14 – источник электропитания, 15 – осциллограф

Эксперименты проводились при оппозитном вращении роторов (оба ротора вращаются в разные стороны). На рис. 2 показана конструкция экспериментального образца теплогенератора. Роторный теплогенератор конструктивно состоит из двух однотипных цилиндров, вложенных в кольцевые зазоры друг друга и образующих систему цилиндрических кольцевых каналов. Все элементы теплогенератора выполнены из алюминиевого сплава.

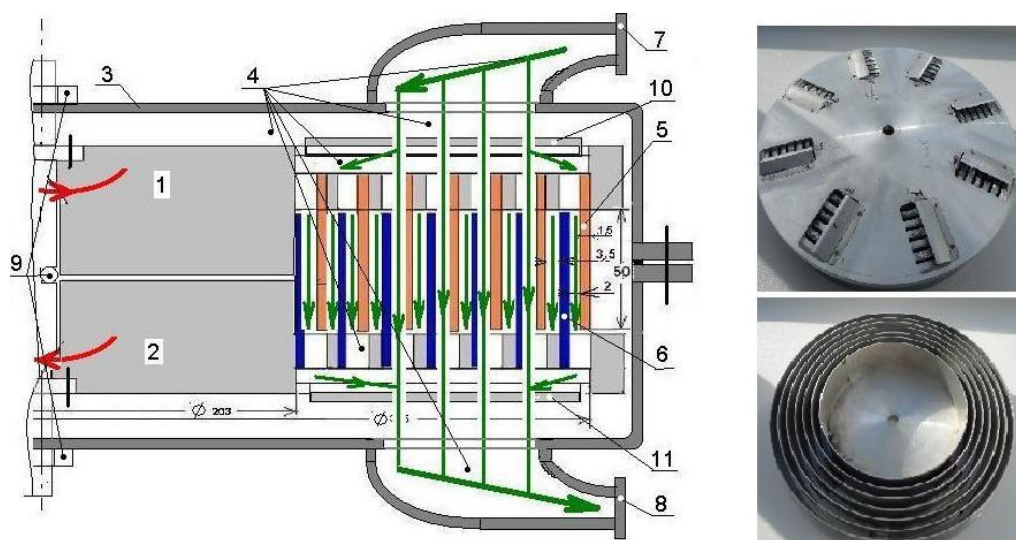


Рис. 2. Эскиз конструкции теплогенератора и коаксиальные цилиндры

Вращающиеся навстречу друг другу корпуса 1 и 2 с установленными цилиндрами 5 и 6, образуют коаксиальную мультицилиндровую систему, состоящую из 13 кольцевых цилиндрических каналов: 7 каналов шириной 2 мм и 6 каналов шириной 3,5 мм. Высота кольцевых зазоров 50 мм, диаметр колец от 203 до 315 мм. Диски корпусов имеют восемь отверстий, через которые от лопастей 10 встроенного насоса рабочая жидкость подается в зазоры между цилиндрами ротора 1 и отсасывается лопастями 11 из зазоров ротора 2. Жидкость подводится и отводится от теплогенератора через патрубки 7 и 8. Диски корпусов закреплены на осях с подшипниками 9.

Для проверки производительности теплогенератора провели эксперимент с постоянной частотой вращения оппозитных роторов. В течение 11400 секунд наблюдали нагрев объема вязкой жидкости и корпуса с записью температуры с интервалом 300 секунд. В этом режиме наблюдалось увеличение момента (рис.3), что являлось следствием уменьшения вязкости на 2%.

### 3. Результаты и обсуждение

После экспериментов, обработав данные, получили следующие результаты измерений в виде графиков (рис. 3).

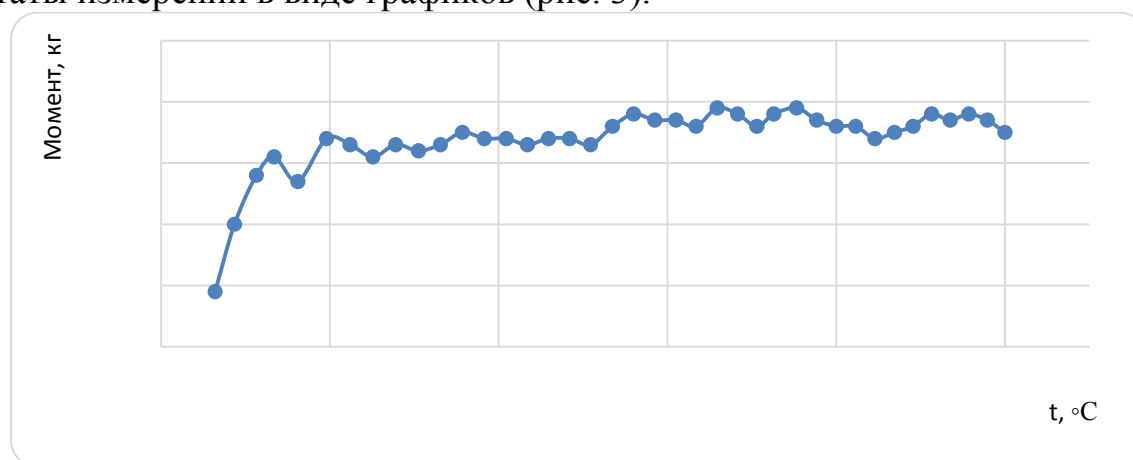


Рис 3. Зависимость момента от вязкости жидкости

Факт увеличения сопротивления вращению указывает на более интенсивное образование вихрей в щелевом пространстве между роторами. Задача исследования этого явления является следующим этапом работ.

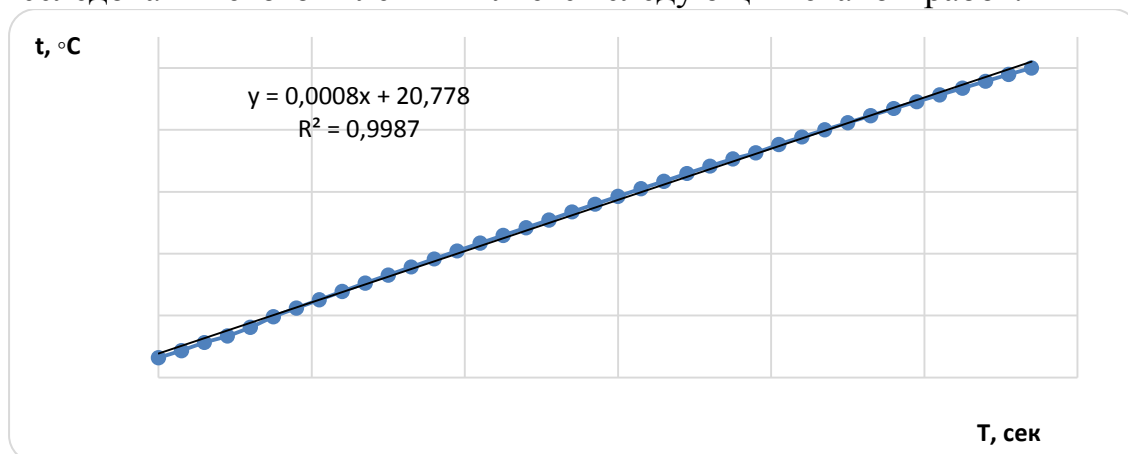


Рис. 4 Рост температуры со временем при постоянной скорости

По результатам эксперимента, мы определили количество выделяемого тепла, оно составило 480 Вт·ч.

#### 4. Выводы

Из полученных данных можно сделать вывод об эффективности создания теплогенератора на основании предложенной нами системы при определенных условиях, которые нам предстоит определить из дальнейших экспериментов.

#### Библиографический список:

1. **C. D. Andereck, S.S. Liu and H.L. Swinney** Flow regimes in a circular Couette system with independently rotating cylinders//J. Fluid Mech. (1986), vol.164, pp. 155-183.
2. Экспериментальное исследование тепловых процессов в мультикольцевой системе Куэтта со встречным вращением цилиндров / В.Н. Мамонов, А.Д. Назаров, А.Ф. Серов, В.И. Терехов // *Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии наук (Новосибирск) (краткое сообщение)*
3. **Безруких П.П. и др.** Ресурсы и эффективность использования возобновляемых источников энергии в России/СПб., Наука, 2002, 314 с.

# STUDY THE COUTTE – TAYLOR FLOW IN MULTI-CYLINDER SYSTEM OF HEAT GENERATOR

*Safiyulin Konstantin Evgenevich<sup>2</sup>, master; Serov Anatoliy Fedorovich<sup>1</sup>, D.Sc. prof.*

1 Institute of Thermal Physics SB RAS. S.S. Kutateladze,  
630090, Novosibirsk, Lavrentiev Ave., 1

2 Novosibirsk State Technical University (Novosibirsk State Technical University)  
630073, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20

*Safiyulin K.E.*, email [skem2013@gmail.com](mailto:skem2013@gmail.com)

*Serov A.F.*, e-mail [serov@itp.nsc.ru](mailto:serov@itp.nsc.ru)

## Abstract

In this paper, we examine the slit flow a viscous fluid in a multi- cylinder coaxial rotor system. Study Couette - Taylor flow is important to solve many technical problems. Very few works are devoted to this topic, one of these works, which at we rely, is a article Flow regimes in a circular Couette system with independently rotating cylinders [1]. This article describes in detail the processes occurring in one slit gap between coaxial cylinders, as well as the schedule mode withdrawn observed during between independently rotating concentric cylinders. Our system differs from the multicylinder provided a large number of two-cylinder gap channels, where the working liquid reacts with a larger surface area with a different friction coefficient. We expect that it will increase the efficiency of thermal power generation at low rotor speed. The experimental data will determine the rules for the design of the heat generator on the basis of this system.

**Key words:** Heat; renewable source; liquid; rotation; friction; practical use.

## АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМ НАГРУЖЕНИЯ САМОЛЕТОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ПРОЧНОСТЬ

*Сиденко Денис Евгеньевич , магистрант;*

*Сабельников Виктор Иванович , доцент*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)924-99-71

*Сиденко Д. Е.*, email [silen-den@mail.ru](mailto:silen-den@mail.ru)

*Сабельников В. И.*, e-mail [sibgidro2100@ngs.ru](mailto:sibgidro2100@ngs.ru)

*Адрес для корреспонденции: Сабельников Виктор Иванович*, Новосибирский  
государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр.  
Карла Маркса, 20, тел. (913)924-99-71

### **Аннотация**

Приведены материалы являющиеся кратким обзором методов испытаний авиационных конструкций на прочность. Рассмотрены технические решения систем нагружения в испытательных стендах лаборатории прочности.

**Ключевые слова:** лаборатория прочности; методы испытаний; испытательные стенды; системы нагружения; приводы.

В лабораториях комплексах отечественных и зарубежных фирм широко применяются гидравлический и пневматический приводы и в последнее время начинает использоваться электромеханический привод. Применение их в системах нагружения лаборатории прочности требует проведения целого ряда работ, связанных с разработкой методики и технических средств для испытаний летательных аппаратов.

Наиболее широко в лабораториях прочности используются гидравлические системы нагружения[1]. Их создание можно условно разделить на три этапа:

- гидропривод, применяемый для разового использования и имеющий ограниченное применение. После окончания испытаний он полностью демонтируется;
- гидропривод с позиционной системой нагружения, основанный на применении гидросистемы равного давления;
- гидропривод со следящей системой нагружения, позволяющий выполнять программы нагружения, близкие к натурным, с большой точностью.

Принципиальным недостатком систем позиционного управления нагружения является отсутствие возможности программного изменения скорости нагружения по каждому каналу непропорционального многоуровневого нагружения. Управление подачей масла в цилиндры производится с помощью включения и выключения электрогидравлических кранов.



Поэтому при позиционном управлении можно воспроизводить ограниченное число комбинаций заданных нагрузок. Основными достоинствами системы является простота, сравнительно низкая стоимость и надежность.

При испытаниях на прочность планера самолета, когда требуется нагружать одновременно несколько его элементов (например, крыло, закрылки, фюзеляж, оперения, двигательные установки, шасси и др.), причем действующие на них нагрузки необходимо воспроизводить по различным законам, используются электрогидравлические следящие системы (ЭГСС) нагружения. Такие системы позволяют воспроизводить с определенной точностью программы испытаний, заданные заказчиком; имеют возможность управления по силе, деформации, перегрузке и другим параметрам; позволяют изменять частоты, создавать механические воздействия по любым направлениям и в любой последовательности.

В настоящее время в отечественных и зарубежных фирмах широко используются ЭГСС с односторонним и двухсторонним нагружением.

Двухстороннее нагружение обладает рядом преимуществ по сравнению с нагружением только растяжением, а именно:

- уменьшается число потребных каналов нагружения;
- силовые цепочки с гидроцилиндрами размещаются снизу крыла, что позволяет обойтись без дорогостоящего силового потока или силовой порталной системы;
- обеспечивает удобство обслуживания гидравлического и силового оборудования, которое монтируется на небольшой высоте под крылом;
- увеличивается КПД гидропривода;
- уменьшается энергопотребление;
- уменьшается стоимость системы нагружения.

При испытаниях RRJ в СибНИА применена система нагружения двухстороннего действия[2]. На рисунке 1 показана схема канала нагружения с использованием силового гидроцилиндра двухстороннего действия.

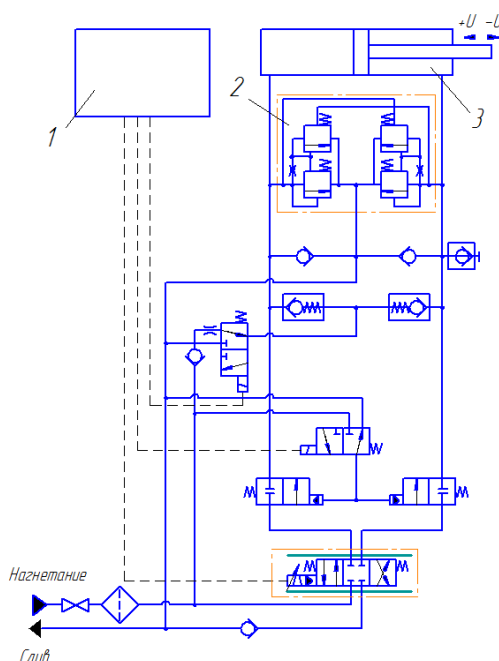


Рис.1. Схема ЭГСС нагружения двухстороннего действия:  
 1– автоматизированная система управления; 2– ограничитель нагрузки;  
 3– гидроцилиндр

Для создания малых нагрузок (примерно до 1500 Н) при испытаниях самолетов малой авиации предложен метод испытаний ЛА на прочность и устройства для его осуществления[3]. По предложенному методу величину создаваемых нагрузок регулируют количеством жидкости, подаваемой в гидроемкости. Темпы нарастания и уменьшения нагрузки регулируют посредством дросселирования жидкости. Управление нагрузками осуществляют от программного устройства, как показано на рисунке 2. Преимущества: создание малых нагрузок от 50 Н; низкая стоимость привода (в 8-10 раз меньше приводов с ЭГСП); максимальное давление рабочей жидкости в системе – до 0,6 МПа; рабочая жидкость – вода; простота конструкции, монтажа и обслуживания; пожаробезопасность; надежная и простая система защиты по нагрузке; практически нет ограничений по деформации испытываемой конструкции. Способ может использоваться для испытания любых пространственных конструкций. Недостатки: малые нагрузки; сравнительно большие габариты и масса, значительное время нагружения-разгружения.

Также для создания малых нагрузок при испытаний авиационных конструкций применяются пневматические приводы с различными конструктивными решениями. Положительными качествами пневмоприводов являются: приложение нагрузки к конструкциям с тонкой обшивкой, малая зависимость характеристик рабочего тела от внешних условий (в частности от температуры); полная пожаробезопасность.

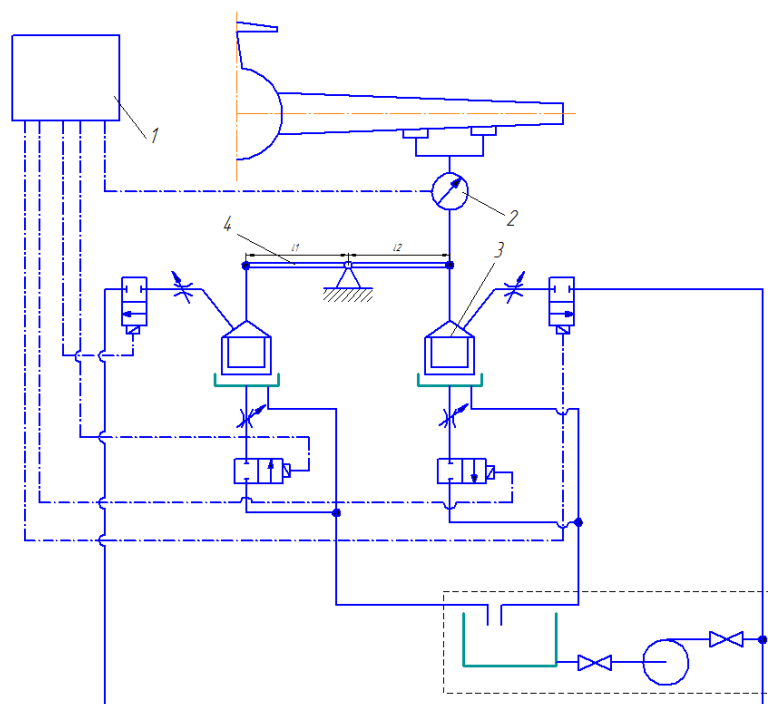


Рис.2. Схема двухстороннего нагружения с гидроемкостями:  
 1– программное устройство; 2– динамометр; 3– гидроемкость; 4– рычаг

К недостаткам пневматического привода относятся: повышение требований к герметичности агрегатов и соединений; сжимаемость газа, которая отрицательно сказывается на статических и динамических характеристиках привода; образование конденсата в системе нагружения; ограничение по использованию давления воздуха.

Предложен новый метод испытаний ЛА на прочность с использованием электромеханических приводов (ЭМП)[4]. Концепция перехода от гидравлического привода к электромеханическому приводу создает необходимые предпосылки для осуществления оптимизации систем нагружения лабораторий прочности.

Использование ЭМП в системах нагружения ЛА позволяет ускорить процесс испытаний. Кроме этого применение ЭМП дает возможность повысить точность воздействия заданных нагрузок, увеличить КПД, значительно сократить номенклатуру применяемого оборудования (насосы, гидробаки, гидроаппаратура, фильтры, гидравлические коммуникации и др.), уменьшить массу и габариты, отказаться от рабочей жидкости (масла), улучшить экологическую обстановку[2].

ЭМП пока не нашли широкого применения в отечественных лабораториях прочности. Причина– российские фирмы не выпускают ЭМП, основанные на комбинациях новейших разработок в области силовой электроники.

### **Библиографический список:**

1. Испытательные комплексы и стенды для исследования агрегатов и систем летательных аппаратов: монография/ А.Н. Серьезнов, Ю.В., Сабельников В.И., Колеватов, Д.И. Суворкин.– Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015.– 206 с.
2. Патент 2549916. Устройство для нагружения авиационных конструкций при прочностных испытаниях/ Сабельников В.И., Пинер А.В., Медведева И.Н.. 2015 год.
3. Патент 2552578. Способ испытания летательных аппаратов на прочность и устройства для его осуществления/ Сабельников В.И., Захаров А.С.. 2015 год.
4. Патент 2396530. Способ испытания летательных аппаратов на прочность и устройства для его осуществления/ Серьезнов А.Н., Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В.. 2009 год.

### **ANALYSIS SCHEMATIC SOLUTIONS OF LOADING SYSTEMS AIRCRAFTS IN STRENGTH TESTS**

*Sidenko Denis Evgenyevich, graduate students;*

*Sabelnikov Victor Ivanovich, associate professor*

Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,  
Karl Marx Ave., 20, ph. (913)924-99-71

*Sidenko D. E.*, email silen-den@mail.ru

*Sabelnikov V. I.*, e-mail of sibgidro2100@ngs.ru

The address for correspondence: *Sabelnikov Victor Ivanovich*,  
Novosibirsk state technical university, 630073, Russia, Novosibirsk,  
Karl Marx Ave., 20, ph. (913)924-99-71

Full scale aircraft static test is a very important process of aircraft design, it is costly and time consuming. The testing accuracy and validity mainly depend on the rationality of the test scheme design.

These materials are brief review of methods aircraft structures strength tests. Engineering solutions for the loading systems test benches strength laboratory is considered. The main merits and demerits of the applied systems of loading are specified. The methods for optimizing of loading systems in strength laboratories are proposed. Problems of use new force drives are described.

**Keywords:** strength testing laboratory; test methods; test benches; loading system; drives.

## КРИОТЕРОПИЯ И ЕЁ ВЛИЯНИЕ НА ЧЕЛОВЕКА

Слук Максим Сергеевич, студент

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

Слук М.С., e-mail slukmaximsluk@mail.ru

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

### Аннотация

В данной работе рассматриваются: исследование системы терморегуляции человека в условиях сверхнизких температур, основные методы криотерапии, влияние на человека, основные свойства, а также преимущества и недостатки. Представлены результаты расчетов температурных полей и тепловых потоков при охлаждении сверхнизкими температурами. Главное назначение криотерапии – это лечение человека низкими температурами. Методы криотерапии разделяются на общие и локальные. Сущность метода заключается в охлаждении поверхности тела за промежутки времени (до 3 минут) низкими или сверхнизкими температурами (от  $-70^{\circ}\text{C}$  до  $-180^{\circ}\text{C}$ ). Влияние криотерапии на человека заключается в том, что резкое изменение внешней среды, вынуждает организм человека перераспределять кровоснабжение в теле человека, с целью уменьшения влияния отрицательных температур на органы. Такое свойство организма обусловлено сохранением его теплового баланса. Это способствует резкому улучшению иммунитета и состояния организма.

**Ключевые слова:** терморегуляция; сверхнизкая температура; тепловой поток; общая криотерапия; локальная криотерапия; тепловой баланс.

В России, с освоением Крайнего Севера в XVII-XVIII веках, появилась проблема воздействия отрицательных температур на человека. Однако, и в наше время, эта проблема не исследована полностью, и криотерапия является дотаточно редким методом лечения. Лечебные крио методы мало изучаются. Они считаются направлением, где много неизвестного и неизученного. В данной работе рассматриваются: исследование работы системы терморегуляции человека в условиях сверхнизких температур, основные методы криотерапии, влияние на человека, основные свойства, а также преимущества и недостатки.

Главное назначение криотерапии – это лечение человека низкими температурами. В настоящий момент криотерапия широко используется в спортивной и восстановительной медицине. Метод криотерапии разделяется на общий и локальный. Общая криотерапия – это воздействие на центральную

систему человека, температурой, не ниже температуры кристаллизации ткани (-2С). Локальная терапия производится на определенный участок тела человека и не достигает такой глубины эффекта как общая. Сущность метода заключается в активации обменных процессов при охлаждении поверхности тела за промежуток времени (до 3 минут) низкими или сверхнизкими температурами (от -70С до -180С).

Человеческий организм постоянно обменивается энергией с окружающей средой и важную роль в этом играет терморегуляция. Эффективность терморегуляторных механизмов организма высока, чтобы выдержать сверхнизкие температуры. Такие температуры достигаются в криосаунах, криобассейнах, криокамерах и т.д.

В работе представлены результаты расчетов температурных полей и тепловых потоков при охлаждении различных тканей организма сверхнизкими температурами.

Влияние криотерапии на человека заключается в том, что резкое изменение внешней среды, вынуждает организм человека (нервную систему) перераспределять кровоснабжение в теле человека, с целью уменьшения влияния отрицательных температур на органы. Такое свойство организма обусловлено сохранением теплового баланса. Это способствует резкому улучшению иммунитета и состояния организма. Происходят положительные процессы: повышается обмен веществ, происходит мощный выброс эндорфинов, улучшается кровообращение и выброска защитных антител и др. Проявление такой реакции является полезно для больных, особенно с ревматическими заболеваниями. Также в настоящее время является важной частью реабилитации спортсменов, после турниров и соревнований, во время которых спортсмены получают максимальные нагрузки.

В результате проделанной работы получена дополнительная информация об особенностях охлаждения организма человека, результаты могут быть полезны при разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения, а так же в программах восстановления космонавтов после длительных пилотируемых полетов.

#### **Библиографический список:**

1. Чичиндаев А.В. Моделирование тепловых процессов системы «человек – окружающая среда» в условиях низких температур / А. В. Чичиндаев, И. В. Хромова // Научный вестник НГТУ. – 2009. – № 4. – С. 197-201.
2. Хромова И.В. Исследование тепловых процессов системы «человек – окружающая среда» в условиях низких температур: Автореф. дисс. ... канд. техн. наук. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2009. – 20 с.
3. Хромова И.В. Компьютерное моделирование работы системы термостабилизации человека в условиях низких температур / И. В. Хромова, А. В. Чичиндаев // Авиакосмическое приборостроение. – 2009. – № 3. – С. 44–55.
4. Будрик В.В. Основы криотерапии, криохирургии и

криоконсервации. // 2-е изд. переработано и доп. – М. Режим доступа: <https://readymag.com/clevermasha/48952/>, 2014, -190с.

5. Баранов А. Ю., Кидалов В. Н. Лечение холодом. Криомедицина. — СПб.: Атон, 1999. — 272 с.

6. Криотерапия [Электронный ресурс]: Википедия - свободная энциклопедия на русском языке, [2015]. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki> (дата обращения: 11.03.2016).

7. Криотерапия [Электронный ресурс] / Официальный представитель в России: Группа компаний «ЭЛИПС-МЕДИКАЛ» 127434, г.Москва // Режим доступа: <http://www.cryonic.ru/>, 2006-2008.

## CRYOTHERAPY AND ITS IMPACT ON HUMAN

Sluk Maxim Sergeyevich

Sluk M.S., student, email [slukmaximsluk@mail.ru](mailto:slukmaximsluk@mail.ru)

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

**Abstract.** In this paper: a study of human thermoregulation system under extremely low temperatures, the main methods of cryotherapy, the impact on human, basic properties, as well as advantages and disadvantages. The main purpose of cryotherapy - treatment of human low temperatures. Cryotherapy method is divided into general and local. Cryotherapy - this is the human impact on the central system, the temperature not lower than the crystallization temperature of the tissue ( $-2^{\circ}\text{C}$ ). The essence of the method is to cool the surface of the body for the period of time (up to 3 minutes), low or ultra-low temperatures (from  $-70^{\circ}\text{C}$  to  $-180^{\circ}\text{C}$ ). Effect on human cryotherapy is that a sharp change in the external environment causes the human body (nervous system) to redistribute blood flow in the human body, in order to reduce the negative influence of the temperature on the organs. This contributes to a dramatic improvement of the immune system and the body's condition. The manifestation of such a reaction is useful for patients, especially with rheumatic diseases.

**Keywords:** extremely low temperatures; nervous system; immune system; crystallization; general; local.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА В  
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ ТЕПЛООБМЕННИКА-  
КОНДЕНСАТОРА СКВ**

*Сумина Анастасия Юрьевна, студент;*

*Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор*

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

*Сумина А.Ю.*, e-mail [slastena\\_vau@mail.ru](mailto:slastena_vau@mail.ru)

*Чичиндаев А.В.*, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

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

**Аннотация**

В данной работе дается представление о назначении, устройстве, принципе действия и классификации теплообменных аппаратов (ТА). В частности рассмотрены основные проблемы эксплуатации теплообменника-конденсатора авиационной системы кондиционирования связанные с обмерзанием на примере конденсатора с воздушно-испарительным охлаждением (КсВИО), и методы борьбы с ними. Также проведена оценка достоинств и недостатков его противообледенительных систем (ПОС). В заключение приведены результаты численного расчета направленные на повышение эксплуатационной надежности теплообменника при неизменных рабочих режимах теплоносителей.

**Ключевые слова:** теплообменный аппарат, обмерзание, противообледенительная система, тепловой поток, поля температур.

Теплообменниками называются устройства, в которых осуществляется теплообмен между двумя теплоносителями, имеющими различные температуры. Классифицируются ТА следующим образом: по принципу действия (рекуперативные, регенеративные, смесительные), по изменению агрегатного состояния теплоносителя (однофазные, двухфазные, конденсатор, испаритель, сублиматор, КсВИО), по взаимному направлению теплоносителей (прямоточные, перекрестноточные, противоточные, комбинированные), по конструктивному исполнению (погруженные, двухтрубные, кожухотрубные, с оребренными краями, пластинчатые).

Конденсаторы служат для охлаждения потока или конденсации паров с применением специальных хладагентов (вода, воздух, аэрозоль). К конденсатору предъявляются следующие требования: малый вес и габариты, небольшое гидравлическое сопротивление, оптимальная тепловая эффективность, отсутствие обмерзания и забивания снегом «холодного тракта» и т.д. Очевидно, что все требования с помощью типовой конструкции



компактного теплообменного аппарата и интегральных осредненных методик расчета соблюсти невозможно. Таким образом при проектировании конденсатора необходимо предусмотреть ПОС.

ПОС предназначены для удаления нарастающих в ходе работы взвешенных частиц снега и льда, приводящих к перекрытию живого сечения каналов, следовательно, росту сопротивления и падению производительности систем кондиционирования воздуха (СКВ). Существует несколько способов устранения данной проблемы:

- Конденсатор А-310: достаточно прост в использовании и обладает высокой надежностью, борется с обмерзанием за счет подачи на холодный фронт горячего воздуха.

- Конденсатор Андерсона и Конденсатор Кинселла: устраняют последствия обледенения, благодаря, изменению конструкции. Они более энергоэффективны и надежны.

Актуальной проблемой данных противообледенительных систем является, то, что все они борются с последствиями обмерзания, редко затрагивая его причину. В настоящей работе представлена методика и результаты численного расчета, направленного на получение заданного распределения температур теплообменной поверхности, препятствующего обмерзанию теплообменника-конденсатора.

#### **Библиографический список:**

1. 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.

2. Чичиндаев А. В. Тепломассообмен влажного воздуха в компактных пластинчато-ребристых теплообменниках : монография / А. В. Чичиндаев. - Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2012. - 297 с. - (Монографии НГТУ).

3. Чичиндаев А. В. Влияние переменного отношения термических сопротивлений на распределение температур в компактном пластинчато-ребристом теплообменнике / А. В. Чичиндаев, И. Г. Диомидов // Научный вестник НГТУ. – 2010. – № 4. – С. 173-178.

4. Чичиндаев А. В. Оптимизация параметров первичного теплообменника авиационной СКВ / А. В. Чичиндаев // Авиакосмическое приборостроение. – 2009. – № 4. – С. 41–46

5. Ю. В. Дьяченко, Чичиндаев А. В. Особенности работы авиационных систем кондиционирования на влажном воздухе Изд-во НГТУ, 2002. – 83 с

6. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с

## RESEARCH OF THE THERMAL PROCESSES IN THE ANTI-ICING SYSTEM THE HEAT EXCHANGER CONDENSER

*Sumina Anastasia Yuryevna, Chichindaev Alexander Vasilevich*

*Sumina A. Yu.*, student, email [slastena\\_vau@mail.ru](mailto:slastena_vau@mail.ru)

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,

pr. Karl Marx, 20, tel. (913) 005-48-19

*Chichindaev A. V.*, D.Sc. (Engineering), Professor, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

Novosibirsk State Technical University, 630073, Russia, Novosibirsk,

pr. Karl Marx, 20, tel. (913) 005-48-19

**Abstract.** In this work gives an idea of the purpose, structure, principle of action and classification of heat-exchange apparatus (HEA). In particularly considered the main problems of exploitation the heat-exchanger-condenser of the aviation air-condition system concerned with frosting-up by the example of condenser with air evaporative cooling (CAEC), and method of struggle with it. Also realized assessment of the merits and demerits it is ice protection system (IPS). In conclusion, the results of numerical calculation to improve the operational reliability of the heat exchanger at constant operating conditions coolants.

**Keywords:** freezing, anti-icing system, fields of temperatures, efficiency increase.

## ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОМАССОБМЕННОГО АППАРАТА КОСВЕННО-ИСПАРИТЕЛЬНОГО ТИПА С СТУПЕНЧАТЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ

*Терехов Виктор Иванович*<sup>1,2</sup>, *Кхафаджи Хайдар Касим Альван*<sup>2</sup>,  
*Горбачев Максим Викторович*<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Институт Теплофизики им. С.С. Кутеладзе СО РАН, 630090, Россия, г. Новосибирск, пр. Лаврентьева, 1

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20

*Терехов В.И.*, email: terekhov@itp.nsc.ru

*Кхафаджи Х.К.*, email: hayder.qasim@yahoo.com

*Горбачев М.В.*, email: max\_friend@ngs.ru

*Адрес для корреспонденции:* Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г.Новосибирск, пр.Карла Маркса 20, тел.346-06-42

### Аннотация

В работе проводится численное исследование тепломассообменного аппарата (ТМОА) косвенно испарительного типа. Данный аппарат состоит из семейства каналов, в одном из которых совместно протекают процессы тепло- и массообмена. На входе в ТМОА все термогазодинамические параметры постоянны по сечению, а внешние стенки являются адиабатическими. Исследования проведены при вариации количества сухих участков ( $n = 0 \div 4$ ) и числах Рейнольдса  $Re = 100 \div 1500$  при постоянных значениях относительной влажности и температуры воздуха на входе. Численная реализация тепломассообменной ячейки приведена в 2-D постановке и выполнена на языке программирования FORTRAN.

**Ключевые слова:** тепломассообменная ячейка, испарительное охлаждение, тепломассообмен, ламинарный режим течения, тепловая эффективность, влажностная эффективность.

### ВВЕДЕНИЕ

Испарительное охлаждение является одним из наиболее простых и эффективных методов снижения температуры газовых потоков. Его роль в энергетике чрезвычайно важна, а имеющиеся приложения охватывают большой спектр новых энергетических технологий. Прежде всего, это системы кондиционирования воздуха, охлаждение электронного оборудования, компактные теплообменные аппараты и др., где в качестве теплоносителя используется влажный воздух.

Изучению процесса совместного тепломассообмена при конвективном испарении влаги на поверхности посвящено большое число работ [9]. Однако

многие вопросы, в силу многофакторности протекающих процессов, остаются малоизученными.

Численному решению задач о сопряженном тепломассообмене при испарительном охлаждении посвящено большое число работ [3–5]. Наибольшее внимание уделялось режимам свободной и смешанной конвекции применительно к проблемам строительной теплофизики. Вынужденная конвекция при ламинарном режиме течения изучалась в работах [1, 3, 5, 8] при адиабатическом испарении, а также при наличии теплового потока на поверхности канала.

В литературе имеются работы по численному исследованию вынужденной [1, 5], свободной [3, 7] и смешанной [3, 5] конвекции в увлажняемых каналах, а так же при чередовании влажных и сухих участков. Однако подробного анализа тепловой и влажностной эффективности подобных схем не проводилось.

### РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Данная работа посвящена численному исследованию течения и тепломассообмена в трехканальной элементарной испарительной ячейке (рис. 1) с частично смоченными стенками во влажном канале. Особое внимание уделено влиянию параметров: числа  $Re$  и числа влажных участков на степень охлаждения воздуха и теплогидравлическую эффективность.

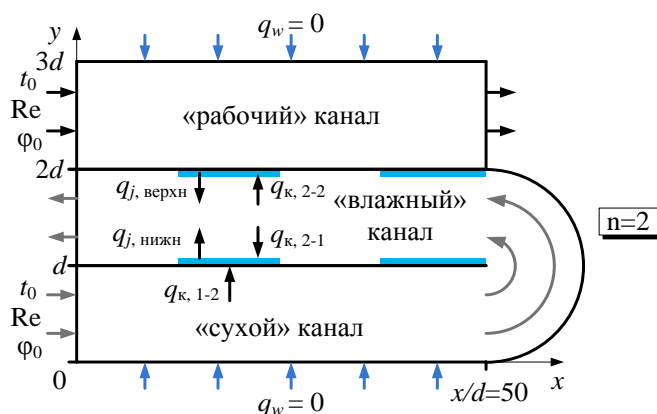


Рис. 1. Расчетная схема ТМОА

Для моделирования тепломассообменных процессов, протекающих в рассматриваемой схеме ТМОА, была составлена система дифференциальных уравнений Навье-Стокса, которая совместно с граничными условиями решалась численно с использованием метода контрольных объемов. Для связи скорости и давления применялся алгоритм SIMPLE. При дискретизации использовались равномерные сетки, оптимальный размер которых составлял  $200 \times 70$  в продольном и поперечном направлениях соответственно. Подробное описание и оценка адекватности разработанной программы моделирования описана в работах [10–11].

Все расчеты были проведены для схемы ТМОА с фиксированной геометрией ( $d = 6$  мм и  $x/d = 50$ ) и постоянной температуре сухого воздуха на

входе  $t_0 = 30^\circ\text{C}$  при числах Рейнольдса  $Re = 100 \div 1500$ , охватывающих наиболее характерные режимные параметры компактных теплообменников.

На рис. 2 приведено распределений полей температур в испарительной ячейке при различном числе испарительных участков. Для канала при  $n = 0$  (с смоченными стенками по всей длине) при рассматриваемом режиме течения основные изменения температур наблюдаются во входных сечениях в мокром канале. В большей части по длине канала температура близка к параметрам насыщения, и для осуществления процессов тепломассопереноса эта область является балластной. При ступенчатом увлажнении по длине ТМОА, как это наглядно следует из рис. 2 ( $n = 2 \div 4$ ), картина распределения температур значительно усложняется и затягивается на значительно более протяженные расстояния от входа в мокрый канал.

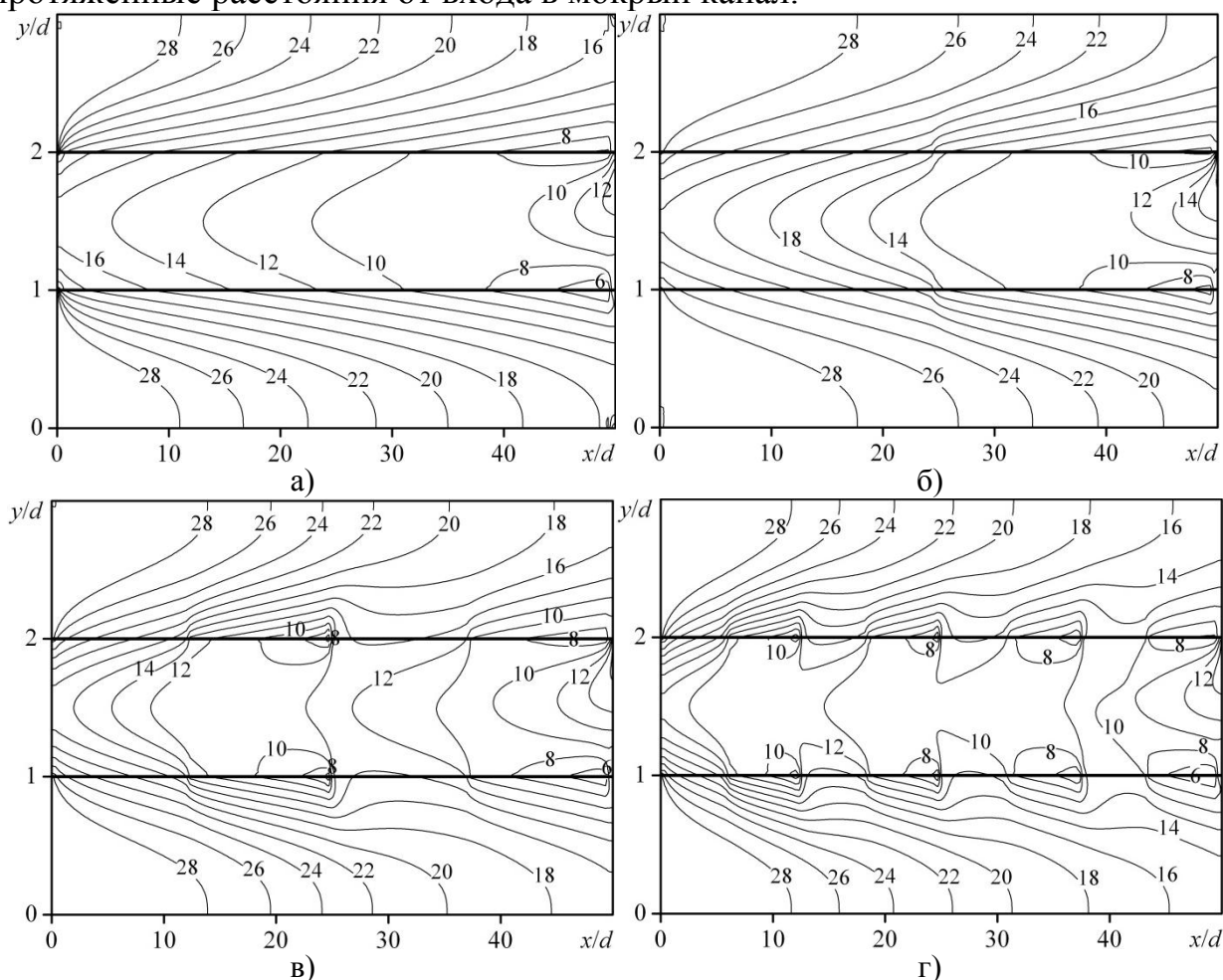


Рис. 2. Распределение температур в ТМОА ( $Re=200$ ,  $t_0=30^\circ\text{C}$ ,  $\varphi_0=0$ )  
а)  $n=0$ , б)  $n=1$ , в)  $n=2$ , г)  $n=4$

Изменение среднемассовой температуры в «рабочем» канале и концентрации во «влажном» канале по длине при изменении исходных параметров представлено на рис. 3. Откуда следует, что увеличение площади смоченной поверхности ( $n \rightarrow 0$ ) ведет к более интенсивному испарению и, соответственно, к снижению температуры паровоздушной смеси на выходе из тепломассообменной ячейки.

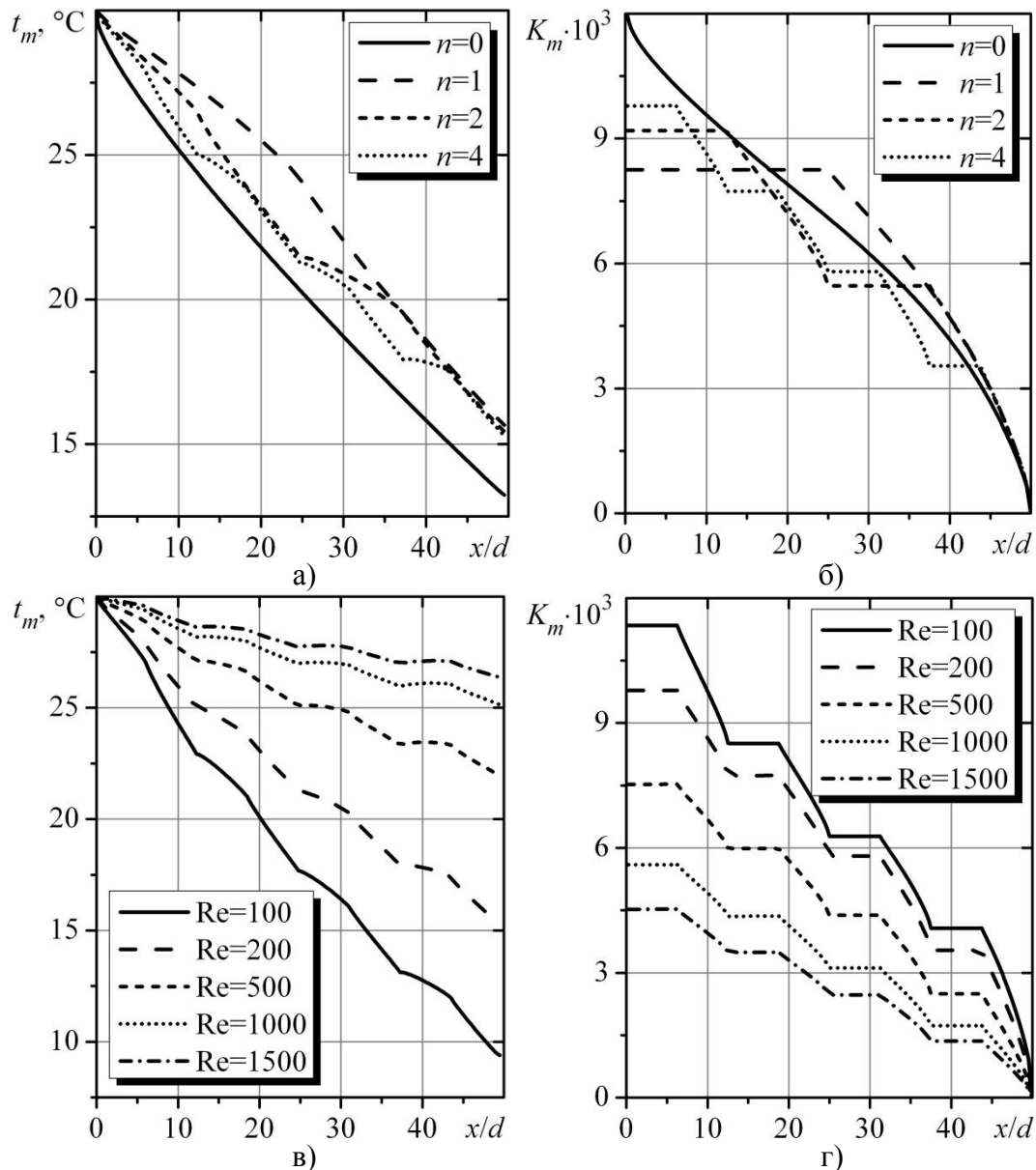


Рис. 3. Изменение среднемассовых параметров «рабочего» и «влажного» потоков по длине тепломассообменной ячейки ( $t_0=30^\circ\text{C}$ ,  $\varphi_0=0$ ): а,б –  $\text{Re}=200$ ; в,г –  $n=4$

В работах [2, 6, 8, 10–11] тепловая и влажностная эффективность испарительных ячеек косвенно-испарительного типа оценивается выражениями:

$$\varepsilon = (t_0 - t_m) / (t_0 - t_{s0}) \text{ и } \psi = (K_m - K_0) / (K_{s0} - K_0),$$

где  $t_{s0}$  и  $K_{s0}$  – температура и массовая концентрация водяных паров насыщенного воздуха.

Результаты вычислений тепловой и влажностной эффективности в зависимости от числа участков испарения и числа Рейнольдса представлены на рис. 4. При увеличении числа участков и уменьшении  $\text{Re}$  величина эффективностей повышается. При этом следует подчеркнуть, что параметры тепловой и влажностной эффективностей имеют качественно схожий характер, что говорит о подобии процессов тепло- и массопереноса в рассматриваемых условиях.

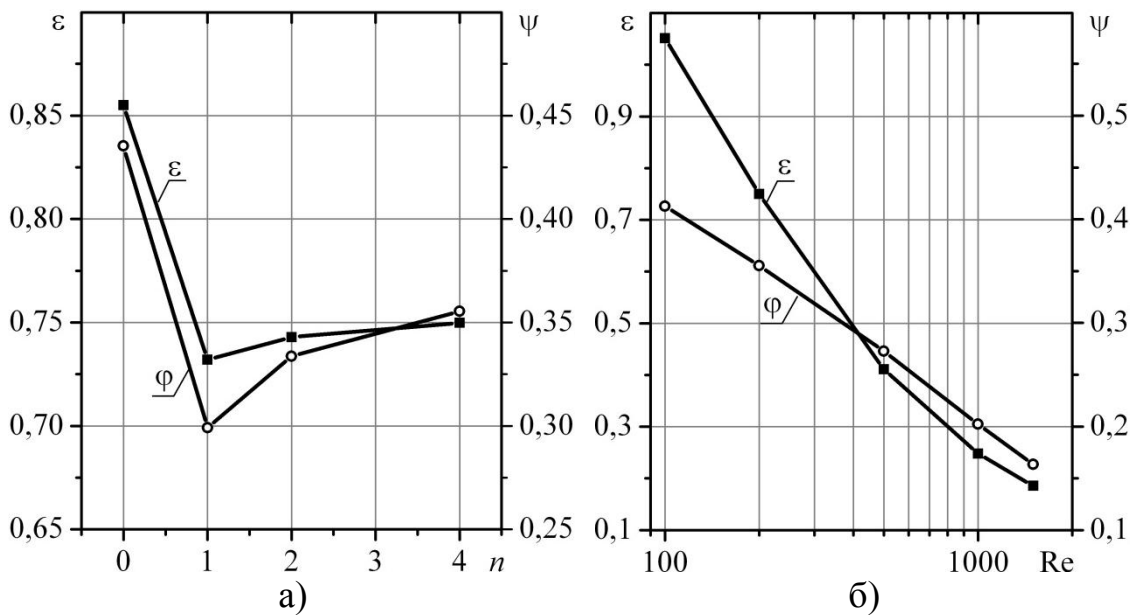


Рис. 4. Тепловая и влажностная эффективность ТМОА ( $t_0=30^\circ\text{C}$ ,  $\varphi_0=0$ ):  
а –  $\text{Re}=200$ ; б –  $n=4$

### ВЫВОД

Проведен численный анализ характеристик трехканальной тепломассообменной ячейки косвенно-испарительного типа с различным числом увлажняемых участков. Исследовано влияние исходных параметров на тепловую и влажностную эффективность ТМОА. Полученные данные могут быть использованы для анализа и выявления оптимальных условий реализации тепломассообменных ячеек косвенно-испарительного типа, а так же для проведения исследований влияния геометрических размеров ТМОА.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 16-08-00372).

### Библиографический список:

1. Yan W.M., Lin T.F. Combined heat and mass transfer in laminar forced convection channel flows. International communications in heat and mass transfer, 1988, 15(3), 333-343.
2. Hsu S.T., Lavan Z., Worek W.M. Optimization of wet-surface heat exchangers. Energy, 1989, 14(11), 757-770.
3. Mammou M., Daguene M., Le Palec G. Numerical study of heat and mass transfer from an inclined flat plate with wet and dry zones. International journal of heat and mass transfer, 1992, 35(9), 2277-2287.
4. Tsay Y.L. Analysis of heat and mass transfer in a countercurrent-flow wet surface heat exchanger. International journal of heat and fluid flow, 1994, 15(2), 149-156.

5. Debbissi C., Nasr A., Orfi J. et al. Numerical Analysis of the Evaporation of Water by Forced Convection into Humid Air in Partially Wetted Vertical Plates. *J. Eng. Applied Sci*, 2008, 3(11), 811-821.

6. Zhao X., Li J.M., Riffat S.B. Numerical study of a novel counter-flow heat and mass exchanger for dew point evaporative cooling. *Applied Thermal Engineering*, 2008, 28(14), 1942-1951.

7. Nasr A., Debissi C., Mohamed A.B. et al. Evaporation of water by natural convection in partially wetted heated vertical plates: Effect of the number of the wetted zone. *Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2009, 4(1), 51-59.

8. Hasan A. Indirect evaporative cooling of air to a sub-wet bulb temperature. *Applied Thermal Engineering*, 2010, 30(16), 2460-2468.

9. Cui X., Chua K.J., et al. Performance evaluation of an indirect pre-cooling evaporative heat exchanger operating in hot and humid climate. *Energy Conversion and Management*, 2015, 102, 140-150.

10. Terekhov V.I., Khafaji H.Q., Ekaid A.L., Numerical simulation for laminar forced convection in a horizontal insulated channel with wetted walls, 8th ICCHMT, Istanbul, 2015.

11. Khafaji H.Q., Ekaid A.L., Terekhov V.I. A numerical study of direct evaporative air cooler by forced laminar convection between parallel-plates channel with wetted walls. *J. Eng. Thermophys.*, 2015, 24(2), 113-122.

## NUMERICAL SIMULATION FOR INDIRECT EVAPORATIVE COOLING IN PARTIALLY WETTED PLATE HEAT EXCHANGER

*Terekhov V.I.*<sup>1,2</sup>, *Khafaji H.Q.*<sup>2</sup>,  
*Gorbachev M.V.*<sup>2</sup>

<sup>1</sup> *Kutateladze Institute of Thermophysics, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, Russia*

<sup>2</sup> *Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia*

### Abstract

The thermal characteristics of a counter flow type plate heat exchanger (PHE), intended for use as a cooler, has been investigated numerically as an indirect evaporative cooler. For a fixed heat exchanger length and the space between plates, the investigation included a numerical simulation for the PHE and the study of its performance with the variation in the number of the wetted zone  $n$  from 0 to 4, for inlet Reynolds number  $Re = 100 \div 1500$ . A 2-D fluid flow and heat transfer numerical analysis for the counter flow PHE as an indirect evaporative cooler was carried out by writing a FORTRAN program. A numerical code based on the finite volume method and the SIMPLE algorithm was developed to solve the governing equations.

**Keywords:** evaporative cooling, heat and mass transfer, laminar flow, thermal efficiency, humid efficiency



## РАЗНИЦА СОСТАВА И СОСТОЯНИЯ АТМОСФЕР ЗЕМЛИ И МАРСА

*Тимирияхов Дмитрий Сергеевич, студент*

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

*Тимирияхов Д.С.*, email [timirshayahovd@mail.ru](mailto:timirshayahovd@mail.ru)

*Адрес для корреспонденции: Тимирияхов Дмитрий Сергеевич,*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (953)8945944

### Аннотация

В настоящей работе представлено сравнение атмосфер двух планет, а именно Марса и Земли. Приведены причины и проблемы осуществления колонизации Марса. Из-за разности размеров этих планет на них разные силы притяжения. Сила притяжения на Марсе почти в трижды меньше, чем на Земле и составляет всего  $3.71 \text{ м/с}^2$ , а на Земле -  $9.81 \text{ м/с}^2$ . На нашей планете существует «природный щит» так называемый озоновый слой. Он защищает нас от опасного ультрафиолетового излучения, а на Марсе такая проблема не решается данным методом и туда проникает очень большое количество излучений. Также разный состав атмосферы приводит к проблеме недостатка кислорода и азота.

**Ключевые слова** Земля, Марс, состав атмосферы, магнитное поле, радиация.

В настоящий момент проводится множество разных исследований Марса, с целью возможной колонизации в будущем. Причин для исследования и последующей колонизации Марса много: промышленная добыча ценных полезных ископаемых, решение демографических проблем Земли. Основной целью является создание «Колыбели Человечества» на случай глобального катаклизма на Земле. На этой планете много запасов разных веществ и, что очень важно, есть запасы воды. Эти данные позволяют понять нам всю важность данной темы.

*Сравнение 2-х атмосфер, определение проблем жизни человека на Марсе и их решение.* По данным НАСА на 2004 год атмосфера Марса состоит на 95,32 % из углекислого газа, также в ней содержится 2,7 % азота, 1,6 % аргона, 0,13 % кислорода, 0,08 % угарного газа, а также миллионные доли процента водяного пара, оксид азота, неон, полутяжёлая вода водород-дейтерий-кислород, криптон, ксенон. Атмосфера земли в свою очередь, состоит на 78% из Азота, на 21% из кислорода, 0.9% Аргона, 0.03% углекислого газа, а также тысячные и более части процентов земной атмосферы приходится на неон, гелий, метан, криптон, водород и другие [1].

Проблема с недостатком кислорода легко решается с помощью обычной кислородной установки, которая работает по принципу криогенной ректификации и представлена на рисунке 1. На Марсе очень мало кислорода, но уровень в 20 % в убежищах можно поддерживать с лёгкостью.

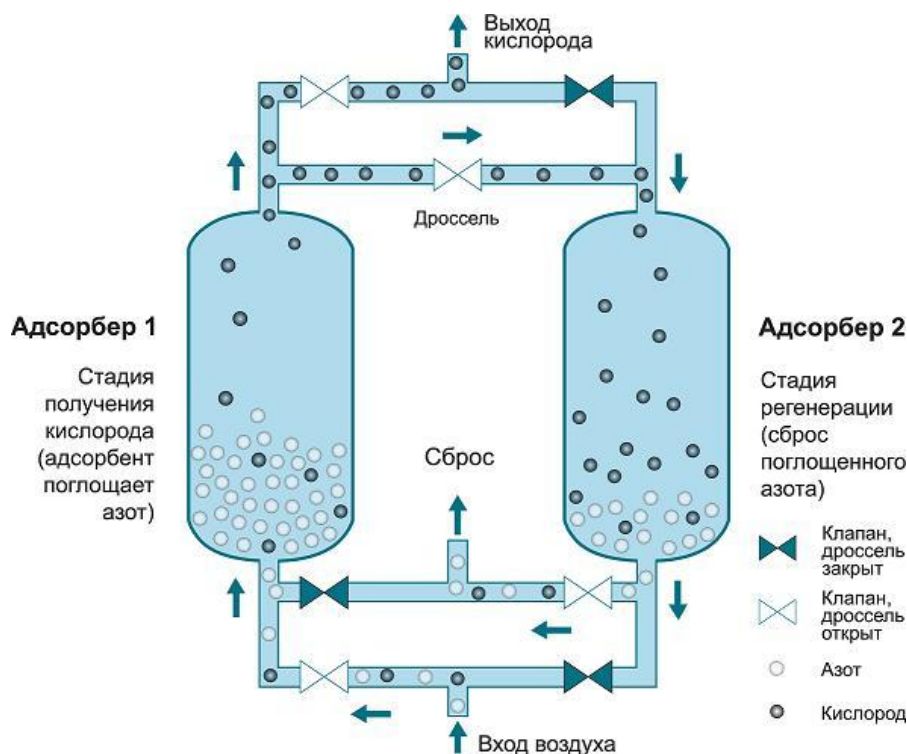


Рис. 1. Кислородная установка.

Сила притяжения на Марсе почти в трижды меньше, чем на Земле и составляет всего  $3.71 \text{ м/с}^2$ , а земля в этом случае  $9.81 \text{ м/с}^2$ . Эта проблема в теории будет негативно влиять на нижнюю часть тела и снижения массы человека. На время перелёта можно использовать центрифугу, для создания нормального притяжения и по всей длительности полёта изменять её до значения Марса, а для того, чтобы люди не теряли вес увеличивать нагрузку с помощью тренажёров. Единственная проблема в центрифуге — это создание кориолисовых ускорений, искажающих восприятие человеком тяжести и вредно воздействующих на организм. Путевку в жизнь получила идея использовать вращение не на всем протяжении полета, а лишь на отдельных его участках, да и то кратковременно.

Магнитное поле Марса слабее земного примерно в 800 раз. Вместе с разрежённой атмосферой это увеличивает количество достигающего его поверхности ионизирующего излучения. Радиационные измерения, проведённые американским беспилотным космическим аппаратом «Марс Одиссей», показали, что радиационный фон на орбите Марса в 2,2 раза превышает радиационный фон на Международной космической станции. Средняя доза составила примерно 220 миллирада в день (2,2 миллигрея в день или 0,8 грея в год). Объём облучения, полученного в результате пребывания в

таким фоне на протяжении трёх лет, приближается к установленным пределам безопасности для космонавтов.

На поверхности Марса радиационный фон будет, скорее всего, несколько ниже и может значительно изменяться в зависимости от местности, высоты и локальных магнитных полей. Жилые и рабочие помещения можно будет экранировать с помощью марсианского грунта, сильно понижая степень облучения людей во время их пребывания внутри комплекса. А на борту космического корабля, во время перелёта, будет нормально количество радиации и это делает создание корабля проще, потому что не придётся делать сильную защиту от радиации.

Таким образом, проведен обзор и выполнен анализ разницы состава атмосфер Земли и Марса, выявлены проблемы, возникающие при обсуждении вариантов колонизации Марса, и представлены известные варианты решения.

### **Библиографический список:**

1. Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А. С. Коротева. — М.: Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского, 2006. — С. 216-234. — 320 с.
2. Пилотируемый полет на Марс... четверть века назад / И. Афанасьев – Вестник воздушного флота, 1996. – № 7-8.
3. Физика атмосферы: электронный учебно-методический комплекс / А. В Чичиндаев, И. В Хромова, 2015. – Режим доступа: <http://dispace.edu.nstu.ru/didesk/course/show/4717>

## **DIFFERENCE OF COMPOSITION THE ATMOSPHERE OF EARTH AND MARS**

*Timirshajahov Dmitrij Sergeevich*

*Timirshajahov D.S.*, student, email [timirshayahovd@mail.ru](mailto:timirshayahovd@mail.ru)

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

**Abstract.** In this study, a comparison of the two atmospheres greatly distant from each other planets, namely Mars and Earth. The reasons and problem of the colonization of Mars. Due to the difference in size of these planets, they have different strength of attraction. The strength of gravity on Mars is nearly three times less than on Earth, and this is  $3.71 \text{ m/s}^2$ , and on the Earth -  $9.81 \text{ m/s}^2$ . There is a "natural shield" the so-called ozone layer of our planet. It protects us from harmful UV radiation, and on Mars this problem can not be solved by this method and to penetrate a very large amount of radiation. Also, a different composition of the atmosphere presents the problem - namely the lack of oxygen and nitrogen, which on our earth in abundance.

**Keywords** Earth, Mars, the composition of the atmosphere, magnetic field, radiation.

## ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТИМОСТИ В КОЛЛЕКТИВЕ С ПОЗИЦИИ АСИММЕТРИИ ПОЛУШАРИЙ ГОЛОВНОГО МОЗГА

*Ульянкин Иван Михайлович, студент*

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

*Ульянкин И.М.*, email [jhon324986@gmail.com](mailto:jhon324986@gmail.com)

*Адрес для корреспонденции: Ульянкин Иван Михайлович*, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)8945944

**Аннотация.** В настоящей работе на основе анализа влияния асимметрии полушарий головного мозга на психологию и совместимость показана оценка индивидуально-типологических черт личности. Описаны методики оценки, используемые для определения типов темперамента и характера. Произведено сравнение трех методик: А. Ануашвили, Д. Кейрси и А. Белова с позиции асимметрии полушарий головного мозга. Приведены схемы сравнения совместимости и взаимодействия различных типов в коллективе. Говорится о закономерностях в изложенных методиках. В заключение представлен результат тестирования групп студентов.

**Ключевые слова:** асимметрия полушарий, тип темперамента, совместимость в группе, взаимодействие, тестирование.

Одной из актуальных задач в области жизнеобеспечения для длительных пилотируемых полетов на МКС и по проекту полета на Марс является оценка психологической совместимости экипажа. При этом важны: 1) совместимость экипажа в условиях длительного нахождения в замкнутых, небольших объемах; 2) высокая работоспособность и отсутствие депрессии при длительном нахождении в монотонных, обедненных информацией условиях.

В настоящий момент для решения этих задач прибегают к способам классической психологии с исполнением системы многократного тестирования.

Целью настоящей работы является сравнение психологических черт личности группы с периода первого по второй курс, получаемых по нескольким методам, с позиции асимметрии полушарий головного мозга.

Количественная оценка индивидуально-типологических черт личности проводилась на примере студентов ФЛА НГТУ. В опросе участвовали студенты специальности «Техника и физика низких температур» 2014 года набора на первом курсе и повторно на втором курсе (2016 год).

*Методики оценки психологических черт личности и совместимости в группе.* Для оценки черт личности с позиции асимметрии полушарий использовались следующие методы: видеокомпьютерная диагностика по методу А. Ануашвили, тест А. Белова, тест Д. Кейрси.

*Анализ полученных результатов.* Сравнительный анализ совместимости показал устойчивые тенденции и закономерности в формировании подгрупп и микро-коллективов в группе. В начале обучения у студентов первого семестра имелось стихийное невыраженное формирование подгрупп. В процессе обучения произошло знакомство и взаимодействие между студентами, которое привело к переформированию подгрупп и формированию устойчивых микро-коллективов. В частности, в группе установлено общее преобладание сангвино-флегматичных типов темперамента. В целом можно отметить, что в результате тестирования в группе нашли хорошее подтверждение закономерности, выявленные в методиках А. Ануашвили и Д. Кейрси, связанные с асимметрией полушарий. В частности взаимопонимание строится на принципах однополушарных совпадений темпераментов, а взаимодействие – на принципах разнополушарных совпадений.

*Выводы.* В результате проделанной работы удалось: 1) разработать комплексный алгоритм оценки психологических черт личности и совместимости членов группы с позиции асимметрии полушарий; 2) произвести тестирование студентов специальности «Техника и физика низких температур»; 3) установить различия психологических черт личности и темпераментов студентов.

В работе выполнено сравнение методов диагностики черт личности, получено качественное и количественное согласие с известными данными в области психологии личности. Результаты работы могут быть полезны при разработке объективных методов контроля за состоянием психики и совместимостью людей в группах.

#### **Библиографический список:**

1. Ануашвили А.Н. Основы психологии / А.Н. Ануашвили. – Варшава, Москва: Изд-во Международного института управления, психологии и психотерапии, 2002. – 225 с.
2. Батаршев А.В. Диагностика темперамента и характера. 2-е изд. – СПб.: Питер, 2007. – 368 с.
3. Леутин В.П., Николаева Е.И. Функциональная асимметрия мозга. – СПб.: Речь, 2005 – 366 с.
4. Овчинников Б.В., Владимирова И.М., Павлов К.В. Типы темперамента в практической психологии. – СПб.: Речь, 2003. – 288 с.
5. Разумникова О.М. Мышление и функциональная асимметрия мозга. – Новосибирск: Издательство СО РАМН, 2004. – 272 с.

#### **STUDY OF COMPATIBILITY PROBLEMS IN THE TEAM SINCE POSITION HEMISPHERICAL ASYMMETRY BRAIN**

**Ul'jankin Ivan Mihajlovich**

*Ul'jankin I. M.*, student, email [jhon324986@gmail.com](mailto:jhon324986@gmail.com)

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

**Abstract.** The paper contains the evaluation of individual-typological features of the person. It is stated that for this assessment were used methods for determining the type of temperament and character of the diagnosis. It is said about the laws set forth in the Guidelines. In conclusion, a brief understands the result of the work done.

**Keywords:** asymmetry of hemispheres, the type of temperament, compatibility in the group, interaction, testing.

УДК 532.526

## ТЕПЛООБМЕН В КРУГЛЫХ ИМПАКТНЫХ МАКРО – И МИКРОСТРУЯХ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ЗАДАЧАМ ОХЛАЖДЕНИЯ

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

*Хажиев Зиёдилло Зоҳиджонович*, [Aladdin\\_26.93@mail.ru](mailto:Aladdin_26.93@mail.ru)

### Аннотация

Проведено экспериментальное изучение средних и пульсационных тепловых характеристик в лобовой точке пластины при натекании импактной струи воздуха. Исследовано влияние числа Рейнольдса ( $100 < Re < 12000$ ) на теплообмен при истечении струи из трубки (диаметр  $d=0,5$  мм, относительная длина  $h/d = 200$ ) при расстоянии до преграды  $h/d=20$ . Для измерений использовался датчик теплового потока с высоким пространственным и временным разрешением. По истечении из трубки наблюдается существенное увеличение числа Нуссельта по сравнению со случаем, когда струя вытекает из сопла.

**Ключевые слова:** *импактная струя; макро струя; микро струя; МЭМС технологии.*

### Введение

Сегодняшнее развитие МЭМС (Микро Электро Механические Системы) технологии стимулировало интерес к изучению импактных макро – и микро струй во многих областях науки и технологии. *Импактная струя* – это струя, которая направлена перпендикулярно к поверхности охлаждаемого или нагреваемого тела.

Актуальность темы заключается в том, что интенсивность взаимодействия струй с преградами примерно на порядок выше, чем при

других способах подвода теплоносителя к поверхности теплообмена при прочих равных условиях. Кроме того, такие процессы относительно легко поддаются автоматической регулировке.

Применяются импактные струи в различных отраслях для охлаждения и нагрева поверхностей. В химической промышленности импактные струи используются для интенсивной сушки и травки поверхностей. К областям практического применения импактных струй относится и авиационная техника – это системы защиты летательных аппаратов от обледенения, очистки взлетно-посадочных полос и дорог от снега и наледи, предотвращение их разрушения от струй реактивных двигателей. Импактных микроструй можно использовать в области микроэлектроники, в металлургии, в отдельных узлах термоядерных энергетических установок, например в диверторах. Преимущество состоит в повышении интенсивности и эффективности охлаждения объектов с малой площадью охлаждения.

### Экспериментальная установка и результаты измерений

Экспериментальная установка приведена на рис.1.

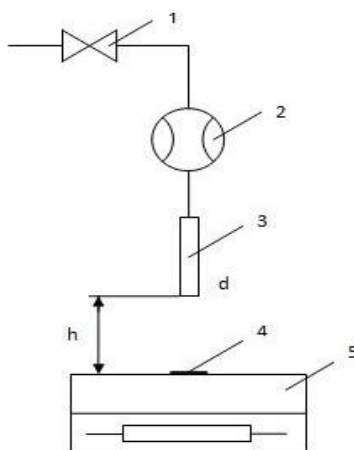


Рис.1. Схема эксперимента: 1- вентиль, 2- расходомер, 3 – рабочий участок, 4- датчик теплового потока, 5- плоская пластина с электронагревателем

В эксперименте рабочий газ – воздух под давлением поступает из магистрали и регулируется с помощью тонкой регулировки 1. В качестве рабочего участка 3 использовалась трубка из латуни с внутренним диаметром  $d=0,5$  мм длиной  $l=1$ м ( $l/d=200$ ). Теплообменный участок 5 выполнен в виде медной пластины диаметром 190 мм и толщиной 50 мм. Подогрев осуществлялся с помощью электрического нагревателя, при этом обеспечивалось граничное условие  $T_w = \text{const}$  ( $T_w = 50 - 60^\circ\text{C}$ ). Использовались миниатюрные датчики теплового потока (ДТП) 4 размером 2х2 мм, которые приклеены к поверхности пластины.

### Результаты исследований

Результаты проведенных экспериментов по теплообмену в импактной струе представлены на рис.2-4. Для сопоставления опытных данных с расчетом

использовать формула (1) для теплообмена в лобовой точке плоской преграды [1].

$$Nu = 5.25 * Pr^{0.33} * Re^{0.5} / (h/d)^{0.77} \text{ (теоретический) (1) ; } Re = w * \rho * d / \mu \text{ (2);}$$

$$Nu = a * d / \lambda \text{ (экспериментальный) (3); } Pr = \nu / \alpha \text{ (4).}$$

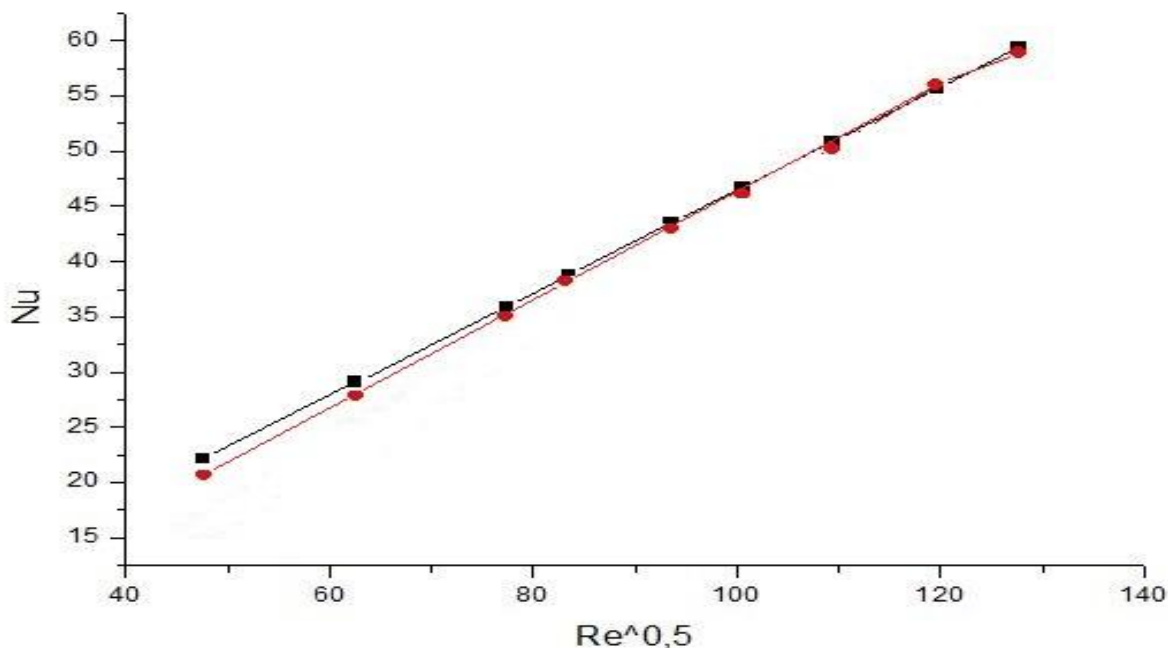


Рис.2. Теплообмен в круглой импактной струе, черные символы – зависимость (1), красные символы – эксперимент ( $d=8.9\text{mm}$ ;  $h/d=15.5$ ).

Из рисунка видно, что наши экспериментальные данные по теплообмену хорошо согласуются с теоретической зависимостью, полученной в [1].

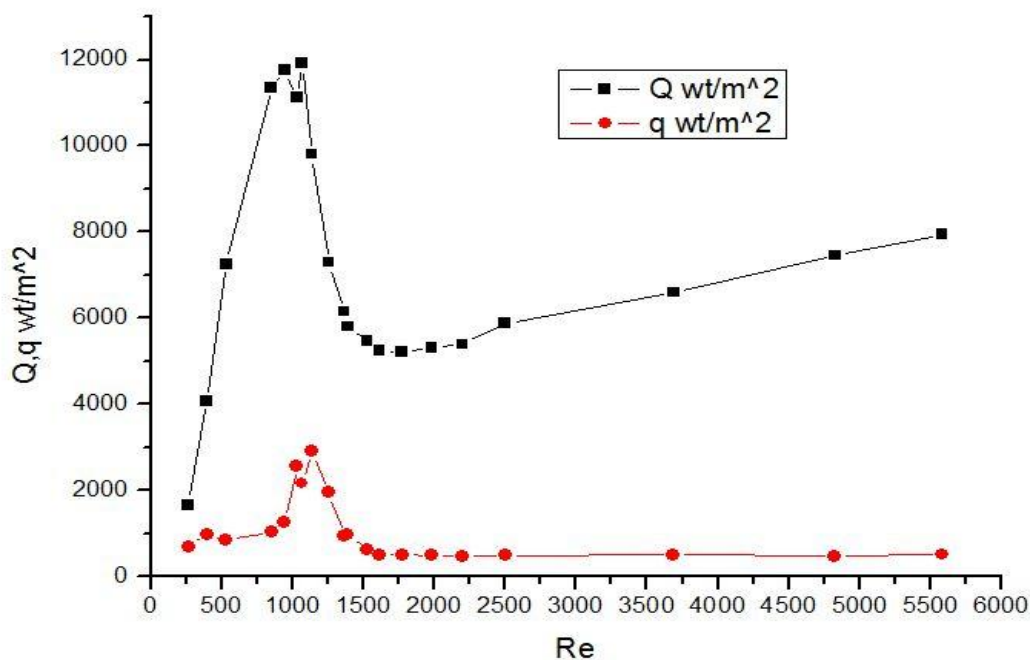


Рис.3. Тепловой поток в круглой импактной струе ( $d=0.5\text{mm}$ ,  $h/d=87$ )  
График ( $Q, q$ ) от  $Re$ , показывает, как ведет себя средний тепловой поток ( $Q$ ) и пульсация теплового потока ( $q$ ).



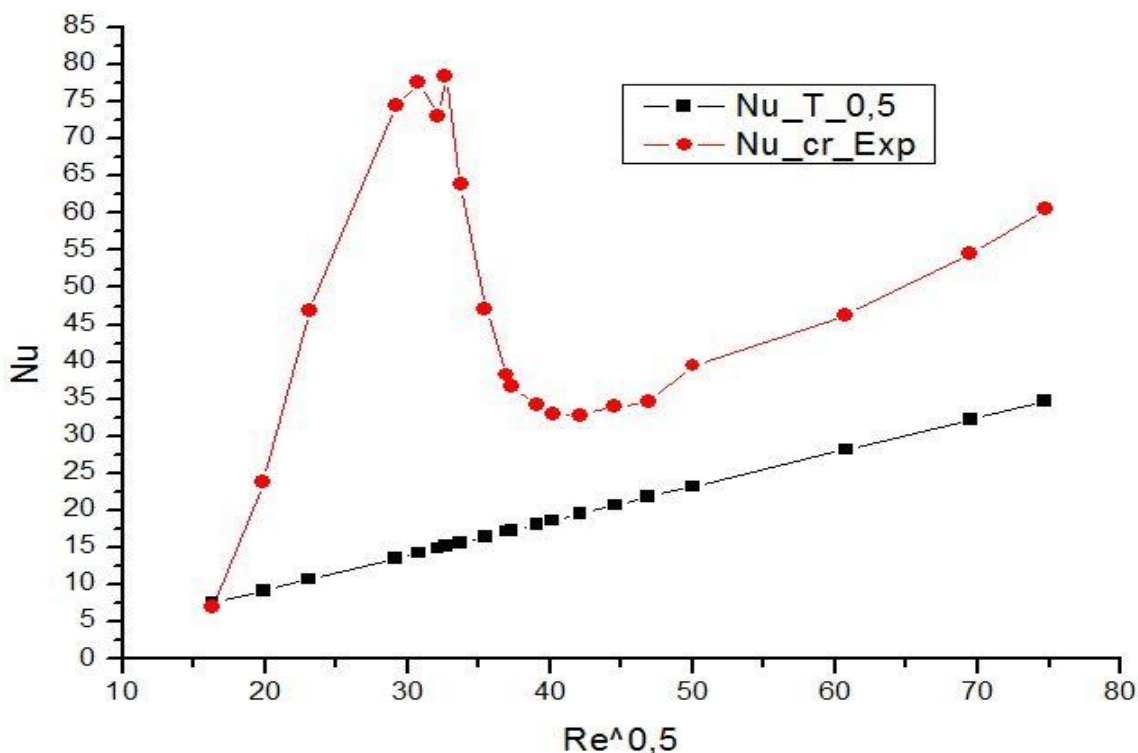


Рис.4. Теплообмен в круглой импактной струе, черные символы – зависимость (1), красные символы – эксперимент ( $d=0.5\text{mm}$ ,  $h/d=87$ ).

### Выводы

Экспериментальные данные, изображенные на Рис.3 с использованием критерия Nu, представлены на Рис.4. Опытные данные полученные нами не согласуются с теоретической зависимостью (1), особенно при малых числах Re. Такое различие требует дальнейшего изучения.

### Список обозначений

Re – число Рейнольдса струи;  $w$  – максимальная скорость струи потока, м/с;  $\rho$  – плотность, кг/м<sup>3</sup>;  $d$  – диаметр сопла (трубки), мм;  $\mu$  – динамический коэффициент вязкости, мк Па\*с; Nu – число Нуссельта струи;  $a$  – коэффициент теплоотдачи, Вт/(м<sup>2</sup>С);  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности, Вт/(м\*К); Pr – число Прандтля струи;  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости, мм<sup>2</sup>/с;  $\alpha$  – коэффициент температуропроводности, м<sup>2</sup>/с.

### Библиографический список:

1. Юдаев Б.Н., Михайлов М.М., Савин В.К. Теплообмен при взаимодействии струй с преградами. М: Машиностроения 1977 .
2. Дыбан Е.П., Мазур А.И. Теплообмен и гидродинамика в каналах сложной формы. Киев: Наукова думка, 1982.

## HEAT TRANSFER IN CIRCLE IMPINGING MACRO – AND MICRO JETS APPLIED TO THE COOLING TASKS

*Hajiev Ziedillo Zohidjonovich, [Aladdin\\_26.93@mail.ru](mailto:Aladdin_26.93@mail.ru)*  
Novosibirsk State Technical University, prospect of Karl Marks, 20,  
Novosibirsk, 630073, Russian Federation.

### **Abstract**

An experimental study of the middle and thermal fluctuation characteristics in the frontal point of the plate when inleakage jet of air. The influence of the Reynolds number ( $100 < \text{Re} < 12000$ ) in the heat exchange at the expiry of the jet tube (diameter  $d = 0.5$  mm, the relative length of  $h / d = 200$ ) at a distance of obstacles  $h / d = 20$ . For the measurement of heat flux sensor with high spatial and temporal resolution. For the expiration of the tube there is a significant increase in the Nusselt number as compared with the case where the jet flows out of the nozzle.

**Keywords:** *Impinging jet; macro jet; micro jet; MEMS (Micro Electro Mechanical System) technology; inleakage.*

УДК 629.7.048.7 (075.8)

## **ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ И ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СКВ**

*Чичиндаев Александр Васильевич, д.т.н., профессор  
Кириленко Александр Иванович, аспирант;*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-06-42

*Чичиндаев А.В., e-mail: [ttf\\_nstu@rambler.ru](mailto:ttf_nstu@rambler.ru)*

*Адрес для корреспонденции: Чичиндаев Александр Васильевич,  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-06-42*

### **Аннотация**

В работе рассматриваются известные способы борьбы с обмерзанием теплообменника-конденсатора авиационной СКВ и дано описание особенностей предложенной эксплуатационной оптимизации теплообменника. В заключении приведены результаты численного исследования, направленного на получение заданного распределения температур теплообменной поверхности, препятствующего обмерзанию теплообменника-конденсатора.

**Ключевые слова:** теплообменник-конденсатор, обмерзание, теплопередающая поверхность, противообледенительные системы

Введение. Использование в системе кондиционирования (СКВ) самолета Ту-204 теплообменника-конденсатора для охлаждения сжатого воздуха (с целью конденсации и последующего удаления из него воды) за счет холодного

воздуха с отрицательной температурой, выходящего из турбины приводит к ряду эксплуатационных проблем. Основная из них – обмерзание части теплообменной поверхности, приводящее к перекрытию живого сечения каналов, следовательно, росту сопротивления и падению расхода воздуха в СКВ. Вместе с тем известные в литературе методики расчёта [1-3] не учитывают этих явлений, приводя к проектированию конструкций теплообменника-конденсатора, подверженных обмерзанию на рабочих эксплуатационных режимах.

Целью настоящей работы был анализ известных способов борьбы с обмерзанием теплообменника-конденсатора, описание особенностей противообледенительной оптимизации КПРТ и вариантов решения данной задачи.

## 1. Эксплуатационные особенности работы конденсатора

### 1.1. Назначение и особенности работы конденсатора

**Назначение конденсатора.** Теплообменником-конденсатором называется теплообменник в СКВ типа «петля», устанавливаемый на выходе турбины турбохолодильника. Используется в системе кондиционирования самолета Ту-204 при охлаждения сжатого воздуха (с целью конденсации и последующего удаления из него воды) за счет холодного воздуха с отрицательной температурой, выходящего из турбины. Рабочие параметры теплоносителей представлены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры теплоносителей конденсатора

Параметр	Теплоносители	
	горячий	холодный
Температура	40...60 °С	– 60... – 30 °С
Давление	200...400 кПа	100...120 кПа
Расход	0.5...1.0 кг/с	0.5...1.0 кг/с

**Обмерзание конденсатора.** Основная эксплуатационная проблема конденсатора состоит в том, что охлаждающий теплоноситель должен иметь на рабочем режиме отрицательную температуру. В этом случае картина тепломассообмена резко усложняется: во-первых, в воздухе за турбиной наряду с переохлажденным аэрозолем появляются взвешенные частицы снега и льда; во-вторых, начинают происходить нестационарные процессы обледенения-плавления льда на входных кромках теплообменной секции; в-третьих, в горячем тракте возникают условия для замерзания сконденсировавшейся влаги. Таким образом, при проектировании конденсатора необходимо предусмотреть противообледенительные меры, препятствующие обледенению в горячем тракте и намерзанию снега на передние кромки теплообменной секции в холодном тракте.

### 1.2. Противообледенительные системы конденсатора

**Конденсатор Андерсона (патент США № 1246963).** В отличие от предыдущего конденсатора (без вмешательства в его конструкцию) суть этого и

следующего варианта как раз состоит в конструктивном изменении теплообменника. В частности, в варианте Андерсона предлагается обогревать непосредственно входные кромки пластин по холодному тракту. При поддержании температуры на них выше нуля градусов поверхность работает как бы в режиме «теплого ножа»: выпадающая на нее снежная масса сразу же подплавляется и уносится в каналы холодного тракта. Тем самым предотвращаются отложение снега на входном фронте и все негативные последствия. Обогревать входные кромки предлагается по принципу воздушно-тепловой противообледенительной системы (ПОС).

## 2. Особенности эксплуатационной оптимизации конструкции конденсатора

**Отношение термических сопротивлений.** Для задачи оптимизации конструкции теплообменников наиболее удобным обобщенным критерием является отношение термических сопротивлений холодного и горячего тракта  $RR$  [4-5]:

$$RR = \frac{R_2}{R_1} = \frac{Re_1 \varphi_1}{Re_2 \varphi_2} = \frac{Re_1 \varphi_1}{Re_2 \varphi_2} = R_{Re} R_\varphi, \quad (1)$$

где  $Re_1, Re_2$  – исходные значения режимов течения теплоносителей;  $\varphi_1, \varphi_2$  – коэффициенты оребрения теплообменной поверхности;  $R_{Re}$  фактор, описывающий соотношение режимных параметров теплоносителей;  $R_\varphi$  фактор, описывающий соотношение площадей оребрений. Изменяя входящие в них числа  $Re_1, Re_2$  и  $\varphi_1, \varphi_2$ , можно получить любой требуемый вариант  $RR$ . Случай тепловой защиты холодного тракта  $RR > 1$ . В этом случае термическое сопротивление с холодной стороны должно быть больше, чем с горячей: тогда температура теплообменной поверхности будет существенно выше и ближе к горячему теплоносителю.

### 2.2. Влияние на теплопередачу компоновки теплообменника

**Одноходовые теплообменники.** В первой серии экспериментов варьирование отношения термических сопротивлений  $RR$  задавалось с помощью компоновки теплообменной секции. Основная идея состояла в изменении соотношения живых сечений (скоростей теплоносителей – режимного фактора  $R_{Re}$ ) при фиксированных оребрениях (геометрическом факторе  $R_\varphi$ ) и одинаковом объеме теплообменника. Было рассмотрено сорок типоразмеров при неизменном объеме теплообменника, площади теплообмена и режиме работы ( $T_{г\text{вх}} = 30\text{ }^\circ\text{C}$ ,  $T_{х\text{вх}} = -50\text{ }^\circ\text{C}$ ). В случае увеличения проходного сечения холодного воздуха температура поверхности достигает своего максимального значения  $+7\text{ }^\circ\text{C}$ , что приводит 90 % поверхности пластины выше нуля градусов.

**Многоходовые теплообменники.** Во второй серии экспериментов отношение термических сопротивлений  $RR$  задавалось с помощью изменения числа ходов по горячему тракту по трем вариантам: двух-, трех- и четырехходовой теплообменники. Тем самым изменялся режимный фактор  $R_{Re}$  и отношение термических сопротивлений в диапазоне  $RR = 1 \dots 4$ . Увеличение числа ходов приводит к благоприятному перераспределению температуры

пластины. В частности, наблюдается рост температуры в наиболее холодной части пластины, в то время как среднее ее значение изменяется незначительно.

**Переменное отношение термических сопротивлений.** В третьей серии расчетов была выполнена модификация разработанной ранее двухмерной модели расчета теплопередачи в перекрестно-точном компактном пластинчато-ребристом теплообменнике [6...7]. В частности в алгоритм разработанного прикладной пакета программ [7], представлявшего собой трехэтапный специализированный расчет компактного перекрестно-точного теплообменника, был добавлен четвертый этап. На этом шаге исходная сетка 100x100 ячеек двухмерной модели по оси  $x$  и  $y$  была разбита на четыре равных сектора I ... IV по длине горячего и холодного тракта. В итоге теплопередающая поверхность была разбита на 16 элементарных «теплообменников» (с сеткой 25x25 ячеек), в каждом из которых задавались свои геометрические параметры оребрений.

При изменении оребрения по обоим трактам происходит сложение двух эффектов: «разрезание» распределения температуры на четыре близких по температуре участка, «сужение» перепада температур теплообменной поверхности. В итоге происходит суммарное увеличение температуры теплообменной поверхности и резкое сокращение перепада температуры. Анализируя поля температур теплообменной поверхности, можно сделать вывод, что это совместное изменение отношения термических сопротивлений является самым оптимальным приемом, так 100% пластины имеет температуру выше 0°C и процент обмерзания поверхности достигает 0 %.

### **Заключение.**

В работе представлены известные способы борьбы с обмерзанием, описание особенностей предложенной эксплуатационной оптимизации теплообменника-конденсатора, а также результаты численного исследования и анализа получения теплообменника-конденсатора с заданным распределением температур теплообменной поверхности, препятствующим обмерзанию теплообменной поверхности. Проведенное исследование тепловой защиты холодного тракта теплообменника-конденсатора позволило: 1) установить причины обмерзания конструкции КПРТ; 2) разработать основные принципы противообледенительной оптимизации конденсатора; 3) обосновать и предложить основные технические приемы изменения конструкции КПРТ, позволяющие исключить отрицательные температуры теплообменной поверхности; 4) исследовать эффективность предложенных вариантов оптимизации конденсатора; 5) решить актуальную проблему создания незамерзающей конструкции КПРТ, позволяющую повысить надежность и ресурс теплообменника-конденсатора авиационной системы кондиционирования воздуха.

Результаты работы представляют практический интерес при проектировании теплообменного оборудования, работающего на влажном воздухе при отрицательных температурах.

### **Библиографический список:**

1. Кейс В.М., Лондон А.Л. Компактные теплообменники. М.: Энергия, 1967. – 223 с.
2. Справочник по теплообменникам: в 2 т. / Пер. с англ. – М.: Энергоатомиздат, 1987.
3. Воронин Г.И. Конструирование машин и агрегатов систем кондиционирования. М.: Машиностроение, 1978. – 554 с.
4. Чичиндаев А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Часть 1. Теоретические основы: Учеб. пособие для студ. вузов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 400 с. - (Серия «Учебники НГТУ»).
5. Чичиндаев А.В. Оптимизация компактных пластинчато-ребристых теплообменников. Часть 2. Примеры расчета и справочные материалы: Учеб. пособие для студ. вузов. – Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 208 с. - (Серия «Учебники НГТУ»).
6. Чичиндаев А.В. Тепломассообмен влажного воздуха в компактных пластинчато-ребристых теплообменниках : монография / А.В. Чичиндаев. – Новосибирск : изд-во НГТУ, 2012. - 298 с. (Серия «Монографии НГТУ»)
7. Чичиндаев А.В. Исследование влияния переменного отношения термических сопротивлений на поля температур в теплообменнике-конденсаторе СКВ / А. В. Чичиндаев // Энергетика и теплотехника: сб. науч. трудов / под ред. акад. РАН В. Е. Накорякова. – Новосибирск, Изд-во НГТУ, 2015. – Вып. 19. – С. 181-187.

## FEATURES WORK AND OPTIMIZATION OF HEAT EXCHANGER-CONDENSER ACS

*Chichindaev Aleksander Vasilevich, Doctor of Technical Sciences, Professor,*

*e-mail: [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)*

*Kirilenko Aleksander Ivanovich, graduate student,*

*e-mail: [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)*

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

### Abstract

The paper deals with well-known ways of dealing with those freeze-up-exchanger-condenser ACS and describes the features of the proposed operational optimization of the heat exchanger. In conclusion, the results of a numerical study aimed at obtaining the specified temperature distribution of the heat exchange surface, obstructions frosting the heat exchanger-condenser.

**Keywords:** exchanger-condenser, freezing, heat transfer surface-icing system.

УДК 629.7.035.55

## ВИНТОМОТОРНЫЕ УСТАНОВКИ С УПРАВЛЯЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ

*Чичиндаев Георгий Александрович, аспирант;*

*Курлаев Николай Васильевич, д.т.н., профессор*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-06-42

*Чичиндаев Г.А., e-mail: [sky\\_fighter2@mail.ru](mailto:sky_fighter2@mail.ru)*

*Курлаев Н.В., e-mail: [kurlayev@craft.nstu.ru](mailto:kurlayev@craft.nstu.ru)*

*Адрес для корреспонденции: Курлаев Николай Васильевич, Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия, г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. 346-06-42*

### Аннотация

В настоящей работе рассматриваются проблемы разработки винтомоторных установок с управляемым вектором тяги. Проводится анализ известных конструктивных схем, а также направления дальнейшего развития и практического приложения управляемого вектора тяги применительно винтомоторным установкам.

**Ключевые слова:** управляемы вектор тяги, винтомоторные установки, беспилотные летательные аппараты.

На сегодняшний день управляемый вектор тяги (УВТ) является одним из требований к современным боевым самолетам поколений 4+ и 5-го. Его использование позволяет выводить самолеты на закритические углы атаки, при этом сохраняя контроль над летательным аппаратом.

Основным принципом работы систем УВТ является изменение направления тяги, за счет которого изменяются моменты вращения относительно центра инерции самолета. Это позволяет иметь возможность сохранять управление самолетом в то время, когда обычные рулевые поверхности становятся неэффективными – на больших углах атаки и на малых скоростях, при которых моментов сил от аэродинамических рулей становится недостаточно.

Несмотря на меньшую тяговооруженность, подобный принцип можно использовать и на самолетах с винтомоторными двигательными установками. Здесь изменение общего вектора тяги можно добиться за счет секторного кратковременного изменения угла установки лопастей. Подобный принцип расписан в патенте [1]. К плюсам схемы, описанной в этом патенте, можно отнести управление вектором тяги по всем трем каналам – крен, рыскание и тангаж. Главным недостатком – использование подобной схемы возможно только на беспилотных ЛА в виду расположения лопастей вблизи центра тяжести.

Для применения систем с УВТ на пилотируемых винтомоторных летательных аппаратах необходимо располагать винт вдали от центра тяжести – в носовой или хвостовой части. Из-за конструктивных сложностей, наиболее целесообразной является не соосная, а одновинтовая схема с изменением вектора тяги по двум направлениям – тангажу и рысканию. Данные каналы управления являются наиболее важными при выводе самолета из режима штопора; увеличение диапазона скоростей, на которых возможно эффективное управление является основной причиной, по которой подобные устройства целесообразно применять УВТ на винтомоторных пилотируемых летательных аппаратах.

Дополнительное отклонение лопастей с образованием конусообразной поверхности вращения также способствует увеличению эффективности винта как средства изменения положения ЛА относительно набегающего потока.

Расчет подобных режимов крайне сложен ввиду двух факторов:

1. неустановившийся характер обтекания лопастей;
2. отсутствие достаточного количества данных и методов расчета винтов с конусообразной формой вращения лопастей.
3. сложность, продолжительность и ненадежность численного моделирования.

Все это вытекает в необходимость постройки специального стенда, который бы позволил рассмотреть как неустановившиеся процессы обтекания и найти выражение в безразмерных величинах, так и характеристики винта с конусообразной поверхностью вращения лопастей.

### **Библиографический список:**



1. Патент 2122510 РФ, МКИ В 64 С 15/00. Управление положением летательных аппаратов в воздухе, управление высотой и направлением полета с использованием реактивной силы / М. П. Симонов; заявитель Акционерное общество открытого типа "ОКБ Сухого"; 98104430/28; заявл. 24.03.1998; опубл. 27.11.1998.

## **PROPELLER INSTALLATION WITH THRUST VECTOR CONTROL**

*Chichindaev Georgiy Aleksandrovich, graduate student,*

*e-mail: [sky\\_fighter2@mail.ru](mailto:sky_fighter2@mail.ru)*

*Kurlaev Nikolay Vasilevich, Doctor of Technical Sciences, Professor,*

*e-mail: [kurlayev@craft.nstu.ru](mailto:kurlayev@craft.nstu.ru)*

Novosibirsk State Technical University,

20, Prospekt K. Marksa, Novosibirsk, 630073, Russia

### **Abstract**

In this paper we consider the problem of the development of propeller systems with thrust vector control. The analysis of known construction schemes, as well as areas for further development and practical application of thrust vector control propellers are applied.

**Keywords** controlled vector thrust, propeller installation, unmanned aerial vehicles.

## СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖЕЙ И ПАССАЖИРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Шакин Алексей Дмитриевич, студент;*

*Дьяченко Юрий Васильевич, д.т.н., профессор*

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

*Шакин А.Д.*, e-mail [shakin-1996@mail.ru](mailto:shakin-1996@mail.ru)

*Дьяченко Ю.В.*, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

*Адрес для корреспонденции: Дьяченко Юрий Васильевич,*

Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел. (913)737-55-78

### **Аннотация**

Целью статьи является анализ и изучение существующих на сегодняшний день средств спасения экипажей и пассажиров летательных аппаратов (ЛА), при возникновении аварийной ситуации. Исследованы проблемы, которые возникают при необходимости эвакуации людей из аварийного ЛА, а также воздействие опасных факторов на организм человека, которые могут привести к травмам или смертельным случаям. Рассмотрены основные методы решения проблем покидания ЛА для гражданской и военной авиации с помощью различных специальных технических устройств, а также способы уменьшения ударных перегрузок за счет использования ударопоглощающих материалов, применяемых при создании конструкции современных ЛА.

**Ключевые слова:** системы жизнеобеспечения, системы аварийного покидания самолета, эвакуация, гражданская авиация, военная авиация, экипаж, пассажиры.

В настоящее время современные ЛА являются самыми надежными средствами передвижения из всех существующих. Однако, при возникновении аварийной ситуации вероятность гибели пассажиров и экипажа очень велика. Это связано с тем, что при ударе конструкции ЛА об землю на организм человека действуют колоссальные перегрузки. Также при крушении в различных отсеках ЛА возникает пожар, что приводит к задымлению, дезориентации в пространстве и отравлению людей продуктами горения. Для военной и легкой авиации возникает проблема возможного столкновения летчика с различными частями конструкции, при самостоятельном покидании кабины. Таким образом, в конструкции ЛА должны быть предусмотрены системы, которые в случае аварийной ситуации спасут жизни пассажиров и экипажа.

В настоящей работе рассматриваются системы спасения, применяемые для военных и гражданских ЛА. Основным средством спасения, используемым для военных самолетов, является катапультное кресло, основной задачей

которого является выброс летчика из самолета и поднятия его на определенную высоту, чтобы не допустить столкновения с хвостовым оперением. Существует четыре возможных направления катапультирования: вверх лицом к потоку, вниз лицом к потоку, вверх спиной к потоку, вниз спиной к потоку. Катапультирование вверх лицом к потоку является наиболее эффективным, так как обеспечивает безопасность в широком диапазоне скоростей и высот полета. Также разрабатывались спасательные капсулы и отделяемые кабины, которые упрощают используемое высотное снаряжение и условия выживания после приземления. Однако, на сегодняшний день данный вид спасательного устройства не применяется, так как уменьшается надежность и увеличивается масса планера.

В гражданской авиации катапультирование пассажиров и экипажа невозможно, поэтому основными направлениями обеспечения безопасности являются: сохранение жесткости пространства кабины, фиксация членов экипажа и пассажиров в кресле, а также снижение перегрузок до допустимых значений. Для быстрого покидания упавшего самолета применяются специальные надувные трапы, которые приводятся в действие вместе с открыванием аварийного выхода. При разгерметизации самолета на больших высотах используются кислородные маски, которые компенсируют недостаток кислорода пассажирам и членам экипажа. Полный комплект аварийно-спасательного оборудования пассажирского самолета представлен на Рис. 1.

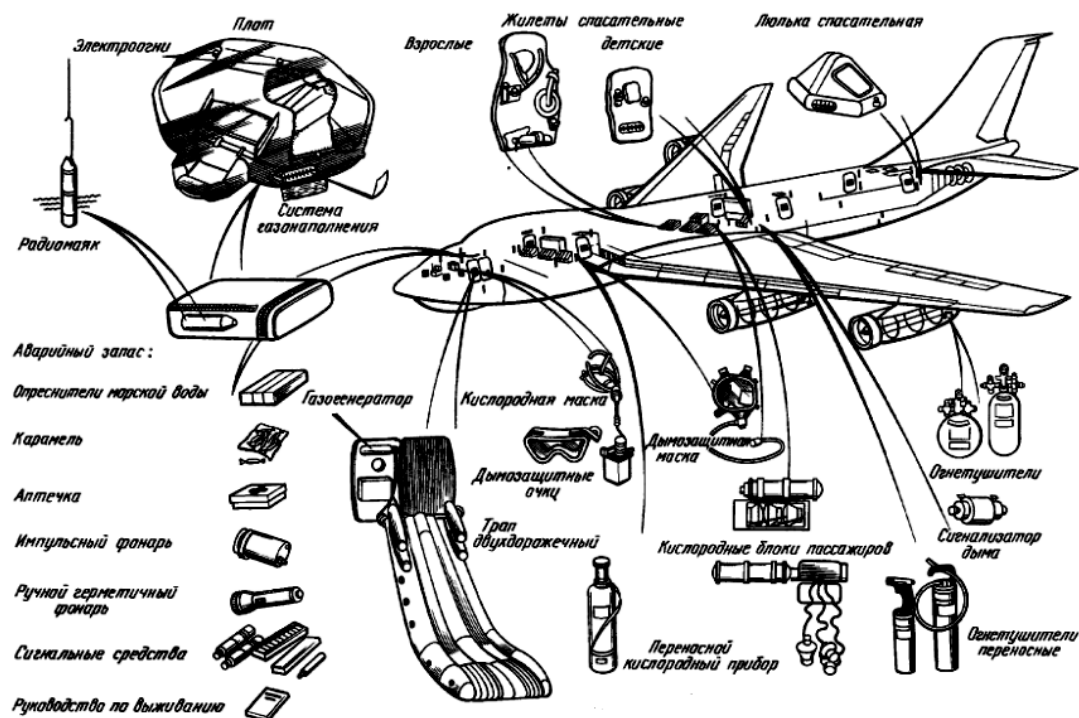


Рис 1. Аварийно-спасательное оборудование пассажирского самолета

Спасение экипажей вертолетов представляет собой сложную задачу, так как по статистике смертных случаев на 100 000 летных часов при авариях вертолетов приблизительно в три раза выше, чем при авариях самолетов. Катапультирование становится очень сложной технической задачей, так как

необходим отстрел лопастей несущих винтов. Поэтому основным способом спасения членов экипажа вертолетов является уменьшение действующих перегрузок, за счет применения энергопоглощающих кресел, а также ударопоглощающих конструкций шасси и нижней части фюзеляжа.

В работе приведено исследование различных последствий аварийных ситуаций и варианты систем аварийного спасения пассажиров и членов экипажа.

#### **Библиографический список:**

1. М. Г. Акопов, В. И. Бекасов, А. М. Матвеев и др. Системы оборудования летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 2005. – 558 с.
2. Расчет траектории полета катапультного кресла : учеб. пособие / Ю. В. Дьяченко, А. В. Чичиндаев. Новосибирск : Издательство НГТУ, 2000. – 63 с.
3. Средства спасения экипажа самолета / С.М. Алексеев, Я.В. Балкинд, А.М. Гершкович и др. М. : Машиностроение, 1975. – 431 с.
4. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Новосибирск : Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с

#### **EMERGENCY RESCUE SYSTEMS FOR THE CREW AND PASSENGERS OF AIRCRAFTS**

*Shakin Aleksey Dmitrievich, D'jachenko Jurij Vasil'evich*

*Shakin A. D.*, student, email [shakin-1996@mail.ru](mailto:shakin-1996@mail.ru)

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

*D'jachenko Ju. V.*, D.Sc. (Engineering), Professor, e-mail [tff\\_nstu@rambler.ru](mailto:tff_nstu@rambler.ru)

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

**Abstract.** The purpose of the article is to analyze of modern rescue system designed for passengers and crews of aircraft in emergency situation. The article has review problems arising during evacuation people from emergency airplane and impact hazards on the human, that can lead to injures or death. There are a ways of solving the problems of leaving aircraft for civil and military aviation and ways reduce impact loads with help different technical devices and impact-absorbent materials using during designed and created the aircraft.

**Keywords:** life-support systems, aircraft emergency escape, evacuation, civil aviation, military aircraft, crew, passengers.

## ИССЛЕДОВАНИЕ ИСПАРЕНИЯ КАПЕЛЬ ЖИДКОСТИ НА ПОРИСТОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ НАЛИЧИИ ВДУВА

*М.Ю. Шлюпиков<sup>1,2</sup>; А.Н. Стерлягов<sup>2</sup>*

<sup>1</sup> Институт теплофизики СО РАН им. С.С. Кутателадзе, г. Новосибирск  
630090, Новосибирск, пр-т Лаврентьева, 1

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск,  
630073, г. Новосибирск, пр-т К.Маркса, 20

*Шлюпиков М.Ю.*, email [blooqe@gmail.com](mailto:blooqe@gmail.com)

*Стерлягов А.Н.*, email [30j@mail.ru](mailto:30j@mail.ru)

**Аннотация:** В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований особенностей процессов испарения при попадании капли жидкости на поверхность пористого материала при наличии вдува воздуха.

**Ключевые слова:** Испарение капли жидкости, пористая поверхность, вдув воздуха, температура поверхности капли.

Исследование процессов тепло- и массопереноса при испарении капель жидкости является актуальной фундаментальной научной проблемой. Кроме того, интерес к исследованиям испарения капель жидкости связан с разнообразными практическими приложениями, начиная от возможности проведения медицинской диагностики и решения проблем биостабильности белка до выбора оптимальных режимов сушки красителей, разработки современных методов печати для струйных принтеров, создания наноструктур и ряда других направлений [1-3].

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований особенностей процессов испарения при попадании капли жидкости на поверхность пористого материала. В качестве пористого материала, использовалась пористая пластина из меди (удельный вес  $4590 \text{ кг/м}^3$ ) пористостью 50%, толщиной 3 мм, а также – пористая пластина из полипропилена (удельный вес  $149 \text{ кг/м}^3$ ) пористостью 85%, толщиной 3 мм. В экспериментах исследовалось испарение капель объемом 5 мкл, жидкость: дистиллированная вода. Эксперименты выполнялись при температуре и влажности воздуха  $25 \text{ }^\circ\text{C}$  и 35% соответственно. Расход воздуха варьировался от 0 до  $2,5 \text{ м}^3/\text{ч}$ .

В экспериментах одиночную каплю жидкости помещали на поверхность материала, а затем с помощью тепловизионной камеры фиксировалось изменение теплового поля поверхности с течением времени. С помощью полученных в экспериментах термограмм (распределения температуры на поверхности материала) исследована динамика изменения температурного поля в испаряющейся капле поверхностях разной пористости и материалов. Кроме того в экспериментах с помощью скоростной видеосъемки контролировалось изменение формы капли (высота, диаметр, угол смачивания) и определялось

время испарения. На основании полученных в экспериментах данных были получены зависимости времени испарения капле жидкости на медной пористой поверхности и полипропиленовой пористой при различном расходе продуваемого воздуха (рис. 1).

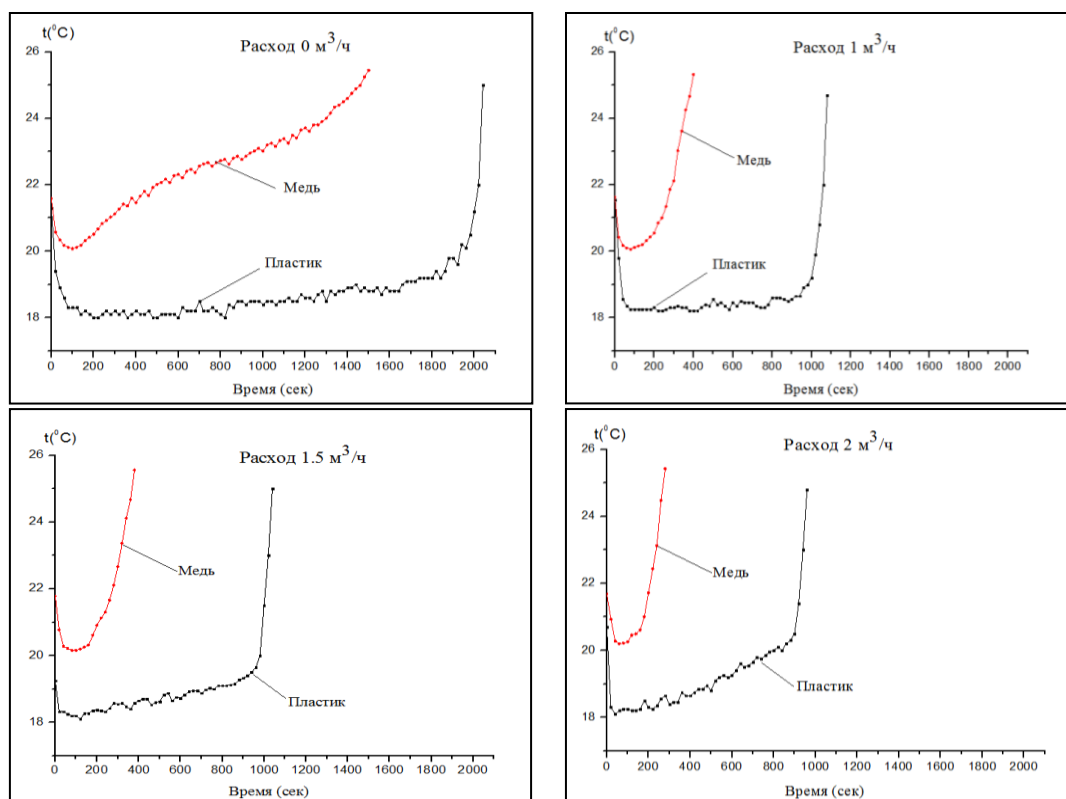


Рис. 1. Время испарения капле воды на поверхностях пористых материалов при различном расходе ддуваемого воздуха.

Представленные на рис. 1 графики наглядно показывают различия во времени испарения капли жидкости на поверхностях пористого полипропилена (пластика) и пористой меди. Видно, что с увеличением вдува, скорость испарения капли возрастает. Кроме того полученные экспериментальные данные показывают, что испарение капле воды на поверхности пористой меди протекало существенно быстрее, чем на поверхности пористого полипропилена (пластика). Это обусловлено свойствами самого материала поверхности (коэффициентом теплопроводности).

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 14-19-00402).

#### Библиографический список:

1. Сажин, Б.С. Научные основы техники сушки / Б.С. Сажин, В.Б. Сажин. – М. : Наука, 1997. – 448 с
2. Т.А. Яхно и др. Термографическое исследование динамики температурного поля на границе жидкость воздух в каплях водных растворов,

высыхающих на стеклянной подложке /Журнал технической физики, 2012, том 82, вып. 7.

3. H.D. Shin, K.C. Choi, T.Y. Kang, H.S. Lee / Local aggregation characteristics of a nanofluid droplet during evaporation / Int. J. Heat Mass Transf., 72 (2014), pp. 336–344.

## STUDY EVAPORATION OF LIQUID DROPLETS ON A POROUS SURFACE IN THE PRESENCE OF BLOWING

*M.Y. Shlyupikov<sup>1,2</sup>; A.N. Sterlyagov<sup>2</sup>*

1 Institute of Thermal Physics SB RAS. S.S. Kutateladze,  
630090, Novosibirsk, Lavrentiev Ave., 1

2 Novosibirsk State Technical University (Novosibirsk State Technical University)  
630073, Novosibirsk, Karl Marx Prospect, 20

*Shlyupikov M.Y.*, email [blooqe@gmail.com](mailto:blooqe@gmail.com)

*Sterlyagov A.N.*, email [30j@mail.ru](mailto:30j@mail.ru)

**Abstract** This paper presents the results of experimental studies of the features of evaporation processes in contact with the liquid droplets on the surface of the porous material in the presence of air blowing.

**Keywords:** Evaporation of liquid droplets; the porous surface of the blowing air; the surface temperature drops.

## ВЛИЯНИЕ ЛИНЕЙНЫХ ПЕРЕГРУЗОК НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА

*Щетинин Евгений Андреевич, студент;*

*Рыжанков Игорь Сергеевич, студент*

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

*Щетинин Е.А., email [evgenshetinin@gmail.com](mailto:evgenshetinin@gmail.com)*

*Рыжанков И.С., email [ryzhankov.igor.96@mail.ru](mailto:ryzhankov.igor.96@mail.ru)*

*Адрес для корреспонденции: Щетинин Евгений Андреевич,*  
Новосибирский государственный технический университет, 630073, Россия,  
г. Новосибирск, пр. Карла Маркса, 20, тел.+7 (923) 112-64-91

### Аннотация

В настоящей работе представлен обзор особенностей высотно-компенсирующих костюмов разных временных периодов в зависимости от их предназначения. Исследовано влияние линейных ускорений на организм человека. Выполнен комплекс исследований воздействия положительных и отрицательных перегрузок, а так же анализ способов компенсации негативного воздействия.

**Ключевые слова:** линейные ускорения, высотно-компенсирующий костюм, системы жизнеобеспечения.

Рост высоты и скорости полетов требует не только совершенствования техники, необходимо также разрабатывать высокотехнологичные индивидуальные системы жизнеобеспечения, чтобы помочь человеку перенести сверхнизкую температуру, разреженный воздух, перегрузки от -5g до 10g, высотную гипоксию от которых пилот может потерять сознание.

Целью настоящей работы является обзор особенностей высотно-компенсирующих костюмов в зависимости от целей применения. Исследование влияние линейных ускорений на организм человека и анализ способов компенсации негативного воздействия.

*Высотно-компенсирующие костюмы.* Способом борьбы с высотной болезнью является дыхание с помощью специальной кислородной маски или использование герметичного высотного костюма, в который под давлением подается кислород. Компания V.F. Goodrich разработала и изготовила специальный герметичный костюм со шлемом, благодаря которому пилот Уайли Пост смог совершить стратосферный перелет из Калифорнии в Кливленд в 1935 году. В годы войны на винтовых самолетах активно использовались кислородные маски. В США маску модели А-14 создал Артур Булбулян. А-14 была модификацией универсальной медицинской маски BLV (Boothby, Lovelace и Bulbulian), но была сделана морозостойкой, включала



микрофон для радиосвязи и позволяла пилоту разговаривать и есть вместе с маской.

Начало эры реактивной авиации потребовало разработки новых, легких и эффективных высотных костюмов, которые позволяли пилоту работать на высотах более 20 км. Для полетов на первом сверхзвуковом самолете НАСА Х-1 Джеймс Генри из Университета Южной Калифорнии разработал специальный костюм парциального давления. Для полетов на самолетах МиГ-25 и SR-71 требуются скорее космические скафандры. Высота полета более чем 35 км уже была ближе к космосу, чем к земле.

Дальнейший рост высоты полета выдвигает ряд новых сложных проблем. Одним из возможных путей их решения считается создание специального герметического скафандра, который позволит избежать применения герметической кабины. Такой скафандр представляет собой воздухонепроницаемый костюм. Он снабжен специальной аппаратурой для поддержания в нем необходимого давления воздуха и соответствующего содержания кислорода.

Костюм ППК-7(ПАК-ФА) предназначен для летчиков фронтовой авиации и обеспечивает повышение переносимости летчиком пилотажных перегрузок. ППК – 7 выполняет функцию полетного костюма.

Новый комплект высотно-компенсирующего снаряжения ВКК-17 обеспечивает спасение летчика при разгерметизации кабины на высоте до 23 тысяч метров. Высотный компенсирующий костюм выполнен из более плотной ткани и снабжен специальным утеплителем. Он позволяет пилоту выжить при разгерметизации кабины на большой высоте полета или при катапультировании.

*Линейными перегрузками* называют продолжительные перегрузки, возникающие в процессе выполнения динамических манёвров самолёта и направленные по главным осям тела человека. Влияние линейных перегрузок на человека определяется тем, что направление их действия в первую очередь сказывается на циркуляции крови в кровеносной системе. Основные ее сосуды ориентированы вдоль продольной оси тела человека, поэтому при воздействии произвольной перегрузки происходит изменение гидростатического давления крови в отдельных областях кровеносной системы за счет появления там инерционных сил того либо иного знака. Изменение кровоснабжения за счет действия перегрузки называют гемодинамическим. В настоящей работе выполнен комплекс модельных исследований влияния положительных и отрицательных линейных ускорений на перераспределение крови по тканям, а также произведен расчет с учетом компенсирующего костюма.

*Воздействие положительных перегрузок.* При создании положительных линейных ускорений (катапультирование вверх или старт ракеты) инерционные силы утяжеляют тело и создают условия для перераспределения крови в нижнюю часть тела. При этом уменьшается кровоснабжение мозга, очень чувствительного к потере кислорода.

*Воздействие отрицательных перегрузок.* При создании отрицательных линейных ускорений (падение вниз, вращение самолёта или фигуры высшего пилотажа) инерционные силы перераспределяют кровь в верхнюю часть тела, в частности, происходит резкий приток крови в голову. Этот вид перегрузки переносится наиболее трудно, поскольку сосуды головного мозга переполняются кровью, давление в них повышается вплоть до их разрыва.

*Воздействие боковых перегрузок.* Гемодинамические изменения при боковых и поперечных перегрузках выражены в меньшей степени, однако уже при  $n = 13$  возникают застойные явления в периферических сосудах.

*Травматическое действие перегрузок.* Кроме гемодинамических изменений при воздействии перегрузок возможны смещения внутренних органов и их деформация. При  $n > 20$  возможны травматические нарушения опорно-двигательной системы (разрыв связок, переломы, смещения костей и т. д.). В зависимости от направления и продолжительности перегрузки приняты предельно допустимые их значения. Наиболее травмоопасным при воздействии линейных ускорений является положение «стоя», для положения «сидя» границы биологических порогов смещаются в большие значения  $n$ . При положении «лежа» кровеносные сосуды располагаются в плоскости сердца, что максимально нейтрализует воздействие перегрузок.

*Заключение.* Результаты исследований воздействия линейных перегрузок на организм человека и анализ способов компенсации негативного воздействия могут быть полезны для расширения рамок экспериментов при разработке индивидуальных систем жизнеобеспечения, в том числе передовых высотно-компенсирующих костюмов.

### **Библиографический список:**

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. Исследование воздействия высотных факторов на человека : методические указания к лабораторным работам, курсовому и дипломному проектированию для специальностей 160100, 160202, 551013 для 4-6 курсов ФЛА дневного отделения / Новосиб. гос. техн. ун-т ; [сост. А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева]. - Новосибирск, 2006. - 74, [1] с. : ил. - Режим доступа: <http://www.library.nstu.ru/fulltext/metodics/2006/chichind.rar>

3. Ю. В. Дьяченко, В.А. Спарин, А.В. Чичиндаев. Системы жизнеобеспечения летательных аппаратов. Серия «Учебник НГТУ». Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2003. – 512 с.

4. Чичиндаев А. В. Исследование воздействия эффекта вращения крови на гемодинамические параметры кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 7. – С. 38–42.

5. Чичиндаев А. В. Численное моделирование кровеносной системы человека / А. В. Чичиндаев, И. В. Фомичева, В. В. Толстошеева // Авиакосмическое приборостроение. – 2006. – № 11. – С. 35–46.

## INFLUENCE OF LINEAR ACCELERATION ON THE HUMAN

**Shhetinin Evgenij Andreevich, Ryzhankov Igor' Sergeevich**

*Shhetinin E.A.*, student, email [evgenshetinin@gmail.com](mailto:evgenshetinin@gmail.com)

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

*Ryzhankov I. S.*, student, email [ryzhankov.igor.96@mail.ru](mailto:ryzhankov.igor.96@mail.ru)

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

**Abstract.** This paper presents the research of the influence of linear acceleration on the human. A complex of model studies on the effects of positive and negative accelerations. The analysis of the ways to compensate the negative impact. An overview of the features pressure suit different time periods depending on their destination.

**Keywords** linear acceleration, pressure suit, life-support systems.

## СОДЕРЖАНИЕ

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ.....	5
--------------------------	---

*Родионов А. И.*

<b>К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ГЕОРГИЯ СЕРГЕЕВИЧА МИГИРЕНКО (TO THE 100 ANNIVERSARY GEORGE S. MIGIRENKO)</b> Новосибирский государственный технически университет, (г. Новосибирск);.....	5
---	---

*Атапин В. Г.*

<b>К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ИВАНА ВАСИЛЬЕВИЧА РОДИОНОВА (TO THE 100 ANNIVERSARY IVAN V. RODIONOV)</b> Новосибирский государственный технически университет, (г. Новосибирск);.....	11
---	----

*Матеев К. А.*

<b>ЛЕВ МОИСЕЕВИЧ КУРШИН - ОРГАНИЗАТОР КАФЕДРЫ ПЛА, ЧЛЕН НАЦИОНАЛЬНОГО КОМИТЕТА СССР ПО ТЕОРЕТИЧЕСКОЙ И ПРИКЛАДНОЙ МЕХАНИКЕ. К 90-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ (LEV M. KURSHIN - ORGANIZER OF THE DEPARTMENT OF PLA, MEMBER OF THE NATIONAL COMMITTE OF THE USSR ON THEORETICAL AND APPLIED MECHANICS TO THE 90 ANNIVERSARY SINCE THE BIRTH OF)</b> Новосибирский государственный технически университет, (г. Новосибирск);.....	14
--	----

*Марчук А. Г.*

<b>ФОКУСИРОВКА ВОЛН И ПРОГНОЗ ЗАТОПЛЕНИЯ ОТ ЦУНАМИ (TSUNAMI WAVE FOCUSING AND THE FORECAST OF SHORE INUNDATION)</b> Новосибирский государственный технически университет, (г. Новосибирск);.....	20
--	----

**СЕКЦИЯ: САМОЛЕТО-И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ И  
ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И  
ДВИГАТЕЛЕЙ.....26**

1. *Антысев И. Ю.*

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРЫЛА ЗАМКНУТОГО ТИПА ДЛЯ  
ЛЕГКОМОТОРНОГО САМОЛЕТА (THE DESIGN OF THE WING  
CLOSED TO LIGHT AIRCRAFT)**

Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск);  
Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина,  
(г.Новосибирск)..... 26

2. *Баканов С. С.*

**МОДЕРНИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ ФОНАРЯ ЛЕГКОГО  
МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА (MODERNIZATION OF THE DESIGN  
OF THE COCKPIT OF THE EASY MULTI-PURPOSE PLANE)**

Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск);  
Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А. Чаплыгина,  
(г. Новосибирск).....30

3. *Балаганская Е. В*

**КОНВЕРТОПЛАННАЯ ТЕМАТИКА В СОВРЕМЕННОЙ АВИАЦИИ  
(TILTROTOR TOPICS IN MODERN AVIATION)**

<sup>1</sup> Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С.А.Чаплыгина  
(г. Новосибирск);<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....34

4. *Великанова А. И.*

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ БАЛОК ПОЛА ОТСЕКА Ф-1 САМОЛЕТА SSJ-100  
(SUBFLOOR BEAMS DESIGN OF SECTION F-1 FOR SSJ-100 AIRCRAFT)**

Новосибирский государственный технический университет  
(г. Новосибирск).....38

5. *Гартман И. И., Бобин К. Н.*

**СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА  
СТЫКОВКИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА С ЦЕНТРОПЛАНом (IMPROVING  
THE PROCESS JOINING OF INLET COWL WITH THE CENTER WING  
SECTION)**

Новосибирский государственный технический университет  
(г. Новосибирск).....41

6. *Ерофеев М. С., Сокольников Р. А.*  
**РАЗРАБОТКА БИОНИЧЕСКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА (DESIGN BIONIC UNMANNED AERIAL VEHICLE)**  
 Иркутский национальный исследовательский технический университет  
 (г. Иркутск).....43
7. *Жанарова Г. Б., Зверков И. Д.*  
**РАЗРАБОТКА СПАСАТЕЛЬНОГО РАДИОМАЯКА ДЛЯ СВЕРХЛЕГКОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА (DEVELOPMENT RESCUE BAECONS FOR ULTRALIGHT AIRCRAFT)**  
 Новосибирский государственный технический университет  
 (г. Новосибирск).....49
8. *Заец Н. П.*  
**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕПЛОВИЗИОННОЙ ТЕХНИКИ ДЛЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ДЕФЕКТОВ СПЛОШНОСТИ В МНОГОСЛОЙНЫХ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИХ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЯХ (USING THERMAL IMAGING DEVICES TO DETECT DEFECTS IN MULTILAYER AEROSTRUCTURES NONMETALLIC)**  
 Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»  
 (г.Воронеж);.....54
9. *Ковалёв М. А.*  
**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВЫСОКОМЕХАНИЗИРОВАННОГО НОСКА ПЕРСПЕКТИВНОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЁТА (DESIGN OF HIGHLY MECHANIZED MULTIPURPOSE SLAT OF PROSPECTIVE MULTIPURPOSE AIRCRAFT)**  
 Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск); Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, (г. Новосибирск);.....58
10. *Кружков А. С., Румянцев А. Г.*  
**МОДЕРНИЗАЦИЯ СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА (MODERNIZATION OF MEDIUM-RANGE PASSENGER AIRCRAFT)**  
 Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, (г. Новосибирск); Новосибирский государственный технический университет, (г.Новосибирск);.....63

11. *Ризванов Н. М., Бобин К. Н.*

**МОДЕРНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА СБОРКИ ОТСЕКА САМОЛЁТА SSJ100  
(IMPROVING THE PROCESS ASSEMBLAGE MODULE SSJ-100)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г.Новосибирск);.....67

12. *Рынгач Н. А., ЧжуЦзэ*

**ИССЛЕДОВАНИЕ КРИОГЕННОГО УПРОЧНЕНИЯ РЕЖУЩЕГО  
ИНСТРУМЕНТА (STUDY OF CRYOGENIC HARDENING OF CUTTING  
TOOL)**

Новосибирский государственный технический университет  
(г. Новосибирск).....70

13. *Токарева Т. В., Подружин Е. Г.*

**ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЛЕГКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЁТА НА  
БАЗЕ ПРОТОТИПА САМ-5-2БИС (DESIGNING LIGHT MULTIPURPOSE  
AIRCRAFT ON THE BASIS OF THE PROTOTYPE SAM 5-2BIS)**

Новосибирский государственный технический университет  
(г. Новосибирск).....76

**СЕКЦИЯ: ДИНАМИКА И ПРОЧНОСТЬ МАШИН:.....82**

1. *Валишевская А. О., Левин В. Е.*

**К СТАТИЧЕСКОМУ РАСЧЕТУ СИСТЕМЫ КАНАТОВ (TO THE STATIC  
CALCULATION OF THE SYSTEM OF ROPES)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....82

2. *Гилета В. П., Родионов А. И.*

**К 100-ЛЕТИЮ СО ДНЯ РОЖДЕНИЯ ИВАНА ВАСИЛЬЕВИЧА  
РОДИОНОВА (To the 100 ANNIVERSARY Ivan V. Rodionov)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск)////.....87

3. *Матвеев К. А., Мишенина В. С.*

**ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПУАССОНА И  
ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ДЛИНЫ СТЕРЖНЯ НА СОБСТВЕННЫЕ  
ЧАСТОТЫ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ (Assessing the effect of Poisson's  
ratio of the material and of the relative length of the rod on own the frequencies  
longitudinal oscillations)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....91

4. *Матвеев К. А., Прилуков Д. С.*

**УСТОЙЧИВОСТЬ ВАЛОВ И ТРУБОПРОВОДОВ (THE STABILITY OF SHAFTS AND PIPES)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск) .....95

5. *Капустин В. И., Капустьянов М. В.*

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕХНОЛОГИЙ НАНЕСЕНИЯ ПОКРЫТИЯ НА МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ОБРАЗЦОВ СПЛАВА Д16Т\* (About influence of coating technologies on the stress-strain characteristics of samples D16T (Al-Cu-Mg))**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....99

6. *Кириленкова Е. С., Красноруцкий Д. А.*

**О КОЛЕБАНИЯХ В ПЛОСКОСТИ КРИВОЛИНЕЙНОГО ШЛАНГА С ПРОТЕКАЮЩЕЙ ВНУТРИ НЕГО ЖИДКОСТЬЮ (About vibrations in plane of the curved hoses with flowing liquid inside)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....104

7. *Кочетов А. С., Красноруцкий Д. А., Левин В. Е.*

**МЕТОДИКА РАСЧЕТА УСИЛИЙ В ГИБКИХ ЭЛЕМЕНТАХ ПРИ ШВАРТОВКЕ ГРУЗОВ (Method for calculating tensile forces in flexible elements of cargo lashing)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....110

8. *Куриленко Г. А., Мазко Т. И.*

**ТЕРМОГРАФИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ИНДИВИДУАЛЬНЫХ ПРЕДЕЛОВ ВЫНОСЛИВОСТИ (DEFINITION OF INDIVIDUAL ENDURANCE LIMITS BY THERMOGRAPH METHOD)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г.Новосибирск).....118



9. Лапердин А. И.<sup>1</sup>, Юркевич В. Д.<sup>2</sup>

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СТЕНДА ДЛЯ ПРОЧНОСТНЫХ ИСПЫТАНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ (EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE DYNAMIC PROPERTIES OF THE STAND FOR STRENGTH TESTS OF AIRCRAFT STRUCTURES)**

<sup>1</sup>Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, (г. Новосибирск) <sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....123

10. Леган М. А.<sup>1,2</sup>, Блинов В. А.<sup>1</sup>

**РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ДИСКОВ С ОТВЕРСТИЯМИ ПРИ СОВМЕСТНОМ ИСПОЛЬЗОВАНИИ МЕТОДА ГРАНИЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ И НЕЛОКАЛЬНЫХ КРИТЕРИЕВ РАЗРУШЕНИЯ (Strength calculations of perforated disc with combined use of the boundary element method and non local fracture criteria)**

<sup>1</sup>Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, (г. Новосибирск),<sup>2</sup>Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....129

11. Немировский Ю. В.<sup>12</sup>, Моховнев Д. В.<sup>1</sup>, Стасюк Н. П.<sup>1</sup> **ОПТИМИЗАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ НАГРУЖЕНИЯ В БЕТОННЫХ АРКАХ (OPTIMIZATION LOADING PARAMETERS IN CONCRETE ARCHES)**

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск),<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христановича Сибирского отделения РАН, (г. Новосибирск).....135

12. Немировский Ю. В.<sup>12</sup>,

**ДИНАМИКА ГИБРИДНЫХ УПРОЧНЯЮЩИХСЯ БАЛОК**

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск),<sup>2</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христановича Сибирского отделения РАН, (г. Новосибирск).....141

13. Нягулов М. Р., Рыков А. А.

**ВЛИЯНИЕ НЕЛИНЕЙНОСТИ УПРУГОЙ СВЯЗИ НА ВИБРОЗАЩИТНЫЕ СВОЙСТВА СИСТЕМЫ (THE INFLUENCE OF THE NONLINEARITY OF ELASTIC COUPLING ON VIBRATION ISOLATION PROPERTIES OF THE SYSTEM)**

Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....147

14. Новоселов А. Н.<sup>1</sup>, Леган М. А.<sup>1,2</sup>

**ОБРАЗОВАНИЕ КОЛЬЦЕВЫХ ТРЕЩИН В СТЕКЛЕ ПРИ  
КОНТАКТНОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ (FORMATION CIRCULAR  
CRACKS IN GLASS UNDER CONTACT)**

<sup>1</sup> Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН, (г. Новосибирск); <sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....151

15. Остроменский П. И.<sup>1</sup>, Волошин А. В.<sup>2</sup>, Сырецкий Г. А.<sup>3</sup>

**ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ РЕЖИМОВ  
ВИБРОИСПЫТАНИЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ НА  
ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИХ СТЕНДАХ (THE WAYS TO INCREASE  
THE ACCURACY OF REPRODUCTION VIBRATION TEST CONDITIONS  
OF RADIOELECTRONICS ON THE ELECTRODYNAMIC SHAKERS)**

<sup>1</sup> Сибирский государственный университет путей сообщения, (г. Новосибирск); <sup>2</sup> Научно-исследовательский институт электронных приборов, (г. Новосибирск); <sup>3</sup> Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....157

16. Пель А. Н., Шкирко С. А.

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ МОДУЛЯ СДВИГА  
ТРЕХСЛОЙНОЙ ПАНЕЛИ С ЗАПОЛНИТЕЛЕМ ИЗ ПЕНОПЛАСТА  
(Experimental determination of the shear modulus of sandwich panels with filler  
from foam)**

Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....161

17. Петров Д. М.<sup>1,2</sup>, Банищикова И. А.<sup>2</sup>, Цвелодуб И. Ю.<sup>2</sup>

**МОДЕЛИРОВАНИЕ КРУЧЕНИЯ АНИЗОТРОПНЫХ СТЕРЖНЕЙ  
КРУГЛОГО СЕЧЕНИЯ ПРИ ПОЛЗУЧЕСТИ (MODELLING OF  
CIRCULAR ANISOTROPIC RODS TORSION AT CREEP)**

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск); <sup>2</sup> Институт гидродинамики им. М. А. Лаврентьева СО РАН, (г. Новосибирск).....168

18. *Редькин А. А.*  
**ОСОБЕННОСТИ УЧЕТА НАЧАЛЬНОЙ НЕПРЯМОЛИНЕЙНОСТИ ПРИ РАСЧЕТЕ УПРУГИХ ИЗГИБНЫХ КОЛЕБАНИЙ ТРУБЫ (ASPECTS OF ACCOUNTING INITIAL CURVATURE IN ELASTIC BENDING TUBE VIBRATIONS CALCULATION)**  
 Тульский государственный университет, (г. Тула).....173
19. *Родионов А. И., Сырецкий Г. А., Занина Э. А.*  
**ДИНАМИКА ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОГО ИСПЫТАТЕЛЬНОГО СТЕНДА ТИПА ГМК-1**  
 Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....179
20. *Романова Т. П.*  
**МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ ГИБРИДНЫХ ОРТОГОНАЛЬНО АРМИРОВАННЫХ СЛОИСТЫХ ПОЛИГОНАЛЬНЫХ ПЛАСТИН С ЖЕСТКОЙ ШАЙБОЙ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ВЗРЫВНЫХ НАГРУЗОК (MODELING OF DYNAMIC BEHAVIOR OF HYBRID ORTHOGONAL REINFORCED LAYER POLYGONAL PLATE WITH RIGID INSERT UNDER EXPLOSIVE LOADS)**  
 Института теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН, (г. Новосибирск).....184
21. *Русский Е. Ю.*  
**АНАЛИЗ РАБОТЫ ШАХТНЫХ ОСЕВЫХ ВЕНТИЛЯТОРОВ СЕРИИ ВО В АВАРИЙНЫХ РЕЖИМАХ (ANALYSIS OF WORK OF VO SERIES MINE AXIAL FANS IN EMERGENCY MODE)**  
 Институт горного дела им. Н.А. Чинакала СО РАН, (г. Новосибирск).....190
22. *Степанчук М. С., Левин В. Е.*  
**О РАСЧЕТЕ ДИНАМИКИ ПОДВЕШЕННОГО КАНАТА (ABOUT CALCULATION OF DYNAMICS OF SUSPENDED ROPE)**  
 Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....197
23. *Уванов М. И., Красноруцкий Д. А.*  
**МЕТОД КОНТРОЛЯ ИНТЕРФЕЙСНЫХ НАГРУЗОК ПРИ ВИБРАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЯХ (CONTROL METHOD OF INTERFACE LOADINGS IN VIBRATION TESTING)**  
 Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....203

24.	<i>Хрущелев П. А., Пель А. Н.</i>	
	<b>ЧИСЛЕННОЕ РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ДЕФОРМИРОВАНИЯ ПАРАБОЛИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ (NUMERICAL SOLUTION OF PROBLEM WITH THE DEFORMATION OF PARABOLIC ANTENNA)</b>	
	Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....	209
25.	<i>Чиркунов Ю. А., Пикмуллина Е. О.</i>	
	<b>ГРУППОВОЙ АНАЛИЗ НЕЛИНЕЙНЫХ УРАВНЕНИЙ МЕЛКОЙ ВОДЫ С ПРЯМОЛИНЕЙНЫМ ДНОМ (GROUP ANALYSIS OF NONLINEAR EQUATIONS OF SHALLOW WATER WITH A STRAIGHT BOTTOM)</b>	
	Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....	215
	<b>СЕКЦИЯ: ГИДРОАЭРОДИНАМИКА:</b> .....	220
1.	<i>Борисова В. Г.</i>	
	<b>ОПТИМИЗАЦИЯ СЛОЖНЫХ НЕСУЩИХ СИСТЕМ С ЦЕЛЬЮ МИНИМИЗАЦИИ ИНДУКТИВНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ</b>	
	Сибирский научно-исследовательский институт авиации им. С. А. Чаплыгина, (г. Новосибирск); Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск) .....	220
2.	<i>Гавриленко Н.С., Гостеев Ю.А.</i>	
	<b>РАСЧЕТ ОБТЕКАНИЯ КВАДРАТНОГО ЦИЛИНДРА СО ЩИТКАМИ (CALCULATION OF FLOW OVER SQUARE CYLINDER WITH FLAPS)</b>	
	Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....	224
3.	<i>Жаров И. Р., Лебига В. А.</i>	
	<b>ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА ДЛЯ ТАРИРОВКИ ДАТЧИКА ТЕРМОАНЕМОМЕТРА (USING COUETTE FLOW FOR CALIBRATION HOT WIRE ANEMOMETER PROBE)</b>	
	Институт теоретической и прикладной механики СО РАН, (г. Новосибирск); Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск).....	226

4. Погудалина С. В.<sup>1,3</sup>, Федорова Н. Н.<sup>1,2,3</sup>

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОПРЯЖЕННОЙ ЗАДАЧИ О КОЛЕБАНИИ СТЕРЖНЯ В НАБЕГАЮЩЕМ ВОЗДУШНОМ ПОТОКЕ (Numerical simulation of coupled problem of beam oscillation in the incoming airflow)**

<sup>1</sup>Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск);

<sup>2</sup>Новосибирский государственный архитектурно-строительный университет

(Сибстрин), (г. Новосибирск); <sup>3</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН,

(г. Новосибирск).....230

5. Темербеков В. М.

**РАСЧЁТ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛН СО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ (Calculation of the interaction of detonation waves and supersonic flow)**

Новосибирский государственный технический университет,

(г. Новосибирск).....234

6. Цибульский Н. Г.<sup>12</sup>, Верещагин А. С.<sup>1</sup>, Зиновьев В. Н.<sup>1</sup>, Казанин И. В.<sup>1</sup>

**ИССЛЕДОВАНИЕ ГЕЛИЕВОЙ ПРОНИЦАЕМОСТИ УЗКОЙ ФРАКЦИИ МИКРОСФЕР MS-V-1Л (Helium Permeability Studies of Microspheres MS-V-1L)**

<sup>1</sup>Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича

СО РАН, (г. Новосибирск); <sup>2</sup>Новосибирский государственный технический

университет, (г. Новосибирск).....239

7. Чиркунов Ю. А.

**ПОДМОДЕЛИ ОБОБЩЕНИЯ МОДЕЛИ ЛЕЙТА ФЕНОМЕНОЛОГИЧЕСКОЙ ТЕОРИИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ (SUBMODELS OF GENERALIZATION OF LEITH MODEL OF THE PHENOMENOLOGICAL THEORY OF TURBULENCE)**

Новосибирский государственный технический университет,

(г. Новосибирск).....244

**СЕКЦИЯ: ТЕХНИКА И ФИЗИКА НИЗКИХ ТЕМПЕРАТУР. СИСТЕМЫ ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ И ЗАЩИТЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ.....249**

1. Балабина К. С., Хромова И. В.

**ИССЛЕДОВАНИЕ СРЕДСТВ ЗАЩИТЫ ОТ ХОЛОДА (RESEARCH MEANS OF PROTECTION FROM THE COLD)**

Новосибирский государственный технический университет, (г.

Новосибирск).....249

2. Балкен Д. Б., Нягулов М. Р.  
**ОСОБЕННОСТИ ВОЗДЕЙСТВИЯ КОСМИЧЕСКОГО  
 ИОНИЗИРУЮЩЕГО ИЗЛУЧЕНИЯ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА ПРИ  
 ПОЛЕТЕ НА МАРС (FEATURES OF INFLUENCE OF COSMIC IONIZING  
 RADIATION ON THE HUMAN BODY IN MISSION TO MARS)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....254
3. Васильева У., Гергенова В. В.  
**ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ СИСТЕМ  
 ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ СКАФАНДРОВ (RESERCH OF LIFE SUPPORT  
 SYSTEMS OF SPACESUIT)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....258
4. Воинов П.Р.<sup>1</sup>, Вязов Ю.Н.<sup>2</sup>, Ярыгин И.В.<sup>2</sup>  
**ИЗМЕРЕНИЕ ЛОКАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРИСТЕННЫХ ПЛЕНОК  
 СМЕСЕЙ ВОДА – ЭТАНОЛ ПРИ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С  
 ВЫСОКОСКОРОСТНЫМ СПУТНЫМ ПОТОКОМ ГАЗА ПРИ  
 ИСТЕЧЕНИИ ИЗ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ КАНАЛОВ В ВАКУУМ**  
<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет, (г. Новосибирск);  
<sup>2</sup> Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН,  
 (г. Новосибирск).....260
5. Горбачев М. В.<sup>1</sup>, Терехов В. И.<sup>1,2</sup>, Макаров М. С.<sup>1,2</sup>  
**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСПАРИТЕЛЬНОГО  
 ОХЛАЖДЕНИЯ В ВЕРТИКАЛЬНОМ КАНАЛЕ (NUMERICAL  
 SIMULATION OF EVAPORATIVE COOLING IN A VERTICAL CHANNEL)**  
<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск);<sup>2</sup> Институт Теплофизики им. С.С. Кутеладзе СО РАН,  
 (г. Новосибирск).....264
6. Горинович Н. В., Терехов В. И.  
**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-  
 ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В МИКРОСТРУЯХ (EXPERIMENTAL  
 STUDY OF LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN THE MICROJET)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....272

7. *Гравит А. И., Чеботарёва Т. А., Дьяченко Ю. В.*  
**ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ЦИКЛА ГАЗОТУРБИННОЙ  
УСТАНОВКИ (ГТУ) (THE THERMODYNAMIC ANALYSIS CYCLE OF  
GAS-TURBINE INSTALLATIONS)**  
Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....273
8. *Дагаева А. Б., Анпилов А. В., Хромова И. В.*  
**ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ГИПОДИНАМИИ И ИЗМЕНЕНИЯ ВЕСА  
НА ПАРАМЕТРЫ КРОВЕНОСНОЙ СИСТЕМЫ ЧЕЛОВЕКА (RESERCH  
OF THE IMPACT OF PHYSICAL INACTIVITY AND WEIGHT CHANGES  
ON THE PARAMETERS OF THE HUMAN CIRCULATORY SYSTEM)**  
Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....279
9. *Затяжнов Н. А.*  
**ВОЗДЕЙСТВИЕ НЕВЕСОМОСТИ НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА (THE  
INFLUENCE WEIGHTLESSNESS ON HUMANS)**  
Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....283
10. *Карпов И. О., Третьяков А. И.*  
**ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА  
(PRINCIPLE OF OPERATION THE HEAT EXCHANGER CONDENSER)**  
Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....286
11. *Клецин Э. В., Радионов А. Н.*  
**МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЕ НЕОБРАТИМЫХ ПОТЕРЬ В  
ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ ПАРОВОМПАССИОННОЙ ХОЛОДИЛЬНОЙ  
МАШИНЕ (METHOD OF DETERMINATION IRREVERSIBLY LOSSES IN  
A SINGLE-STAGE VAPOR COMPRESSION REFRIGERATING MACHINE)**  
Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....287

12. Куликова О. А.<sup>1</sup>, Лугин И. В.<sup>2</sup>

**ВЛИЯНИЕ ВИДА ТОПЛИВА НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ  
ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В КАЧЕСТВЕ  
ТЕПЛОВЕНТИЛЯЦИОННОЙ УСТАНОВКИ В ТОННЕЛЕ (INFLUENCE  
OF THE KIND OF FUEL ON EFFICIENCY OF USE OF THE TURBOJET  
ENGINE AS A HEAT-VENTILATION EQUIPMENT ON THE TUNNEL)**

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск); <sup>2</sup> Институт горного дела им. Н.А.Чинакала СО РАН,  
(г. Новосибирск).....292

13. Куликова О. А.<sup>1</sup>, Красюк А. М.<sup>2</sup>

**К ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ  
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛООВОГО РЕЖИМА ТОННЕЛЕЙ БАМА**

<sup>1</sup> Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск); <sup>2</sup> Институт горного дела им. Н.А.Чинакала СО РАН,  
(г. Новосибирск).....296

14. Лу А. В.

**ГЕРМОШЛЕМЫ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ (PRESSURE HELMET NEW  
GENERATION)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....300

15. Нежинский А. А., Чичиндаев А. В.

**ТЕПЛООБМЕННЫЕ АППАРАТЫ  
В СИСТЕМАХ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА (HEAT  
EXCHANGING DEVICES FOR AIR CONDITIONING SYSTEMS)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....303

16. Сафиюлин К. Е.<sup>2</sup>, Серов А. Ф.<sup>1</sup>

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ КУЭТТА – ТЕЙЛОРА В  
МНОГОЦИЛИНДРОВОЙ СИСТЕМЕ ТЕПЛОГЕНЕРАТОРА (STUDY  
THE COUTTE – TAYLOR FLOW IN MULTI-CYLINDER SYSTEM OF  
HEAT GENERATOR)**

<sup>1</sup> Институт теплофизики СО РАН им. С.С. Кутателадзе, (г. Новосибирск);  
<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....306



17. Сиденко Д. Е., Сабельников В. И.

**АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ СИСТЕМ НАГРУЖЕНИЯ  
САМОЛЕТОВ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ НА ПРОЧНОСТЬ (ANALYSIS  
SCHEMATIC SOLUTIONS OF LOADING SYSTEMS AIRCRAFTS IN  
STRENGTH TESTS)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....311

18. Слук М. С.

**КРИОТЕРОПИЯ И ЕЁ ВЛИЯНИЕ НА ЧЕЛОВЕКА (CRYOTHERAPY  
AND ITS IMPACT ON HUMAN)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....316

19. Сумина А. Ю., Чичиндаев А. В.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛООБМЕНА В  
ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМАХ ТЕПЛООБМЕННИКА-  
КОНДЕНСАТОРА СКВ (RESEARCH OF THE THERMAL PROCESSES IN  
THE ANTI-ICING SYSTEM THE HEAT EXCHANGER CONDENSER)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....319

20. Терехов В. И. <sup>1,2</sup>, Кхафаджи Х. К. А. <sup>2</sup>, Горбачев М. В. <sup>2</sup>

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОМАССООБМЕННОГО  
АППАРАТА КОСВЕННО-ИСПАРИТЕЛЬНОГО ТИПА С  
СТУПЕНЧАТЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ (NUMERICAL SIMULATION FOR  
INDIRECT EVAPORATIVE COOLING IN PARTIALLY WETTED PLATE  
HEAT EXCHANGER)**

<sup>1</sup> Институт Теплофизики им. С.С. Кутеладзе СО РАН, (г. Новосибирск);

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....322

21. Тимиршаяхов Д. С.

**РАЗНИЦА СОСТАВА И СОСТОЯНИЯ АТМОСФЕР ЗЕМЛИ И МАРСА  
(DIFFERENCE OF COMPOSITION THE ATMOSPHERE OF EARTH AND  
MARS)**

Новосибирский государственный технический университет,  
(г. Новосибирск).....328

22. *Ульянкин И. М.*  
**ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТИМОСТИ В КОЛЛЕКТИВЕ С ПОЗИЦИИ АСИММЕТРИИ ПОЛУШАРИЙ ГОЛОВНОГО МОЗГА (STUDY OF COMPATIBILITY PROBLEMS IN THE TEAM SINCE POSITION HEMISPHERICAL ASYMMETRY BRAIN)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....331
23. *Хажиев З. З.*  
**ТЕПЛООБМЕН В КРУГЛЫХ ИМПАКТНЫХ МАКРО – И МИКРОСТРУЯХ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ЗАДАЧАМ ОХЛАЖДЕНИЯ (HEAT TRANSFER IN CIRCLE IMPINGING MACRO – AND MICRO JETS APPLIED TO THE COOLING TASKS)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....333
24. *Чичиндаев А. В., Кириленко А. И.*  
**ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ И ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ТЕПЛООБМЕННИКА-КОНДЕНСАТОРА СКВ (FEATURES WORK AND OPTIMIZATION OF HEAT EXCHANGER-CONDENSER ACS)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....337
25. *Чичиндаев Г. А., Курлаев Н. В.*  
**ВИНТОМОТОРНЫЕ УСТАНОВКИ С УПРАВЛЯЕМЫМ ВЕКТОРОМ ТЯГИ (PROPELLER INSTALLATION WITH THRUST VECTOR CONTROL)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....342
26. *Шакин А. Д., Дьяченко Ю. В.*  
**СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СПАСЕНИЯ ЭКИПАЖЕЙ И ПАССАЖИРОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (EMERGENCY RESCUE SYSTEMS FOR THE CREW AND PASSENGERS OF AIRCRAFTS)**  
 Новосибирский государственный технический университет,  
 (г. Новосибирск).....345

27. Шлютиков М.Ю.<sup>1,2</sup>, Стерлягов А.Н.<sup>2</sup>

**ИССЛЕДОВАНИЕ ИСПАРЕНИЯ КАПЕЛЬ ЖИДКОСТИ НА ПОРИСТОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРИ НАЛИЧИИ ВДУВА (STUDY EVAPORATION OF LIQUID DROPLETS ON A POROUS SURFACE IN THE PRESENCE OF BLOWING)**

<sup>1</sup> Институт теплофизики СО РАН им. С.С. Кутателадзе, (г. Новосибирск);

<sup>2</sup> Новосибирский государственный технический университет,

(г. Новосибирск).....348

28. Щетинин Е. А., Рыжанков И. С. **ВЛИЯНИЕ ЛИНЕЙНЫХ ПЕРЕГРУЗОК НА ОРГАНИЗМ ЧЕЛОВЕКА (INFLUENCE OF LINEAR ACCELERATION ON THE HUMAN)**

Новосибирский государственный технический университет,

(г. Новосибирск).....351

НАУЧНОЕ ИЗДАНИЕ

**Наука Промышленность Оборона**

Труды XVII ВСЕРОССИЙСКОЙ НАУЧНО–ТЕХНИЧЕСКОЙ  
КОНФЕРЕНЦИИ

г. Новосибирск, 20-22 апреля 2016 г.

Том 1

Под редакцией *С.Д. Саленко*

Компьютерная верстка: *Корнаков Е.А.*

Подписано в печать 16.06.2016 г. Формат 60×84 1/16. Бумага офсетная  
Тираж 100 экз. Уч.-изд.л. 21,62. Печ.л. 23,25. Заказ № 949

Отпечатано в типографии  
Новосибирского государственного технического университета  
630073, г. Новосибирск, пр. К. Маркса, 20  
Тел: (383)-346-31-87