

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И

ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES



КА «Ямал-300К»

Разработчик и производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№3 (41)
2022**



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

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 6

№ 3 (41)

2022

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
Хныкин Антон Владимирович
канд. техн. наук (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)

Шайдуров 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)

Фатеев Юрий Леонидович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

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

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

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 2021 г. – 0,283.

«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 17078
Дата выхода в свет 26.09.2022

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 (Russian Federation)

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Editorial Board

Alifanov Oleg M.

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

Annin Boris D.

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

Popov Garry A.

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

Shabanov Vasily Ph.

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

Vasiliev Valery V.

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

Makhutov Nikolay A.

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

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V.

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

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)

Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Cherniavsky Alexander G.

(Russian Federation)

Editorial Council

Golovenkin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor, Professor (Russian Federation)

Dvirny Valery V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Lopatin Alexander V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Okhotkin Kirill G.

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

Ponomarev Sergey V.

Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)

Khartov Stanislav V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Matveev Stanislav A.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Nepomnyashy Oleg V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Simunin Mikhail M.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Sukhotin Vitaly V.

PhD in Engineering, Associate Professor (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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Г. С. Терлецкий, А. О. Зыков, В. Б. Тайгин
АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ МЕМБРАННЫХ
ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ АНТЕНН
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ
В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

В. Б. Синильщиков, С. А. Кунавич
АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АРОЧНОГО
ЭЛАСТОМЕРНОГО АМОРТИЗАТОРА
ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В ИМИТАЦИОННОМ
МОДЕЛИРОВАНИИ СИСТЕМ

С. А. Зоммер, А. П. Кравчуновский
АНАЛИЗ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СЕКЦИЙ
ПРОСТРАНСТВЕННЫХ СТЕРЖНЕВЫХ
ФЕРМЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В. В. Кашелкин, А. С. Демидов, Е. А. Капустин
ОЦЕНКА НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ БАЛОК
КРУГЛОГО И КОЛЬЦЕВОГО СЕЧЕНИЯ
ИЗ МАТЕРИАЛОВ С РАЗЛИЧНЫМИ
СВОЙСТВАМИ НА РАСТЯЖЕНИЕ И СЖАТИЕ

ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А. А. Кабанов
МОДЕЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ РАЗРАБОТКА
ПРОИЗВОДСТВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ
СИСТЕМ В КОНТЕКСТЕ ИЗДЕЛИЙ
В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ВУЗАХ

В. Б. Каткалов, М. Л. Морозова
ОБСЛУЖИВАЕМЫЙ КОСМОС. НОВЫЕ
ДОСТИЖЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ

М. А. Дремухин, В. Н. Наговитин
СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ПУТИ
РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ С ПОМОЩЬЮ
РАЗРАБОТКИ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ НАЗЕМНОГО
СЕКМЕНТА СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

149 **G. S. Terletsy, A. O. Zykov, V. B. Taygin**
ANALYSIS OF THE DESIGNS OF MEMBRANE
TRANSFORMABLE ANTENNAS FOR SPACECRAFT

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

163 **V. B. Sinilshchikov, S. A. Kunavich**
ANALYTICAL MODEL OF AN ARCHED
ELASTOMERIC SHOCK ABSORBER FOR USE
IN SIMULATION MODELING OF SYSTEMS

172 **S. A. Zommer, A. P. Kravchunovsky**
ANALYSIS OF MECHANICAL PROPERTIES
OF SPATIAL TRUSS STRUCTURES SECTIONS

186 **V. V. Kachelkin, A. S. Demidov, E. A. Kapustin**
ASSESSMENT OF THE STRESS STATE OF ROUND
AND ANNULAR CROSS-SECTION BEAMS MADE
WITH DIFFERENT TENSILE AND COMPRESSIVE
PROPERTIES MATERIALS

INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY

195 **A. A. Kabanov**
MODEL-BASED DEVELOPMENT PRODUCTION
OF ROCKET AND SPACE SYSTEMS IN THE
CONTEXT OF PRODUCTS IN AEROSPACE
UNIVERSITIES

206 **V. B. Katkalov, M. L. Morozova**
SERVED SPACE: NEW ACHIEVEMENTS AND
PERSPECTIVES

218 **M. A. Dremukhin, V. N. Nagovitsin**
STRATEGIC PLANNING OF THE COMPANY'S
DEVELOPMENT PATH THROUGH
THE DEVELOPMENT AND MANUFACTURE
OF A GROUND SEGMENT OF SATELLITE
COMMUNICATIONS

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ МЕМБРАННЫХ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Г. С. Терлецкий✉, А. О. Зыков, В. Б. Тайгин

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В работе представлен анализ различных конструкций трансформируемых антенн с мембранным отражателем для космических аппаратов, рассмотрены зависимость точности поверхности от рабочей частоты антенны и требования, накладываемые на отклонения поверхности антенны от параболоида. Представлена классификация мембранных трансформируемых антенн в зависимости от наличия или отсутствия поддерживающих элементов и ребер жесткости. Описаны конструктивные схемы раскрытия мембранных антенн, от классической схемы зонтичного раскрытия до оригинальных схем намотки ребер на центральную ступицу, натяжных поддерживающих элементов, намотки сегментов параболоида на центральную ступицу и складывания поверхности рефлектора методом оригами. Рассмотрена конструкция офсетной мембранной трансформируемой антенны. Рассмотрены современные материалы для изготовления рефлекторов мембранных антенн, такие как полимерные композиционные материалы с триаксиальным плетением угольной ткани с матрицей из силикона, полиамидные и полиимидные пленки с армированием и без армирования. Рассмотрены материалы с памятью формы для раскрытия мембранных антенн. Описаны расчеты конструкций на собственные частоты колебаний и расчеты на изгибы складок. Проведено описание наземной экспериментальной отработки, в частности, на раскрытие различных видов мембранных антенн.

Ключевые слова: космический аппарат, антенна, мембранная антенна, трансформируемая конструкция.

Введение

При проектировании космического аппарата, в том числе и информационного обеспечения, особо остро стоят вопросы оптимизации массы и компактного размещения аппарата под обтекателем ракеты-носителя. Для удовлетворения требований по массе и габаритам конструкции космического аппарата должны иметь возможность складываться в транспортное положение и после выведения на рабочую орбиту раскладываться в рабочее положение [1].

Наиболее распространенными трансформируемыми конструкциями космического аппарата являются панели солнечных батарей, штанги успокоителей, штанги солнечного паруса и различные антенны.

Рабочую поверхность трансформируемых рефлекторных антенн космического аппарата

чаще всего изготавливают из сетеполотна, закрепляемого к силовым и точностным спицам или к арамидным шнурам. При изготовлении рефлекторов из сетеполотна растянутыми арамидными шнурами каркасом для крепления шнуров служат как спицы, так и легкие трансформируемые рамы, ферменные конструкции и пневматически надуваемые конструкции в виде тора. Данный способ не может обеспечить приемлемое соответствие формы рабочей поверхности идеальному параболоиду за счет того, что между спицами или точками крепления рефлектора сетеполотно натягивается в плоскость и не имеет кривизну расчетного параболоида. В свою очередь, данный эффект ведет к снижению коэффициента усиления антенны (рис. 1) [2].

Для обеспечения расчетной формы параболоида материал рефлектора должен иметь определенную жесткость, а для возможности трансформирования – определенную податливость. Исходя из того, что это обратно пропорциональные величины, для соблюдения данных условий материал

✉ snt60@mail.ru

должен иметь или крайне малую толщину для приемлемых радиусовгиба, или обладать анизотропными свойствами изгиба растяжения и возможности драпировки между волокнами.

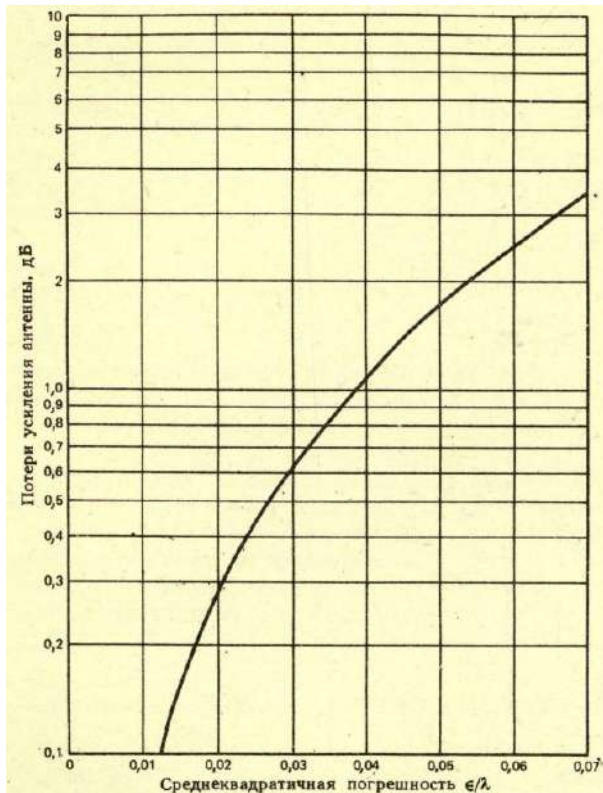


Рис. 1. Зависимость потери усиления в дБ (ось ординат) от среднеквадратичной погрешности поверхности зеркала; ϵ – среднеквадратичная ошибка поверхности, выраженная в тех же единицах, что и длина волны λ [2]

Обзор мембранных антенн с опорными элементами

Наиболее остро в проектировании мембранных антенн стоит проблема образования заломов при складывании конструкции. Этот эффект наблюдается при слишком небольшом радиусе изгиба и механических напряжениях, которые возникают в мембране и превышают предел упругости, а зачастую и предел текучести. В работе [3] был описан бионический подход к складыванию мембранной антенны и проведено математическое моделирование раскрытия [3]:

$$r_c(\theta) = A \cdot \cos\left(B \cdot \sin\left(\frac{n\theta}{2}\right)\right).$$

Данная формула выражает в полярных координатах положение краев рефлектора в сложенном виде, где r – радиус-вектор, θ – угол, A – максимальный радиус профиля поперечного сечения, B – коэффициент вогнутости кривой, а n обозначает количество лепестков бутона.

Проводя моделирование процесса и подбирая параметры, авторы статьи пришли к выводу, что по мере увеличения B закрытые области кривых профиля уменьшаются. Тем не менее, закрытая область в (с) намного меньше, чем в (b). Соответственно, для получения эффективного сгиба кривая профиля rc должна иметь более 10 лепестков. Следовательно, (a) и (b) являются неэффективными конструкциями. Конструкции (c)–(g) имеют разное количество лепестков и разные коэффициенты вогнутости. Эти пять конструкций эффективны для сокращения замкнутых областей кривых профиля примерно до 82–88 % развернутой площади. На рис. 2с и 2h кривые профиля имеют разное количество лепестков n , но одинаковый коэффициент вогнутости. При увеличении n замкнутые области кривых профиля уменьшаются. Хотя конструкция (h) уменьшает площадь сложенного отражателя более чем на 95 %, следует избегать его чрезмерного изгиба [3].

После математического анализа было произведено макетирование мембранного рефлектора ($d = 120$ см) из каптона (полиамидная пленка) с пятью лепестками. Макет представлен на рис. 3.

Также были проведены испытания на раскрытие мембранного рефлектора ($d = 120$ см) из каптона с пятью лепестками в состоянии сгиба ($B = 0,9$), испытания представлены на рис. 4.

В работе [3] авторы провели подробное математическое моделирование и расчет параметров складок в сложенном положении, а также успешное макетирование рефлектора апертурой 120 см. Само раскрытие рефлектора можно считать классическим зонтичным исполнением трансформируемых антенн, рефлектор с аналогичным способом раскрытия установлен на космическом аппарате Луч 5В [4].

Зонтичный способ раскрытия имеет ряд преимуществ, таких как возможность создания кинематической модели раскрытия и высокая надежность. При зонтичном типе раскрытия антенна, находясь в сложенном положении, имеет значительно меньшую апертуру, но в тоже время увеличенную высоту, спицы в сложенном положении зачастую могут выступать за габарит фокусного расстояния. Данный способ не подойдет для крупногабаритных антенн по причине того, что под обтекателем ракеты-носителя предельная высота, как и диаметр, ограничены.

Более компактный способ складывания описан в работе [5]. В данной статье описана разработка трансформируемого мембранного рефлектора. Рассматриваемый в данной статье разворачиваемый отражатель состоит из трех основных частей: центральная расширяемая втулка, несколько тонкостенных складных спиц, радиально соединенных со ступицей, и мембрана точной формы, которая поддерживается и натягивается спицами (рис. 5).

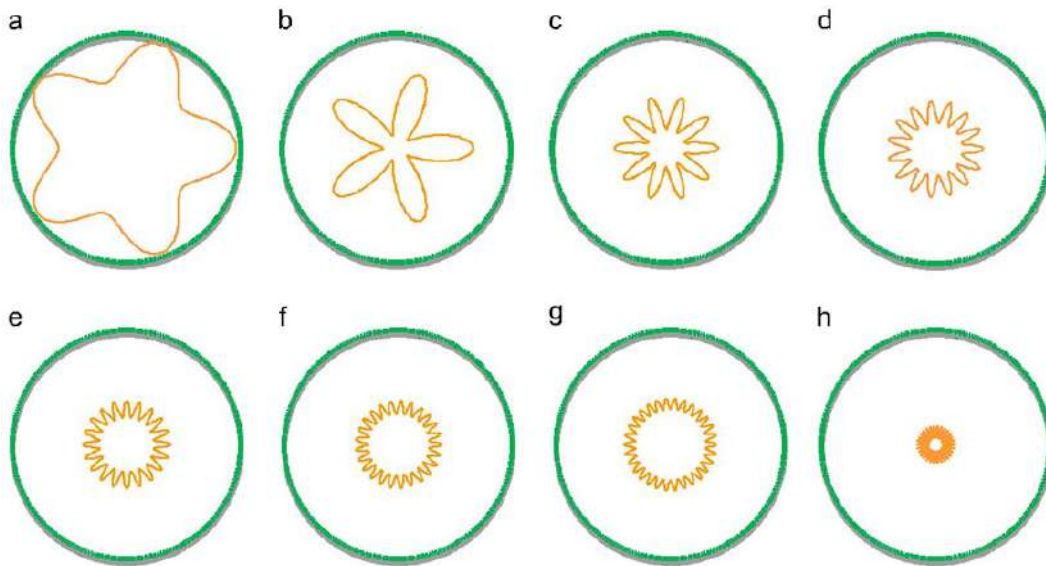


Рис. 2. Сравнение профилей поперечного сечения [3]: $a - B = 0,9$ и $n = 5$; $b - B = 1,4$ и $n = 5$; $c - B = 1,2$ и $n = 10$, $d - B = 1$ и $n = 15$; $e - B = 0,9$ и $n = 20$; $f - B = 0,8$ и $n = 25$; $g - B = 0,7$ и $n = 30$; $h - B = 1,2$ и $n = 30$

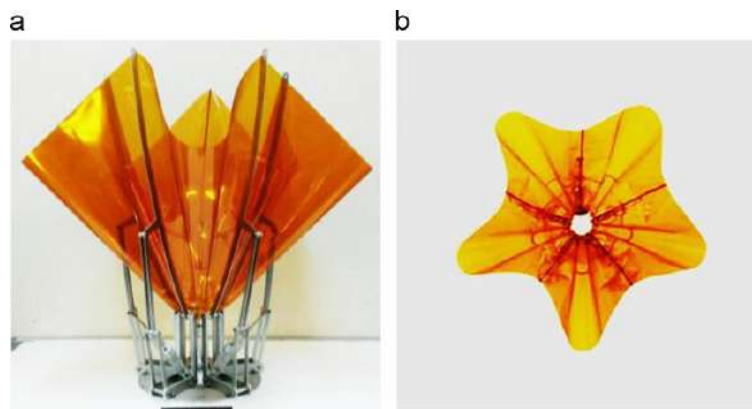


Рис. 3. Фотографии геометрии сгиба с использованием предлагаемого способа [3]: a – вид спереди; b – вид сверху отражателя

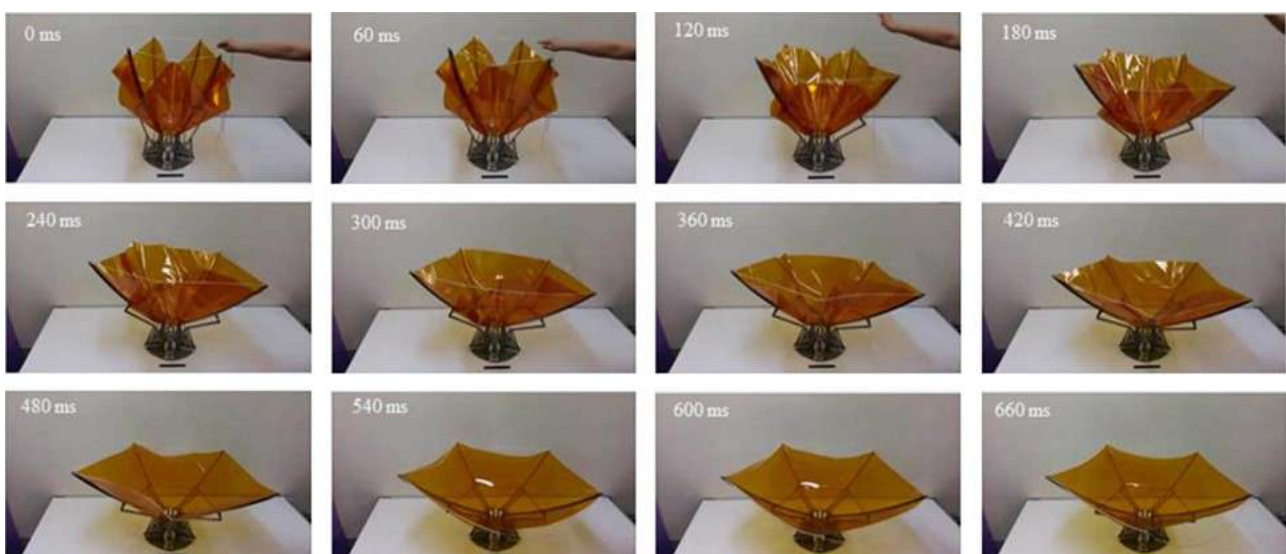


Рис. 4. Испытания макета на раскрытие [3]



Рис. 5. Модель раскрываемого рефлектора диаметром 1,5 м [5]

Во время разворачивания втулка втягивается до конфигурации с наибольшим радиусом так, чтобы спицы могли развернуть мембрану без возникновения механических напряжений в мембране. После того, как мембрана полностью раскрывается, ступица тем временем расширяется таким образом, чтобы вытолкнуть спицы радиально от центра. Схема представлена на рис. 6.

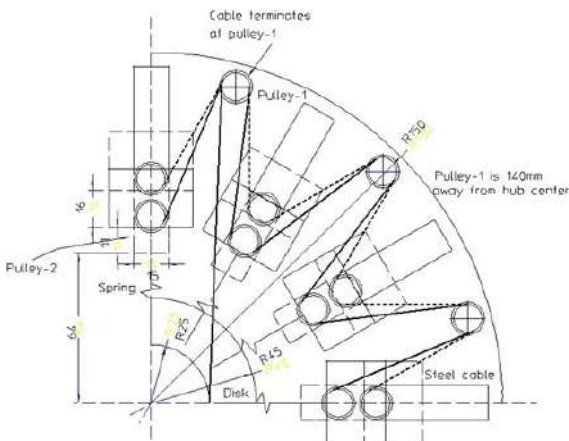


Рис. 6. Принципиальная схема и макет втулки с подвижным закреплением спиц [5]

Конструкция спиц похожа на стальную рулетку и имеет небольшую продольную кривизну (рис. 7). Толщина t и поперечный радиус кривизны R одинаковы по длине спицы. Спицы обычно изготавливаются из бериллиевой бронзы или пружинной стали; бериллиевая бронза была выбрана потому, что она может быть подвергнута термообработке при более низкой температуре.

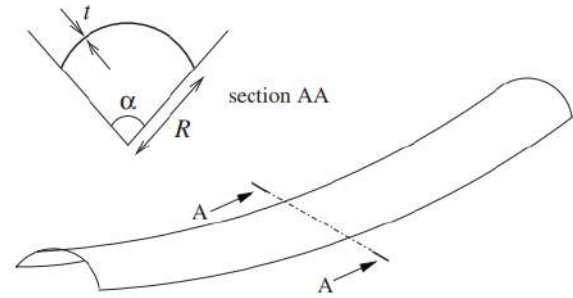


Рис. 7. Вид спицы двойной кривизны [5]

На рис. 8 показана упакованная конфигурация. Высота упаковки составляет около 300 мм, а ее диаметр в нижней части составляет около 450 мм, так как спицы выходят примерно на 75 мм с каждой стороны. Упаковка происходит путем наматки спиц на ступицу.



Рис. 8. Сложенный прототип рефлектора [5]

На рис. 9 показаны кадры раскрытия антенны из сложенного положения в рабочее. Этот тест подтвердил заключение, что преимущество этой схемы упаковки заключается в том, что мембрана обеспечивает связь между движением спиц. Правильная конфигурация раскрытия всегда достигается независимо от ориентации отражателя относительно силы тяжести [5].

Аналогичная схема упаковки была применена на мембранной антенне для микроспутников, где антенна выполнена по схеме Кассегрена и работает в X-диапазоне [6]. Апертура разрабатываемой антенны составляет 2,7 м (хотя авторы утверждают, что возможно изготовление рабочей антенны апертурой до 5 м), раскрытие всех узлов должно про-

исходить за счет накопленной энергии деформации и не предусматривает наличия моторов или иных вспомогательных элементов. Так как антенна работает в X-диапазоне, она должна иметь достаточную точность поверхности мембраны, среднеквадратическое отклонение (СКО) поверхности – не боль-

ше 0,6 мм. Поскольку на данную антенну предполагается воздействие экстремальных температур, материалы, примененные в ней, должны иметь невысокий коэффициент линейного теплового расширения, чтобы линейное расширение конструкции не выходило за рамки допуска для X-диапазона.

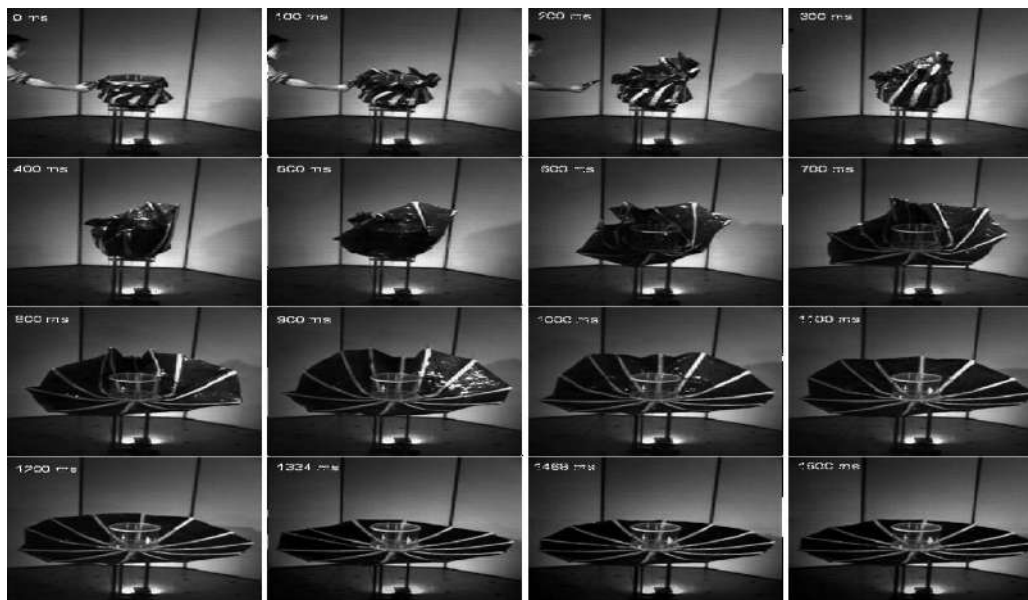


Рис. 9. Испытания на раскрытие [5]

Данная антенна хотя и имеет аналогичную схему раскрытия, все же имеет существенные отличия, например, в конструкции антенны присутствует гиперболический контррефлектор. Раскрытие из свернутого положения в рабочее происходит за счет энергии деформации трех спиц, аналогичных по форме профилю спицам, описанным в работе [5].

Мембрана рефлектора поддерживается спицами двояковыпуклого сечения, спица выполнена из легкого и жесткого углепластика. Данный профиль позволяет сложить спицу в плоский элемент и обернуть ее вокруг основания.

Радиочастотный анализ показал, что при апертуре в 2,7 м и расчетных отклонениях профиля на частоте 9,6 ГГц коэффициент усиления будет равен 47 дБи. Конструкция представлена на рис. 10.

Испытания данной антенны показали возможность многократного складывания и раскрытия конструкции, а изменения СКО от расчетного параболоида после испытаний не превышали 0,2 мм, включая гравитационные эффекты и эффекты от предварительного натяжения мембраны [6].

Хотя схема с радиальным расположением спиц является классической, в ней имеются определенные проблемы, например, при радиально расположенных спицах расстояние между ближайшими спицами увеличивается от центра к периферии рефлектора, что может приводить к провисанию

мембраны на периферии. Данная проблема была рассмотрена в работе [7]. Также в упомянутой работе была разработана антенна SMART (Shell Membrane Antenna Reflector Technology), состоящая из трансформируемой поддержки мембраны и непосредственно мембраны.

SMART использует концепцию натянутой мембраны, которая обеспечивает жесткость и точность положения. Для этого радиально расположенные пантографы разворачивают и натягивают всю мембрану.

Конструкция SMART состоит из шести основных радиальных ребер (рис. 11), прикрепленных к центральному блоку. Между радиальными ребрами система вспомогательных мембранных ребер поддерживает отражающую поверхность. Вспомогательные ребра соединяются с пантографами с помощью пружинных переходников.

Основное радиальное ребро состоит из двух компонентов: разворачиваемый в радиальном направлении двойной или одиночный пантограф и профилированные мембраны, прикрепленные к центральному блоку и к концу пантографа.

Углерод-армированный силикон (CFRS) используется для изготовления гибкой оболочки мембраны. Прикрепленный к ребрам мембраны вдоль профилей, он служит отражающей поверхностью SMART. Он не преднатяжен в рабочем состоянии, поэтому эффект подушки может не появиться. Данная концепция SMART представлена для отражателей класса 4–8 м.

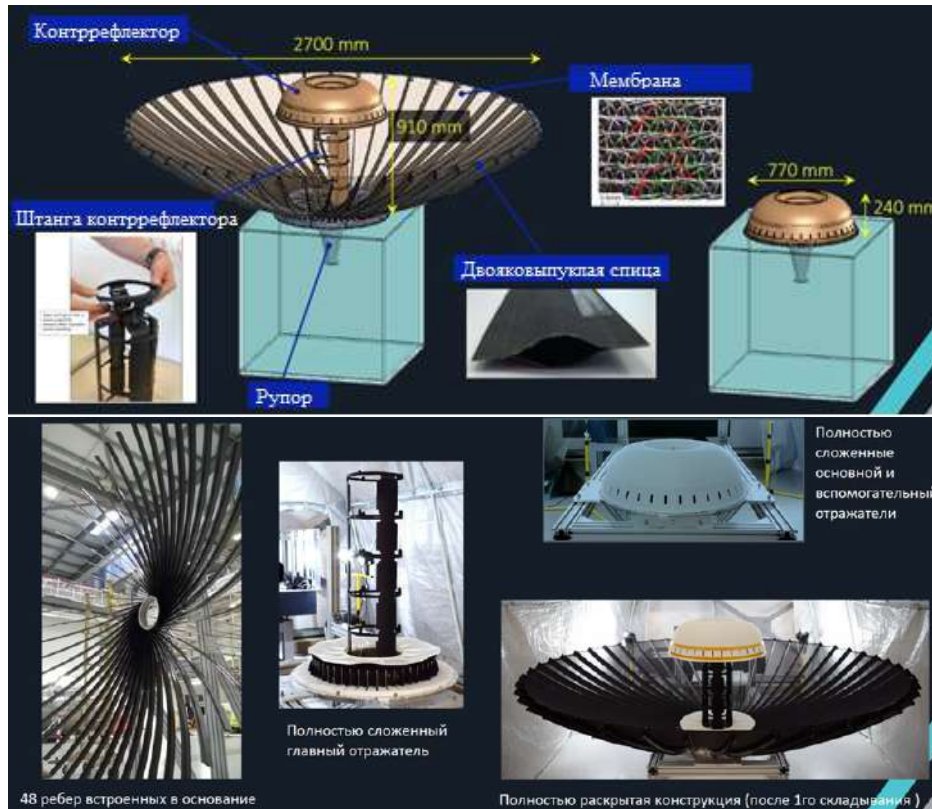


Рис. 10. Конструкция антенны [6]

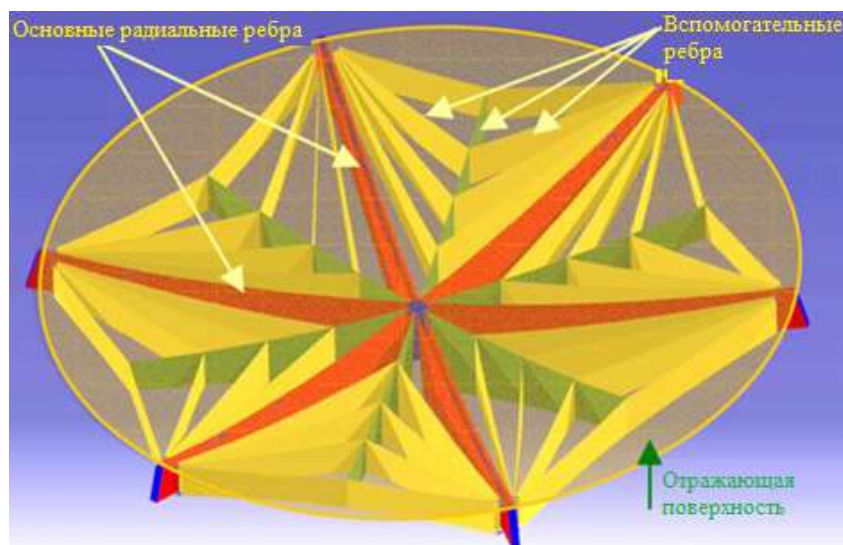


Рис. 11. CAD модель концепта SMART [7]

Плетение и геометрия углеродного волокна, используемого в качестве отражающего материала, определяет радиочастотные свойства отражателя. Поэтому важно выбрать ткань с подходящим размером ячейки и шириной жгута, соответствующей частоте ВЧ. Масса на единицу площади также является важным параметром. Поверхностная плотность ткани составляет 74 г/м^2 . Толщина (сухая) составляет $0,13 \text{ мм}$. Размер ячейки – чуть больше 2 мм , а ширина жгута – $0,9 \text{ мм}$ (рис. 12). Данная структура с упомянутой геометрией может успешно использоваться для радиочастот до 10 ГГц .

В процессе оптимизации было достигнуто снижение СКО с $0,74$ до $0,21 \text{ мм}$, но масса отражателя увеличилась на 500 г . Все последующие расчеты были выполнены с использованием оптимизированной модели конечных элементов [7].

Было проведено макетирование рефлектора SMART (рис. 13), в процессе которого было доказано отсутствие провисания мембраны между ребрами и отсутствие эффекта подушки (Pillow Effect). Диапазон рабочих температур: от -165 °C до $+165 \text{ °C}$ и СКО поверхности – $0,5 \text{ мм}$, что позволяет рефлектору корректно работать на частотах до 15 ГГц [8].

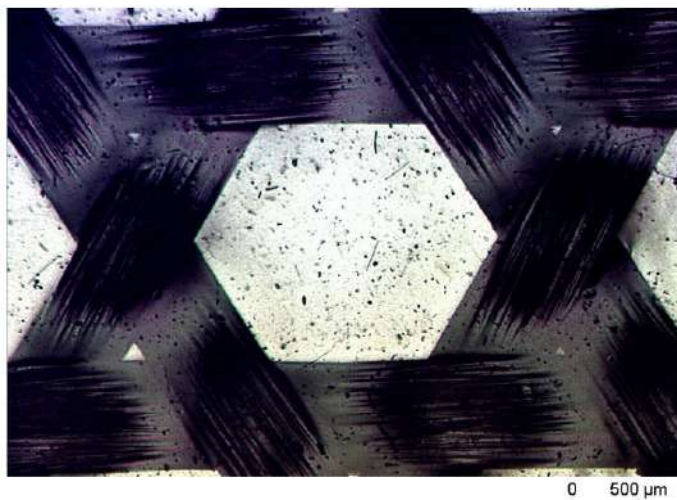


Рис. 12. Триаксиальное плетение углеткани [7]

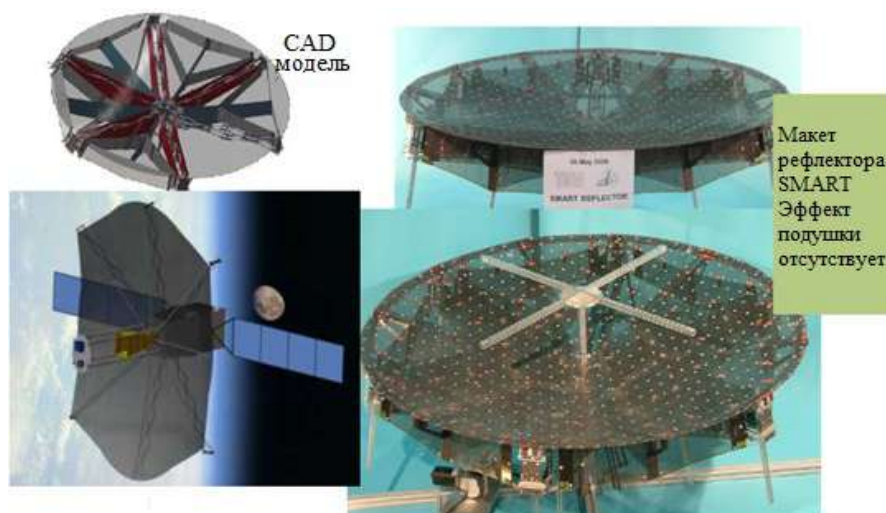


Рис. 13. Макет рефлектора SMART [7]

Мембранные антенны используют для значительного диапазона радиочастот. Как описывалось выше, допустимое СКО поверхности рефлектора зависит от рабочей частоты антенны. Разработка антенны в УВЧ диапазоне частот представлена в работе [9]. УВЧ-антенна (рис. 14) Сомм-Х представляет собой параболический отражатель с f/D , равным 0,425 (отношение фокусного расстояния f и апертуры D), и работает в диапазоне частот от 240 МГц до 420 МГц. Точность отражающей поверхности антенны была задана таким образом, чтобы СКО поверхности находилось в пределах 6,35 мм (0,25 дюйма) от идеальной параболы. Такое требование СКО, очень низкое по сравнению со многими современными отражателями, является достаточным из-за частоты, на которой работает полезная нагрузка. Полная масса антенны – 27 кг, для свернутого положения антенны первый тон собственных колебаний составляет > 60 Гц, для рабочего положения антенны первый тон собственных колебаний составляет > 5 Гц. Диапазон

рабочих температур конструкции составляет от -150 °С до $+150$ °С.

По заявлениям авторов статьи [9] наиболее критичной частью конструирования антенны была разработка материала отражателя. Требования к пассивной интермодуляции PIM (passive intermodulation), требуемая точность поверхности, диапазон рабочих температур, радиационные условия и возможность трансформации – все это учитывалось при выборе материала.

При изготовлении рефлектора использовался материал Kapton-Copper. Каждая секция рефлектора сделана из трехслойного композита с каптоном снаружи и мягкой медной решеткой посередине. Материал каптон был использован на уменьшенной модели антенны для оценки поведения процесса складывания и раскрытия. В результате этого испытания в конструкцию были добавлены небольшие сквозные отверстия с целью лучшего допуска изгиба вне плоскости и снижения концентрации напряжений при укладке отражателя. Выбор сетки и размер отверстия были

ограничены радиочастотными требованиями к отражателю.

После испытаний рефлектора на раскрытие на мембране были обнаружены трещины. Трещины, возникшие на краю сквозных отверстий, прошли от одного отверстия к другому. Трещины были одинаковыми по местоположению и типу на всех секциях отражателя, еще хуже – в областях, которые изгибались более плотно при укладке. Это растрескивание было воспроизведено на образцах материала мембраны, и исследование по-

казало, что трещины разрастаются после термоциклирования.

Испытания образцов без отверстий в значительной степени решили проблему растрескивания. Кроме того, не было весомого требования, чтобы оставить отверстия. По этим причинам отверстия были удалены. Ширина полоска из меди, образующего решетку, также была уменьшена в целях улучшения податливости материала и снижения массы. На рис. 15 приведена схема секции рефлектора из трехслойного композиционного материала.

156



Рис. 14. Сложенный и раскрытый УВЧ-рефлектор [9]

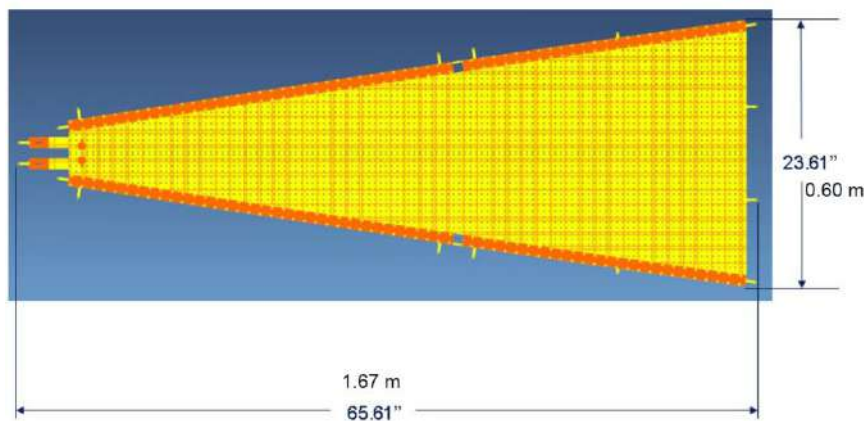


Рис. 15. Схема секции рефлектора [9]

В антенне имеется более 2000 крепежных элементов, используемых для удержания частей рефлектора вместе. Стандартный металлический крепеж не подходил из-за требований к массе и радиочастотным помехам. После испытаний в качестве материала для крепежа был выбран Ultem 2300. Данный материал является композитом на основе полиэфиримидной смолы, армированной на 30 % стекловолокном, материал обладает превосходной размеростабильностью, прочностью, жесткостью и устойчивостью к ползучести при высоких температурах благодаря температуре стеклования 217 °С. Выбранный крепеж не такой прочный, как металлический, поэтому использовалась специально разработанная схема затяжки винтов, чтобы предотвратить

разрушение крепежного элемента. После затяжки весь крепеж был застопорен во избежание самопроизвольного откручивания. Конструкция антенны подробно описана на рис. 16 [9; 10].

Помимо конструкций антенн с радиально расположенными спицами и зонтичным типом складывания существуют концепты, в которых конструкция складывается вдоль одной из осей. В качестве примера можно рассмотреть работу [11]. В данном рефлекторе применены гибкие спицы (ребра жесткости) TEMBO Elastic Memory Composites, по форме напоминающие профиль рулетки. Изготовлены данные элементы из композиционного материала с памятью формы, который для трансформации необходимо нагревать и остужать в определенной последовательности. Данная антенна состоит из

мембранного отражателя и системы поддержки данного отражателя. Поддержка включает в себя основной киль с расположенными на нем балками зачековки, к которым крепится в зачекованном положении два аутригера. В свою очередь, аутригеры соединяются с килем ребрами жесткости TEMBO,

которые и обеспечивают раскрытие конструкции и жесткость в раскрытом положении. Также, по утверждению автора, повторяемость раскрытия данного ребра жесткости находится на уровне нескольких микрометров. Конструкция антенны подробно представлена на рис. 17 [11].

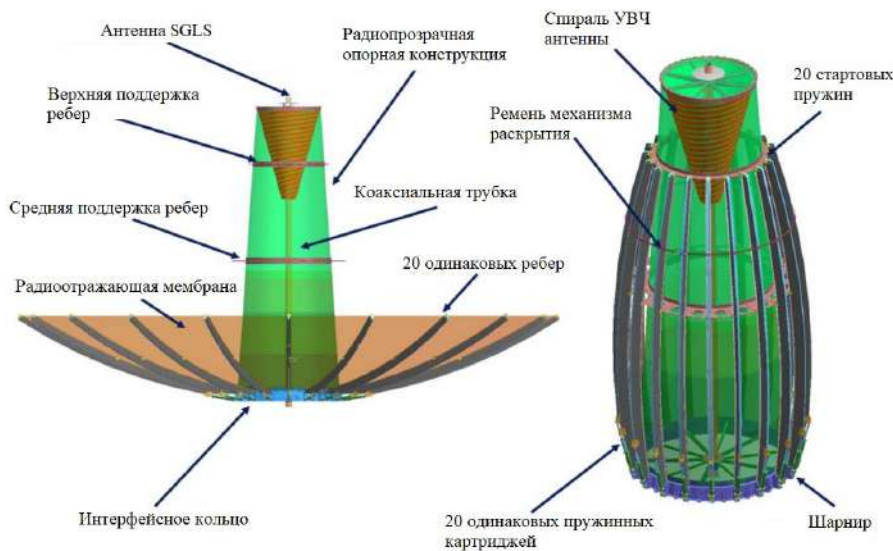


Рис. 16. Конструкция антенны [9]

Также стоит отметить мембранные конструкции, не требующие поддержки ребрами жесткости. В частности стоит подробно рассмотреть работу [12]. В данной работе был рассмотрен космический телескоп формата CubeSat с мембранной первичной линзой. Конструкция данного телескопа уникальна применением устройства раскрытия, выполненного из пружинных лент, профиль которых напоминает рулетку.

Изготовлены данные ленточные пружины из композиционного материала.

Данный телескоп состоит из мембранной линзы диаметром 20 см, закрепленной через систему жгутов на трех ступицах с намотанными на них пружинными лентами. Конструкция ступицы и ленты выполнены таким образом, что при размотке ленты ей не требуются прижимные устройства для избегания заломов и радиального взду-

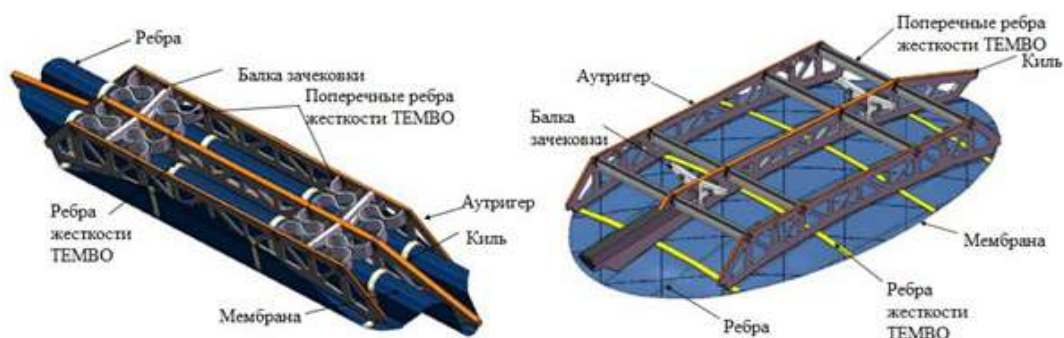


Рис. 17. Конструкция мембранного рефлектора с ребрами жесткости TEMBO [11]

тия. Длина ленты, разматываемой со ступицы, составляет 55,5 см. Данные ступицы отвечают за раскрытие и натяжение мембраны. В основании телескопа находятся три аналогичные ступицы, разматывающие ленточную пружину для отведения мембраны на расчетное расстояние от оптики. Длина данных лент составляет 41,3 см. Сами ленты выполнены из трехслойного композиционного материала, где однонаправленный материал расположен в середине, а с внешних сторон расположен материал с простым полотняным плетением. Такая комбинация слоев создает осевую жесткость за счет среднего слоя и поперечную жесткость профиля за счет наружных слоев. Пружинная лента имеет в сечении форму полукруга с радиусом кривизны 5,56 мм. При намотке ленты на ступицу лента может потерять кривизну вдоль оси, поэтому радиус ступицы для намотки спицы должен быть больше или равен свободному радиусу изгиба профиля. На рис. 18 представлена конструкция телескопа в развернутом (а) и сложенном (b) виде [12].

Также из конструкций, не имеющих опорные элементы в виде спиц и ребер жесткости, стоит

отметить оригинальную конструкцию рефлектора с высоким коэффициентом трансформации [13]. Данный рефлектор создавался для последующего размещения на спутниках формата CubeSat, так как используемые на данных спутниках дипольные антенны имеют крайне малый коэффициент усиления и, следовательно, малую скорость передачи данных. Были испытаны два рефлектора с апертурой 0,8 и 0,5 метра в рабочем положении.

Конструкция данного рефлектора представляет собой сегментированный параболюид, состоящий из концентратора и расходящихся по спирали лепестков двух видов: коротких и длинных. Длинные лепестки соединены по периметру полосой материала, который проходит над короткими лепестками. Короткие лепестки соединены полосой материала, которая также проходит по периметру и пропускается в специальные отверстия в длинных лепестках. В основании все лепестки соединяются с концентратором. Для складывания рефлектора необходимо завернуть лепестки у основания и намотать их на ступицу. На рис. 19 представлена рабочая конфигурация и процесс намотки одного лепестка.

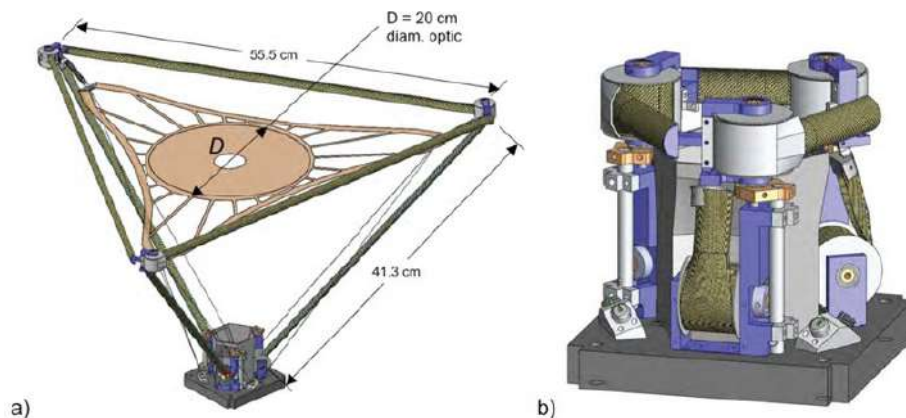


Рис. 18. Конструкция мембранного телескопа [12]:
a – развернутое состояние; b – сложенное состояние

При намотке на ступицу каждый лепесток, имеющий двойную кривизну, расплющивается, что неизбежно приводит к растяжению-сжатию волокон и накоплению энергии деформации.

При испытании рефлектора на раскрытие было выявлено, что полоса материала, соединяющая длинные лепестки, приобретала экстремально малые радиусы изгиба и разрушалась. Для предотвращения разрушения к полосам материала в местах наибольшего изгиба были прикреплены алюминиевые ограничители радиуса изгиба (рис. 20).

Рефлектор апертурой 0,5 метра удалось сложить до 14 см, а рефлектор апертурой 0,8 метра удалось сложить в 16 см. При попытке уменьшить диаметр рефлектора в сложенном положении в месте крепления лепестка к концентратору происходило растрескивание лепестков вследствие

чрезмерно малого радиуса изгиба. В рабочем положении рефлектор имеет первый тон колебаний, равный 9,37 Гц [13].

Наиболее компактный метод складывания был описан в работе [14]. В данной работе рассматривается принцип складывания параболического рефлектора по методу оригами. Данный метод был выбран как замена метода разделения рефлектора на лепестки, поскольку разделенный на ленты или лепестки параболюид теряет жесткость, присущую телам двойной кривизны. Изначально в работе рассмотрели возможность складывания плоской мембраны по заранее отработанной технологии. Данная технология складывания описывает складки в зависимости от угла складывания и направления изгиба складки. Так, в работе ввели такую классификацию складок: горы (складки направленные вверх), доли-

ны (складки направленные вниз), жесткие (складки под углами, близкими к 180°), мягкие (складки под углом $\leq 70^\circ$). Концепция складывания плоской мембраны представляет собой формирование радиальной жесткой складки, горной или долинной, и последующую намотку данных складок на ступицу с образованием мягких складок.

При упаковке рефлектора антенны проблема заключается в двояко изогнутой поверхности, которую необходимо сложить, и решения, выработанные для плоской мембраны, здесь не выполняются. Кроме того, необходимо учитывать толщину материала. Схема на рис. 21 должна быть измене-

на соответствующим образом. Складчатая поверхность может быть фацетной, то есть из плоских панелей, или двойной кривизны. Оба варианта вводят явление нелинейного коробления. Для приближения формы рефлектора к параболоиду было принято решение о разбивке его на сектора по методу, описанному в упаковке плоской мембраны. Грани четырехугольников не лежали в одной плоскости, и было принято решение добавить изгиб по кратчайшей диагонали, разбив их на 2 треугольника, которые и образуют грани рефлектора. Данные диагонали не отображены на рис. 22, но были учтены в расчетах. Расчет рефлектора на соб-

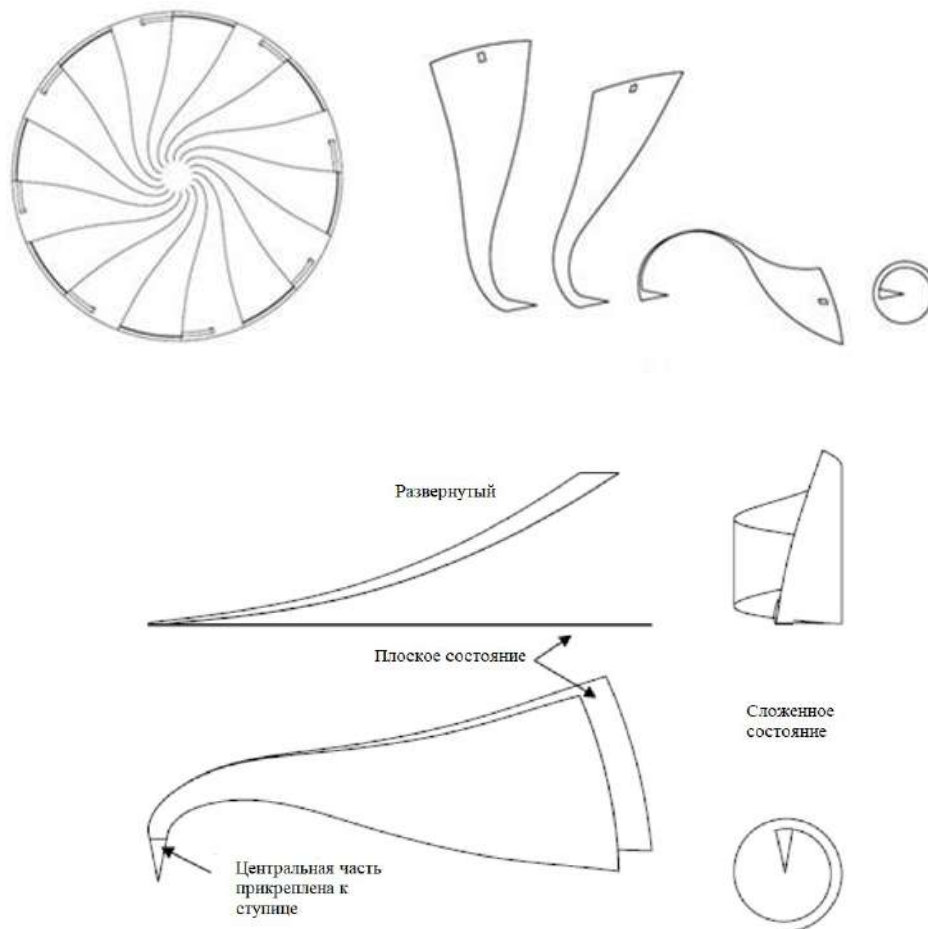


Рис. 19. Рабочая конфигурация и намотка одного лепестка [13]

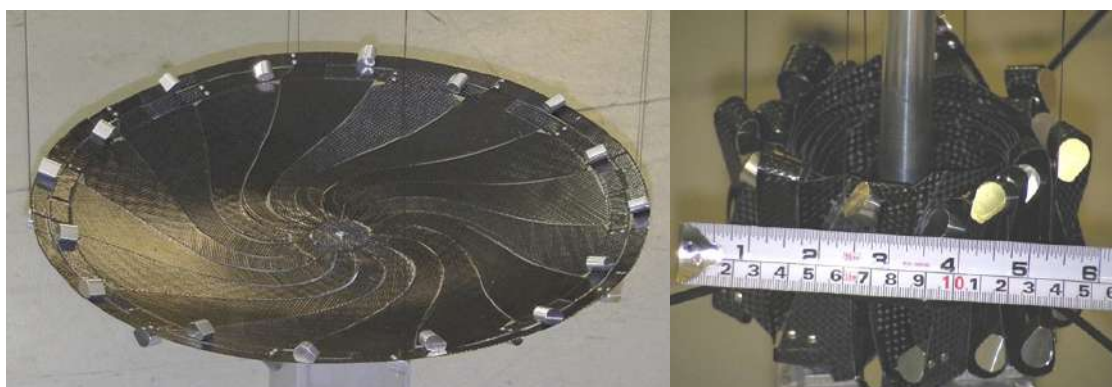


Рис. 20. Рабочее и свернутое положение рефлектора [13]

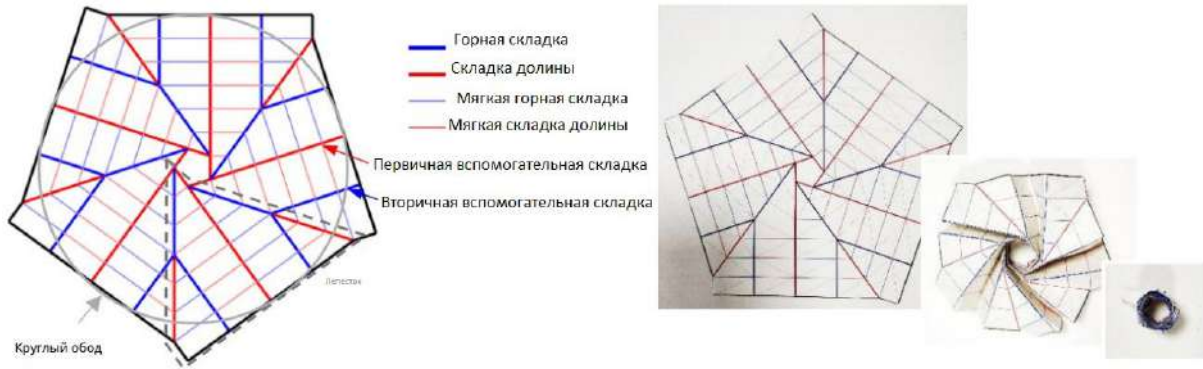


Рис. 21. Схема упаковки плоской мембраны методом оригами [14]

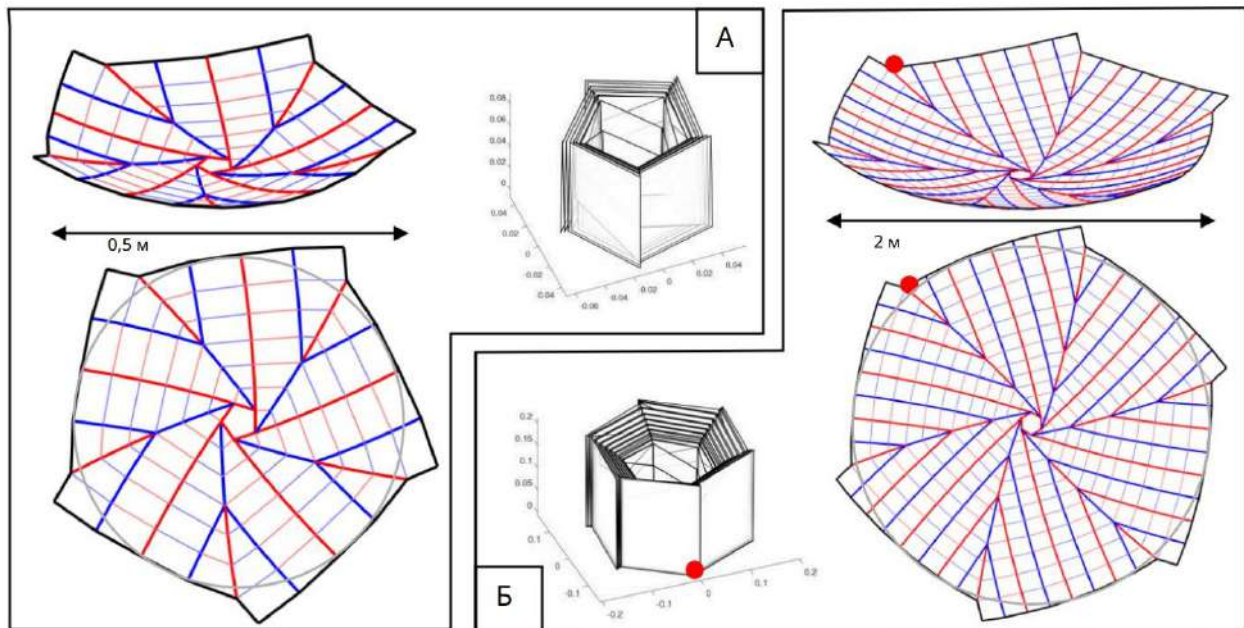


Рис. 22. Схема упаковки параболических мембранных антенн [14]: А – 0,5 м; Б – 2 м

ственные частоты колебаний в рабочем положении показал, что складки уменьшают первый тон колебаний примерно на 20 %: у рефлектора апертурой 0,5 м – с 1,360 Гц до 1,137 Гц, а у рефлектора апертурой 2 м – с 0,080 Гц до 0,064 Гц [14; 15].

Заключение

В статье выполнен анализ конструкторских решений мембранных трансформируемых антенн

космического аппарата. Рассмотрены требования, накладываемые на отклонения поверхности антенны от параболоида. Рассмотрены современные материалы для изготовления рефлекторов мембранных антенн. Представленный обзор позволяет отследить тенденции инженерных решений, с помощью которых в настоящее время осуществляется проектирование и изготовление мембранных трансформируемых антенн космических аппаратов.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [2] Archer J. S. High-Performance Parabolic Antenna Reflectors // Journal of Spacecraft and Rockets. 1980. vol. 17. issue 1. pp. 22–26.
- [3] Feng C. M., Liu T. S. A bionic approach to mathematical modeling the fold geometry of deployable reflector antennas on satellites // Acta Astronautica. 2014. vol. 103. pp. 36–44. doi: 10.1016/j.actaastro.2014.06.029.
- [4] Космический аппарат «Луч-5В» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.iss-reshetnev.ru/spacecraft/spacecraft-relay/luch-5v> (дата обращения: 04.06.2022).

- [5] Pellegrino S. Deployable Membrane Reflectors // Proc. of the 2nd World Engineering Congress. 2002. vol. 22. 9 p.
- [6] Development of a novel X-band Cassegrain deployable antenna for microsatellite platforms [Электронный ресурс]. URL: <https://icubesat.files.wordpress.com/2018/05/b-4-2-201805291233-lawton.pdf> (дата обращения: 04.06.2022).
- [7] Datashvili L., Lang M., Baier H., Sixt T. Membranes for large and precision deployable reflectors. Germany : Technical University of Munich, 2005.
- [8] Datashvili L., Baier H. SMART reflectors / Large Space Apertures. USA : Workshop Keck Institute for Space Studies, 2008.
- [9] Amend Ch., Nurnberger M., Oppenheimer P., Koss S., Purdy B. A Novel Approach for a Low-Cost Deployable Antenna // Proc. of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium. NASA Kennedy Space Center. 2010.
- [10] ULTEM resin [Электронный ресурс]. URL: <https://www.sabic.com/en/products/specialties/ultem-resins/ultem-resin> (дата обращения: 04.06.2022).
- [11] Taylor R. M. Large Aperture, Solid Surface Deployable Reflector. USA, 2011.
- [12] Footdale J. N., Murphey Th. W. Mechanism Design and Testing of a Self-Deploying Structure Using Flexible Composite Tape Springs // Proc. of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium. NASA Goddard space flight center. 2014.
- [13] Reynolds Wh. D., Murphey Th. W., Banik J. A. Highly Compact Wrapped-Gore Deployable Reflector // Proc. of the 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. 2011.
- [14] Dufour L., Datashvili L., Goussetis G., Guinot F. Origami foldable reflector for small satellites // Proc. of the 3rd International Conference «Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas». Georgia, Tbilisi. 2018.
- [15] Furuya H., Inoue Yo., Masuoka T. Deployment Characteristics of Rotationally Skew Fold Membrane for Spinning Solar Sail // Proc. of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. USA, Austin. 2005.

ANALYSIS OF THE DESIGNS OF MEMBRANE TRANSFORMABLE ANTENNAS FOR SPACECRAFT

G. S. Terletsky, A. O. Zykov, V. B. Taygin

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

This paper presents an analysis of various designs of transformable membrane reflector antennas for spacecrafts, considers the dependence of the surface accuracy on the operating frequency of the antenna and the requirements imposed on deviations of the antenna surface from the paraboloid. A classification of membrane transformable antennas is presented depending on the presence or absence of supporting elements and stiffeners. Structural schemes for opening membrane antennas are described, from the classical umbrella opening scheme to original schemes for winding ribs on a central hub, tension supporting elements, winding paraboloid segments on a central hub, and folding the reflector surface using origami methods. The design of an offset membrane transformable antenna is considered. Modern materials for the manufacture of reflectors of membrane antennas, such as polymer composite materials with triaxial weaving of carbon fabric with a silicone matrix, polyamide and polyimide films with and without reinforcement, are considered. Materials with shape memory for opening membrane antennas are considered. Calculations of structures for natural vibration frequencies, calculations for bending of folds are described. A description of ground-based experimental testing, in particular, for the disclosure of various types of membrane antennas, was carried out.

Keywords: spacecraft, antenna, membrane antenna, transformable structure.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)

- [2] Archer J. S. High-Performance Parabolic Antenna Reflectors // Journal of Spacecraft and Rockets, 1980, vol. 17, issue 1, pp. 22–26.
- [3] Feng C. M., Liu T. S. A bionic approach to mathematical modeling the fold geometry of deployable reflector antennas on satellites // Acta Astronautica, 2014, vol. 103, pp. 36–44. doi: 10.1016/j.actaastro.2014.06.029.
- [4] *Kosmicheskij apparat «Luch-5V»* [Space apparatus «Luch-5V»]. Available at: <https://www.iss-reshetnev.ru/spacecraft/spacecraft-relay/luch-5v> (accessed 04.06.2022). (In Russian)
- [5] Pellegrino S. Deployable Membrane Reflectors // Proc. of the 2nd World Engineering Congress, 2002, vol. 22, 9 p.
- [6] Development of a novel X-band Cassegrain deployable antenna for microsatellite platforms. Available at: <https://icubesat.files.wordpress.com/2018/05/b-4-2-201805291233-lawton.pdf> (accessed 04.06.2022).
- [7] Datashvili L., Lang M., Baier H., Sixt T. Membranes for large and precision deployable reflectors. Germany : Technical University of Munich, 2005.
- [8] Datashvili L., Baier H. SMART reflectors / Large Space Apertures. USA : Workshop Keck Institute for Space Studies, 2008.
- [9] Amend Ch., Nurnberger M., Oppenheimer P., Koss S., Purdy B. A Novel Approach for a Low-Cost Deployable Antenna // Proc. of the 40th Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Kennedy Space Center, 2010.
- [10] ULTEM resin. Available at: <https://www.sabic.com/en/products/specialties/ultem-resins/ultem-resin> (accessed 04.06.2022).
- [11] Taylor R. M. Large Aperture, Solid Surface Deployable Reflector. USA, 2011.
- [12] Footdale J. N., Murphey Th. W. Mechanism Design and Testing of a Self-Deploying Structure Using Flexible Composite Tape Springs // Proc. of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Goddard space flight center, 2014.
- [13] Reynolds Wh. D., Murphey Th. W., Banik J. A. Highly Compact Wrapped-Gore Deployable Reflector // Proc. of the 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, 2011.
- [14] Dufour L., Datashvili L., Goussetis G., Guinot F. Origami foldable reflector for small satellites // Proc. of the 3rd International Conference «Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas», Georgia, Tbilisi, 2018.
- [15] Furuya H., Inoue Yo., Masuoka T. Deployment Characteristics of Rotationally Skew Fold Membrane for Spinning Solar Sail // Proc. of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, USA, Austin, 2005.

Сведения об авторах

Зыков Артем Олегович – инженер-конструктор 2 категории отдела разработки антенных систем и сборки полезных нагрузок космических аппаратов АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: космическая техника, трансформируемые космические конструкции.

Тайгин Виталий Борисович – начальник сектора отдела разработки антенных систем и сборки полезных нагрузок космических аппаратов АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: космическая техника, трансформируемые космические конструкции.

Терлецкий Георгий Сергеевич – инженер-конструктор отдела разработки антенных систем и сборки полезных нагрузок космических аппаратов АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: космическая техника, трансформируемые космические конструкции.

АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АРОЧНОГО ЭЛАСТОМЕРНОГО АМОРТИЗАТОРА ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В ИМИТАЦИОННОМ МОДЕЛИРОВАНИИ СИСТЕМ

В. Б. Синильщиков, С. А. Кунавич✉

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация*

В настоящей работе предлагается математическая модель определения продольного и поперечного усилий (реакций) арочного эластомерного амортизатора при его нагружении по двум осям (сжатию и поперечном смещении опорных поверхностей). Реакции представляются как суммы независимых усилий, создаваемых двумя его эластомерными стенками. Стенки рассматриваются как балки, которые работают на сжатие, изгиб и поперечный сдвиг, а также могут терять устойчивость. Модель носит феноменологический характер. Структура модели такова, что в случае чистого сжатия амортизатора выражение для статической осевой реакции автоматически удовлетворяет экспериментальным статическим силовым характеристикам сжатия, которые приводятся в технической литературе. Приводятся результаты сравнения расчетных данных, полученных по разработанной модели, с результатами расчетов в пакете конечно-элементного анализа Ansys Workbench 18.1. В области деформаций до момента появления дополнительных поверхностей контакта при потере устойчивости наблюдается хорошее совпадение. Разработанная аналитическая модель арочного эластомерного амортизатора может использоваться при проведении расчетов, к которым предъявляются требования высокого быстродействия (малой вычислительной трудоемкости), в частности – для имитационного моделирования систем в различных программных комплексах, например Simulink.

Ключевые слова: арочный эластомерный амортизатор, имитационное моделирование, аналитическая модель.

Введение

Арочные эластомерные амортизаторы применяются для защиты различной аппаратуры и оборудования от ударов и обладают сложными нелинейными силовыми характеристиками. Для имитационного моделирования систем на базе арочных эластомерных амортизаторов для последних важно разработать аналитическую математическую модель, по возможности зависящую от минимального числа параметров. Одна из таких аналитических моделей рассмотрена в [1].

Целью работы является разработка аналитической математической модели определения зависимости реакций арочного эластомерного амортизатора от деформаций, предназначенной для использования в имитационном моделировании систем амортизации. Здесь и ниже реакциями амортизатора будем называть усилия, действующие со стороны амортизатора на установленный на нем

объект и вызванные взаимным смещением объекта и основания (по оси амортизатора и в поперечном направлении). Аналогично ниже будем говорить о реакции каждой из двух эластомерных стенок, из которых складывается реакция амортизатора.

Для составления математической модели достаточно знать силовую статическую характеристику при работе амортизатора на сжатие, геометрические размеры и свойства материала. Такой подход оправдан в виду того, что в литературе, как правило, приводятся характеристики арочных амортизаторов только на сжатие [2; 3]. Подобная модель позволит оценить работу амортизатора и в поперечном направлении. Поперечную силовую характеристику необходимо учитывать при сложном нагружении, в т. ч. когда амортизаторы установлены под углом.

1. Общие положения

Общий вид амортизатора, для которого строится математическая модель, с его упругой силовой характеристикой на сжатие представлен

✉ kunavich.stanislav@yandex.ru

на рис. 1. Под упругой силовой характеристикой понимается зависимость усилия амортизатора от абсолютной деформации в определенном направлении при медленном изменении нагрузки (без

учета демпфирования). Деформация задается перемещением верхней пластины (поз. 1 на рис. 1). Нижняя пластина (поз. 3 на рис. 1) считается жестко закрепленной.

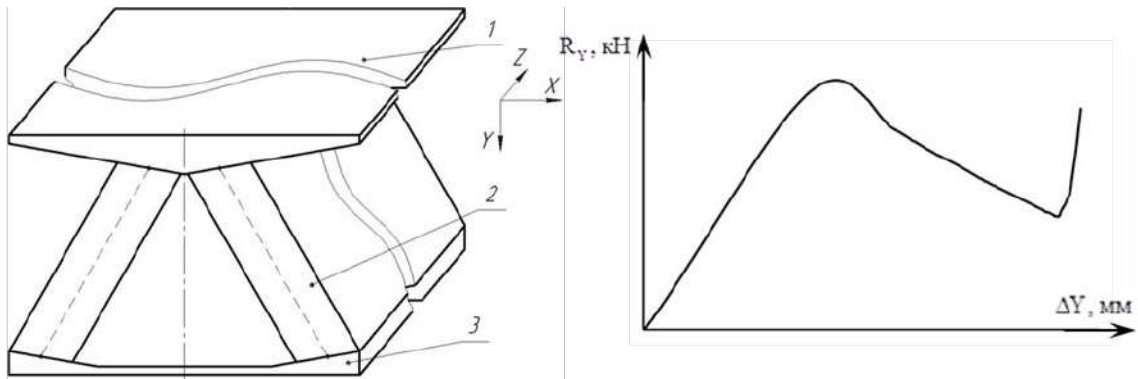


Рис. 1. Общий вид арочного эластомерного амортизатора и его силовой характеристики на сжатие: 1 – верхняя металлическая пластина; 2 – эластомерная стенка; 3 – нижняя металлическая пластина

Предлагается математическая модель, в которой усилие арочного эластомерного амортизатора представляется как совокупность усилий двух его независимых эластомерных стенок 2. Математическая модель строится в предположении, что реакция амортизатора в основном создается проекциями усилия сжатия (растяжения) каждой стенки на вертикальное и боковое направление. Дополнительно учитывается жесткость эластомерных стенок на сдвиг и изгиб. В данной математической модели для описания работы амортизатора достаточно знать только одну его упругую (статическую) силовую характеристику на сжатие и геометрические размеры. По известной упругой силовой характеристике сжатия амортизатора определяется упругая силовая характеристика одной стенки. Упругую силовую характеристику амортизатора на сжатие можно получить моделированием методом конечных элементов, как, например, в работе [1], либо по результатам испытаний (такие данные приводятся в литературе, например [2]). В настоящей статье за основу берется силовая характеристика, полученная в пакете конечно-элементного анализа Ansys Workbench 18.1.

2. Математическая модель

При разработке математической модели принимается, что вертикальная реакция R_y вдоль оси Y считается положительной, если амортизатор сжат. Ось Y направлена вниз. Продольная реакция R_{ct}^n одной стенки также положительна при ее сжатии. Расчетная схема представлена на рис. 2.

Считается, что эластомерные стенки жестко заделаны в металлические пластины. На рис. 2 точка A – точка пересечения средней линии эластомерной стенки с верхней пластиной (A_0 – начальное положение), точка B – точка пересечения средней линии эластомерной стенки с нижней пластиной. Точка B , как и нижняя пластина, неподвижна. Реакция одной стенки раскладывается на продольную составляющую R_{ct}^n , направленную по оси n вдоль средней линии в точке A , и перпендикулярную ей тангенциальную составляющую R_{ct}^t , направленную вдоль оси t . Так как концы стенок в местах заделки не поворачиваются, то ось n имеет постоянный угол наклона в процессе нагружения амортизатора, равный наклону α_{ct} эластомерной стенки к оси x недеформированного амортизатора.

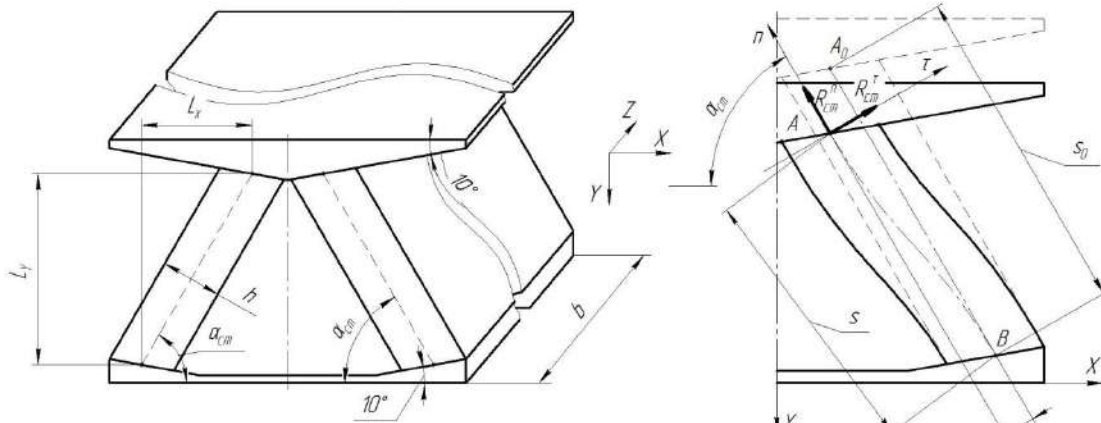


Рис. 2. Расчетная схема для определения реакций

Продольная составляющая R_{ct}^n реакции амортизатора зависит от изменения длины Δs эластомерной стенки. В начальном положении длина стенки s_0 равна:

$$s_0 = A_0 B = \sqrt{L_x^2 + L_y^2}, \quad (1)$$

где L_x и L_y – разности координат точек A_0 и B ненагруженного амортизатора.

В деформированном состоянии средняя линия стенки в общем случае имеет криволинейную форму. Приблизительно длина средней линии принимается равной расстоянию между точками A и B . Тогда изменение длины Δs при плоском нагружении амортизатора составит:

$$\Delta s_i = \sqrt{L_x^2 + L_y^2} - \sqrt{(L_x \pm \Delta x)^2 + (L_y - \Delta y)^2}, \quad (2)$$

где Δx и Δy – проекции смещения точки A относительно начального положения A_0 , равные перемещению верхней пластины вдоль осей x и y . Здесь и ниже $i = 1$ относится к левой стенке (рис. 2), $i = 2$ – к правой стенке. На рис. 2 показана схема деформации правой стенки. Система координат n – τ левой стенки симметрична относительно плоскости симметрии амортизатора.

Смещение $\Delta \tau$ определяется выражением:

$$\Delta \tau = \Delta x \cdot \sin \alpha_{ct} - \Delta y \cdot \cos \alpha_{ct}. \quad (3)$$

Составляющая реакции R_{ct}^τ , направленная вдоль оси τ , зависит от смещения $\Delta \tau$ и определяется выражением:

$$R_{ct}^\tau = -k \cdot \Delta \tau_i, \quad (4)$$

где k – жесткость одной эластомерной стенки амортизатора в направлении оси τ , определяемая как жесткость последовательно соединенных элементов, работающих на сдвиг k^c и изгиб k^n :

$$k = \frac{k^c \cdot k^n}{k^c + k^n}. \quad (5)$$

Коэффициент жесткости стенки на сдвиг k^c определяется выражением [4]:

$$k^c = \frac{G \cdot F}{s_0}, \quad (6)$$

где G – модуль сдвига, F – площадь поперечного сечения стенки.

Коэффициент жесткости стенки на изгиб k^n может быть определен из выражения для прогиба балки, защемленной по концам от поворота [5]:

$$k^n = \frac{12 \cdot E \cdot J^z}{s_0^3}, \quad (7)$$

где E – модуль упругости, J^z – момент инерции прямоугольного сечения относительно оси, перпендикулярной плоскости рис. 2, и пересекающей нейтральную ось стенки.

Учитывая, что ширина b эластомерной стенки вдоль оси z , перпендикулярной плоскости

рис. 2, значительно больше толщины h и обычно больше длины s_0 , в (7) целесообразно заменить жесткость стержня $E \cdot J^z$ на произведение цилиндрической жесткости пластины D на размер b :

$$k^n = \frac{12 \cdot D \cdot b}{s_0^3}. \quad (8)$$

Цилиндрическая жесткость D пластины определяется формулой [6]:

$$D = \frac{E \cdot h^3}{12 \cdot (1 - \nu^2)}, \quad (9)$$

где h – толщина стенки, ν – коэффициент Пуассона материала.

Сложнее определить продольную силовую упругую характеристику одной стенки – зависимость $R_{ct}^n = R_{ct}^n(\Delta s, \Delta \tau)$. Отметим, что данная характеристика является существенно нелинейной ввиду потери устойчивости стенки, причем критическое усилие, соответствующее потере устойчивости, зависит как от продольных, так и от тангенциальных деформаций.

Силовая характеристика стенки заранее обычно не задана, но она однозначно связана с характеристикой сжатия амортизатора. При этом следует учитывать, что модуль сдвига связан с модулем упругости через коэффициент Пуассона [7], который для эластомерных материалов близок к 0,5 (несжимаемый материал) [8].

При чисто вертикальном сжатии ($\Delta x = 0$) продольная реакция одной стенки равна:

$$R_{ct \Delta x=0}^n = R_{ct}^n(\Delta s_{\Delta x=0}, \Delta \tau_{\Delta x=0}), \quad (10)$$

где $\Delta s_{\Delta x=0}$ и $\Delta \tau_{\Delta x=0}$ определяются в зависимости от вертикального сжатия амортизатора Δy по формулам (2) и (3) соответственно при $\Delta x = 0$.

Зависимость реакции стенки $R_{ct \Delta x=0}^n$ от Δy строится из известной зависимости $R_Y(\Delta y)$ для вертикальной реакции амортизатора в целом при $\Delta x = 0$ следующим образом. Имеем:

$$R_Y(\Delta y) = 2 \cdot R_{ct \Delta x=0}^n \cdot \sin \alpha_{ct} + 2 \cdot R_{ct \Delta x=0}^\tau \cdot \cos \alpha_{ct}. \quad (11)$$

С учетом (3) и (4) получим:

$$R_{ct \Delta x=0}^n = \frac{R_Y(\Delta y) - 2 \cdot k \cdot \Delta y \cdot \cos^2 \alpha_{ct}}{2 \cdot \sin \alpha_{ct}}. \quad (12)$$

Проводя расчеты для разных Δy , строим табличную зависимость R_{ct}^n от Δy и Δs от Δy . Учитывая, что при $\Delta x = 0$ значения Δy , Δs и $\Delta \tau$ однозначно связаны друг с другом, табличным значениям Δs ставятся в соответствие табличные значения R_{ct}^n . Полученную таким образом табличную зависимость назовем базовой и обозначим $R_{ct \text{б}}^n(\Delta s)$. Промежуточные значения определяются линейным интерполированием.

Отметим, что при отсутствии данных о модуле упругости E и модуле сдвига G для эласто-

мерного материала, из которого выполнен амортизатор, эти значения можно оценить по уже известной упругой силовой характеристике стенки амортизатора на сжатие при малых смещениях, когда эффектами изменения формы и потери устойчивости можно пренебречь. В случае, если модули упругости и сдвига неизвестны, задача решается итерационно. В первом приближении характеристика строится без учета тангенциальной составляющей, т. е. при $k = 0$. Модуль упругости E оценивается по условию [6]:

$$\frac{\partial R_{\text{стб}}^n}{\partial (\Delta s)}(0) = \frac{E \cdot F}{(1 - \nu^2) \cdot s_0}. \quad (13)$$

Далее по модулю упругости E определяется модуль сдвига G . После этого по формулам (5–7) вычисляется k в первом приближении, снова строится $R_{\text{стб}}^n(\Delta s)$ и т. д.

При анализе работы стенки на сжатие одним из определяющих является значение критической силы, при достижении которой стенка теряет устойчивость. У эластомерной стенки амортизатора, показанного на рис. 1, края, которыми она крепится к пластинам, защемлены, а два других края свободны. Поэтому эластомерная стенка представляется как балка с двумя заделанными от поворота концами. Как показывают исследования, представленные в [9], представление пластины как стержня с тонким сечением для определения критического усилия потери устойчивости дает приемлемый для практических расчетов результат. Кроме того, определение критического усилия по методикам [10–12] для прямоугольных пластинок затрудняется ввиду того, что эти методики, в основном, ориентированы, во-первых, на пластинки с опертыми и/или защемленными тремя-четырьмя краями, а во-вторых, на пластинки с соотношением высоты s_0 к ширине b более 1, в то время как у эластомерных стенок рассматриваемого в настоящей работе амортизатора это соотношение значительно меньше 1 (широкие пластинки). Необходимо отметить, что для других типов арочных эластомерных амортизаторов с иным креплением стенок и соотношением сторон возможно более приемлемым будет определение критического усилия потери устойчивости именно по методикам для плоских пластин.

При $\Delta \tau = 0$ балка центрально сжата, а критическая сила, при которой балка теряет устойчивость, определяется по формуле Эйлера [13] с заменой в ней жесткости стержня $E \cdot \mathcal{J}$ на произведение $D \cdot b$:

$$P_{\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot D \cdot b}{(\mu \cdot s_0)^2}, \quad (14)$$

где μ – коэффициент способа закрепления ($\mu = 0,5$).

Отметим, что потере устойчивости соответствует изменение длины стенки $\Delta s_{\text{кр}}$, которое

можно определить как абсциссу точки на продолжении участка характеристики $R_{\text{стб}}^n(\Delta s)$ до потери устойчивости с ординатой $P_{\text{кр}}$ (рис. 3).

Однако, ввиду того, что эластомерные стенки амортизатора находятся под углом к вертикальной оси Y , при вертикальном сжатии амортизатора (в т. ч. при определении базовой характеристики $R_{\text{стб}}^n(\Delta s)$) эластомерная стенка находится в сжато-изогнутом состоянии. У стержней изгиб снижает значение критической силы, соответствующей потере устойчивости по сравнению с центрально нагруженными [10]. Следовательно, при определении критического усилия, при котором стенка при вертикальном сжатии амортизатора теряет устойчивость, следует учитывать влияние тангенциальных смещений $\Delta \tau$ (рис. 2). При чисто вертикальном сжатии ($\Delta x = 0$) из (3) следует:

$$\Delta \tau_i = -\Delta y \cos \alpha_{\text{ст}}.$$

Наличие таких деформаций приводит к тому, что сила, при которой стенка теряет устойчивость, существенно ниже эйлеровой.

С учетом вышесказанного общее выражение для продольной составляющей реакции стенки $R_{\text{ст}}^n = R_{\text{ст}}^n(\Delta s, \Delta \tau)$ должно одновременно удовлетворять условию $R_{\text{ст}}^n(\Delta x=0) = R_{\text{ст}}^n(\Delta s_{\Delta x=0}, \Delta \tau_{\Delta x=0})$ (т. е. базовой характеристике $R_{\text{стб}}^n(\Delta s)$) и описывать потерю устойчивости при $\Delta \tau = 0$ и $\Delta s = \Delta s_{\text{кр}}$. Искомую зависимость предлагается представить в виде:

$$R_{\text{ст}}^n(\Delta s, \Delta \tau) = R_{\text{стб}}^n(\Delta s) + R_{\text{стП}}^n(\Delta s, \Delta \tau), \quad (15)$$

где $R_{\text{стП}}^n(\Delta s, \Delta \tau)$ – корректирующая поправка, которая учитывает изменение критической силы относительно базовой характеристики $R_{\text{стб}}^n(\Delta s)$.

С учетом (15) продольную реакцию $R_{\text{ст}}^n = R_{\text{ст}}^n(\Delta s, \Delta \tau)$ каждой стенки предлагается определить выражением:

$$R_{\text{сти}}^n = R_{\text{стб}}^n(\Delta s) + (P_{\text{кр}} - R_{\text{стб}}^n(\Delta s)) \cdot \left(\alpha \cdot 10^{-0,3|\Delta \tau_i|} + \beta \right) \cdot \exp\left(\frac{-(\Delta s_i - \Delta s_{\text{кр}})^2}{2 \cdot \sigma_s^2} \right), \quad (16)$$

где α и β – параметры; $\sigma_s = \frac{i_z}{2}$ – параметр ширины области корректировки усилия по сжатию стенки, $i_z = \frac{h}{\sqrt{12}}$ – радиус инерции сечения стенки. Безразмерное тангенциальное смещение $\overline{\Delta \tau_i}$ в формуле (16) определяется выражением:

$$\overline{\Delta \tau_i} = \frac{s_0^2 \cdot \Delta \tau_i}{h^3}. \quad (17)$$

Первое слагаемое в (16) – базовая характеристика $R_{\text{стб}}^n(\Delta s)$. Она характеризует изменение продольной реакции стенки при вертикальном сжатии амортизатора. Второе слагаемое – поправка, которая учитывает изменение критической силы в за-

висимости от $\Delta\tau_i$. Первый множитель представляет собой разницу между критическим усилием $P_{кр}$, определяемым по формуле (14), и усилием по характеристике $R_{ст.б}^n(\Delta s)$ в рассматриваемой точке. Для того чтобы прибавка увеличивалась по мере уменьшения по модулю $\Delta\tau$ применяется второй множитель, максимальное значение которого равно 1 и достигается при $\Delta\tau = 0$. Однако, $\Delta\tau$ может оказаться близким к 0 при различных величинах Δs , в том числе когда потери устойчивости не происходит (например, поперечное смещение амортизатора при малом сжатии). Для учета увеличения корректирующей прибавки усилия в области потери устойчивости стенки применяется экспонента, максимальное значение которой также равно 1. В связи с этим, максимальное значение реакций $R_{сти}^n$ при сжатии эластомерной стенки не превышает критическую силу $P_{кр}$ и равно последней только при одновременном выполнении условия $\Delta\tau_i = 0$ и $\Delta s_i = \Delta s_{кр}$.

Параметры α и β находятся по $\Delta\tau(x; y)$ из условий:

$$\begin{cases} \alpha \cdot 10^{-0,3|\overline{\Delta\tau_i}|} + \beta = 1, \overline{\Delta\tau_i} = 0 \\ \alpha \cdot 10^{-0,3|\overline{\Delta\tau_i}|} + \beta = 0, \overline{\Delta\tau_i} = \overline{\Delta\tau_{i,кр}} \end{cases}, \quad (18)$$

где $\overline{\Delta\tau_{i,кр}}$ – определяется по (17) при $\Delta\tau_i = -\Delta y_{кр} \cdot \cos \alpha_{ст}$. В свою очередь, $\Delta y_{кр}$ определяется как значение вертикального сжатия амортизатора, соответствующее максимуму характеристики $R_Y(\Delta y)$ (рис. 3).

Демпфирующая составляющая реакции амортизатора выражается формулой [14]:

$$\begin{aligned} R_X^D &= -c_X \cdot v_X, \\ R_Y^D &= -c_Y \cdot v_Y, \end{aligned} \quad (19)$$

где v_X и v_Y – скорость верхней пластины относительно нижней вдоль соответствующих осей, c_X и c_Y – коэффициенты демпфирования.

Коэффициенты демпфирования для эластомерных амортизаторов можно определить, зная коэффициент потерь ψ [15; 16].

Усилие амортизатора вдоль оси Y (нормальное) и оси X (поперечное) определяются выражениями:

$$\begin{aligned} R_Y &= (R_{ст1}^n + R_{ст2}^n) \cdot \sin \alpha_{ст} + \\ &+ (R_{ст1}^t + R_{ст2}^t) \cdot \cos \alpha_{ст} + R_Y^D, \\ R_X &= (R_{ст1}^n - R_{ст2}^n) \cdot \cos \alpha_{ст} + \\ &+ (-R_{ст1}^t + R_{ст2}^t) \cdot \sin \alpha_{ст} + R_X^D. \end{aligned} \quad (20)$$

Таким образом, по одной заранее известной силовой характеристике сжатия всего амортизатора строится силовая характеристика одной эластомерной стенки, посредством которой, в свою очередь, определяется реакция амортизатора как в вертикальном, так и в боковом направлениях.

3. Результаты расчетов

В настоящем разделе представлены результаты расчетов реакций арочного эластомерного амортизатора, размеры и параметры которого приведены в табл.

Таблица

Параметры амортизатора

Параметр	Значение
L_X , м	0,118
L_Y , м	0,068
E , Па	$6,52 \cdot 10^6$
G , Па	$2,18 \cdot 10^6$
h , м	0,038
b , м	0,48
s_0 , м	0,136
$\alpha_{ст}$, град	80
$P_{кр}$, Н	$4 \cdot 10^4$
σ_s , МПа	$5 \cdot 10^{-3}$
$\Delta s_{кр}$, м	0,031
α	1,0208
β	0,0208
$\Delta y_{кр}$, м	0,034

Графики зависимости упругой характеристики амортизатора $R_Y(\Delta y)$ и базовой характеристики продольной реакции одной стенки $R_{ст.б}^n(\Delta s)$ представлены на рис. 3.

На рис. 4–7 представлены графики упругих реакций амортизатора без учета демпфирования вдоль осей X и Y , полученные по предлагаемой модели и в пакете конечно-элементного анализа Ansys Workbench 18.1. Расчеты проводились в соответствии с положениями раздела 1 и 2. Расчет зависимостей поперечной реакции $R_X(\Delta x)$ вдоль оси X и вертикальной $R_Y(\Delta x)$ вдоль оси Y от поперечного перемещения Δx проводился при разных величинах поджатия амортизатора Δy . Расчет зависимости $R_Y(\Delta y)$ проводился при разных величинах поперечного смещения Δx .

Как видно из графиков увеличение поджатия Δy до 40 мм приводит к существенному расхождению зависимостей поперечной реакции $R_X(\Delta x)$, полученной по аналитической модели и в пакете конечно-элементного анализа, в частности, к изменению знака, т. е. направлению действия реакции. Это связано с тем, что при больших величинах сжатия Δy амортизатора поперечное смещение вызывает соприкосновение изогнутой эластомерной стенки с пластинами или даже самосмыкание, в результате чего возникает быстрое возрастание усилия. По сути, это является пробоем амортизатора [15]. По этой же причине с увеличением поперечного смещения Δx снижается вертикаль-

ный ход амортизатора Δy до возникновения пробоа. В большинстве случаев работа амортизатора в условиях пробоев при защите амортизируемого объекта является недопустимой. В пределах рабо-

чей области достигается приемлемое для практических расчетов схождение результатов расчетов усилий, полученных по аналитической модели и в пакете конечно-элементного анализа Ansys.

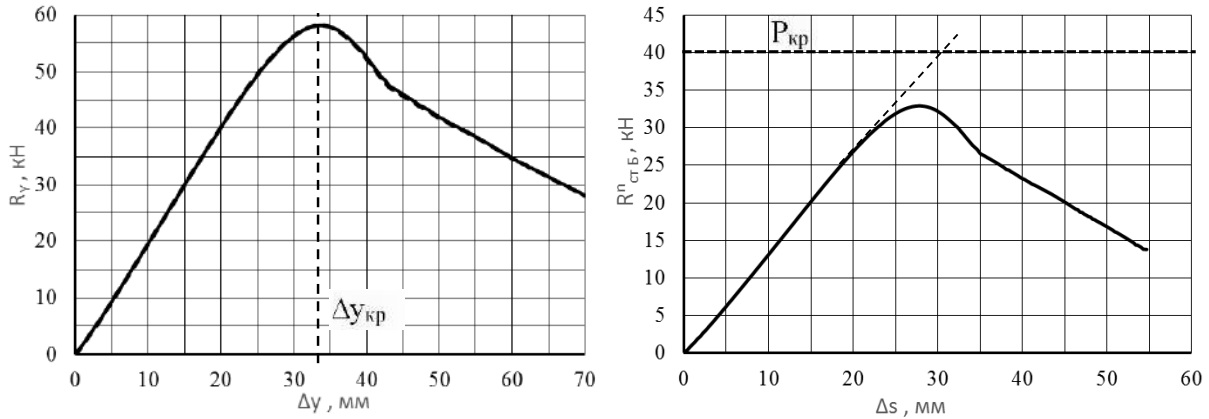


Рис. 3. Графики зависимостей упругих характеристик амортизатора $R_y(\Delta y)$ (сплошная линия) и одной стенки $R^0_{ст.б}(\Delta s)$ (пунктирная линия)

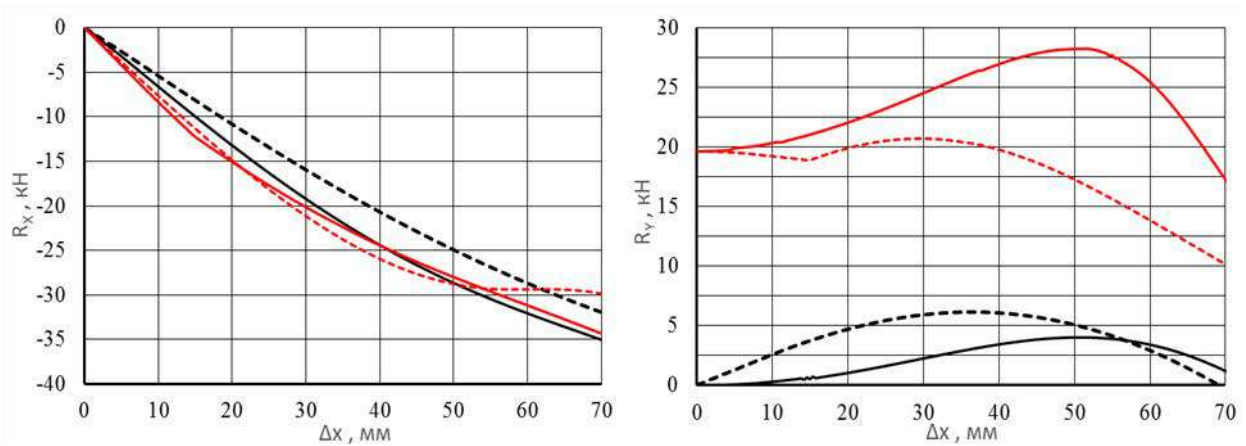


Рис. 4. Зависимость реакций $R_x(\Delta x)$ и $R_y(\Delta x)$: сплошные линии – в пакете Ansys; пунктирные линии – по аналитической модели; черный цвет – реакции при поджатии $\Delta y = 0$ мм; красный цвет – реакции при поджатии $\Delta y = 10$ мм

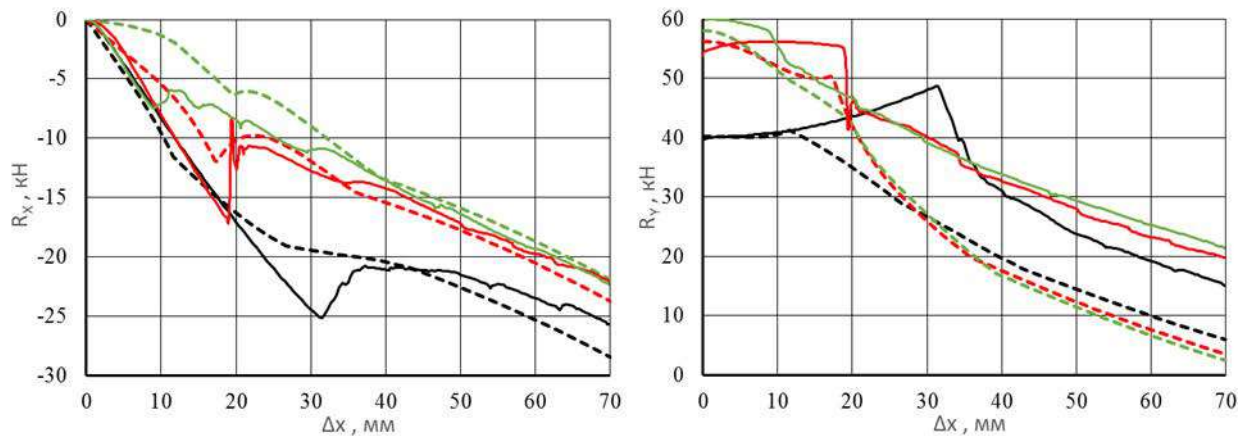


Рис. 5. Зависимость реакций $R_x(\Delta x)$ и $R_y(\Delta x)$: сплошные линии – в пакете Ansys; пунктирные линии – по аналитической модели; черный цвет – реакции при поджатии $\Delta y = 20$ мм; красный цвет – при поджатии $\Delta y = 30$ мм; зеленый цвет – при поджатии $\Delta y = 35$ мм

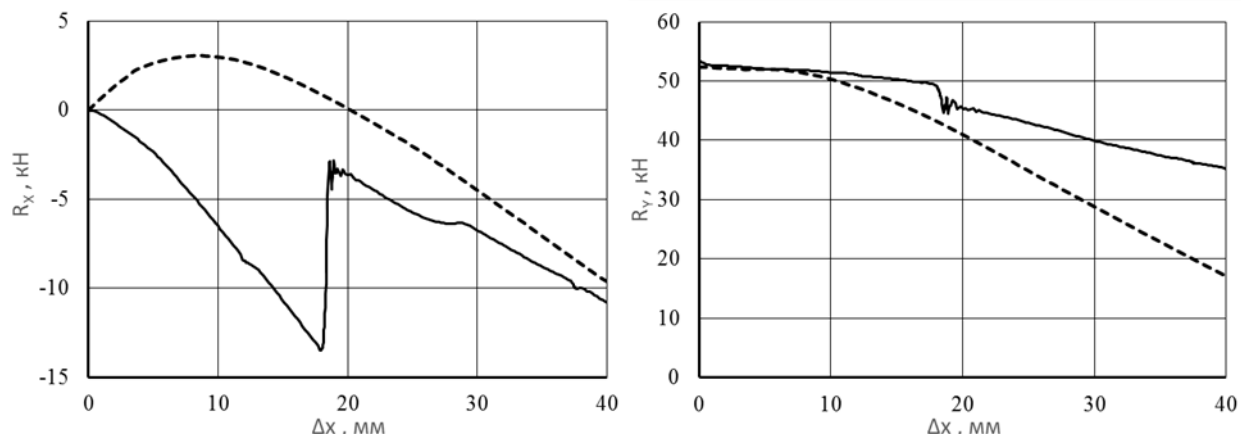


Рис. 6. Зависимость реакций $R_x(\Delta x)$ и $R_y(\Delta x)$ при поджатии $\Delta y = 40$ мм: сплошные линии – в пакете Ansys; пунктирные линии – по аналитической модели

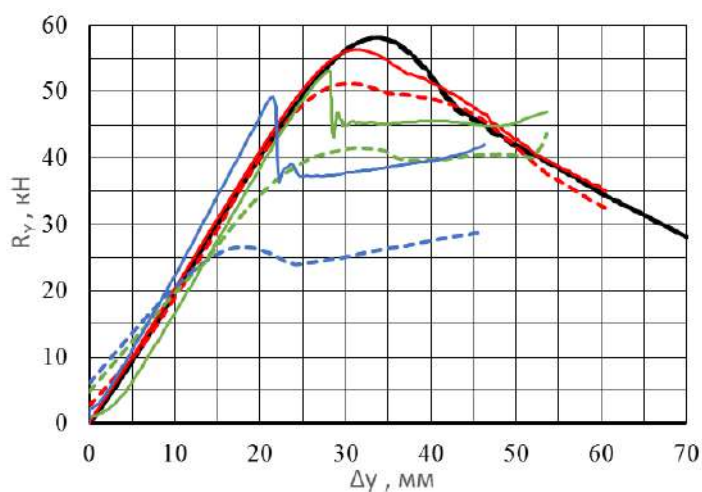


Рис. 7. Зависимость реакции $R_y(\Delta y)$: сплошные линии – в пакете Ansys; пунктирные линии – по аналитической модели; черный цвет – реакции при смещении $\Delta x = 0$ мм; красный цвет – при смещении $\Delta x = 10$ мм; зеленый цвет – при смещении $\Delta x = 20$ мм; синий цвет – при смещении $\Delta x = 30$ мм

Предлагаемая аналитическая модель не описывает работу арочного эластомерного амортизатора при пробое. Для определения места начала пробоя необходимо проведение предварительного моделирования в пакете конечно-элементного анализа или проведение эксперимента на образцах. Таким образом, можно говорить об ограничении применимости предлагаемой аналитической модели по величине сжатия Δy при учете боковых смещений Δx . Величина указанного ограничения зависит от геометрии амортизатора, в частности его эластомерных стенок (для рассматриваемого амортизатора – 35 мм, т. е. половина от максимально возможного сжатия Δy). С увеличением Δx наблюдается увеличение расхождения результатов расчетов $R_y(\Delta y)$ в пакете Ansys и по аналитической модели. Нужно отметить, что для случая отсутствия поперечных смещений Δx зависимость вертикальной реакции $R_y(\Delta y)$ может применяться до полного сжатия амортизатора.

Заключение

В настоящей статье представлены результаты расчета усилия арочного эластомерного амортизатора при нагружении одновременно вдоль двух осей по аналитической математической модели. Предлагаемая математическая модель, в которой усилие амортизатора определяется как сумма проекций усилий эластомерных стенок, позволяет по известной упругой силовой характеристике сжатия амортизатора оценить его упругую силовую характеристику в боковом направлении.

Рассмотренная в настоящей статье аналитическая модель работы арочного эластомерного амортизатора дает приемлемое для практического применения в имитационном моделировании совпадение результатов расчетов усилий с полученными в пакете конечно-элементного анализа Ansys. Предложенная математическая модель не учитывает смыкание эластомерных стенок, поэтому применяется только в рабочей области амортизатора и не

описывает его работу при пробое. Для использования аналитической модели нужно знать геометрические размеры амортизатора и его силовую упругую характеристику на сжатие без бокового смещения.

Список литературы

- [1] 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.
- [2] Круглов Ю. А., Храмов Б. А., Кабанов Э. Н. Системы ударовиброзащиты ракет, аппаратуры и оборудования : учеб. пособие. СПб. : Балт. гос. техн. ун-т., 2010. 70 с.
- [3] Белкин А. Е., Семенов В. В., Семенов В. К. Численный анализ больших плоских деформаций арочного амортизатора // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2011. № 2. С. 55–64.
- [4] Shuvalov A., Safina L., Kovalev M. Comparative tests for horizontal stiffness of elastomeric bearings // VI International Scientific Conference «Integration, Partnership and Innovation in Construction Science and Education». 2018. vol. 251. art. 02043. doi: 10.1051/mateconf/201825102043.
- [5] Астахов М. Ф., Каравальцев А. В., Макаров С. Я. Справочная книга по расчету самолета на прочность. М. : Книга по Требованию, 2012. 648 с.
- [6] Биргер И. А., Мавлютов Р. Р. Сопротивление материалов : учеб. пособие. М. : Наука, 1986. 560 с.
- [7] Беляев Н. М. Сопротивление материалов. М. : Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука», 1976. 608 с.
- [8] Пальмов В. А. Определяющие уравнения термоупругих, термовязких и термопластических материалов : учеб. пособие. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 138 с.
- [9] Орешко Е. И., Ерасов В. С., Качан Д. В., Лашов О. А. Исследования устойчивости стержней и пластин при сжатии с защемленными поперечными кромками // ТРУДЫ ВИАМ. 2018. № 9 (69). С. 61–70. doi: 10.18577/2307-6046-2018-0-9-61-70.
- [10] Биргер И. А., Шорр Б. Ф., Иосилевич Г. Б. Расчет на прочность деталей машин : справочник. М. : Машиностроение, 1993. 640 с.
- [11] Вольмир А. С. Устойчивость деформируемых систем. М. : Наука, 1967. 984 с.
- [12] Тимошенко С. П. Устойчивость стержней, пластин и оболочек. М. : Наука, 1971. 807 с.
- [13] Межецкий Г. Д., Загребин Г. Г., Решетник Н. Н. Сопротивление материалов : учебник. М. 2016. 432 с.
- [14] Дронг В. И., Дубинин В. В., Ильин М. М. Курс теоретической механики : учебник для вузов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. 736 с.
- [15] Круглов Ю. А. Основы теории и проектирования систем ударовиброзащиты : учеб. пособие. Л. : ЛМИ, 1986, 90 с.
- [16] Тольский В. Е., Корчемный Л. В., Латышев Г. В., Минкин Л. М. Колебания силового агрегата автомобиля : учеб. пособие. М. : Машиностроение, 1976. 265 с.

ANALYTICAL MODEL OF AN ARCHED ELASTOMERIC SHOCK ABSORBER FOR USE IN SIMULATION MODELING OF SYSTEMS

V. B. Sinilshchikov, S. A. Kunavich

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

In this paper, a mathematical model for determining the longitudinal and transverse forces (reactions) of an arched elastomeric shock absorber when it is loaded along two axes (compression and transverse displacement of the supporting surfaces) is proposing. The reactions are presented as the sum of independent forces created by its two elastomeric walls. The webs are considered as beams that work in compression, bending and transverse shear, and can also lose stability. The model is phenomenological in nature. The structure of the model is such that in the case of pure compression of the shock absorber, the expression for the static axial reaction automatically satisfies the experimental static force characteristics of compression, which are given in the technical literature. The results of comparing the calculated data obtained by the developed model with the results of calculations in the Ansys Workbench 18.1 finite element analysis package are presented.

In the region of deformations until the appearance of additional contact surfaces during buckling, a good agreement is observed. The developed analytical model of an arched elastomeric shock absorber can be used in calculations that require high speed (low computational complexity), in particular, for simulation modeling of systems in various software systems, such as Simulink.

Keywords: arched elastomeric shock absorber, simulation modeling, analytical model.

References

- [1] Sinilshchikov V. B., Melikhov K. V., Kunavich S. A. *Analiz raboty arochnogo elastomernogo amortizatora pri slozhnom nagruzhении* [Analysis of the Operation of an Arched Elastomeric Shock Absorber Under Two-Axial Loading] // *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2021, no. 12, pp. 73–82. doi: 10.18698/0536-1044-2021-12-73-82. (In Russian)
- [2] Kruglov Yu. A., Khramov B. A., Kabanov E. N. *Sistemy udarovibro-zashchity raket, apparatury i oborudovaniya* [Systems for vibration and shock protection of the rockets, apparatus and equipment]. St. Petersburg, BG TU Publ., 2010, 70 p. (In Russian)
- [3] Belkin A. E., Semenov V. V., Semenov V. K. *Chislennyj analiz bol'shikh ploskih deformatsij arochnogo amortizatora* [Numerical analysis of large plane deformations of an arch shock absorber] // *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 2, pp. 55–64. (In Russian)
- [4] Shuvalov A., Safina L., Kovalev M. Comparative tests for horizontal stiffness of elastomeric bearings // VI International Scientific Conference «Integration, Partnership and Innovation in Construction Science and Education», 2018, vol. 251, art. 02043. doi: 10.1051/mateconf/201825102043.
- [5] Astakhov M. F., Karavaltsev A. V., Makarov S. Ya. *Spravochnaya kniga po raschetu samoleta na prochnost'* [Reference book on the calculation of the aircraft for strength]. Moscow, Book on Requirements, 2012, 648 p. (In Russian)
- [6] Birger I. A., Mavlyutov R. R. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow, Nauka, 1986, 560 p. (In Russian)
- [7] Belyaev N. M. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow, The main editorial office of the physics and mathematics literature of the publishing house «Nauka», 1976, 608 p. (In Russian)
- [8] Palmov V. A. *Opredelyayushchie uravneniya termouprugih, termovyazkih i termoplasticheskikh materialov* [Defining equations of thermoelastic, thermo-viscous and thermoplastic materials]. St. Petersburg, Publishing House of the Polytechnic University, 2009, 138 p. (In Russian)
- [9] Oreshko E. I., Erasov V. S., Kachan D. V., Lashov O. A. *Issledovaniya ustojchivosti sterzhnej i plastin pri szhatii s zashchemlennymi poperechnymi kromkami* [Researches of stability of cores and plates at compression with the jammed cross-section edges]. Proceedings of VIAM, 2018, no. 9 (69), pp. 61–70. doi: 10.18577/2307-6046-2018-0-9-61-70. (In Russian)
- [10] Birger I. A., Shorr B. F., Iosilevich G. B. *Raschet na prochnost' detalej mashin* [Calculation of the strength of machine parts]. Moscow, Mechanical Engineering, 1993, 640 p. (In Russian)
- [11] Volmir A. S. *Ustojchivost' deformiruemyykh sistem* [Stability of deformable systems]. Moscow, Nauka, 1967, 984 p. (In Russian)
- [12] Timoshenko S. P. *Ustojchivost' sterzhnej, plastin i obolochek* [Stability of rods, plates and shells]. Moscow, Nauka, 1971, 807 p. (In Russian)
- [13] Mezheritsky G. D., Zagrebin G. G., Reshetnik N. N. *Soprotivlenie materialov* [Resistance of materials]. Moscow, 2016, 432 p. (In Russian)
- [14] Drong V. I., Dubinin B. V., Ilyin M. M. *Kurs teoreticheskoy mekhaniki* [Course of theoretical mechanics]. Moscow, Publishing House of the Bauman Moscow State Technical University, 2005, 736 p. (In Russian)
- [15] Kruglov Yu. A. *Osnovy teorii i proektirovaniya sistem udarovibro-zashchity* [Fundamentals of the theory and design of systems shock vibration protection]. Leningrad, LMI, 1986, 90 p. (In Russian)
- [16] Tolsky V. E., Korchemny L. V., Latyshev G. V., Minkin L. M. *Kolebaniya silovogo agregata avtomobilya* [Vibrations of the power unit of the car]. Moscow, Mechanical engineering, 1976, 265 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Кунавич Станислав Андреевич – аспирант кафедры «Стартовых и технических комплексов ракет и космических аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

Синильщиков Валерий Борисович – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Стартовых и технических комплексов ракет и космических аппаратов» БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

АНАЛИЗ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СЕКЦИЙ ПРОСТРАНСТВЕННЫХ СТЕРЖНЕВЫХ ФЕРМЕННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

С. А. Зоммер✉, А. П. Кравчуновский

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В работе представлены результаты расчетных исследований секций пространственных ферменных конструкций. Они могут применяться в качестве элементов крупногабаритных силовых конструкций на космических аппаратах для закрепления бортового оборудования. Расчеты проводились методом конечных элементов в программном пакете FEMAP с решателем Nastran. Для исследования была выбрана секция, представляющая собой набор прямолинейных стержней, жестко соединенных в узлах таким образом, что поперечное сечение ферменной конструкции представляет собой треугольник. Приведены расчетные модели и процедуры расчета и анализа полученных результатов. Цель расчета – определить, как влияет взаимное расположение стержней в конструктивно-компоновочной схеме на механические свойства конструкции. Изменение конструктивно-компоновочных схем ферменных конструкций проводилось последовательным добавлением стержней и вариацией их соединения. Далее проводилась оценка влияния принятых изменений на механические свойства конструкции. Таким образом разработаны шесть конструктивно-компоновочных схем секций ферменной конструкции, полученные по результатам исследования. По результатам анализа было выявлено, что каждая конструкция обладает уникальными механическими свойствами, на основании чего даны рекомендации по выбору определенной конструктивно-компоновочной схемы секции в зависимости от требуемых условий эксплуатации и допустимой технологии изготовления. Выбраны конструктивно-компоновочные схемы секций с наиболее высокими показателями прочности и несущей способности для использования в составе пространственных ферменных штанг космических аппаратов.

Ключевые слова: ферменная конструкция, стержневая конструкция, механический анализ, жесткость, прочность, космический аппарат.

Введение

Космические аппараты (КА) в зависимости от назначения могут иметь различные типы элементов: топливные баки, жилые и аппаратные модули, солнечные батареи, разворачиваемые и выносные элементы конструкций, фермы и рамы. Сами конструктивные элементы могут изготавливаться из различных конструкционных материалов с применением всего многообразия современных технологий. Фермы и рамы могут выступать как объединяющий элемент конструкции, так и играть самостоятельную роль, например, в качестве выносных и/или разворачиваемых элементов [1].

В настоящее время ферменные конструкции (ФК), применяющиеся в производстве КА, выполняют роль силовых несущих каркасов для взаимного размещения и закрепления бортового оборудования и элементов систем [2–5]. Использование ФК в данном случае обусловлено возможностью создания оптимального соотношения массы и требуемых механических свойств конструкции. Связано это с тем, что стержни ФК преимущественно воспринимают нагрузки растяжения и сжатия, что в сравнении с другими видами силовых конструкций позволяет им выдерживать намного большие нагрузки [6].

ФК в зависимости от условий использования и предъявляемых к ним требований могут быть выполнены по различным конструктивно-компоновочным схемам [7–10]. Элементарные структуры секций пространственной ферменной конструкции показаны на рис. 1.

✉ semen_zommer@mail.ru

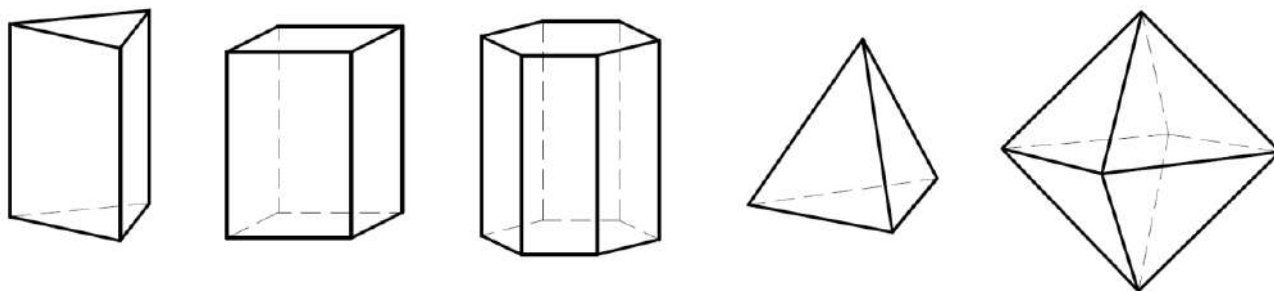


Рис. 1. Элементарные структуры сечения ферменной конструкции

1. Анализ механических свойств сечения ферменной конструкции

Конструкции, составленные на базе вышеприведенных элементарных структур, очевидно, обладают разными механическими свойствами. О пригодности спроектированной конструкции можно судить после определения ее жесткостных и прочностных характеристик, поэтому в рамках настоящей статьи жесткость ФК оценивалась по ее первой собственной частоте, а прочность – по максимальным напряжениям, возникающим в стержнях. При проектировании важно понимать зависимость механических свойств разрабатываемой конструкции от конструктивно-компоновочной схемы.

Анализ источников, посвященных исследуемой проблеме, не дал удовлетворительных результатов. Так, например, в работах [13–19] в явном

виде не приведено обоснование выбора конкретной конструктивно-компоновочной схемы, которая бы обеспечивала надежность конструкции в условиях ее эксплуатации.

Настоящее исследование направлено на выявление зависимости механических свойств от изменений, вносимых в конструктивно-компоновочную схему пространственной стержневой ФК. Другими словами, решается задача синтеза конструкций в условиях постоянства выбранных критериев.

В качестве объекта исследования была выбрана сечение ферменной конструкции треугольного сечения, поскольку треугольник – геометрическая фигура, которая сохраняет свою форму под действием нагрузки, приложенной к соединительным точкам [6; 20–22]. Простейшая конструкция сечения ФК треугольного сечения представлена на рис. 2.

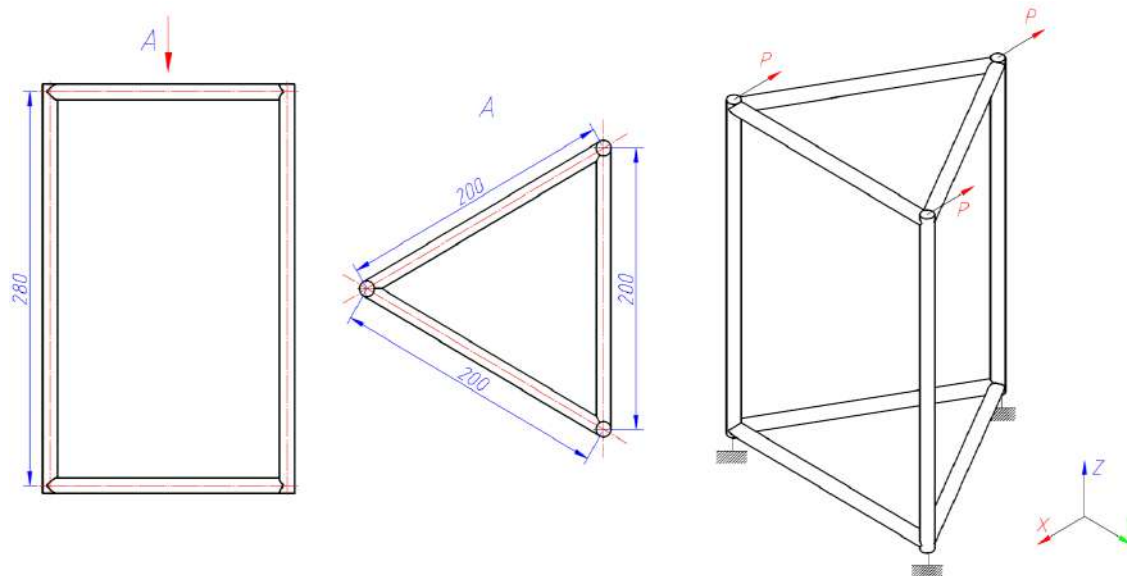


Рис. 2. Геометрическая форма сечения, ее габаритные размеры и граничные условия для проведения расчета

В расчет были включены несколько модификаций этой сечения, образованных добавлением дополнительных стержней и соединительных точек. Для каждого варианта выполнялось условие неизменности ряда параметров:

- масса конструкции – 0,5 кг;
- геометрическая форма сечения и ее габаритные размеры;
- материал стержней;
- форма сечения стержней;

- условие жесткого соединения стержней в узловых точках;
- начальные и граничные условия;
- статическая нагрузка в трех точках верхнего пояса – 500 Н.

Применяемый материал – АМг6М ГОСТ 21488-97 – имеет следующие характеристики:

- плотность – 2640 кг/м³;
- предел текучести – $1,6 \cdot 10^8$ Н/м²;
- предел прочности при растяжении и сжатии – $3,1 \cdot 10^8$ Н/м²;
- модуль упругости – $6,9 \cdot 10^{10}$ Н/м²;
- коэффициент Пуассона – 0,33.

Прочность и жесткость – механические свойства, которые определяют способность конструкции обеспечивать требуемую надежность при использовании ее в качестве силового элемента на КА [23; 24].

Расчеты проводились методом конечных элементов (КЭ) в программном пакете FEMAP с решателем Nastran посредством статического и модального вариантов анализа. Конечно-элементная модель (КЭМ) ФК построена с применением одномерных КЭ типа BEAM [11; 12], граничные условия – жесткое закрепление в узлах, соответствующих трем соединительным точкам нижнего пояса секции ФК.

В результате расчета получены максимальные нормальные напряжения, первая частота собственных колебаний и перемещения в узлах КЭМ секции ФК. Величина максимальных напряжений составила $4,67 \cdot 10^8$ Н/м², наиболее нагруженной является нижняя часть боковых стержней. Величина первой частоты собственных колебаний составила 81 Гц. Деформированное состояние секции и первая форма колебаний представлены на рис. 3.

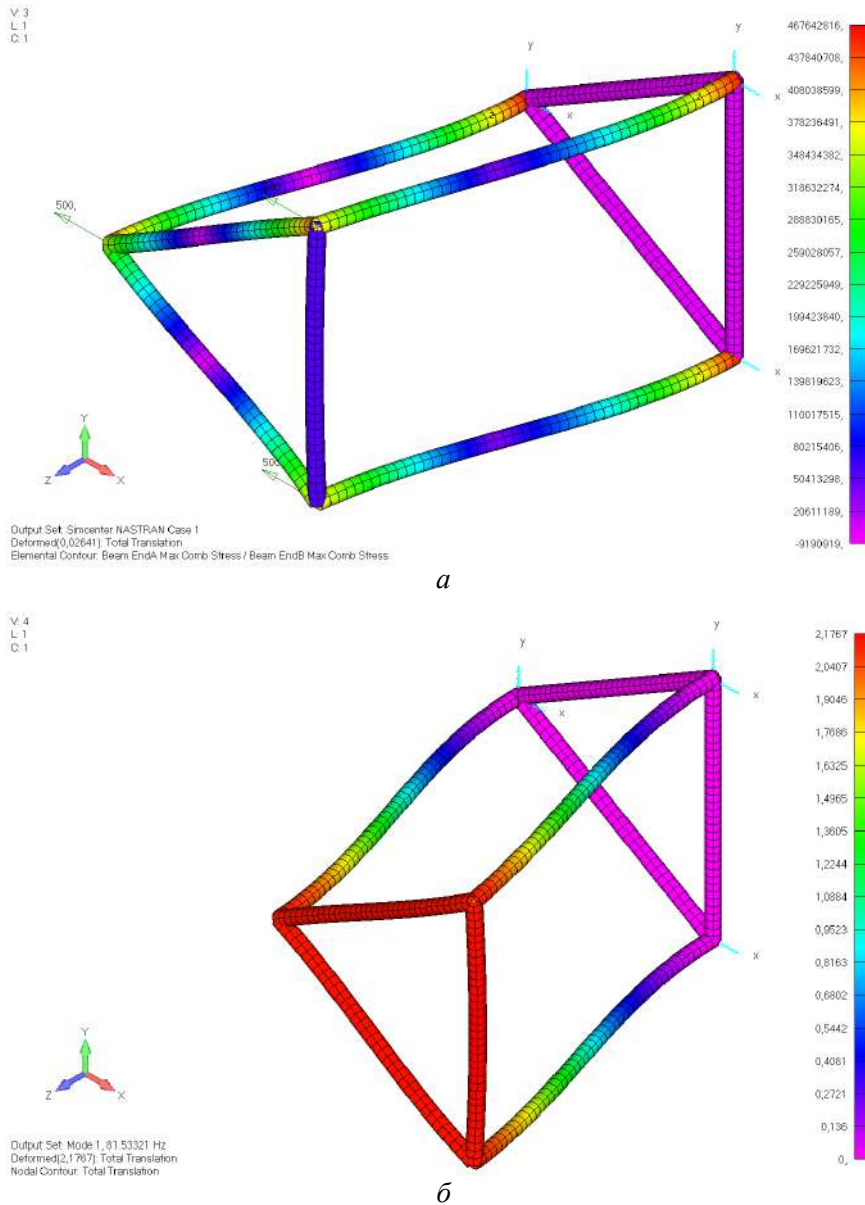


Рис. 3. Результаты расчета секции ФК первой модификации:
а – статический анализ; б – модальный анализ

2. Анализ зависимости механических свойств от вносимых изменений в конструктивно-компоновочную схему

Изменение конструктивно-компоновочных схем ФК проводилось путем последовательного добавления стержней и вариацией их соединения. Далее проводилась оценка влияния принятых изменений на механические свойства конструкции. Такой алгоритм используется для оптимизации конструкций [25–28].

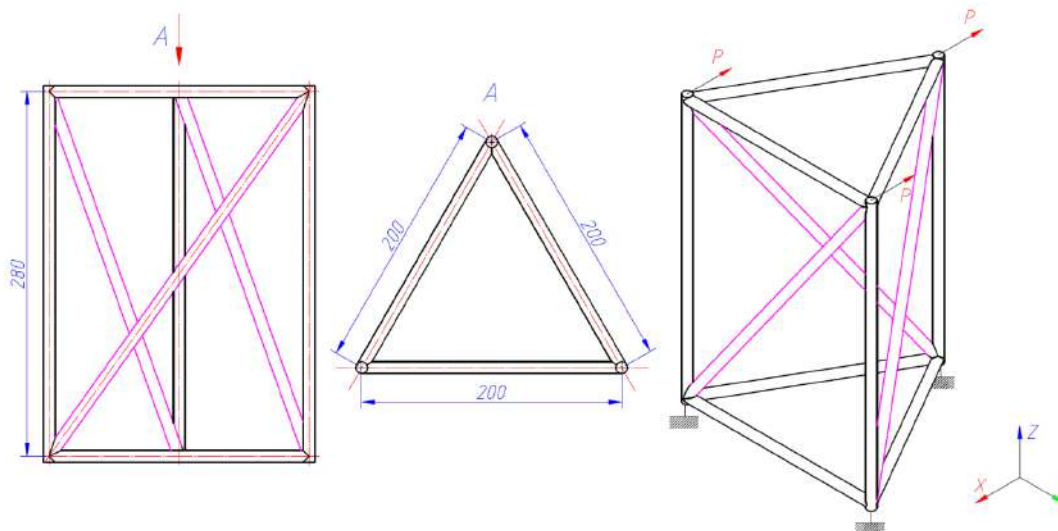


Рис. 4. Геометрическая форма секции второй модификации, ее габаритные размеры и граничные условия

Деформированное состояние секции второй модификации и первая форма колебаний представлены на рис. 5. Получены максимальные нормальные напряжения (рис. 5а), первая собственная частота (рис. 5б) и перемещения в узлах КЭМ секции ФК. Величина максимальных напряжений составила $2,715 \cdot 10^7$ Н/м², наиболее нагруженной является средняя часть диагональных стержней. Величина первой частоты собственных колебаний составила 285 Гц.

Добавление диагональных стержней привело к увеличению прочности и жесткости конструкции. Максимальные нормальные напряжения снизились с $4,67 \cdot 10^8$ Н/м² до $2,715 \cdot 10^7$ Н/м² (новая конструкция выдерживает прилагаемые усилия) и максимальные перемещения составляют 0,39 мм. Для последующих модификаций перемещения имеют близкие значения, поэтому далее не приводятся и в анализе не участвуют. Величина первой частоты собственных колебаний увеличилась с 81 Гц до 285 Гц.

Положительная тенденция к росту значений механических свойств, наблюдаемая по результатам расчета секции третьей модификации, определяется введением диагональных стержней, связывающих оставшиеся узловые точки ФК, как это

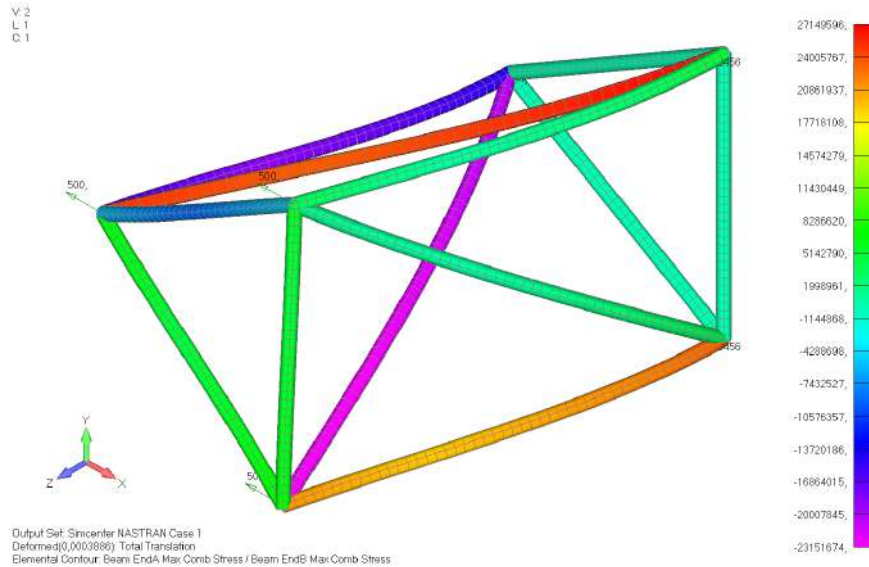
Механический анализ секции первой модификации показал, что для увеличения ее несущей способности, жесткости и прочности необходимо изменить конструктивно-компоновочную схему секции за счет добавления стержней, соединяющих диагональные узловые точки, как это показано на рис. 4 (добавленные стержни выделены фиолетовым цветом). Сохранение требуемой массы конструкции при введении дополнительных стержней обеспечивается за счет уменьшения диаметра поперечного сечения всех стержней с 10,95 мм для первой модификации до 8,96 мм для второй модификации.

показано на рис. 6. Диаметр стержней секции третьей модификации при этом уменьшен до 7,79 мм.

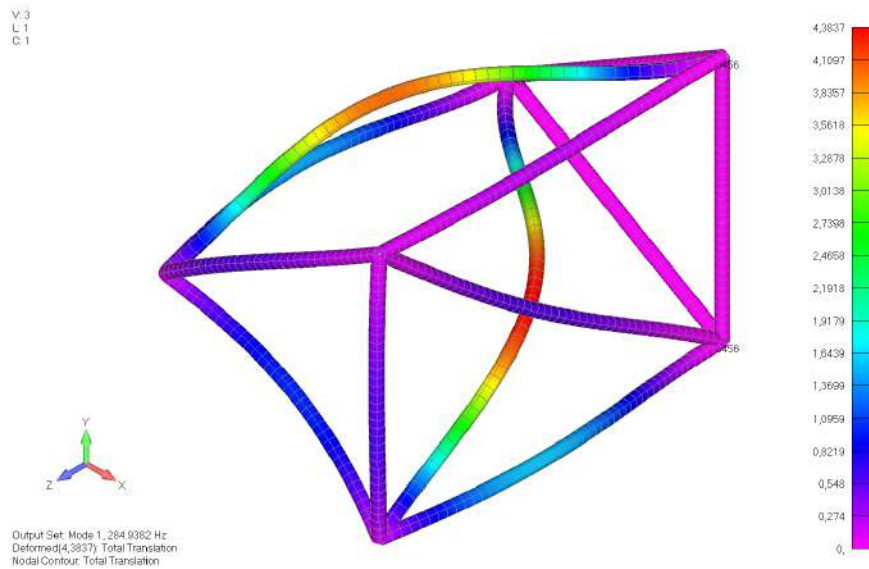
Деформированное состояние секции третьей модификации и первая форма колебаний представлены на рис. 7. Получены максимальные нормальные напряжения (рис. 7а) и первая форма собственных колебаний (рис. 7б) КЭМ секции ФК. Величина максимальных напряжений составила $1,4 \cdot 10^7$ Н/м², максимальные напряжения возникают в диагональных и продольных стержнях секции. Величина первой собственной частоты составила 250 Гц.

Изменение конструктивно-компоновочной схемы секции за счет введения пересекающихся диагональных стержней привело к увеличению прочности конструкции. Максимальные нормальные напряжения снизились, что связано с более равномерным распределением напряжений на все стержни конструкции.

Увеличение жесткости секции четвертой модификации обеспечивается добавлением среднего пояса стержней, соединяющих точки пересечения диагональных стержней, как это показано на рис. 8. Так, диаметр стержней уменьшен до 7,53 мм.



a



б

Рис. 5. Результаты расчета секции ФК второй модификации:
a – статический анализ; *б* – модальный анализ

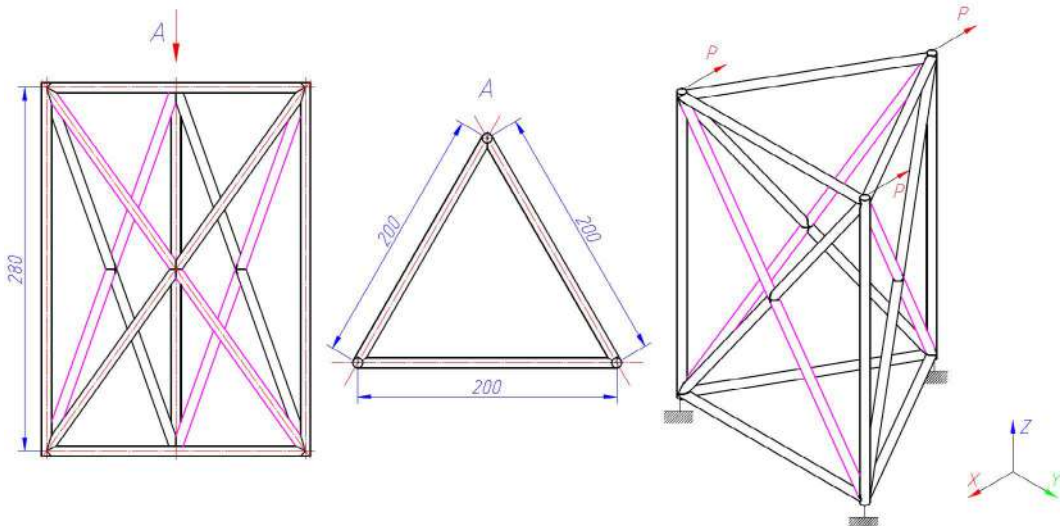


Рис. 6. Геометрическая форма секции третьей модификации, ее габаритные размеры и граничные условия

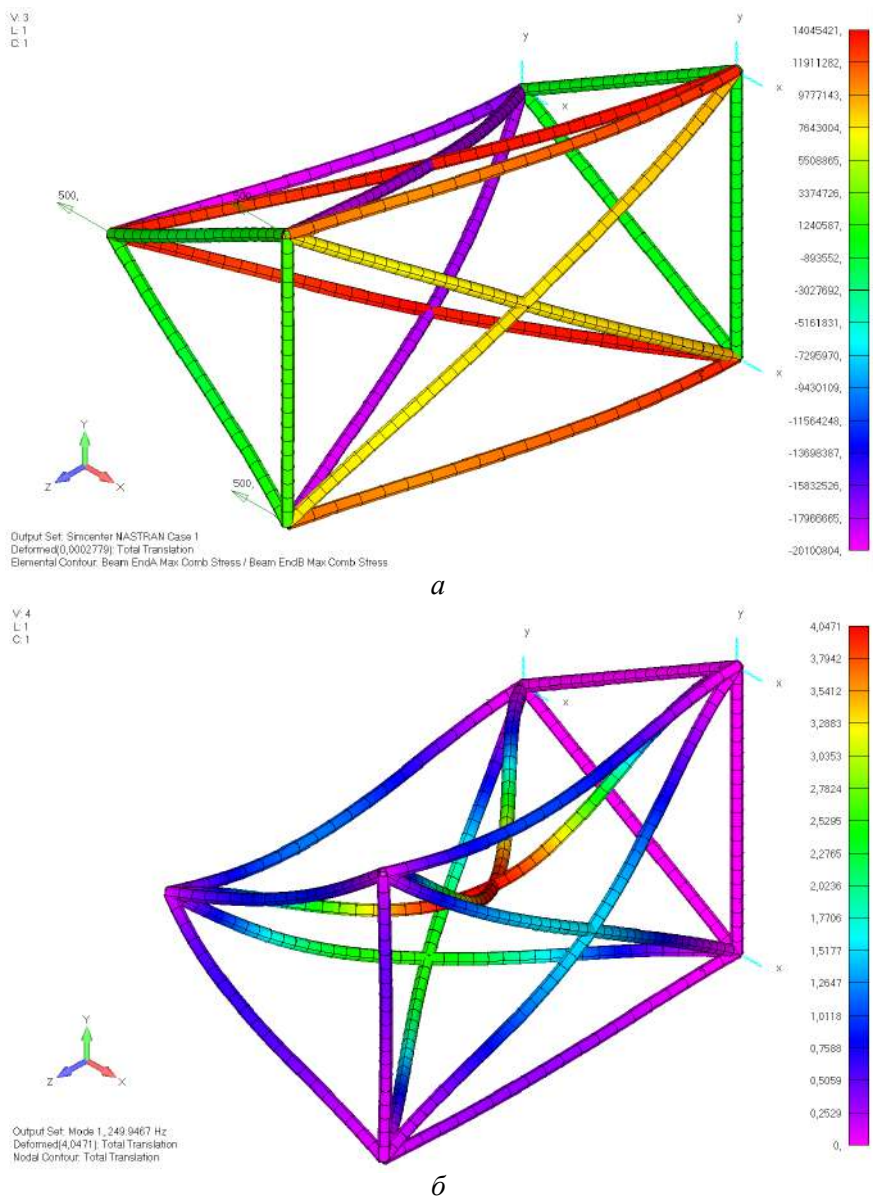


Рис. 7. Результаты расчета секции ФК третьей модификации: а – статический анализ; б – модальный анализ

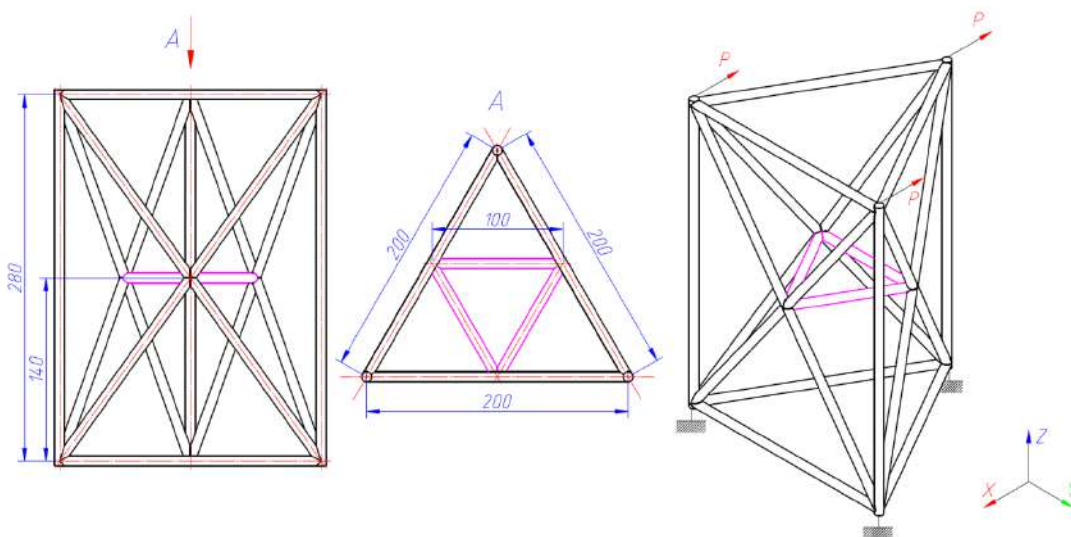


Рис. 8. Геометрическая форма секции четвертой модификации, ее габаритные размеры и граничные условия

Максимальные нормальные напряжения (рис. 9а) и форма первого основного тона колебаний (рис. 9б), полученные в результате механического анализа секции четвертой модификации (рис. 8), свидетельствуют о том, что соединение узловых точек пересечения диагональных стержней привело к требуемому увеличению жесткости: первая частота собственных колебаний составила 373 Гц. Однако, прочность секции ФК снизилась: величина максимальных напряжений увеличилась до $1,66 \cdot 10^7$ Н/м², что связано с перераспределением локальных жесткостей.

Форма первого основного тона колебаний КЭМ секции четвертой модификации (рис. 9б) указывает на то, что наиболее жесткой является центральная часть конструкции и продольные стержни существенно не добавляют конструкции жесткости, однако добавляют массу. Исходя из чего, для достижения наиболее оптимального соотношения массы и жесткости необходимо увеличить площадь

сечения стержней центральной части и исключить продольные. Конструктивно-компоновочная схема секции пятой модификации представлена на рис. 10, где фиолетовыми пунктирными линиями показаны исключенные стержни, при этом толщина стержней увеличилась до 8,37 мм.

Деформированное состояние секции пятой модификации и первая форма колебаний представлены на рис. 11. Получены максимальные нормальные напряжения (рис. 11а) и первая собственная частота колебаний (рис. 11б). Проведенное изменение конструктивно-компоновочной схемы ФК ожидаемо привело к изменению механических характеристик конструкции в сторону увеличения ее жесткости, что подтверждается увеличением значения первой собственной частоты с 373 Гц до 488 Гц. Несмотря на увеличение толщины стержней, прочностные характеристики конструкции снизились, так максимальные нормальные напряжения выросли с $1,66 \cdot 10^7$ Н/м² до $3,72 \cdot 10^7$ Н/м².

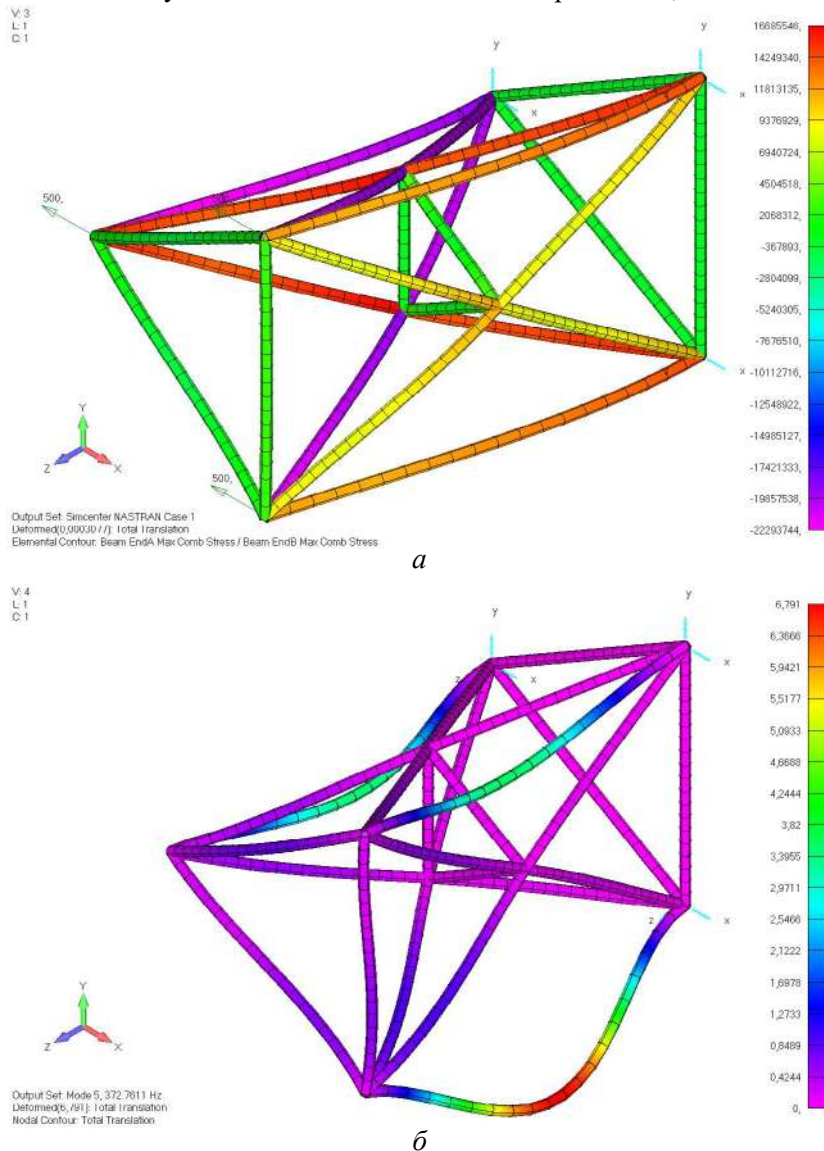


Рис. 9. Результаты расчета секции ФК четвертой модификации:
а – статический анализ; б – модальный анализ

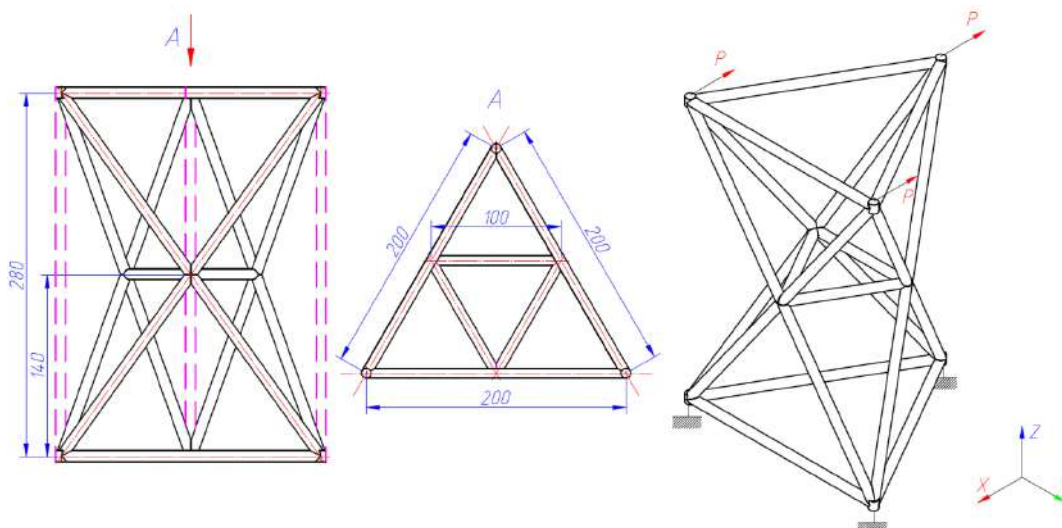


Рис. 10. Геометрическая форма секции пятой модификации, ее габаритные размеры и граничные условия

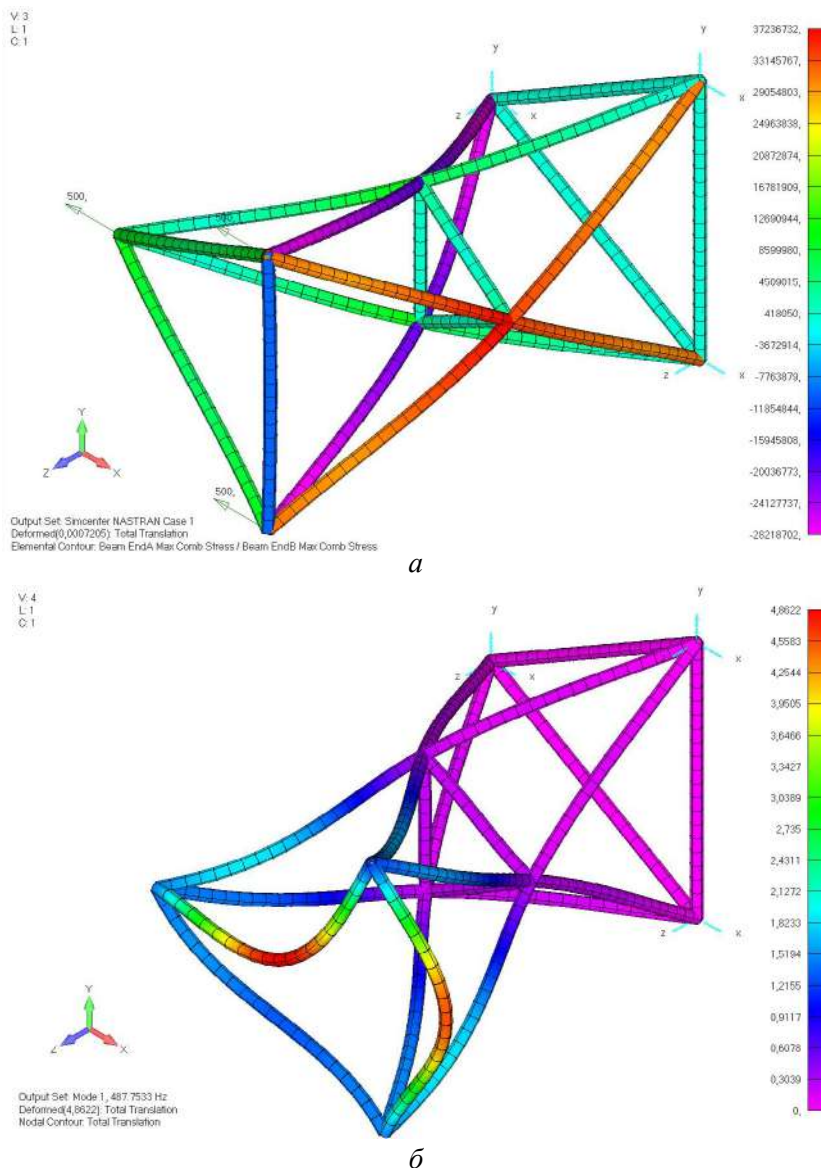


Рис. 11. Результаты расчета секции ФК пятой модификации: а – статический анализ; б – модальный анализ

Анализ представленных выше секций четвертой и пятой модификации показал, что для улучшения прочностных характеристик необходимо пересмотреть конструктивно-компоновоч-

ную схему секции. Шестой вариант модификации представлен на рис. 12.

В результате механического анализа секции шестой модификации получены деформированное

состояние конструкции (рис. 13а) под действием нагрузки и форма первого основного тона колебаний (рис. 13б). Прочность по сравнению с четвертой и пятой модификацией увеличилась, так как

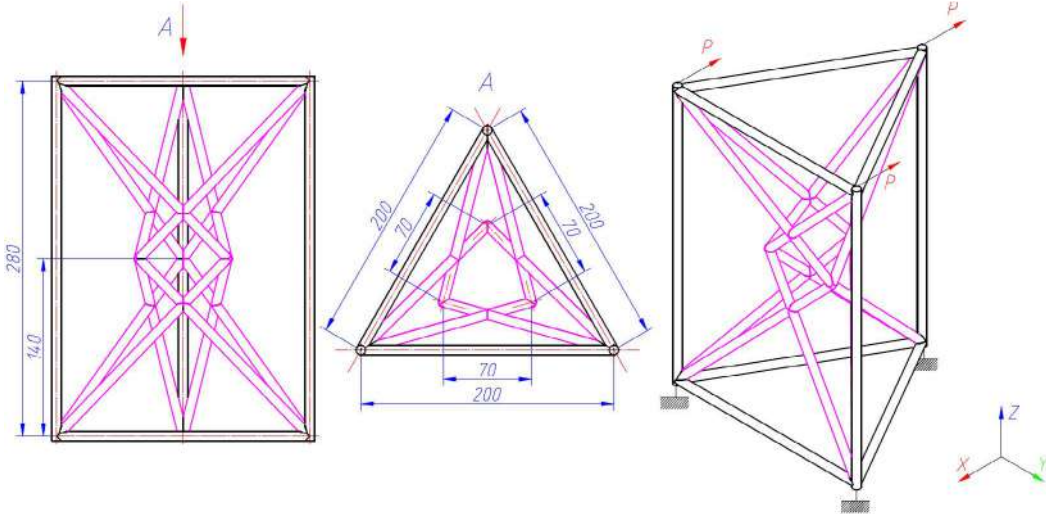
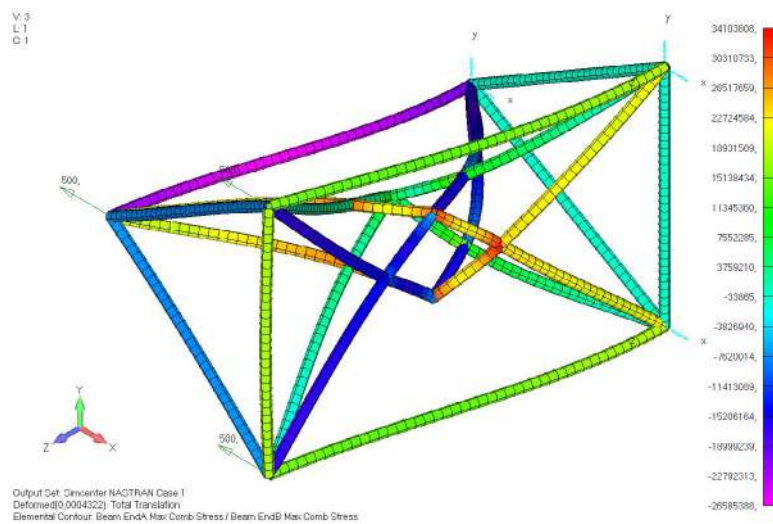
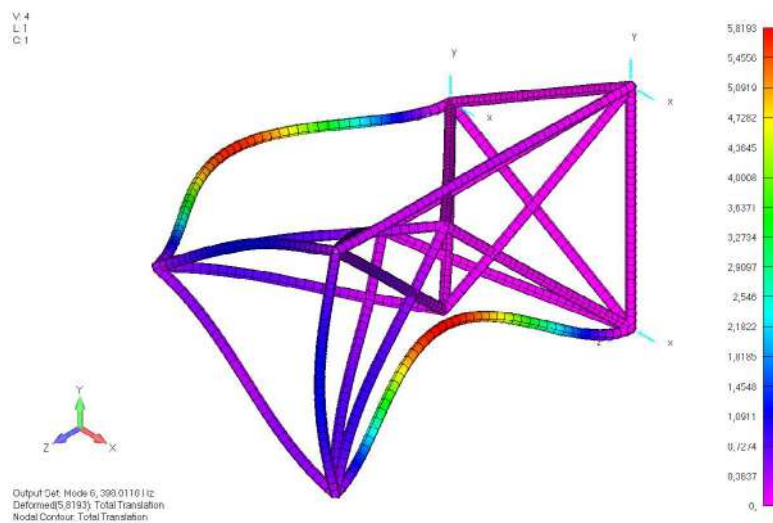


Рис. 12. Геометрическая форма секции шестой модификации, ее габаритные размеры и граничные условия



a



б

Рис. 13. Результаты расчета секции ФК шестой модификации: *a* – статический анализ; *б* – модальный анализ

максимальные нормальные напряжения равны $3,41 \cdot 10^7$ Н/м². Жесткость конструкции уменьшилась – частота основного тона составила 398 Гц.

3. Сравнительный анализ разработанных конструкций секций ФК

В результате проведенного механического анализа и поэтапной модификации конструктивно-компоновочных схем секций ФК были разработаны конструкции с уникальными механическими свойствами.

Сравнительный анализ проводился по следующим критериям:

- количество стержней, определяющее технологичность изготовления;

- максимальные напряжения, определяющие прочность;

- величина первой основной частоты собственных колебаний, определяющей жесткость конструкции.

Характеристики разработанных конструкций сведены в таблицу.

Для более наглядного представления и возможности сравнения конструктивно-компоновочных схем секций ферменных конструкций на рис. 14 представлена диаграмма, иллюстрирующая основные характеристики, которые представлены в относительных величинах. Это позволяет оценить свойства конструктивно-компоновочных схем секций ферменных конструкций без привязки к их конкретным геометрическим параметрам.

Таблица

Результаты механического анализа секций ФК

№ модификации секции	Количество стержней, шт	Диаметр стержней, мм	Макс. норм. напряжения, Н/м ²	Первая частота, Гц
1	9	10,95	$4,67 \cdot 10^7$	81,53
2	12	8,96	$2,72 \cdot 10^7$	284,94
3	21	7,79	$1,40 \cdot 10^7$	249,95
4	24	7,53	$1,66 \cdot 10^7$	372,85
5	21	8,37	$3,72 \cdot 10^7$	487,87
6	33	7,55	$3,41 \cdot 10^7$	398,11

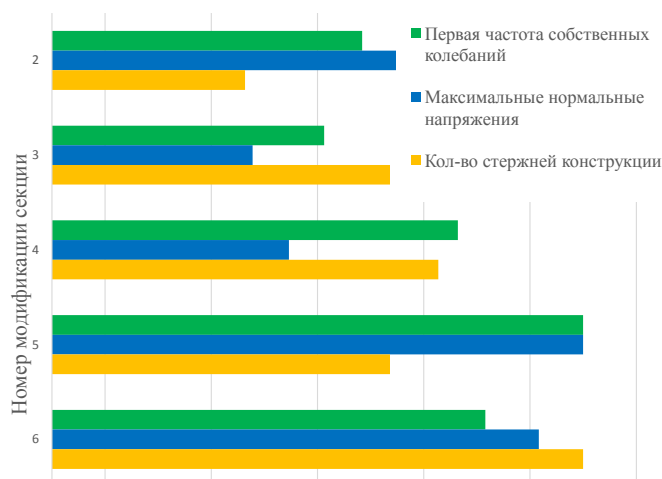


Рис. 14. Диаграмма сравнения полученных конструкций секции ФК

Для сравнения выделены секции модификаций 2–6 и характеристики: количество стержней, максимальные напряжения и частота основного тона колебаний. На основании сравнения механических свойств разработанных конструктивно-компоновочных схем, с использованием которых может быть построена пространственная ФК, выявлено следующее:

- конструктивно-компоновочная схема пятой модификации обладает наибольшей жесткостью, но наименьшей прочностью;

- конструктивно-компоновочная схема третьей модификации обладает наибольшей прочностью, но наименьшей жесткостью;

- конструктивно-компоновочные схемы второй и шестой модификаций обладают средними показателями прочности и жесткости.

Предлагается использовать представленные данные для выбора конструктивно-компоновочной схемы элементов конструкции космического аппарата, исходя из требований к технологии ее изготовления, требуемой прочности и жесткости.

Заключение

В статье проведен анализ влияния изменений, вносимых в конструктивно-компоновочную схему секции ФК, на ее механические свойства. Выделены схемы, которые могут быть использо-

ваны для построения силовых элементов космического аппарата. Данные конструкции исследованы как самостоятельные конструктивные элементы, однако в случае формирования многосекционных ферменных штанг необходимо провести анализ механических свойств составных конструкций.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, 2011. 488 с.
- [2] Черномаз В. И., Свищев В. В., Доронин А. В., Гончаров К. А., Моишеев А. А. Силовой каркас для космической аппаратуры. Пат. № 2610070 Российская Федерация, 2017. Бюл. № 4.
- [3] Шайда А. Н., Стратилатов Н. Р., Кирилин А. Н., Ахметов Р. Н., Максимов С. В. Силовая ферма космического телескопа. Пат. № 2417389 Российская Федерация, 2011. Бюл. № 12.
- [4] Малков И. В. Научные основы технологии формообразования намоткой углепластиковых элементов ферменных конструкций космических аппаратов : автореф. дис. ... д-ра техн. наук. М., 2001. 32 с.
- [5] Биткин В. Е., Жидкова О. Г., Денисов А. В., Бородавкин А. В., Митюшкина Д. В. Проектирование размеростабильной несущей конструкции корпуса оптико-электронного модуля из углепластика для космического аппарата // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. № 4–3. С. 571–577.
- [6] Чирас А. А. Строительная механика: теория и алгоритмы. М. : Стройиздат, 1989. 255 с.
- [7] Гнездилов В. А. Пространственная конструкция. Пат. № 2515487 Российская Федерация, 2014. Бюл. № 13.
- [8] Неталиев О. А. Пространственная конструкция-структура повышенной сейсмостойкости. Пат. № 2466245 Российская Федерация, 2012. Бюл. № 31.
- [9] Седова Н. М., Рыжков А. А., Котов И. А., Улрик С. А. Трехмерная ферменная структура башенного типа. Пат. № 2347048 Российская Федерация, 2009. Бюл. № 5.
- [10] Грунин Е. П., Шикера В. В. Ферменная трубчатая конструкция. Пат. № 10676 Российская Федерация, 1999.
- [11] Сегерлинд Л. Применение метода конечных элементов. М. : Мир, 1979. 392 с.
- [12] Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде Femap with NX Nastran. М. : ДМК Пресс, 2013. 784 с.
- [13] Селиверстов Г. В., Шпаченко Е. Н. Анализ ферменной конструкции концевой балки грузовой тележки мостового крана // Строительные и дорожные машины. 2020. № 10. С. 30–33.
- [14] Цой Д. Ч., Чебровский А. А. Анализ зарубежного опыта исследований стальных ферменных конструкций // Материалы 60-й студенческой научно-технической конференции инженерно-строительного института ТОГУ. Хабаровск. 2020. С. 429–437.
- [15] Тиньков Д. В. Сравнительный анализ аналитических решений задачи о прогибе ферменных конструкций // Инженерно-строительный журнал. 2015. № 5 (57). С. 66–73. doi: 10.5862/МСЕ.57.6.
- [16] Валиуллин Д. А., Чижов С. В. Сравнительный анализ расчетных моделей сквозных пролетных строений металлических мостов // Путь навигатор. 2020. № 42 (68). С. 42–49.
- [17] Bhowmik Er. Ch., Chakraborti P. Analytical and Experimental Modal Analysis of Electrical Transmission Tower to Study the Dynamic Characteristics and Behaviors // KSCE Journal of Civil Engineering. 2020. pp. 931–942. doi: 10.1007/s12205-020-1563-3.
- [18] Кирсанов М. Н. Аналитическое исследование жесткости пространственной статически определимой фермы // Вестник МГСУ. 2017. Т. 12. № 2 (101). С. 165–171. doi: 10.22227/1997-0935.2017.2.165-171.
- [19] Кирсанов М. Н. Изгиб, кручение и асимптотический анализ пространственной стержневой консоли // Инженерно-строительный журнал. 2014. № 5 (49). С. 37–43. doi: 10.5862/МСЕ.49.4.
- [20] Абдуллин И. Н. Моделирование ферменного заполнителя трехслойной конструкции // Междунар. науч.-практ. конф. «Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности». Казань. 2014. С. 307–311.
- [21] Доманов Е. В. Аналитическая зависимость прогиба пространственной консоли треугольного профиля от числа панелей // Научный альманах. 2016. № 6–2 (19). С. 214–217. doi: 10.17117/na.2016.06.02.214.
- [22] Кирсанов М. Н. Анализ прогиба фермы пространственного покрытия с крестообразной решеткой // Инженерно-строительный журнал. 2016. № 4 (64). С. 52–58. doi: 10.5862/МСЕ.64.5.
- [23] Тестоедов Н. А., Лысенко Е. А. Экспериментальная отработка космических аппаратов на механические воздействия : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2007.
- [24] Патраев В. Е., Халиманович В. И., Ильиных В. В. Надежность космических аппаратов : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2009.

- [25] Столярчук В. А. Автоматизация проектирования силовых конструкций : учеб. пособие. М. : Изд-во МАИ, 2004. 87 с.
- [26] Марутян А. С. Оптимизация ферменных конструкций с поясами регулярно-переменных сечений из прямоугольных труб // Строительная механика и расчет сооружений. 2020. № 6 (293). С. 69–76. doi: 10.37538/0039-2383.2020.6.69.76.
- [27] Кирсанов М. Н. Генетический алгоритм оптимизации стержневых систем // Строительная механика и расчет сооружений. 2010. № 2 (229). С. 60–63.
- [28] Пелешко И. Д., Юрченко В. В. Оптимальное проектирование металлических конструкций на современном этапе (обзор работ) // Металлические конструкции. 2009. Т. 15. № 1. С. 13–21.

ANALYSIS OF MECHANICAL PROPERTIES OF SPATIAL TRUSS STRUCTURES SECTIONS

S. A. Zommer, A. P. Kravchunovsky

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

The paper presents the results of computational study of sections of spatial truss structures. They can form large supporting structures on spacecraft to place onboard equipment. The calculations were carried out by the finite element method in FEMAP with Nastran. The chosen section, the object of study, is a set of straight rods rigidly connected at the nodes in such a way that the cross section of the truss structure is a triangle. Calculation models, procedures for calculation and results analysis are presented. The purpose of the calculation is to determine how the relative position of the rods in the structural scheme affects the mechanical properties of the structure. The main criterion for strength estimating was the magnitude of the stresses derived by load. Stiffness was determined by the value of the first natural frequency. The sequential addition of rods and varying their connection allow modifying the structural schemes of truss structures. Next, the mechanical properties of the structure which effected by made modifications were evaluated again. Thus, six structural schemes of sections of the truss structure, obtained from the results of the study, have been developed. At the same time, the mass of the section, its shape and dimensions, the material and shape of the rods section as well as the initial and boundary conditions, remained unchanged. Based on the results of the analysis, someone can notice that each structure has unique mechanical characteristics. Thus, the paper gives recommendations for choosing a specific structural scheme of the section, depending on the required operating conditions and acceptable manufacturing technology. So, the criteria for choosing one of the above various sections of a truss structure or the principle of its building can be the complexity of manufacturing, maximum stiffness and strength, or minimum displacement. Structural schemes of sections with the highest strength and capability have been selected for use as part of spatial truss rods of spacecraft.

Keywords: truss structure, bar system, mechanical analysis, stiffness, strength, spacecraft.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [2] Chernomaz V. I., Svishech V. V., Doronin A. V., Goncharov K. A., Moisheev A. A. *Silovoj karkas dlya kosmicheskoy* [Power frame for space equipment]. Patent RU 2610070, 2017, bulletin no. 14.
- [3] Shaida A. N., Stratilatov N. R., Kirilin A. N., Akhmetov R. N., Maksimov S. V. *Silovaya ferma kosmicheskogo teleskopa* [Space Telescope Power Farm]. Patent RU 2417389, 2011, bulletin no. 12.

- [4] Malkov I. V. *Nauchnye osnovy tekhnologii formoobrazovaniya namotkoj ugleplastikovyh elementov fermennyh konstrukcij kosmicheskikh apparatov* [Scientific bases of the technology of shaping by winding carbon-fiber elements of spacecraft truss structures]. Abstract of Doc. tech. science, Moscow, 2001, 32 p. (In Russian)
- [5] Bitkin V. E., Zhidkova O. G., Denisov A. V., Borodavkin A. V., Mityushkina D. V. *Proektirovanie razmerostabil'noj nesushchej konstrukcii korpusa optiko-elektronnogo modulya iz ugleplastika dlya kosmicheskogo apparata* [Designing a dimensionally stable load-bearing structure of the body of an optical-electronic module made of carbon fiber for a spacecraft] // Proc. of the Samara Scientific Center of the Russian Academy of Sciences, 2016, vol. 18, no. 4–3, pp. 571–577. (In Russian)
- [6] Chiras A. A. *Stroitel'naya mekhanika: teoriya i algoritmy* [Structural mechanics: theory and algorithms]. Moscow, Stroyizdat, 1989, 255 p. (In Russian)
- [7] Gnezdilov V. A. *Prostranstvennaya konstrukciya* [Spatial structure]. Patent RU 2515487, 2014, bulletin no. 13.
- [8] Netaliev O. A. *Prostranstvennaya konstrukciya-struktura povyshennoj sejsmostojkosti* [Spatial construction-structure of increased seismic resistance]. Patent RU 2466245, 2012, bulletin no. 31.
- [9] Sedova N. M., Ryzhkov A. A., Kotov I. A., Ulrik S. A. *Trekhmernaya fermennaya struktura bashennogo tipa* [Three-dimensional truss structure tower type]. Patent RU 2347048, 2009, bulletin no. 5.
- [10] Grunin E. P., Shikera V. V. *Fermennaya trubchataya konstrukciya* [Truss tubular structure]. Patent RU 10676, 1999.
- [11] Segerlind L. *Primenenie metoda konechnyh elementov* [Application of the finite element method]. Moscow, Mir, 1979, 392 p. (In Russian)
- [12] Rychkov S. P. *Modelirovanie konstrukcij v srede Femap with NX Nastran* [Structural modeling in Femap with NX Nastran]. Moscow, Mir, 2013, 784 p. (In Russian)
- [13] Seliverstov G. V., Shpachenko E. N. *Analiz fermennoj konstrukcii koncevoj balki gruzovoj teleshki mostovogo krana* [Analysis of the truss structure of the end beam of the cargo trolley of an overhead crane] // Construction and road machines, 2020, no. 10, pp. 30–33. (In Russian)
- [14] Coj D. Ch., Chebrovsky A. A. *Analiz zarubezhnogo opyta issledovaniy stal'nyh fermennyh konstrukcij* [Analysis of foreign experience in the study of steel truss structures] // Proc. of the 60th student scientific and technical conference of the Civil Engineering Institute of the TOGU, Khabarovsk, 2020, pp. 429–437. (In Russian)
- [15] Tin'kov D. V. *Sravnitel'nyj analiz analiticheskikh reshenij zadachi o progibe fermennyh konstrukcij* [Comparative analysis of analytical solutions of the problem of deflection of truss structures] // Magazine of Civil Engineering, 2015, no. 5 (57), pp. 66–73. doi: 10.5862/MCE.57.6. (In Russian)
- [16] Valiullin D. A., Chizhov S. V. *Sravnitel'nyj analiz raschetnyh modelej skvoznyh proletnyh stroenij metallicheskih mostov* [Comparative analysis of design models of through span structures of metal bridges] // Travel navigator, 2020, no. 42 (68), pp. 42–49. (In Russian)
- [17] Bhowmik Er. Ch., Chakraborti P. Analytical and Experimental Modal Analysis of Electrical Transmission Tower to Study the Dynamic Characteristics and Behaviors // KSCE Journal of Civil Engineering, 2020, pp. 931–942. doi: 10.1007/s12205-020-1563-3.
- [18] Kirsanov M. N. *Analiticheskoe issledovanie zhestkosti prostranstvennoj staticheski opredelimoj fermy* [Analytical study of the rigidity of a spatial statically determinate truss] // Vestnik MGSU, 2017, vol. 12, no. 2 (101), pp. 165–171. doi: 10.22227/1997-0935.2017.2.165-171. (In Russian)
- [19] Kirsanov M. N. *Izhib, kruchenie i asimptoticheskij analiz prostranstvennoj sterzhnevoj konsoli* [Bending, torsion and asymptotic analysis of the spatial rod console] // Magazine of Civil Engineering, 2014, no. 5 (49), pp. 37–43. doi: 10.5862/MCE.49.4. (In Russian)
- [20] Abdullin I. N. *Modelirovanie fermennogo zapolnitelya tryohslojnoj konstrukcii* [Modeling of a three-layer truss filler] // International Scientific and Practical Conference «Search for effective solutions in the process of creating and implementing scientific developments in the Russian aviation and rocket and space industry», Kazan, 2014, pp. 307–311. (In Russian)
- [21] Domanov E. V. *Analiticheskaya zavisimost' progiba prostranstvennoj konsoli treugol'nogo profilya ot chisla panelej* [Analytical dependence of the deflection of the spatial console of a triangular profile on the number of panels] // Scientific almanac, 2016, no. 6–2 (19), pp. 214–217. doi: 10.17117/na.2016.06.02.214. (In Russian)
- [22] Kirsanov M. N. *Analiz progiba fermy prostranstvennogo pokrytiya s krestoobraznoj reshetkoj* [Analysis of the buckling of spatial truss with cross lattice] // Magazine of Civil Engineering, 2016, no. 4 (64), pp. 52–58. doi: 10.5862/MCE.64.5.
- [23] Testoedov N. A., Lysenko E. A. *Eksperimental'naya otrabotka kosmicheskikh apparatov na mekhanicheskie vozdejstviya* [Experimental testing of spacecraft for mechanical effects] // Krasnoyarsk, Siberian State Aerospace University, 2007. (In Russian)
- [24] Patraev V. E., Halimanovich V. I., Il'inyh V. V. *Nadezhnost' kosmicheskikh apparatov* [Reliability of spacecraft] // Krasnoyarsk, Siberian State Aerospace University, 2009. (In Russian)
- [25] Stolyarchuk V. A. *Avtomatizaciya proektirovaniya silovyh konstrukcij* [Automation of the design of power structures]. Moscow, MAI Publishing House, 2004, 87 p. (In Russian)

- [26] Marutyana A. S. *Optimizaciya fermennykh konstrukcij s poyasami reguljarno-peremennykh sechenij iz pryamougol'nyh trub* [Optimization of truss structures with belts of regular-variable sections from rectangular pipes] // Structural Mechanics and Analysis of Constructions, 2020, no. 6 (293), pp. 69–76. doi: 10.37538/0039-2383.2020.6.69.76. (In Russian)
- [27] Kirsanov M. N. *Geneticheskiy algoritm optimizacii sterzhnevyyh system* [Genetic algorithm for optimization of rod systems] // Construction mechanics and calculation of structures, 2010, no. 2 (229), pp. 60–63. (In Russian)
- [28] Peleshko I. D. *Optimal'noe proektirovanie metallicheskih konstrukcij na sovremennom etape (obzor rabot)* [Optimal design of metal structures at the present stage (review of works)] // Metal structures, 2009, vol. 15, no. 1, pp. 13–21. (In Russian)

Сведения об авторах

Зоммер Семен Андреевич – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-6248-7665

Кравчуновский Антон Павлович – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: анализ конструкции космического аппарата по прочности и динамике.

ORCID: 0000-0001-6038-1392

ОЦЕНКА НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ БАЛОК КРУГЛОГО И КОЛЬЦЕВОГО СЕЧЕНИЯ ИЗ МАТЕРИАЛОВ С РАЗЛИЧНЫМИ СВОЙСТВАМИ НА РАСТЯЖЕНИЕ И СЖАТИЕ

В. В. Кашелкин¹, А. С. Демидов²✉, Е. А. Капустин³

¹ АО «Красная Звезда»,

г. Москва, Российская Федерация

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),

г. Москва, Российская Федерация

³ АО «НИИ НПО «ЛУЧ»,

г. Подольск, Московская область, Российская Федерация

В настоящее время к материалам на углеродной основе проявляется большой интерес. Они обладают высокими термомеханическими свойствами и массовыми характеристиками, являются достаточно технологичными. В авиационной и космической технике такие материалы нашли широкое применение, например, для изготовления силовых элементов, балок, каркасов, а также элементов обшивки самолетов и ракет. В статье рассматривается напряженное состояние изгибаемых балок круглого и кольцевого сечения из углепластиков. При испытаниях на растяжение и сжатие такие материалы, называемые разномодульными, обнаруживают различные свойства. Поэтому для расчетов на прочность необходимо использовать специальные модели прочности. Предлагается методика расчета на изгиб балок круглого и кольцевого сечения из углепластиков марок М46 и IMS-65. Их модули упругости на растяжение и сжатие, а также соответствующие пределы прочности были определены при испытаниях на машине ZDM-10 с точностью $\pm 1,25\%$. На примерах показано, что при расчетах необходимо учитывать различие в свойствах на растяжение и сжатие, а также реальное положение нейтральной оси сечения изгибаемой балки.

Ключевые слова: изгибаемая балка, круглое сечение, кольцевое сечение, напряжения, углепластик, разномодульные материалы, предел прочности при растяжении, предел прочности при сжатии, нейтральная ось сечения.

Введение

Вследствие своей сложной структуры механические свойства композиционных материалов на углеродной основе в различных направлениях могут значительно отличаться. К таким материалам проявляется огромный интерес. Общие вопросы прочности материалов, по-разному сопротивляющихся растяжению и сжатию (их называют разномодульными), изложены в ряде известных источников, например [1; 2]. К выбору моделей прочности существуют различные современные подходы [3; 4], в большом количестве работ рассматриваются вопросы технологии производства изделий из композитов [5; 6; 19; 20], приводится оценка влияния

технологии на прочность балок и пластин [7–9], можно найти сведения по прочности отдельных углеродных волокон [10] и их контактного взаимодействия [11], а также свойства композитов при различных внешних условиях [21]. Заметим, что приближенный способ расчета двухслойных (дерево плюс сталь) балок на изгиб был приведен еще в книге [12]. Результаты испытаний на прочность композитных материалов и конструктивных элементов из них встречаются в современных источниках [13–16], вопросы изгиба разномодульных балок при циклическом нагружении [22] и с учетом ползучести рассматриваются в статьях [17; 18], изучается даже влияние окисления [23], однако для конкретных случаев методика расчета на прочность, удобную для применения в инженерной практике, найти не всегда удается. В настоящей статье предлагается методика определения упругих напряже-

✉ as-festscl@rambler.ru

ний в изгибаемых балках круглого и кольцевого сечения, изготовленных из разномодульных материалов. В таблицу включены полученные в эксперименте свойства углепластиков [14]. На растяжение испытания проводились на образцах с сечением $2,2 \times 12,8$ мм², на сжатие – на образцах с сечением $8,8 \times 38$ мм², установленных на машине ZDM-10, точность измерения усилий составляла $\pm 1,25$ %.

Таблица

Свойства материалов

Марка	E_p , МПа	$E_{сж}$, МПа	σ_1 , МПа	σ_2 , МПа
М46	21330	15420	1271	584
IMS-65	26880	12810	2270	610

В таблице E_p – модуль упругости при растяжении; $E_{сж}$ – модуль упругости при сжатии; σ_1 – предел прочности при растяжении; σ_2 – предел прочности при сжатии.

1. Анализ напряженного состояния балки круглого сечения радиуса R , материал которой имеет различные свойства при растяжении и сжатии

Пусть E_1 – модуль упругости углепластика при растяжении, E_2 – модуль упругости того же материала при сжатии. Принимаем справедливость закона Гука:

$$\sigma = E_i \cdot \varepsilon_i,$$

где $i = 1, 2$. Также принимаем справедливость гипотезы плоских сечений при изгибе балки. На рис. 1 показаны сечение балки и эпюра напряжений.

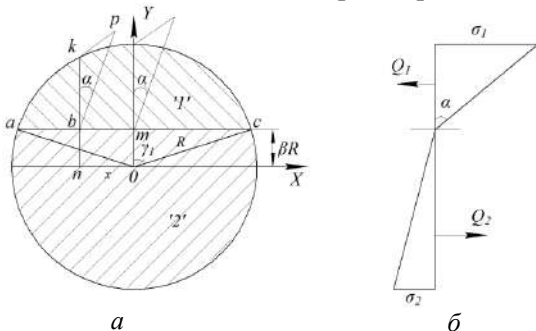


Рис. 1. Поперечное сечение балки (а) и эпюра напряжений (б): '1' – зона напряжений растяжения; '2' – зона напряжений сжатия

Положение нейтральной оси ac определяется величиной βR . Значение безразмерного параметра β можно вычислить из уравнения равновесия $Q_1 = Q_2$, где Q_1 – суммарное усилие напряжений растяжения σ_1 , Q_2 – суммарное усилие напряжений сжатия σ_2 .

Определим усилие Q_1 . Длина хорды нейтральной оси ac (рис. 1) равна:

$$ac = 2R\sqrt{1-\beta^2}.$$

Усилие Q_1 определяется по формуле:

$$Q_1 = \int_{-R\sqrt{1-\beta^2}}^{R\sqrt{1-\beta^2}} S_1(x) dx, \tag{1}$$

где $S_1(x)$ – площадь треугольника bkp (рис. 1), равная:

$$S_1(x) = \frac{1}{2}(bk)^2 \operatorname{tg} \alpha.$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \sigma_1 \frac{1}{R(1-\beta)}, \quad bk = \sqrt{R^2 - x^2} - \beta R.$$

Тогда:

$$S_1(x) = \frac{1}{2} \left(R^2 - x^2 - 2\beta R\sqrt{R^2 - x^2} + \beta^2 R^2 \right) \operatorname{tg} \alpha.$$

Проинтегрировав (1), получим:

$$Q_1 = \sigma_1 R^2 \frac{1}{1-\beta} \cdot \left(\frac{1}{3}(2+\beta^2)\sqrt{1-\beta^2} - \beta \arcsin \sqrt{1-\beta^2} \right). \tag{2}$$

Или в другой форме записи при $\cos \gamma_1 = \beta$, $\sin \gamma_1 = \sqrt{1-\beta^2}$:

$$Q_1 = \sigma_1 R^2 \frac{1}{1-\cos \gamma_1} \left(\sin \gamma_1 - \frac{1}{3} \sin^3 \gamma_1 - \gamma_1 \cos \gamma_1 \right). \tag{3}$$

Аналогично определяем усилие Q_2 :

$$Q_2 = \int_{-\beta R}^{R(1+\beta)} S_2(y) dy = \int_{-\beta R}^0 S_2^{db}(y) dy + \int_0^{R(1+\beta)} S_2^{mn}(y) dy, \tag{4}$$

где S_2^{db} – площадь прямоугольника db (рис. 2а); S_2^{mn} – площадь прямоугольника mn (рис. 2б).

Площади прямоугольников S_2^{db} и S_2^{mn} равны соответственно:

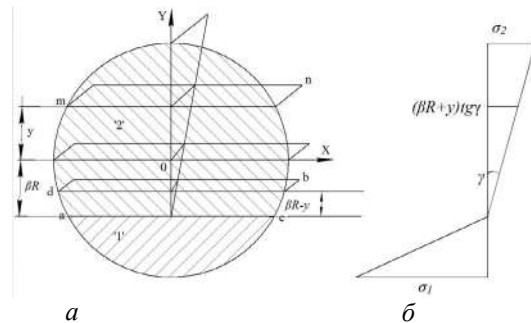


Рис. 2. К составлению уравнения равновесия: а – поперечное сечение балки; б – эпюра напряжений; '1' – зона напряжений растяжения; '2' – зона напряжений сжатия

В итоге:

$$Q_2 = \operatorname{tg} \gamma \left(\int_{-\beta R}^0 2(\beta R - y) \sqrt{R^2 - y^2} dy + \int_0^R 2(\beta R + y) \sqrt{R^2 - y^2} dy \right). \quad (5)$$

Проинтегрировав (5), получим усилие от напряжений сжатия Q_2 :

$$Q_2 = \sigma_2 R^2 \frac{1}{1+\beta} \left[\frac{1}{3} (2+\beta^2) \sqrt{1-\beta^2} + \beta \left(\frac{\pi}{2} + \arcsin \beta \right) \right]. \quad (6)$$

С учетом вышеизложенного уравнение равновесия:

$$Q_1 = Q_2 \quad (7)$$

приобретает вид:

$$\sigma_1 \frac{1}{1-\beta} A_1 = \sigma_2 \frac{1}{1+\beta} A_2, \quad (8)$$

где обозначения A_1 и A_2 должны быть понятными из (2) и (6). Уравнение (8) эквивалентно уравнению в деформациях ε_1 и ε_2 :

$$E_1 \cdot A_1 = E_2 \cdot A_2.$$

Обозначив отношение модулей упругости через:

$$K = \frac{E_1}{E_2},$$

получаем:

$$K = \frac{A_2}{A_1}. \quad (9)$$

Выражение (9) – уравнение для определения параметра β при заданных диаметре балки и отношении модулей упругости. Функция зависимости $K(\beta)$ от отношения модулей упругости показана на рис. 3.

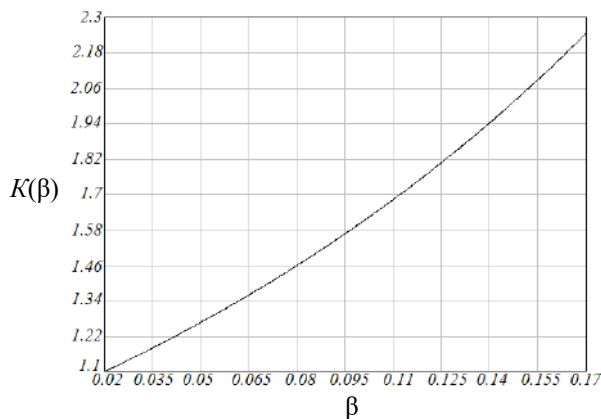


Рис. 3. График $K = K(\beta)$ для балки круглого сечения

Для определения напряжений σ_1 и σ_2 необходимо вычислить значения моментов инерции частей сечения (сегментов) '1' и '2' относительно нейтральной оси ac .

Момент инерции сегмента '1' (рис. 4) J_{x-x} относительно оси $x-x$ согласно справочнику [19] равен:

$$J_{x-x} = \frac{1}{8} R^4 (2\alpha - \sin 2\alpha \cdot \cos 2\alpha),$$

где $\beta = \cos \alpha$.

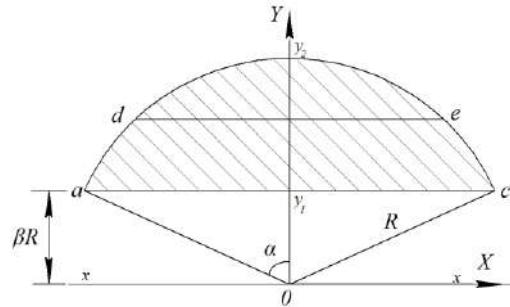


Рис. 4. Сегмент '1'

Момент инерции сечения (сегмента) '1' относительно нейтральной оси ac :

$$J_1 = J_{x-x} - (2\beta y_0 R - \beta^2 R^2) F_1, \quad (10)$$

где площадь сегмента $F_1 = \frac{1}{2} R^2 (2\alpha - \sin 2\alpha)$, а ордината его центра тяжести:

$$y_0 = \frac{4}{3} R \frac{\sin^3 \alpha}{2\alpha - \sin 2\alpha} = \frac{4}{3} R \frac{(1-\beta^2)^{\frac{3}{2}}}{2 \arccos \beta - 2\beta \sqrt{1-\beta^2}}.$$

Момент инерции сечения (сегмента) '2' относительно нейтральной оси ac равен:

$$J_2 = R^4 \frac{\pi}{4} (1 + 4\beta^2) - J_1. \quad (11)$$

Приведенный модуль упругости E_{np} определяется из соотношения:

$$E_{np} = \frac{4}{\pi R^4} (E_1 J_1 + E_2 J_2). \quad (12)$$

Действующие напряжения вычисляются по формулам:

$$\sigma_1 = \frac{M(1-\beta)R}{\left(1 + \frac{E_2 J_2}{E_1 J_1}\right) J_1},$$

$$\sigma_2 = \frac{M(1+\beta)R}{\left(1 + \frac{E_1 J_1}{E_2 J_2}\right) J_2},$$

$$\sigma_{np} = \frac{4M}{\pi R^3}.$$

2. Анализ напряженного состояния балки кольцевого сечения, материал которой имеет различные свойства при растяжении и сжатии

Исследование напряженного состояния балки (сечение и эпюра напряжений показаны на рис. 5) выполним так же, как для балки сплошного круглого сечения.

На основе полученных выше значений усилий Q_1 и Q_2 уравнения равновесия для кольцевого сечения принимают вид:

$$Q_1 = \sigma_1 R^2 \frac{1}{1-\beta} A_1 - \sigma'_1 R_M^2 \frac{1}{1-\beta} A_1, \quad (14)$$

$$Q_2 = \sigma_2 R^2 \frac{1}{1+\beta} A_2 - \sigma'_2 R_M^2 \frac{1}{1+\beta} A_2, \quad (15)$$

где σ'_1 и σ'_2 – напряжения растяжения и сжатия на внутренней поверхности кольца; $R_M = R - \delta$, $R_M^2 = R^2 - 2R\delta + \delta^2$.

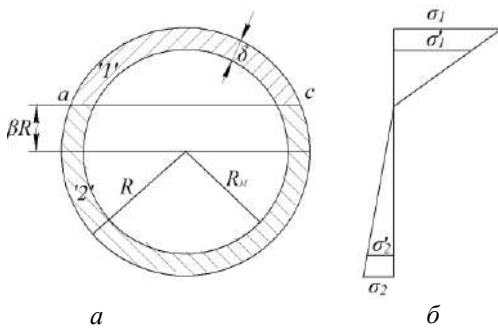


Рис. 5. Кольцевое сечение (а) и эпюра напряжений (б): '1' – зона растяжения; '2' – зона сжатия

Обозначим через Δ безразмерную толщину кольца $\Delta = \delta/R$, тогда:

$$Q_1 = \sigma_1 \frac{1}{1-\beta} A_1 \left[R^2 - R_M^2 \frac{(1-\beta)R - \delta}{(1-\beta)R} \right] = \sigma_1 R^2 \frac{1}{1-\beta} A_1 \frac{(3-2\beta)\Delta - (3-\beta)\Delta^2 + \Delta^3}{1-\beta}, \quad (16)$$

$$Q_2 = \sigma_2 \frac{1}{1+\beta} A_2 \left[R^2 - R_M^2 \frac{(1+\beta)R - \delta}{(1+\beta)R} \right] = \sigma_2 R^2 \frac{1}{1+\beta} A_2 \frac{(3+2\beta)\Delta - (3+\beta)\Delta^2 + \Delta^3}{1+\beta}. \quad (17)$$

Из условия $Q_1 = Q_2$ получим уравнение для определения параметра β в зависимости от отношения:

$$K = \frac{1-\beta}{1+\beta} \cdot \frac{(3+2\beta) - (3+\beta)\Delta + \Delta^2}{(3-2\beta) - (3-\beta)\Delta + \Delta^2} \cdot \frac{A_2}{A_1}. \quad (18)$$

При $\Delta = 1$ уравнение (18) принимает вид (9).

На рис. 6 показаны графики функции $K = K(\beta)$ для некоторых значений Δ ($\Delta = 0,1; 0,15; 0,25; 0,5; 0,75; 1$).

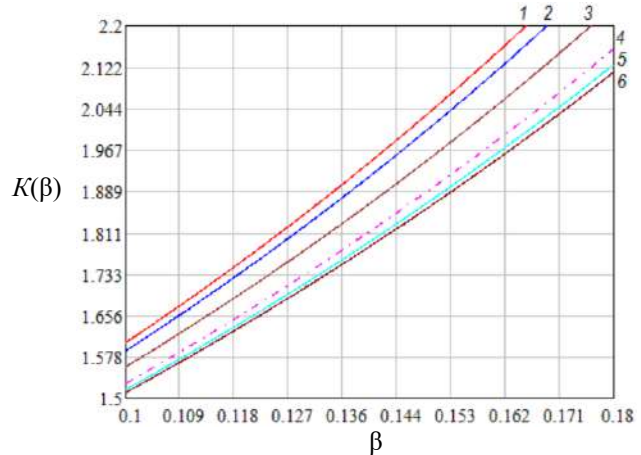


Рис. 6. График функции $K = K(\beta)$ для некоторых значений Δ : 1 – $K(\beta; 1,0)$; 2 – $K(\beta; 0,75)$; 3 – $K(\beta; 0,5)$; 4 – $K(\beta; 0,25)$; 5 – $K(\beta; 0,15)$; 6 – $K(\beta; 0,10)$

Для определения напряжений σ_1 и σ_2 необходимо вычислить значения моментов инерции кольцевого сегмента относительно нейтральной оси ac .

Часть кольцевого сечения (сегмента) '1' показана на рис. 7.

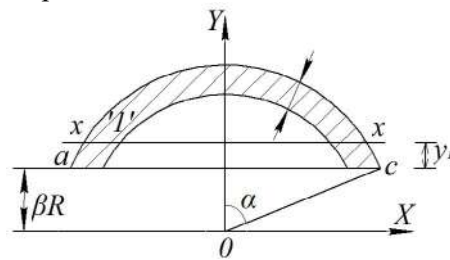


Рис. 7. Сечение зоны '1' части кольца

По [24] собственный момент инерции J_x сектора тонкостенного кольца (при $\delta \ll 2R$):

$$J_x = \frac{\delta R^3}{2} \left(2\alpha + \sin 2\alpha - \frac{4 \sin^2 \alpha}{\alpha} \right),$$

$$J_1 = R \left(\frac{\sin \alpha}{\alpha} - \cos \alpha \right).$$

С учетом $\cos \alpha = \beta$ уравнения для определения J_x и J_1 принимают вид:

$$J_x = \frac{\delta R^3}{2} \left(2 \arccos \beta + 2\beta \sqrt{1-\beta^2} - \frac{4(1-\beta^2)}{\arccos \beta} \right),$$

$$J_1 = R \left(\frac{\sqrt{1-\beta^2}}{\arccos \beta} - \beta \right).$$

Тогда J_1 и J_2 :

$$J_1 = \frac{\delta R^3}{2} \left(2 \arccos \beta + 2\beta \sqrt{1-\beta^2} - \frac{4(1-\beta^2)}{\arccos \beta} \right), \quad (19)$$

$$J_2 = \pi \delta R^3 (1 + 2\beta^2) - J_1.$$

Приведенный модуль упругости кольца:

$$E_{np} = \frac{E_1 J_1 + E_2 J_2}{J}, \quad (20)$$

где J – собственный момент инерции кольца, $J = \pi \delta R^3$.

Действующие напряжения вычисляются по формулам (13).

3. Примеры определения напряжений при изгибе балок круглого и кольцевого сечений

Пример 1

Рассмотрим изгиб балки сплошного круглого сечения диаметром $D = 0,04$ м. Материал балки – углепластик марки IMS-65. Его механические характеристики приведены в таблице. Для

данного материала $K = \frac{E_1}{E_2} = 2,09$ (рис. 8). Этому

значению K , согласно (9), соответствует параметр $\beta = 0,155$. Определим геометрические характеристики сегментов ‘1’ и ‘2’ зон растяжения и сжатия по формулам (10) – (13):

$$\begin{aligned} J_x &= 6,244 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, J_1 = 3,541 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, \\ J_2 &= 10,2319 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, E_{np} = 1,803 \cdot 10^{10} \text{ Па}, \\ \sigma_1 &= 0,2M, \\ \sigma_2 &= 0,13M \text{ (для сравнения } \sigma_{np} = 0,16M). \end{aligned}$$

Расчет показал, что напряжение растяжения, с учетом разномодульности материала, на 25 % выше соответствующего напряжения, полученного в результате использования приведенного модуля упругости, напряжение сжатия при этом оказалось на 19 % ниже. Существенная разница является результатом учета смещения нейтральной оси и значительного отличия модулей E_1 и E_2 .

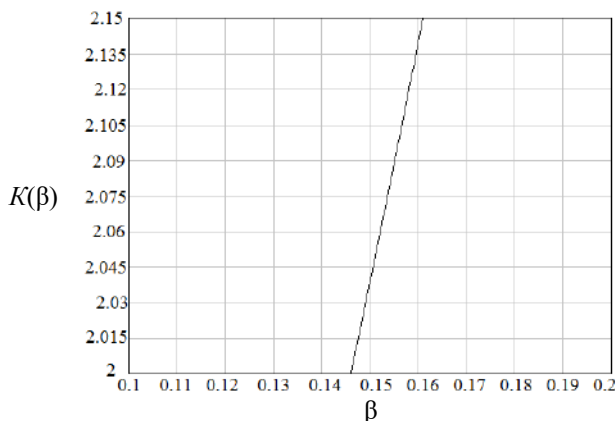


Рис. 8. График функции $K = K(\beta)$ для балки круглого сечения

Пример 2

Рассмотрим ту же балку из углепластика марки М46. Механические характеристики приведены в таблице.

Для данного материала $K = \frac{E_1}{E_2} = 1,38$. Этому

значению K , согласно (9), соответствует $\beta = 0,068$ (рис. 9).

Геометрические характеристики по (10) – (11) и приведенный модуль упругости (12):

$$\begin{aligned} J_x &= 6,2799 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, J_1 = 4,9454 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, \\ J_2 &= 7,853 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, E_{np} = 1,803 \cdot 10^{10} \text{ Па}. \end{aligned}$$

По формулам (13) определим напряжения σ_1 и σ_2 как функции момента M :

$$\begin{aligned} \sigma_1 &= 0,25M, \\ \sigma_2 &= 0,17M \text{ (для сравнения } \sigma_{np} = 0,16M). \end{aligned}$$

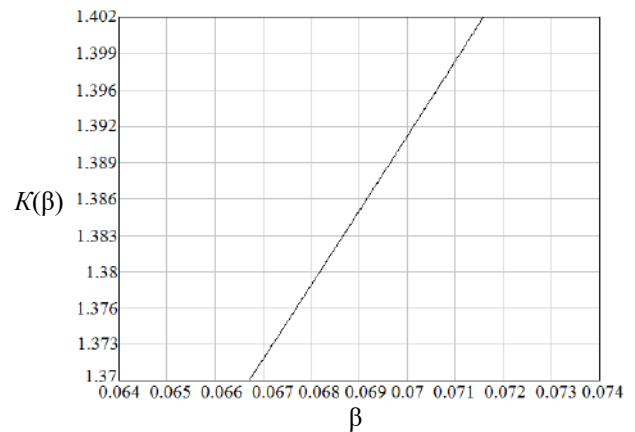


Рис. 9. График функции $K = K(\beta)$ для балки круглого сечения

Пример 3

Рассмотрим балку кольцевого поперечного сечения диаметром $D = 0,04$ м и толщиной $\delta = 0,004$ м. Материал IMS-65. Для этого материала $K = 2,09$. Определим β по (18), $\beta = 0,173$. На рис. 10 приведен график, позволяющий определить значение β по $K = 2,09$.

Определим геометрические характеристики кольцевых сегментов по (19) и (20):

$$\begin{aligned} J_1 &= 3,0107 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, J_2 = 7,2189 \cdot 10^{-8} \text{ м}^4, \\ E_{np} &= 1,749 \cdot 10^{10} \text{ Па}. \end{aligned}$$

По формулам (13) определим напряжения σ_1 и σ_2 как функции момента M :

$$\sigma_1 = 0,25M, \sigma_2 = 0,17M.$$

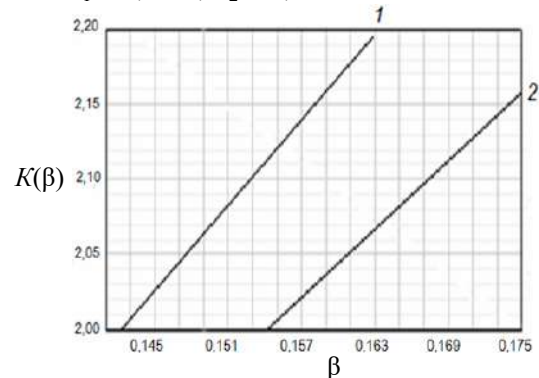


Рис. 10. Графики функций $K = K(\beta)$ для балок круглого и кольцевого сечений: 1 – $K(\beta; 1)$; 2 – $K(\beta; 0,4)$

Заключение

1. Рассмотрена задача поперечного изгиба балок круглого и кольцевого сечений из углепластиков, имеющих различные свойства на растяжение и сжатие. Предложен алгоритм аналитического определения положения их нейтральных осей. Показано, что учет различных механических свойств углепластиков на растяжение и сжатие имеет существенное значение. Например, при двукратном отличии величин

модулей упругости (углепластик марки IMS-65) точное значение напряжения растяжения превышает соответствующее напряжение, полученное в расчете с использованием приведенного модуля упругости, на 25 %.

2. Предложенная методика может быть использована для оценки напряженного состояния некоторых конструктивных элементов системы развертывания холодильника-излучателя космической ядерной энергоустановки [25], например, промежуточных шпангоутов.

Список литературы

- [1] Амбарцумян С. А. Разномодульная теория упругости. М. : Наука, 1982. 217 с.
- [2] Работнов Ю. Н. Механика деформируемого твердого тела. М. : Наука, 1979. 744 с.
- [3] Пахомов Б. М. Вариант модели разномодульного материала // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия Машиностроение. 2017. № 6. С. 35–48. doi: 10.18698/0236-3941-2017-6-35-48.
- [4] Цвелодуб И. Ю. О разномодульной теории упругости // Прикладная механика и техническая физика. 2008. Т. 49. № 1. С. 157–164.
- [5] Рач В. А., Тарасов Ю. М., Воскобойников В. Н., Малков И. В. Технология интегральной намотки пространственных ферменных конструкций космических аппаратов из углепластика // Сб. трудов 4-ой Московской междунар. конф. «Теория и практика технологий производства изделий из композиционных материалов и новых металлических сплавов (ТПКММ)». М. 2005. С. 425–429.
- [6] Халиулин В. И., Батраков В. В. Технология производства изделий из композитов: технология интегральных конструкций : учеб. пособие. Казань : Изд-во КНИТУ-КАИ, 2018. 192 с.
- [7] Первушин Ю. С., Жернаков В. С. Основы механики, проектирования и технологии изготовления изделий из слоистых композиционных материалов : учеб. пособие. Уфа : УГАТУ, 2008. 303 с.
- [8] Скворцов Ю. В. Конспект лекций по дисциплине Механика композиционных материалов. Самара : СГАУ им. С. П. Королева, 2013. 94 с.
- [9] Гриневиц А. В., Яковлев Н. О., Славин А. В. Критерии разрушения композиционных полимерных материалов (обзор) // Труды ВИАМ. 2019. № 7 (79). С. 92–111. doi: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111.
- [10] Симамура С., Синдо А., Коцука К., Цутияма Н., Сато Т., Ито Е., Икэгами К., Ямада К., Сакамото А., Ватанабэ Е., Такэда Х., Исикава Т., Сасаки В., Абэ Я. Углеродные волокна. М. : Мир, 1987. 304 с.
- [11] Абашев В. М., Демидов А. С., Еремкин И. В., Киктев С. И., Хомовский Я. Н. Температурные напряжения в цилиндрической оболочке из углеродных волокон и контактная задача теплообмена // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 7–13.
- [12] Иванов Н. И. Соппротивление материалов. М.-Л. : Гостехиздат, 1942. 646 с.
- [13] Лю Л., Ши Ц., Бао Х. Металлокомпозитное соединение и его механические характеристики // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 3. С. 220–227.
- [14] Демидов А. С., Кашелкин В. В., Капустин Е. А. Оценка напряженного состояния коробчатой оболочки из материала с различными свойствами на растяжение и сжатие // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2019. № 2. С. 154–157.
- [15] Беззаметнов О. Н., Митряйкин В. И., Халиулин В. И., Марковцев В. А., Шаныгин А. Н. Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 78–91. doi: 10.34759/vst-2021-4-78-91.
- [16] Беззаметнов О. Н., Митряйкин В. И., Халиулин В. И. Испытания низкоскоростным ударом различных композиционных материалов // Вестник Московского авиационного института. 2019. Т. 26. № 4. С. 216–229. doi: 10.34759/vst-2019-4-216-229.
- [17] Кузнецов Е. Б., Леонов С. С. Чистый изгиб балки из разномодульного материала в условиях ползучести // Вестник ЮУрГУ. Математическое моделирование и программирование. 2013. Т. 6. № 4. С. 26–38.
- [18] Локощенко А. М., Агахи К. А., Фомин Л. В. Чистый изгиб балки в условиях ползучести из разносопротивляющегося материала // Вестник СамГТУ. Серия Физико-математические науки. 2012. № 1 (26). С. 66–73.
- [19] Hatta N., Denk L., Watanabe T., Shiota I., Aly-Hassan M. S. Fracture Behavior of Carbon-Carbon Composites with Cross-Ply Lamination // Journal of Composite Materials. 2004. vol. 38. pp. 1479–1491.
- [20] Li W., Li H., Wang J., Zhang S., Yang X. Preparation and mechanical properties of carbon/carbon composites with high textured pyrolytic carbon matrix // Transactions of Nonferrous Metals Society of China. 2013. vol. 23. pp. 2129–2134.

- [21] Xue L., Li K., Jia Y., Zhang S., Cheng J., Guo J. Flexural fatigue behavior of 2D cross-ply carbon/carbon composites at room temperature // *Materials Science and Engineering: A*. 2015. vol. 634. pp. 209–214.
- [22] Yang X., Li H., Yu K. Effects of bending cyclic load on mechanical properties of 2D Carbon cloth laminated C/C composites // *Applied Mechanics and Materials*. 2012. vol. 157–158. pp. 792–795.
- [23] Zhang C., Yan K., Qiao S., Li M., Han D., Guo Y. Effect of Oxidation on Fracture Toughness of a Carbon/Carbon Composite // *Journal of Wuhan University of Technology – Materials Science Edition*. 2012. vol. 27. pp. 944–947.
- [24] Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матвеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. К. : Изд-во Дельта, 2008. 816 с.
- [25] Андреев П. В., Демидов А. С., Ежов Н. И., Еремин А. Г., Зинчук А. А., Кашелкин В. В., Равикович Ю. А., Федоров М. Ю., Хартов С. А., Холобцев Д. П. Космические ядерные энергоустановки и электроракетные двигатели. Конструкция и расчет деталей : учеб. пособие. М. : Изд-во МАИ, 2014. 508 с.

ASSESSMENT OF THE STRESS STATE OF ROUND AND ANNULAR CROSS-SECTION BEAMS MADE WITH DIFFERENT TENSILE AND COMPRESSIVE PROPERTIES MATERIALS

V. V. Kachelkin¹, A. S. Demidov², E. A. Kapustin³

¹ JSC «Krasnaya Zvezda»,
Moscow, Russian Federation

² Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation

³ JSC «Research Institute of NPO «LUCH»,
Podolsk, Moscow region, Russian Federation

At present, there is great interest in carbon-based materials. They have high thermomechanical properties and mass characteristics, are quite technologically advanced. Such materials are widely used in aviation and space technology, for example, for the manufacture of load-bearing elements, beams, frames, as well as aircraft and rocket skin elements. The article considers the stress state of bent beams of circular and annular section made of carbon fiber reinforced plastics. When tested in tension and compression, such materials, called multi-modulus, exhibit different properties. Therefore, for strength calculations, it is necessary to use special strength models. A method is proposed for calculating the bending of beams of circular and annular cross-section made of M46 and IMS-65 carbon fiber reinforced plastics. Their tensile and compressive moduli and corresponding strengths were determined by testing on a ZDM-10 machine with an accuracy of $\pm 1,25\%$. The examples show that in the calculations it is necessary to take into account the difference in tensile and compression properties, as well as the real position of the neutral axis of the bent beam section.

Keywords: bending beam, circular section, annular section, stresses, carbon fiber reinforced plastic, multi-modulus materials, tensile strength, compressive strength, neutral axis of the section.

References

- [1] Ambartsumyan S. A. *Raznomodul'naya teoriya uprugosti* [Different modulus theory of elasticity]. Moscow, Nauka, 1982, 217 p. (In Russian)
- [2] Rabotnov Yu. N. *Mekhanika deformiruemogo tverdogo tela* [Mechanics of a Deformable Solid Body]. Moscow, Nauka, 1979, 744 p. (In Russian)
- [3] Pakhomov B. M. *Variant modeli raznomodul'nogo materiala* [A variant of the model of a multi-modulus material] // Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2017, no. 6, pp. 35–48. doi: 10.18698/0236-3941-2017-6-35-48. (In Russian)
- [4] Tselodub I. Yu. *O raznomodul'noj teorii uprugosti* [On the multi-modulus theory of elasticity] // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2008, vol. 49, no. 1, pp. 157–164. (In Russian)
- [5] Rach V. A., Tarasov Yu. M., Voskoboinikov V. N., Malkov I. V. *Tekhnologiya integral'noj namotki prostranstvennykh fermynykh konstrukcij kosmicheskikh apparatov iz ugleplastika* [Technology of integral winding of spatial truss structures

- of spacecraft made of carbon fiber] // Proc. of the International Conference «Theory and practice of technologies for the production of products from composite materials and new metal alloys», 2005, pp. 425–429. (In Russian)
- [6] Khaliulin V. I., Batrakov V. V. *Tekhnologiya proizvodstva izdelij iz kompozitov: tekhnologiya integral'nykh konstrukcij* [Technology for the production of products from composites: technology of integral structures]. Kazan, Publishing house of KNITU-KAI, 2018, 192 p. (In Russian)
- [7] Pervushin Yu. S., Zhernakov V. S. *Osnovy mekhaniki, projektirovaniya i tekhnologii izgotovleniya izdelij iz sloistyykh kompozitsionnykh materialov* [Fundamentals of mechanics, design and manufacturing technology of products made of layered composite materials]. Ufa, UGATU, 2008, 303 p. (In Russian)
- [8] Skvortsov Yu. V. *Konspekt lekcij po discipline Mekhanika kompozitsionnykh materialov* [Lecture notes. Mechanics of composite materials]. Samara, SSAU named after S. P. Korolev, 2013, 94 p. (In Russian)
- [9] Grinevich A. V., Yakovlev N. O., Slavin A. V. *Kriterii razrusheniya kompozitsionnykh polimernykh materialov (obzor)* [Criteria for destruction of composite polymer materials (review)] // Proceedings of VIAM, 2019, no. 7 (79), pp. 92–111. doi: 10.18577/2307-6046-2019-0-7-92-111. (In Russian)
- [10] Simamura S., Sindo A., Kocuka K., Cutiyama N., Sato T., Ito E., Ikegami K., Yamada K., Sakamoto A., Vatanabe E., Takeda H., Isikava T., Sasaki V., Abe Ya. *Uglerodnye volokna* [Carbon fiber]. Moscow, Mir, 1987, 304 p. (In Russian)
- [11] Abashev V. M., Demidov A. S., Eremkin I. V., Kiktev S. I., Khomovsky Ya. N. *Temperaturnye napryazheniya v cilindricheskoy obolochke iz uglerodnykh volokon i kontaktная задача teploobmena* [Temperature stresses in a cylindrical shell made of carbon fibers and the contact problem of heat exchange] // Aerospace MAI Journal, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 7–13. (In Russian)
- [12] Ivanov N. I. *Soprotivlenie materialov* [Strength of materials]. Moscow–Leningrad, Gosudarstvennoe izdatelstvo tekhniko-teoreticheskoy literature, 1942, 646 p. (In Russian)
- [13] Liu L., Shi Ts., Bao H. *Metallokompozitnoe soedinenie i ego mekhanicheskie harakteristiki* [Metal composite compound and its mechanical characteristics] // Aerospace MAI Journal, 2019, vol. 26, no. 3, pp. 220–227. (In Russian)
- [14] Demidov A. S., Kashelkin V. V., Kapustin E. A. *Ocenka napryazhennogo sostoyaniya korobchatoj obolochki iz materiala s razlichnymi svoystvami na rastyazhenie i szhatie* [Assessment of the stress state of a box shell made of a material with different tensile and compressive properties] // Izv. VUZ. Aviatsionnaya Tekhnika, 2019, no. 2, pp. 154–157. (In Russian)
- [15] Bezzametnov O. N., Mitryaikin V. I., Haliullin V. I., Markovtsev V. A., Sharygin A. N. *Ocenka vliyaniya udarnykh povrezhdenij na prochnost' integral'nykh panelej iz polimernykh kompozitsionnykh materialov pri szhatii* [Evaluation of the effect of impact damage on the strength of integral panels made of composite materials under compression] // Aerospace MAI Journal, vol. 28, no. 4, pp. 78–91. (In Russian)
- [16] Bezzametnov O. N., Mitryaykin V. I., Khaliulin V. I. *Ispytaniya nizkoskorostnym udarom razlichnykh kompozitsionnykh materialov* [Low-velocity impact tests of various composite materials] // Aerospace MAI Journal, 2019, vol. 26, no. 4, pp. 216–229. doi: 10.34759/vst-2019-4-216-229. (In Russian)
- [17] Kuznetsov E. B., Leonov S. S. *Chistyj izgib balki iz raznomodul'nogo materiala v usloviyah polzuchesti* [Pure bending of a beam made of a multi-modulus material under creep conditions] // Bulletin of the South Ural State University. Series «Mathematical Modelling, Programming & Computer Software», 2013, vol. 6, no. 4, pp. 26–38. (In Russian)
- [18] Lokoshchenko A. M., Agakhi K. A., Fomin L. V. *Chistyj izgib balki v usloviyah polzuchesti iz raznosoprotivlyayushchegosya materiala* [Pure bending of a beam under creep conditions from a highly resistant material] // Journal of Samara State Technical University. Ser. Physical and Mathematical Sciences, 2012, no. 1 (26), pp. 66–73. (In Russian)
- [19] Hatta H., Denk L., Watanabe T., Shiota I., Aly-Hassan M. S. Fracture Behavior of Carbon-Carbon Composites with Cross-Ply Lamination // Journal of Composite Materials, 2004, vol. 38, pp. 1479–1491.
- [20] Li W., Li H., Wang J., Zhang S., Yang X., Wei J. Preparation and mechanical properties of carbon/carbon composites with high textured pyrolytic carbon matrix // Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2013, vol. 23, pp. 2129–2134.
- [21] Xue L., Li K., Jia Y., Zhang S., Cheng J., Guo J. Flexural fatigue behavior of 2D cross-ply carbon/carbon composites at room temperature // Materials Science and Engineering: A, 2015, vol. 634, pp. 209–214.
- [22] Yang X., Li H., Yu K. Effects of bending cyclic load on mechanical properties of 2D Carbon cloth laminated C/C composites // Applied Mechanics and Materials, 2012, vol. 157–158, pp. 792–795.
- [23] Zhang C., Yan K., Qiao S., Li M., Han D., Guo Y. Effect of Oxidation on Fracture Toughness of a Carbon/Carbon Composite // Journal of Wuhan University of Technology – Materials Science Edition, 2012, vol. 27, pp. 944–947.
- [24] Pisarenko G. S., Yakovlev A. P., Matveev V. V. *Spravochnik po soprotivleniyu materialov* [Handbook on the strength of materials]. Kyiv, Delta Publishing House, 2008, 816 p. (In Russian)
- [25] Andreev P. V., Demidov A. S., Ezhov N. I., Eremkin A. G., Zinchuk A. A., Kashelkin V. V., Ravikovich Yu. A., Fedorov M. Yu., Khartov S. A., Kholobtsev D. P. *Kosmicheskie yadernye energoustanovki i elektroraketnye dvigateli. Konstrukciya i raschet detalej* [Space nuclear power plants and electric thrusters. Design and calculation of parts]. Moscow, Publishing house MAI, 2014, 507 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Демидов Анатолий Семенович – доктор технических наук, профессор Московского авиационного института. Окончил Московский авиационный институт в 1960 году. Область научных интересов: конструкция и прочность космических энергоустановок.

Капустин Евгений Александрович – главный специалист АО «НИИ НПО «ЛУЧ». Окончил Московский авиационный институт в 2012 году. Область научных интересов: испытания на прочность конструкционных материалов.

Кашелкин Владимир Владимирович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник АО «Красная Звезда». Окончил Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова в 1967 году. Область научных интересов: прочность космических энергоустановок.

МОДЕЛЬНО-ОРИЕНТИРОВАННАЯ РАЗРАБОТКА ПРОИЗВОДСТВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ В КОНТЕКСТЕ ИЗДЕЛИЙ В АЭРОКОСМИЧЕСКИХ ВУЗАХ

А. А. Кабанов

*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Российская Федерация*

Работа продолжает серию публикаций, посвященных большой теме формирования сквозной проектно-конструкторской и производственно-экспериментальной среды в аэрокосмических ВУЗах. На этот раз рассматривается одна из наименее представленных в настоящее время в учебных заведениях составляющих этой среды – направление модельно-ориентированной разработки ракетно-космических производств. Приведено обоснование актуальности и необходимости изучения предмета в современных условиях, причем не только для специалистов, обучающихся по программам подготовки специализаций производственно-технологического профиля, но и также проектно-конструкторского профиля. Особое внимание уделено параллельной разработке изделий в контексте систем их производства и разработке производств в контексте изготавливаемых изделий. Выделены группы моделей, используемых в рамках модельно-ориентированной совместной разработки изделий и их производств, а также типы моделируемых процессов производства. Изложены теоретические и методические основы разработанного подхода к освоению учебных дисциплин направления, основанные на опыте разработки моделей машиностроительных производств ракетно-космических предприятий. Приведены структура и содержание дисциплин. Проанализирован опыт внедрения в учебный процесс, в том числе на примере выполненных студентами практических заданий. Представленные результаты могут быть адаптированы и использованы в других отраслях машиностроения с дискретным типом производства.

Ключевые слова: модельно-ориентированная разработка, ракетно-космическое производство, цифровое производство, подготовка специалистов.

Введение

Как это ни парадоксально, но в сфере аэрокосмического производства сегодня наблюдается, по сути, возврат к серийному или даже массовому типу производства. Обусловлено это тем, что в отрасли произошла смена парадигмы способов решения задач в космическом пространстве с использованием технических средств. Теперь для решения одной и той же задачи создается не один уникальный крупный сложный космический аппарат (КА), а множество малых простых КА, часто объединенных в сеть. По данным, приведенным в [1], завод SpaceX во Флориде по производству спутников Starlink выпускает по четыре спутника в день! По оценкам того же источника к 2030 году на орбите уже будет порядка 100 тысяч КА, что

будет обеспечено 5-кратным увеличением числа запусков по сравнению с 2010-ми годами, т. е. в прямую это отразится на числе (и соответствующем объеме производства) необходимых для этого ракет-носителей (РН).

Концепция создания РН также претерпела кардинальные изменения в сторону модульности конструкции, многоразовости, сокращения времени повторного запуска [2; 3]. Это, в свою очередь, отразилось и на ключевых компонентах РН – двигателях. Вместо больших, мощных и высоконагруженных двигателей используются в большем количестве менее производительные, но с увеличенным ресурсом и с кратным увеличением серийности и объемов производства. Даже создаваемые в настоящее время транспортные космические системы тяжелого класса по традиционным принципам, типа SLS, по видимому, уступят место модульным системам типа Starship [4].

✉ drdt@mail.ru

Кратко и емко содержание наблюдаемых принципиальных изменений с точки зрения производства можно охарактеризовать как переход от модели «все – для изделия» к модели «все – для производства». В подтверждение этому можно привести использование чисто производственных практик, например, принципов бережливого производства в проектировании и конструировании, и появлении наряду с понятием lean-производство понятий lean-носитель, lean-спутник и т. д. [3; 5]. Опыт разработки моделей аэрокосмических производств отечественных предприятий [7–9] также неоднократно показывал, что наибольшие резервы по повышению эффективности производства находятся, в первую очередь, в плоскости конструкторско-технологических решений, а потом уже организационно-технических. Таким образом, ранее сформулированный автором принцип «как только создан проект конструкции изделия, он почти полностью предопределяет систему его производства» [9; 10] в современных условиях работает в обратную сторону – «облик эффективного бережливого производства предопределяет конструкцию изделия».

В силу сказанного, в сегодняшних условиях разработка изделия в контексте его производства является острой необходимостью. Точно также, разработка производства должна выполняться в контексте изделия, но не на базе статичной документации, которая ранее передавалась для освоения изделия на производстве, а на базе связанного совместного модельного представления как изделия, так и производственной системы. Именно с последним связано то, что этот элемент отсутствовал в подготовке специалистов-разработчиков

как со стороны проектантов производственных систем, так и со стороны проектантов изделий, и не представлен в соответствующих ВУЗах.

Работа по настоящему направлению обращена на устранение указанных недостатков. Далее приведены полученные на настоящее время результаты этой работы, используемые для подготовки специалистов ракетно-космической отрасли в рамках формирования сквозной проектно-конструкторской и производственно-экспериментальной среды в аэрокосмических вузах [11].

1. Методы, используемые модели, содержание дисциплины

Входом для процесса модельно-ориентированной разработки промышленных производств изделий ракетно-космических систем (РКС) (направление 2, рис. 1) являются результаты, полученные в ходе реализации направления 1 «Модельно-ориентированная разработка РКС» и представленные в виде комплекса связанных моделей, среди которых в настоящее время наиболее часто используются модели, описывающие архитектуру разрабатываемого изделия (состав изделия), маршрутное описание процессов изготовления изделия и его компонентов. В случае использования существующих производственных мощностей, эти модели дополняются моделями, содержащими архитектуру производства (его организационную и пространственную структуры), спецификации производственных ресурсов в привязке к архитектуре, геометрические примитивы производственных ресурсов и их окружения.

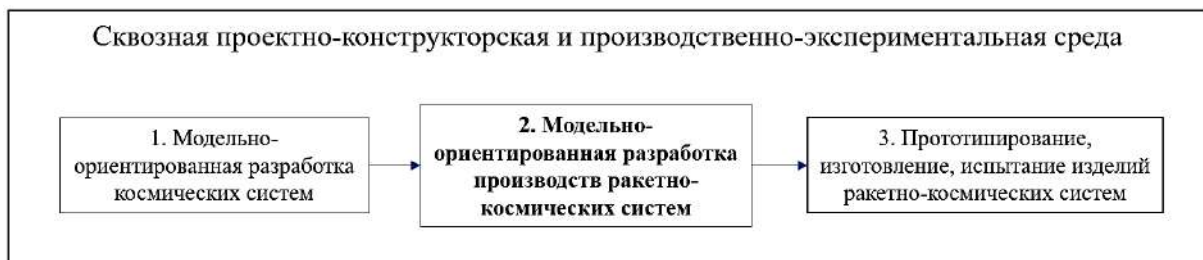


Рис. 1. Контекст направления 2 «Модельно-ориентированная разработка производств ракетно-космических систем» в рамках создания сквозной проектно-конструкторской и производственно-экспериментальной среды

Выходом процесса является наиболее рациональная конфигурация производственной системы изготовления изделия и/или его компонентов, далее передаваемая для выполнения работ по прототипированию, изготовлению, испытанию изделий, а также систем их производства.

Описание вида используемых моделей уместно выполнять в разрезе основных объектов моделирования систем производства (рис. 2):

- собственно, само изделие и его компоненты;

- процессы производства;
- ресурсы производства;
- бизнес-процессы [12].

Перечисленные объекты связаны между собой как внутри типов объектов, так и между различными типами объектов. Связи между различными типами объектов осуществляются через объект типа «процесс», являющимся центральным с точки зрения модельного представления.



Рис. 2. Объекты моделирования систем производства

Среди процессов производства, обуславливающих специфику способов ведения производственной деятельности и, как следствие, используемых моделей для их описания, выделяют процессы изготовления компонентов изделий (в англоязычной литературе используется термин *fabrication*), процессы изготовления изделий (англ. *manufacturing*) и собственно производство (англ. *production*), к которому относят все процессы, в т. ч. обеспечивающие, необходимые для выпуска заданного объема продукции в заданные сроки.

Модельная поддержка указанных видов процессов осуществляется комплексом моделей, который условно можно разбить на две большие группы (рис. 3):

- модели частных процессов изготовления – модели 1-й группы (численно моделиру-

ются физико-химические процессы изготовления деталей: формообразование, покрытие, термообработка и др.; для сборочно-монтажных процессов изготовления узлов и агрегатов моделируется порядок выполнения сборочных операций с учетом пространственного расположения с использованием статических, кинематических и динамических геометрических моделей);

- комплексные модели процессов изготовления изделия в целом – модели 2-й группы (моделируется сеть связанных процессов, при этом, как правило, фиксируются только временные и пространственные характеристики отдельных процессов/операций, без отражения их физической основы).

В рамках моделей 1-й группы ведется конструкторско-технологическая отработка процессов



Рис. 3. Виды моделей, используемых для моделирования процессов

типа *fabrication* и *manufacturing*. Это всегда моделирование одного изделия, не множества. В классификации, принятой в [13], эти модели относят к цифровым двойникам производства II-го типа (DT-2, сокращенно от англ. *digital twin* – цифровой двойник).

В рамках моделей 2-й группы выполняется производственная отработка процессов типа *production*, в ходе которой определяется принципиальная возможность изготовления изделий заданного количества в заданные сроки в условиях данного производства, а также эффективность такого производства. При этом уровень эффективности определяется результатами моделирования 1-й группы, что отражается на структуре процесса

изготовления изделия и на длительности выполнения работ по отдельным операциям, передаваемых в качестве исходных данных для моделей 2-й группы. Посредством этого осуществляется стык моделей 1-й и 2-й групп, что и составляет суть связки «изделие–производство». Следует отметить, что модели данного вида часто «выпадают» из поля рассмотрения цифровых двойников производства, связанных с изделием [13], здесь цифровые двойники производства ограничены моделями 1-й группы, т. к. в них есть непосредственная связь с физическим процессом изготовления изделия.

Напротив, в подавляющем большинстве случаев [14–18], при решении частных задач, циф-

ровые двойники производства рассматриваются вне контекста изделия, принимая на вход данные об изготавливаемых изделиях и соответствующих процессах как фиксированные, что существенно ограничивает возможность получения действительно близкой к оптимальной конфигурации производства.

Поэтому в данной работе обе группы моделей рассматриваются совместно. В перспективе появятся модели и соответствующие инструментальные средства, позволяющие выполнять оценку в рамках единой модели, но пока мы ограничены существующими математическим и методическим аппаратом и, в еще большей степени, вычислительными мощностями, необходимыми для решения задачи большой размерности и выполнения многокритериальной оптимизации. Сегодня ведутся активные работы на пути к этому [19; 20], проводятся образовательные семинары, в том числе, в студенческой среде [21].

Сказанное особенно актуально для производств ракетно-космической отрасли, характеризующихся большой номенклатурой производимых изделий, большим числом составных компонентов изделий, сложностью и нелинейностью процессов производства [9]. С учетом этих особенностей и современных условий в рамках формирования сквозной проектно-конструкторской и производственно-экспериментальной среды в Московском авиационном институте разработана и преподается новая дисциплина, получившая название «Управление производственными потоками». Управление рассматривается в 2-х аспектах:

- управление в контексте изделия на этапе конструкторско-технологического проектирования изделия с использованием, преимущественно, моделей 1-й группы;
- управление в контексте производства на этапах эксплуатации существующего производ-

ства или его модернизации, а также создания нового производства с использованием, преимущественно, моделей 2-й группы.

Курс построен следующим образом. Вводный блок посвящен основам моделирования машиностроительных производств и месту, которое они занимают в концепции современного производства «Индустрия 4.0». Далее изучаются характеристики и особенности машиностроительных производств ракетно-космической отрасли. Предметом третьего блока является концептуальная модель (модель описания предметной области) производственной системы, представленная тремя доменами: домен изделия, домен процессов производства изделия, домен ресурсов производства. После этого рассматриваются потоки в производстве, а также их связи с внешним контуром цепи поставок [22], затрагиваются вопросы с позиций получившей в настоящее время широкое распространение смежной прикладной области под названием «производственная логистика». Блок «Моделирование производств» посвящен разработке и использованию прагматических моделей (т. е. моделей, предназначенных для получения конкретных результатов) машиностроительных производств с использованием современных программных средств цифрового моделирования. Методически отдельно рассматриваются подразделы по разработке и исследованию моделей.

Завершающими являются разделы по проектированию производственных потоков с учетом стадий жизненного цикла (ЖЦ) как изделия, так и производственной системы, и управлению производственными потоками, в том числе с использованием современных промышленных систем автоматизации производства класса ERP, APS, MES, SCADA, SIM [23].

Обзорное представление курса приведено в табл. 1.

Таблица 1

Содержание дисциплины «Управление производственными потоками»

№	Раздел дисциплины	Краткое содержание раздела
1	Вводный блок	
1.1	Основы моделирования машиностроительных производств	Цели и задачи моделирования производств; объекты моделирования: изделия, процессы, ресурсы; моделирование в контексте этапов жизненного цикла изделия
1.2	Индустрия 4.0. Цифровые двойники изделия, производства. Цифровое производство. Фабрики будущего	Цифровой двойник изделия; цифровой двойник производства; виды цифровых двойников; концепция «Индустрия 4.0»; использование цифровых двойников изделия и производства в области планирования и управления производственными потоками
2	Характеристика производств ракетно-космической отрасли	
2.1	Характеристика дискретного машиностроительного производства	Дискретное производство; производство наукоемкой продукции; единичное, малосерийное производство

2.2	Характеристика процессов дискретного машиностроительного производства	Процессы изготовления компонентов изделий (<i>fabrication</i>); процессы изготовления изделий (<i>manufacturing</i>); производство (<i>production</i>)
3	Описание концептуальной модели производственной системы	
3.1	Описание и представление изделий производства	Изделия; виды изделий; компоненты изделий; составы изделий
3.2	Описание и представление процессов производства	Процессный подход; нотации описания процессов; составы процессов
3.3	Описание и представление ресурсов производства	Ресурсное представление; нотации описания ресурсов; составы ресурсов
4	Потоки в производстве	
4.1	Производственный поток	Понятие потока; характеристики; материальный поток; поток работ; информационный поток
4.2	Логистика в производстве	Цепи поставок, производственная логистика, управление цепями поставок
5	Моделирование производств	
5.1	Содержание процесса моделирования, методы (парадигмы) моделирования	Виды моделирования; системно-динамическое, дискретно-событийное, агентное моделирование; системная динамика
5.2	Программные системы (пакеты) моделирования	Средства моделирования широкого профиля; средства моделирования производств
5.3	Разработка моделей машиностроительных производств	Этапы разработки моделей производств
5.4	Исследование моделей машиностроительных производств	Этапы исследования моделей производств; разработка планов экспериментов; постановка и выполнение экспериментов с моделями производств
6	Проектирование производственных потоков и производств	
6.1	Проектирование производственных потоков	Планирование и проектирование производственных потоков; этапы проектирования; проектирование потоков на разных стадиях жизненного цикла изделия и производственной системы
6.2	Проектирование ракетно-космических производств	Проектирование ракетно-космических производств и проектирование потоков в производстве; проектирование на разных стадиях жизненного цикла изделия
7	Управление потоками и производством	
7.1	Управление производственными потоками	Управление производственными потоками; методы управления; принципы управления
7.2	Управление производством	Управление производством; уровни управления; методы управления
7.3	Системы управления производством на базе моделей машиностроительных производств	Классы систем управления производством; MOM; APS; MES; SCADA; SIM

Практическая часть дисциплины посвящена разработке прагматических моделей производственных систем в контексте изделия для разных типов процессов (*fabrication*, *manufacturing*, *production*), для разных видов изделий (разного уровня укрупнения: деталь, сборочная единица (узел, агрегат, система), изделие в целом), для разных типов потоков изделий (поток единичного изделия, поток изделий одного наименования; по-

ток номенклатуры изделий в объеме программы выпуска), для разных видов производственных подразделений (разного уровня укрупнения: производственная ячейка, участок, линия, цех, производство, завод) с использованием различных сред моделирования.

Содержание практической части и примеры программных систем для разработки приведены в табл. 2.

Таблица 2

Содержание практической части дисциплины «Управление производственными потоками»

№	Практическое задание	Примеры программных систем
1	Разработка модели процесса механической обработки детали (<i>fabrication</i> : процессы токарной, фрезерной, шлифовальной обработки и др.) в программных системах моделирования	<ul style="list-style-type: none"> • СПРУТ Технология: SprutCAM • Autodesk: FeatureCAM • Dassault Systemes: CATIA CAM, SolidWorks CAM • Siemens Industry Software: NX CAM
2	Разработка модели сборочно-монтажного процесса производства узла (<i>manufacturing/assembly</i> : процессы сборки, монтажа, ремонта и др.) в программных системах моделирования	<ul style="list-style-type: none"> • Autodesk: AutoCAD, Inventor Fusion • Dassault Systemes: DELMIA Industrial Engineer, Plant Layout Designer, Process Simulation Analyst, Simulation Engineer, Process Planner, Shop Floor Equipment • Siemens Industry Software: NX Assembly Path Planning, Tecnomatix
3.1	Разработка модели полного цикла производства (<i>production</i>) детали 1-го наименования в объеме 1000 шт. в программных системах моделирования	<ul style="list-style-type: none"> • Средства имитационного моделирования широкого профиля: AnyLogic, Arena, Enterprise Dynamics, ExtendSim, Flexsim, NetLogo, Promodel Optimization Suite, SAS Simulation Studio, Simio, Simul8, Witness
3.2	Разработка модели полного цикла производства (<i>production</i>) узла/агрегата/системы/изделия в объеме 1000 шт. в программных системах моделирования	<ul style="list-style-type: none"> • Средства имитационного моделирования производств: Autodesk Material Flow Analysis, DELMIA QUEST, DELMIA IEN, Tecnomatix Plant Simulation
3.3	Разработка модели полного цикла производства (<i>production</i>) в объеме программы выпуска изделий в программных системах моделирования	

2. Опыт реализации при подготовке специалистов ВУЗа

По состоянию на сегодняшний день модельно-ориентированная разработка производств РКС пока представлена в объеме дисциплины «Управление производственными потоками», которая преподается на кафедре «Космические системы и ракетостроение» МАИ для студентов 3-го курса уже на протяжении 3-х лет и частично – в объеме дисциплины «Технологические САПР» (п. 1 практической части табл. 2).

Проектирование и управление производственной системой ведется в контексте изделия. К началу данного курса студентами в рамках учебно-исследовательской работы уже выбран объект исследования – узел или агрегат изделия ракетно-космической техники (РКТ). Кроме этого, для одной из деталей объекта выполнено конструкторско-технологическое проектирование и разработан операционный технологический процесс механической обработки. На базе этого в ходе 6-го семестра выполняется практическое задание по п. 3.1 табл. 2, в процессе выполнения которого студенты разрабатывают концептуальную модель производства по изготовлению детали своего объекта и, далее на ее основе, прагматическую модель, адаптированную под возможности вы-

бранного программного обеспечения. Таким образом, для одной и той же концептуальной модели производственной системы изготовления детали в группе студентов реализуется набор разных прагматических моделей, представленных в соответствующих программных средствах. Примеры практических работ студентов с использованием универсальных пакетов моделирования и специализированных программных инструментов представлены на рис. 4 и рис. 5 соответственно.

Другие разделы практической части (соответствующие пп. табл. 2) требуют более серьезной подготовки студентов, а также исходного материала для разработки более сложных производственных систем по изготовлению сборочных изделий и изделий в целом, что выполняется и нарабатывается в ходе дальнейшего обучения по смежным дисциплинам. Поставленная таким образом подготовка приобретает сквозной характер, охватывая последовательно все стадии ЖЦ изделия и имеющая, уже начиная с начальных курсов обучения, прикладной пример (проект), финальная часть которого завершается на дипломном проектировании.

Анализ практических работ студентов показывает, что наибольшие трудности у них вызывают разделы, связанные с разработкой концептуальных моделей производственных систем. Это значит, что должно быть усилено направление сквозной подготовки в области онтологического

инжиниринга направления 1 (рис. 1, [11]). Кроме того, длительное время занимает освоение того или иного выбранного программного обеспечения для построения моделей. Тем не менее, за семестр, даже в отсутствии достаточной базовой подготовки, студенты успевают не только построить модели производств для изготовления своей детали,

но и осуществляют их оптимизацию путем постановки виртуальных экспериментов. В ближайшей перспективе планируется использовать эти результаты для натурного моделирования производственных систем в дополнение к прототипированию изделий РКТ, уже реализуемого в рамках 1-го направления [11].

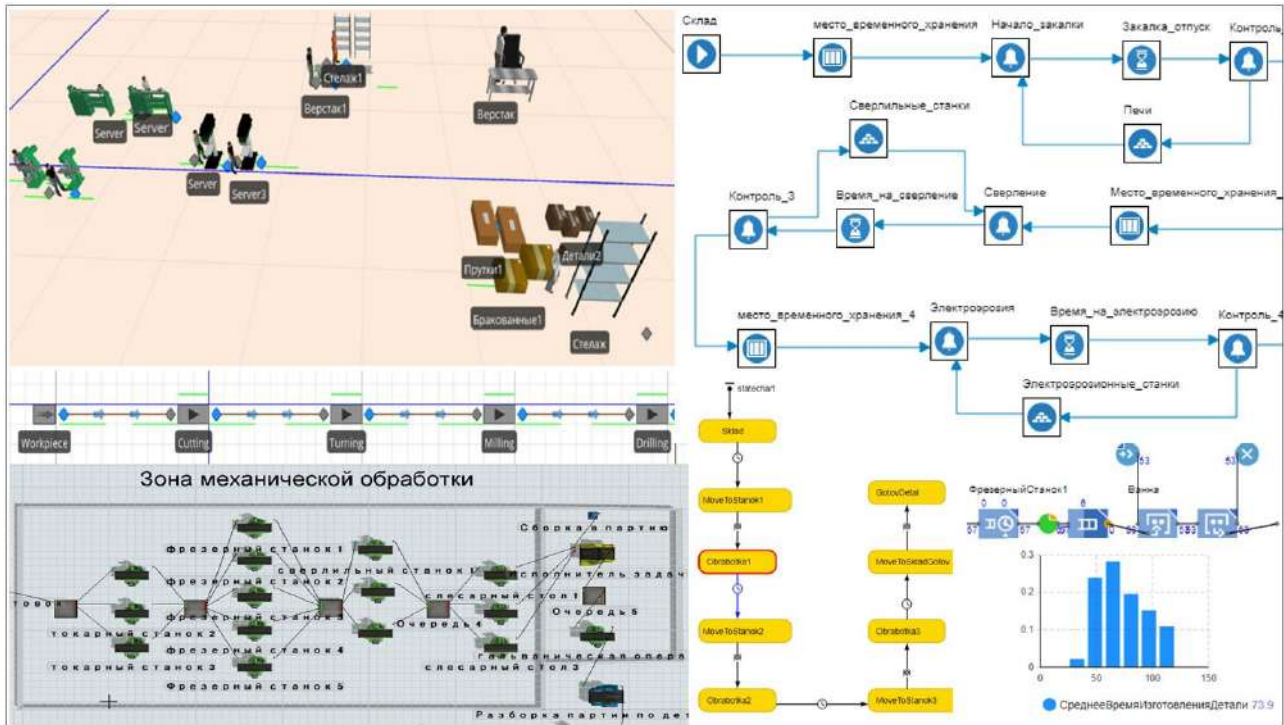


Рис. 4. Примеры фрагментов производственных моделей, разработанных в системах моделирования широкого профиля: Simio, iWebsim 2.0 (вверху); FlexSim, AnyLogic (внизу)

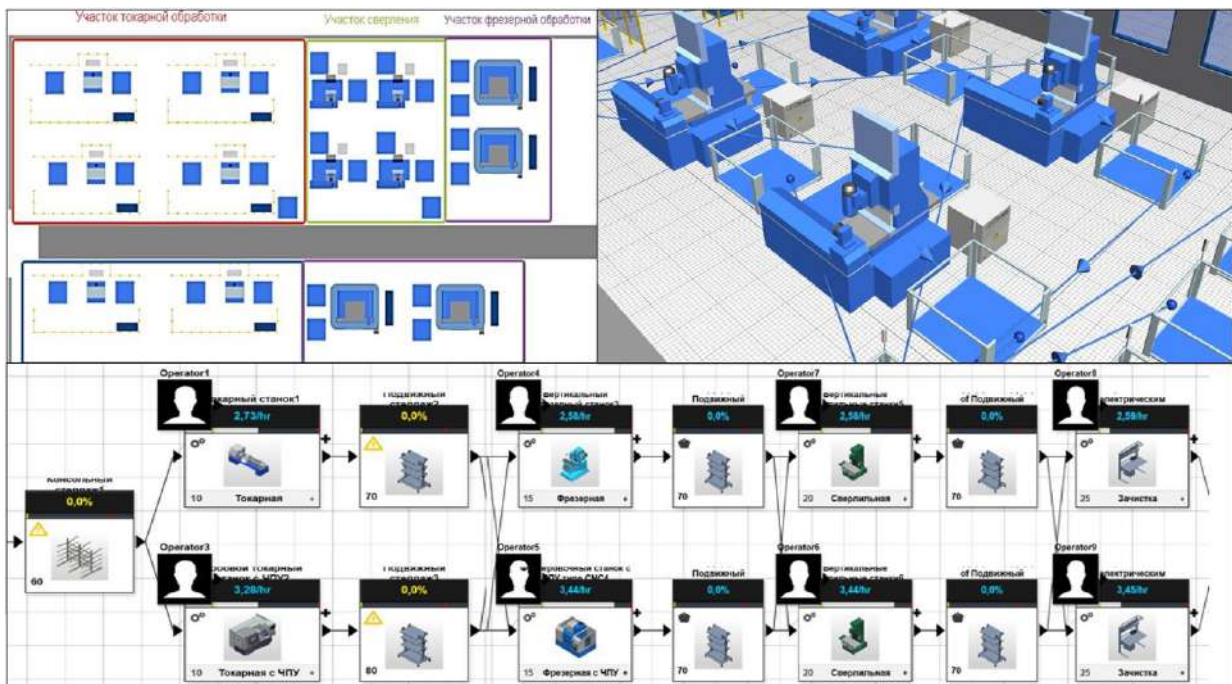


Рис. 5. Примеры фрагментов производственных моделей, разработанных в специализированных системах моделирования производств: Tecnomatix Plant Simulation (вверху), Autodesk Factory Design Utilities (внизу)

Заключение

Как было показано во введении, в современных условиях требования производства определяют облик изделия в гораздо большей степени, чем это было раньше. Поэтому подготовка инженеров-создателей ракетно-космической техники должна выполняться в контексте производства, равно как и инженеров-создателей ракетно-космических производств – в контексте изделий. Показано, что сегодня существует математическое и программное обеспечение, пока еще в разрозненном виде, но которое позволяет путем интеграции отдельных их элементов реализовать связь изделие–технология–производство, хотя пока еще в большей степени только в прямом направлении. В этом отношении на кафедре «Космические системы и ракетостроение» МАИ ведется подготовка специалистов проектно-конструкторского и производственно-

технологического профиля по направлению модельно-ориентированной разработки производств РКТ. Разработаны и преподаются новые дисциплины: «Технологические САПР», «Управление производственными потоками». Приведены основы теоретического, методического обеспечения и содержание дисциплины «Управление производственными потоками». Предложены механизмы интеграции выделенных 2-х групп моделей цифровых двойников производств для реализации контекстной разработки «изделие–производство», «производство–изделие». Выполнен анализ результатов работ студентов по практической части дисциплины, отмечены трудности, возникающие при освоении предмета дисциплины. Предназначено для ВУЗов, осуществляющих подготовку специалистов для ракетно-космической промышленности и отраслей, связанных с ней по разработке как изделий, так и производств.

Список литературы

- [1] Red Heaven: China sets its sights on the stars (part 3) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.thespacereview.com/article/4355/1> (дата обращения: 17.05.2022).
- [2] Red Heaven: China sets its sights on the stars (part 2) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.thespacereview.com/article/4352/1> (дата обращения: 17.05.2022).
- [3] Ключников В. Ю. Lean-носитель – основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 3 (96). С. 38–51. doi: 10.30981/2587-7992-2018-96-3-38-51.
- [4] Red Heaven: China sets its sights on the stars (part 1) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.thespacereview.com/article/4347/1> (дата обращения: 17.05.2022).
- [5] Ключников В. Ю., Романов А. А. Концептуальное проектирование космических систем на основе Lean-принципов // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2019. Т. 6. Вып. 3. С. 42–56. doi: 10.30894/issn2409-0239.2019.6.3.42.56.
- [6] Grigor'ev S. N., Dolgov V. A., Krasnov A. V., Kabanov A. A., Andreev N. S. A method of technologic audit of technical re-equipment projects in aircraft production enterprises // Russian Aeronautics (Iz VUZ). 2015. vol. 58. pp. 244–250. doi: 10.3103/S106879981502018X.
- [7] Кabanov A. A. Проектирование изделий с учетом организационно-технических возможностей дискретного машиностроительного производства // Труды МАИ. 2015. № 80.
- [8] Анализ пропускной способности производственных систем машиностроительных предприятий с использованием DELMIA» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.3ds.com/fileadmin/EVENTS/3DEXPERIENCE-Customer-FORUMS/RUSSIA/Netnet.pdf> (дата обращения: 23.01.2016).
- [9] Кabanov A. A. Проектирование изделий ракетно-космической техники на основе использования системы «изделие–технология–производство»: дисс. ... канд. техн. наук: 05.07.02. М., 2016. 287 с.
- [10] Кabanov A. A. Объектная модель анализа изделий ЛА с учетом явления наследования для оценки и управления эффективностью производственных систем дискретного машиностроения в ходе их организационно-технического проектирования и модернизации // Научно-технический вестник Поволжья. 2014. № 6. С. 161–168.
- [11] Кabanov A. A., Федоров И. А., Дацюк И. В. Подходы к формированию сквозной проектно-конструкторской и производственно-экспериментальной среды в образовательных учреждениях аэрокосмического профиля // Материалы XLVI Академических чтений по космонавтике. 2022. Т. 3. С. 255–259.
- [12] Lu Ya., Morris KC, Frechette S. Current Standards Landscape for Smart Manufacturing Systems. USA : National Institute of Standards and Technology, 2016. 39 p.
- [13] Боровков А., Рябов Ю., Марусев В. «Умные» цифровые двойники – основа новой парадигмы цифрового проектирования и моделирования глобально конкурентоспособной продукции нового поколения // Трампин к успеху. 2018. № 13. С. 12–16.
- [14] Анализ стратегий управления при переходе к серийному производству самолетов [Электронный ресурс]. URL: <https://www.anylogic.ru/resources/case-studies/analysis-of-management-strategies-for-the-aircraft-production-ramp-up/> (дата обращения: 20.05.2022).

- [15] Evaluating different maintenance policies through a digital copy of the manufacturing process [Электронный ресурс]. URL: [https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/evaluating-different-maintenance-policies-through-a-digital-copy-of-the-manufacturing-process-\(fair-dynamics-et-al\).pdf](https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/evaluating-different-maintenance-policies-through-a-digital-copy-of-the-manufacturing-process-(fair-dynamics-et-al).pdf) (дата обращения: 20.05.2022).
- [16] Agent Based Turbine Operations & Maintenance [Электронный ресурс]. URL: [https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/digital-twin-agent-based-turbine-operations-and-maintenance\(atom\)\(decisionlab\).pdf](https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/digital-twin-agent-based-turbine-operations-and-maintenance(atom)(decisionlab).pdf) (дата обращения: 20.05.2022).
- [17] Истории успеха [Электронный ресурс]. URL: <https://www.anylogic.ru/upload/pdf/case-studies-brochure-ru.pdf> (дата обращения: 20.05.2022).
- [18] Пилотный проект на одном из предприятий ПАО «ОАК» [Электронный ресурс]. URL: <https://bfg.ai/proekt-oak/> (дата обращения: 20.05.2022).
- [19] Боровков А., Бирбраер Р., Биленко П., Бенклян С., Маневич А., Шуляк А., Зобнин М., Прядильщиков С., Никулин А., Шестаков Д. Руководство по цифровой трансформации производственных предприятий. М. : Autodesk Inc., 2019. 172 с.
- [20] Дударева О. В., Аракчеев Д. В., Дударев Д. Н. Концептуальные аспекты перехода к умному производству в условиях цифровизации // Организатор производства. 2020. Т. 28. № 4. С. 7–15. doi: 10.36622/VSTU.2020.87.64.001.
- [21] Создание цифрового двойника машиностроительного предприятия [Электронный ресурс]. URL: <https://leader-id.ru/events/278854> (дата обращения: 20.05.2022).
- [22] Толуев Ю. И. Задачи имитационного моделирования при реализации концепции Индустрия 4.0 в сфере производства и логистики // Труды Восьмой всероссийской научно-практической конференции по имитационному моделированию и его применению в науке и промышленности «Имитационное моделирование. Теория и практика» (ИММОД-2017). 2017. С. 57–65.
- [23] Кабанов А. А., Дацюк И. В. Системы управления производством ракетно-космической техники: ERP, APS, MES или SIM? // Материалы XLVI Академических чтений по космонавтике. 2022. Т. 4. С. 128–132.

MODEL-BASED DEVELOPMENT PRODUCTION OF ROCKET AND SPACE SYSTEMS IN THE CONTEXT OF PRODUCTS IN AEROSPACE UNIVERSITIES

A. A. Kabanov

*Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, Russian Federation*

The work continues a series of publications devoted to the big topic of the formation of an end-to-end design and production-experimental environment in aerospace universities. This time, one of the components of this environment, which is currently least represented in educational institutions, is considered – the direction of model-oriented development of rocket and space industries. The substantiation of the relevance and necessity of studying the subject in modern conditions is given, and not only for specialists studying under the training programs for specializations in the production and technological profile but also for the design profile. Particular attention is paid to the parallel development of products in the context of their production systems and the development of production in the context of manufactured products. Groups of models used in the framework of model-based joint development of products and their production, as well as types of simulated production processes, are identified. The theoretical and methodological foundations of the developed approach to the development of educational disciplines of the direction, based on the experience of developing models of machine-building industries of rocket and space enterprises, are outlined. The structure and content of the disciplines are given. The experience of implementation in the educational process is analyzed, including on the example of practical tasks performed by students. The presented results can be adapted and used in other branches of mechanical engineering with a discrete type of production.

Keywords: model-based system engineering, rocket and space production system, digital production, specialists training.

References

- [1] Red Heaven: China sets its sights on the stars (part 3). Available at: <https://www.thespacereview.com/article/4355/1> (accessed 17.05.2022).
- [2] Red Heaven: China sets its sights on the stars (part 2). Available at: <https://www.thespacereview.com/article/4352/1> (accessed 17.05.2022).
- [3] Klyushnikov V. Yu. *Lean-nositel' – osnova sistemy transportnogo obespecheniya nachal'nogo etapa industrializacii kosmosa* [Lean-launch vehicle as the transportation system basis at the early stage of space industrialization] // Magazine VKS, 2018, no. 3 (96), pp. 38–51. doi: 10.30981/2587-7992-2018-96-3-38-51. (In Russian)
- [4] Red Heaven: China sets its sights on the stars (part 1). Available at: <https://www.thespacereview.com/article/4347/1> (accessed 17.05.2022).
- [5] Klyushnikov V. Yu., Romanov A. A. *Konceptual'noe proektirovanie kosmicheskikh sistem na osnove Lean-principov* [Conceptual design of space systems based on Lean Principles] // Rocket-Space Device Engineering and Information Systems, 2019, vol. 6, issue. 3, pp. 42–56. doi: 10.30894/ISSN2409-0239.2019.6.3.42.56. (In Russian)
- [6] Grigor'ev S. N., Dolgov V. A., Krasnov A. V., Kabanov A. A., Andreev N. S. A method of technologic audit of technical re-equipment projects in aircraft production enterprises // Russian Aeronautics (Iz VUZ), 2015, vol. 58, pp. 244–250. doi: 10.3103/S106879981502018X.
- [7] Kabanov A. A. *Proektirovanie izdelij s uchetom organizacionno-tekhnicheskikh vozmozhnostej diskretnogo mashinostroitel'nogo proizvodstva* [Designing products with regard to organizational and technical capabilities of discrete production engineering] // Trudy MAI, 2015, no. 80. (In Russian)
- [8] *Analiz propusknoj sposobnosti proizvodstvennykh sistem mashinostroitel'nykh predpriyatij s ispol'zovaniem DELMIA* [Analysis of the throughput of manufacturing systems of machine -building enterprises using Delmia]. Available at: <http://www.3ds.com/fileadmin/EVENTS/3DEXPERIENCE-Customer-FORUMS/RUSSIA/Hetnet.pdf> (accessed 23.01.2016). (In Russian)
- [9] Kabanov A. A. *Proektirovanie izdelij raketno-kosmicheskoy tekhniki na osnove ispol'zovaniya sistemy «izdelie-tekhnologiya-proizvodstvo»* [Designing of products of rocket and space technology based on the use of the system «product-technology-production»] : PhD thesis, Moscow, 2016, 287 p. (In Russian)
- [10] Kabanov A. A. *Ob"ektnaya model' analiza izdelij LA s uchetom yavleniya nasledovaniya dlya ocenki i upravleniya effektivnost'yu proizvodstvennykh sistem diskretnogo mashinostroeniya v hode ih organizacionno-tekhnicheskogo proektirovaniya i modernizacii* [Object model of analysis of LA products, taking into account the phenomenon of inheritance for evaluating and managing the effectiveness of production systems of discrete engineering during their organizational and technical design and modernization] // Scientific and Technical Volga region Bulletin, 2014, no. 6, pp. 161–168. (In Russian)
- [11] Kabanov A. A., Fedorov I. A., Datsyuk I. V. *Podhody k formirovaniyu skvoznoj projektно-konstruktorskoj i proizvodstvenno-eksperimental'noj sredy v obrazovatel'nykh uchrezhdeniyah aerokosmicheskogo profilya* [Approaches to the formation of through design, design and industrial and experimental environment in educational institutions of aerospace profile] // Materials of XLVI Academic Space Conference, 2022, vol. 3, pp. 255–259. (In Russian)
- [12] Lu Ya., Morris KC, Frechette S. Current Standards Landscape for Smart Manufacturing Systems. USA : National Institute of Standards and Technology, 2016. 39 p.
- [13] Borovkov A., Ryabov Yu., Marusev V. *«Umnnye» cifrovye dvojniki – osnova novoj paradigmy cifrovogo proektirovaniya i modelirovaniya global'no konkurentosposobnoj produkcii novogo pokoleniya* [«Smart» digital doubles – the basis of the new paradigm of digital design and modeling of globally competitive products of the new generation] // *Tramplin k uspekhu*, 2018, no. 13, pp. 12–16. (In Russian)
- [14] Analysis of Management Strategies for the Aircraft Production Ramp-up. Available at: <https://www.anylogic.com/resources/case-studies/analysis-of-management-strategies-for-the-aircraft-production-ramp-up/> (accessed 20.05.2022).
- [15] Evaluating different maintenance policies through a digital copy of the manufacturing process. Available at: [https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/evaluating-different-maintenance-policies-through-a-digital-copy-of-the-manufacturing-process-\(fair-dynamics-et-al\).pdf](https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/evaluating-different-maintenance-policies-through-a-digital-copy-of-the-manufacturing-process-(fair-dynamics-et-al).pdf) (accessed 20.05.2022).
- [16] Agent Based Turbine Operations & Maintenance. Available at: [https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/digital-twin-agent-based-turbine-operations-and-maintenance\(atom\)\(decisionlab\).pdf](https://www.anylogic.ru/upload/conference/2018/presentations/digital-twin-agent-based-turbine-operations-and-maintenance(atom)(decisionlab).pdf) (accessed 20.05.2022).
- [17] *Istorii uspekha* [Success stories]. Available at: <https://www.anylogic.ru/upload/pdf/case-studies-brochure-ru.pdf> (accessed 20.05.2022). (In Russian)
- [18] *Pilotnyj projekt na odnom iz predpriyatij PAO «OAK»* [Pilot project at one of the enterprises of PJSC «UAC»]. Available at: <https://bfg.ai/proekt-oak/> (accessed 20.05.2022). (In Russian)
- [19] Borovkov A., Birbraer R., Bilenko P., Benklyan S., Manevich A., Shulyak A., Zobnin M., Spertilshchikov S., Nikulin A., Shestakov D. *Rukovodstvo po cifrovoj transformacii proizvodstvennykh predpriyatij* [Guide to digital transformation of production enterprises]. Moscow, Autodesk Inc., 2019, 172 p. (In Russian)

- [20] Dudareva O. V., Arakcheev D. V., Dudarev D. N. *Konceptual'nye aspekty perekhoda k umnomu proizvodstvu v usloviyah cifrovizacii* [Conceptual aspects of the transition to smart production in the context of digitalization] // Organizer of production, 2020, vol. 28, no. 4, pp. 7–15. doi: 10.36622/VSTU.2020.87.64.001. (In Russian)
- [21] *Sozdanie cifrovogo dvojnika mashinostroitel'nogo predpriyatiya* [Creation of a digital double of a machine-building enterprise]. Available at: <https://leader-id.ru/events/278854> (accessed 20.05.2022). (In Russian)
- [22] Toluev Yu. I. *Zadachi imitacionnogo modelirovaniya pri realizacii koncepcii Industriya 4.0 v sfere proizvodstva i logistiki* [Tasks of simulation modeling in the implementation of the concept of industry 4.0 in the field of production and logistics] // Proc. of the Eighth All-Russian Scientific and Practical Conference on simulation and its use in science and industry «Imital modeling. Theory and practice» (IMMOD-2017), 2017, pp. 57–65. (In Russian)
- [23] Kabanov A. A., Datsyuk I. V. *Sistemy upravleniya proizvodstvom raketno-kosmicheskoy tekhniki: ERP, APS, MES ili SIM?* [Systems for the management of the production of rocket and space technology: ERP, APS, MES or SIM?] // Materials of XLVI Academic Space Conference, 2022, vol. 4, pp. 128–132. (In Russian)

Сведения об авторе

Кабанов Александр Александрович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Космические системы и ракетостроение» Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

ОБСЛУЖИВАЕМЫЙ КОСМОС. НОВЫЕ ДОСТИЖЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ

В. Б. Каткалов, М. Л. Морозова✉

Военно-космическая академия имени А. Ф. Можайского,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Число работ, направленных на разработку технологий сервисных услуг в космосе, за последние пять лет значительно увеличилось. Кроме таких промышленных гигантов как Orbital-ATK, Northrop Grumman, MDA Ltd., Maxar Technologies на рынок реализации сервисных услуг выходят и стартапы, которые разрабатывают и демонстрируют практически действующие технологии. Учитывая эту тенденцию, ожидается, что в течение ближайших нескольких лет техническое обслуживание в космосе станет одним из актуальных направлений. В статье рассматриваются проектируемые и действующие сервисные космические аппараты зарубежных стран, состояние и направления их развития. Приведены краткие характеристики и возможности сервисных космических аппаратов. Обозначены направления решения основных задач по проектированию и изготовлению перспективных сервисных космических аппаратов. В качестве лидеров серии созданных и создаваемых космических аппаратов сервисного обслуживания более подробно рассмотрены спутники «MEV-1» и «MEV-2», изготовленные компанией Northrop Grumman, «ELSA-d», изготовленный Astroscale и SSTL, а также «OSAM-1» компании Maxar Technologies, позволяющий производить роботизированную дозаправку топливом в космосе и демонстрацию возможности сооружения крупных конструкций в космосе без непосредственного участия со стороны человека. Результаты исследования, проведенного по доступным интернет-источникам, обобщены и представлены в настоящем материале. Цель статьи – проанализировать необходимость, пути и методы развития сервисных услуг, провести оценивание перспектив применяемых технологий.

Ключевые слова: сервисный космический аппарат, техническое обслуживание космического аппарата, заправка космического аппарата, мониторинг космических аппаратов, маневрирование космического аппарата, спутниковая услуга, срок службы космического аппарата.

Введение

Каждый космический аппарат (КА), находящийся на орбите, имеет ограниченный срок активного существования, обусловленный лимитированным запасом топлива и надежностью бортовой аппаратуры. Топливо считается ключевым фактором, от которого зависит срок службы КА и из-за выработки которого большинство спутников с действующей бортовой аппаратурой теряют возможность сохранять свою рабочую баллистическую позицию и выполнять задачи по предназначению.

Кроме того, вследствие возможных нештатных ситуаций, к числу которых относятся: выведение на нерасчетную орбиту, нераскрытие или

повреждение на этапе выведения КА солнечных батарей или антенн, выход из строя бортовой специальной аппаратуры, происходит уменьшение срока активного существования аппарата. В связи с этим возникает необходимость проведения технического обслуживания КА на орбите с помощью сервисных космических аппаратов (СКА).

До недавнего времени работы по обслуживанию были реализованы только на космическом телескопе «Хаббл» и Международной космической станции. Обслуживание спутников является чрезвычайно сложной задачей и до сих пор не получило широкого распространения поскольку абсолютное большинство спутников не предназначены для обслуживания в связи с тем, что при их проектировании и разработке не закладывалась возможность проведения технического обслуживания в космосе.

На сегодня уже сложилось понимание того, что основными направлениями реализации сер-

✉ marioza@yandex.ru

висного обслуживания КА будут являться операции по устранению отказов, операции по продлению срока эксплуатации и многофункциональные операции.

При этом следует отметить, что технологии сервисного обслуживания могут иметь двойное назначение, в частности, инспектирование КА другого государства может вскрыть его назначение и оценить технические характеристики. Также отметим, что в соответствии с озвученной в 2020 году военной доктриной командования космических сил США под названием «Космическая мощь» («Spacepower») будут разрабатываться специальные КА для военных операций в космосе [1].

Вместе с тем, анализ направлений развития спутниковых услуг показывает, что в ближайшей перспективе понадобятся КА не только для операций заправки, ремонта, утилизации и инспекции (мониторинга) спутников, но и для созидательных целей, например, строительства космических конструкций (станций, больших антенн, производств и т. п.) [2].

В связи с высокой стоимостью создания и запуска новых спутников и учитывая, что часть КА может работать сверх запланированного срока службы, реализуются следующие проекты:

- орбитальные буксиры, корректирующие орбиту обслуживаемого спутника своими двигателями и запасом топлива;
- орбитальные заправщики спутников;
- танкеры для хранения топлива на орбите;
- космические аппараты ремонта.

Рассмотрим реализацию технологий сервисного обслуживания на примере существующих и перспективных проектов.

1. Состояние работ по разработке и созданию СКА

Появление первых разработок сервисных космических аппаратов в относительно недалеком прошлом вызвало бум разносторонних идей во многих «космических» странах. Часть проектов СКА находится в первоначальной стадии разработки, некоторые разработки по разным причинам дальше проектов не пошли, часть близка к практическому завершению, некоторая часть проектов уже реализована и получила практическое признание.

Исходя из вышеуказанной цели статьи, анализ состояния работ по разработке и созданию СКА проведем в соответствии со сложившимися к настоящему времени типами оказываемых услуг (рис. 1).

В частности, Китайская корпорация аэрокосмической науки и техники (CASC) реализует проект создания орбитального буксира, позволяющего использовать механический манипулятор

с целью корректировки и поддержки первоначальной орбиты деградирующих КА [3]. Отработку передовых технологий планируется осуществить на КА связи «Чжунсин-9А».



Рис. 1. Классификация СКА по типам оказываемых услуг

В то же время компанией Northrop Grumman уже реализована технология орбитального буксира в виде запущенного 9 октября 2019 года КА «MEV-1» (Mission Extension Vehicle-1), который 25 февраля 2020 года пристыковался к телекоммуникационному спутнику «Intelsat-901», находящемуся на орбите захоронения, и успешно перевел его 2 апреля 2020 года на рабочую геостационарную орбиту. И тем самым обеспечил оказание услуги по продлению срока службы спутника на орбите. Аналогично, второй спутник «MEV-2», запущенный 15 августа 2020 года, состыковался 12 апреля 2021 года с телекоммуникационным спутником «Intelsat 10-02» (проработавшим 17 лет). Технология применения такова, что после запуска КА «MEV» выходит на одну орбиту со спутником, исчерпавшим свой запас топлива, затем непосредственно сближается с ним, отслеживая его положение при помощи камер, после этого вставляет механический захват в сопло двигателя и сцепляется с аппаратом. Такая схема используется в случае работы со старыми спутниками, поскольку ранее там не предусматривались устройства стыковки и заправки [4; 5].

Указанный аппарат «MEV» способен управлять ориентацией и положением КА «Intelsat». В течение своего срока службы «MEV-1» и «MEV-2» смогут пристыковываться к различным аппаратам несколько раз, что даст возможность продлить сроки службы клиентских космических аппаратов. Заявленный срок службы спутников «MEV» – 15 лет. Технические характеристики КА «MEV» представлены в табл. 1.

Аналогичная работа (по типу «MEV-1») была проведена специалистами немец-

кого центра аэрокосмических исследований в г. Оберпфaffenхофене, с разработкой в 2009 году демонстрационного аппарата «OLEV» (Orbital Life Extension Vehicle) для продления орбитальной жизни космических аппаратов [6].

Таблица 1

Технические характеристики КА «MEV»

Характеристика	Тип, значение
Применяемая платформа	«GEOStar-3»
Масса платформы	2326 кг
Источники питания	2 солнечных батареи и аккумуляторы
Двигатель	2 электрических ракетных двигателя
Тип орбиты	геостационарная
Срок активного существования	15 лет

Не стоит забывать, что одним из первых практических опытов по сервисному обслуживанию еще в 2007 году стал эксперимент с КА «ASTRO», выполнявшем роль сервисного спутника, который, согласно плану эксперимента, должен был состыковаться с КА «NextSat» и произвести с помощью манипулятора установку в его грузовой отсек доставляемых элементов. Параллельно с этим должна была осуществляться перекачка топлива [5].

Кроме проведения работ, направленных на увеличение срока службы КА в рамках обслуживания, а также сервисных функций, некоторые страны приступили к разработке специальных аппаратов для удаления космического мусора.

В рамках данной деятельности японской компанией Astroscale и английской SSTL на базе спутника «ELSA-d» (End-of-Life Services by Astroscale – demonstration) реализуется демонстрация базовых технологий, необходимых для стыковки, буксировки и удаления «космического мусора» [7]. Миссия «ELSA-d» включает в себя КА «Chaser» (изготовитель – Astroscale) и спутник «Target» (изготовитель – SSTL) (рис. 2).

Спутник «Target» (цель) оснащен аппаратурой связи в S-диапазоне, навигационными датчиками, функционирующими благодаря космической радионавигационной системе (КРНС) Navstar, трехосевой системой управления и лазерным светоотражателем. Платформа компании SSTL, установленная на спутнике «Target», управляет камерой высокого разрешения и освещением для записи последовательностей захвата во время отсутствия солнечного света. Эти две технологии (КРНС, применение камер) потенциально являются базовыми технологиями для

поддержки будущих операций по сборке на орбите.



Рис. 2. Сборка КА «ELSA-d»: «Chaser» (1) с прикрепленным спутником «Target» (2)

Укажем на некоторые ключевые возможности космического аппарата «ELSA-d»:

- поиск, сближение и стыковка с использованием навигационных средств;
- осмотр с облетом объекта и проведением его оценки оператором;
- наличие стыковочной плиты и магнитного захвата стабилизированного или беспорядочно вращающегося объекта в ночных условиях (впервые было испытано на орбите 25 августа 2021 года);
- повторное выведение на рабочую орбиту или сведение с орбиты.

Параллельно с этим проектом Astroscale разрабатывает стыковочную плиту нового поколения «DP» (Docking Plate) (в противовес более сложным устройствам стыковки), которая устанавливается на спутниках-клиентах перед запуском и предназначена для того, чтобы позволить, в случае необходимости, работать со своими спутниками в целях обеспечения будущего обслуживания на орбите, их удаления из-за сбоя или по окончании срока службы.

После проведения успешных испытаний новый СКА «Chaser» будет использован для безопасного удаления наиболее опасного мусора с орбиты и в дальнейшем, в качестве базового элемента, будет представлен для серийного производства («ELSA-M») и применения (рис. 3).

В целях своего дальнейшего развития Astroscale приобрела в 2020 году израильскую компанию Effective Space Solutions R&D Ltd. (ESS) (позднее переименованную в Astroscale Israel Ltd.), которая разрабатывает обслуживающий аппарат «Space Drone» и будет заниматься проведением исследований по обслуживанию аппаратов и разработкой полезной нагрузки для продления сроков активного существования КА. Благодаря последним инвестициям Astroscale становится самой фи-

нансируемой компанией в мире по оказанию услуг и логистики на орбите. В настоящее время в ком-

пании Astroscale, основанной в 2013 году, работает 140 человек на пяти континентах.

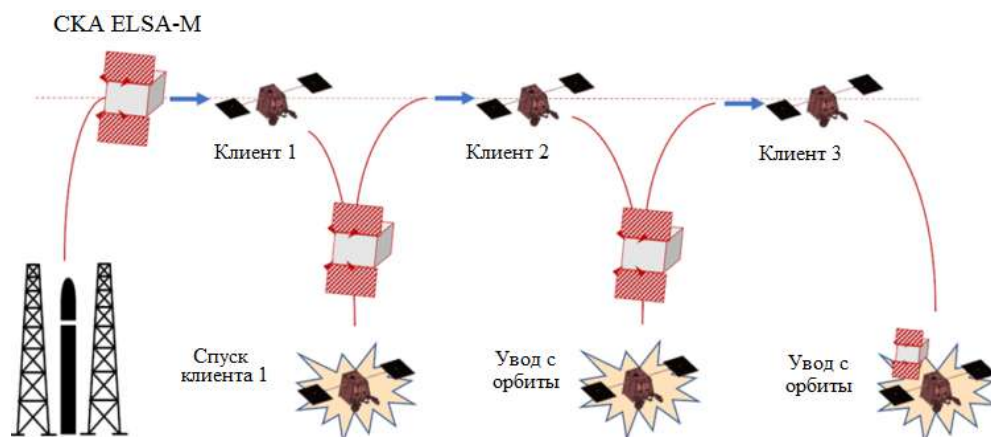


Рис. 3. Схема применения СКА «ELSA-M»

Однако заметим, что очистить орбиту от нескольких тысяч потенциально опасных объектов, уже находящихся там, технология Astroscale не в состоянии. Большой вклад здесь могут внести разрабатываемые швейцарской компанией ClearSpace спутники, которые будут работать с помощью манипулятора захвата. Первый такой СКА планируется испытать в 2025 году.

На ближайшую перспективу также следует отметить американскую компанию Starfish Space, которая планирует разработать небольшой космический буксир под названием «Otter» и запустить его в 2023 или 2024 году. Этот аппарат будет предназначен для обслуживания как низкоорбитальных, так и геостационарных спутников, а также для утилизации космического мусора [8].

Одними из первых проблемы продления срока функционирования КА начали исследоваться люксембургской компанией SES и канадской MDA (MacDonald, Detwiler and Associates) (дочерней компанией Maxar Technologies). В 2016 году эти компании сообщили о готовности инвестировать в создание технологий, которые в будущем должны обеспечить дозаправку спутников, находящихся на орбите, а также замену установленной на них полезной нагрузки.

В рамках данной деятельности компания MDA разработала орбитальный танкер-заправщик, который стыкуется с обслуживаемыми спутниками, заправляя их топливом. Первое из подобных заправочных устройств установлено на спутнике «SES-16», заказчиком которого для нужд министерства обороны страны и других союзников по НАТО выступило совместное предприятие SES и правительства Люксембурга LuxGovSat. Запуск «SES-16/GOVSAT-1» был произведен 31 января 2018 года с помощью ракеты-носителя (РН) «Falcon-9».

И если большинство СКА рассматриваются для широкого применения, то в то же время можно привести в пример космический корабль

«Starship», который разрабатывается компанией SpaceX для работы в пилотируемом или грузовом варианте, а также в качестве танкера для дозаправки на орбите других космических кораблей ограниченного класса применения [9].

Обслуживание на орбите в последнее время быстро набирает обороты, поскольку стартапы, предназначенные для поиска и воплощения новых бизнес-моделей, а также отраслевые гиганты разрабатывают и демонстрируют практически действующие образцы СКА.

Так, в апреле 2021 года NASA и компания Maxar Technologies провели исследование по вопросу «Критического анализа проекта для размещения КА на орбите по обслуживанию, сборке и производству», в результате которого приступили к разработке КА «OSAM-1» (On-orbit Servicing, Assembly and Manufacturing).

КА «OSAM-1» впервые в истории осуществит с помощью роботизированной системы заправку спутника дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) «Landsat-7» (США), запущенного в 1999 году и исчерпавшего запасы топлива. СКА «OSAM-1» будет состоять из обслуживающего модуля с двумя роботизированными манипуляторами, которые будут установлены на корпусе этого космического аппарата (рис. 4) [10].

Платформа «OSAM-1» (рис. 5) также включает в себя модуль «SPIDER» (Space Infrastructure Dexterous Robot), который предназначен для сборки в космосе сложных конструкций. Модуль «SPIDER» будет дополнительно использовать третью роботизированную руку длиной 5 м для сборки антенны связи диаметром 3 м из семи элементов и легкой 10-метровой балки. Антенная система предназначена для приема сигнала в Кадиапазоне с наземной станцией. По замыслу разработчиков эксперимент продемонстрирует возможность сооружения крупных структур в космосе без непосредственного участия со стороны людей.



Рис. 4. OSAM-1 (слева) готовится к дозаправке Landsat-7

Модуль «SPIDER» позволит обеспечить:

- использование новых архитектур и возможностей для широкого круга государственных и коммерческих задач;
- возможность создания в космосе больших коммуникационных антенн и телескопов;
- устранение ограничений по объему установленных РН;
- выполнение с помощью высокоточной робототехники миссий, ранее связанных с выходом астронавтов в открытый космос.

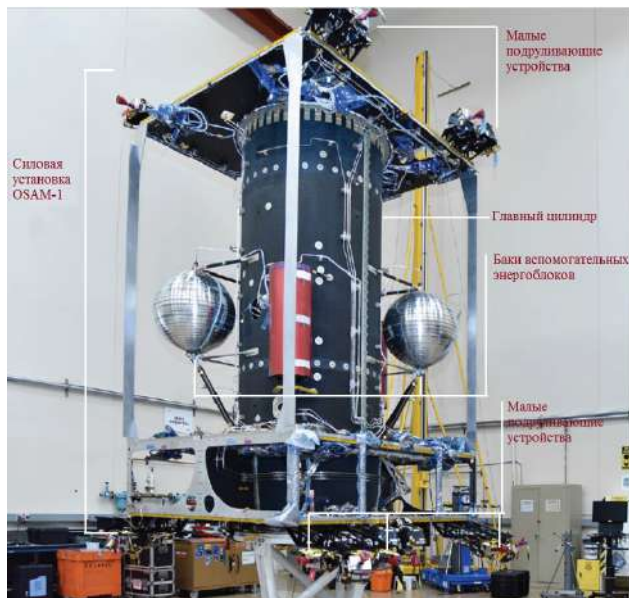


Рис. 5. Платформа заправщик OSAM-1

На снимке (рис. 5) изображена разрабатываемая платформа СКА «OSAM-1». Платформа высотой 4,27 метра обеспечит «OSAM-1» энергией и возможностью маневрирования на орбите с шестью направлениями перемещения. Чтобы сделать эти маневры возможными внутри главного цилиндра находятся два больших топливных бака, а на верхней и нижней палубах космическо-

го заправщика установлены двигатели подрывающих устройств. Две серебряные сферы заполнены монотопливом (топливо, содержащее в своем составе одновременно горючее и окислитель), которое будет использоваться для обеспечения целевого спутника-клиента «OSAM-1», а именно «Landsat-7», дополнительным топливом, чтобы продемонстрировать, что роботизированная дозаправка спутника возможна.

Поскольку конструкция «Landsat-7» не предусматривает возможности орбитальной дозаправки, конструкторам «OSAM-1» пришлось прибегнуть к сложной схеме. Чтобы провести дозаправку аппарату придется снять с «Landsat-7» теплоизоляционное покрытие, открутить крышку заправочного клапана, подсоединить к нему заправочное устройство и перекачать топливо. По завершении операции «OSAM-1» должен будет вернуть крышку и теплоизоляцию на место (рис. 6).

Данные операции позволят продемонстрировать и подтвердить потенциал многих технологий, инструментов и методов, которые выведут будущие космические миссии на новые горизонты для исследования космоса. «OSAM-1» планируется запустить в конце 2022 года.

Еще одним из ближайших космических изданий сервисного направления стала опытная база-заправщик производства компании Orbit Fab (США) [11]. Согласно имеющейся информации, первая действующая топливная база-заправщик «Orbit Fab Tanker-001 Tenzing», весом всего 35 кг, была запущена 30 июня 2021 года РН «Falcon 9» (рис. 7). «Tanker-001 Tenzing» будет хранить высококонцентрированный пероксид (НТР) или ксенон на солнечно-синхронной орбите для дозаправки других космических аппаратов с помощью клапана «RAFTI» (Rapidly Attachable Fluid Transfer Interface – быстро присоединяемый жидкостной интерфейс передачи).

Отметим, что заправочный порт RAFTI (рис. 8) предназначен для перекачки различных жидкостей, в том числе сверхкритических (ксенон), жидкостей под низким давлением и газов под высоким давлением (34 и 204 атмосферы соответственно).

Топливные хранилища «Orbit Fab» предназначены для обслуживания широкого перечня космических аппаратов, в том числе и военных, с комплектом стыковки «Self-Driving Satellite», известным как «SPARK», без использования сложных роботизированных манипуляторов [12].

«SPARK» и «RAFTI» были разработаны в сотрудничестве с 50 компаниями и организациями и, как ожидается, станут общими для спутникового обслуживания стыковочными и заправочными интерфейсами.

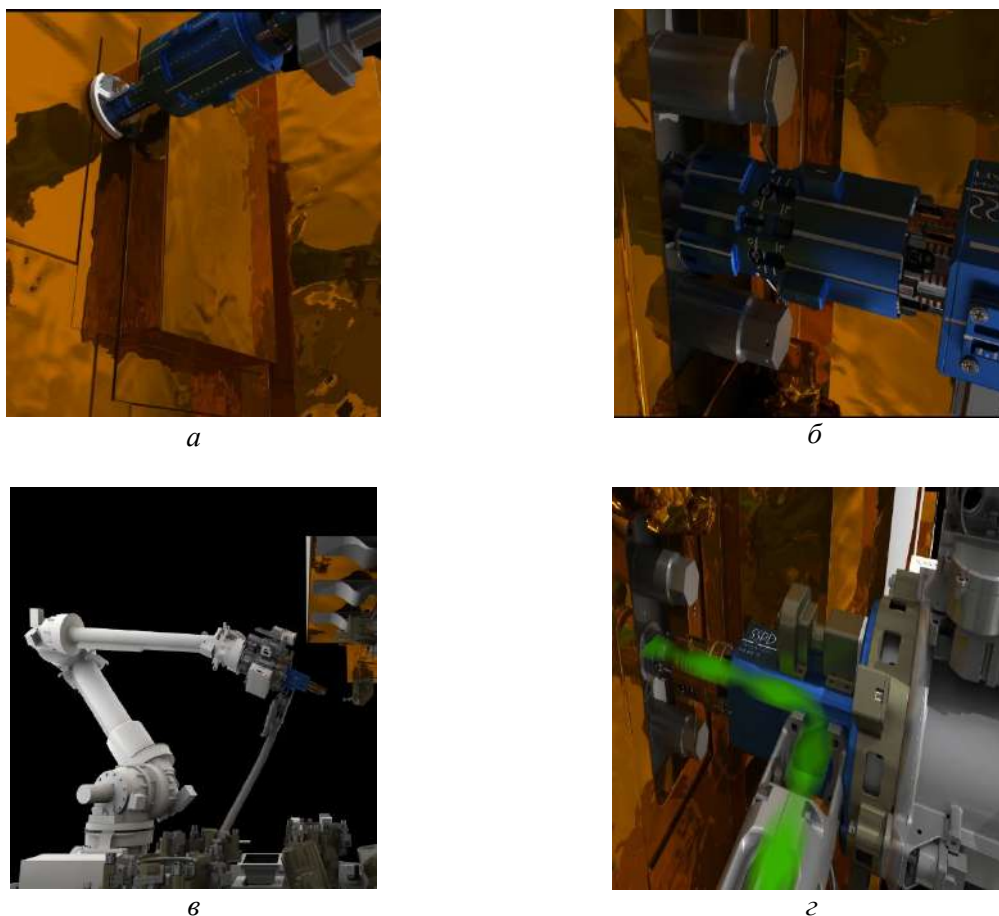


Рис. 6. Этапы заправки КА «Landsat-7»: а – удаление теплоизоляции; б – откручивание крышки заправочного клапана; в – подключение заправочного устройства; г – перекачка топлива



Рис. 7. Топливная база (склад) «Tanker-001 Tenzing»

Основные характеристики рассмотренных СКА представлены в табл. 2.

Одновременно с запуском «Tanker-001 Tenzing» той же РН для тестирования маневров были запущены две ионные космические силовые установки с электрораспылением «TILE-2» (компания Accion Systems) на борту микроспутника «Astro Digital». Благодаря встроенным функциям наведения, навигации и управления эти небольшие двигатели для технического обслуживания могут осуществлять маневрирование в восемь раз

дольше, чем ближайшие существующие аналоги, что увеличивает долговечность и универсальность их применения, в том числе для увода КА с орбиты.

Планируется, что в содружестве с Orbit Fab будет работать компания SCOUT, специализирующаяся на создании КА-инспекторов. В ходе проведения испытаний и отладки «Orbit Fab» предполагается, применительно к «Tanker-001 Tenzing», с помощью камер «Scout-Vision» осуществить наблюдение и контроль процесса стыковки и заправки.



Рис. 8. Сервисный клапан RAFTI для заправки спутников

Таблица 2

Основные характеристики сервисных космических аппаратов

Наименование КА	«SIS»– «SES-16» «GOVSAT»	«OLEV»	«ELSA-d»	«OSAM-1»	«Orbit Fab Tanker-001 Tenzing»	«MEV-1», «MEV-2»
Разработчик	MDA, Канада	Немецкий центр аэро- космиче- ских иссле- дований, ФРГ	AstroScale, Сингапур, Великобритания	NASA, Maxar Technologies, США	Orbit Fab, США	Northrop Grumman, США
Назначение	Заправка топливом установка ПН	Буксир де- монстратор	Буксировка, уда- ление космиче- ского мусора	Заправка роботизи- рованной рукой	Заправка перок- сидом или ксе- ноном	Буксир
Запуск / разработка	31.1.2018	–/2009	23.03.2021	2022–2024/ 2021	30.06.2021	9.10.2019 и 15.08.2020
Основные параметры: – вес; – САС; – габариты.	– – –	– 12 лет –	180+20 кг – 0,6 м макс	– – 4,27м	35 кг – –	2326 кг – –
Модули стыковки/ заправки	+	Стыковка с основным двигателем	Стыковочная плита DP	–	SPARK/RAFTI	Стыковка с основным двигателем
Доп. функции	–	–	Перевод на дру- гие орбиты	Сборка кон- струкции	Инспекция с Scout Vision, ма- неврирование с ЭРДУ «TILE-2»	–

Оценивая технологию применения заправки спутников нельзя не заметить, что они способны практически обслужить только несколько спутников-целей из группировок КА, находящихся в одной плоскости. Их главная цель на ближайшую перспективу – геостационарная орбита. Такое приме-

нение объясняется тем, что изменение плоскости орбиты по сравнению с изменением высоты орбиты потребует значительного расхода энергетического ресурса (топлива).

В целях дальнейшего развития программы «MEV» компания Northrop Grumman по контрак-

ту с DARPA планирует в 2024 году начать испытания нового поколения аппаратов обслуживания «MRV» (Mission Robotic Vehicle). Предполагается, что они смогут проводить ремонт космических аппаратов, а также устанавливать на них модули «MEP» (Mission Extension Pods), которым предстоит выполнять те же функции, что и «MEV», но при этом будут иметь меньшие размеры [13].

Некоторые компании, например, японская компания-стартап Gital, уже разрабатывают роботов для ряда общих целей в космосе, включая обслуживание космических аппаратов на орбите, строительные или производственные задачи. Первые испытания проведены на борту МКС.

Таким образом, из представленного выше материала видно, что тема создания сервисных КА приобретает значимую актуальность и в ближайшей перспективе получит свое дальнейшее развитие.

2. Ближайшие перспективы и характер направлений развития сервисного обслуживания КА

В компании Northern Sky Research (NSR), занимающейся анализом перспективных тенден-

ций развития космических технологий, в отчете «In-Orbit Servicing» («обслуживание на орбите») заявили, что по состоянию на конец 2020 года 533 действующим КА необходимо обслуживание на орбите. Сведение КА с орбиты составит большую часть этого рынка. По оценке NSR это 324 спутника. А вышедшая в апреле 2020 года новая инструкция Федеральной комиссии по связи США фактически подталкивает развитие бизнеса по обслуживанию на орбите КА с помощью сервисных космических аппаратов [14].

В отчете компании NSR прогнозируется, что в следующие восемь лет развивающийся рынок спутникового обслуживания оценивается более чем в 4,5 млрд. долларов США [15]. Оценка совокупного мирового дохода рынка сервисных услуг на этот период в процентном соотношении (по типу услуг) представлена на рис. 9 [16].

Подтверждением потребности в сервисных услугах только по коммерческим геостационарным спутникам связи служит диаграмма оценки количества спутников, достигающих конца срока службы (рис. 10) [16].

Не остаются в стороне и малые космические аппараты (МКА). В декабре 2022 года компанией Lockheed Martin планируется размещение на гео-

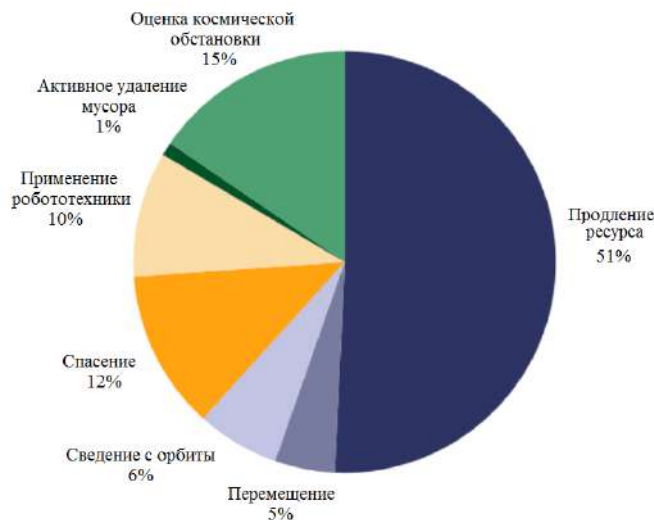


Рис. 9. Оценка совокупного мирового дохода по типу услуг

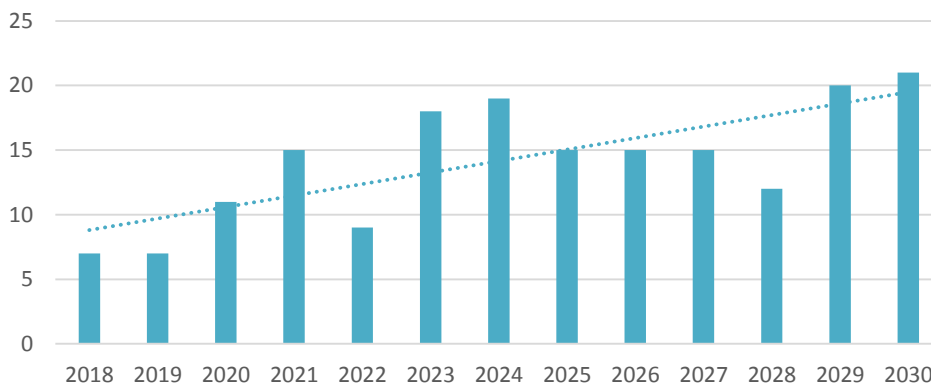


Рис. 10. Оценка количества коммерческих геостационарных спутников связи, достигающих конца срока службы

стационарной орбите двух микро КА «LINUSS» размером 12U. Их целью заявлен сбор доказательств того, что МКА способны решать задачи по модернизации группировок, дозаправке и перемещению КА. Предполагается, что в будущем они будут обслуживать КА «GPS-3F» космической радионавигационной системы Navstar [17].

Рынок по созданию сервисных космических услуг на настоящий момент очень молод, но зато имеет перспективы роста.

Во-первых, большой интерес в этом плане представляет решение проблем со стыковкой различных по типу и по классу КА и доставкой дополнительной полезной нагрузки. Понятно, что реализация сервисных услуг не будет направлена на большинство КА, она будет направлена, прежде всего, на эксклюзивные и востребованные КА связи и ДЗЗ. В какой-то мере это коснется научных и навигационных спутников. В военной сфере сервисному применению, конечно же, тоже найдется достойное место.

Вторая проблема при эксплуатации спутников – моральное старение. Спутник на орбите по прошествии определенного времени еще работоспособен, а на Земле уже сменились стандарты, протоколы и т. д. И такие аппараты тоже требуют обслуживания [18].

Особенное применение может быть реализовано по отношению к экспериментальным КА. Дорогостоящие экспериментальные или новые аппараты, находящиеся в отработке, часто нуждаются в мониторинге, когда с помощью только одной телеметрии нельзя ответить на возникающие вопросы и проблемы. С точки зрения военного применения, такие СКА можно использовать также в целях уточнения характеристик космических аппаратов противоборствующей стороны.

Как таковой, единой целенаправленной государственной структуры сервисного космического обслуживания не существует ни в одной из ведущих космических держав, включая и США. Однако в NASA и его подразделениях функционируют структуры спутникового обслуживания, которые работают на внедрение новой парадигмы: роботизированное обслуживание спутников.

Современный этап развития космических средств сервисного обслуживания предполагает наличие некоторого времени на проведение определенных научно-исследовательских и опытных конструкторских работ (НИОКР) на затронутую тему. Но, тем не менее, уже сейчас, не дожидаясь окончания НИОКР, многим предприятиям-изготовителям соответствующей космической техники стоит подумать над проработкой эскизных проектов типовых стыковочных устройств или стыковочных плит будущих образцов космических аппаратов.

Во-первых, это касается топливных и электрических узлов, которые к концу окончания за-

пасов топлива (расчетного срока эксплуатации) должны гарантированно обеспечить стыковку и перекачку топлива с космического аппарата-заправщика. Это касается вновь проектируемых космических аппаратов определенного назначения и сервисных космических аппаратов. Причем, эта работа должна вестись не изолированно на каждом отдельном предприятии, а в содружестве с родственными предприятиями, создающими подобную продукцию. Особенно это касается создания и унификации телекамер космического исполнения и соответствующего математического обеспечения для реализации роботизированной функции выбора стыковочного узла на обслуживаемом КА [19].

Разрабатываемые стыковочные узлы или плиты, конечно же, должны быть унифицированы с большинством космических аппаратов, и если не в виде международных стандартов, то хотя бы в масштабах сообщества ведущих космических государств.

Во-вторых, следует иметь в виду, что заправка – это всего лишь один из первых и главных этапов развития сервисных космических услуг. За ним может последовать возможный ремонт с заменой определенных элементов и узлов, установка дополнительной полезной нагрузки и т. п. Разработчики КА, понимая, что может понадобиться в ближайшей перспективе при эксплуатации спутников, должны предусмотреть соответствующие конструктивные решения.

Заключение

Опираясь на зарубежный опыт в области создания сервисного обслуживания космических аппаратов, следует учесть, что проектирование и создание подобных СКА должно охватывать весь спектр их возможных применений (заправка, ремонт, сборка космических конструкций, перевод на другие орбиты и т. д.), вплоть до снятия и возвращения КА обратно на орбиту.

Практически все перспективные КА, запускаемые на низкие околоземные орбиты, в целях борьбы с космическим «мусором» должны будут после израсходования ресурса и выполнения задачи завершать свою работу с помощью малогабаритных тормозных установок, устанавливаемых до запуска на КА, если иное не предусмотрено конструкцией или технологией использования аппарата. Подтверждением возможности выполнения этого требования является производство компанией Accion Systems малых двигателей «Tile 2» для снятия с орбиты микро- и наноспутников и предотвращения столкновений.

Космические аппараты, которые могут иметь большой технический ресурс полезной нагрузки (после израсходования топлива), должны

быть оборудованы соответствующими интерфейсами либо для возможности дозаправки в космосе, либо для стыковки с новыми поддерживающими КА типа «MEV», «Orbit Fab», «Osam-1».

Внедрение операции заправки в структуру эксплуатации КА позволит компаниям-производителям космической техники частично перенести расходы со строительства новых аппаратов на эксплуатацию существующих, и тем самым

повысить свою эффективность и экономию ресурсов.

Ожидается, что спутниковое обслуживание станет одним из основных направлений космической деятельности в течение ближайших нескольких лет, учитывая значительные преимущества более гибкого управления парком спутников и успех 2020 года первой коммерческой услуги Northrop Grumman.

Список литературы

- [1] Пентагон опубликовал доктрину космических сил США [Электронный ресурс]. URL: <https://tvzvezda.ru/news/20208122011-q1I1Va.html> (дата обращения: 24.06.2021).
- [2] Новая орбитальная станция будет собирать конструкции для дальних полетов [Электронный ресурс]. URL: <https://tass.ru/kosmos/8582857> (дата обращения: 24.06.2021).
- [3] Китай планирует создать космический аппарат для продления срока службы спутников на орбите [Электронный ресурс]. URL: <https://novosti-kosmonavtiki.ru/news/39197/> (дата обращения: 24.06.2021).
- [4] Успешный запуск Eutelsat-5WB и MEV-1 [Электронный ресурс]. URL: https://omega_hyperon.livejournal.com/23621.html (дата обращения: 20.07.2021).
- [5] Катъкалов В. Б. Перспективы развития спутниковых услуг // Интеллектуальные технологии на транспорте. 2020. № 1. С. 24–31.
- [6] Немецкие инженеры разрабатывают космический реаниматор для спутников [Электронный ресурс]. URL: <https://focus.ua/lifestyle/86108> (дата обращения: 13.04.2021).
- [7] Спутник по удалению космического мусора готовится к запуску на Байконуре [Электронный ресурс]. URL: <https://roscosmos.ru/30073/> (дата обращения: 13.04.2021).
- [8] Starfish Space привлекла \$7 млн на разработку космического буксира Otter [Электронный ресурс]. URL: <https://rossaprimavera.ru/news/b4837f61> (дата обращения: 13.09.2021).
- [9] «Старшип» Илона Маска снова взорвался при посадке. Каким должен стать корабль для полета к Марсу? [Электронный ресурс]. URL: <https://www.bbc.com/russian/features-55618589> (дата обращения: 13.09.2021).
- [10] NASA's On-orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing 1 Mission Ready for Spacecraft Build [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nasa.gov/image-feature/goddard/2021/nasa-s-on-orbit-servicing-assembly-and-manufacturing-1-mission-ready-for-spacecraft> (дата обращения: 21.05.2021).
- [11] Orbit Fab to launch first fuel tanker in 2021 with Spaceflight [Электронный ресурс]. URL: <https://spacenews.com/orbit-fab-to-launch-with-spaceflight/> (дата обращения: 21.05.2021).
- [12] Orbit Fab and Benchmark Space Systems to partner on in-space refueling technologies [Электронный ресурс]. URL: <https://spacenews.com/orbit-fab-and-benchmark-space-systems-to-partner-on-in-space-refueling-technologies/> (дата обращения: 21.05.2021).
- [13] Аппарат для продления миссий состыковался со спутником на геостационарной орбите [Электронный ресурс]. URL: <https://nplus1.ru/news/2021/04/13/mev2> (дата обращения: 21.05.2021).
- [14] Прогноз: огромный спрос на обслуживание спутников на орбите [Электронный ресурс]. URL: <https://satcomrus.ru/media/blog/files/3c661eb59951489e3f3902def5d9332f-837.html> (дата обращения: 21.05.2021).
- [15] Услуги на орбите – Полный отчет [Электронный ресурс]. URL: <https://espi.or.at/publications/espi-public-reports/category/2-public-espi-reports> (дата обращения: 18.06.2021).
- [16] In-Orbit Servicing & Space Situational Awareness Markets, 4th [Электронный ресурс]. URL: <https://www.nsr.com/?research=in-orbit-servicing-space-situational-awareness-markets-4th-edition> (дата обращения: 28.09.2021).
- [17] Запуски ракет-носителей и космических аппаратов в 2017–2020 гг. Раздел Запуски. Статистика произведенных (запущенных) ракет и космических аппаратов по странам [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ecoruspace.me/%D0%97%D0%B0%D0%BF%D1%83%D1%81%D0%BA%D0%B8+2021+%D0%B3%D0%BE%D0%B4%D0%B0.html> (дата обращения: 12.08.2021).
- [18] Спутники будущего: взгляд генконструктора. Полный конспект беседы с Виктором Хартовым в рамках встречи «Космос без формул» в Московском музее космонавтики [Электронный ресурс]. URL: <https://zelenyikot.com/satellite-future/> (дата обращения: 20.08.2021).
- [19] Современные проблемы анализа и синтеза космических систем. Тема 3. Техническое обслуживание космических аппаратов на орбите. Презентация ЦНИИмаш [Электронный ресурс]. URL: <https://slide-share.ru/sovremennye-problemi-analiza-sinteza-kosmicheskikh-sistemtema-3tekhnicheskoe-299580> (дата обращения: 18.06.2021).

SERVED SPACE: NEW ACHIEVEMENTS AND PERSPECTIVES

V. B. Katkalov, M. L. Morozova

*Military (Research Institute) Institute Military Space Academy,
Saint Petersburg, Russian Federation*

The number of works aimed at developing technologies for services in space has increased significantly over the past five years. In addition to such industrial giants as Orbital-ATK, Northrop Grumman, MDA, Maxar Technologies, startups are also entering the service market that develop and demonstrate practically operating technologies. Given this trend, it is expected that maintenance in space will become a hot topic over the next few years. The article discusses the designed and operating service spacecraft of foreign countries, the state and directions of their development. Brief characteristics and capabilities of service spacecraft are given. The directions of solving the main tasks for the design and manufacture of promising service spacecraft are outlined. Satellites MEV-1 and MEV-2, manufactured by Northrop Grumman, ELSA-d, manufactured by Astroscale and SSTL, and See also OSAM-1 by Maxar Technologies, which allows robotic refueling in space and demonstrates the possibility of constructing large structures in space without direct human involvement. The results of a study carried out using available Internet sources are summarized and presented in this material. The purpose of the article is to analyze the need, ways and methods of development of services, to assess the prospects of the technologies used.

Keywords: service spacecraft, spacecraft maintenance, spacecraft refueling, monitoring of spacecrafts, spacecraft maneuvering, satellite service, spacecraft service life.

References

- [1] *Pentagon opublikoval doctrinu kosmicheskikh sil SSHA* [The Pentagon has published the doctrine of the US space forces]. Available at: <https://tvzvezda.ru/news/20208122011-q1IVa.html> (accessed 24.06.2021). (In Russian)
- [2] *Novaya orbitalnaya stancia budet sobirat konstruktii dlya dalnih poletov* [The new orbital station will assemble structures for long-distance flights]. Available at: <https://google.com/amp/s/tass.ru/kosmos/8582857/amp> (accessed 24.06.2021). (In Russian)
- [3] *Kitay planiruet sozdat kosmicheskii apparat dlya prodleniya sroka sluzhbi sputnikov na orbite* [China plans to create a spacecraft to extend the service life of satellites in orbit]. Available at: <https://novosti-kosmonavtiki.ru/news/39197/> (accessed 06.24.2021). (In Russian)
- [4] *Uspeshni zapusk Eutelsat-5WB i MEV-1* [Successful launch of Eutelsat-5WB and MEV-1]. Available at: https://omega_hyperon.livejournal.com/23621.html (accessed 20.07.2021). (In Russian)
- [5] Katkalov V. B. *Perspektivy razvitiya sputnikovih uslug* [Prospects for the development of satellite services] // Intellectual Technologies on Transport, 2020, no. 1, pp. 24–31. (In Russian)
- [6] *Nemetskie injeneri razrabativali kosmicheskii reanimator dly sputnikov* [German engineers are developing a space resuscitator for satellites]. Available at: <https://focus.ua/lifestyle/86108> (accessed 13.04.2021). (In Russian)
- [7] *Sputnik po udaleniю kosmicheskogo musora gotovitsya k zapusku na Baykonure* [The satellite for space debris removal is being prepared for launch at Baikonur]. Available at: <https://roskosmos.ru/30073/> (accessed 13.04.2021). (In Russian)
- [8] *Starfish Space privlekla \$7 mln na razrabotku kosmicheskogo buksira Otter* [Starfish Space raised \$7 million for the development of the Otter space tug]. Available at: <https://rossaprimavera.ru/news/b4837f61> (accessed 13.09.2021). (In Russian)
- [9] *«Starship» Elona Muska snova vzorvalsya pri posadke. Kakim dolzhen stat korabl dlya poleta k Marsu?* [Elon Musk's «Starship» exploded again on landing. What should be the ship for the flight to Mars?]. Available at: <https://www.bbc.com/russian/features-55618589/> (accessed 13.09.2021). (In Russian)
- [10] NASA's On-orbit Servicing, Assembly, and Manufacturing 1 Mission Ready for Spacecraft Build. Available at: <https://www.nasa.gov/image-feature/goddard/2021/nasa-s-on-orbit-servicing-assembly-and-manufacturing-1-mission-ready-for-spacecraft> (accessed 21.05.2021).
- [11] Orbit Fab to launch first fuel tanker in 2021 with Spaceflight. Available at: <https://spacenews.com/orbit-fab-to-launch-with-spaceflight/> (accessed 21.05.2021).
- [12] Orbit Fab and Benchmark Space Systems to partner on in-space refueling technologies. Available at: <https://spacenews.com/orbit-fab-and-benchmark-space-systems-to-partner-on-in-space-refueling-technologies/> (accessed 21.05.2021).

- [13] *Apparat dlya prodleniya missiy sostikovalsya so sputnikom na geostatyionarnoy orbite* [The apparatus for the extension of missions docked with a satellite in geostationary orbit]. Available at: <https://nplus1.ru/news/2021/04/13/mev2> (accessed 21.05.2021). (In Russian)
- [14] *Prognoz: ogromniy spros na obsluzivanie sputnikov na orbite* [Forecast: huge demand for servicing satellites in orbit]. Available at: <https://satcomrus.ru/media/blog/files/3c661eb59951489e3f3902def5d9332f-837.html> (accessed 21.05.2021). (In Russian)
- [15] Services in orbit – Full report. Available at: <https://espi.or.at/publications/espi-public-reports/category/2-public-espi-reports> (accessed 18.06.2021).
- [16] 4th edition «In-Orbit Service Markets and Situational Awareness in Space» NSR (IoSM4). Available at: <https://www.nsr.com/?research=in-orbit-servicing-space-situational-awareness-markets-4th-edition> (accessed 28.09.2021).
- [17] *Zapuski raket-nositeley i kosmicheskikh apparatov v 2017-2020 g.g. Razdel Zapuski. Statistika proizvedennih (zapuschennyh) raket i kosmicheskikh apparatov po stranam* [Launches of carrier rockets and spacecraft in 2017–2020. Section Launches. Statistics of manufactured (launched) rockets and spacecraft by country]. Available at: <https://ecospace.me> (accessed 12.08.2021). (In Russian)
- [18] *Sputniki buduschego: Vzglyad genkonstruktora* [Satellites of the future: the view of the general designer]. Available at: <https://zelenyikot.com/satellite-future/> (accessed 20.08.2021). (In Russian)
- [19] *Sovremennye problem analiza i sinteza kosmicheskikh system. Tema 3. Technicheskoe obsluzhivanie kosmicheskikh apparatov na orbite* [Modern problems of analysis and synthesis of space systems. Topic 3. Maintenance of spacecraft in orbit]. Available at: <https://slide-share.ru/sovremennye-problemi-analiza-sinteza-kosmicheskikh-sistemtema-3tehnicheskoe-299580> (accessed 18.06.2021). (In Russian)

Сведения об авторах

Катъкалов Валентин Борисович – старший научный сотрудник лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. Окончил Военно-космическую академию имени А. Ф. Можайского в 1975 году. Область научных интересов: космическая техника, космические радиотехнические системы.

ORCID: 0000-0001-5657-6648

Морозова Мария Львовна – научный сотрудник лаборатории Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А. Ф. Можайского. Окончила Российский государственный педагогический университет им. А. И. Герцена в 2001 году. Область научных интересов: космические аппараты.

ORCID: 0000-0002-2330-8687

СТРАТЕГИЧЕСКОЕ ПЛАНИРОВАНИЕ ПУТИ РАЗВИТИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ С ПОМОЩЬЮ РАЗРАБОТКИ И ИЗГОТОВЛЕНИЯ НАЗЕМНОГО СЕКМЕНТА СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

М. А. Дремухин✉, **В. Н. Наговицин**

*АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

Создание ракетно-космического производства привело к мощному развитию промышленного потенциала региона и отдельных его городов. Поэтому развитие данного направления является актуальной задачей. В статье предлагается создать дополнительное направление по разработке и изготовлению крупногабаритных рефлекторов антенн для наземных антенных станций. В качестве материала при изготовлении сегментов и составных частей рефлектора предлагается использовать композиционные материалы, а формирование изделий предлагается вести относительно недорогим методом по принципу вакуумной инфузии. Данное направление способствует созданию устойчивого развития предприятия, включая систему образования, фундаментальную и прикладную научную отрасль, а также поддержанию конкурентоспособности изготавливаемой продукции, что значительно расширит присутствие предприятия на мировом рынке. Таким образом, работа в данном направлении – весьма перспективная сфера деятельности, которая поспособствует инновационному развитию предприятия, преобразованию структуры производства с учетом рыночных отношений, а также позволит внести значительный вклад в экономику региона.

Ключевые слова: космическая технология, спутниковая антенна, рефлектор, полимерный композиционный материал, развитие предприятия.

Введение

Ключевую роль в развитии оборонной промышленности и экономики Российской Федерации играют предприятия ракетно-космической промышленности, обеспечивая безопасность нашей страны и повышение качества жизни ее граждан. Стратегия развития предприятия предполагает постоянный поиск путей совершенствования его деятельности по всем направлениям – расширение объемов производства и развитие новых направлений, повышение его эффективности, внедрение новых технологий, разработка и освоение новой конкурентоспособной продукции, а также выход на новые рынки сбыта.

В последние годы межспутниковая связь является быстро развивающимся направлением науки и техники. Ее задачей является обеспечение сообщения между космическими аппаратами (КА) и земными станциями (ЗС), не находящими-

ся в прямой видимости [1]. Несмотря на внедрение оптоволоконных линий, спутниковые системы связи (ССС) продолжают играть важную роль в качестве существенного дополнения к ЗС связи на основе волоконно-оптических линий, что повышает эффективность функционирования ССС в целом, особенно в труднодоступных районах планеты.

Большинство действующих ССС на геостационарной орбите (ГСО) работает в диапазонах частот С (4/6 ГГц), Ku (11/14 ГГц), Ka (27/18 ГГц). В ближайшие годы следует ожидать появления искусственных спутников земли (ИСЗ), работающих в диапазонах 40/50 ГГц и выше [2].

Размещение спутниковых ретрансляторов на ГСО на высоте примерно 36000 километров над земной поверхностью приводит к ослаблению радиоволны при ее распространении на величину около 200 дБ, что соответствует 10^{-20} по мощности. Уровень такого слабого радиосигнала сравним с уровнем теплового излучения окружающих антенну ЗС атмосферы, почвы и расположенных рядом с ней предметов. Это излучение происходит в том

✉ d-max_70@mail.ru

же диапазоне частот, что и излучение радиосигнала, несущего информацию. Поэтому необходимо увеличивать мощность и пропускную способность ЗС, увеличивая точность отражающей поверхности и сам диаметр рефлектора приемной антенны.

1. Описание наземной антенной станции

Базовым и наиболее наукоемким направлением в ракетно-космической промышленности является проектирование, производство и обеспечение надежного функционирования КА на орбите. Предприятия, занимающиеся такой деятельностью, имеют развитую научно-производственную структуру и выполняют весь комплекс работ от проведения прикладных исследований, до сопровождения КА в космическом пространстве [3].

Реализация высоких эксплуатационных характеристик антенн является основной задачей конкурентоспособного производства КА [4]. Для связи, сопровождения и управления КА разрабатывается наземный антенный комплекс управления, который в упрощенном виде состоит из антенны, в состав которой входит: рефлектор, облучатель, контр-рефлектор. Рефлектор антенны является наиболее сложным элементом комплекса, от качества выполнения которого напрямую зависит работа всей ЗС. В центре рефлектора расположен облучатель, а напротив облучателя на опорах крепится контр-рефлектор, который имеет форму гиперboloида вращения и устанавливаются так, чтобы один из его фокусов совмещался с фокусом рефлектора, а второй находился вблизи его вершины, где расположен облучатель антенны.

На рис. 1 представлена наиболее распространенная двухзеркальная конструкция антенны, спроектированная по системе Кассегрена, предназначенная для формирования направленного электромагнитного луча путем переотражения от рабочей поверхности.

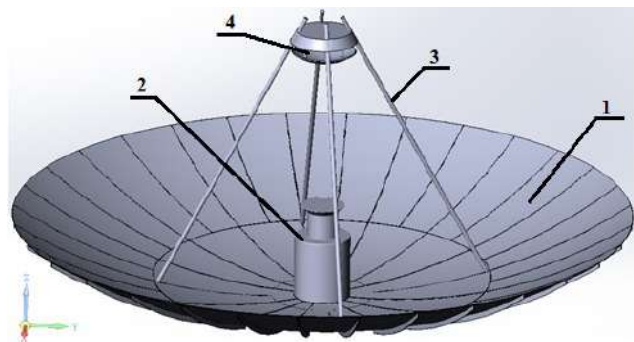


Рис. 1. Антенна ЗС: 1 – рефлектор; 2 – облучатель; 3 – опора; 4 – контр-рефлектор

Все антенны ЗС устанавливаются, как правило, на специальное приспособление, называемое опорно-поворотным устройством (ОПУ). Это

устройство, на котором закрепляется рефлектор антенны, служит для управления направлением максимального излучения в режиме передачи и приема телеметрии.

Антенны диаметром апертуры свыше 10 метров имеют большую массу, а воздействие ветровой нагрузки на рефлектор оказывает давление на ОПУ и самого ОПУ на фундамент. Это приводит, в зависимости от ветровой нагрузки и требований по точности наведения, к увеличению требований по прочности и ограничению к применяемым материалам и, как следствие, удорожанию всей конструкции [5].

Для того чтобы получить лидирующие позиции в области изготовления наземного сегмента необходимо ориентироваться на современные технологии. За основу брать новые технологии, результаты научных исследований и разработок в области науки и техники, действующие в настоящее время в развитых странах.

В компании АО «ИСС» впервые был разработан крупногабаритный прецизионный размеростабильный рефлектор для наземных антенных систем диаметром 11 метров, состоящий полностью из полимерных композиционных материалов (ПКМ, рис. 2), предназначенный для работы в Q/Ка-частотных диапазонах [6].



Рис. 2. Крупногабаритный рефлектор диаметром 11 метров

В состав интегрированной структуры АО «ИСС» входит дочернее предприятие АО «НПО ПМ-Развитие», которое разрабатывает и производит широкий спектр приемо-передающих антенн из алюминия диаметром от 0,3 до 9,3 метра, работающих в L, S, C, X, Ku, Ka-диапазонах для ЗС спутниковой связи [7]. Чтобы не создавать конкуренцию дочернему предприятию предлагается вести разработку и изготовление антенн для ЗС диаметром от 10 метров и выше самостоятельно, либо совместно с АО «НПО ПМ-Развитие».

Точность наведения крупногабаритных рефлекторов антенны для обеспечения надежной связи с КА зависит от устойчивости к температурным воздействиям, повышенной жесткости и высокой геометрической стабильности рефлектора. Для обеспечения этих факторов сегодня все больше ис-

пользуются ПКМ, основным из которых является углепластик [8]. Этот материал способен выдерживать необходимые для эксплуатации ЗС условия окружающей среды (от -50°C до $+40^{\circ}\text{C}$), имеет высокую жесткость и прочность при малой плотности с низким коэффициентом теплового расширения [9].

Также необходимо отметить экономическую эффективность применения композиционных материалов, как альтернативного источника для замены металлов, применяемых в космических конструкциях, что вызвано сравнительно малыми удельными затратами на производство композитных конструкций. Энергетические затраты на изготовление изделий из различных материалов представлены в табл. 1.

Таблица 1

Затраты электроэнергии на производство изделий

Материал	Удельные затраты электроэнергии, кВт·ч/кг	
	для материала	для изделия
Эпоксидный углепластик	33,0	72,7
Сталь	35,2	220,4
Алюминий	48,5	392,4
Титан	189,5	1543,2

Для проведения оценки и подтверждения эксплуатационных требований крупногабаритных рефлекторов ЗС из композиционных материалов предлагается решение сопряженных задач меха-

ники деформируемого твердого тела, аэродинамики, теплопроводности и т. д.

2. Оборудование для изготовления рефлектора антенны

Производственная база АО «ИСС» позволяет изготовить как технологическую оснастку, так и сам рефлектор, провести механические испытания, обеспечивающие комплексную отработку, и проверку конструкций на транспортировочные, статические и динамические нагрузки. Наличие уникального станочного оборудования для измерения радиотехнических характеристик антенн обеспечит возможность изготовить и контролировать с высокой точностью детали рефлекторов и облучающих систем, которые определяют выходные характеристики антенн. Основная часть оборудования, необходимая для изготовления рефлектора ЗС, приведена в табл. 2.

В качестве примера на рис. 3 изображена наиболее часто применяемая в современных ЗС конструкция 3D модели рефлектора диаметром 21 метр (без усиливающего каркаса), имеющая форму параболоида с двойной поверхностью. Предполагается, что «начинка» будет выполнена в виде трехслойной оболочки с несущими обшивками из углепластика и алюминиевым сотовым наполнителем. Жесткость такого рефлектора определяется высотой наполнителя и модулем упругости материала несущих слоев.

Таблица 2

Оборудование, находящееся на предприятии

Наименование	Размер рабочей зоны (Д×Ш×В), мм
Оборудование для изготовления деталей из полимерных композиционных материалов	
Горизонтальная пропиточная машина PLS-250-2F	1800×3200
MAW 20 FB 5/1 Пятикоординатный намоточный станок	6500×600
MAW 20 MS 4/3 Четырехкоординатный трехшпиндельный станок	3000×300
MAW 20 LS 6/1 Шестикоординатный намоточный станок	1500×400
Оборудование для раскроя композиционного материала	
OPAL WATERJET Установка гидроабразивной резки, фирма «ECKERT»	6000×2000×250
PTV WJ2060B 1Z-D-PJ Установка гидроабразивной резки	
EuroLaser LCS L-3200 Плоттер для лазерного раскроя	3200×1800
Оборудование для обработки металлических изделий	
MATRIX1300 Портально-фрезерный станок	3500×3000×1300
Soraluce FX-10.000 Горизонтально-расточной обрабатывающий центр	10000×1900×5300
Оборудование для контроля геометрических поверхностей	
G90CS45.20.12 Контрольно-измерительная машина	6200×2940×750
Контрольно-измерительная машина LK V GP 60-40-25	6000×3000×750
Лазерный сканер (радар) MV 224, 260, 350	10000×10000

Оборудование для контроля параметров антенн	
Сверхширокополосный горизонтальный сканер	10000×10000×18000
Оборудование для проведения физико-механических испытаний образцов	
Испытательная машина Instron 5582	
Оборудование для транспортирования изделий	
Самоходная тележка KUKA	



Рис. 3. 3D модель рефлектора диаметром 21 метр

Данная модель рефлектора состоит из 126 сегментов, разделенных на три ряда колец. В каждом кольце сегмент имеет между собой одинаковую конструкцию.

3. Описание метода изготовления рефлектора

Для изготовления сегментов рефлектора наиболее рациональным по стоимости будет являться метод вакуумной инфузии. Данный метод заключается в пропитке связующим сухого армирующего наполнителя, состоящего из выложенных слоев ткани или преформ строго определенным образом на поверхность формообразующей оснастки. После

чего создают вакуумное давление в полости между оснасткой и вакуумным мешком с последующей полимеризацией при комнатной температуре [10]. Такая технология относительно проста и позволяет получить практически готовое изделие после формования за один цикл [11]. Типовая схема многослойного пакета рефлектора показана на рис. 4.

Для повышения весовой эффективности конструкции рефлектора выбирается требуемое количество слоев, обусловленное диаметрными габаритными размерами и необходимой жесткостью конструкции. Исходя из толщины оболочки, количество слоев характеризуется погонной плотностью и определяется как отношение массы рефлектора к площади апертуры.

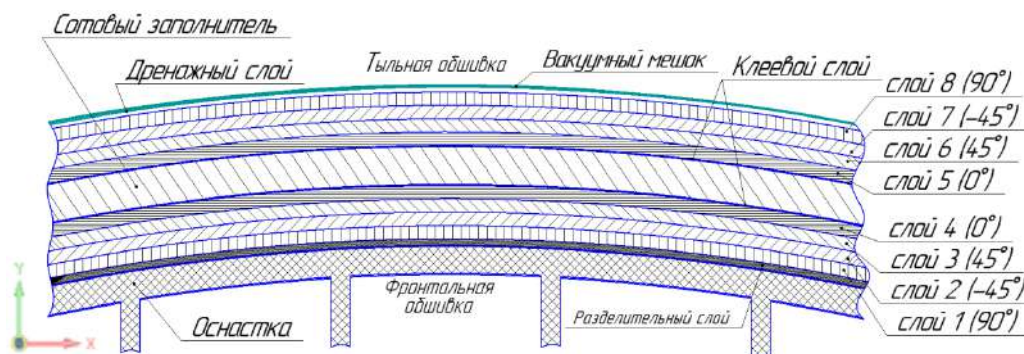


Рис. 4. Схема многослойного пакета рефлектора

Технологическая оснастка для изготовления сегментов может быть выполнена, например, на предприятии АО «ИСС», причем технология вакуумной инфузии и полимеризация при комнатной температуре позволяет в качестве материала для оснастки использовать алюминий. Такая оснастка не ограничена сроком хранения и по-

зволяет выполнять неограниченное количество съёмов с ее рабочей поверхности при соблюдении технологического процесса [12]. Таким образом, для изготовления рефлектора диаметром 21 метр достаточно будет изготовить три типа оснастки, по одному для каждого ряда колец, состоящего из сегментов.

4. Результаты обмера

На рис. 5 в качестве примера показано графическое представление результатов измерения цельного рефлектора диаметром до 2,5 метра, изготовленного из алюминия с помощью координатно-измерительной машины (КИМ) по 3804 точкам.

Для сравнения на рис. 6 показано графическое представление результатов измерения цельного рефлектора диаметром до 2,5 метра, изготовленного из углепластика с помощью КИМ по 4008 точкам.

По результатам обмера видно, что среднеквадратическое отклонение (СКО) рефлектора, изготовленного из углепластика, значительно превосходит аналогичный рефлектор из алюминия, тем самым подтверждая перспективу применения ПКМ при изготовлении рефлекторов.

На предприятии уже существуют технологии, которые могут стать источниками качественного экономического роста и долговременного удержания лидирующих позиций на рынке.

Для освоения дальнего космоса (под дальним космосом понимается расстояние от Земли в 1,5 миллиона километров в точке Лагранжа L_2) с помощью ССС, установленных на Земле, уже необходима апертура антенны свыше 60 метров [13]. Данный метод по принципу вакуумной инфузии обеспечит прочность и жесткость изготовления сегментов рефлектора и сбор самой антенны с апертурой 60 метров и выше, сохраняя при этом высокую геометрическую стабильность.

Для производства рефлекторов ЗС можно построить отдельный корпус или реконструировать и переоснастить уже имеющийся производственный корпус на территории предприятия.

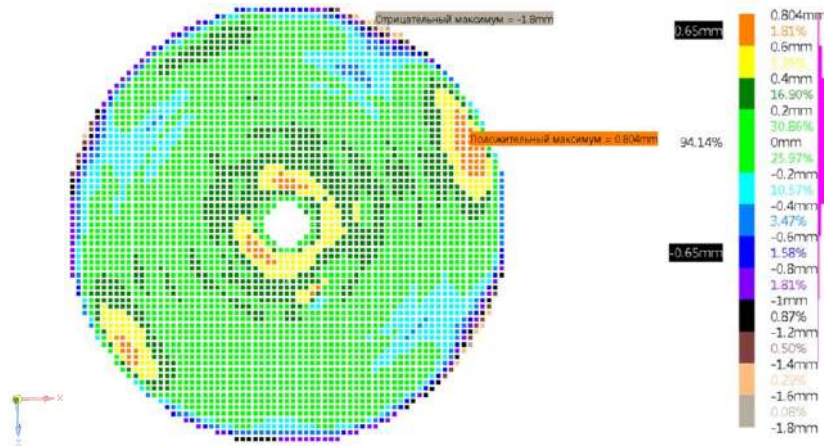


Рис. 5. Результат обмера рабочей поверхности рефлектора из алюминия диаметром до 2,5 метра

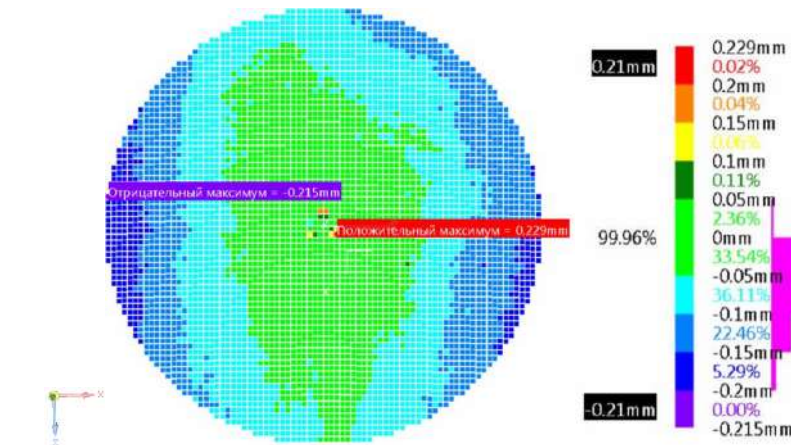


Рис. 6. Результат обмера рабочей поверхности рефлектора из углепластика диаметром до 2,5 метра

Заключение

Создание нового направления развития предприятия внесет свой вклад в развитие региона и отдельных его городов, создаст дополнительные рабочие места, поспособствует коммерциализации

космической деятельности, а также увеличению своей доли на рынках космических услуг за счет производства конкурентоспособной продукции, а именно крупногабаритных рефлекторов земных станций, изготовленных из полимерных композиционных материалов.

Список литературы

- [1] Тестоедов Н. А. Технология производства космических аппаратов : учебник. Красноярск : СибГАУ, 2009. 352 с.
- [2] Сомов А. М., Кабетов Р. В. Проектирование антенно-фидерных устройств : учеб. пособие для вузов. М. : Горячая линия – Телеком, 2016. 500 с.
- [3] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие. Красноярск : Сиб. гос. аэрокосм. ун-т., 2011. 488 с.
- [4] Кочержский Г. Н. Антенно-фидерные устройства : учебник для вузов. М. : Радио и связь, 1981. 280 с.
- [5] Поляк В. С., Бервалдс Э. Я. Прецизионные конструкции зеркальных радиотелескопов : учеб.-метод. пособие. Рига : Зинатне, 1990. 526 с.
- [6] Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий [Электронный ресурс]. URL: <http://www.ict.nsc.ru/ru/infores/uchenye-ivt-rabotayut-obespechenie-nadezhnoy-kosmicheskoy-svyazi/> (дата обращения: 17.07.2021).
- [7] Антенны земных станций спутниковой связи [Электронный ресурс]. URL: <http://www.npopmrazvitie.ru/produksiya/antenni-zemnich-stantsiy-sputnikovoy-svyazi-i-televideniya/> (дата обращения: 17.07.2021).
- [8] Кербер М. Л., Виноградов В. М., Головкин Г. С., Горбаткина Ю. А., Крыжановский В. К., Куперман А. М., Симонов-Емельянов И. Д., Халиулин В. И., Бунаков В. А. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология. Санкт-Петербург : Профессия, 2008. 560 с.
- [9] Резник С. В., Просунцов П. В., Азаров А. В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью // Инженерно-физический журнал. 2015. Т. 88. № 3. С. 674.
- [10] Николаев А. Ф., Крыжановский В. К., Бурлов В. В., Шульгина Э. С., Лавров Н. А., Дворко И. М., Сивцов Е. В., Крыжановская Ю. В., Семенова А. Д. Технология полимерных материалов : учеб. пособие. Санкт-Петербург : Профессия, 2008. 544 с.
- [11] Чичурин В. Е., Наговицин А. В., Патраев Е. В., Данилов В. Е., Михнев М. М. Способ изготовления рефлектора. Пат. № 2563198 Российская Федерация, 2015. Бюл. № 26.
- [12] Дремухин М. А., Наговицин В. Н. Способ изготовления элементов рефлектора из полимерных композиционных материалов // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф. 2020. Т. 1. С. 431–433.
- [13] Коротеев А. С. Пилотируемая экспедиция на Марс. М. : Российская академия космонавтики им. К. Э. Циолковского, 2006. 320 с.

STRATEGIC PLANNING OF THE COMPANY'S DEVELOPMENT PATH THROUGH THE DEVELOPMENT AND MANUFACTURE OF A GROUND SEGMENT OF SATELLITE COMMUNICATIONS

M. A. Dremukhin, V. N. Nagovitsin

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

The creation of rocket and space production led to the powerful development of the industrial potential of the region and its individual cities. Therefore, the development of this direction is an urgent task. The article proposes to create an additional direction for the development and manufacture of large-sized antenna reflectors for ground antenna stations. As a material in the manufacture of segments and components of the reflector, use composite materials and the formation of products is carried out by a relatively inexpensive method according to the principle of vacuum infusion. This direction contributes to the creation of sustainable development of the enterprise, including the education system, the fundamental and applied scientific industry, as well as maintaining the competitiveness of manufactured products, which will significantly expand the presence of the enterprise in the world market. Thus, work in this direction is a very promising area of activity, which will contribute to the innovative development of the enterprise,

the transformation of the structure of production, taking into account market relations and will also make a significant contribution to the economy of the region.

Keywords: space technology, satellite dish, reflector, polymer composite material, enterprise development.

References

- [1] Testoyedov N. A. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Technology of production of spacecraft]. Krasnoyarsk, SibGAU, 2009, 352 p. (In Russian)
- [2] Somov A. M., Kabetov R. V. *Proektirovanie antenno-fidernykh ustrojstv* [Design of antenna-feeder devices]. Moscow, Hotline-Telecom, 2016, 500 p. (In Russian)
- [3] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [4] Kocherzhsky G. N. *Antenno-fidernye ustrojstva* [Antenna-feeder devices]. Moscow, Radio and communication, 1981, 280 p. (In Russian)
- [5] Polyak V. S., Bervalds E. Ya. *Precizionnye konstrukcii zerkal'nykh radioteleskopov* [Precision designs of mirror radio telescopes]. Riga, Zinatne, 1990, 526 p. (In Russian)
- [6] *Federal'nyj issledovatel'skij centr informacionnyh i vychislitel'nyh tekhnologij* [Federal Research Center for Information and Computing Technologies]. Available at: <http://www.ict.nsc.ru/ru/infores/uchenye-ivt-rabotayut-obespechenie-nadezhnoy-kosmicheskoy-svyazi/> (accessed 17.07.2021). (In Russian)
- [7] *Antenny zemnykh stancij sputnikovoj svyazi* [Antennas of Earth stations of satellite communications]. Available at: <http://www.npopmrazvitiye.ru/produktsiya/antenni-zemnich-stantsiy-sputnikovoy-svyazi-i-televideniya/> (accessed 17.07.2021). (In Russian)
- [8] Kerber M. L., Vinogradov V. M., Golovkin G. S., Gorbatkina Yu. A., Kryzhanovsky V. K., Kuperman A. M., Simonov-Emerelyanov I. D., Khaliulin V. I., Bunakov V. A. *Polimernye kompozicionnye materialy: struktura, svoystva, tekhnologii* [Polymer composite materials: structure, properties, technology]. St. Petersburg, Profession, 2008, 560 p. (In Russian)
- [9] Reznik S. V., Prosuntsov P. V., Azarov A. V. *Obosnovanie konstruktivno-komponovochnoj skhemy reflektora zerkal'noj kosmicheskoy antennoj s vysokoj stabil'nost'yu formy i maloj pogonnoj plotnost'yu* [Substantiation of the design-layout diagram of the reflector of a reflector space antenna with high shape stability and low linear density] // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2015, vol. 88, no. 3, P. 674. (In Russian)
- [10] Nikolaev A. F., Kryzhanovsky V. K., Bourlov V. V., Shulgina E. S., Lavrov N. A., Dvoroko I. M., Sivtsov E. V., Kryzhanovskaya Yu. V., Semenova A. D. *Tekhnologiya polimernykh materialov* [Technology of polymeric materials]. St. Petersburg, Profession, 2008, 544 p. (In Russian)
- [11] Chichurin V. E., Nagovitsin A. V., Patraev E. V., Danilov V. E., Miknev M. M. *Sposob izgotovleniya reflektora* [Method of manufacturing a reflector]. Patent RU 2563198, 2015, bulletin no. 26.
- [12] Dremukhin M. A., Nagovitsin V. N. *Sposob izgotovleniya elementov reflektora iz polimernykh kompozicionnykh materialov* [Method of manufacturing reflector elements from polymer composite materials] // Reshetnev readings : materials of the XXIV International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2020, vol. 1, pp. 431–433. (In Russian)
- [13] Koroteev A. S. *Pilotiruemaya ekspeditsiya na Mars* [Manned expedition to Mars]. Moscow, Russian Academy of Cosmonautics named after K. E. Tsiolkovsky, 2006, 320 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Дремухин Максим Андреевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский федеральный университет в 2021 году. Область научных интересов: разработка и проектирование крупногабаритных изделий.

Наговицин Василий Николаевич – кандидат технических наук, доцент межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета, главный специалист по прочности антенных систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Пермский ордена Трудового Красного Знамени государственный университет имени А. М. Горького в 1977 году. Область научных интересов: механика композиционных материалов.

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.

После принятия материалов авторам будет выслан лицензионный договор и акт на право использования редакцией научной статьи при размещении в журнале и электронных базах данных.

Подписанный лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключения КЭК должны быть высланы почтой на адрес редакции: 662972, а/я 57, Красноярский край, г. Железногорск. Ассоциация «ТП «НИСС».

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:

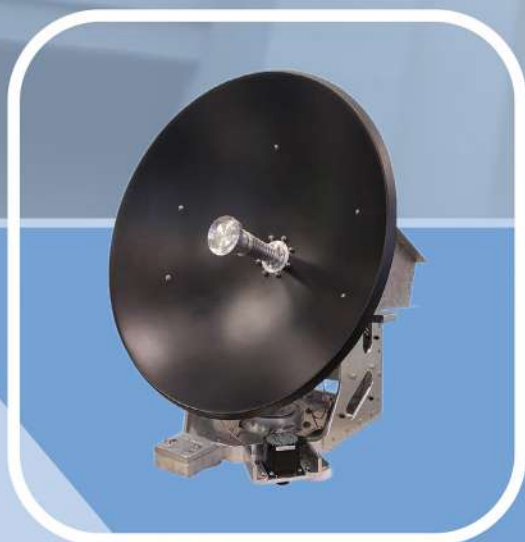
- ◀ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- ◀ На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- ◀ Под заголовком 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).

Разработка отечественного
абонентского оборудования
спутниковой связи

Разработка программно-аппаратного
комплекса для центральной земной
станции спутниковой связи

Сервисы передачи навигационных
PPP-поправок по спутниковым
вещательным каналам

Решения для наземных систем
радиосвязи



Научно-исследовательский центр
телекоммуникаций

тел.: +7 (498) 713-91-61
e-mail: afonin.aa@mipt.ru