

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «Стрела-1»

Разработчик и производитель: АО «РЕШЕТНЁВ»

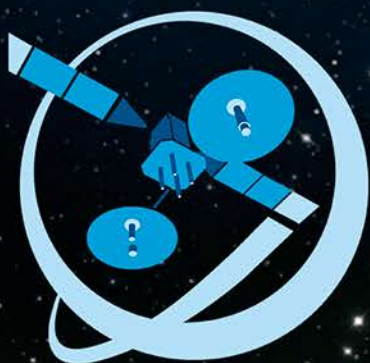


Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№2 (48)
2024**



НИСС

Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологических и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов.

Стратегической целью технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» является разработка совокупности «прорывных» технологий для:

- радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности персональных пакетных космических услуг;
- значительного расширения присутствия на мировых рынках высокотехнологичной продукции и услуг в космической, телекоммуникационной и других некосмических отраслях экономики.

Журнал является официальным научным изданием технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



За шесть с половиной десятилетий железнгорская спутникостроительная фирма прошла огромный путь и внесла значительный вклад в развитие отечественной ракетно-космической промышленности, укрепление обороноспособности России.

Процесс становления предприятия потребовал от всего коллектива больших усилий, которые полностью себя оправдали. Уже на начальном этапе команда молодого и энергичного руководителя филиала королевского ОКБ-1 Михаила Фёдоровича Решетнёва смогла доказать, что способна решать самые амбициозные задачи. Спустя пять лет со дня основания предприятия в Железнодорожном на орбиту были отправлены первые изделия – ракета-носитель «Космос-3» и три экспериментальных спутника связи «Стрела-1». За 37 лет под руководством Решетнёва были созданы и успешно запущены более тысячи космических аппаратов связи, телевидения, геодезии и ретрансляции.

Даже в сложные девяностые годы руководству удалось преодолеть экономические трудности и сохранить коллектив предприятия. Благодаря этому, сегодня оно является крупнейшим российским центром спутникостроения, владеющим полным циклом разработки и производства космических аппаратов.

В настоящее время АО «РЕШЕТНЁВ» переходит на новую индустриальную модель – проектирование многоспутниковых группировок и серийное производство космических аппаратов. Для этого требуется масштабная перестройка всех организационных и технологических процессов создания финальных изделий, подсистем и компонентов. Реорганизация и модернизация производственных участков ведется во всех цехах предприятия. В результате повышается качество и стабильность технологических процессов, в разы сокращается длительность производственных операций.

Сегодня в стенах АО «РЕШЕТНЁВ» идет разработка нескольких десятков космических систем и комплексов различного назначения, а заказами предприятие обеспечено до конца десятилетия.

Текущий номер посвящён 65-летию АО «РЕШЕТНЁВ» – предприятию, которое со дня своего основания работало и продолжает работать над перспективными, комплексными, сложными техническими задачами, решение которых позволит и дальше продвигать отечественную ракетно-космическую отрасль вперёд на благо Российской Федерации.

Е. А. Нестеров

Генеральный директор АО «РЕШЕТНЁВ»

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 8

№ 2 (48)

2024

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

Главный редактор
Тестоедов Николай Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор,
председатель редакционного совета (Железногорск)

Заместитель главного редактора
Халиманович Владимир Иванович
канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

Ответственный секретарь
Леонидов Николай Владимирович
(Железногорск)

Редакционный совет
Алифанов Олег Михайлович
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Аннин Борис Дмитриевич
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Васильев Валерий Витальевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково)

Попов Гарри Алексеевич
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Шабанов Василий Филиппович
академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Махутов Николай Андреевич
чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)

Петрукович Анатолий Алексеевич
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Москва)

Шайдулов Владимир Викторович
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)

Беляев Борис Афанасьевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Гарин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Косенко Виктор Евгеньевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Красильщиков Михаил Наумович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

Медведский Александр Леонидович
д-р физ.-мат. наук (Жуковский)

Надирадзе Андрей Борисович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

Овчинников Сергей Геннадьевич
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Панько Сергей Петрович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Пчеляков Олег Петрович
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Хартов Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королев)

Чеботарев Виктор Евдокимович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Чернявский Александр Григорьевич
(Королев)

Редакционная коллегия
Головёнкин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Двирный Валерий Васильевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Лопатин Александр Витальевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Охоткин Кирилл Германович
д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)

Пономарев Сергей Васильевич
д-р техн. наук (Томск)

Матвеев Станислав Алексеевич
канд. техн. наук (Санкт-Петербург)

Непомнящий Олег Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Симунин Михаил Максимович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)

Сухотин Виталий Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

Издатель и учредитель:
Ассоциация «Технологическая платформа
«Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Космические аппараты и технологии» – рецензируемый научный журнал технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система». До 2018 года издавался под названием «Исследования наукограда».

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2022 г. – 0,305.

«Космические аппараты и технологии» публикуют оригинальные работы, обзорные статьи, очерки и обсуждения, охватывающие последние достижения в области космонавтики.

Тематические направления журнала:

- ракетно-космическая техника;
- новые материалы и технологии в космической технике;
- космическое приборостроение;
- космические услуги;
- инновации космической отрасли.

К публикации принимаются статьи, ранее нигде не опубликованные и не представленные к печати в других изданиях. Статьи, отбираемые для публикации в журнале, проходят закрытое (двойное слепое) рецензирование. Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе. Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах www.elibrary.ru, www.cyberleninka.ru, www.readera.org

По решению Министерства науки и высшего образования Российской Федерации журнал «Космические аппараты и технологии» 11 июля 2019 года вошел в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук.

Адрес учредителя, редакции и издателя:
662972, Красноярский край, г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224
e-mail: spacecrafts.technologies@yandex.ru
<http://www.journal-niss.ru>

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 23333
Дата выхода в свет 12.12.2024

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом
Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел.: (391) 206-26-16; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

Свободная цена

Возрастная маркировка в соответствии
с Федеральным законом № 436-ФЗ: 16+

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering,
Professor, Chairman of Editorial Board (The Russian Federation)

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation)

Executive Secretary

Leonidov Nikolai V.

(The Russian Federation)

Editorial Board

Alifanov Oleg M.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Annin Boris D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (The Russian Federation)

Popov Garry A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Shabanov Vasily Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (The Russian Federation)

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Makhutov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor
(The Russian Federation)

Petrukovich Anatoly A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (The Russian Federation)

Shaidurov Vladimir V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (The Russian Federation)

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation)

Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation)

Cherniavsky Alexander G.

(The Russian Federation)

Editorial Council

Golovenkin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor, Professor (The Russian Federation)

Dvirny Valery V.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Lopatin Alexander V.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Okhotkin Kirill G.

Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (The Russian Federation)

Ponomarev Sergey V.

Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation)

Khartov Stanislav V.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Matveev Stanislav A.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Nepomnyashy Oleg V.

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Simunin Mikhail M.

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Sukhotin Vitaly V.

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

«Spacecrafts & Technologies» is peer-reviewed scientific journal of Technology Platform «National Information Satellite System». Until 2018 was published under the title «The Research of the Science City».

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications (PI certificate no. FS77-72862, May 22, 2018).

The journal publishes original papers, reviews articles, rapid communications and discussions covering recent advances in space.

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- Innovations of the space industry.

«Spacecrafts & Technologies» publishes only original research articles. All articles are peer reviewed by international experts. Both general and technical aspects of the submitted paper are reviewed before publication.

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on www.elibrary.ru, www.cyberleninka.ru, www.readera.org

В номере

Contents

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ****NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

- | | | |
|--|-----|--|
| <p>В. Б. Синильщиков, С. А. Кунавич, О. В. Андреев
АНАЛИЗ РАБОТЫ
НАПОРНОГО ПНЕВМОКЛАПАНА
ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОГО АМОРТИЗАТОРА
ПОНИЖЕННОЙ УДАРОВИБРОПРОВОДИМОСТИ</p> | 71 | <p>V. B. Sinilshchikov, S. A. Kunavich, O. V. Andreev
ANALYSIS OF THE OPERATION
OF THE PRESSURE PNEUMATIC VALVE
OF THE PNEUMOHYDRAULIC SHOCK ABSORBER</p> |
| <p>В. В. Тимофеев, Е. В. Патраев, И. В. Трифанов
ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ И УСИЛИЙ,
ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ
ПРОЦЕССЕ ПРОТЯГИВАНИЯ ТРУБ
МАЛОГО СЕЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ РОЛИКОВУЮ ФИЛЬБЕРУ
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНСТРУМЕНТА ДОРНА</p> | 81 | <p>V. V. Timofeev, E. V. Patraev, I. V. Trifanov
DETERMINATION OF STRESSES
AND FORCES ARISING DURING
THE TECHNOLOGICAL PROCESS
OF STRETCHING SMALL-SECTION PIPES THROUGH
A ROLLER DIE USING A MANDREL TOOL</p> |
| <p>В. Н. Наговицин, Ю. П. Похабов,
Е. А. Иванов, А. Ю. Похабов
КОЭФФИЦИЕНТЫ БЕЗОПАСНОСТИ
ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ
МАТЕРИАЛОВ НА ПРИМЕРЕ СЖАТОЙ
ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ</p> | 91 | <p>V. N. Nagovitsin, Y. P. Pokhabov,
E. A. Ivanov, A. Y. Pokhabov
SAFETY COEFFICIENTS FOR PRODUCTS MADE
OF COMPOSITE MATERIALS USING THE EXAMPLE
OF A COMPRESSED CYLINDRICAL SHELL</p> |
| <p>А. А. Хвалько, А. С. Орлов, С. Б. Сунцов,
И. С. Васильев, А. А. Горайнова
ТЕХНИЧЕСКАЯ АПРОБАЦИЯ
МЕТОДА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ
НА ВИБРАЦИОННЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ
БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ</p> | 105 | <p>A. A. Khvalko, A. S. Orlov, S. B. Suntsov,
I. S. Vasiliev, A. A. Goryainova
TECHNICAL APPROBATION OF THE METHOD
FOR TESTING ON VIBRATION EFFECTS
OF ON-BOARD RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT
OF SPACECRAFTS</p> |
| <div style="display: flex; justify-content: space-between; width: 100%;"> <div> КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ </div> <div> SPACE INSTRUMENT ENGINEERING </div> </div> | | |
| <p>Е. В. Москвичев
МОДЕЛИРОВАНИЕ КОРРЕКЦИИ ФОРМЫ
ТОНКОСТЕННОГО
КОМПОЗИТНОГО РЕФЛЕКТОРА
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</p> | 112 | <p>E. V. Moskvichev
MODELING THE SHAPE CORRECTION
OF A THIN-WALLED COMPOSITE REFLECTOR
OF A SPACECRAFT</p> |
| <div style="display: flex; justify-content: space-between; width: 100%;"> <div> ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ
В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ </div> <div> INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY </div> </div> | | |
| <p>А. Ш. Козаев, В. В. Миронов,
А. С. Негодяев, Э. С. Цырендоржиев
СОЗДАНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ПЛАТФОРМЫ
СРЕДСТВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО
МОДЕЛИРОВАНИЯ И ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА
ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ
РАЗРАБОТКИ И ОПТИМИЗАЦИИ ИЗДЕЛИЙ
РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ</p> | 120 | <p>A. Sh. Kozaev, V. V. Mironov,
A. S. Negodyaev, E. S. Tsirendorzhiiev
CREATING A DOMESTIC PLATFORM
FOR MATHEMATICAL MODELLING
AND ENGINEERING ANALYSIS TOOLS
TO SOLVE PRACTICAL PROBLEMS RELATED
TO THE DEVELOPMENT AND OPTIMIZATION
OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGIES</p> |

АНАЛИЗ РАБОТЫ НАПОРНОГО ПНЕВМОКЛАПАНА ПНЕВМОГИДРАВЛИЧЕСКОГО АМОРТИЗАТОРА ПОНИЖЕННОЙ УДАРОВИБРОПРОВОДИМОСТИ

В. Б. Синильщиков¹,

С. А. Кунавич²✉, О. В. Андреев¹

¹БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

²АО «НПП «Радар ммс»
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

В настоящей статье проводится анализ динамики амортизируемого объекта в зависимости от характерных размеров напорного пневмоклапана пневмогидравлического амортизатора пониженной ударовибропроводимости. Реакция рассматриваемого амортизатора создаётся как за счёт сжатия газа в пневматических полостях, так и за счёт перепада давления жидкости при её перетекании между гидравлическими полостями. Основной функцией напорного пневмоклапана является окончательное гашение колебаний при различных воздействиях. Дается оценка работоспособности схемы заполнения пневматических полостей напорного пневмоклапана в составе пневмогидравлического амортизатора пониженной ударовибропроводимости, предложенного в Балтийском государственном техническом университете «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. В статье описана математическая модель пневмогидравлического амортизатора с напорным клапаном. Представлены результаты расчётов движения амортизируемого объекта, установленного на пневмогидравлический амортизатор, при заданных кинематических воздействиях на основание. Получены соотношения для характерных размеров пневмогидравлического амортизатора и напорного клапана, обеспечивающие быстрое затухание колебаний и возврат амортизируемого объекта в исходное положение равновесия. Результаты расчётов, представленные в настоящей статье, также позволят проверить применимость более простых математических моделей пневмогидравлического амортизатора, в которых не учитываются такие факторы, как инерция клапанов и сжимаемость жидкости.

Ключевые слова: пневмогидравлический амортизатор, напорный клапан, пневмоклапан.

Введение

Амортизирующие устройства, применяемые для гашения ударов при посадке и транспортировке в условиях стеснённых компоновок различных агрегатов ракетно-космической техники, должны обеспечивать неперевышение допустимых перегрузок при заданных ограничениях на ходах, быстрое затухание колебаний и возврат амортизируемого объекта в исходное положение, а также обладать высоким значением энергоёмкости. Максимальная работа амортизатора на заданном ходе обеспечивается при движении защищаемого объекта с максимально до-

пустимой перегрузкой [1], т.е. при характеристике, близкой к релейной. При этом необходимо избегать быстрого возрастания усилия амортизатора, так как это может вызвать интенсивные собственные колебания амортизируемого объекта. Рассматривается амортизируемая система, в которой при кинематическом воздействии на ускорение основания как твёрдого тела может накладываться интенсивная вибрация, что существенно ограничивает применение традиционных типов амортизаторов, в частности гидродемпферов [2–4].

Для достижения характеристики, близкой к релейной, разработаны различные типы амортизирующих устройств: эластомерные (арочные, сотовые) амортизаторы с потерей устойчивости [5, 6], а также различные типы амортизаторов, элементы которых

✉ kunavich.stanislav@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

работают в условиях предварительного поджатия к упору и включаются в работу при превышении определённого усилия [7].

В БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова была предложена оригинальная схема пневмогидравлических амортизаторов (ПГА) пониженной ударовибропроводимости, которая достигается за счет использования нормально открытых клапанов или закрытых клапанов с малой жесткостью поджатия [8]. Давление жидкости в рабочей камере (далее РК) создаётся за счет сжатия газа в пневматических полостях – аккумуляторах давления. В ПГА может быть несколько аккумуляторов давления – один основной (ОАД) и один-два дополнительных (ДАД) [8, 9]. ОАД работает на всём диапазоне давлений жидкости и перемещений поршня, как при сжатии амортизатора, так и при отбоя. ДАД включаются в работу в определённом диапазоне давлений и служат для скачкообразного уменьшения жёсткости силовых характеристик амортизатора, т.е. для приближения статической характеристики к релейной.

Целью работы является исследование работоспособности схемы ПГА с напорным пневмоклапаном и влияния параметров напорного пневмоклапана ОАД на движение амортизируемого груза. Результаты расчётов, полученные в данной статье, также позволят проверить применимость более простых математических моделей ПГА, в которых не учитывается инерция клапанов и сжимаемость жидкости.

Работе ПГА с ДАД посвящено исследование [9]. Так как в настоящей статье исследуется работа напорного клапана ОАД, основной функцией которого является окончательное гашение колебаний, происходящих без включения в работу ДАД, то для

упрощения математической модели рассматривается ПГА без ДАД.

1. Общие положения

Схема ПГА с обозначением основных его частей показана на рисунке 1. Газовая полость напорного клапана 7 соединена с газовой полостью основного аккумулятора давления 3 через дроссель малого сечения 9 и обратный клапан 8.

Напорный клапан 7 и обратный клапан 5 за счёт пружины сжатия с малым поджатием нормально закрыты. Гибкая разделительная мембрана 4 поддерживает равенство давлений газа и жидкости в ОАД 3. Таким образом, в равновесном состоянии давления во всех объемах системы равны.

Рассмотрим случай, когда воздействие начинается со сжатия ПГА. Движение поршня (его перемещение на рисунке 1 обозначено как s) вызывает повышение давления жидкости в РК 1. Клапан 11, который на этом этапе прижат к седлу только усилием поджатия пружины, открывается, и жидкость из РК 1, проходя через клапанный зазор, попадает в ОАД 3, сжимая газ в газовой полости. Повышенное давление газа действует на обратный клапан 8, открывая его, и через клапанный зазор газ поступает в полость 12, повышая давление в ней.

После того как поршень 2 начинает двигаться в сторону отбоя, давление жидкости в РК 1 начинает падать и становится ниже давления в ОАД 3. Это приводит к закрытию напорного клапана 11 и открытию обратного клапана 5. Через открывшийся обратный клапан 5 и дроссель 6 жидкость из ОАД начинает перетекать в РК. Давление газа в ОАД 3

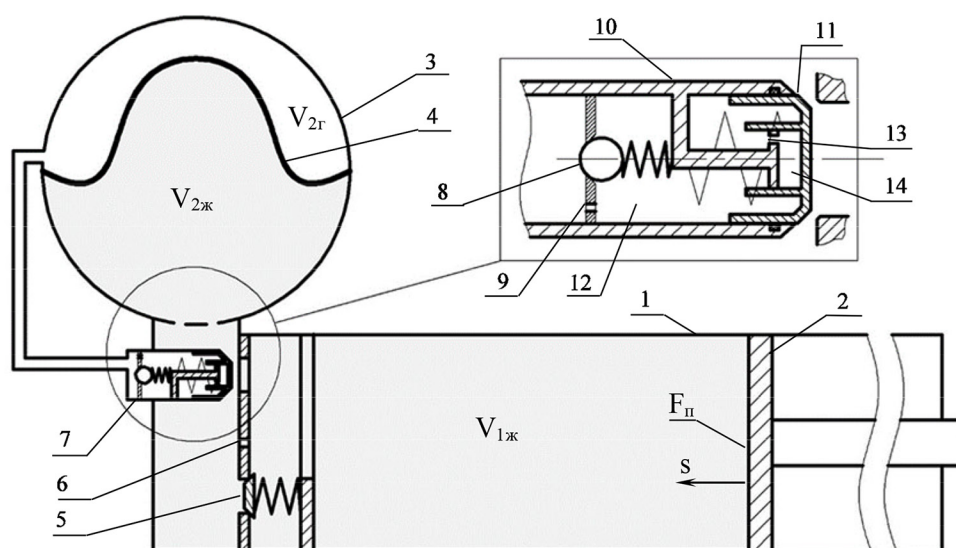


Рисунок 1. Схема ПГА: 1 – РК; 2 – шток с поршнем; 3 – ОАД; 4 – разделительная мембрана ОАД; 5 – обратный клапан ОАД; 6 – дроссель ОАД; 7 – напорный клапан; 8 – обратный клапан напорного клапана; 9 – дроссель малого сечения; 10 – неподвижный корпус напорного клапана; 11 – подвижная тарель напорного клапана; 12 – газовая полость; 13 – дроссель демпферной полости; 14 – демпферная полость

начинает падать и сравнивается с давлением газа в камере 12, после чего обратный клапан 8 закрывается. Так как площадь сечения дросселя 9 мала, то давление в полости 12 остаётся высоким и существенно превышает давление жидкости в РК 1.

После остановки поршня (в растянутом состоянии амортизатора) начинается новый цикл колебаний – амортизатор сжимается. Обратный клапан 5 закрывается. Для быстрого гашения колебаний за счёт перепада давления на дросселе 6 напорный клапан 7 должен оставаться закрытым до тех пор, пока давление существенно не превысит начальное. Также к концу колебаний давление газа в полости 12 напорного клапана должно понизиться до начального для готовности к последующему воздействию. Для достижения такого режима работы амортизатора дроссель 9 и газовая полость 12 напорного клапана должны иметь соответствующие размеры.

2. Математическая модель

В настоящей работе рассматривается одномассовая модель груза (амортизированного объекта), установленного на амортизаторе, имеющего одну степень свободы и рассматривающегося как точечная масса. Расчётная схема показана на рисунке 2а. Амортизатор жёстко закреплён на подвижном основании в вертикальном положении. Суммарную массу груза вместе со штоком и поршнем обозначим через m . Направление движения основания s_{y0} , груза s_y и направление действия ускорения свободного падения показаны на рисунке 2.

Для описания параметров жидкости и газа используется нульмерный подход: области, занимаемые жидкостью и газом, разбиваются на объёмы, в пределах каждого из которых параметры жидкости (газа) в каждый момент времени считаются постоянными по объёму. Выделяем два гидравлических объёма (РК 1 и гидравлическая

полость ОАД 3) и три газовых (газовая полость ОАД 3, газовая полость напорного клапана 12 и демпферная полость 14). Для расчета перетекания жидкости и газа из объёма в объём будем использовать соотношения для установившегося истечения через малое отверстие. Считаем, что и масса разделительной мембраны 4 мала в сравнении с массой жидкости, и, таким образом, давления газа и жидкости в ОАД 3 в каждый момент одинаковы. Принимаем, что трение между поршнем и корпусом ПГА отсутствует. Пренебрегаем трением и теплообменом жидкости и газа со стенками. Пренебрегаем инерцией обратных клапанов 5 и 8, считая, что в зависимости от перепада давления каждый из них либо закрыт, либо открыт на максимальное проходное сечение. При расчете гидродинамической силы, действующей на напорный клапан, считаем, что в каждый момент времени имеет место квазистационарное истечение жидкости через зазор и угол истечения постоянен. Для упрощения математической модели принимается, что плотность жидкости ρ постоянна, сжимаемость жидкости учитывается через дифференциальную зависимость давления от объёма. Погрешность, вносимая данным упрощением, является приемлемой для инженерных расчётов. Также не учитываются поршневой эффект [10] в гидравлических полостях, связанный с изменением объёмов камер при перемещениях тарелок клапанов, податливость стенок (за исключением разделительной мембраны) и наличие нерастворённого воздуха:

В начальный момент времени груз находится в положении статического равновесия – вес груза уравновешен статической реакцией амортизатора. Амортизатор имеет равные хода вверх и вниз из положения статического равновесия. Моделирование движения груза с учётом работы ПГА производится в программном модуле Matlab Simulink 2017b.

Сжатие амортизатора (смещение поршня относительно корпуса) будем обозначать через s (в положении равновесия $s=0$; при расширении $s<0$). Имеем

$$s = s_{y0} - s_y. \quad (1)$$

Ускорение груза a определяется выражением

$$a = \ddot{s} = F_{\Pi} \cdot (p_1 - p_{\text{атм}}) / m - g, \quad (2)$$

где F_{Π} – площадь поршня; m – масса груза; p_1 – давление жидкости в РК; $p_{\text{атм}}$ – атмосферное давление.

Уравнение изменения давления p_1 в РК 1 определяется по формуле [11]

$$\dot{p}_1 = \frac{1}{\beta} \cdot \frac{F_{\Pi} \cdot \dot{s} - q_1}{V_{1ж}}, \quad (3)$$

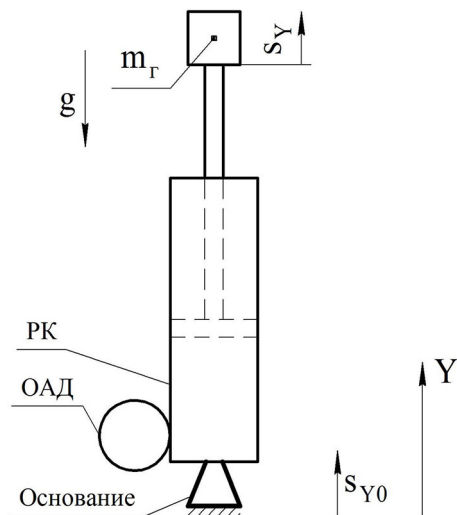


Рисунок 2. Расчётная схема: схема воздействия

где q_1 – объёмный расход из РК; β – коэффициент объёмного сжатия жидкости; $V_{1ж}$ – объём жидкости в РК.

Объёмный расход из РК в ОАД в общем случае определяется выражением

$$q_1 = q_{др} + q_{нк} + q_{ок}, \quad (4)$$

где $q_{др}$ – объёмный расход через дроссель; $q_{нк}$ – объёмный расход через напорный клапан; $q_{ок}$ – объёмный расход через обратный клапан.

Обозначим через Δp_{12} перепад давления жидкости между РК и ОАД,

$$\Delta p_{12} = p_1 - p_2, \quad (5)$$

где p_2 – давление жидкости в ОАД. Знак перепада давления Δp_{12} определяет направление течения жидкости в каждом сопротивлении, а также положение обратного клапана. Площадь проходного сечения $A_{ок}$ обратного клапана определяется выражением

$$A_{ок} = \begin{cases} 0, & \Delta p_{12} \geq 0 \\ (A_{ок})_{\max}, & \Delta p_{12} < 0 \end{cases}, \quad (6)$$

где $(A_{ок})_{\max}$ – максимальная площадь проходного сечения полностью открытого обратного клапана ОАД.

Объёмный расход в ОАД из РК определяется конфигурацией и размером проходного сечения каждого сопротивления, а также перепадом давления на сопротивлении. Величина объёмного расхода q_c через отдельное сопротивление выражается формулой [12]

$$q_c = C_c(Re) \cdot A_c \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p_{12}}{\rho}}, \quad (7)$$

где $C_c(Re)$ – коэффициент расхода через сопротивление, зависящий от числа Рейнольдса;

A_c – площадь проходного сечения сопротивления; ρ – плотность рабочей жидкости.

Полный объём ОАД – постоянный и равен сумме объёма жидкости и газа. Величины приращения объёма жидкости и газа в ОАД равны по модулю, но противоположны по знаку, так как увеличение объёма жидкости вызывает уменьшение объёма газа

$$dV_{iж} = -dV_{иг}. \quad (8)$$

Сжимаемость газа существенно выше, чем у жидкости. Инерцией разделительной мембраны пренебрегаем. В связи с этим в аккумуляторе давления жидкость считаем несжимаемой, а её давление принимаем равным давлению газа

$$p_2 = p_{2г}. \quad (9)$$

Схема напорного клапана показана на рисунке 3. Реакцию, действующую со стороны жидкости на тарель клапана, условно разделим на статическую и гидродинамическую составляющие.

Площадь проходного сечения $A_{нк}$ напорного клапана определяется выражением

$$A_{нк} = \pi \cdot d_{нк} \cdot h_{нк}, \quad (10)$$

где $d_{нк}$ – диаметр отверстия в седле напорного клапана; $h_{нк}$ – высота подъёма тарели напорного клапана. Максимальная высота подъёма тарели напорного клапана ограничена значением, равным $0,25 \cdot d_{нк}$, согласно [13].

Статическая составляющая реакции $R_{ст}$ от давлений жидкости и газа, действующих на тарель напорного клапана, определяется выражением

$$R_{ст} = p_1 \cdot F_{нк} - p_{4г} \cdot F_{нк1} - p_{5г} \cdot F_{нк2}, \quad (11)$$

где $F_{нк}$, $F_{нк1}$ и $F_{нк2}$ – площади участков тарели напорного клапана, на которые действуют давле-

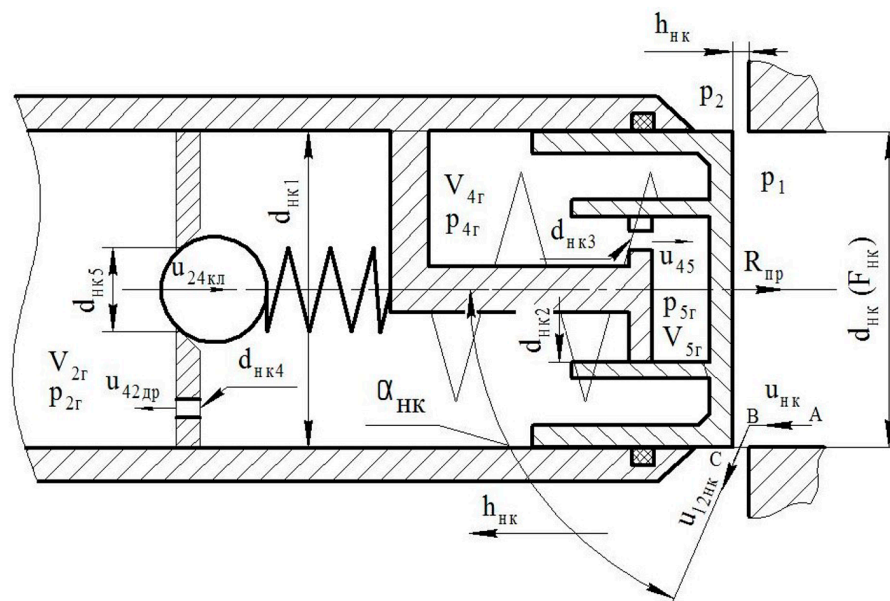


Рисунок 3. Схема напорного пневмоклапана

ние жидкости p_1 , давления в газовой $p_{4г}$ и демпферной $p_{5г}$ полостях соответственно.

Гидродинамическая сила $R_{гд}$, действующая на тарель напорного клапана, определяется из уравнения количества движения для контура АВС (см. рисунок 3)

$$R_{гд} = q_{нк} \cdot \rho \cdot \left(\frac{q_{нк}}{F_{нк}} - \frac{q_{нк}}{A_{нк} \cdot \sin \alpha_{нк}} \cdot \cos \alpha_{нк} \right), \quad (12)$$

где $\alpha_{нк}$ – угол истечения жидкости из кольцевого зазора, отсчитанный от оси клапана. В литературе [14] для клапанов с плоской поверхностью тарели и острыми кромками принимают значение угла $\alpha_{нк}$ равным 69° .

Усилие пружины напорного клапана определяется по формуле

$$R_{пр} = k_{пр} \cdot (x_0 + h_{нк}), \quad (13)$$

где x_0 – начальное поджатие пружины; $k_{пр}$ – жёсткость пружины.

Далее рассмотрим зависимости для определения параметров газа в амортизаторе. Плотность газа ρ_{ir} в газовых полостях определяется по формуле

$$\rho_{ir} = m_{ir} / V_{ir}, \quad (14)$$

где V_{ir} – объём газа в газовых полостях с учётом его изменения при перемещении клапанов и мембраны; m_{ir} – масса газа в газовых полостях.

Далее рассмотрим истечение газа между полостями через зазор или дросселирующее отверстие. Для определённости примем, что в полости с индексом «i» давление выше, чем в полости с индексом «j».

Критическое давление газа при перетекании через отверстие малого сечения определяется по формуле

$$p_{кр} = p_{ir} \cdot (2 / (k + 1))^{(k/(k-1))}, \quad (15)$$

где k – показатель адиабаты газа.

Давление в отверстии $p_{ijг}$ зависит от режима истечения газа и равняется максимальному из двух [15, 16]: давлению в полости за отверстием p_{jr} (докритический режим) или критическому давлению $p_{кр}$ (критический режим)

$$p_{ijг} = \max(p_{кр}, p_{jr}). \quad (16)$$

Плотность $\rho_{ijг}$, скорость u_{ij} и расход G_{ij} газа при перетекании через отверстие малого сечения определяются по формулам

$$\rho_{ijг} = \rho_{ir} \cdot (p_{ijг} / p_{ir})^{(1/k)}; \quad (17)$$

$$u_{ij} = \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k-1} \cdot \frac{p_{ir}}{\rho_{ir}} \cdot \left(1 - \left(\frac{p_{ijг}}{p_{ir}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right)}; \quad (18)$$

$$G_{ij} = u_{ij} \cdot \rho_{ijг} \cdot A_{ij} \cdot C_{ij}, \quad (19)$$

где A_{ij} – площадь проходного сечения сопротивления между полостью с индексом «i» и полостью с индексом «j», C_{ij} – коэффициент расхода.

В соответствии с допущением обратный клапан 8 (см. рисунок 1) либо полностью открыт, либо закрыт. Положение обратного клапана 8 определяется знаком перепада давления $\Delta p_{24г}$. Площадь проходного сечения $A_{24кл}$ обратного клапана 8 определяется выражением

$$A_{24кл} = \begin{cases} 0, & \Delta p_{24г} \leq 0 \\ (A_{24кл})_{\max}, & \Delta p_{24г} > 0 \end{cases} \quad (20)$$

где $(A_{24кл})_{\max}$ – максимальная площадь проходного сечения обратного клапана 8, $\Delta p_{24г} = p_2 - p_4$, p_4 – давление в полости 12 напорного пневмоклапана.

Далее рассмотрим дифференциальные уравнения для газовых полостей (объёмов). Для определённости примем, что i – номер полости, для которой записываются уравнения, k – номер полости, в которой давление газа выше, чем в полости с индексом i , и из которой газ поступает в полость i , а j – номер полости, в которой давление газа ниже, чем в полости с индексом i , и в которую газ поступает из полости i . Изменение энергии в i -й газовой полости в общем случае определяется выражением

$$\dot{E}_{ir} = G_{ki} \cdot c_p \cdot T_{кг} - G_{ij} \cdot c_p \cdot T_{иг} + p_{ir} \cdot \dot{V}_{ir}, \quad (21)$$

где c_p – теплоёмкость газа при постоянном давлении; $\dot{V}_{ir}$ – скорость изменения объёма газа в рассматриваемой i -й полости.

Давление p_{ir} , температура T_{ir} и изменение массы газа $\dot{m}_{ir}$ в i -й газовой полости определяются выражениями

$$p_{ir} = \frac{E_{ir} \cdot (k-1)}{V_{ir}}; \quad (22)$$

$$T_{ir} = \frac{E_{ir}}{m_{ir} \cdot c_v}; \quad (23)$$

$$\dot{m}_{ir} = G_{ki} - G_{ij}, \quad (24)$$

где c_v – теплоёмкость газа при постоянном объёме.

Уравнение движения напорного клапана имеет вид

$$\ddot{h}_{нк} = (R_{гд} + R_{ст} + R_{пр} - \frac{\dot{h}_{нк}}{|\dot{h}_{нк}|} R_{тр}) / m_{нк}, \quad (25)$$

где $m_{нк}$ – масса напорного клапана; $R_{тр}$ – сила трения в уплотнении клапана.

Сила трения уплотнительного кольца круглого сечения зависит от величины сжатия кольца и давления жидкости, а величина каждой составляющей силы трения определяется по графикам, при-

ведённым в [17]. Анализируя указанные графики для упрощения математической модели, силу трения $R_{тр}$ в уплотнении клапана можно выразить формулой

$$R_{тр} = k \cdot \pi \cdot d_{нк}, \quad (26)$$

где k – коэффициент, учитывающий деформацию поджатия уплотнительных колец, твердость резины и начальное давление в амортизаторе. Можно принять $k_1=500$ Н/м.

При численном моделировании динамики напорного клапана учитывались его отскоки от седла и верхнего упора при полном закрытии и полном открытии. Считалось, что в результате соударения скорость клапана изменялась на противоположную, а ее модуль составлял k_v (коэффициент восстановления) от модуля скорости до соударения. Коэффициент восстановления принимался равным $k_v=0,56$.

3. Результаты расчётов

В настоящем разделе представлены результаты расчётов параметров движения груза на амортизаторе перемещения напорного клапана. Параметры ПГА, рабочей жидкости и газа, принимаемые в расчётах, приведены в таблице 1.

График зависимости кинематического воздействия (перемещения) основания от времени показан на рисунке 4. Рассматриваются два воздействия: полное с перемещением основания s_{max} и половинчатое с амплитудой $0,5 \cdot s_{max}$.

Временные зависимости перемещения груза относительно основания (штока относительно корпуса ПГА) при различных диаметрах дросселя 9 $d_{нк4}$ и объёмах газовой полости 12 V_{40} показаны

на рисунке 5, зависимости перемещения тарели напорного клапана – на рисунке 6.

Чем меньше дроссель 9 при фиксированном объёме газовой полости 12 напорного клапана 7, тем дольше последний остаётся закрытым после воздействия. При фиксированном диаметре дросселя 9 напорный клапан 7 тем дольше остаётся закрытым, чем больше объём газовой полости 12.

Как показывают расчёты, при рассматриваемых сочетаниях параметров для эффективно-го гашения колебаний дроссель 9 должен иметь диаметр $d_{нк4}=0,0125-0,02d_{нк}$ при объёме газовой полости 12 напорного клапана $V_{40}=0,02-0,03V_{20}$. При большем диаметре дросселя 9 напорный клапан 7 открывается при каждом повышении давления в РК 1. Колебания амортизируемого объекта при этом затухают дольше. При меньшем диаметре дросселя 9 часть газа, притёкшая из АД 3 в напорный клапан 7, запирается в газовой полости 12. В результате этого после затухания колебаний происходит медленный возврат амортизатором груза в исходное положение (из-за медленного истечения газа обратно из напорного клапана в ОАД). Большой объём газовой полости 12 также может привести к длительному запираанию там части газа из АД 3, а также влечёт за собой увеличенные габариты конструкции.

Таким образом, работа напорного клапана способствует значительному усилению гашения колебаний амортизируемого объекта при малых габаритных размерах в конструкции ПГА. Расчёты показывают, что напорный клапан способствует гашению колебаний как при воздействии с максимально допустимым перемещением основания, так и при воздействии меньшей интенсивности.

Таблица 1

Параметры ПГА и рабочих тел

Параметр	Значение
Диаметр обратного клапана, $d_{ок}$	$0,2d_{п}$
Диаметр напорного клапана, $d_{нк}$	$0,2d_{п}$
Диаметр дросселя 6, $d_{др}$	$0,05d_{п}$
Объём газа в ОАД в равновесном положении, $V_{20г}$	$3 \cdot F_{п} \cdot s_{max}$
Диаметр тарели напорного клапана 11, $d_{нк1}$	$d_{нк}$
Диаметр демпферной камеры 14, $d_{нк2}$	$0,5d_{нк}$
Диаметр дросселя 13, $d_{нк3}$	$0,025d_{нк}$
Начальный объём демпферной полости 14, V_{50}	$0,002V_{20г}$
Коэффициент расхода через дроссель $C_{др}$	0,62
Коэффициент расхода через клапан $C_{нк}$	0,75
Плотность рабочей жидкости ρ , кг/м ³	830
Коэффициент объёмного сжатия β , Па ⁻¹	$7 \cdot 10^{-10}$
Коэффициент кинематической вязкости ν , м ² /с	$2,1 \cdot 10^{-5}$
Показатель адиабаты газа, k	1,4

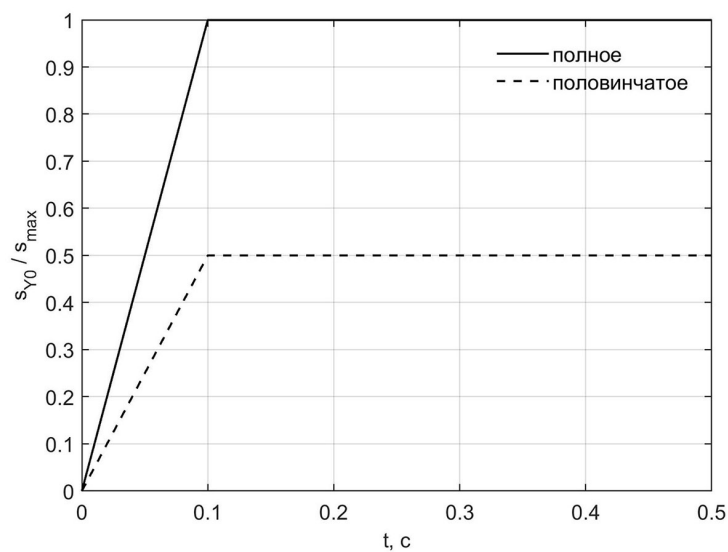
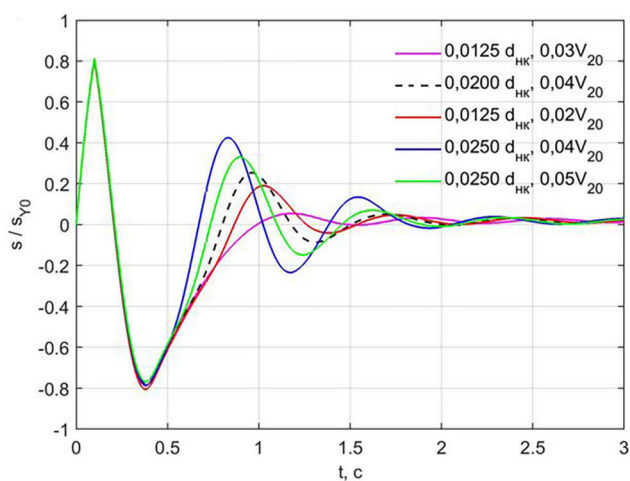
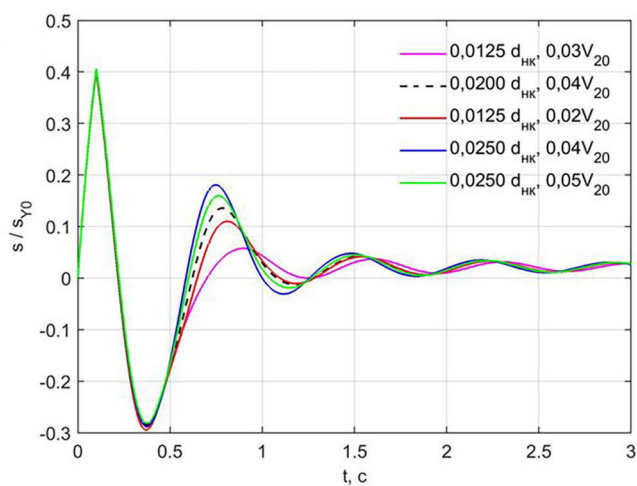


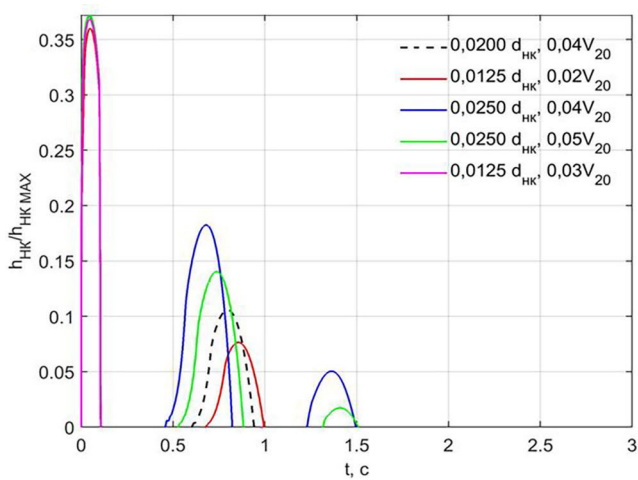
Рисунок 4. График перемещения основания



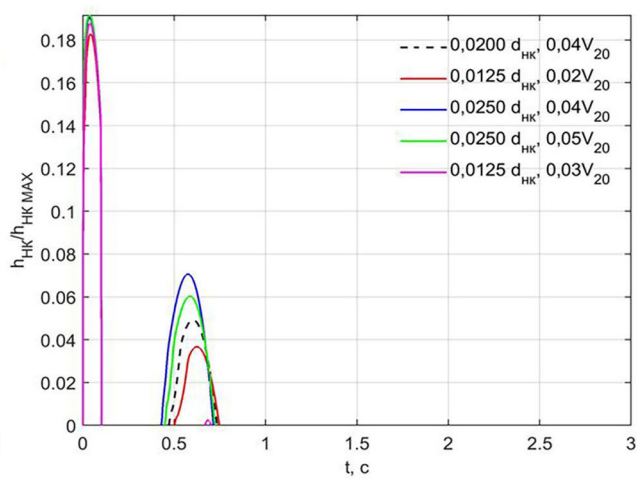
а)



б)

Рисунок 5. Относительное перемещение груза при различных d_{HK} и V_{20} при воздействии:
а – полным; б – половинчатом

а)



б)

Рисунок 6. Перемещение тарелки напорного клапана при различных d_{HK} и V_{20} при воздействии:
а – полным; б – половинчатом

Заключение

Предложена математическая модель динамики пневмогидравлического амортизатора. По результатам серии тестовых расчётов отдельного пневмогидравлического амортизатора установлены относительные характерные размеры напорного клапана, обеспечивающие, с одной стороны, демпфирование колебаний, с другой – быстрый возврат амортизируемого объекта в исходное положение статического равновесия. Результаты расчётов

показывают, что для этого диаметр дросселя напорного клапана должен быть в диапазоне от 1,25 до 2 % от диаметра тарели напорного клапана при значениях ёмкости газовой полости напорного клапана от 2 до 3 % от объёма газа в аккумуляторе давления в равновесном положении.

Расчёты показали работоспособность схемы пневмогидравлического амортизатора, предложенной в БГТУ «ВОЕНМЕХ». При этом напорный клапан практически не увеличивает габариты амортизатора.

Список литературы

- [1] Суровцев Ю. А. Амортизация радиоэлектронной аппаратуры. М.: Книга по требованию, 2012. 178 с.
- [2] Синильщиков В. Б. Математические модели и методы расчета нестационарных гидродинамических процессов в гидродемпферах и гидроприводах // Вторые Уткинские чтения. Труды общероссийской научно-технической конференции. СПб, БГТУ «ВОЕНМЕХ им. Д. Ф. Устинова», 2005. С. 49–52.
- [3] Синильщиков В. Б. Расчет нестационарных волновых процессов в элементах гидравлических систем. Международная конференция «Пятое Окуневские чтения»: материалы докладов. Т. 1. БГТУ «ВОЕНМЕХ им. Д. Ф. Устинова», СПб., 2007. С. 135–144.
- [4] Зюзликов В. П., Круглов Ю. А., Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б. Численные исследования автоколебаний клапанов в гидравлических устройствах // Третьи Уткинские чтения. Материалы общероссийской научно-технической конференции. Т. 1. СПб, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, 2007. С. 145–149.
- [5] Синильщиков В. Б., Мелихов К. В., Кунавич С. А. Анализ работы арочного эластомерного амортизатора при сложном нагружении. Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 12. С. 73–82, doi: 10.18698/0536–1044–2021–12–73–82.
- [6] Синильщиков В. Б., Кунавич С. А. Аналитическая модель арочного эластомерного амортизатора для применения в имитационном моделировании систем. Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 3 (41). С. 163–171. DOI 10.26732/j.st.2022.3.02.
- [7] Круглов Ю. А. Ударовиброзащита машин, оборудования и аппаратуры / Ю. А. Круглов, Ю. А. Туманов. Л.: Машиностроение. Ленинградское отделение, 1986. 221 с.: ил.
- [8] Патент 2465495 Российская Федерация, МПК F16F 9/096 (2006.01), F16F 15/023 (2006.01). Амортизатор для систем ударозащиты: № 2011116362: заявл. 25.04.2011: опубл. 27.10.2012 / Зюзликов В. П., Круглов Ю. А., Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б.; патентообладатель: БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. 10 с.
- [9] Круглов Ю. А., Синильщиков Б. Е., Синильщиков В. Б. Амортизаторы для систем ударозащиты. Четвертые Уткинские чтения. Материалы научно-технической конференции. Т. 1. СПб.: БГТУ, 2009. С. 170–176.
- [10] Ситников Б. Т. Расчет и исследование предохранительных и переливных клапанов / Б. Т. Ситников, И. Б. Матвеев. М.: Машиностроение, 1972. 129 с.
- [11] Моргунов К. П. Гидравлика: учебник / К. П. Моргунов. СПб.: Лань, 2014. 288 с.: ил.
- [12] Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / Под ред. М. О. Штейнберга. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1992. 672 с.: ил.
- [13] Гидравлика, гидромашины и гидроприводы: учебник для машиностроительных вузов / Т. М. Башта, С. С. Руднев, Б. Б. Некрасов и др. 4-е изд., стереотипное, перепечатка со второго издания 1982 г. М: Издательский дом «Альянс», 2010. 423 с.: ил.
- [14] Штеренлихт Д. В. Гидравлика: учебник / Д. В. Штеренлихт. 5-е изд., стер. СПб.: Издательство «Лань», 2015. 656 с.: ил.
- [15] Системы катапультирования ракет / Ю. А. Круглов [и др.]; Балт. гос. техн. ун-т. СПб., 2010. 184 с.
- [16] Марон В. И. Гидравлика двухфазных потоков в трубопроводах: учеб. пособие / В. И. Марон. СПб.: Издательство «Лань», 2012. 256 с.
- [17] Башта Т. М. Расчёты и конструкции самолётных гидравлических устройств / Т. М. Башта. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Оборонгиз, 1961. 475 с.

ANALYSIS OF THE OPERATION OF THE PRESSURE PNEUMATIC VALVE OF THE PNEUMOHYDRAULIC SHOCK ABSORBER

V.B. Sinilshchikov¹, S.A. Kunavich², O.V. Andreev¹

¹BSTU "VOENMEH" D.F. Ustinov
St. Petersburg, The Russian Federation

²JSC «NPP «Radar mms»
St. Petersburg, The Russian Federation

This article analyzes the dynamics of a damped object depending on the characteristic dimensions of the pressure valve of a pneumohydraulic shock absorber with reduced shock and vibration conductivity. The reaction of the shock absorber in question is created both by compressing the gas in the pneumatic cavities and by the pressure drop of the liquid when it flows between the hydraulic cavities. The main function of the pressure pneumatic valve is the final damping of vibrations under various influences. An assessment is given of the operability of the filling scheme of the pneumatic cavities of the pressure pneumatic valve as part of a pneumohydraulic shock absorber of reduced shock and vibration conductivity, proposed at the Baltic State Technical University "VOENMEH" D.F. Ustinov. The article describes a mathematical model of a pneumohydraulic shock absorber with a pressure valve. The results of calculations of the motion of a damped object mounted on a pneumohydraulic shock absorber with specified kinematic effects on the base are presented. The relations for the characteristic dimensions of the pneumatic hydraulic shock absorber and the pressure valve are obtained, ensuring rapid attenuation of vibrations and the return of the damped object to the initial equilibrium position. The calculation results presented in this article will also allow us to verify the applicability of simpler mathematical models of a pneumohydraulic shock absorber, which do not take into account factors such as inertia of the valves and compressibility of the liquid.

Keywords: pneumohydraulic shock absorber, pressure valve, pneumatic valve.

References

- [1] Surovtsev Yu.A. Shock absorption of electronic equipment. M.: Book on demand, 2012. 178 p.
- [2] Sinilshchikov V.B. Mathematical models and methods for calculating unsteady hydrodynamic processes in hydro dampers and hydraulic drives // Second Utkin readings. Proceedings of the All-Russian Scientific and Technical Conference. St. Petersburg, BSTU "VOENMEH" D.F. Ustinov 2005. pp. 49–52.
- [3] Sinilshchikov V.B. Calculation of non-stationary wave processes in elements of hydraulic systems. International Conference "The Fifth Okunev Readings": materials of the reports. Vol. 1. St. Petersburg, BSTU "VOENMEH" D.F. Ustinov, 2007. pp. 135–144.
- [4] Zyuzlikov V.P., Kruglov Yu.A., Sinilshchikov B.E., Sinilshchikov V.B. Numerical studies of self-oscillation of valves in hydraulic devices // Third Utkin readings. Materials of the All-Russian scientific and technical conference. Vol. 1 / St. Petersburg, BSTU "VOENMEH" D.F. Ustinov, 2007. pp. 145–149.
- [5] Sinilshchikov V.B., Melikov K. V., Kunavich S.A. Analysis of the operation of an arched elastomeric shock absorber under complex loading. News of higher educational institutions. Mechanical Engineering, 2021, No. 12, pp. 73–82, doi: 10.18698/0536–1044–2021–12–73–82.
- [6] Sinilshchikov V.B., Kunavich S.A. An analytical model of an arched elastomeric shock absorber for application in the simulation of systems. Spacecraft and technologies. 2022. Vol. 6. No. 3 (41). pp. 163–171. DOI 10.26732/jst.2022.3.02.
- [7] Kruglov Yu.A. Shock and vibration protection of machinery, equipment and instrumentation/ Yu.A. Kruglov, Yu.A. Tumanov – L.: Mechanical engineering. Leningrad branch, 1986 221 p.: ill.
- [8] Patent 2465495 Russian Federation, IPC F16F 9/09/6 (2006.01), F16F 15/023 (2006.01). Shock absorber for shock protection systems: No.2011116362: application 25.04.2011: publ. 27.10.2012/ Zyuzlikov V.P., Kruglov Yu.A., Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V.B.; patent holder: BSTU "VOENMEH" D.F. Ustinov. 10 p.
- [9] Kruglov Yu.A., Sinilshchikov B. E., Sinilshchikov V.B. Shock absorbers for shock protection systems. The fourth Utkin readings: Materials of the scientific and technical conference. Vol. 1. St. Petersburg: BSTU, 2009, pp. 170–176.

- [10] Sitnikov B. T. Calculation and research of safety and overflow valves / B. T. Sitnikov, I. B. Matveev. M.: Mechanical engineering, 1972. 129 p.
- [11] Morgunov K. P. Hydraulics: Textbook / K. P. Morgunov. St. Petersburg: "Lan", 2014. 288 p.: ill.
- [12] Idelchik I. E. Handbook of hydraulic resistance / Edited by M. O. Steinberg. 3rd ed., reprint. and additional. M.: Mechanical engineering, 1992 – 672 p.: ill.
- [13] Hydraulics, hydraulic machines and hydraulic drives: Textbook for engineering universities / T. M. Bashta, S. S. Rudnev, B. B. Nekrasov, etc. 4th ed., stereotypical, reprint from the second edition of 1982. M: Publishing House Alliance, 2010. 423 p.: ill.
- [14] Shterenlicht D. V. Hydraulics: Textbook / D. V. Shterenlicht. 5th ed., ster. St. Petersburg: Publishing house "Lan", 2015. 656 p.: ill.
- [15] Missile ejection systems / Yu. A. Kruglov [et al.]; Baltic State Technical University. St. Petersburg, 2010. 184 p.
- [16] Maron V. I. Hydraulics of two-phase flows in pipelines: A textbook / V. I. Maron. St. Petersburg: Publishing house "Lan", 2012. 256 p.
- [17] Bashta T. M. Calculations and designs of aircraft hydraulic devices / T. M. Bashta. 3rd ed., reprint. and additionalю M.: Oborongiz, 1961. 475 p.

Сведения об авторах

Синильщиков Валерий Борисович – кандидат технических наук, доцент кафедры стартовых и технических комплексов ракет и космических аппаратов БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Окончил БГТУ им. Д.Ф. Устинова в 1993 году. Область научных интересов: газодинамика старта, динамика стартовых комплексов, проектирование стартовых комплексов, системы амортизации, имитационное моделирование.

Кунавич Станислав Андреевич – инженер-конструктор 2-й категории АО «НПП «Радар ммс». Окончил БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в 2019 году. Область научных интересов: системы амортизации.

Андреев Олег Викторович – кандидат технических наук, доцент кафедры стартовых и технических комплексов ракет и космических аппаратов БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова. Окончил БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в 2005 году. Область научных интересов: механика жидкости и газа, динамика конструкций.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ НАПРЯЖЕНИЙ И УСИЛИЙ, ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ПРОЦЕССЕ ПРОТЯГИВАНИЯ ТРУБ МАЛОГО СЕЧЕНИЯ ЧЕРЕЗ РОЛИКОВУЮ ФИЛЬЕРУ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИНСТРУМЕНТА ДОРНА

В. В. Тимофеев✉,

Е. В. Патраев, И. В. Трифанов

Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М. Ф. Решетнёва
г. Красноярск, Российская Федерация

Для передачи СВЧ-энергии и в различных точных приборах часто используют трубы с малым сечением, которые могут быть частью волноводных трактов антенно-фидерных устройств космических аппаратов. Волочение трубчатой заготовки через роликовую фильеру с дорнованием является надежным и технологичным методом изготовления прямолинейных секций волноводного тракта. Цель исследования – разработка методики расчета напряжений в трубчатой заготовке и усилий при волочении, учитывающей трение и изменения пределов текучести материалов. Исследование проводилось методом математического моделирования. Для расчета применялся метод последовательных приближений. Составлен алгоритм и приведены основные формулы для определения искомых параметров. Были проведены расчеты для труб с прямоугольным сечением 3,6х1,8 мм из сплавов М4 и Лб3, определены усилия, возникающие при протягивании в дорне, валках и суммарные усилия протягивания. Выявлены и обоснованы на основе расчетов закономерности, возникающие в ходе технологического процесса. Определено влияние геометрии и материалов заготовок на основные технологические параметры. Расчетная модель может быть использована для моделирования технологического процесса, при изготовлении труб малого сечения из других металлов, с учетом изменения их предела текучести в ходе деформации. Метод расчета может быть применен при определении рациональных режимов волочения труб малого сечения.

Ключевые слова: труба малого сечения, волновод, протяжка, метод последовательного приближения, деформации, предел текучести.

Введение

Для передачи СВЧ-энергии и в различных точных приборах часто применяют трубы с малым сечением. Они находят свое применение как часть волноводных трактов антенно-фидерных устройств космических аппаратов [1].

Волноводный тракт может состоять из различных участков [2], в том числе и из прямоугольных труб, которые используются для изготовления как прямолинейных, так и криволинейных секций.

Характеристики и требования к таким заготовкам подробно описаны в пособии [3] и ГОСТ

20900–2014 [4]. Трубы малого сечения, согласно техническим требованиям (ГОСТ 20900–2014), сечением от 2,4х1,2 включительно до 270х135 включительно изготавливают из латуни марок Л93 и Л96 [4]. К таким трубам предъявляют повышенные требования к точности изготовления $\pm 0,02$ [4]. Толщина стенок таких труб должна составлять 0,8 мм. В данном исследовании рассматривается технологический процесс протяжки трубчатых прямоугольных заготовок с сечением 3,6х1,8, выбранным по ГОСТ 20900–2014 [4] как типовое и сложное в изготовлении.

Несмотря на то, что прямые волноводные трубы часто изготавливают из готовых прямоугольных полуфабрикатов [5], требование по улучшению массово-весовых характеристик для элементов КА

✉ VT-ak@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

сохраняется [1]. Поэтому для улучшения массово-весовых характеристик возможно использование других материалов [1] или применение других способов изготовления прямых волноводных труб с соблюдением требований к точности.

Волноводные трубы изготавливают холоднодеформированными в твердом состоянии [4]. Одним из таких методов является волочение трубчатой заготовки с применением четырехроlikовой фильеры и инструмента дорна [6]. Данный метод отличается высокой точностью. Несмотря на низкую производительность данного метода, он подходит для экспериментальных разработок, так как позволяет изготавливать волноводные трубы нестандартных размеров и из различных металлов и сплавов.

Волочение трубчатой заготовки через роlikовую фильеру с дорнованием отличается надежностью и технологичностью.

Недостатком метода является низкая производительность и риск возникновения дефектов при попытке увеличить производительность.

Если речь идет о штучном, мелкосерийном производстве, то имеет смысл использовать многократную протяжку круглых полуфабрикатов до прямоугольного сечения, что позволит изготавливать волноводы из различных металлов.

Данные проблемы можно решить с помощью компьютерного моделирования и оптимизации режима протяжек.

В ходе технологического процесса могут возникать устранимые и неустраняемые дефекты.

Для избавления от устранимых дефектов следует применять рекристаллизационный отжиг, который избавляет от микродефектов. В данном случае для восстановления пластических свойств медь проходит процесс рекристаллизационного отжига при температуре 500–600 °C [7], а латунь Л63 – при температуре отжига 660–670 °C [8].

Неустраняемые дефекты, например трещины, могут возникать из-за значительных напряжений и усилий, возникающих от воздействия усилия протягивания, зависящего от степени обжатия заготовки и использования запаса пластичности.

Для предотвращения неустраняемых дефектов следует подбирать оптимальные значения обжатия заготовки и промежуточные отжиги для снятия напряжений.

Для увеличения производительности и надежности данного метода необходимо уметь прогнозировать возможные возникающие усилия при одновременной обкатке и дорновании. Это возможно осуществить с помощью компьютерного моделирования и оптимизации режима протяжек.

Новизна работы заключается в модернизации данного метода с помощью компьютерного моделирования.

Цель работы – в разработке методики расчета напряжений и усилий при технологическом процессе волочения и дорновании заготовки, учитывающей трение и изменения пределов текучести материалов.

Методика расчета разрабатывалась на основе ранее существовавших упрощенных методик. Существовавшие ранее программы моделирования волочения не учитывали изменение предела текучести материала [6].

1. Технологический процесс волочения

Для примера расчетов в данной работе рассматриваются трубы из сплавов М4 и Л63 с сечением 3,6х1,8, которые изготавливают рядом обжатий роlikов с четырех сторон и с применением инструмента дорна.

Получение труб малого прямоугольного сечения 3,6х1,8 мм включает следующие технологические операции:

- двухстороннее обжатие заготовки, круглого профиля, валками с целью получения овального профиля для установки инструмента дорна;
- профилирование прямоугольного канала деформированием роlikами с четырех сторон и оправкой до прямоугольного сечения с промежуточным отжигом для удаления остаточных напряжений в защитной среде при многократном волочении;
- прокатка валками полученной заготовки с прямоугольной подложкой.

В данном случае рассматривается профилирование канала прямоугольной формы волочением при помощи обжатия роlikами с четырех сторон и дорном с получением канала прямоугольного сечения [6]. Этот метод показан в публикации [9].

Схема процесса изготовления показана на рисунке 1 [6], [9].

У данного метода есть аналоги, которые заключаются в обкатке с применением дорна, используемые для труб круглого сечения [10].

Определить количество протяжек возможно с помощью геометрии исходной заготовки и готового изделия (рисунок 2). Заготовка представляет собой трубу круглого сечения, которую один раз обжимают с двух сторон валками на 0,2 мм. Получается заготовка овального сечения. Контур дорна не должен пересекать контур внутреннего канала заготовки. Толщина стенки заготовки 1 мм, изделия – 0,8 мм. Выбирается наибольшее расстояние, необходимое пройти роlikам. Исходя из геометрии заготовки и изделия (рисунок 2), для совершения технологической операции необходимо провести обжатие на 1,1 мм. Это невозможно за один проход, так как в ходе протяжек в заготовке возникают механические напряжения, ко-

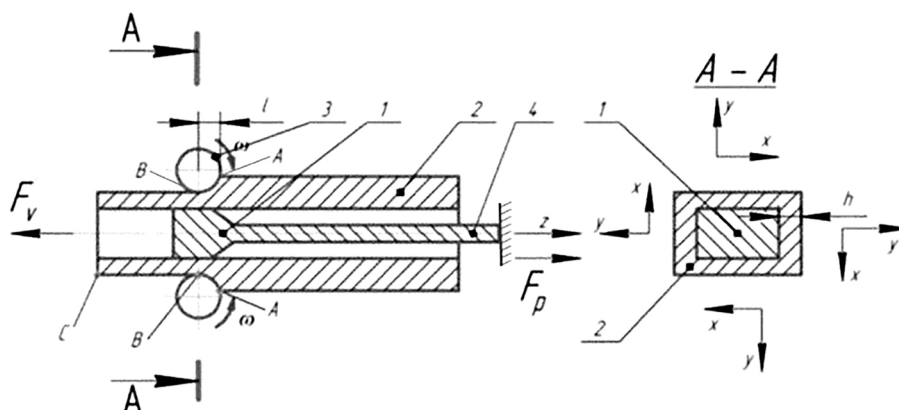


Рисунок 1. Схема процесса производства труб малого сечения прямоугольного профиля, используемая для вычислений сил в области деформирования материала: 1 – инструмент дорн; 2 – трубчатая заготовка; 3 – ролики регулируемой четырехроlikовой фильеры; 4 – хвостик инструмента-дорна; F_v – сила волочения; F_p – сила, действующая со стороны инструмента дорна

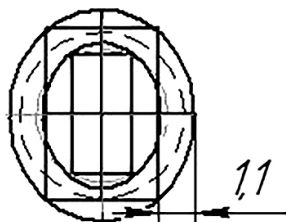


Рисунок 2. Схема обжатия заготовки

которые могут привести к браку. Для минимизации внутренних напряжений протяжка выполняется за множество проходов, например 14 протяжек, с убывающим обжатием. Суммарно величины протяжек должны быть равны расстоянию от внешней поверхности заготовки до внешней поверхности изделия. Величины обжатия роliками при протяжках (Δ) представлены последовательно: 0,2; 0,2; 0,15; 0,15; 0,1; 0,1; 0,05; 0,05; 0,025; 0,025; 0,015; 0,015; 0,01; 0,01 мм. Количество протяжек и величины обжатия выбирались с учетом рационального построения техпроцесса и отсутствия дефектов на рабочей поверхности канала трубы малого сечения с учетом запаса пластичности материала, отсутствия микротрещин, потери формы из-за перенапряжения и других дефектов.

2. Методика расчета

Расчет проводился в универсальной программе Mathcad, которую часто используют в различных областях для расчетов. При решении данной задачи применялся Mathcad. Большинство программных продуктов, использующих метод конечных элементов, не предназначены для моделирования технологических процессов. В связи с этим для расчета технологических процессов имеет смысл использовать универсальные расчетные программы, например Mathcad. Другим преимуществом Mathcad является скорость выполнения расчетов

за счет эффективного использования мощностей компьютерного процессора. В итоге результаты вычислений появляются в реальном времени без длительных ожиданий.

Вычисления проводились методом последовательных приближений. С помощью этого метода находятся результаты решения уравнений, близкие к реальным. В зависимости от количества шагов меняется точность, чем больше количества шагов, тем выше точность. На рисунке 3 расчетный алгоритм представлен в виде схемы. Алгоритм подстроен под особенности работы программы Mathcad и описывает основную последовательность расчетов.

Основное влияние на результат расчета, как и в реальном оборудовании, оказывают коэффициенты трения.

Между инструментом дорном и заготовкой коэффициент трения может меняться от 0,011 до 0,4 [6] и зависит от особенностей смазки. Коэффициент трения качения, возникающий между роliками фильеры и заготовкой, принимается от 0,0011 до 0,04 [6].

Для расчета были взяты усредненные значения коэффициентов трения между дорном и заготовкой $K_{трд}=0,19$, а между валком и заготовкой $K_{трв}=0,02$.

В настоящей работе программа работает с готовой последовательностью протяжек. Алгоритм, описанный в учебном пособии [6], является интерактивным, т.е. после каждой протяжки вручную требуется вбивать следующее обжатие.

Ключевой особенностью программы (рисунок 3) при определении напряжений является использование функций изменения пределов текучести от деформации, которые применяются для определения напряжений (σ). Функция изменения предела текучести в ранее составленном алгоритме не учитывалась [6].

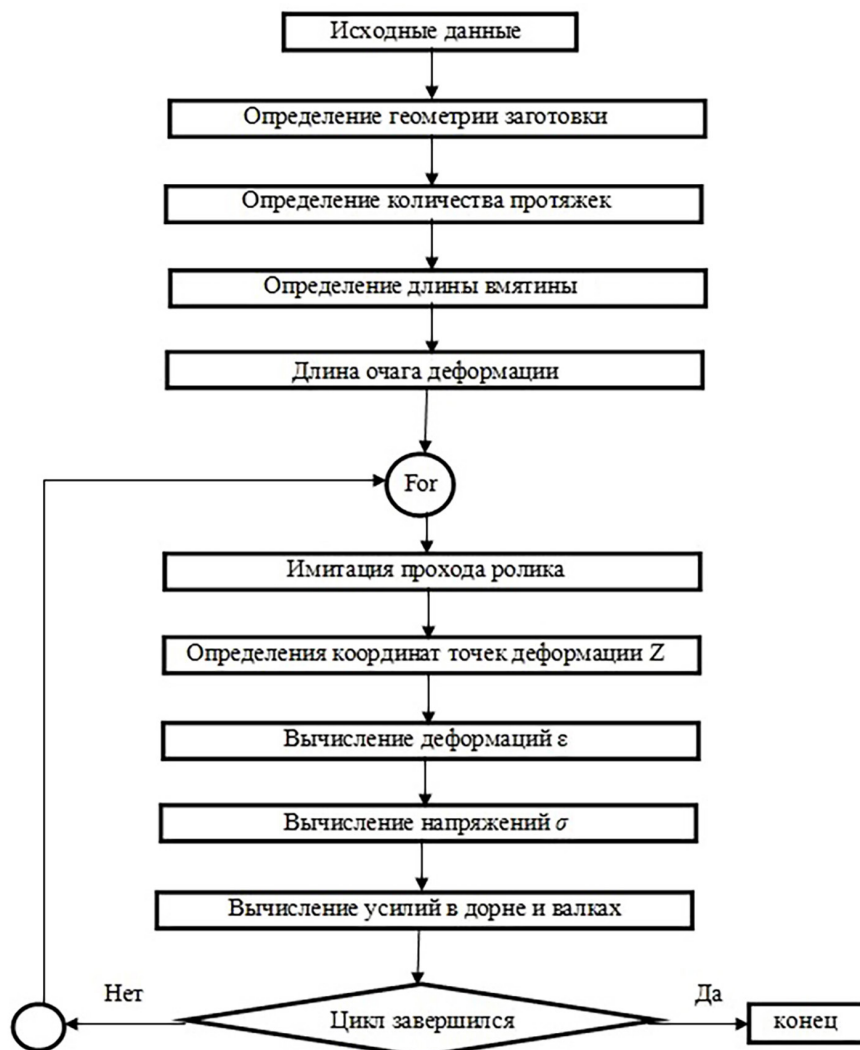


Рисунок 3. Алгоритм расчета для определения основных параметров технологического процесса волочения и дорнования

3. Влияние деформаций на изменения пределов текучести

Чтобы был меньший процент брака, требуется использование минимально необходимого усилия деформирования. Этого можно добиться, используя функции изменения предела текучести. Изменяемый предел прочности для этого не подходит, так как его достижение приводит к разрушению материала.

Для осуществления моделирования производственного процесса требуется знать пластические свойства материала. В процессе протягивания трубы происходит упрочнение металла [10], наклеп, увеличивается твердость и деформации [11].

Во время протягивания трубы из-за деформаций, в зависимости от ее величины, могут меняться пределы текучести металлов [12].

Пластические свойства изменения предела текучести медного сплава М4 были определены с помощью формулы, полученной в результате аппроксимации результатов эксперимента [13]:

$$\sigma = 80 + 46 \cdot \varepsilon^{0.45}, \text{ МПа}, \quad (1)$$

где ε – степень деформации.

Для латуни Л-63 предел текучести определяется формулой [13]:

$$\sigma = 150 + 31 \cdot \varepsilon^{0.65}, \text{ МПа}. \quad (2)$$

Формулы 1–2 использовались в функции пластичности [6]:

$$f_i = \frac{\sigma_i}{\varepsilon_i}. \quad (3)$$

Напряжение вдоль оси z можно определить с помощью формулы [6], [9], результат отображен в виде графиков (рисунок 4).

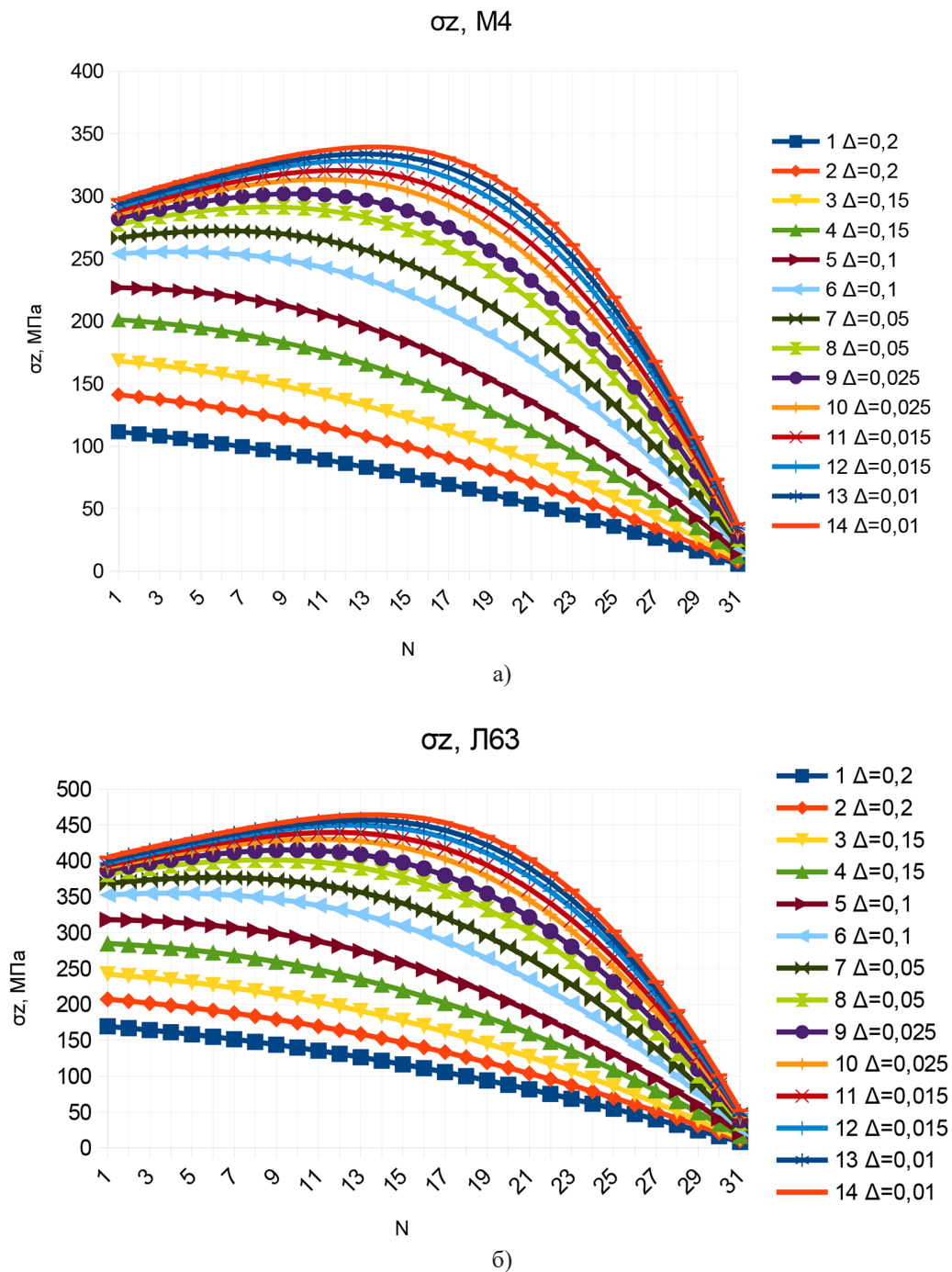


Рисунок 4. Напряжения вдоль оси z (σ_z МПа); N – номер шага на дуге деформирования роликом трубчатой заготовки: а) М4; б) Л63

$$\sigma_{z_i} = \frac{\left(f_i \cdot \alpha_i \cdot (\varepsilon_{z_i} - \varepsilon_{r_i}) - \sigma_{z_{i+1}} \cdot \left(\frac{h_{i+1}}{\lambda} + 0,5 \cdot (dh dz_i + \alpha_i) \right) \right)}{\left(0,5 \cdot (dh dz_i + \alpha_i) - \frac{h_{i+1}}{\lambda} \right)}. \quad (4)$$

Сила трения, которая возникает в валках, может вычисляться с помощью формулы [6], [9], результат отображен в виде графиков (рисунок 5).

$$T_B = F_B \cdot \sigma_z, \quad (5)$$

где F_B – площадь поперечного сечения трубы в исследуемом сечении; σ_z – компонент тензора напряжений.

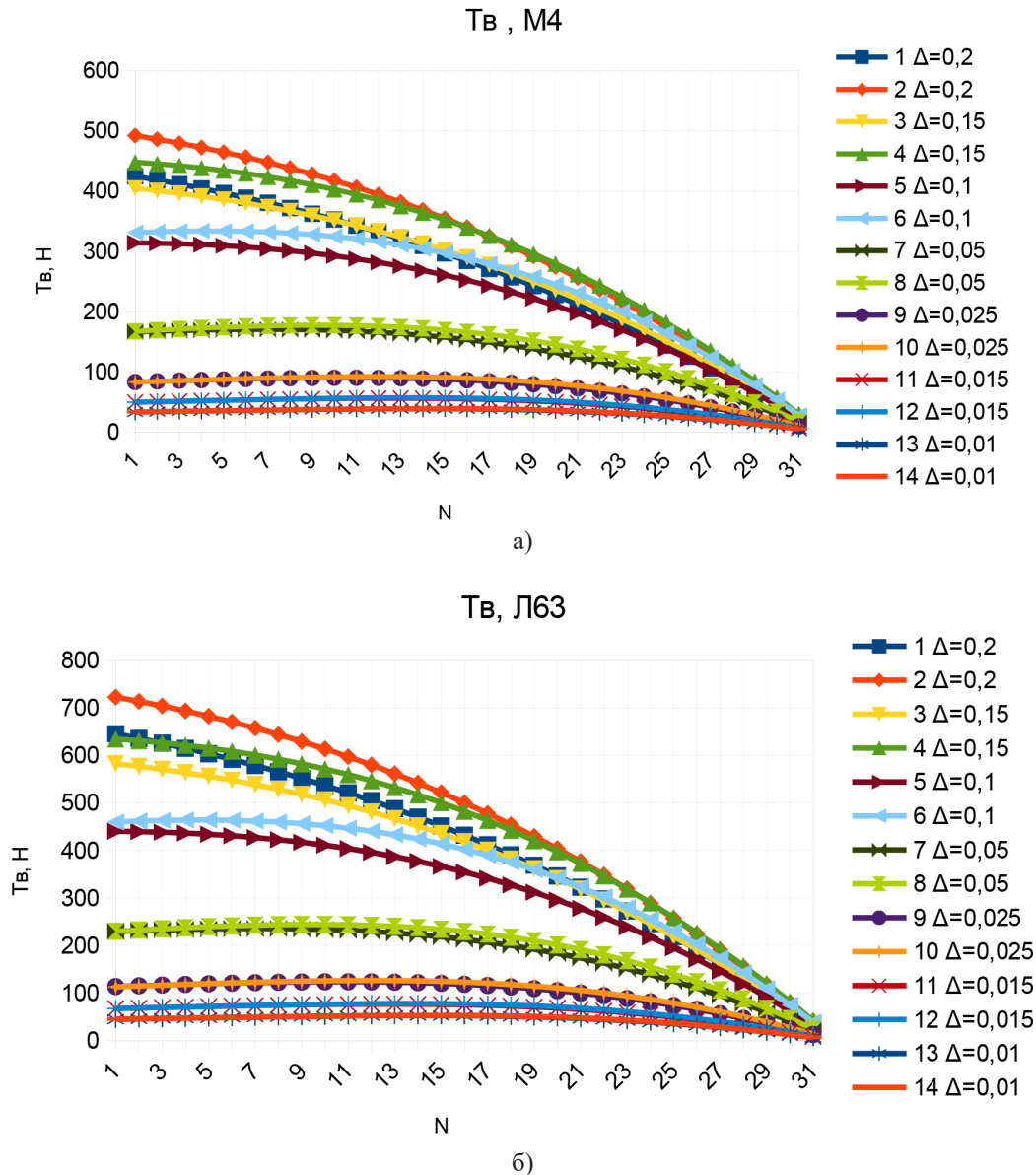


Рисунок 5. Силы волочения, возникающие на роликах (P_{vl}, H), по оси z ; N – номер шага на дуге деформирования роликом трубчатой заготовки: а) М4; б) Л63

Усилие в дорне N_d может быть найдено как интегральная характеристика от суммы касательных напряжений по его периметру p [6], [9], результат отображен в виде графиков (рисунок 6).

$$N_d = -\lambda K_{np}^D \cdot p \cdot \sum_{i=1}^{N-1} (\sigma_y^i + \sigma_y^{i+1}) / 2, \quad (6)$$

где σ_y – компонент тензора напряжений; p – периметр инструмента дорна.

Суммарные усилия протяжки определяются по формуле:

$$P_{сум} = T_g + N_d \quad (7)$$

Суммарные усилия протягивания для двух материалов оформлены в виде графиков на рисунке 7.

4. Контроль качества изделия

После технологического процесса в готовом изделии могут оставаться механические напряжения, которые можно устранить отжигом в вакууме или в защитной среде, а также определить сканером механических напряжений STRESSVISION. [14] Финальная проверка качества изделия включает в себя электрические испытания: замер коэффициента стоячей волны (КСВ) и определение электрических потерь в канале трубы. [15]

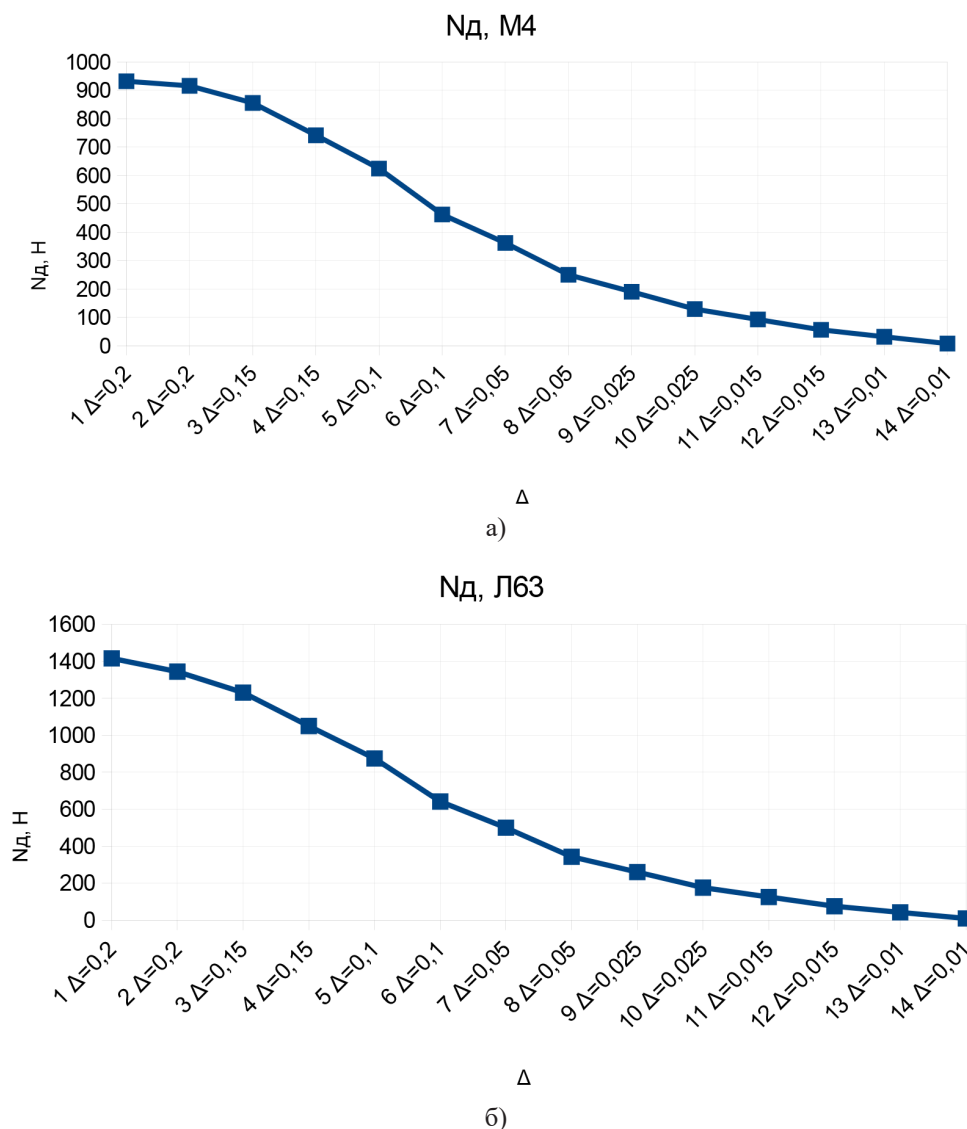


Рисунок 6. Силы волочения в дорне (N_d , Н), по оси z ; Δ – обжатие трубчатой заготовки: а) М4; б) Л63

Вывод

С помощью формул 4, 5, 6 были определены усилия, возникающие при протягивании в дорне, валках и суммарные усилия протягивания. Расчет проводился для ряда обжатий (Δ), результаты представлены на графиках (рисунки 4–7).

Как видно из графика на рисунке 6, при выполнении технологических операций напряжения (σ_z) вдоль оси z убывают по дуге деформации. Напряжения (рисунок 4) с каждой новой протяжкой возрастают, это связано с накоплением напряжений и уменьшением размера сечения.

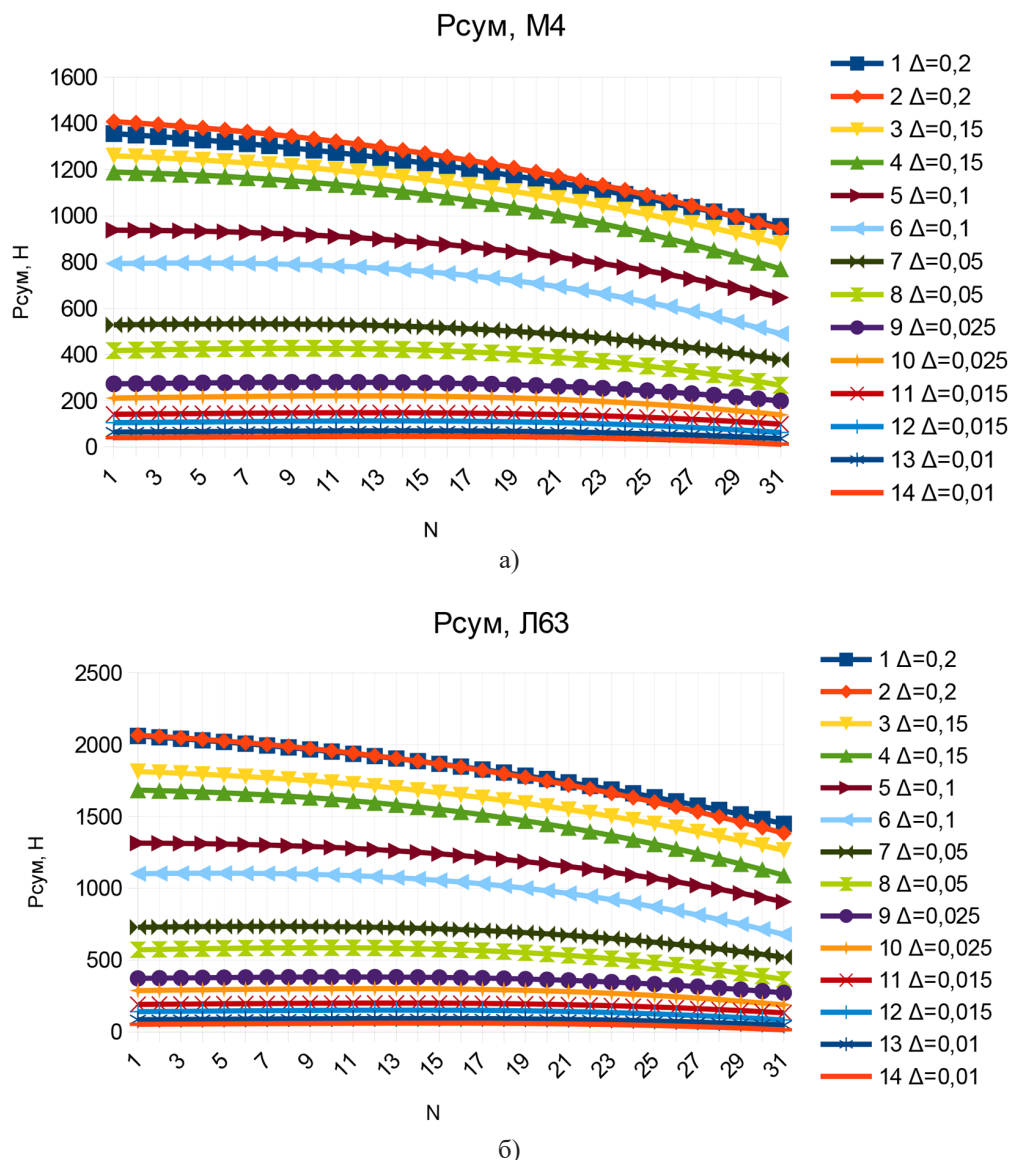
Усилия в валках (T_v) (рисунок 5) у труб из Л63 больше, чем для труб из М4, это связано с разным пределом текучести. Графики имеют схожую форму, это связано с одинаковой геометрией заготовок, одинаковой последовательностью и величиной протяжек. Усилия в валках больше при

большем значении обжатия. Аналогично усилия в дорне (N_d) зависят от обжатия заготовки (рисунок 6).

По данным из графиков (рисунок 7) видно, что суммарные усилия ($P_{\text{сум}}$) возрастают при увеличении обжатия (Δ). Наибольшее влияние на усилие протягивания оказывает дорн из-за большей силы трения по сравнению с валком.

Данная расчетная модель может быть использована для моделирования технологического процесса, при изготовлении труб малого сечения.

Метод расчета применим при определении рациональных режимов производства труб малого сечения многократным, холодным протягиванием через четырехроликовую фильеру с дорнованием. Он позволяет проводить расчеты с разными габаритами внутреннего канала и для других металлов при наличии данных об изменении их предела текучести в ходе деформации.



Список литературы

- [1] Особенности производства волноводно-распределительных трактов антенно-фидерных устройств космических аппаратов / С. К. Злобин, М. М. Михнев, В. Д. Лаптёнок и др. // Вестник СибГАУ. 2013. № 6. С. 196–201.
- [2] Волноводный тракт. [Электронный ресурс]. URL: http://npo-prz.ru/index.php?option=com_content&view=article&id=66:2011-03-28-13-42-17 (дата обращения: 22.02.2023).
- [3] Малков Н. А., Пудовкин А. П. Устройства сверхвысоких частот: учеб. пособие. Тамбов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 2008. 92 с. 100 экз. ISBN 978-5-8265-0735-3.
- [4] ГОСТ 20900–2014. Межгосударственный. Стандарт. Трубы волноводные медные и латунные прямоугольные. Дата введения – 2015–09–01.
- [5] Изготовление волноводных труб прямоугольного и круглого поперечных сечений [Электронный ресурс]. URL: <https://studfile.net/preview/1676197/page:2/> (дата обращения: 16.01.2024).
- [6] Трифанов И. В. Перспективные технологии повышения качества рабочей поверхности деталей волноводов и лучеводных линий: учеб. пособие / И. В. Трифанов, Л. А. Бабкина, А. А. Голенкова. Красноярск: СибГАУ, 2004. 92 с.
- [7] Термическая обработка меди и ее сплавов [Электронный ресурс]. URL: https://studref.com/626301/tehnika/termicheskaya_obrabotka_medi_splavov (дата обращения: 16.03.2024).
- [8] Л63 латунь, обрабатываемая давлением [Электронный ресурс]. URL: <https://metalworkind.com/ru/marochnik/rf/latun/lod/l63/> (дата обращения: 16.03.2024).

- [9] Трифанов В.И., Оборина Л.И., Суханова О.А., Мелкозеров М.Г., Трифанов И.В. Исследование параметров процесса и температуроразмерных характеристик при изготовлении волноводов КВЧ-диапазона. Современные наукоемкие технологии. 2018. № 11. (часть 2). С. 222–226.
- [10] Основы теории прокатки и волочения труб: учеб. пособие / Г.А. Орлов. Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2016. 204 с.
- [11] Малинин Н.Н. Технологические задачи пластичности и ползучести: учеб. пособие для бакалавриата и магистратуры. 2-е изд., испр. и доп. М.: Издательство Юрайт, 2018. 121 с.
- [12] Медь и деформируемые медные сплавы: учеб. пособие / Ю.Н. Логинов. 2-е изд., стер. Екатеринбург: ГОУ ВПО УГТУ-УПИ, 2006. 136 с.
- [13] Третьяков А.В., Зюзин В.И. Механические свойства металлов и сплавов при обработке давлением: Справочник. М.: Металлургия, 1973. 224 с.
- [14] Сканер механических напряжений STRESSVISION® [Электронный ресурс]. URL: <https://stressvision.ru/> (дата обращения: 22.02.2023).
- [15] Трифанов И.В., Оборина Л.И., Бакин А.М. Теоретические основы построения и методы испытаний антенно-фидерных устройств средств связи, приборов контроля и обнаружения: учеб. пособие; Сиб. гос. аэрокосмический ун-т. Красноярск, 2010. 108 с.

DETERMINATION OF STRESSES AND FORCES ARISING DURING THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF STRETCHING SMALL-SECTION PIPES THROUGH A ROLLER DIE USING A MANDREL TOOL

V. V. Timofeev, E. V. Patraev, I. V. Trifanov

*Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
Krasnoyarsk, The Russian Federation*

For the transmission of microwave energy and in various precision instruments, pipes with a small cross section are often used, which can be part of the waveguide paths of antenna-feeder devices of spacecraft. Drawing a tubular billet through a mandrel roller die is a reliable and technologically advanced method of manufacturing rectilinear sections of a waveguide path. The purpose of the study is to develop a methodology for calculating stresses in a tubular billet and drawing forces, taking into account friction and changes in the yield strength of materials. The study was conducted by mathematical modeling. The method of successive approximations was used for the calculation. An algorithm has been compiled and the basic formulas for determining the desired parameters are given. Calculations were carried out for pipes with a rectangular cross section of 3.6 x 1.8 mm made of M4 and L63 alloys, the forces arising during stretching in the mandrel, rolls and total stretching forces were determined. The patterns that arise during the technological process are identified and justified on the basis of calculations. The influence of the geometry and materials of the workpieces on the main technological parameters is definitely determined. The calculation model can be used to simulate the technological process in the manufacture of small-section pipes made of other metals, taking into account changes in their yield strength during deformation. The calculation method can be used to determine the rational modes of drawing pipes of small cross-section.

Keywords: small section pipe, waveguide, broaching, sequential approximation method, deformation, yield strength.

References

- [1] Zlobin S. K., Mikhnev M. M., Laptinok V. D., Bocharov A. N., Dolgoplov B. B. [Features of production of waveguide-distribution paths of antenna-feeder devices of space vehicles]. *Vestnik SibGAU*. 2013, No 6, P. 196–201 (In Russ.)
- [2] Volnovodnyy trakt. [Waveguide path]. Available at: http://npo-prz.ru/index.php?option=com_content&view=article&id=66:2011-03-28-13-42-17 (accessed 22.02.2023).
- [3] Malkov N. A., Pudovkin A. P. *Ustrojstva sverkhvysokih chastot: ucheb. Posobie* [Ultrahigh frequency devices: a textbook] Tambov. Izd-vo Tamb. gos. tehn. un-ta, 2008. 92 p. 100 copies. ISBN 978-5-8265-0735-3.
- [4] GOST 20900–2014. *Mezhhgosudarstvennyy. STANDART. Truby volnovodnye mednye i latunnye pryamougol'nye Tekhnicheskie usloviya*. [State Standard 20900–2014. Interstate. standard. Waveguide copper and brass rectangular pipes Specifications.] Vzamen GOST 20900–75; Vved. 2015–09–01. Moscow: Standartinform Publ., 2015. 17 p.
- [5] Izgotovlenie volnovodnykh trub pryamougol'nogo i kruglogo poperechnykh secheniy [Manufacture of waveguide tubes of rectangular and round cross sections] (In Russ.). Available at: <https://studfile.net/preview/1676197/page:2/> (accessed 16.01.2024).
- [6] Trifanov I. V., Babkina L. A., Golenkova A. A. *Perspektivnye tekhnologii povysheniya kachestva rabochey poverkhnosti detaley volnovodov i luchevodnykh liniy: uchebnoe posobie* [Promising technologies for improving the quality of the working surface of waveguide parts and beam lines: a textbook] Krasnoyarsk, SibGAU, 2004, 92 p.
- [7] Termicheskaya obrabotka medi i ee splavov [Heat treatment of copper and its alloys] (In Russ.). Available at: https://studref.com/626301/tehnika/termicheskaya_obrabotka_medi_splavov (accessed 16.01.2024).
- [8] L63 latun', obrabatyvaemaya davleniem [L63 pressure-treated brass] (In Russ.). Available at: https://studref.com/626301/tehnika/termicheskaya_obrabotka_medi_splavov (accessed 16.01.2024).
- [9] Trifanov V. I., Oborina L. I., Sukhanova O. A., Melkozerov M. G., Trifanov I. V. [Research of process parameters and temperature reading characteristics in the manufacture of waveguides of EHF-band] *Sovremennye naukoemkie tekhnologii*, 2018, № 11–2, P. 222–226 (In Russ.).
- [10] Orlov G. A. *Osnovy teorii prokatki i volocheniya trub: uchebnoe posobie* [Fundamentals of the theory of rolling and drawing pipes: a textbook] Ekaterinburg. Izd-vo Ural. un-ta, 2016. 204 p.
- [11] Malinin N. N. *Tekhnologicheskie zadachi plastichnosti i polzuchesti: uchebnoe posobie dlja bakalavriata i magistratury. 2-e izd., ispr. i dop.* [Technological problems of plasticity and creep: a textbook for undergraduate and graduate studies. 2nd ed., ispr. and add.]. M.: Izdatel'stvo Jurajt, 2018. 121 p.
- [12] Loginov Yu. N. *Med' i deformiruemye mednye splavy: uchebnoe posobie* [Copper and Wrought Copper Alloys: A Study Guide] 2-e izd., ster. Ekaterinburg: GOU VPO UGTU-UI, 2006. 136 p.
- [13] Tret'yakov A. V., Zyuzin V. I. *Mekhanicheskie svoystva metallov i splavov pri obrabotke davleniem: Spravochnik*. [Mechanical properties of metals and alloys during pressure treatment: Handbook.] M.: Metallurgiya, 1973. 224 p.
- [14] *Skaner mekhanicheskikh napryazheniy STRESSVISION®* [Mechanical Stress Scanner STRESSVISION®] Available at: <https://stressvision.ru/> (accessed 22.02.2023).
- [15] Trifonov I. V., Oborina L. I., Bakina A. M. *Teoreticheskie osnovy postroeniya i metody ispytaniy antenno-fidernykh ustroystv sredstv svyazi, priborov kontrolya i obnaruzheniy* [Theoretical foundations of construction and test methods of antenna-feeder devices of communication means, monitoring and detection devices] textbook. SibGAU. Krasnoyarsk, 2010. 108 p.

Сведения об авторах

Тимофеев Владислав Владиславович – аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва с отличием в 2020 году. Область научных интересов: повышение качества изделий машиностроения.

Патраев Евгений Валерьевич – аспирант Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. Заместитель генерального директора по производству АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирскую аэрокосмическую академию в 2002 году. Область научных интересов: повышение качества изделий машиностроения.

Трифанов Иван Васильевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой технического регулирования и метрологии Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил с отличием завод-вуз – филиал КПИ в 1975 году. Область научных интересов: повышение качества изделий машиностроения.

ORCID: 0000-0002-2419-4802

КОЭФФИЦИЕНТЫ БЕЗОПАСНОСТИ ДЛЯ ИЗДЕЛИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ПРИМЕРЕ СЖАТОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ ОБОЛОЧКИ

В. Н. Наговицин, Ю. П. Похабов✉,

Е. А. Иванов, А. Ю. Похабов

АО «Информационные спутниковые системы»

имени академика М. Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Главной задачей данного исследования является получение способа расчета коэффициента безопасности для изделий из композиционных материалов, чтобы компенсировать фактические разбросы механических характеристик композиционных материалов в результате используемых существующих технологий изготовления, что позволит обеспечить высокую надежность конструкций из композиционных материалов, применяемых в космической технике и других отраслях промышленности. Исследование было проведено на теоретических параметрических математических моделях с использованием математического аппарата теории вероятностей и статистики, при помощи разработанной пошаговой методики. Практическая применимость разработанного метода подтверждается на примере анализа сжатой цилиндрической оболочки. Результатом исследования является разработанный метод расчета по предельному состоянию, позволяющий оценить точность используемых теоретических решений, определить значения коэффициентов безопасности и спроектировать конструкцию минимальной массы. Данная работа выполнена коллективом авторов, в котором Ю. П. Похабов построил модель отказов по схеме «нагрузка-сопротивление». В. Н. Наговицин обосновал выбор параметров для расчета цилиндрических оболочек из композиционных материалов. Е. А. Иванов провел анализ сжатых цилиндрических оболочек из углепластика, подтвердивших практическую применимость метода. А. Ю. Похабов предложил метод расчета по предельному состоянию, позволяющий спроектировать конструкцию минимальной массы.

Ключевые слова: жесткость, композиционные материалы, космические конструкции, запас прочности, коэффициенты безопасности.

Введение

Композиционные материалы (КМ), представляющие собой гетерогенные структуры, образованные сочетанием армирующих элементов и изотропного связующего, находят широкое применение в различных областях техники. Армирующие элементы в виде тонких волокон, нитей или тканей задают высокую удельную прочность и жесткость материала, а связующее обеспечивает его монолитность. Современные КМ, армированные стеклянными, углеродными, борными и другими видами волокон на основе полимерного связующего, обладают удельными характеристиками прочности и жесткости, превышающими в 8–10

раз удельные характеристики алюминиевых и титановых сплавов.

Вместе с тем по своей сути изделия из КМ являются «конструкцией в конструкции». С одной стороны, это силовые конструкции, имеющие геометрические размеры (сечений и габаритов), состоящие из материалов с требуемыми физико-механическими характеристиками, элементы таких конструкций связаны разъемными или неразъемными соединениями, а сами конструкции имеют определенные граничные условия закрепления. С другой стороны, сам КМ в объеме материала также является конструкцией, состоящей из жестко соединенных между собой конструктивных элементов – армирующих волокон и связующего. Значения физико-механических характеристик таких конструкций зависят не только от физических свойств используемых волокон и связующего, но и от конструкторско-технологических

✉ pokhabov_yury@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

факторов: структуры и объемного расположения армирующих элементов, схем и углов армирования, удельных массовых долей и адгезии соединяемых материалов, режимов термостабилизации композитных конструкций, особенностей технологической наследственности и т.п. условий конструирования и режимов изготовления.

Предельные нагрузки, которые воспринимают изделия из КМ как композитную конструкцию, зависят от вариации нагружающих факторов, варибельности конструкторско-технологического исполнения композитной конструкции и разбросов выходных параметров. Для обоснования выбора конструктивных параметров изделий из КМ необходимо применять научно обоснованные значения коэффициентов безопасности как поправочных коэффициентов для выбора расчетных значений к значению действительной нагрузки. В противном случае можно свести на нет усилия по достижению требуемых массово-жесткостных характеристик изделий из композиционных материалов. Методологический подход для определения коэффициентов безопасности для изделий из КМ существенно отличается от подхода для изделий на основе изотропных материалов с малыми значениями коэффициентов вариации несущей способности и нагрузок [1, 2].

В статье приводится методика определения коэффициентов безопасности изделий из КМ на примере сжатой цилиндрической оболочки.

Данная работа выполнена коллективом авторов, в котором Ю. П. Похабов построил модель отказов по схеме «нагрузка-сопротивление». В. Н. Наговицин обосновал выбор параметров для расчета цилиндрических оболочек из композиционных материалов. Е. А. Иванов провел анализ сжатых цилиндрических оболочек из углепластика, подтвердивших практическую применимость метода. А. Ю. Похабов

предложил метод расчета по предельному состоянию, позволяющий спроектировать конструкцию минимальной массы.

1. Постановка задачи исследования

Задача исследования заключается в том, чтобы путем расчетов на этапе проектирования изделий из композитных материалов вывести необходимый коэффициент безопасности для компенсаций фактических разбросов механических характеристик композиционных материалов в результате используемых существующих технологий изготовления. Получение оптимального коэффициента безопасности позволит спроектировать конструкцию минимальной массы.

2. Цель проводимых исследований и пути её достижения

Основной целью данной работы является разработка методики расчета и проектирования стержневой цилиндрической оболочки из КМ, обеспечивающей минимальный вес и максимальную прочность и жесткость при заданной нагрузке.

Воспользуемся результатами работы, посвященной установлению коэффициентов безопасности и запасов прочности конструкций из изотропных материалов (металлов) при заданной вероятности их разрушения [3].

Модель отказов по схеме «нагрузка-сопротивление» при нормальных законах распределения случайных величин нагрузки и сопротивления имеет вид, показанный на рисунке 1.

На рисунке 1 область пересечения графиков плотностей распределения нагрузки $\varphi(N)$ и сопро-

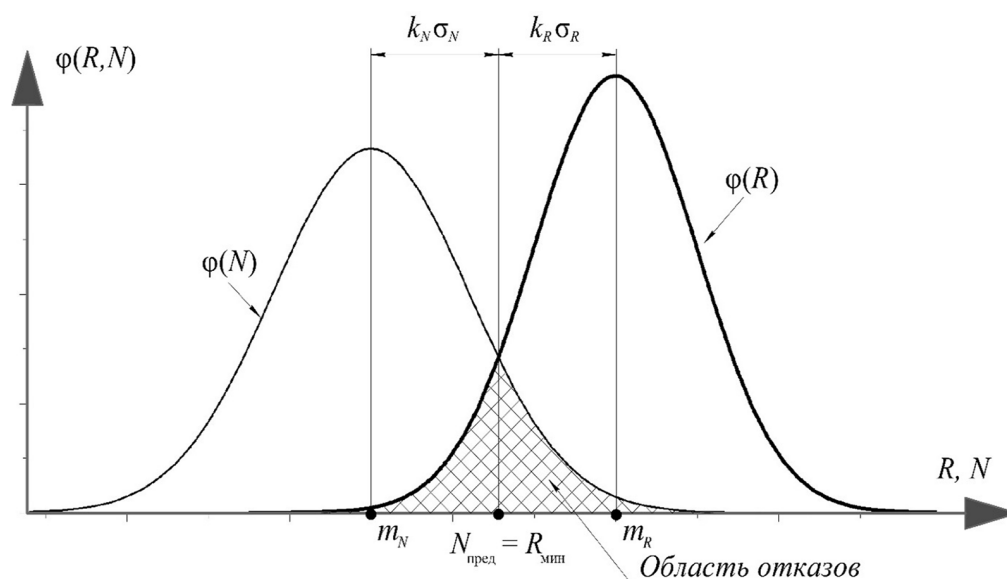


Рисунок 1. Модель отказов по схеме «нагрузка-сопротивление» при нормальном законе распределения случайных величин

тивления $\varphi(R)$ является областью отказов с вероятностью $P(t)$, площадь которой можно уменьшить несколькими способами:

- снизить значение среднеквадратического отклонения нагрузки σ_N (для этого необходимо сжать плотность распределения нагрузки по оси абсцисс);
- снизить значение среднеквадратического отклонения сопротивления σ_R (для этого необходимо сжать плотность распределения сопротивления по оси абсцисс);
- увеличить доверительную вероятность нахождения параметров генеральной совокупности N и R в заданном доверительном интервале (для этого при заданных значениях σ_N и σ_R необходимо раздвинуть значения математических ожиданий m_N и m_R по оси абсцисс за счет коэффициентов k_N и k_R , которые назначают от 2 до 6, исходя из принятого правила «сигм», например наиболее известного правила трех сигм).

При любом способе снижения вероятности отказов минимальная несущая способность конструкции и предельная нагрузка будут лежать в диапазоне от m_R до m_N , при этом вероятность разрушения наиболее нагруженного элемента конструкции (точка А на рисунке 1) равна

$$P = \Phi \left(\frac{\frac{n}{1-k_R \cdot v_R} - \frac{1}{1+k_N \cdot v_N}}{\sqrt{\left(\frac{n \cdot v_R}{1-k_R \cdot v_R} \right)^2 + \left(\frac{v_N}{1+k_N \cdot v_N} \right)^2}} \right), \quad (1)$$

где $n = \eta \cdot f$ – обобщенный коэффициент безотказности f и запаса прочности η , одновременно учитывающий действующие (эксплуатационные) нагрузки N и прочностные характеристики конструкционного материала; $v_R = \sigma_R / m_R$ и $v_N = \sigma_N / m_N$ – коэффициенты вариации сопротивления и нагрузки.

Физический смысл формулы (1) определяется состоянием системы «изделие-внешняя среда», при котором предельная нагрузка $N_{\text{пред}}$ и минимальное сопротивление наиболее нагруженного элемента $R_{\text{мин}}$ находятся на границе области отказов (в точке пересечения графиков плотностей распределения нагрузки и сопротивления – точке А на рисунке 1).

В работе [3] был сделан вывод о том, что при небольших значениях коэффициентов вариации (в пределах 10 %) вполне могут быть установлены приемлемые значения коэффициентов безопасности и запасов прочности, соответствующие заданным значениям вероятности разрушения силовых элементов конструкции. Однако уже при двукратном увеличении коэффициентов вариации нагрузки или сопротивления вероятность разрушения резко (на порядки) снижается и ее требуемое значение не может быть достигнуто ни при каких разумных значениях коэффициен-

тов безопасности или запасов прочности. В этом случае необходимо использовать процедуры получения гарантированных результатов – корректирующих действий по обеспечению стабилизации параметров работоспособности конструкции, позволяющих достичь статистически управляемого ее состояния. В частности, в указанной работе приведен пример исключения влияния разбросов размеров геометрических сечений путем проведения расчетов на прочность в запас с учетом минимаксного подхода к определению минимально возможного значения момента сопротивления при худших сочетаниях размеров сечения.

3. Особенность установления коэффициентов безопасности и запасов прочности для конструкций из композиционных материалов

Коэффициенты безопасности характеризуют внешние нагрузки, действующие по интерфейсам конструкций (гравитационные, инерционные, вибрационные, динамические, ударные), и массово-жесткостные параметры конструкции, влияющие на распределение внутренних нагрузок по силовым элементам (продольных и поперечных сил, крутящих и изгибающих моментов). Для большинства расчетных случаев нагружения при использовании изотропных конструкционных материалов коэффициенты вариации нагрузок укладываются в 10 % [1, 2]. При использовании композитных материалов вариабельность жесткостных характеристик зависит от множества факторов, в частности от марок (физикохимических характеристик) волокон и связующего, их процентного отношения, схем и углов армирования, а самое главное – от факторов технологической наследственности при изготовлении (неточностей изготовления конструкции композитов). На практике коэффициенты вариации механических характеристик конструкций из композиционных материалов достигают 60–80 %. Это существенно выше, чем у изотропных материалов (например, у большинства конструкционных материалов коэффициенты вариации составляют порядка 10 %). Однако, соблюдая конструктивные приемы упорядочения структуры и материала композита, а также регулируя технологические ограничения при его изготовлении, можно в широком диапазоне управлять жесткостью изделия путем выбора значений коэффициентов безопасности.

Говоря о запасах прочности η в русле постановки задачи исследования, мы должны понимать, что запас прочности рассматривается как множитель к коэффициенту безопасности f при определении минимальной несущей способности $R_{\text{мин}}$

максимально нагруженного силового элемента $N_{\text{пред}}$

$$R_{\text{мин}} = \eta \cdot f \cdot N_{\text{пред}} \quad (2)$$

Исходя из структуры формулы (2), к проблемам определения вариабельности жесткостных характеристик композиционного материала добавляются вопросы определения предельной несущей способности, которые зависят от вариабельности его прочностных характеристик, зависящих от разбросов геометрических размеров поперечных сечений и предельных значений допустимых напряжений. Последняя характеристика сама по себе является сложной для определения в методическом отношении и так же, как и жесткость, зависит от множества конструктивных факторов применяемого композиционного материала.

4. Параметры для рационального проектирования сжатой цилиндрической оболочки

При рациональном проектировании цилиндрической оболочки из КМ возможны различные формулировки поставленной задачи. В более общей постановке задачи рационального проектирования оболочки из КМ следует одновременно учитывать возможность исчерпания несущей способности конструкции по прочности, устойчивости и жесткости, как при статическом, так и при динамическом действии нагрузки [4–32].

В качестве параметров исследования принимаются направления армирования волокон, интенсивность армирования в заданном направлении, соотношение арматуры и связующего в КМ, геометрические размеры оболочки и другие параметры. Область допустимых значений параметров исследования определяется физическими, геометрическими и структурными ограничениями. Физические ограничения формулируются исходя из характера действующей нагрузки. Геометрические и структурные ограничения накладываются на размеры оболочки и структурные параметры КМ.

В зависимости от условий эксплуатации оболочки из КМ в качестве критерия или физических ограничений могут быть взяты минимальный вес конструкции при условии обеспечения прочности и устойчивости [7–9], максимальная жесткость конструкции с учетом фактора времени [10], максимальная частота первой формы собственных колебаний при динамическом нагружении и другие характеристики и свойства оболочки из КМ.

Критерий минимума веса наиболее применим при проектировании конструкций летательных аппаратов. Задача рационального проектирования продольно-поперечно армированной цилиндрической оболочки решается методом множителей

Лагранжа. Трудность задачи проектирования цилиндрической оболочки из КМ состоит в составлении функций ограничений и в их сложном виде. В связи с этим алгоритм поиска рационального проекта должен быть таким, чтобы можно было найти локальный экстремум целевой функции с уверенностью, что этот экстремум незначительно отличается от глобального [11].

5. Выбор параметров для расчета цилиндрических оболочек из композиционных материалов, нагруженных осевой сжимающей силой

Рассмотрим цилиндрическую оболочку из КМ, нагруженную осевой сжимающей силой и шарнирно опертую по торцам. Поставим перед собой задачу спроектировать цилиндрическую оболочку из КМ так, чтобы, выдерживая заданную нагрузку N при заданной длине L , оболочка имела наименьший вес G .

Условия создания рациональной конструкции оболочки из КМ можно представить в виде схемы (рисунок 2).

Требуемые механические характеристики и свойства оболочки из КМ определяются действием осевого сжимающего усилия N .

Эти требования, определяемые действием осевого сжимающего усилия N , накладывают физические ограничения на задачу рационального проектирования цилиндрической оболочки. Кроме того, на проектирование оболочки из КМ накладываются некоторые геометрические и структурные ограничения, касающиеся верхних и нижних пределов геометрических переменных и структурных параметров: размеры оболочки, углы намотки армирующих волокон, их количество и другие [11].

При проектировании цилиндрической оболочки из КМ необходимо определить следующие параметры (см. рисунок 2):

- а) объемное соотношение арматуры и связующего (объемный модуль армирования μ);
- б) схему армирования (углы армирования $\varphi_1, \varphi_2, \dots, \varphi_k$);
- в) анизотропию механических характеристик (коэффициенты армирования $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_k$).

Вопросы выбора наиболее предпочтительной схемы армирования цилиндрической оболочки, работающей в условиях осевого сжатия, рассматривались в работах [4, 12–14]. Рациональным считался проект, которому соответствует наибольшее значение критической нагрузки для заданного объемного содержания армируемых элементов.

При объемном модуле армирования $\mu=0,6$ процентное соотношение слоев, армированных вдоль образующей, под углом $\pm 45^\circ$ и по окружности соответственно составляет 75 %, 22 %, 3 %.

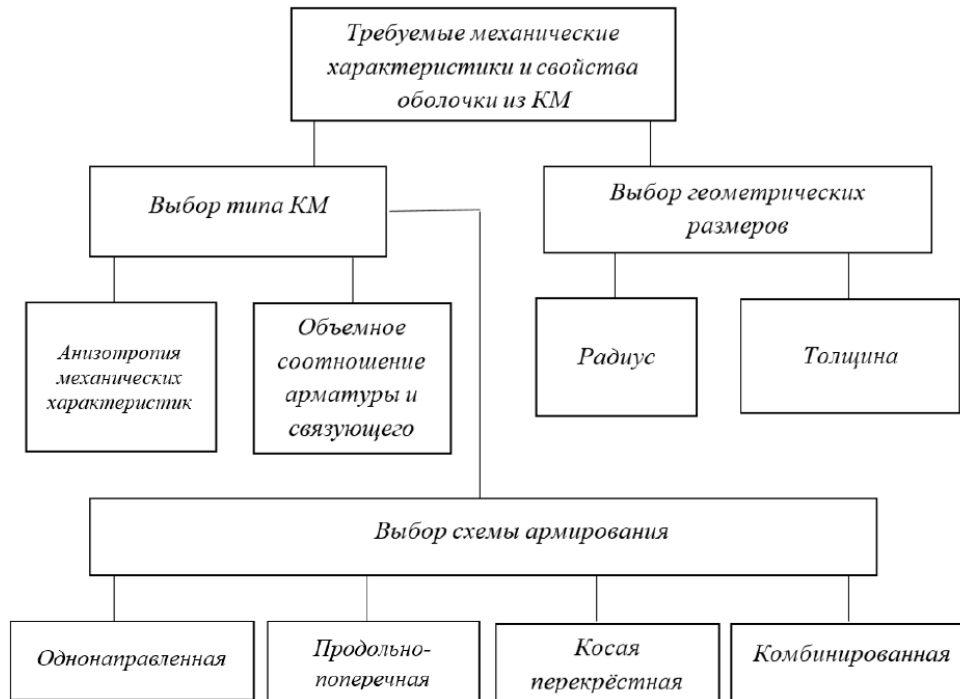


Рисунок 2. Схема синтеза цилиндрической оболочки из КМ

Таким образом, наиболее предпочтительные параметры цилиндрической оболочки из КМ, работающей в условиях осевого сжатия, в задаче рационального проектирования можно принять следующие:

- 1) объемный модуль армирования $\mu=0,6$;
- 2) армирующие слои направлены под углами $\varphi_0=0^\circ$; $\varphi_{45}=\pm 45^\circ$; $\varphi_{90}=90^\circ$ к продольной оси оболочки;
- 3) коэффициенты армирования соответственно равны $\gamma_0=0,75$; $\gamma_{45}=0,22$; $\gamma_{90}=0,03$.

Наиболее предпочтительная анизотропия сжатой цилиндрической оболочки из КМ, количество элементарных слоев по толщине в котором $\theta \geq 8$, имеет вид:

$$\theta = \frac{\theta_0}{0} + \frac{\theta_{45}}{\pm 45^\circ} + \frac{\theta_{90}}{90^\circ},$$

где θ – общее количество слоев; θ_0 – количество слоев, армированных в продольном направлении; $\theta_0=0,75 \cdot \theta=1,2,3 \dots$; θ_{45} – количество слоев, армированных под углом $\pm 45^\circ$; $\theta_{45}=0,22 \cdot \theta=2,4,6 \dots$; θ_{90} – количество слоев, армированных в окружном направлении; $\theta_{90} = \theta - \theta_0 - \theta_{45}$.

При количестве слоев $\theta < 8$ рациональная анизотропия материала имеет вид

$$\frac{\theta}{0}.$$

Армирование материала в окружном направлении при $\theta \leq 30$ может быть обеспечено только наружным технологическим слоем под углом 90° к продольной оси оболочки.

Сформулируем задачу проектирования следующим образом: выбрать толщину оболочки h ,

радиус ее срединной поверхности R так, чтобы, выдерживая заданную нагрузку N при заданной длине L , оболочка имела наименьший вес $G(\vec{x})$. Целевая функция в этом случае запишется в виде:

$$G(\vec{x}) = 2 \cdot \pi \cdot \rho \cdot L \cdot R \cdot h, \quad (3)$$

где $\vec{x} = \{h, R\}$ – вектор исследуемых параметров; ρ – удельный вес композиционного материала.

Для полной постановки задачи нелинейного программирования составим функции ограничений на местную устойчивость оболочки $f_1(\vec{x})$, общую устойчивость оболочки как стержня трубчатого сечения $f_2(\vec{x})$ и условия прочности материала $f_3(\vec{x})$:

$$\left. \begin{aligned} f_1(\vec{x}) &= 1 - \frac{N}{N_M(\vec{x})} \geq 0 \\ f_2(\vec{x}) &= 1 - \frac{N}{N_\Sigma(\vec{x})} \geq 0 \\ f_3(\vec{x}) &= 1 - \frac{N}{N_R(\vec{x})} \geq 0 \end{aligned} \right\}. \quad (4)$$

К геометрическим отнесем ограничения на размеры оболочки:

$$\left. \begin{aligned} f_4(\vec{x}) &= h > 0 \\ f_5(\vec{x}) &= R > 0 \end{aligned} \right\}. \quad (5)$$

Значения критических усилий при местной $N_M(\vec{x})$, общей потере устойчивости N_Σ , при разрушении материала N_p берем аналогично:

$$\left. \begin{aligned} N_M(\bar{x}) &= 2 \cdot \pi \cdot h^2 \cdot \alpha \\ N_3(\bar{x}) &= \pi^3 \cdot L^2 \cdot h \cdot R^3 \cdot E_1 \\ N_P(\bar{x}) &= 2 \cdot \pi \cdot R \cdot h \cdot \sigma_1 \end{aligned} \right\}. \quad (6)$$

Для осесимметричной формы потери устойчивости:

$$\alpha = \alpha_1 = \frac{\sqrt{E_1 \cdot E_2}}{\sqrt{3 \cdot (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})}}, \quad (7)$$

а в случае не осесимметричной формы потери устойчивости оболочки:

$$\alpha = \alpha_2 = \frac{\sqrt{E_1 \cdot E_2}}{\sqrt{3 \cdot (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})}} \cdot \sqrt{\frac{1 + \nu_{12} \cdot \sqrt{\frac{E_1}{E_2}} + \frac{2 \cdot G_{12}}{E_2 \cdot (1 - \nu_{12} \cdot \nu_{21})} \cdot \sqrt{\frac{E_2}{E_1}} \cdot G_{12}}{G_{12} + 0,5 \cdot \sqrt{E_1 \cdot E_2} - \nu_{21} \cdot G_{12} \cdot \sqrt{\frac{E_2}{E_1}}}}, \quad (8)$$

где σ_1 – предел прочности КМ при сжатии в продольном направлении; E_1, E_2 – модули упругости КМ в продольном и поперечном направлениях соответственно; G_{12} – модуль сдвига КМ; ν_{12}, ν_{21} – коэффициенты Пуассона КМ.

При определении значения критического усилия при местной потере устойчивости по формуле (6) используем меньшее из значений α , определенных в (7) и (8).

6. Порядок расчета параметров цилиндрических оболочек из композиционных материалов, нагруженных осевой сжимающей силой

Поставленную задачу рационального проектирования (3)–(5) будем решать методом Лагранжа.

Для удобства записи неизвестные параметры исследования h и R обозначим через $x_i (i=1,2)$. Обозначим в ограничениях (4) и в целевой функции (3) постоянные величины коэффициентов

$$\begin{aligned} A &= 2 \cdot \pi \cdot \rho \cdot L, \\ B &= \pi^3 \cdot L^2 \cdot E_1, \\ C &= 2 \cdot \pi \cdot \sigma_1, \\ D &= 2 \cdot \pi \cdot \alpha. \end{aligned} \quad (9)$$

Тогда ограничения (4) и целевую функцию (3) можно записать в виде:

$$G(\bar{x}) = A \cdot x_1 \cdot x_2. \quad (10)$$

$$\left. \begin{aligned} f_1(\bar{x}) &= 1 - \frac{N}{D \cdot x_1^2} \geq 0 \\ f_2(\bar{x}) &= 1 - \frac{N}{B \cdot x_1 \cdot x_2^3} \geq 0 \\ f_3(\bar{x}) &= 1 - \frac{N}{C \cdot x_1 \cdot x_2} \geq 0 \end{aligned} \right\}. \quad (11)$$

Метод множителей Лагранжа применим, если ограничения заданы в виде равенств. Ограничения (11) можем превратить в равенства, используя вспомогательные переменные $x_{si} (i=1,2,3)$:

$$\left. \begin{aligned} f_1(\bar{x}, \bar{x}_s) &= D \cdot x_1^2 - N - x_{s1} = 0 \\ f_2(\bar{x}, \bar{x}_s) &= B \cdot x_1 \cdot x_2^3 - N - x_{s2} = 0 \\ f_3(\bar{x}, \bar{x}_s) &= C \cdot x_1 \cdot x_2 - N - x_{s3} = 0 \end{aligned} \right\}. \quad (12)$$

Следовательно, чтобы выполнялись неравенства (11), вспомогательные неизвестные X_{si} должны быть неотрицательными:

$$\begin{aligned} X_{s1} &\geq 0, \\ X_{s2} &\geq 0, \\ X_{s3} &\geq 0. \end{aligned} \quad (13)$$

Для отыскания минимума функции $G(\bar{x})$ рассмотрим неотрицательную область пятимерного пространства $X_1, X_2, X_{s1}, X_{s2}, X_{s3}$ – это основные h и R и вспомогательные неизвестные (13). Необходимо рассматривать границу области, потому что некоторые из вспомогательных неизвестных могут быть равны нулю.

Составим функцию Лагранжа:

$$\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda}) = G(\bar{x}) + \sum_{i=1}^3 \lambda_i \cdot f_i(\bar{x}, \bar{x}_s), \quad (14)$$

где

$$\bar{x}_s = \{x_{s1}, x_{s2}, x_{s3}\}, \bar{\lambda} = \{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\},$$

или в развернутом виде:

$$\begin{aligned} \Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda}) = & A \cdot X_1 \cdot X_2 + \\ & + \lambda_1 \{ D \cdot X_1^2 - N - X_{s1} \} + \\ & + \lambda_2 \{ B \cdot X_1 \cdot X_2^3 - N - X_{s2} \} + \\ & + \lambda_3 \{ C \cdot X_1 \cdot X_2 - N - X_{s3} \}. \end{aligned} \quad (15)$$

В точке экстремума частные производные функции $\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda})$ по всем переменным, включая X_{si} , должны быть равны нулю:

$$\frac{d\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda})}{dx_1} = 0, \quad \frac{d\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda})}{dx_2} = 0. \quad (16)$$

Приравняв нулю производные по дополнительным неизвестным при условии, что $X_{si} > 0$, получаем:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda})}{dX_{s1}} &= \lambda_1 = 0 \\ \frac{d\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda})}{dX_{s2}} &= \lambda_2 = 0 \\ \frac{d\Phi(\bar{x}, \bar{x}_s, \bar{\lambda})}{dX_{s3}} &= \lambda_3 = 0 \end{aligned} \right\}. \quad (17)$$

Как видим, если в точке экстремума любые из дополнительных неизвестных больше нуля (в рассматриваемой цилиндрической оболочке это соответствует случаю, когда осевая сжимающая сила меньше какого-либо предельного значения), соответствующие множители Лагранжа λ_i обращаются в нуль. Следовательно, при поиске минимума эти ограничения можно отбросить. При движении по границе области, где некоторые $X_{si} = 0$ (в оболочке случай, когда нагрузка достигает одного или нескольких предельных значений), ограничения с соответствующими номерами следует учитывать, т.е. множители Лагранжа могут отличаться от нуля.

Чтобы найти минимум функции (10), необходимо решить совместно пять уравнений: два уравнения (16) и три неравенства (11). Причем находятся такие значения множителей Лагранжа $\lambda_i (i=1,2,3)$ и неизвестных $X_i (i=1,2)$, которые удовлетворяют системе уравнений (11) и (16). Известно, что $X_1 > 0$ и $X_2 > 0$. Найденные значения X_1 и X_2 дают минимум функции $G(\bar{x})$. Данную задачу можно решить аналитически, когда отброшены ограничения в форме неравенств (все $X_{si} > 0$ и, следовательно, λ_i в (15) равны нулю), и таким образом из (16) найдем значения X_1 и X_2 . Однако решение этой системы не принадлежит области определения функции $G(\bar{x})$, поскольку в результате получаем $X_1 = X_2 = 0$.

Затем найдем решение, подключая по одному неравенству и рассматривая его как существенное.

Процесс продолжается до тех пор, пока не будут подключены все неравенства.

Найденное значение переменных X_1 и X_2 соответствует наименьшему значению $G(\bar{x})$, если рассматривать лишь те значения, которые удовлетворяют всем ограничениям.

Итак, вначале будем искать решения, подключая по одному из равенств (12), (16), последовательно полагая соответствующие $X_{si} = 0$ ($i=1,2,3$). Найденные значения параметров в первых двух случаях не принадлежат области определения $G(\bar{x})$, так как получаем $X_1 = X_2 = 0$.

В третьем случае кривая

$$X_1 \cdot X_2 = N / C, \quad (18)$$

является линией уровня поверхности $G(\bar{x}) = A \cdot X_1 \cdot X_2$ и поэтому во всех точках этой кривой значения функции $G(\bar{x})$ постоянны и равны

$$G(\bar{x}) = A \cdot N / C. \quad (19)$$

Однако мы можем выбрать не любые значения X_1 и X_2 , удовлетворяющие уравнению (18), а только те, которые также удовлетворяют двум первым неравенствам (11), поэтому на X_1 и X_2 накладываем условия, полученные согласно первым двум равенствам (11) с подстановкой в них (18):

$$\begin{aligned} \sqrt{N/D} &\leq X_1 \leq (N/C) \sqrt{B/C}, \\ \sqrt{C/B} &\leq X_2 \leq \frac{\sqrt{N \cdot D}}{C}. \end{aligned} \quad (20)$$

Подключая затем по два уравнения из выражений (12) и полагая соответственно $X_{si} = 0$, получим:

1) при $X_{s1} = X_{s2} = 0$

$$\begin{aligned} X_1 &= \sqrt{N/D}, \\ X_2 &= \sqrt[6]{N \cdot D / B^2}; \end{aligned} \quad (21)$$

2) при $X_{s1} = X_{s3} = 0$

$$\begin{aligned} X_1 &= \sqrt{N/D}, \\ X_2 &= \frac{\sqrt{N \cdot D}}{C}; \end{aligned} \quad (22)$$

3) при $X_{s2} = X_{s3} = 0$

$$\begin{aligned} X_1 &= (N/C) \cdot \sqrt{B/C}, \\ X_2 &= \sqrt{C/B}. \end{aligned} \quad (23)$$

Наконец, полагая одновременно $X_{s1} = X_{s2} = X_{s3} = 0$ для определения X_1 и X_2 , получим систему трех уравнений с двумя неизвестными

$$\begin{aligned} D \cdot X_1^2 - N &= 0, \\ B \cdot X_1 \cdot X_2^3 - N &= 0, \\ C \cdot X_1 \cdot X_2 - N &= 0. \end{aligned} \quad (24)$$

Система имеет решение при условии

$$N = \frac{C^3}{B \cdot D},$$

откуда, подставляя значения коэффициентов B , C , и D , можно получить

$$L^* = \sqrt{\frac{\pi \cdot \alpha \cdot E_1 \cdot N}{4 \cdot \sigma_1^3}}. \quad (25)$$

Из найденных значений X_1 и X_2 следует оставить те решения, которые при заданных значениях осевой сжимающей нагрузки, длины оболочки и материала удовлетворяют всем ограничениям и соответствуют наименьшим значениям функции $G(\bar{x})$.

Так как для отыскания X_1 и X_2 каждый раз использовалась только часть ограничений, то, подставляя найденные пары значений X_1 и X_2 в соответствующие ограничения, которые не использовались при их нахождении, получим следующие результаты:

1) если заданная длина оболочки $L=L^*$, то наиболее предпочтительные размеры оболочки равны (активны ограничения на прочность и местную устойчивость):

$$h = \sqrt{\frac{N}{D}}, R = \frac{\sqrt{N \cdot D}}{C}; \quad (26)$$

2) если заданная длина оболочки $L > L^*$, активны ограничения на местную и общую потерю устойчивости:

$$h = \sqrt{\frac{N}{D}}, R = \sqrt[6]{\frac{N \cdot D}{B^2}}; \quad (27)$$

3) при $L < L^*$ размеры h , R могут принимать любые значения, удовлетворяющие уравнению:

$$h \cdot R = N / C, \quad (28)$$

причем толщина h и радиус R оболочки ограничены следующими значениями:

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{N}{D}} \leq h \leq \frac{N}{C} \cdot \sqrt{\frac{B}{C}}, \\ \sqrt{\frac{C}{B}} \leq R \leq \frac{\sqrt{N \cdot D}}{C}. \end{aligned} \quad (29)$$

Таким образом, зная величину действующей нагрузки N и механические характеристики материала, можем вычислить значение L^* . Сравнивая его с заданной длиной оболочки, определяем размеры поперечного сечения h и R по одному из трех приведенных вариантов.

Современные КМ имеют разброс прочности и упругих свойств, что приводит к необходимости развития статистических подходов к оценке несущей способности конструкций, изготовленных

из этих материалов. Использование статистических методов становится особенно актуальным при проектировании рациональных конструкций из КМ. Проектирование таких конструкций трактуется как проблема обеспечения их работоспособности при минимальном весе [15].

7. Расчет коэффициентов безопасности для изделий из композиционных материалов на примере сжатой цилиндрической оболочки

Для решения современных проблем механики конструкций из КМ характерным является феноменологический подход, предполагающий испытания образцов, мелкомасштабных моделей и натуральных конструкций. Для реализации указанного подхода применительно к оценке работоспособности конструкций в работах [15–20, 22] предложен метод расчета по предельному состоянию.

Условие неразрушаемости моделей в соответствии с этим методом расчета можно записать в виде:

$$\bar{k}_0 V(\bar{U}_1, \bar{U}_2, \dots, \bar{U}_r) \cdot (1 - Y \cdot v_0) \cdot m = N_0, \quad (30)$$

где $V(\bar{U}_1, \bar{U}_2, \dots, \bar{U}_r)$ – функциональная зависимость расчетной нагрузки от средних значений геометрических характеристик моделей и механических свойств их материала, определенных при испытании образцов; $\bar{k}_0$ – среднее значение параметра нагрузки, принятого в виде отношения предельной нагрузки, определенной при испытании моделей, к ее расчетной величине; v_0 – коэффициент вариации параметров нагрузки; Y – квантиль надежности, соответствующий заданному уровню надежности и определяемый в соответствии с таблицей [25]; m – коэффициент условий работы, учитывающий изменение предельной нагрузки при воздействии некоторой физической среды; принимается в виде произведения отношений нормированных значений параметра нагрузки в фиксированные интервалы времени воздействия среды (31); N_0 – эксплуатационная нагрузка.

$$m = \prod_{i=1}^t \frac{\bar{k}_0^i (1 - Y \cdot v_0^i)}{\bar{k}_0^{i-1} (1 - Y \cdot v_0)}, \quad (31)$$

где $\bar{k}_0^i, v_0^i$ – средние значения и коэффициенты вариации параметра нагрузки в i -ый момент времени, i -м этапе испытаний; t – общее количество интервалов времени либо этапов испытаний.

Особенностью условия неразрушаемости (30) является то, что все случайные свойства моделей сведены к одному обобщенному параметру нагрузки, благодаря чему значительно облегчает-

Таблица 1

Значение квантилей нормированного нормального распределения

Вероятность ψ	Квантиль $Y\psi$	Вероятность ψ	Квантиль $Y\psi$
0	$-\infty$	0,5000	0,00
0,0001	-3,72	0,6000	0,25
0,0010	-3,09	0,7000	0,52
0,0050	-2,58	0,8000	0,84
0,0100	-2,33	0,9000	1,28
0,0250	-1,96	0,9500	1,64
0,0500	-1,64	0,9750	1,96
0,1000	-1,28	0,9900	2,33
0,2000	-0,84	0,9950	2,58
0,3000	-0,52	0,9990	3,09
0,4000	-0,25	1,000	∞

ся решение ряда практических задач, связанных с выбором расчетной зависимости, определением коэффициента безопасности и оценкой работоспособности.

Точность j -й используемой расчетной зависимости оценивается критерием:

$$C^j = 1 - Y \cdot \nu_0 = \text{макс}, \quad (32)$$

который означает, что максимальное значение коэффициента однородности C^j параметра нагрузки, вычисленного при использовании одной и той же выборки испытаний, соответствует наименьшему расхождению между опытными и расчетными нагрузками, т.е. наиболее точной расчетной зависимости.

Анализ разброса параметра нагрузки позволяет определить коэффициент безопасности при заданной надежности:

$$f = \frac{1}{1 - Y \cdot \nu_0} \cdot \prod_{i=1}^t \frac{(1 - Y \cdot \nu_0^{i-1})}{(1 - Y \cdot \nu_0^i)}, \quad (33)$$

который в общем случае отличается от нормативного коэффициента безопасности f_n , либо надежность конструкции (соответствующий квантиль надежности) при заданном нормативном коэффициенте безопасности:

$$Y_i = \frac{1}{\nu_0^i} \cdot \left(1 - \frac{1}{f_n} \right). \quad (34)$$

Из выражения (34) следует, что надежность моделей может быть повышена за счет увеличения нормативных коэффициентов безопасности либо за счет уменьшения коэффициентов вариации параметров нагрузки.

В нормальных условиях работы моделей в выражениях (30), (31), (33) принимается, что коэффициент условий работы:

$$m = 1, \quad (35)$$

коэффициент безопасности при заданной надежности:

$$f = \frac{1}{1 - Y \cdot \nu_0}. \quad (36)$$

При переходе от моделей к натурной конструкции (для крупногабаритных изделий) в случае использования конструктивно и технологически подобных моделей свойства их материала и материала натуральных конструкций принимаются одинаковыми, а геометрические параметры и эксплуатационная нагрузка пересчитываются в соответствии с критериями подобия [6, 9, 10, 14, 17].

Сравнение результатов испытаний моделей и натуральных конструкций формулируется как задача проверки статистических гипотез о равенстве соответствующих выборочных характеристик. Поскольку число испытаний натуральных конструкций бывает ограниченным, указанная задача решается с использованием последовательного критерия Вальда, при котором достигается более высокая по сравнению с другими методами точность определения среднего значения и коэффициента вариации параметра нагрузки натурной конструкции [15].

Сформулируем задачу проектирования следующим образом: выбрать толщину оболочки h , радиус поверхности R так, чтобы при заданной длине L , выдерживая заданную нагрузку N с вероятностью не менее ψ , оболочка имела наименьший вес $G(\bar{x})$.

Задача рационального проектирования с учетом надежности конструкции сводится к задаче (3)–(5), причем значения критических усилий при местной $N_0^M(\bar{x})$ и общей $N_0^O(\bar{x})$ потере устойчивости, при разрушении материала $N_0^P(\bar{x})$ с учетом (30) берем следующие:

$$\left. \begin{aligned} N_0^M(\bar{x}) &= \bar{k}_0^M \cdot 2\pi \cdot h^2 \cdot \alpha \cdot (1 - Y \cdot v_0^M) \\ N_0^3(\bar{x}) &= \bar{k}_0^3 \cdot \pi^3 \cdot L^{-2} \cdot h \cdot R^3 \cdot E_1 \cdot (1 - Y \cdot v_0^3) \\ N_0^P(\bar{x}) &= \bar{k}_0^P \cdot 2\pi \cdot R \cdot h \cdot \sigma_1 \cdot (1 - Y \cdot v_0^P) \end{aligned} \right\}, \quad (37)$$

где $\bar{k}_0^M, v_0^M$ – среднее значение и коэффициент вариации параметра нагрузки при местной потере устойчивости оболочки; $\bar{k}_0^3, v_0^3$ – среднее значение и коэффициент вариации параметра нагрузки при общей потере устойчивости оболочки; $\bar{k}_0^P, v_0^P$ – среднее значение и коэффициент вариации параметра нагрузки при разрушении материала; Y – квантиль надежности, соответствующий вероятности ψ .

Задачу рационального проектирования (3)–(5) с учетом (37) будем решать методом множителей Лагранжа, приведенным выше.

В целевой функции (3) и ограничениях (4) с учетом (37) введем обозначения:

$$\begin{aligned} A &= 2\pi \cdot \rho \cdot L, \\ B' &= \pi^3 \cdot L^{-2} \cdot E_1 \cdot \bar{k}_0^3 \cdot (1 - Y \cdot v_0^3), \\ C' &= 2\pi \cdot \sigma_1 \cdot \bar{k}_0^P \cdot (1 - Y \cdot v_0^P), \\ D' &= 2\pi \cdot \alpha \cdot \bar{k}_0^M \cdot (1 - Y \cdot v_0^M). \end{aligned} \quad (38)$$

Критическая длина оболочки запишется следующим образом:

$$L' = \sqrt{\frac{\pi \cdot \alpha \cdot E_1 \cdot N \cdot [\bar{k}_0^3 \cdot (1 - Y \cdot v_0^3)] \cdot [\bar{k}_0^M \cdot (1 - Y \cdot v_0^M)]}{4\sigma_1^3 \cdot [\bar{k}_0^P \cdot (1 - Y \cdot v_0^P)]}}. \quad (39)$$

Наиболее рациональные размеры h, R цилиндрической оболочки, выдерживающей осевую нагрузку N с вероятностью не менее ψ при заданной длине оболочки L , равны:

1) если заданная длина оболочки $L = L'$, то

$$h = \sqrt{\frac{N}{D'}}, R = \frac{\sqrt{N \cdot D'}}{C'}; \quad (40)$$

2) если заданная длина оболочки $L > L'$, то

$$h = \sqrt{\frac{N}{D'}}, R = \sqrt[6]{\frac{N \cdot D'}{(B')^2}}; \quad (41)$$

3) при $L < L'$ размеры h и R могут принимать любые значения, удовлетворяющие уравнению

$$h \cdot R = N / C', \quad (42)$$

причем толщина h и радиус срединной поверхности оболочки R ограничены следующими значениями:

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{N}{D'}} &\leq h \leq \frac{N}{C'} \sqrt{\frac{B'}{C'}}, \\ \sqrt{\frac{C'}{B'}} &\leq R \leq \frac{\sqrt{N \cdot D'}}{C'}. \end{aligned} \quad (43)$$

Средние значения и коэффициенты вариации параметра нагрузки были определены по результатам испытаний на прочность и устойчивость трубчатых стержней из углепластика. Полученные средние значения распределения параметра нагрузки подчинены нормальному закону распределения. Средние значения и коэффициенты вариации параметра нагрузки при местной $\bar{k}_0^M, v_0^M$ и общей $\bar{k}_0^3, v_0^3$ потере устойчивости,

при разрушении материала стержней $\bar{k}_0^P, v_0^P$ соответственно равны:

$$\begin{aligned} k_0^M &= 0,60, & v_0^M &= 0,08; \\ k_0^3 &= 0,88, & v_0^3 &= 0,10; \\ k_0^P &= 1,00, & v_0^P &= 0,11. \end{aligned} \quad (44)$$

Формулы (3)–(44) могут быть использованы для расчета размеров несущей способности и характера ее потери сжатых стержней из КМ.

Заключение

1. Назначение коэффициентов безопасности для изделий из композиционных материалов следует производить не только исходя из нагрузок, условий закрепления, геометрических размеров

(сечений и габаритов) и физико-механических характеристик используемых волокон и связующего, но и конструкторско-технологических факторов, определяющих конструкцию композитных материалов: структуры и объемного расположения армирующих элементов, схем и углов армирования, удельных массовых долей и адгезии соединяемых материалов, режимов термостабилизации композитных конструкций, особенностей технологической наследственности и т.п. условий конструирования и режимов изготовления.

2. В качестве функций ограничения задачи рационального проектирования композиционных

материалов необходимо учитывать ограничения на местную и общую устойчивость оболочки, а также условие прочности материала.

3. Разработан метод расчета по предельному состоянию, позволяющий оценить точность используемых теоретических решений, определить значения коэффициентов безопасности и спроектировать конструкцию минимальной массы.

4. Проведен анализ по сжатым цилиндрическим оболочкам из углепластика, подтверждающий практическую применимость метода, и определены границы его применения.

Список литературы

- [1] Алёшин В.Ф., Колобов А.Ю., Петров Ю.А. Проблемные вопросы прогнозирования и подтверждения надёжности космических аппаратов длительного функционирования // Наука и Образование. 2015. № 6. С. 31–41.
- [2] Особенности транспортировки капсулы с грунтом с помощью надувной оболочки в грунтозаборном устройстве КА «Фобос-Грунт» / Петров Ю.А., Колобов А.Ю., Кононенко А.С. и др. // Наука и Образование. 2016. № 5. С. 14–28.
- [3] Похабов Ю.П., Шендалёв Д.О., Колобов А.Ю., Наговицин В.Н., Иванов Е.А. К вопросу установления коэффициентов безопасности и запасов прочности при заданной вероятности неразрушения силовых конструкций // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22. № 1. С. 113–123.
- [4] Азарова Г.Н. Оптимальное армирование цилиндрических оболочек из композиционных материалов, нагруженных внутренним давлением и осевой сжимающей силой / В сб. Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов, «РТМ», ЦАГИ, 1978. Вып. VI. С. 40–53.
- [5] Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1977. 143 с.
- [6] Тетерс Г.А. Проблемы оптимизации оболочек из композитных материалов // Обзор Известий АН Латв. ССР, 1978. № 3. С. 86–91.
- [7] Лукашевичус Р.С., Рикардс Р.Б., Тетерс Г.А. Минимизация массы цилиндрических оболочек из композиционного материала с упругим наполнителем при комбинированном нагружении, работающих на прочность и устойчивость // Механика полимеров, 1976. № 2. С. 289–297.
- [8] Миткевич А.Б., Протасов В.Д. Оптимизация равнопрочных цилиндрических оболочек давления к устойчивости осевого сжатия // Механика полимеров, 1973. № 6. С. 1123–1126.
- [9] Рикардс Р.Б., Тетерс Г.А. О выборе оптимальных параметров цилиндрической стеклопластиковой оболочки при осевом сжатии // Механика полимеров, 1970. № 6. С. 1132–1134.
- [10] Тетерс Г.А., Рикардс Р.Б. Начальные несовершенства и формы выпучивания цилиндрических оболочек из полимерных материалов при длительном нагружении // Механика полимеров, 1975. № 1. С. 145–151.
- [11] Рикардс Р.Б., Тетерс Г.А. Устойчивость оболочек из композитных материалов. Рига: Зинатне, 1974. 270 с.
- [12] Васильев В.В., Марциновский В.В. Оптимальное проектирование композиционных материалов при плоском напряженном состоянии / В сб. Проектирование, расчет и испытания конструкций из композиционных материалов, «РТМ», ЦАГИ, 1978. Вып. VI. С. 141–152.
- [13] Ншанян Ю.С. К вопросу проектирования структуры пакета композита оптимальных тонкостенных элементов конструкций // Механика композитных материалов. 1984. № 3. С. 402–407.
- [14] Ершов Н.П. Исследование местной устойчивости конструктивно-анизотропных оболочек / В кн. Прочность и надежность сложных систем. Киев: Наукова думка, 1979. С. 53–58.
- [15] Ершов Н.П. Исследование общей устойчивости конструктивно-анизотропных оболочек // Механика анизотропных конструкций, ВИМИ, 1980. С. 39–46.
- [16] Ершов Н.П. Исследование устойчивости гладких и подкрепленных оболочек из волокнистых композиционных материалов // Механика анизотропных конструкций, ВИМИ, 1980. С. 47–55.
- [17] Ершов Н.П. Об одном критерии рационального проектирования анизотропных конструкций // Механика композитных материалов, 1979. № 4. С. 647–651.
- [18] Ершов Н.П. Предельное состояние и надежность конструкций из композиционных материалов // Журнал Всесоюзного химического общества им. Д.И. Менделеева, том XXIII, 1978. № 3. С. 319–322.
- [19] Наговицин В.Н. Задача оптимизации сжатой цилиндрической оболочки с учетом ее надежности // САКС-2004: Материалы международной научно-практической конференции. Красноярск, 2005.

- [20] Ершов Н.П. Проектирование анизотропных конструкций / В сб. Техника, экономика, информация: Сер. Техника. Композиционные материалы, 1981. С. 160 с.
- [21] Степнов М. Н. Статистические методы обработки результатов механических испытаний. М.: Машиностроение, 1985. 232 с.
- [22] Наговицин В.Н. Задача оптимизации сжатой цилиндрической оболочки с учетом ее надежности // Вестник СибГАУ. Вып. № 6. Красноярск 2005. С. 75–77.
- [23] Колпачков Е.Д., Петрова А.П., Курносов А.О., Соколов И.И. Методы формования изделий авиационного назначения из ПКМ (обзор) // Труды ВИАМ. № 11(83). 2019. С. 22–36.
- [24] Гуняева А.Г., Курносов А.О., Гуляев И.Н. Высокотемпературные полимерные композиционные материалы, разработанные во ФГУП «ВИАМ», для авиационно-космической техники: Прошлое, настоящее, будущее (обзор) // Труды ВИАМ. № 1 (95). 2021.
- [25] Дориомедов М.С. Российский и мировой рынок полимерных композитов (обзор) // Труды ВИАМ № 6–7 (89). 2020. С. 29–37.
- [26] Веселова А.В., Веселов А.В. Разработка высокоточных конструкций из полимерных материалов // Интерактивная наука. № 12. 2017. С. 159–160.
- [27] Плахотникова Е.В., Сафонов А.С., Ушаков М.В. Проектирование изделий с учетом требований к показателям надежности // Известия ТулГУ: Технические науки. 2015. Вып. 7. Ч. 1. С. 134–13
- [28] Лепихин А.М., Буров А.Е., Москвичев В.В. Возможности расчетной оценки надежности металлокомпозитных баков высокого давления // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2015. № 4. С. 49–55.
- [29] Доронин С.В., Филиппова Ю.Ф. Оценка живучести повреждаемых колебательных систем стержневого типа // Динамика систем, механизмов и машин. 2019. Том 7. № 1. С. 48–54.
- [30] Каблов Е.Н., Чурсова Л.В., Бабин А.Н., Мухаметов Р.Р., Панина Н.Н. Разработки ФГУП «ВИАМ» в области расплавных связующих для полимерных композиционных материалов // Полимерные материалы и технологии. 2016. Т. 2. № 2. С. 37–42.
- [31] Аккуратов И.Л., Алямовский А.И., Виноградов А.С., Герасимова Т.И. Результаты исследований свойств углепластиков на основе различных полимерных связующих, перспективных для изготовления конструкций космической техники. Космическая техника и технологии. № 1(20). 2018. С. 54–66.
- [32] Валуева М.И., Зеленина И.В., Жаринов М.А., Ахмадиева К.Р. Мировой рынок высокотемпературных полиимидных углепластиков (обзор) // Труды ВИАМ № 12 (84). 2019. С. 67–79

SAFETY COEFFICIENTS FOR PRODUCTS MADE OF COMPOSITE MATERIALS USING THE EXAMPLE OF A COMPRESSED CYLINDRICAL SHELL

V.N. Nagovitsin, Y.P. Pokhabov, E.A. Ivanov, A.Y. Pokhabov

*JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, The Russian Federation*

The main objective of this study is to obtain a method of calculation safety coefficients for composite materials products in order to compensate for the actual variations in the mechanical characteristics of composite materials as a result of the existing manufacturing technologies used, which will ensure high reliability of composite materials structures used in space technology and other industries. The study was conducted on theoretical parametric mathematical models, using the mathematical apparatus of probability theories and statistics, using the developed step-by-step methodology. The practical applicability of the developed method is confirmed by the example of the analysis compressed cylindrical shell. The result of the study is a developed calculation method based on the limit state, which allows to evaluate the accuracy of the theoretical solutions used, determine the values of safety coefficients and design a minimum mass structure. This work was performed by a team of authors, in which Yu.P. Pokhabov built a failure model according to the “load- resistance” scheme. Nagovitsin V.N. justified the

choice of parameters for calculating cylindrical shells made of composite materials. Ivanov E.A. conducted an analysis of compressed cylindrical shells made of carbon fiber that confirmed the practical applicability of the method. Pokhabov A. Yu. proposed a method of calculation based on the limit state, which allows to design a minimum mass structure.

Keywords: rigidity, composite materials, space structures, safety margin, safety factor.

References

- [1] Aleshin V.F., Kolobov A. Yu., Petrov Yu.A. Problematic issues of forecasting and confirming the reliability of long-term functioning spacecraft. Science and education. 2015. No. 6. pp. 31–41.
- [2] Features of transporting a capsule with soil using an inflatable shell in the soil intake device of the Phobos-Grunt spacecraft / Petrov Yu.A., Kolobov A. Yu., Kononenko A. S., etc. // Science and Education. 2016. No. 5. pp.14–28.
- [3] Pokhabov Yu.P., Shendalev D. O., Kolobov A. Yu., Nagovitsin V.N., Ivanov E.A. On the issue of establishing safety coefficients and strength reserves for a given probability of non-destruction of power structures // Siberian Aerospace Journal. 2021. Vol. 22. No. 1. pp. 113–123.
- [4] Azarova G.N. Optimal reinforcement of cylindrical shells made of composite materials loaded with internal pressure and axial compressive force / In sb. Design, calculation and testing of structures made of composite materials, "RTM", TsAGI, 1978. No.VI. pp. 40–53.
- [5] Obratsov I.F., Vasiliev V.V., Bunakov V.A. Optimal reinforcement of rotation shells made of composite materials. M.: Manufacturing, 1977. p. 143.
- [6] Teters G.A. Problems of optimization of shells made of composite materials // Review of the Proceedings of the Academy of Sciences of the Latvian SSR, 1978. No.3. pp. 86–91.
- [7] Lukashevicius R.S., Rickards R.B., Teters G.A. Minimizing the mass of cylindrical shells made of composite material with elastic filler under combined loading, working for strength and stability // Mechanics of polymers, 1976. No. 2. pp. 289–297.
- [8] Mitkevich A.B., Protasov V.D. Optimization of equal-strength cylindrical pressure shells to axial compression stability // Mechanics of Polymers, 1973. No.6. pp. 1123–1126.
- [9] Rickards R.B., Teters G.A. On the choice of optimal parameters of a cylindrical fiberglass shell under axial compression // Mechanics of Polymers, 1970. No.6. pp. 1132–1134.
- [10] Teters G.A., Rickards R.B. Initial imperfections and forms of buckling of cylindrical shells made of polymer materials under prolonged loading // Mechanics of polymers, 1975. № 1. pp.145–151.
- [11] Rickards R.B., Teters G.A. Stability of shells made of composite materials. Riga: Zinatne, 1974. p. 270.
- [12] Vasiliev V.V., Marcinkovsky V.V. Optimal design of composite materials in a flat stressed state / In the sat. Design, calculation and testing of structures made of composite materials, "RTM", TsAGI, 1978. No.VI. pp. 141–152.
- [13] Nshanyan Yu.S. On the issue of designing the structure of a composite package of optimal thin-walled structural elements // Mechanics of composite materials. 1984. No.3. pp. 402–407.
- [14] Ershov N.P. Investigation of local stability of structurally anisotropic shells / In the book. The strength and reliability of complex systems. Kiev: 'Naukova dumka', 1979. pp. 53–58.
- [15] Ershov N.P. Investigation of the general stability of structurally anisotropic shells // Mechanics of anisotropic structures, VIMI, 1980. pp. 39–46.
- [16] Ershov N.P. Investigation of the stability of smooth and reinforced shells made of fibrous composite materials // Mechanics of anisotropic structures, VIMI, 1980. pp. 47–55.
- [17] Ershov N.P. On one criterion for the rational design of anisotropic structures // Mechanics of composite materials, 1979. No.4. pp. 647–651.
- [18] Ershov N. P. The ultimate state and reliability of structures made of composite materials // Journal of the D. I. Mendeleev All-Union Chemical Society, volume XXIII, 1978. No. 3. pp. 319–322.
- [19] Nagovitsin V.N. The problem of optimization of compressed cylindrical the shell, taking into account its reliability // SAKS-2004: Proceedings of the international scientific and practical conference. Krasnoyarsk, 2005.
- [20] Ershov N.P. Designing anisotropic structures / In the collection of Engineering, economics, information: Ser. Technique. Composite materials, 1981. p. 160.
- [21] Stepnov M.N. Statistical methods of processing the results of mechanical tests. M.: Mechanical engineering, 1985. p. 232.
- [22] Nagovitsin V.N. The problem of optimizing a compressed cylindrical shell taking into account its reliability // Bulletin of SibGAU. Issue No. 6. Krasnoyarsk 2005. pp. 75–77.
- [23] Kolpachkov E.D., Petrova A.P., Kurnosov A.O., Sokolov I.I. Methods of molding aviation products from PCM (review) // Proceedings of VIAM. No. 11(83). 2019. pp. 22–36.

- [24] Gunyaeva A.G., Kurnosov A. O., Gulyaev I. N. High-temperature polymer composite materials developed at FSUE “VIAM” for aerospace engineering: Past, present, future (review) // Proceedings of VIAM. No. 1 (95). 2021.
- [25] Doriomedov M. S. The Russian and world market of polymer composites (review) // Proceedings of VIAM No.6–7 (89). 2020. pp.29–37.
- [26] Veselova A.V., Veselov A. V. Development of high-precision structures made of polymer materials // Interactive Science. No.12. 2017. pp.159–160.
- [27] Plakhotnikova E.V., Safonov A. S., Ushakov M. V. Product design taking into account the requirements for reliability indicators // News of TulSU: Technical Sciences. 2015. Issue 7. Part 1. pp. 134–13.
- [28] Lepikhin A.M., Burov A. E., Moskvichev V. V. The possibilities of calculating the reliability of high-pressure metal composite tanks // Problems of mechanical engineering and machine reliability. 2015. No. 4. pp. 49–55.
- [29] Doronin S.V., Filippova Yu. F. Assessment of survivability of damaged oscillatory rod-type systems // Dynamics of systems, mechanisms and machines. 2019. Volume 7. No. 1. pp. 48–54.
- [30] Kablov E.N., Chursova L. V., Babin A. N., Mukhametov R. R., Panina N. N. Developments of FSUE “VIAM” in the field of melt binders for polymer composite materials // Polymer materials and technologies. 2016. Vol. 2. No.2. pp. 37–42.
- [31] Akkuratov I.L., Alyamovsky A. I., Vinogradov A. S., Gerasimova T. I. Results of research on the properties of carbon fiber plastics based on various polymer binders promising for the manufacture of space technology structures. Space technology and technology. No.1(20). 2018. pp.54–66.
- [32] Valueva M.I., Zelenina I.V., Zharinov M.A., Akhmadieva K. R. The world market of high-temperature polyimide carbon plastics (review) // Proceedings of VIAM No. 12 (84). 2019. pp. 67–79.

Сведения об авторах

Наговицин Василий Николаевич – кандидат технических наук, пенсионер. Окончил Пермский ордена Трудового Красного Знамени государственный университет имени А.М. Горького в 1977 году. Область научных интересов: механика композиционных материалов.

Похабов Юрий Павлович – кандидат технических наук, главный специалист АО «НПО ПМ МКБ». Окончил Завод-ВТУЗ Красноярского Политехнического института в 1982 году. Область научных интересов: качество и надежность космических аппаратов.

Иванов Ефим Анатольевич – аспирант СибГУ имени академика М. Ф. Решетнева, инженер отдела прочности АО «РЕШЕТНЁВ» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил СибГУ имени академика М. Ф. Решетнева в 2019 году. Область научных интересов: многослойные конструкции.

Похабов Александр Юрьевич – аспирант СибГУ имени академика М. Ф. Решетнева, инженер отдела конструирования космических аппаратов и модуля полезных нагрузок, АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил Сибирский федеральный университет в 2010 году. Область научных интересов: силовые конструкции космических аппаратов.

ТЕХНИЧЕСКАЯ АПРОБАЦИЯ МЕТОДА ПРОВЕДЕНИЯ ИСПЫТАНИЙ НА ВИБРАЦИОННЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ БОРТОВОЙ РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. А. Хвалько✉, А. С. Орлов, С. Б. Сунцов,

И. С. Васильев, А. А. Горайнова

АО «Информационные спутниковые системы»

имени академика М. Ф. Решетнёва»

г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В статье приведено описание разработанного метода, который обеспечивает корректное проведение механических испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов на вибрационные воздействия в процессе наземной экспериментальной отработки. Так как в процессе вибрационных воздействий возникают резонансные явления, которые могут вызывать воздействия на элементы бортовой аппаратуры, в сотни раз превышающие нормированные уровни воздействий, возникающие при штатных режимах в момент выведения космического аппарата на целевую орбиту. В связи с этим в процессе испытаний систематически происходил выход из строя объектов испытаний, вызванный необоснованными уровнями воздействий по причине возникающих резонансных явлений. С целью решения возникшей проблемы проведения механических испытаний на вибрационные воздействия был разработан метод «вырезания частот» в области резонанса. Разработанный метод в общем виде представляет собой процесс определения добротности объекта испытаний в момент определения его собственной частоты. В случае обнаружения резонансных явлений происходит автоматизированное снижение задающих ускорений до величины, соответствующей нормированным уровням воздействий. В результате технической апробации разработанного метода проведения испытаний на вибрационные воздействия бортовой радиоэлектронной аппаратуры была подтверждена его работоспособность. Внедрение разработанного метода позволило обеспечить нормированные режимы испытаний, которые полностью соответствовали заданным требованиям, и подтверждать квалификационный запас прочности изготовленной бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов.

Ключевые слова: испытания, вибрационные воздействия, резонанс, бортовая радиоэлектронная аппаратура, космический аппарат.

Введение

Современные космические аппараты (КА) представляют собой сложные технические устройства, которые состоят из большого числа бортовой радиоэлектронной аппаратуры (РЭА), которая объединена в единую конструкцию посредством несущих элементов каркаса и бортовой кабельной сети. Данная бортовая РЭА выполняет целевые задачи КА в течение всего

срока активного существования (САС) [1]. С целью обеспечения бесперебойного выполнения целевых задач перед началом штатной эксплуатации КА на целевой орбите в обязательном порядке проводится целый комплекс мер по наземной экспериментальной отработке (НЭО) всех составных частей КА, которые имитируют этап хранения, выведения и штатной эксплуатации изделия на целевой орбите. Одной из составных частей НЭО является проведение механических испытаний бортовой РЭА, имитирующих этап транспортирования и этап выведения на целевую орбиту.

✉ Hvalko@iss-reshetnev.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

1. Виды механических воздействий и их влияние при испытаниях

Испытания на механические нагрузки при транспортировании представляют собой воздействия на множественные ударные воздействия с малым ускорением, имитирующие механические воздействия, возникающие при транспортировке изделия различными видами наземного и воздушного транспорта. В свою очередь, испытания на механические воздействия, имитирующие этап выведения, представляют собой два основных вида механических воздействий [2]. Первый вид механических воздействий при испытаниях – это одиночные механические удары, имеющие большую величину ускорения и имитирующие процессы отстыковки при выведении КА на целевую орбиту. Вторым видом механических воздействий являются вибрационные нагрузки, которые включают в себя две основные составляющие, а именно гармоническую синусоидальную вибрацию путём плавного изменения частоты и широкополосную случайную вибрацию (ШСВ) на заранее заданных (нормированных) режимах. При этом известно, что в ходе НЭО наиболее критичным видом воздействий для бортовой РЭА, особенно для хрупких материалов и элементов в ее составе, является воздействие ШСВ [3]. Это связано с тем, что при ШСВ происходит воздействие вибрации, имеющей наибольшую величину энергии колебаний в сравнении с другими видами механических воздействий. Однако при проведении испытаний на воздействие ШСВ при определенных условиях возникали явления, приводящие к разрушению составных частей объекта испытаний в процессе его НЭО, как показано на рисунке 1.

В результате анализа было определено, что причиной возникновения разрушений были резонансные явления, возникающие в процессе воздействия ШСВ на составные элементы бортовой РЭА, в том числе электрорадиоизделия (ЭРИ), в результате которых они испытывали перегрузки, которые в сотни раз превышали те перегрузки, которые могут быть при их штатном выведении на целевую орбиту в составе КА. Для решения данной проблемы был разработан метод проведения испытаний на вибрационные воздействия бортовой РЭА, заключающийся в так называемой процедуре «вырезания частот» [4]. Далее будет описана основная техническая суть разработанного метода и результаты применения данного метода на практике натурных испытаний бортовой РЭА.

2. Метод проведения механических испытаний

Основой разработанного метода являются операции, которые в комплексе позволяют исключить из воздействия уровни механических нагрузок, не соответствующие заданным нормированным режимам испытаний. При этом базисом для нормированных режимов испытаний являются режимы, соответствующие эксплуатационным уровням механических воздействий в процессе штатного выведения на целевую орбиту [5]. Для подтверждения квалификационного запаса прочности объекта испытаний к данному базису применяется соответствующий повышающий коэффициент квалификации (безопасности). Используемые повышающие коэффициенты квалификации подтверждают наличие необходимого запаса прочности по отношению к уровням воздействующих нагрузок при штатном выведении КА на целевую орбиту [6]. Также данные коэффициенты учитывают в себе исчерпывающую степень возможных факторов неопределенности, которые могут проявиться в бортовой аппаратуре в виде резонансных явлений. Так, например, данными факторами неопределенности могут быть разброс нагрузок со стороны КА и явления демпфирования в области резонансных частот, которые невозможно выявить расчетным методом [7].

Известно, что при проведении вибрационных испытаний, как на гармоническую синусоидальную вибрацию, так и на ШСВ, бортовая РЭА испытывает наибольшие перегрузки в зоне резонансных частот. Для обеспечения адекватных уровней воздействий в момент резонансных частот в процессе испытаний было предложено проведение следующих процедур, описанных ниже [8].

Так, при формировании режимов нагружения/испытаний обычно коэффициент добротности бортовой РЭА принимается в $Q = 10$, но действительная ее величина на практике может быть отличной от данного значения на разной частоте вибрационных воздействий. Практика показывает, что для

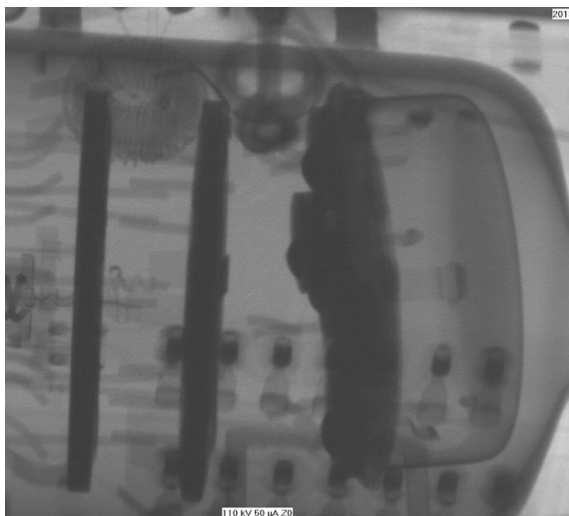


Рисунок 1. Результат разрушения элемента кварцевого генератора

бортовой РЭА КА коэффициент добротности находится в диапазоне от 10 до 30. При этом обычно при частоте до 150–200 Гц явления резонансов в бортовой РЭА отсутствуют [9]. Поэтому первым этапом испытаний является определение собственных частот испытуемой аппаратуры [10]. В связи с этим на первоначальном этапе при проведении испытаний в соответствии с нормативной документацией на механические воздействия выполняется определение собственных частот бортовой РЭА на малых уровнях вибрационных воздействий (0,2–0,5 g на гармонических синусоидальных нагрузках или 0,005 g²/Гц для ШСВ) в заданном диапазоне частот. Обязательным условием для проведения механических испытаний бортовой РЭА является установка на нее акселерометра. В процессе определения собственных частот бортовой аппаратуры необходимо определять добротность Q элементов бортовой РЭА при каждой резонансной частоте. При этом отношение виброускорения, регистрируемое акселерометром, к задаваемому ускорению не должно превышать $Q = 6$. В случае превышения этого значения с большой вероятностью можно ожидать выхода из строя некоторых ЭРИ.

В результате мы получаем график резонансных частот объекта испытаний, который приведен на рисунке 2.

После определения резонансных частот выполняется расчет отклика объекта испытаний с последующим сравнением рассчитанного отклика с допустимыми значениями воздействий на бортовую РЭА.

Так, для ШСВ величина отклика определяется по формуле (1):

$$S(f_i) = S_0(f_i) \cdot Q_i^2, \quad (1)$$

где

$S_0(f_i)$ – входное воздействие спектральной плотности мощности (СПМ) на резонансной частоте f_i ;

$S(f_i)$ – отклик СПМ на резонансной частоте f_i .

Отклик для синусоидальной гармонической вибрации определяется по формуле (2):

$$A(f_i) = A_0(f_i) \cdot Q_i \quad (2)$$

где:

$A_0(f_i)$ – входное воздействие синусоидальной вибрации на резонансной частоте f_i ;

$A(f_i)$ – отклик синусоидальной вибрации на резонансной частоте f_i .

При этом ширину амплитудно-частотного диапазона, подлежащего корректировке, определяют по формуле (3):

$$\Delta\Omega = 2\Delta f_i + \delta_i = (f_{pi} / Q_i) + \delta_i \quad (3)$$

где

$\Delta\Omega_i$ – ширина частотного диапазона, Гц;

$2\Delta f_i$ – эффективная ширина пропускания колебательного звена на i -резонансной частоте;

Q_i – добротность на i -резонансной частоте;

f_{pi} – i -резонансная частота, Гц;

δ_i – погрешность задания диапазона частот на i -резонансной частоте.

Общий вид результата определения ширины амплитудно-частотного диапазона, подлежащего корректировке, приведен на рисунке 3.

В случае если были обнаружены области резонансных частот на составные части бортовой РЭА, то необходимо производить корректировку заданного нормированного воздействия в области резонансных частот на соответствующий коэффициент, который обеспечивает нормализацию режимов испытаний. При этом амплитуду нагружения корректируют по формуле (4)

$$\Psi_{i1} \geq \Psi_{i0} / \eta_i, \quad (4)$$

где

Ψ_{i1} – амплитуда откорректированного нормированного воздействия на i -резонансной частоте (размерность в «г» используется для гармониче-

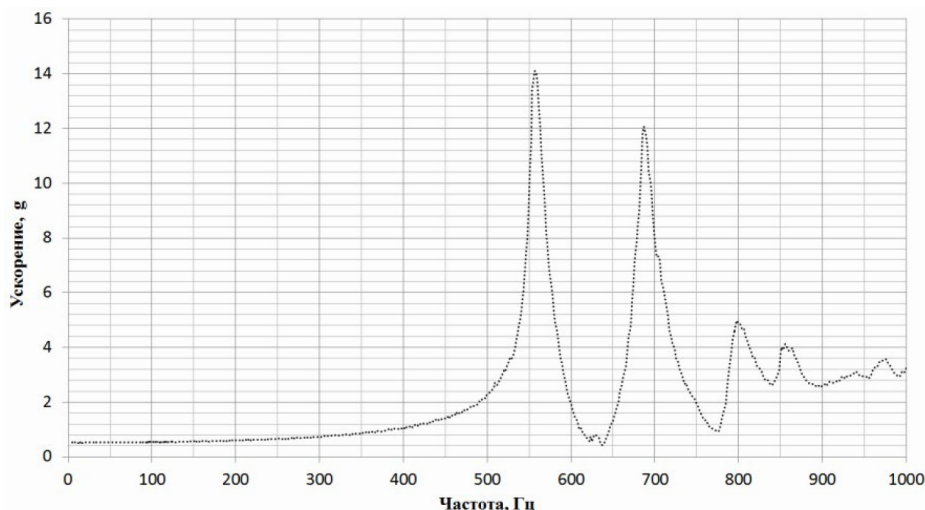


Рисунок 2. Резонансные частоты объекта испытаний

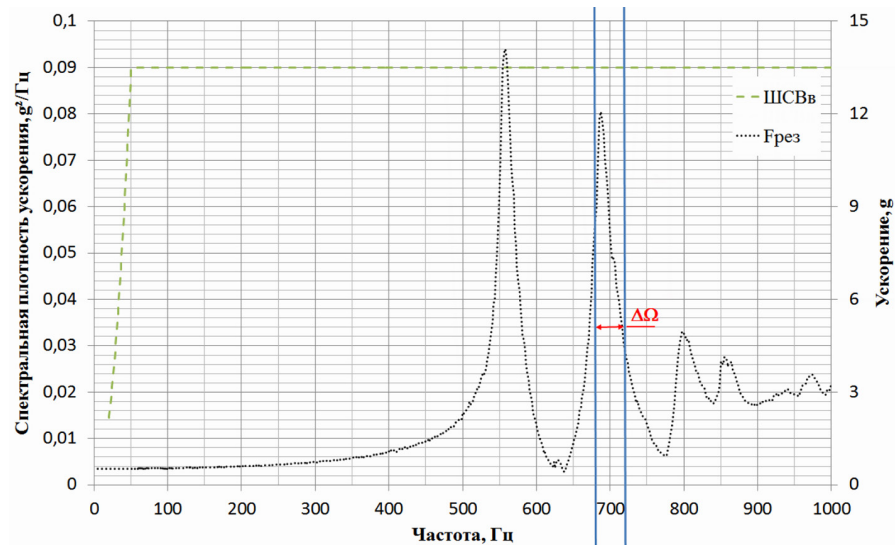


Рисунок 3. Ширина участка амплитудно-частотного диапазона, подлежащего корректировке

ской синусоидальной вибрации и « $g^2/Гц$ » используется для ШСВ);

Ψ_{i0} – амплитуда заданного нормированного воздействия на i -резонансной частоте;

ξ_i – квалификационный коэффициент на i -резонансной частоте;

η_i – коэффициент изменения амплитуды заданного нормированного воздействия на i -резонансной частоте, причем $\xi_i \geq \eta_i \geq 1$.

В результате определения получаем коэффициенты, необходимые для проведения корректировки амплитуды нагружения, которые графически отражены на рисунке 4.

В результате применения коэффициентов корректировки области нагружения получаем измененный профиль задающего воздействия испытательной системы, который показан на рисунке 5.

В результате одной из характеристик откорректированного профиля нормированного воздействия является наклон данного профиля

в зоне резонансных частот. При этом коэффициент наклона корректируемого нормированного воздействия принимают максимальной величины для применяемого испытательного оборудования. Это позволяет обеспечить корректное «вырезание» даже области с достаточно сильным резонансом. Однако итоговый профиль нагружения после корректировки должен исключать возможность возникновения переходных процессов в системе управления стендом при испытаниях на границах диапазонов. В противном случае возникающие в системе управления эффекты при переходных процессах могут увеличить задаваемый сигнал больше, чем корректирующий коэффициент «вырезания». Но данные параметры для каждой испытательной системы известны и должны быть учтены при проведении испытаний бортовой РЭА. Так, для большинства систем управления этот наклон находится в диапазоне 20–30 дБ/октаву.

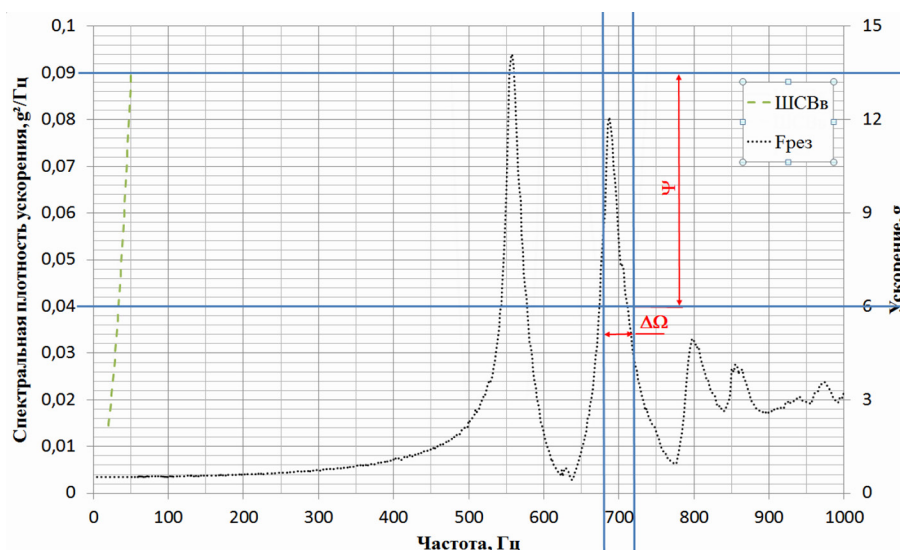


Рисунок 4. Коэффициенты корректировки области нагружения объекта испытаний

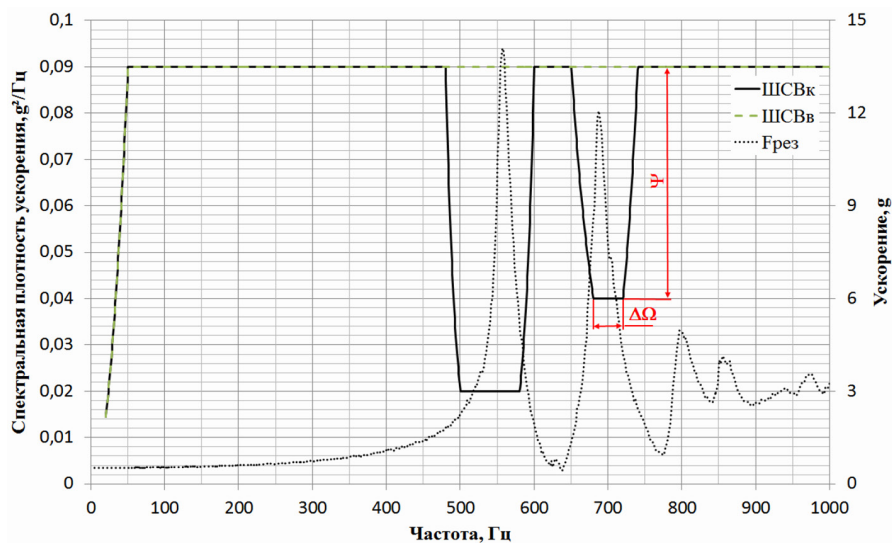


Рисунок 5. Откорректированный задающий профиль режима ШСВ

Заключение

В итоге разработанный метод позволил повысить качество проведения механических испытаний и снизить издержки за счет предотвращения механического разрушения элементов бортовой РЭА, а также более обоснованно использовать

коэффициенты безопасности при механических испытаниях бортовой РЭА КА, не противореча основополагающим стандартам на испытания. Применение метода на практике подтвердило его эффективность на этапе НЭО бортовой аппаратуры перспективных спутников среднего и тяжелого классов, таких как «Глонасс», «Экспресс» и других.

Список литературы

- [1] Павлов А. Н., Соколов Б. В. Методы обработки экспертной информации: учеб.-метод. пособие. СПб: ГУАП, 2005. 42 с.
- [2] Разработка технологического процесса сборки изделия в машиностроении. Сост. Е. П. Михеевич. Томск: Изд. ТПУ, 2009. 20 с.
- [3] Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия: учеб. пособие / Н. А. Тестоедов; Е. А. Лысенко. Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2007.
- [4] Орлов А. С. Орлов С. А. Способ испытаний бортовой аппаратуры космического аппарата на вибрационные воздействия // Патент России № 2476845. 2013. Бюл. № 6.
- [5] Орлов С. А., Копытов В. И., Матвеев К. А. Формирование ударных воздействий высокой интенсивности для пространственных конструкций // Изв. Высш. учебных заведений. Физика. Т. 56, № 7/3 ТГУ, 2013. С. 197–200.
- [6] Дояр О. П. Алгоритм расчета ударного спектра // Динамика систем. Численные методы исследования динамических систем. Нистру, Кишнев, 1982. С. 126–128.
- [7] Харрис С., Криди Ч. Справочник по ударным нагрузкам. Л.: Судостроение, 1973. 360 с.
- [8] Орлов С. А. Разработка методик нормирования и испытаний бортовой аппаратуры космических аппаратов на механические нагрузки участка выведения // Научный вестник НГТУ. Вып. № 3(44). Новосибирск: Издательство НГТУ, 2011. С. 137–148.
- [9] Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на удар. ГОСТ Р 51371–99. М: ИПК. Издательство стандартов, 2000. 24 с.
- [10] Гореликов Е. Ю., Орлов С. А., Брагин О. А. и др. Оборудование и методика ударного нагружения бортовой аппаратуры космических аппаратов. Инженерия для освоения космоса: сборник научных трудов IV Всероссийского молодежного форума с международным участием / Томский политехнический университет. Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2016. С. 124–129.

TECHNICAL APPROBATION OF THE METHOD FOR TESTING ON VIBRATION EFFECTS OF ON-BOARD RADIO-ELECTRONIC EQUIPMENT OF SPACECRAFTS

**A. A. Khvalko, A. S. Orlov, S. B. Suntsov,
I. S. Vasiliev, A. A. Goryainova**

*JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite System»
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, The Russian Federation*

110

The article provides a description of the developed method, which ensures the correct realization of mechanical tests of on-board radio-electronic equipment of spacecrafts for vibration effects in the process of ground experimental testing. Since in the process of vibration effects, resonance phenomena arise, which can cause effects on the elements of on-board equipment hundreds of times higher than the normalized levels of effects, which occur under normal conditions at the time of launching the spacecraft into the target orbit. In this regard, during the testing process, the failure of test objects systematically occurred, caused by unreasonable levels of impacts due to emerging resonance phenomena. In order to solve the problem of realization mechanical tests for vibration effects, a method of “cutting frequencies” in the resonance region was developed. The developed method in general is a process of determining the quality factor of the test object at the time of determining its natural frequency. If resonance phenomena are detected, the driving accelerations are automatically reduced to a value corresponding to the normalized levels of impacts. As a result of technical approbation of the developed method of testing for vibration effects of on-board radio-electronic equipment, its operability was confirmed. The implementation of the developed method made it possible to provide standardized test modes that fully met the specified requirements and confirm the qualifying margin of safety of the manufactured on-board radio-electronic equipment of spacecraft.

Keywords: tests, vibration effects, resonance, on-board radio-electronic equipment, spacecraft.

References

- [1] Pavlov A. N., Sokolov B. V. Methods of processing expert information. SPb. GUAP, 2005, 42 p.
- [2] Mikhayevich E. P. Development of a technological process for assembling a product in mechanical engineering. Tomsk. TPU, 2009, 20 p.
- [3] Testoyedov N. A., Lysenko E. A. Experimental testing of spacecraft for mechanical effects. Krasnoyarsk, Siberian State Aerospace University, 2007.
- [4] Orlov A. S., Orlov S. A. RF Patent no. 2476 845. Byull. Izobret., 2013, no. 6.
- [5] Orlov S. A., Kopyitov V. I., Matveev K. A. Formation of high-intensity shock effects for spatial structures // Izv. Higher. educational institutions. Physics. Volume 56, no. 7/3 TSU, 2013. C. 197–200.
- [6] Doyar O. P. Algorithm for calculating the shock spectrum // sb. Dynamics of systems. Numerical methods for the study of dynamical systems. – Nistru, Kishenev, 1982, pp. 126–128.
- [7] Harris S., Creedy C. Handbook of shock loads. L.: Shipbuilding, 1973, 360 p.
- [8] Orlov S. A. Development of methods for rationing and testing on-board spacecraft equipment for mechanical loads of the launch site. // Scientific Bulletin of NSTU. Issue no. 3(44): NSTU Publishing House, Novosibirsk, 2011, pp. 137–148.
- [9] Test methods for resistance to mechanical external influences of machines, devices and other technical products. Impact tests. ГОСТ P51371–99.-M: IPK. Publishing House of Standards, 2000, 24 p.
- [10] Gorelikov E. Y., Orlov S. A., Bragin O. A. and etc. Equipment and methods of shock loading of on-board equipment of spacecraft. Engineering for space exploration: collection of scientific works of the IV All-Russian Youth Forum with international participation. Tomsk Polytechnic University. Tomsk: Tomsk Polytechnic University Publishing House, 2016, pp. 124–129.

Сведения об авторах

Хвалько Александр Александрович – кандидат физико-математических наук, начальник сектора отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил Сибирский федеральный университет в 2007 году. Область научных интересов: космическая техника, космические технологии, приборостроение, механический анализ, методы испытаний.

Орлов Александр Сергеевич – кандидат технических наук, ведущий инженер отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет в 2003 году. Область научных интересов: космическая техника, механический анализ, методы испытаний.

Сунцов Сергей Борисович – кандидат технических наук, начальник отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил Томский институт АСУР (ТУСУР) в 1981 году. Область научных интересов: космическая техника, космические технологии, приборостроение, методы испытаний.

Васильев Илья Сергеевич – инженер-конструктор первой категории отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил НИ ТПУ в 2011 году. Область научных интересов: космическая техника, космические технологии, приборостроение, методы испытаний.

Горяйнова Анастасия Александровна – техник отдела конструирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры АО «РЕШЕТНЁВ». Окончила Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева в 2022 году. Студентка СФУ (магистратура). Область научных интересов: космическая техника, приборостроение, методы испытаний.

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОРРЕКЦИИ ФОРМЫ ТОНКОСТЕННОГО КОМПОЗИТНОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е. В. Москвичев✉

Федеральный исследовательский центр информационных
и вычислительных технологий
г. Красноярск, Российская Федерация

В работе рассматривается регулируемый тонкостенный композитный рефлектор в составе малого космического аппарата. Рефлектор состоял из 6 одинаковых секторов, каждый из которых имел по 4 регулировочных узла в виде линейных актуаторов. Цель работы заключалась в оценке возможностей численного моделирования для обеспечения геометрической стабильности рефлектора путем коррекции его формы с помощью регулировочных узлов. Для этого были представлены две эскизные модели, соответствующие стадиям жизненного цикла конструкции. Модель формования применялась для проведения расчетов остаточных деформаций при изготовлении рефлектора в автоклаве. Модель орбитального полета рассчитывала температурные деформации рефлектора во времени от воздействия переменного потока солнечного излучения. Для каждой из моделей были проведены серии оптимизационных расчетов методом Нелдера-Мида. Расчеты позволили определить положения регулировочных узлов рефлектора, обеспечивающих минимальное значение среднеквадратичного отклонения отражающей поверхности от параболоида. Результаты расчетов показали, что найденные оптимальные регулировки позволяют существенно компенсировать деформации рефлектора и повысить его геометрическую стабильность как одновременно после формования, так и в зависимости от времени при орбитальном полете. Таким образом, представленная методология многовариантного численного анализа может быть перспективной для создания системы коррекции формы рефлектора на его основных жизненных стадиях.

Ключевые слова: регулируемый рефлектор, космический аппарат, коррекция формы, актуатор, цифровой двойник.

Введение

Развитие современных зеркальных антенн космических аппаратов (КА) следует по пути увеличения апертуры и рабочих частот при стремлении улучшить массовые характеристики. В связи с этим во многих перспективных конструкциях рефлекторов зеркальных антенн отражающая поверхность формируется посредством тонкостенной композитной оболочки. Такие рефлекторы по сравнению с широко применяемыми сетчатыми рефлекторами имеют значительный потенциал по обеспечению стабильности формы при сравнительно небольшой массе [1–3]. Однако максимальные показатели точности отражающей поверхности рефлектора могут быть достигнуты при условии стабильности его формы на всех стадиях жизненного цикла – изготовления,

сборки, наземной отработки и эксплуатации. Это определяет комплекс требований к конструкции, свойствам материалов, технологии производства, которые должны быть обоснованы путем междисциплинарного инженерного анализа.

Такой анализ традиционно выполняется методами цифрового моделирования. При этом среди современных средств создания цифровых моделей набирает популярность концепция цифрового двойника, которая позволяет решать задачи прогнозирования, контроля и управления конструкцией непрерывно на всех стадиях жизненного цикла [4]. Пример применения такой концепции к рефлектору зеркальной антенны малого КА был представлен автором ранее в работе [5].

На основе предложенной концепции в упомянутой работе рассматривался рефлектор, выполненный из тонкой композитной оболочки и оснащенный регулировочными узлами для коррекции формы. В качестве компонентов циф-

рового двойника были выделены следующие модели, соответствующие характерным стадиям жизненного цикла конструкции:

- модель формирования композитной оболочки;
- модель наземной отработки;
- модель орбитального полета.

Для каждой из моделей были сформулированы задачи численного расчета теплового воздействия на рефлектор, деформирования его композитной оболочки, а также задача нахождения оптимального положения регулировочных узлов для минимизации среднеквадратичного отклонения (СКО) отражающей поверхности.

Стоит отметить, что конструкции регулируемых рефлекторов являются не новыми и в значительной степени проработанными. К таким конструкциям, например, можно отнести системы активной оптики, применяемые на наземных и космических телескопах [6, 7]. Для рефлекторов прочих антенн также были разработаны перспективные способы регулировки, которые представлены в работах [8–19]. Однако необходимо принять во внимание, что искажение формы отражающей поверхности сложно прогнозировать, поскольку оно зависит от суммарного влияния производственных и эксплуатационных факторов, таких как режимы формования в автоклаве и тепловые режимы в космическом пространстве. Это обуславливает высокую сложность расчета оптимальных регулировок, которые в общем случае не являются постоянными величинами, а могут изменяться во времени на разных стадиях жизненного цикла рефлектора.

1. Описание модели

В данной работе была выполнена отработка эскизных моделей формования композитного рефлектора и его деформирования во время орбитального полета КА. Под эскизными моделями понимались модели с упрощенными геометрией, расчетной схемой и граничными условиями. Эскизные модели создавались на примере КА, представленного на рисунке 1. КА имел в составе

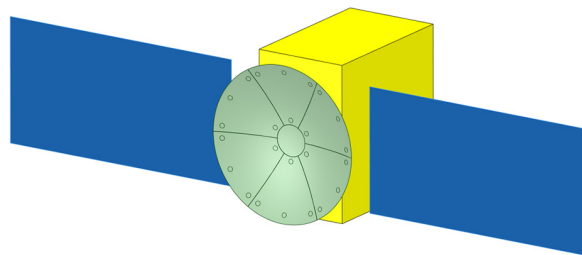


Рисунок 1. Космический аппарат с рефлектором из 6 секторов

корпус в форме параллелепипеда, две солнечные панели и регулируемый рефлектор из тонкостенной композитной оболочки. Рефлектор состоял из 6 одинаковых и независимо деформируемых секторов, закрепленных на абсолютно жестком основании. Регулировка каждого сектора осуществлялась в 4 узлах с помощью линейных актуаторов. Актуаторы моделировались как линейное перемещение круглой площадки в определенном направлении (рисунок 2). Направления регулировки были выбраны эмпирически с учетом симметрии таким образом, чтобы обеспечить наиболее всестороннее деформирование сектора.

Для рассматриваемых моделей были проведены расчеты оптимальных положений регулировочных узлов путем многовариантного численного анализа. Критерием для оптимального положения являлась минимизация СКО рефлектора от параболоида. Оптимизация выполнялась методом Нелдера-Мида, который был интегрирован в CAE-систему ANSYS Workbench посредством подпрограмм на языке APDL (ANSYS Parametric Design Language).

2. Модель формования

Модель формования была выполнена с использованием модуля ANSYS Composite Cure Simulation, который имитирует процесс отверждения композиционного материала по заданному температурному режиму. Это позволяет смоделировать остаточные напряжения и деформации, которые возникают в композитной конструкции при ее изготовлении

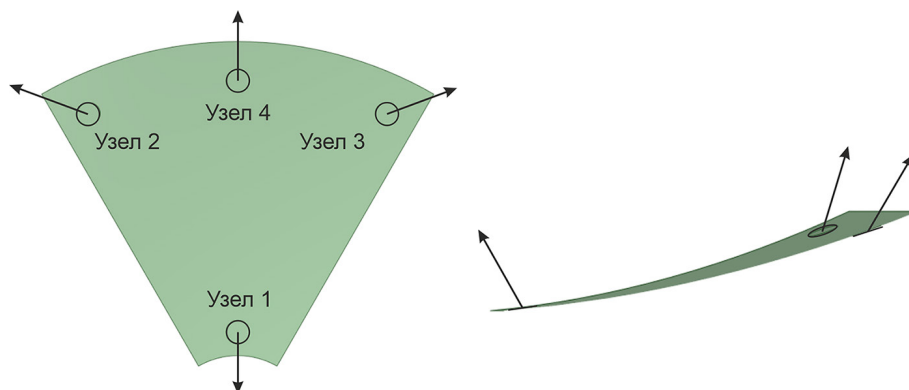


Рисунок 2. Сектор рефлектора и регулировочные узлы

в автоклаве. Стоит отметить, что результаты расчета во многом зависят от применяемых моделей деформирования и отверждения композиционного материала, а также от множества параметров режима работы автоклава. Одно из исследований по данной тематике представлено в работе [20].

В данной же работе принималась встроенная в программный продукт модель композиционного материала, которая соответствовала биаксиальной углеродной ткани с ортотропными механическими свойствами и эпоксидной смоле, описываемой автокаталитическим уравнением полимеризации [21]. Для одного сектора рефлектора симулировался режим отверждения, представленный на рисунке 3. Первый этап нагрева до 120 °С и выдержки соответствовал наполнению смолой, а второй этап нагрева до 180 °С – ее полимеризации.

Из результатов моделирования следует, что остаточные деформации после формования приводят к существенному отклонению рефлектора от изначальной формы. Однако расчет оптимальной регулировки позволяет это компенсировать на этапе наземной отработки рефлектора и значительно уменьшить его СКО.

3. Модель орбитального полета

В модели орбитального полета был реализован последовательный расчет температурного поля рефлектора в составе КА и расчет его деформирования при регулировке в процессе движения по геостационарной орбите. Взаимосвязь тепловой модели и модели деформирования осуществлялась стандартными средствами ANSYS Workbench путем передачи температуры из узлов

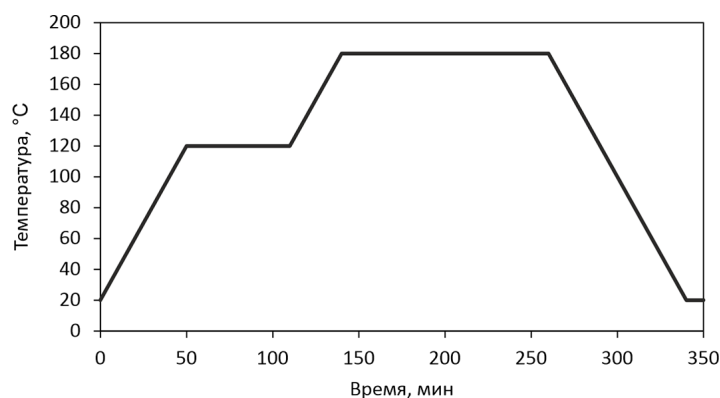


Рисунок 3. Температурный режим процесса отверждения

После этапа остывания на следующем шаге нагружения сектор рефлектора фиксировался на регулировочных узлах. При этом вследствие наличия остаточных деформаций после формования сектор терял исходную параболическую форму. Далее для компенсации остаточных деформаций методом Нелдера-Мида решалась задача нахождения оптимальных положений регулировочных узлов, соответствующих минимуму СКО. Рассчитанные поля отклонений поверхности сектора рефлектора от параболоида до и после оптимизации представлены на рисунке 4. СКО после формования составило 0,54 мм, а после регулировки – 0,06 мм.

одной расчетной сетки в другую методом интерполяции (рисунок 5). Данная процедура выполнялась для каждого временного шага движения КА, что позволяло рассчитать изменение СКО рефлектора в зависимости от времени.

При полете КА по геостационарной орбите направление потока солнечного излучения на его поверхности постоянно изменяется вследствие суточного вращения Земли. Это приводит к тому, что рефлектор периодически затеняется другими элементами КА или же полностью попадает в тень Земли в периоды весеннего и осеннего равноденствия. Изменения потока солнеч-

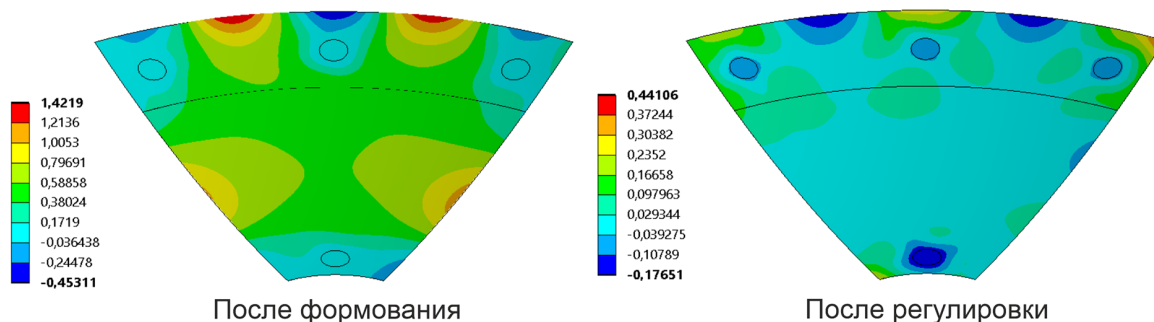


Рисунок 4. Отклонения поверхности сектора рефлектора от параболоида

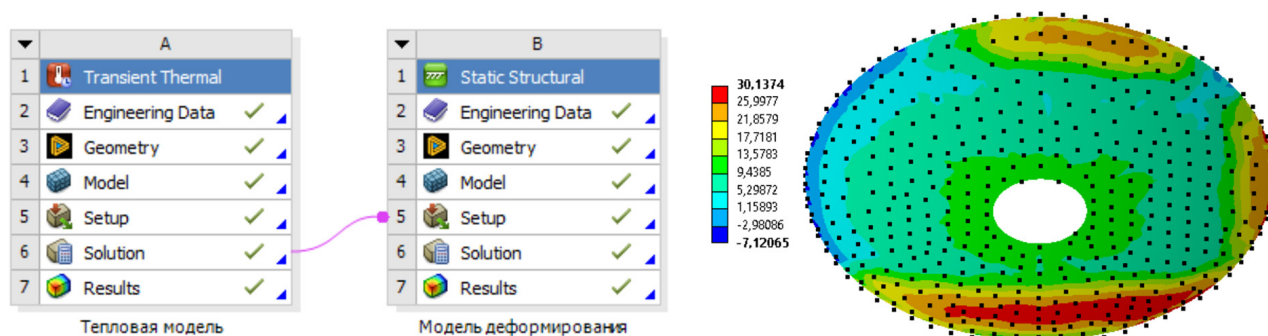


Рисунок 5. Схема модели орбитального полета в ANSYS Workbench и узлы интерполяции температуры

ного излучения, а также затенение рефлектора в модели учитывались с помощью специального радиационного модуля. Таким образом, температура рефлектора циклически изменялась в широком диапазоне, что приводило к его деформациям и существенному изменению СКО. Данный эффект продемонстрирован на рисунке 6 по результатам расчета разработанной модели орбитального полета в течение нескольких дней января и марта.

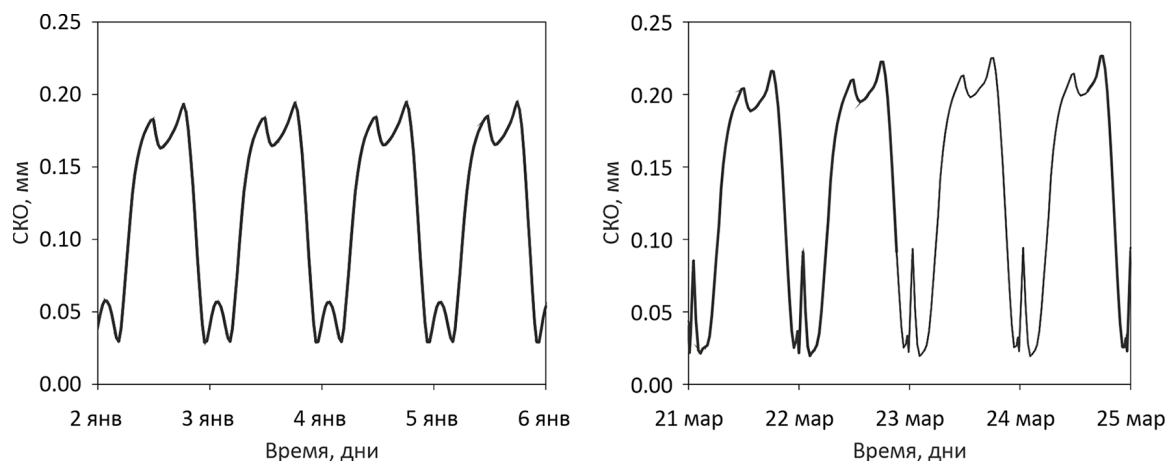


Рисунок 6. Суточное изменение СКО рефлектора, мм

Для минимизации СКО с учетом его суточных колебаний была поставлена задача определения оптимальных положений регулировочных узлов рефлектора в зависимости от времени. Поскольку секторы рефлектора регулируются независимо друг от друга, то для каждого из 6 секторов проводилась отдельная серия модельных расчетов. В каждой серии рассматривался одинаковый временной период, равный 2,5 суткам, который разбивался на 120 интервалов длительностью 1800 секунд. Для каждого интервала методом Нелдера-Мида решалась оптимизационная задача минимизации СКО и нахождения соответствующего положения регулировочных узлов. Решение оптимизационной задачи требовало в среднем 40 итераций алгоритма на каждом временном интервале. Таким образом, полное решение задачи для всех секторов и всего периода 2,5 суток примерно

потребовало $120 \times 40 \times 6 = 28800$ итераций. При этом каждая итерация представляла собой расчет конечно-элементной модели деформирования рефлектора. Это свидетельствует о высоких вычислительных затратах, которые требуются для решения подобных задач.

По результатам проведенных расчетов для каждого регулировочного узла в каждом из секторов рефлектора была получена зависимость его оптимального положения от времени в течение двух

циклов суточного вращения. Всего было получено 24 зависимости для 6 секторов. Зависимости для одного из секторов показаны на рисунке 7.

Данные зависимости непрерывны и имеют суточную периодичность аналогично суточному изменению СКО. Каждая из них была аппроксимирована тригонометрической функцией Фурье с периодом 86400 секунд. Данные функции были интегрированы в модель деформирования всего рефлектора для сравнительного расчета исходного СКО и СКО при оптимальном положении регулировочных узлов, меняющихся со временем. Результаты расчета показаны на рисунке 8.

Как видно из результатов, СКО регулируемого рефлектора существенно снизилось на всем рассмотренном временном периоде по сравнению с фиксированным рефлектором. Для фиксированного рефлектора среднее за сутки СКО составило

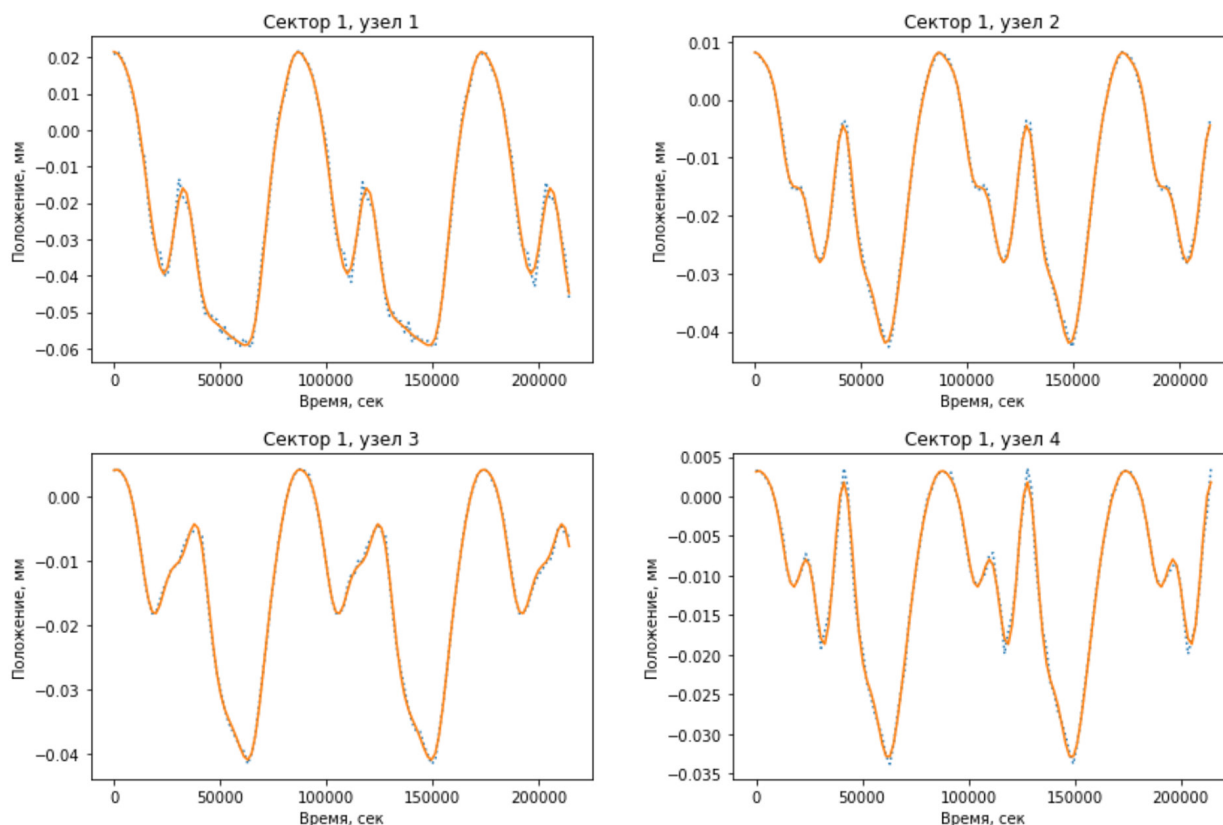


Рисунок 7. Зависимости оптимальных положений регулировочных узлов от времени

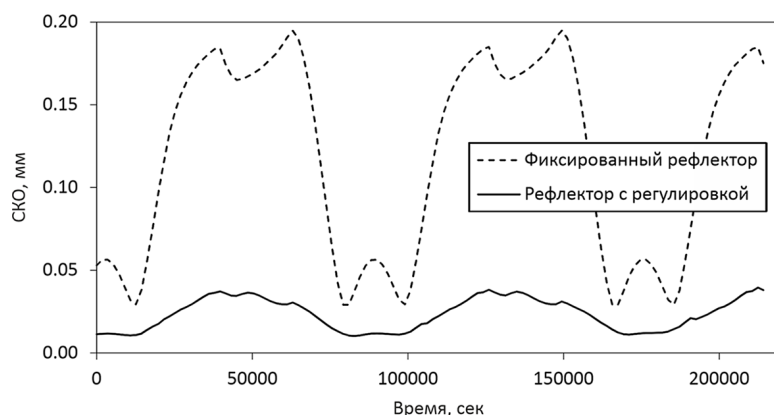


Рисунок 8. Изменение СКО фиксированного рефлектора и рефлектора с регулировкой

0,12 мм, а для рефлектора с оптимальной регулировкой – 0,02 мм.

Таким образом, набор рассчитанных функций Фурье с соответствующими константами, которые определяют оптимальные положения узлов регулировки рефлектора во времени, может быть основой для создания автоматизированной системы коррекции формы рефлектора при орбитальном полете.

Заключение

Проведенный в работе численный анализ показывает, что проблема геометрической стабильности композитных тонкостенных рефлекторов достаточно сложна, но в качестве перспективного

направления для ее решения возможно применение управляемой коррекции. Это подтверждается результатами проведенного автором многовариантного моделирования, которое показало существенное снижение СКО для регулируемого рефлектора. Для применения данного подхода в реальной конструкции необходимо проведение комплексных расчетных исследований с учетом множества конструктивных особенностей, которые в контексте данной работы остались не рассмотренными. Однако концептуально в работе было продемонстрировано, что применение современных средств цифрового моделирования делает доступными многовариантные и междисциплинарные расчеты для анализа множества производственных и эксплуатационных

факторов. Их взаимное сочетание может быть учтено на основе таких концепций, как «цифровой двойник» с перспективой создания сложных автоматизированных систем управления геометрической стабильностью рефлектора на всех жизненных стадиях конструкции.

Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России для Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий.

Список литературы

- [1] Дуань Б. Большие развертываемые космические антенны (БРКА) – Подробное описание // Китайский журнал электроники. 2020. Т. 29. № 1. С. 1–15. DOI 10.1049/cje.2019.09.001
- [2] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 121–131. DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131
- [3] Ланг М., Байер Х., Эрнст Т. Высокоточные тонкостенные рефлекторы – концепции конструкции, оптимизация конструкции и методы коррекции формы, Материалы Европейской конференции по конструкциям космических аппаратов, материалам и механическим испытаниям, Нордвейк, Нидерланды, 2005.
- [4] Ходж Дж. Проектирование модельно-ориентированных систем (ПМОС) Подход к проектированию и оптимизации антенных систем с фазированной решеткой [Электронный ресурс] // Phoenix Integration: [сайт]. [2020]. URL: https://www.phoenix-int.com/wp-content/uploads/2020/08/MC_Presentation-2020-Final-1.pdf (дата обращения: 26.04.2024).
- [5] Москвичев Е. В. Концепция цифрового двойника рефлектора антенны космического аппарата // Распределенные информационно-вычислительные ресурсы (DICR-2022): Сборник трудов XVIII Российской конференции с международным участием, Новосибирск, 05–08 декабря 2022 г. Новосибирск: Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий», 2022. С. 186–189. DOI 10.25743/DIR.2022.10.76.031
- [6] Преумонт А., Алалуф Д., Ван К., Родригес Г. Адаптивные тонкостенные рефлекторы для будущих космических телескопов, ECSSMET 2016–14 Европейская конференция по конструкциям космических аппаратов, материалам и механическим испытаниям, 2016.
- [7] Барто А., Экстон Д. С., Финли П., Галлахер Б., Харди Б., Найт Дж. С., Лайтси П. Применение и отказоустойчивость актуаторов оптических элементов зеркала космического телескопа Джеймса Уэбба // SPIE Астрономические телескопы + приборы. 2012. Т. 8442. DOI 10.1117/12.924596
- [8] Ажевский Я. А., Просунцов П. В. Использование активной системы терморегулирования для создания рефлектора антенного комплекса космического базирования // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2022. № 4. С. 87–96. DOI 10.18698/0536-1044-2022-4-87-96
- [9] Нильсен К. Дж. Г., Тиан Д., Ван К., Преумонт А. Адаптивные развертываемые рефлекторы с тонкой сферической оболочкой // Актуаторы. 2022. Т. 11. № 7. DOI 10.3390/act11070198
- [10] Кабанов С. А., Митин Ф. В. Оптимальное управление пьезоактуатором для настройки радиоотражающего сетеполотна космического рефлектора // Изв. вузов. Приборостроение. 2021. Т. 64. № 3. С. 183–191. DOI 10.17586/0021-3454-2021-64-3-183-191
- [11] Сато Й., Фуруя Х., Когисо Н. Специальная коррекция режима ошибки для деформируемого рефлектора путем одновременной оптимизации конструкции и актуатора // Журнал космических аппаратов и ракет. 2020. Т. 57. № 4. С. 728–739. DOI 10.2514/1.A34480
- [12] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 4. С. 200–208. DOI 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208
- [13] Лу Ю. Ф., Юэ Х. Х., Дэн З. Ц., Цзоу Х. С. Адаптивное управление формой при температурном деформировании мембранного зеркала с плоскими ПВДФ актуаторами // Китайский журнал машиностроения. 2018. Т. 31. DOI 10.1186/s10033-018-0212-y
- [14] Шао С., Сун С., Сюй М., Цзян В. Механически реконфигурируемый отражатель для будущего применения в умной космической антенне // Умные материалы и конструкции. 2018. Т. 27. № 9. DOI 10.1088/1361-665x/aad480
- [15] Гото К., Сакамото Х., Инагаки А., Танака Х., Ишимура К., Окума М. Проектирование актуатора для космического умного рефлектора для уменьшения температурных деформаций // Труды Японского общества аэронавтики и космических наук, аэрокосмических технологий. Япония. 2016. Т. 14. № 30. С. 25–31. DOI 10.2322/tastj.14.pc_25
- [16] Рябов К. В., Федотов О. В., Филимонов В. Н. Разработка и исследование актуатора для радиотелескопа с активным рефлектором // Вестник машиностроения. 2014. № 6. С. 14–20.

- [17] Хилл Дж., Ван К. В., Фанг Х. Достижения в методологиях управления поверхностью гибких космических рефлекторов // Журнал космических аппаратов и ракет. 2013. Т. 50. № 4. С. 816–828. DOI 10.2514/1.A32231
- [18] Кабрия Л., Гарсия Х. А., Гутьеррес-Риос Х., Тейзон А., Вассалло Дж. Активные рефлекторы: возможные решения на основе решеток и отражателей Френеля // Международный журнал антенн и распространения радиоволн. 2009. Т. 2009. DOI 10.1155/2009/653952
- [19] Фанг Х., Им Э., Кихано У. О., Ван К. В., Хилл Дж., Мур Дж., Пирсон Дж., Луи К., Джут Ф. Высокоточное адаптивное управление поверхностью большого рефлектора, Конференция по технологиям наук о Земле 2008, США, 2008.
- [20] Бердникова Н. А., Белов О. А., Лопатин А. В. Исследование и оптимизация режима изготовления высокоточного композитного рефлектора антенны космического аппарата // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 2. С. 59–72. DOI 10.26732/2618-7957-2019-2-59-72
- [21] Джон М., Нама С., Д'Антрасси Н., Вустенхаген С., Кромбхольц А., Шлимпер Р. Моделирование процесса прессования препрега с использованием ANSYS Composite Cure Simulation (ACCS), Конференция CADFEM по моделированию в ANSYS, 2017.

MODELING THE SHAPE CORRECTION OF A THIN-WALLED COMPOSITE REFLECTOR OF A SPACECRAFT

E. V. Moskvichev

*Federal Research Center for Information and Computational Technologies
Krasnoyarsk, The Russian Federation*

This paper examines an adjustable thin-wall composite reflector for a small satellite. The reflector consisted of 6 identical sectors which had 4 adjusting units in the form of linear actuators. The purpose of this work was to explore the capabilities of numerical modeling to ensure the shape correction of the reflector using adjusting units. For this purpose, two sketch models were presented corresponding to the stages of the design life cycle. The mold model was used to calculate the residual deformations after manufacturing of the reflector in an autoclave. The orbital model was used to calculate temperature deformations of the reflector over time under a variable solar flux. For each of these models a series of optimizations were performed by the Nelder-Mead method. As a result, the positions of the adjustment units were determined, which provide the minimal standard deviation of the reflector shape from paraboloid. The calculations showed that the optimal adjustments can significantly compensate for the deformations of the reflector and increase its shape stability both after molding and during orbital flight. Thus, the presented method of multifactor numerical analysis can be promising for creating a shape correction system of the reflector at its main life stages.

Keywords: adaptive reflector, spacecraft, shape correction, actuator, digital twin.

References

- [1] Duan B. Large Spaceborne Deployable Antennas (LSDAs) – A Comprehensive Summary // Chinese Journal of Electronics, 2020, vol. 29, no. 1, pp. 1–15. DOI 10.1049/cje.2019.09.001.
- [2] Taygin V. B., Lopatin A. V. Design of the mirror antenna of a spacecraft with the ultralight high precision size-stable reflector // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 121–131. DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131 (in Russian)

- [3] Lang M., Baier H., Ernst T. High precision thin shell reflectors – design concepts, structural optimisation and shape adjustment techniques, Proceedings of the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, The Netherlands, 2005.
- [4] Hodge J. A Model-Based Systems Engineering (MBSE) Approach to the Design & Optimization of Phased Array Antenna Systems [Phoenix Integration]. Available at https://www.phoenix-int.com/wp-content/uploads/2020/08/MC_Presentation-2020-Final-1.pdf (accessed: 26.04.2024).
- [5] Moskvichev E.V. The digital twin concept of the spacecraft antenna reflector, Proceedings of XVIII Russian Conference Distributed information and computational resources (DICR-2022), Novosibirsk, Russia, 2022, pp. 186–189. DOI 10.25743/DIR.2022.10.76.031 (in Russian)
- [6] Preumont A., Alaluf D., Wang K., Rodrigues G. Adaptive Thin Shell Reflectors for Future Space Telescopes, ECSSMET 2016–14th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, 2016.
- [7] Barto A., Acton D. S., Finley P., Gallagher B., Hardy B., Knight J. S., Lightsey P. Actuator usage and fault tolerance of the James Webb Space Telescope optical element mirror actuators // SPIE Astronomical Telescopes + Instrumentation, 2012, vol. 8442. DOI 10.1117/12.924596.
- [8] Azhevsky Ya. A., Prosuntsov P.V. Employment of an Active Thermal Control System for Developing a Space-Based Antenna Complex Reflector // BMSTU Journal of Mechanical Engineering, 2022, no. 4, pp. 87–96. DOI 10.18698/0536-1044-2022-4-87-96 (in Russian)
- [9] Nielsen C.J. G., Tian D., Wang K., Preumont A., Adaptive Deployable Thin Spherical Shell Reflectors // Actuators, 2022, vol. 11, no 7, DOI 10.3390/act11070198
- [10] Kabanov S.A., Mitin F.V. Optimal control of the piezo actuator for tuning the radio-reflecting mesh of space reflector // Journal of Instrument Engineering, 2021, vol. 64, no. 3, pp. 183–191. DOI 10.17586/0021-3454-2021-64-3-183-191 (in Russian)
- [11] Satou Y., Furuya H., Kogiso N. Specific Error Mode Correction for Deformable Reflector by Structure–Actuator Simultaneous Optimization // Journal of spacecraft and rockets, 2020, vol. 57, no. 4, pp. 728–739. DOI 10.2514/1.A34480
- [12] Taygin V.B., Lopatin A.V. Method of achievement the high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 4, pp. 200–208. DOI 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208 (in Russian)
- [13] Lu Y.F., Yue H.H., Deng Z.Q., Tzou H.S. Adaptive Shape Control for Thermal Deformation of Membrane Mirror with In-plane PVDF Actuators// Chin. J. Mech. Eng, 2018, vol. 31, DOI 10.1186/s10033-018-0212-y
- [14] Shao S., Song S., Xu M., Jiang W. Mechanically reconfigurable reflector for future smart space antenna application // Smart Materials and Structures, 2018, vol. 27, no. 9. DOI 10.1088/1361-665x/aad480
- [15] Gotou K., Sakamoto H., Inagaki A., Tanaka H., Ishimura K., Okuma M. Actuator Design for Space Smart Reflector to Reduce Thermal Distortion // Trans. JSASS Aerospace Tech. Japan, 2016, vol. 14, no. 30, pp. 25–31. DOI 10.2322/tastj.14.pc_25
- [16] Ryabov K.V., Fedotov O.V., Filimonov V.N. Development and research of actuator for radiotelescope with active reflector // Vestnik mashinostroyeniya, 2014, no. 6. pp. 14–20 (in Russian)
- [17] Hill J., Wang K.W., Fang H. Advances of Surface Control Methodologies for Flexible Space Reflectors // Journal of Spacecraft and Rockets, 2013, vol. 50, no. 4, pp. 816–828. DOI 10.2514/1.A32231
- [18] Cabria L., Garcia J.A., Gutierrez-Rios J., Tazon A., Vassal’lo J. Active Reflectors: Possible Solutions Based on Reflectarrays and Fresnel Reflectors // International Journal of Antennas and Propagation, 2009, vol. 2009, DOI 10.1155/2009/653952
- [19] Fang H., Im E., Quijano U.O., Wang K.W., Hill J., Moore J., Pearson J., Lui C., Djuth F. High-Precision Adaptive Control of Large Reflector Surface, Earth Science Technology Conference 2008, U.S.A., 2008.
- [20] Berdnikova N.A., Belov O.A., Lopatin A.V. Research and optimization of production cycle of high-precision composite spacecraft antenna reflector // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 2, pp. 59–72. DOI 10.26732/2618-7957-2019-2-59-72 (in Russian)
- [21] John M., Nama S., D’Antrassi N., Wuestenhagen S., Krombholz A., Schlimper R. Simulation of a prepreg press process using ANSYS Composite Cure Simulation (ACCS), CADFEM ANSYS Simulation Conference, 2017.

Сведения об авторе

Москвичев Егор Владимирович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Красноярского филиала, руководитель Инженерно-испытательного центра Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий. Окончил Красноярский государственный технический университет в 2006 году. Область научных интересов: прочность материалов и конструкций, композиционные материалы, механические испытания, метод конечных элементов.

СОЗДАНИЕ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ПЛАТФОРМЫ СРЕДСТВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ И ИНЖЕНЕРНОГО АНАЛИЗА ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ РАЗРАБОТКИ И ОПТИМИЗАЦИИ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А. Ш. Козаев, В. В. Миронов,

А. С. Негодяев✉, Э. С. Цырендоржиев

АО «Государственный научный центр Российской Федерации

«Исследовательский Центр имени М. В. Келдыша»

г. Москва, Российская Федерация

Целью работы является создание отечественной программной платформы для решения задач математического моделирования в отрасли. Известно, что важнейшей задачей снижения издержек и сроков при создании новых изделий является разработка совершенных математических моделей, адекватно описывающих реальные процессы и достаточно быстродействующих. Для решения такой задачи в Центре Келдыша выполняется ряд проектов, направленных на создание отечественной платформы средств математического моделирования и инженерного анализа в обеспечение практических задач разработки и оптимизации параметров, прежде всего, ракетных двигателей и космических энергоустановок. При разработке платформы в нее закладывается ряд основополагающих принципов, которые сформулированы в работе. Во-первых, это разработка и применение только отечественных программных средств и комплексных решений на основе специализированного программного обеспечения Центра Келдыша, а также коммерческих отечественных программных продуктов. Во-вторых, интеграция компонентов в единый комплекс математических моделей и программных средств с автоматизацией расчетов. В-третьих, это валидация создаваемых математических моделей и программного обеспечения для режимов и условий практических задач с обеспечением заданной точности. Авторами приведены примеры успешного применения разрабатываемой платформы применительно к задачам разработки и оптимизации космических аппаратов. На текущий момент наряду с решением прикладных задач результаты моделирования уже позволили сформулировать практические рекомендации, а также выявить ряд новых эффектов и физических закономерностей, свойственных рассматриваемым сложным техническим устройствам.

Ключевые слова: математическое моделирование, инженерный анализ, САЕ, вычислительный эксперимент, программное обеспечение, автоматизация проектирования, предиктивное моделирование.

Введение

Математическое моделирование (ММ) и вычислительный эксперимент в современном мире являются одними из мощнейших инструментов снижения сроков и издержек при создании изделий ракетно-космической техники (РКТ). По различным

данным, стоимость процессов экспериментальной отработки и доведения изделий до состояния соответствия техническому заданию может составлять до 70 % от общей стоимости их создания. В то же время отклонения в комплексной программе экспериментальной отработки зачастую влекут значительное затягивание сроков, как напрямую, так и косвенно, из-за сложностей в выделении дополнительного финансирования. Таким образом, перенос части нагрузки, как временной, так и финансовой, с натурального

✉ negodyaev@kerc.msk.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

на вычислительный эксперимент – актуальная задача, решение которой является одним из приоритетов на уровне государства и ведущих корпораций [1–3].

С учетом вышесказанного цель работы – создание отечественной программной платформы для решения задач математического моделирования в отрасли. Такая платформа является комплексным информационным продуктом, объединяющим готовые и апробированные решатели вкупе с уникальным кодом, описывающим специфичные процессы, преимущественно в энергодвигательных установках, в том числе космических аппаратов. А также всеобъемлющая валидация алгоритмов и программных кодов и упаковка такой информационной инфраструктуры в единый интерфейс пользователя.

В таблице 1 представлена эволюция средств моделирования рабочих процессов и инженерного анализа энергодвигательных установок, свойственная, по крайней мере, для АО ГНЦ «Центр Келдыша» и, вероятно, отражающая ситуацию по всей отрасли.

По этой таблице можно сделать заключение о современных и характерных тенденциях развития средств ММ:

- Значительное усложнение математических моделей для максимально адекватного описания реальных процессов, а также вычислительных алгоритмов для разрешения этих моделей (т.е. повы-

шение быстродействия для проведения больших серий оптимизационных расчетов).

- Переход на полностью отечественное программное обеспечение (ПО), что связано не только с последними событиями государственного масштаба, но и целесообразно ввиду специфики важности и конфиденциальности решаемых в отрасли задач. Также немаловажна доступность разработчика ПО потребителю для реализации технической поддержки и совершенствования вычислительных инструментов.

- Необходимость создания комплексных решений, основанных на большом наборе математических моделей, охватывающих все многообразие происходящих процессов. Повышение точности и адекватности результатов моделирования возможно лишь за счет учета физических процессов, в настоящее время не разрешенных из-за значительного усложнения их математических моделей.

Одним из важнейших аспектов процесса ММ является точность получающихся результатов моделирования. И если раньше результаты расчета соотносились с диапазонами среднеквадратического отклонения единичных опытных данных, то сейчас проводится полноценная валидация ПО, в том числе с результатами статистических испытаний во всем диапазоне возможности при-

Таблица 1

Этапы эволюции средств моделирования

Годы	Физические закономерности	Методы и алгоритмы	Статус	Технические средства
1960–1970	накопление данных; физические основы рабочих процессов	ручной счет; интегральные характеристики	частные методики	калькулятор; ЭВМ «Минск»
1970–1990	термодинамика; теплообмен; газовая динамика; внутрибаллистические характеристики (ВБХ); энергетические характеристики (ЭХ); теплопроводность; излучение; термомеханика	редуцированные уравнения матфизики; 1D-2D численные авторские коды	программно-методическое обеспечение (ПМО); руководства для конструкторов; отраслевые стандарты	БЭСМ-6; ЕС-1040; ЕС-1060; ОФАП
2000–2015	расширение функционала; коммерческое ПМО; развитие отечественного ПМО	нестационарные 1D-2D численные авторские коды; зарубежное ПО 3D-моделирования	NASTRAN; ANSYS; StarCD; SimensNX; отраслевые расчетные комплексы и ППП	ПЭВМ; кластер серверов (<1Тф)
2015–2025	расширение функционала отечественного ПО; адаптация отраслевого ПО; внедрение и валидация отечественного ПО	нестационарные 1D-3D- вычислительные методы	отраслевая платформа физико-математического моделирования (ФММ) и инженерного анализа; лаборатория ММ; пилотные проекты; импортозамещение	вычислительные ресурсы (>20Тф)

менения алгоритмов, а также с альтернативными программными решениями.

1. Принципы разрабатываемой платформы

Анализируя таблицу 1 на предмет выявления современных тенденций развития средств ММ и инженерного анализа энергодвигательных установок, можно сделать следующее заключение. Для успешного решения задачи снижения издержек и сроков при создании новых и перспективных изделий РКТ необходимо создание некоего комплексного полностью отечественного программного решения, обладающего описанными свойствами. И именно для этого Центр Келдыша выполняет ряд проектов, направленных на создание отечественной платформы средств математического моделирования и инженерного анализа, прежде всего ракетных двигателей (РД) и космических энергоустановок (КЭ). Ядром коллектива, занимающегося разработкой такой платформы, являются молодые специалисты – выпускники и аспиранты Московского физико-технического института (МФТИ) и Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Следует отметить, что естественная вовлеченность современной молодежи в информационные технологии вкупе со знаниями в области ракетной и космической техники позволяет создавать достаточно совершенные и специфичные для отрасли программные средства.

При разработке платформы в нее закладываются следующие основополагающие принципы:

1.1. Разработка и применение только отечественных программных средств и комплексных решений. Среди них следующие компоненты:

- Собственное специализированное программное обеспечение Центра Келдыша. Это те специфичные для нашей деятельности задачи, которые попросту не могут быть реализованы сторонними разработчиками ввиду их недостаточной компетентности в данных вопросах. Речь в основном идет об одно- и двухмерных нестационарных задачах, описывающих кинетику горения жидких и твердых топлив, акустические колебания в камерах двигателей, разрушение высокотемпературных композиционных материалов, двухфазную газовую динамику и пр. Важным является тот факт, что разработка таких моделей основана в том числе на проводимых экспериментах, которые могут быть поставлены как в рамках отдельных НИОКР [4], так и в рамках разработки рассматриваемой платформы.

- Реализация численных алгоритмов трехмерного моделирования целесообразна на основе отечественного программного обеспечения

(решателя) «Логос» (ЛОГОС) разработки РФЯЦ-ВНИИЭФ. ЛОГОС – это система, позволяющая решать сложные пространственные задачи, моделировать аэро-, гидро- и газодинамику, распространение тепла в твердом теле, тепловую конвекцию, перенос излучения, напряжения, деформации и разрушения конструкций, а также взаимодействие перечисленных физических процессов между собой [5, 6]. В ЛОГОС реализованы численные методы расчетов с использованием неструктурированных и структурированных сеток. В состав пакета входит препроцессор, предназначенный для импорта и обработки CAD-моделей, генерации поверхностных и объемных сеток, имеющих визуальную среду для подготовки и постобработки расчетной модели. Важным является тот факт, что ЛОГОС – это законченный программный продукт трехмерного моделирования, имеющий возможность интеграции с авторскими алгоритмами, а также «дружественную» команду разработчиков, в отличие от иностранных программных САЕ-продуктов.

- Для разрешения задач динамического моделирования нуль- и одномерных моделей применяется программное обеспечение SimInTech компании «ЗВ Сервис». SimInTech (Simulation In Technic) – отечественная среда разработки математических моделей, алгоритмов управления, интерфейсов управления и автоматической генерации кода для контроллеров управления и графических дисплеев. SimInTech предназначен для детального исследования и анализа нестационарных процессов в различных объектах управления. Данное программное обеспечение является удобным, гибким и эффективным инструментом для моделирования пневмогидравлических систем и электрических цепей систем управления.

1.2. Следующим принципом является интеграция всех компонентов разрабатываемой платформы в единый комплекс математических моделей и программных средств на предмет автоматизации проводимых расчетов, оптимизации сложной технической системы по заданному параметру, построения дерева расчетов, постобработки и представления результатов.

Принцип интеграции существующих программных средств и собственных уникальных разработок вкупе с использованием унифицированных интерфейсов позволяет объединять различные модули и решать комплексные задачи, автоматизируя процессы таких расчетов. В случае разрабатываемой платформы такая интеграция оснащается:

- Программным обеспечением pSeven компании «Аванс Инжиниринг». ПО pSeven является отечественной программной разработкой и предназначено для автоматизации сложных процессов

проектирования и интеграции внешних программных продуктов и данных в единую расчетную цепочку, а также решения инженерных задач при помощи набора инструментов для анализа данных, оптимизации и предиктивного моделирования. ПО pSeven позволяет собирать комплексные модели изделия на основе наборов данных, аналитических или расчетных моделей, исследовать и оптимизировать эти модели с помощью инструментов анализа данных и оптимизации, а также прогнозировать поведение новых вариантов изделий или режимов их работы при помощи инструментов предиктивного моделирования.

В случае разрабатываемой платформы настоящее ПО выполняет роль интегратора расчетных модулей различных средств моделирования, в том числе упомянутых выше, и решает сложные сопряженные задачи с их оптимизацией по заданным параметрам.

1.3. Третьим, крайне важным, является принцип валидации создаваемых математических моделей и программного обеспечения для режимов и условий практических задач с обеспечением заданной точности. Ценность разработанных моделей определяется точностью результатов расчета, для этого в Центре Келдыша и организациях, работающих в кооперации, проводятся натурные эксперименты на моделях с целью получения первичных экспериментальных данных для создания моделей, а также уточнения и подтверждения правильности разработанных цифровых моделей. При этом большой накопленный опыт выполнения НИОКР в Центре Келдыша позволяет проводить валидацию как на ранее проведенных, так и сегодня выполняемых экспериментах, не связанных с разработкой настоящей платформы. При необходимости проводится постановка новых экспериментальных задач валидации. Большой массив экспериментальных данных позволяет надежно подтверждать адекватность предложенных математических моделей и алгоритмов либо проводить их модернизацию.

1.4. И наконец, принципиальным моментом является организация работ в кооперации «конструкторское бюро – Центр Келдыша – разработчик ПО» для наиболее точного задания исходных данных, правильной постановки задач вычислительного эксперимента и, как следствие, максимальной оптимизации разрабатываемых изделий по заданным параметрам.

Так что же собой представляет разрабатываемая платформа? В настоящее время она определяется как набор взаимосвязанных программных средств, упомянутых выше, объединенных в единую вычислительную среду и обеспечивающих решение конкретных прикладных задач разработки и оптимизации изделий ракетно-космической техники.

- Основным компонентом платформы являются уже упомянутые решатели, интерпретирующие физические явления вычислительными алгоритмами.

- Для проведения расчетов по разработанным алгоритмам нужны свойства веществ и материалов, характеристики исследуемых явлений, а также примеры решений, апробированных на практике. Поэтому следующим важнейшим компонентом платформы являются базы данных, содержащие исчерпывающие исходные данные для проведения расчетов.

- Проводимые мультиплатформенные расчеты имеют различные форматы входных и выходных данных, потому что у них разные разработчики. Поэтому еще двумя компонентами платформы являются средство преобразования интерфейсов для «сшивания» всех компонентов платформы, а также модуль постобработки и анализа полученных результатов.

- Наконец, в зависимости от цели расчета могут потребоваться дополнительные модули, например для формирования дерева расчетов. Таким образом, описанный набор программных компонентов является на настоящий момент полным, но не обязательно исчерпывающим при проведении дальнейших работ.

2. Успехи в разработке платформы и примеры выполненных работ

Формальным основанием разрабатываемой платформы являются стратегии Госкорпорации Роскосмос по «развитию цифровых технологий», а также по «развитию средств математического моделирования». При этом Центр Келдыша проводит разработку платформы в рамках финансовой поддержки Российского фонда развития информационных технологий (РФРИТ) в форме гранта. Роль Центра Келдыша не ограничивается координацией работ, а включает в себя создание уже упомянутых программных компонентов – решателей (преимущественно тепловые модели, двухфазная газовая динамика, топология оптимизации траекторий ракетных двигателей, разрушение высокотемпературных композиционных материалов и пр.). А также, что крайне важно, Центр Келдыша проводит валидацию разрабатываемых алгоритмов.

В качестве примеров успешного применения разрабатываемой платформы применительно к задачам разработки и оптимизации космических аппаратов (КА) можно отметить моделирование процессов в двигательных установках КА, таких как РБ Фрегат, КА серии «Луна-Ресурс» и «Луна-Глоб», заказчик расчетных моделей НПО «Лавочкина» и КБХМ им. Исаева.

2.1. Моделирование жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРД МТ) на гидразине. В качестве первого примера рассмотрено моделирование работы ЖРД МТ космического аппарата на гидразине [7], т.е. на однокомпонентном топливе, разлагающемся на катализаторе (рисунок 1).

Проблемой моделирования такого процесса является учет всего многообразия физических яв-

ления. Моделирование теплопроводности элементов конструкции реализовано за счет программных средств модуля «Логос Тепло», а в качестве интеграционной платформы для проведения расчетов был выбран модуль «Логос МИП».

Применение авторских методик совместно с коммерческими решателями позволило в короткие сроки и с высокой степенью точности решить

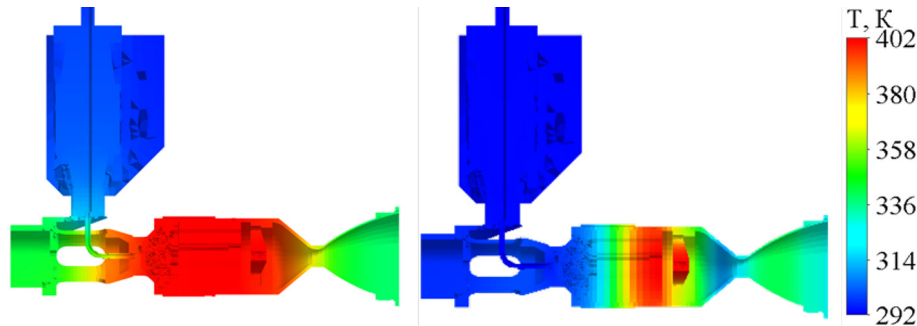
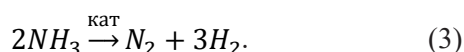
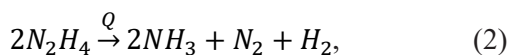
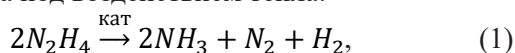


Рисунок 1. Моделирование работы ЖРД МТ

ний, таких как фильтрационное горение в камере сгорания (а это, в свою очередь, испарение жидкого топлива, химические реакции в газовой фазе и процессы теплообмена между газовой, жидкой и твердой фазой), перенос тепла в элементах конструкции, кондуктивно-конвективный перенос тепла по топливу в трубопроводе и течение продуктов реакции в сопле ракетного двигателя. Имеющиеся на текущий момент модели теплового состояния ЖРД МТ применяют упрощения, заключающиеся в использовании источников тепловыделения вместо непосредственного воспроизведения физики отдельных процессов, что, в свою очередь, негативно сказывается на итоговой точности расчетов и на практике может привести к перегреву поступающего топлива и конструкции. В рамках данной работы достигнута цель расширения списка учитываемых факторов. Задачей работы является построение тепловой модели двигателя, определение тепловых режимов его конструкции при заданной циклограмме работы и формирование рекомендаций по безаварийной работе.

В качестве авторского кода применены модели течения гидразина в трубопроводе, радиационный теплообмен, модели фильтрационного горения [8], а также моделирование работы электронагревателя.

Механизм разложения гидразина в фильтрационной модели горения представлен тремя реакциями, включающими в себя каталитическое разложение гидразина и аммиака, а также разложение гидразина под воздействием тепла:



поставленную задачу. Максимальная относительная погрешность по температуре составила 5 %. Отклонение температурной кривой, полученной в ходе численного моделирования от экспериментальной, можно объяснить упрощением CAD-модели двигателя (рисунок 2).

2.2. Моделирование теплового состояния бака КА. Следующим примером является моделирование теплового состояния бака КА (рисунок 3), а также процессов внутри него.

Работа такого бака сопровождается следующим комплексом явлений:

- теплопроводность материалов стенки бака и диафрагмы с учетом теплообмена через элементы крепления бака к термостабилизированной поверхности и подвод тепла от электронагревателей с внешней стороны бака;
- прогрев и свободноконвективное течение гидразина в топливной полости в условиях микрогравитации;
- прогрев гидразина в условиях невесомости;
- испарение и/или конденсация пропана в наддувной полости;
- кипение пленки жидкого пропана;
- изменение объема наддувной и топливной полостей вследствие отбора топлива в двигатели;
- изменение конфигурации диафрагмы;
- управление работой нагревателей наддувной полости по показаниям виртуальных датчиков температуры и датчиков давления.

Целью моделирования является определение режима работы нагревателей наддувной полости бака, обеспечивающих поддержание давления газообразного пропана по заданной циклограмме работы ДУ. Представленный набор процессов характерен для работы типового бака КА, а точное

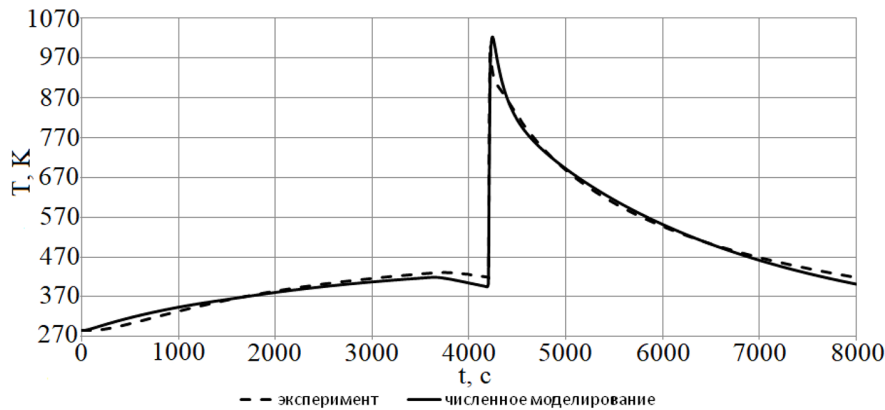


Рисунок 2. Изменение температуры в точке на камере сгорания ЖРД МТ;
линии – расчёт, пунктир – эксперимент

моделирование его работы невозможно без учета полноты перечисленных явлений. В то же время учет всех этих явлений нельзя провести в рамках коммерческих пакетов как из-за отсутствия в них такого функционала, так и из-за специфики ряда разрешаемых процессов.

Моделирование проводилось в квазистационарной постановке – когда непрерывное перемещение диафрагмы заменяется набором её дискретных положений, каждому из которых соответствует некоторая конфигурация и объём топливной полости. В зависимости от циклограммы работы ДУ определяются моменты времени перехода между конфигурациями. При этом на интервале времени между моментами перехода положение диафрагмы считается неизменным, но гидравлическая задача решается в непрерывной постановке. Соответственно, при смене конфигурации внутренних полостей рассчитанные для предыдущего момента времени параметры в полости (поля температуры в баке и скорости в гидразине) переносятся на новую конфигурацию.

Прогрев материала стенки и мембраны, контактный теплообмен интерфейса «мембрана-стенка», а также имитация электрического нагревателя и тепловые мосты в точках подвеса бака реализованы с помощью модуля «Логос Тепло».

Предполагается, что все тепло, выделяющееся при конденсации газа наддува (пропана) на поверхности диафрагмы, расходуется на прогрев пленки конденсата, материала диафрагмы и гидразина. Эти процессы моделируются на основе следующей системы уравнений [9]:

$$\begin{cases} \rho_w c_w \delta_w \frac{d\theta_w}{dt} = q_l - q_w \\ \lambda_l \frac{\theta_l - \theta_w}{\delta_l} = r \rho_l \frac{d\delta_l}{dt} \\ q_l = r \rho_l \frac{d\delta_l}{dt} \\ q_w = \alpha q_l \end{cases}, \quad (4)$$

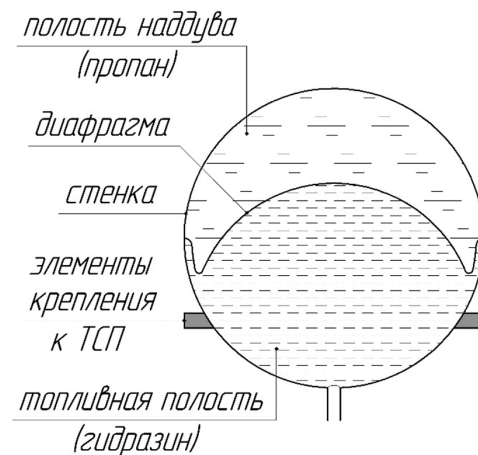


Рисунок 3. Бак КА

где q_l – тепловой поток, образующийся в результате конденсации газа наддува; q_w – поток тепла от диафрагмы в гидразин; ρ_w, c_w, T_w – плотность, удельная теплоемкость и температура материала диафрагмы; ρ_l – плотность вещества конденсата; δ_l – толщина пленки конденсата; r – теплота парообразования пропана; $\theta = T - T_\infty$, T_∞ – температура гидразина до начала его забора из бака; α – доля тепла, ушедшего в топливо вдоль стенки (диафрагмы). Результаты натурного расчета в виде различных конфигураций мембраны бака и полей температур в различные моменты времени приведены на рисунке 4.

Так как задача охватывает широкий диапазон физических процессов, ее решение сопряжено с применением различных модулей. Сопряжение расчетных модулей с авторской методикой и расчетом свободно-конвективного течения топлива в баке было проведено в модуле «Логос МИП». Помимо вышеописанного также была проведена верификация и валидация разработанной модели [10].

Постановка точного физического эксперимента в земных условиях для валидации результатов расчета не представляется возможной (или является крайне дорогостоящей) из-за существенного отличия ускорения свободного падения в срав-

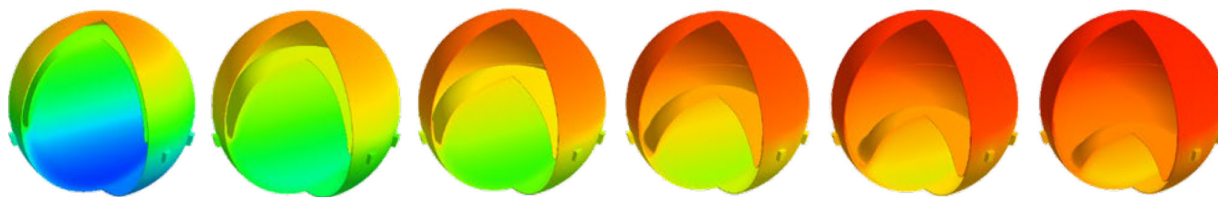


Рисунок 4. Конфигурации мембраны бака и поля температур в различные моменты времени

нении с условиями космического полета. Взамен этого была разработана экспериментальная установка – упрощенная модель бака [11], устройство и фотография которой представлены на рисунке 5.

Установка представляет собой измерительный бак, состоящий из прозрачной цилиндрической трубы, крышки и дна. Между дном бака и медной пластиной, имитирующей диафрагму бака и выступающей в качестве поверхности конденсации, установлены элементы Пельтье. Подача пропана в бак осуществляется через штуцер, соединяемый магистралью с резервуаром пропана. Для дренажа бак оборудуется выпускным штуцером и вентилем. Измерения температуры осуществляются

термопарами, а давление в баке – датчиком давления. Масса бака определяется весами.

Целью проведенных экспериментов было определение количества сконденсировавшегося на медной пластине пропана в условиях по температуре и давлению, имитирующего соответствующие условия на КА.

Сравнение результатов эксперимента и расчета по приведенной методике представлено на рисунке 6., где по оси X – отложено время эксперимента, а по оси Y – масса конденсата пропана на пластине.

Как видно из графика на рисунке 6, разработанная модель занижает массу конденсата на 10–

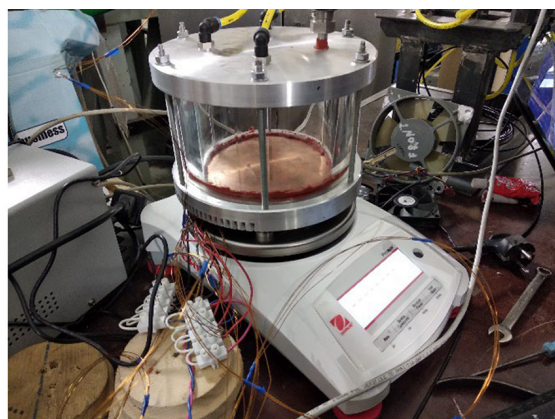
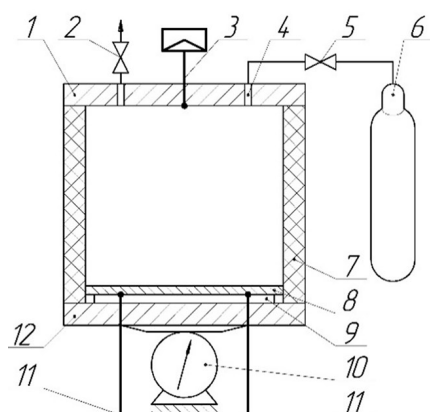


Рисунок 5. Экспериментальная установка: 1 – крышка бака; 2 – выпускной штуцер с вентилем; 3 – датчик давления; 4 – штуцер подачи пропана; 5 – вентиль; 6 – резервуар с пропаном; 7 – прозрачная цилиндрическая труба; 8 – медная пластина; 9 – модули Пельтье; 10 – лабораторные весы; 11 – термопары; 12 – дно бака

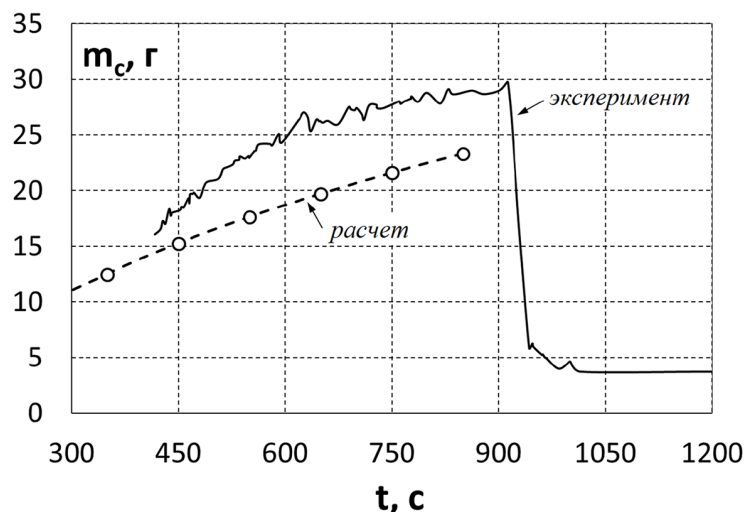


Рисунок 6. Изменение массы конденсата; линия – эксперимент, пунктир – расчёт

15 %, что может быть связано с такими факторами, как отсутствие учета в модели неоднородности параметров газообразного пропана вдоль поверхности медной пластины, а также некорректное определение поверхности выпадения пленки – нижняя часть боковой поверхности бака (контакт с медной пластиной) также принимала участие в ее формировании. Тем не менее результаты разработки модели можно считать удовлетворительными ввиду ее сложности и комплексности. А дальнейшее совершенствование целесообразно проводить совместно с постановкой экспериментов с учетом реальной конфигурации, свойств материалов и условий.

2.3. Моделирование теплового состояния жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) КА. Последний пример показывает успешное применение принципов разрабатываемой платформы при моделировании теплового состояния ЖРДУ КА, в том числе его жидких компонентов, в зависимости от траектории полета и в условиях радиационного теплообмена. Целью расчетного анализа является определение теплового состояния ДУ на всех стадиях полета КА, а также определение алгоритма работы электронагревателя, обеспечивающего незамерзание топлива при минимальных уровнях его энергопотребления. Для этого рассматривается трёхмерная нестационарная задача сопряженного теплообмена, включающая в себя следующие процессы:

- теплопроводность материалов элементов конструкции;
- радиационный нагрев элементов конструкции от внешнего излучения, в частности от Солнца;
- перенос тепла излучением в системе многих тел (собственных элементов ДУ).

Перечисленные физические процессы оказывают существенное влияние друг на друга, а неучёт какого-либо из них может значительно повлиять на точность результатов расчета.

Основным решателем, моделирующим кондуктивное распространение тепла в сложной трехмерной геометрии ДУ, в данной задаче также является ПО трехмерного моделирования ЛОГОС. В качестве авторских методик используются более оптимальные для поставленной задачи методы расчета внешнего радиационного нагрева, а также виртуальные датчики температуры, по которым проводится оптимизация работы электронагревателя ДУ.

Для определения доли излучения одного тела, приходящейся на поверхность другого тела, для каждого элемента ДУ была введена поверхностная сетка. Для каждой грани такой сетки рассчитывались условия взаимного облучения от всех прочих граней, а также в направлении Солнца.

Результирующий тепловой баланс грани описывался следующим уравнением:

$$Q_i = Q_i^+ - Q_i^- = \sum_J \sum_{\Phi_j} \varepsilon_i \varepsilon_j \sigma_{CB} T_j^4 \frac{F_j \cos \theta_j \cdot F_i \cos \theta_i}{\pi R_{ij}^2} - \varepsilon_i \sigma_{CB} T_i^4 F_i, \text{ Вт} \quad (5)$$

где внешняя сумма представляет собой цикл по объектам расчетной геометрии, а внутренняя по граням J -ого объекта, $\varepsilon, \sigma_{CB}, \theta$ и R – коэффициенты черноты, постоянная Стефана-Больцмана, угол между направлением облучения и нормалью к грани и расстояние между гранями соответственно.

Радиационный поток от Солнца задавался в виде плоскопараллельного теплового потока с заданным направлением, меняющимся в соответствии с ориентацией КА и заданной величиной в зависимости от орбиты.

Учет затенения одних элементов конструкции другими для каждой грани основывался на построении луча, выходящего из этой грани в направлении ответной грани или Солнца, и проверки пересечения этого луча с другими элементами конструкции.

Благодаря такому подходу получены следующие результаты:

- определен уровень мощности и циклограмма работы электронагревателей, необходимые для обеспечения условий, при которых элементы конструкции с топливом смогут сохранять работоспособность;
- предложен способ снижения мощности электронагревателей за счет обеспечения заданной ориентации КА, при которой ДУ будет сохранять необходимые температурные условия в условиях солнечного излучения.

Результаты расчетов в виде полей температур поверхностей ДУ в различные моменты времени представлены на рисунке 7.

Заключение

Разрабатываемая платформа является комплексным информационным проектом с той точки зрения, что помимо программных компонентов для ее успешного функционирования нужно проведение большого объема работ по валидации разрабатываемых алгоритмов, а также более тесное взаимодействие между участниками кооперации: конструкторскими бюро, экспериментаторами и разработчиками ПО. В настоящее время создана основа платформы в виде отдельных специализированных программных модулей, валидированных на модельных экспериментах, и продолжается ее совершенствование по следующим направлениям:

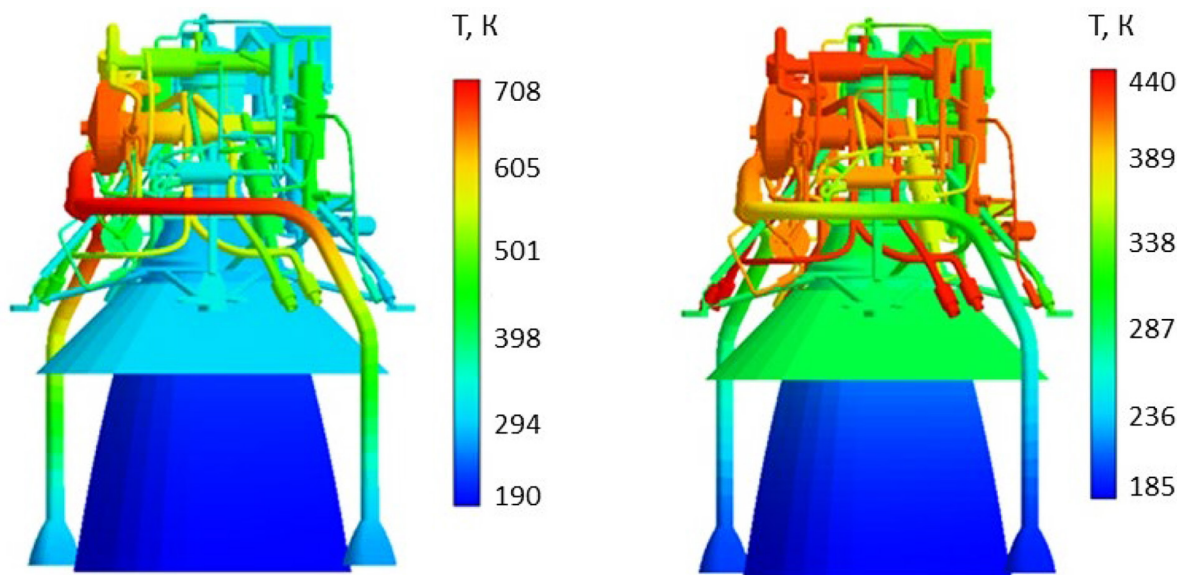


Рисунок 7. Поле температур ДУ в различные моменты времени

- Расширение функционала и классов решаемых задач, в том числе в части моделирования двухфазных течений, процессов взаимодействия высокотемпературных химически активных сред с материалами, процессов турбулентного горения и некоторые другие.
- Разработка новых быстродействующих алгоритмов для построения сеточных областей и алгоритмов интерполяции больших массивов данных для решения задач с подвижными границами.
- Формирование типовых моделей агрегатов РД для наполнения баз данных и библиотек ПО.

Завершающим этапом планируется разработка интерфейса пользователя, объединяющего функционал отдельных модулей и программ.

Также следует отметить, что в представленных примерах, наряду с решением прикладных задач, результаты моделирования позволили сформулировать практические рекомендации и выявить ряд новых эффектов и физических закономерностей, свойственных сложным техническим устройствам. Наконец, по результатам проведенных работ уже был сформирован ряд поручений по доработке некоторых алгоритмов программных модулей ЛОГОС и SimInTech.

Список литературы

- [1] Погосян М. А., Савельевских Е. П., Шагалиев Р. М., Козелков А. С., Стрелец Д. Ю., Рябов А. А., Корнев А. В., Дерюгин Ю. Н., Спиридонов В. Ф., Цибереv К. В. Применение отечественных суперкомпьютерных технологий для создания перспективных образцов авиационной техники // Журнал ВАНТ, сер. Математическое моделирование физических процессов, 2013, № 2. С. 3–18.
- [2] Иванова Т. Г., Стрюков Я. А., Берг Д. А., Каракотин И. Н. Перспективы внедрения программного комплекса «Логос» и методика его тестирования для аэродинамического и теплового проектирования ракет-носителей // XIV Королёвские чтения: международная молодежная научная конференция, посвящённая 110-летию со дня рождения академика С. П. Королёва, 75-летию КуАИ-СГАУ-СамГУ-Самарского университета и 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника Земли: в 2 томах, Самара, 03–05 октября 2017 года. Том 1. Самара: Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королёва, 2017. С. 198.
- [3] Корнев А. В., Козелков А. С. Применение отечественных суперкомпьютерных технологий для создания перспективных образцов авиационной техники // Современные информационные технологии и ИТ-образование. 2021. Т. 17, № 2. С. 250–264
- [4] Кошляков В. В., Готовцев К. В., Захаренков Л. Э., Каревский А. В., Кирюшин Е. Н., Ловцов А. С., Ошев Ю. А., Семёнкин А. В., Солодухин А. Е., Федотов С. Ю., Федюнин С. Ю., Цветков А. Г. Экспериментальная стендовая база АО ГНЦ «Центр Келдыша» для проведения испытаний мощных энергодвигательных установок // Космическая техника и технологии. 2022, № 1(36). С. 80–95.
- [5] Абдуллин М. Ф., Барабанов Р. А., Кварацхелия Д. Д., Филимонкин Е. А., Китаев М. В., Корнев А. В., Никитин М. В., Саганов Е. Б. Пакет программ «Логос». Функциональные возможности для моделирования статического деформирования слоистых композиционных материалов на основе оболочечного конечного элемента // Журнал ВАНТ, сер. Математическое моделирование физических процессов, 2020, № 2. С. 60–70.

- [6] Моделирование динамики полёта летательного аппарата с учетом работы силовой установки и органов управления / А. В. Саразов, А. С. Козелков, А. А. Уткина, А. В. Корнев // *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*. 2022. Т. 1. С. 203–204.
- [7] Ананьев А. В., Лаптев И. В., Цырендоржиев Э. С. Тепловая модель термokatалитического двигателя на гидразине // *Материалы Восьмой Российской национальной конференции по теплообмену: Материалы конференции*. В 2 т. Москва, 17–22 октября 2022 года. Том 1. Москва: Национальный исследовательский университет «МЭИ», 2022. С. 224–225.
- [8] Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023667463 Российская Федерация. Программа расчёта параметров фильтрационного горения в камере сгорания ЖРДМТ: № 2023666617: заявл. 01.08.2023; опубл. 15.08.2023 / А. В. Ананьев, А. А. Куроедов, И. В. Лаптев, Э. С. Цырендоржиев; заявитель Акционерное общество «Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша».
- [9] Куроедов А. А., Черкасов С. Г., Лаптев И. В., Моисеева Л. А. Конденсация газа наддува в топливном баке с разделительной диафрагмой в условиях невесомости // *Тепловые процессы в технике*. 2021. Т. 13, № 4. С. 155–163.
- [10] Петрова С. В., Городнов А. О., Лаптев И. В. Модель сопряженного теплообмена в ракетном баке при отборе топлива с одновременным наддувом // *Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках: Тезисы докладов XXIV школы семинара молодых ученых и специалистов под руководством акад. РАН А. И. Леонтьева, посвященной 100-летию академика РАН В. Е. Алемасова*, Казань, 23–27 мая 2023 года. Казань: АО Информационно-издательский центр, 2023. С. 256–257.
- [11] Определение условий, обеспечивающих постоянство давления паров сжиженного газа в топливном баке при внешнем теплообмене и изменении объёма наддувной полости / ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». Исполнители Ананьев А. В., Васютин А. С., Городнов А. О. Инв. № 7428. 2020. 70 с.

CREATING A DOMESTIC PLATFORM FOR MATHEMATICAL MODELLING AND ENGINEERING ANALYSIS TOOLS TO SOLVE PRACTICAL PROBLEMS RELATED TO THE DEVELOPMENT AND OPTIMIZATION OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGIES

**A. Sh. Kozaev, V. V. Mironov,
A. S. Negodyaev, E. S. Tsirendorzhiev**
*JSC State Scientific Center of the Russian Federation
“Keldysh Research Center”
Moscow, The Russian Federation*

The purpose of the work is to create a domestic software platform for solving mathematical modeling problems in the industry. It is known that the most important task of reducing costs and meeting deadlines when creating new products is the development of advanced mathematical models which are quick-response enough and adequately approximate real processes. To solve this problem, the Keldysh Research Center has been implementing a number of projects aimed at the development of the domestic platform for the mathematical modeling and engineering analysis tools to provide practical issues for the development and optimization of parameters primarily for rocket engines and space power systems. A set of fundamental principles taken into account while developing the platform is formulated in the work. Firstly, this is the development and application of the only domestic software tools and complex solutions based on specialized software of Keldysh Research Center, as well as commercial domestic software

products. Secondly, the integration of components into a single complex of mathematical models and software with automated calculations. Besides that, the validation of mathematical models and software created for modes and conditions of practical tasks to ensure a given accuracy. The authors provide examples of successful application of the developed platform in relation to the problems of development and optimization of spacecraft. At the moment, along with solving applied problems, the modeling results have already made it possible to formulate a number of practical recommendations, as well as to identify a number of new effects and physical patterns inherent in the complex technical devices considered.

Keywords: Mathematical modelling, engineering analysis, CAE, computational experiment, software, design automation, predictive modelling.

References

- [1] Pogosyan M.A., Savelevskikh E.P., Shagaliev R.M., Kozelkov A.S., Strelets D. Yu., Ryabov A.A., Kornev A.V., Deryugin Yu.N., Spiridonov V.F., Tsiberev K.V. Application of Domestic Supercomputer Technologies for the Creation of Promising Samples of Aviation Equipment // VANT Journal, ser. Mathematical modelling of physical processes, 2013, No. 2, pp. 3–18.
- [2] Ivanova T.G., Stryukov Ya. A., Berg D.A., Karakotin I.N. Prospects for the Implementation of the Logos Software Package and its Testing Methodology for Aerodynamic and Thermal Design of Launch Vehicles // XIV Korolyov readings: international youth scientific conference dedicated to the 110th anniversary of the birth of Academician S.P. Korolev, the 75th anniversary of KuAI-SGAU-SamSU-Samara University and the 60th anniversary of the launch of the first artificial Earth satellite: in 2 volumes, Samara, October 03–05, 2017. Volume 1. – Samara: Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev, 2017. p. 198.
- [3] Kornev A.V., Kozelkov A.S., The Use of Domestic Supercomputer Technologies to Create Promising Models of Aviation Equipment // Modern information technologies and IT education. 2021. vol. 17, No. 2. pp. 250–264
- [4] Koshlakov V.V., Gotovtsev K.V., Zakharenkov L.E., Karevsky A.V., Kiryushin E.N., Lovtsov A.S., Oshev Yu.A., Seminkin A.V., Solodukhin A.E., Fedotov S. Yu., Fedyunin S. Yu., Tsvetkov A.G. The Experimental Bench Base of JSC “Keldysh Research Center” for Testing Powerful Power Propulsion Systems // Space engineering and technologies. 2022, No. 1(36), pp. 80–95.
- [5] Abdullin M.F., Barabanov R.A., Kvaratskhelia D.D., Filimonkin E.A., Kitaev M.V., Kornev A.V., Nikitin M.V., Saganov E.B. The Logos Software Package. Functional Capabilities for Modelling Static Deformation of Layered Composite Materials Based on a Shell Finite Element // Journal of VANT, ser. Mathematical modelling of physical processes, 2020, No. 2, pp. 60–70.
- [6] Modelling of Flight Dynamics of an Aircraft Taking into Account the Operation of the Power Systems and Controls / A.V. Sarazov, A.S. Kozelkov, A.A. Utkina, A.V. Kornev // Aerospace engineering, high technologies and innovations. 2022. Vol. 1. pp. 203–204.
- [7] Ananyev A.V., Laptev I.V., Tsirendorzhiev E.S. A Thermal Model of a Thermocatalytic Engine on Hydrazine // Proceedings of the Eighth Russian National Conference on Heat Exchange: Proceedings of the Conference. In 2 volumes, Moscow, October 17–22, 2022. Vol. 1. Moscow: National Research University “MEI”, 2022. pp. 224–225.
- [8] Certificate of State Registration of the Computer Program No. 2023667463 Russian Federation. The program for calculating the parameters of filtration combustion in the combustion chamber of the LRE Gorenje: No. 2023666617: application. 08/01/2023: publ. 08/15/2023 / A.V. Ananyev, A.A. Kuroedov, I.V. Laptev, E.S. Tsirendorzhiev; applicant Joint Stock Company State Scientific Center of the Russian Federation “Keldysh Research Center”.
- [9] Kuroedov A.A., Cherkasov S.G., Laptev I.V., Moiseeva L.A. Condensation of Pressurized Gas in a Fuel Tank with a Separating Diaphragm in Zero Gravity // Thermal processes in engineering. 2021. vol. 13, No. 4. pp. 155–163.
- [10] Petrova S.V., Gorodnov A.O., Laptev I.V. Model of Conjugate Heat Transfer in a Rocket Tank during Fuel Extraction with Simultaneous Supercharging // Problems of gas dynamics and heat and mass transfer in power systems: Abstracts of the XXIV school of the seminar of young scientists and specialists under the leadership of the Academy of Sciences. RAS A.I. Leontiev, dedicated to the 100th anniversary of Academician V.E. Alemasov, Kazan, May 23–27, 2023. Kazan: JSC Information and Publishing Center, 2023. pp. 256–257.
- [11] Determination of conditions ensuring constant pressure of liquefied gas vapor in the fuel tank during external heat exchange and changing volume of the pressurized cavity / State Scientific Center FSUE “Keldysh Research Centre”. Executors are Ananyev A.V., Vasyutychev A.S., Gorodnov A.O. Inv. № . 7428, 2020, 70 p.

Сведения об авторах

Козаев Алан Шотаевич – кандидат технических наук, начальник лаборатории АО ГНЦ «Центр Келдыша». Окончил Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана в 2010 году. Область научных интересов: энергодвигательные установки летательных аппаратов, космическая техника, энергетика, композиционные материалы.

Миронов Вадим Всеволодович – доктор технических наук, профессор кафедры тепловых процессов Московского физико-технического института, заместитель генерального директора-начальник отделения АО ГНЦ «Центр Келдыша». Окончил Московский физико-технический институт с отличием в 1981 году. Область научных интересов: энергодвигательные установки летательных аппаратов, космическая техника, энергетика, физика плазмы, физическая кинетика, тепловая защита, композиционные материалы, математическое моделирование, предиктивное моделирование, вычислительная математика.

Негодяев Андрей Сергеевич – научный сотрудник АО ГНЦ «Центр Келдыша», аспирант кафедры тепловых процессов Московского физико-технического института. Окончил Московский физико-технический институт с отличием в 2021 году. Область научных интересов: космическая техника, энергетика, физика плазмы.

Цырендоржиев Эрдэни Сергеевич – инженер-программист АО ГНЦ «Центр Келдыша», аспирант кафедры тепловых процессов Московского физико-технического института. Окончил Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана в 2021 году. Область научных интересов: энергодвигательные установки летательных аппаратов, космическая техника, математическое моделирование.

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Космические аппараты и технологии»

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

- ◄ ракетно-космическая техника
- ◄ новые материалы и технологии в космической технике
- ◄ космическое приборостроение
- ◄ космические услуги
- ◄ инновации космической отрасли

Статья должна быть подготовлена в формате «Документ Word 97-2003» и направлена на электронную почту редакции spacecrafts.technologies@yandex.ru

Вместе со статьей необходимо предоставить акт экспертного заключения с печатью и заключение комиссии экспортного контроля (КЭК) о возможности опубликования или, в случае отсутствия КЭК в организации, письмо за подписью руководителя организации с печатью, что данные сведения не подлежат экспортному контролю.

При подготовке статьи авторы должны следовать этическим принципам, принятым в научном сообществе и редакцией журнала.

Авторы должны руководствоваться приведенными ниже правилами. Статьи, оформленные без соблюдения этих правил, могут быть возвращены авторам на доработку.

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◄ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◄ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◄ Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◄ Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◄ Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–180 слов.
- ◄ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◄ Пристатейный список литературы, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. Рекомендуется использование не менее 15 (минимум 10) источников не старше 15 лет.
- ◄ Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и список литературы на английском языке.
- ◄ В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, идентификатор ORCID).

