

На правах рукописи  
УДК: 678.027.94:629.7.023

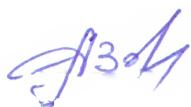
АЗАРОВ АНДРЕЙ ВАЛЕРЬЕВИЧ

**РАСЧЕТ И ОПТИМИЗАЦИЯ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СЕТЧАТЫХ  
КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Специальность 2.5.14

Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание  
ученой степени доктора технических наук



Москва – 2022

Работа выполнена в ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана» (национальный исследовательский университет) и АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения».

**Научный консультант:** Разин Александр Федорович, доктор технических наук, генеральный директор и главный конструктор АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения»

**Официальные оппоненты:**

**Азиков Николай Сергеевич**, доктор технических наук, профессор, главный научный специалист ФГБУН Институт машиноведения им. А.А. Благонравова Российской академии наук

**Дудченко Александр Александрович**, доктор технических наук, профессор кафедры 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

**Сухомлинов Лев Георгиевич**, доктор технических наук, профессор, ведущий инженер Центра прочности АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

**Ведущая организация:** ФГБОУ ВО «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева»

Защита состоится «20» октября 2022 г. в 14 ч. 30 мин. на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, Москва, Госпитальный пер., д. 10, ауд. 407м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана <http://www.bmstu.ru>.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, просим направить по адресу: 105005, г. Москва, 2-ая Бауманская ул., д.5 стр.1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Автореферат разослан «\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2022 г.

Ученый секретарь диссертационного совета 24.2.331.08, кандидат технических наук, доцент



А. Ю. Луценко

## **1. ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность работы**

Одним из важнейших параметров космического аппарата (КА) является отношение массы полезной нагрузки к его общей массе. Для современных КА доля полезной нагрузки в общей массе составляет 18-19%. Чем выше это отношение, тем более эффективным является аппарат. Важным компонентом, который вносит существенный вклад в общую массу, является конструкция корпуса КА. Традиционно она представляет собой раму или ферму из алюминиевых сплавов, которая служит основой для установки полезной нагрузки и служебного оборудования и воспринимает нагрузки на этапе выведения аппарата на орбиту. Современной тенденцией является переход от индивидуальных конструкций аппаратов к унифицированным платформам, что позволяет снизить затраты и сроки разработки и изготовления космических аппаратов. Таким образом, актуальной задачей является создание конструкции корпуса космического аппарата с высокой весовой эффективностью, которая может стать базой для создания спутниковых платформ нового поколения.

В качестве материалов для создания силовых конструкций КА нового поколения целесообразно выбрать композитные материалы, которые обладают высокой удельной (по отношению к плотности) прочностью и жесткостью и, в сочетании с автоматизированными технологическими процессами программированной намотки и выкладки, позволяют получать конструкции, обладающие высокой степенью весового совершенства и экономической эффективности.

За рубежом создан ряд космических платформ, таких как Spacebus и Eurostar, в которых в качестве силовых элементов используются трехслойные оболочки из углепластика (Рис. 1). В трехслойных оболочках основным несущим элементом является многослойная обшивка, состоящая из различным образом ориентированных слоев композита. Эффективные механические характеристики такой обшивки значительно ниже характеристик исходного однородного материала.

Альтернативой конструктивным схемам с несущей обшивкой являются сетчатые конструкции, которые состоят из системы односторонних ребер (Рис. 2). Композитный материал в такой конструкции работает вдоль волокон, что позволяет наиболее полно реализовать его характеристики. Разработанные в конце восьмидесятых годов и находящиеся в серийном производстве в Центральном НИИ Специального машиностроения (ЦНИИСМ), сетчатые композитные конструкции удачно сочетают возможности композиционных материалов с конструктивно-технологическими решениями, позволяющими достаточно полно использовать высокую удельную прочность и жесткость композитов, и до настоящего времени не

имеют аналогов, сравнимых с ними в классе высоко нагруженных конструкций, по весовой, технологической и экономической эффективности. В настоящее время сетчатые композитные отсеки применяются в конструкции тяжелого космического носителя Протон-М.



Рис. 1.

Центральная силовая труба платформы Spacebus (RUAG)

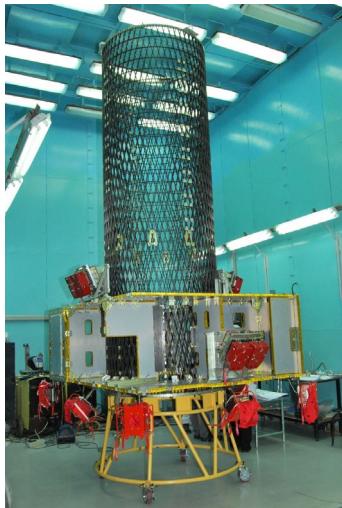


Рис. 2.

Сетчатая композитная центральная силовая труба

В отличие от отсеков ракет для сетчатых конструкций космических аппаратов характерны:

- превалирование требований к жесткостным характеристикам и частотам собственных колебаний над требованиями к несущей способности;
- наличие требований по размеростабильности для некоторых видов конструкций в условиях температурного воздействия;
- отсутствие обшивки, что вызывает эффекты, связанные с местным изгибом ребер сетчатой структуры и местной потерей устойчивости.

Для создания эффективных сетчатых конструкций космических аппаратов необходимы подходы и методы оптимизации, позволяющие учесть условия их работы и предъявляемые к ним требования.

**Целью работы** является повышение весовой эффективности интегральных сетчатых конструкций космических аппаратов из композитных материалов в результате применения новых методов расчета и оптимизации.

Для достижения данной цели поставлены следующие **задачи**:

- построение прикладной теории сетчатых композитных оболочек на основе дискретно-континуальной модели сетчатой композитной структуры;
- формирование математических моделей сетчатых структур различной конфигурации, позволяющих аналитически определить напряженно-деформированное состояние и критическую нагрузку при местных формах потери устойчивости сетчатых оболочек;
- расчет и определение оптимальных параметров цилиндрических и конических сетчатых оболочек минимальной массы, отвечающих заданным требованиям по жесткостным характеристикам, частотам собственных колебаний и несущей способности;
- разработка методов расчета и определения оптимальных параметров стержневых элементов космических аппаратов минимальной массы с заданными жесткостными характеристиками.;
- апробация предлагаемых моделей и методов на реальных космических аппаратах.

**Научная новизна** работы определяется

- построенной новой прикладной теорией сетчатых композитных оболочек на основе дискретно-континуальной модели сетчатой структуры;
- полученными новыми выражениями для коэффициентов жесткости сетчатых конструкций, образованных из спиральных, кольцевых и продольных ребер, учитывающими изгиб сетчатой структуры;
- разработанными математическими моделями сетчатых структур различной конфигурации, позволяющими аналитически определить критическую нагрузку при местных формах потери устойчивости сетчатых оболочек;
- разработанными методами определения геометрических параметров цилиндрических и конических сетчатых оболочек, а также стержневых элементов минимальной массы с учетом ограничений по жесткости и частотам собственных колебаний.

**На защиту выносятся:**

- дискретно-континуальная модель сетчатой композитной структуры, основанная на определении напряженно-деформированного состояния элементарной ячейки с последующим осреднением результатов;
- математические модели сетчатых структур различной конфигурации, позволяющие аналитически определить напряженно-деформированное состояние и критическую нагрузку при местных формах потери устойчивости сетчатых оболочек;
- методы расчета и определения оптимальных параметров цилиндрических и конических сетчатых оболочек минимальной массы, отвечающих заданным

требованиям по прочности, устойчивости, жесткостным характеристикам и частотам собственных колебаний;

- методы расчета и определения оптимальных параметров стержневых элементов космических аппаратов минимальной массы с заданными жесткостными характеристиками.

**Практическая значимость работы** определяется следующим:

- разработаны методы определения структурных параметров цилиндрических и конических сетчатых оболочек, а также стержневых элементов, позволяющие определить геометрию сетчатой конструкции применительно к корпусам КА, адаптерам полезной нагрузки, стержневым элементам рефлекторов развертываемых космических антенн;

- на основе разработанных методов создано программное обеспечение для расчета сетчатых конструкций космических аппаратов;

- результаты работы применены при создании конструкций ряда космических аппаратов, разработчиками которых является АО «ИСС им. М.Ф. Решетнева», АО «Корпорация ВНИИЭМ», АО «Конструкторское бюро «Арсенал», RUAG Space, Orbital.

**Достоверность** полученных результатов определяется использованием апробированных аналитических и численных методов расчета и подтверждается хорошим совпадением расчетно-теоретических результатов с экспериментальными данными.

**Апробация работы.** Основные положения диссертации и полученные результаты докладывались на международных конференциях и всероссийских конференциях 4th International Carbon Composites Conference IC3 2014 (Франция, 2014), международной конференции ICCM 2015 - 20th International Conference on Composite Materials" (Дания, 2015), XLI Академических чтениях по космонавтике (2017), 12-й всероссийской конференции молодых ученых и специалистов (с международным участием) «Будущее машиностроения России» (Россия, 2019), Международной научно-практической конференции «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии» (Россия, 2019), VI международной конференции «Аддитивные технологии: настоящее и будущее» (Россия, 2020), X Всероссийской научной конференции с международным участием «Механика композиционных материалов и конструкций, сложных и гетерогенных сред» (Россия, 2020).

**Личный вклад автора.** Автором разработана и апробирована новая прикладная теория сетчатых композитных оболочек. Развиты методы определения оптимальных проектных параметров сетчатых структур различной конфигурации, созданы алгоритмы и программное обеспечение для оптимизации сетчатых композитных конструкций космических аппаратов. Все основные результаты получены лично автором.

Основное содержание диссертации отражено в 27 научных работах, в том числе 11 научных статьях, опубликованных в рецензируемых изданиях, входящих в перечень ведущих рецензируемых научных изданий и журналов ВАК РФ и 4 статьях, вошедших в базы данных Web of Sciences и Scopus, получено 5 патентов на изобретения и 2 свидетельства о регистрации программ для ЭВМ.

**Структура и объем работы** Диссертационная работа состоит из введения, шести глав и заключения. Работа содержит 357 страниц машинописного текста, 166 рисунков. Список литературы включает 258 наименований.

## 2. ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении содержится обоснование актуальности темы, сформулирована цель и задачи работы, ее научная новизна и практическая значимость и изложено содержание диссертационной работы.

В первой главе обсуждаются конструктивно-технологические формы сетчатых конструкций, методы расчета и проектирования, а также применение в ракетно-космической технике.

Традиционно для создания ракетно-космической техники используются конструкции с несущей обшивкой – подкрепленные и трехслойные. Однако даные технические решения практически исчерпали свои возможности и не позволяют полностью раскрыть потенциал современных композитных материалов. Дальнейший прогресс связан с необходимостью внедрения новых конструктивных схем, таких как сетчатые конструкции, которые обладают высокой весовой эффективностью.

Прототипом композитных сетчатых конструкций можно считать металлические вафельные отсеки и баки, подкрепленные системой спиральных и кольцевых ребер, получаемых методом механического или химического фрезерования. Наиболее распространенная в настоящее время конструктивно-технологическая концепция такого рода - система Isogrid (изотропная решетка). Она получила широкое применение в зарубежных космических носителях и аппаратах, в частности, в ракетах Delta, Titan, Atlas, носителе Space Shuttle и космической станции Skylab. Конструкция состоит из системы ребер одинаковой толщины, образующих равносторонние треугольники (Рис. 3). Характерной особенностью обсуждаемой конструкции является то, что она является квазизотропной в плоскости сетки, т.е. модули упругости во всех направлениях одинаковы.

Современные углепластики по удельной (по отношению к плотности) прочности и жесткости значительно (соответственно примерно в 5 и 3 раза) превосходят металлические сплавы. Существенно, что это превосходство реализуется только в односторонних (армированных параллельными волокнами)

материалах, что идеально соответствует особенностям сетчатых конструкций, работающих в условиях одноосного напряженного состояния.

Помимо высокой весовой эффективности, определяемой высокой прочностью и жесткостью однонаправленных углепластиков при сравнительно низкой плотности, сетчатые композитные конструкции обладают рядом дополнительных достоинств. Основное из них обеспечивается использованием для их изготовления автоматизированного метода непрерывной намотки. Намотка является одним из самых производительных и наименее затратных процессов в технологии композитных конструкций, что определяет сравнительно высокую экономическую эффективность сетчатых конструкций. Сетчатые конструкции являются интегральными. Соединение ребер между собой и с обшивкой (если она необходима по конструктивным соображениям) осуществляется в процессе намотки и не требует дополнительных крепежных элементов (болтов, заклепок и т.п.), исключаются операции сборки, что значительно повышает экономическую эффективность.

Первые сетчатые композитные отсеки, предназначенные для использования в реальных конструкциях, были разработаны в ЦНИИСМ применительно к мало-габаритной ракете Курьер начиная с 1983 года. Дальнейший прогресс в создании сетчатых композитных конструкций связан с отечественной ракетой-носителем Протон-М, в конструкции которой используется три сетчатых отсека. Верхняя проставка II ступени РН Протон-М показана на Рис. 4.



Рис. 3.

Металлические ракетные  
конструкции системы Изогрид



Рис. 4.

Композитный сетчатый  
отсек РН Протон-М

В отличие от описанной выше структуры Изогрид, сетчатые композитные конструкции не являются квазизотропными – толщины спиральных и кольцевых ребер не являются одинаковыми, а угол наклона спиральных ребер в общем случае отличается от  $30^\circ$ . В связи с этим возникает необходимость в разработке методов

расчета и оптимизации сетчатых структур, которые позволяют определить параметры структуры минимальной массы при наличии ограничений, характерных для несущих элементов космических аппаратов.

Существующие расчетные модели сетчатых конструкций можно разделить на два основных класса – дискретные и континуальные.

Дискретная модель предполагает, что конструкция состоит из связанных между собой стержней, описываемых уравнениями строительной механики стержневых систем, рам и балок. Континуальная модель сетчатой конструкции представляет собой однородную анизотропную оболочку, свойства условного материала которой зависят от параметров сетчатой структуры.

В настоящее время при проектировании сетчатых конструкций в основном используются континуальные модели. Достаточно универсальные результаты, получаемые с помощью этой модели аналитическими или численными методами, позволяют осуществить параметрический анализ и получать рациональное сочетание проектных параметров. При этом проектирование осуществляется, как правило, на упрощенной модели конструкции, не учитывающей локальные эффекты – вырезы, локальные узлы соединения, местные подкрепления и т.д. Поверочный расчет спроектированной конструкции осуществляется на основе ее дискретной модели с учетом особенностей конструкции. Дискретные модели основаны на методе конечных элементов.

Идея сетчатых конструкций была предложена В.Г. Шуховым и реализована в гиперболических башнях. Композитные сетчатые конструкции были предложены В.В. Васильевым и др. Базовая континуальная модель сетчатой структуры была построена в конце 1950-х годов в работе Г.И. Пшеничнова. Ее основной недостаток связан с тем, что она не учитывает изгибную жесткость ребер в плоскости структуры. Особенно ярко он проявляется для структуры, состоящей из двух симметричных систем диагональных ребер. Для такой структуры жесткость панели при одноосном растяжении-сжатии оказывается нулевой и система ребер является геометрически изменяемой. В общем случае геометрическая неизменяемость структуры может быть обеспечена если закрепить соответствующим образом ребра на контуре панели. Однако в рамках классической теории упругости порядок уравнений не позволяет сформулировать соответствующие граничные условия.

Учет изгиба ребер оказывается возможным если в качестве основы для континуальной модели использовать неклассические варианты теории упругости. В частности, в монографии Г.И. Пшеничнова использовался градиентный вариант теории, приводящий для пластины к системе уравнений восьмого порядка, что вдвое больше чем для классической континуальной модели. Моментная теория упругости использована для построения континуальной модели сетчатой

структуры в работах В.А. Бунакова и др. Полученная система уравнений имеет шестой порядок. Изгибная жесткость ребер учитывается в континуальной модели, построенной В.А. Бунаковым и др. на основе микрополярной теории упругости. Данная теория также приводит в системе уравнений шестого порядка, что существенно усложняет решение.

В настоящей работе предлагается новая дискретно-континуальная модель сетчатой структуры, которая позволяет учесть изгиб ребер в плоскости без повышения порядка системы уравнений.

Рассмотрим методы оптимизации сетчатых композитных конструкций. Применительно к современным сетчатым композитным конструкциям первые результаты были получены В.А. Бунаковым методом геометрического программирования. Проектирование конструкций осуществлялось по критерию минимума массы при ограничениях по прочности ребер, устойчивости оболочки и местной устойчивости сжатых сегментов ребер между узлами пересечения ребер.

Более простым и эффективным является предложенный А.Ф. Разиным метод минимизации коэффициентов безопасности, существа которого заключается в следующем. Ограничения, имеющие первоначально форму неравенств, преобразуются в равенства путем введения системы коэффициентов безопасности, каждый из которых соответствует определенной форме разрушения конструкции. Эти равенства используются для того, чтобы выразить проектные параметры через коэффициенты безопасности в выражении для массы конструкции. В результате задача сводится к безусловной минимизации массы по коэффициентам безопасности. Данный метод применялся А.Ф. Разиным для оптимизации сетчатых отсеков ракет-носителей с ограничениями по прочности и устойчивости.

Необходимо отметить, что для космических аппаратов характерен ряд требований, которые ранее не принимались во внимание применительно к отсекам ракет-носителей. Это – требования по осевой и изгибной жесткости, собственным частотам колебаний, размеростабильности. В настоящей работе разработаны методы определения оптимальных параметров сетчатых структур, позволяющие создать конструкции космических аппаратов, удовлетворяющие этим требованиям.

Вторая глава посвящена прикладной теории сетчатых композитных оболочек, основанной на дискретно-континуальной модели структуры.

Рассматривается несколько типовых сетчатых структур, состоящих из диагональных (спиральных), поперечных (кольцевых) и продольных ребер (Рис. 5).

В рамках дискретно-континуальной модели элементарная ячейка сетчатая структура рассчитывается методами строительной механики стержневых систем. Основной гипотезой для аналитического расчета является экспериментально проверенное предположение об отсутствии взаимного поворота ребер в точках их соединения, согласно которому угол между пересекающимися ребрами остается

постоянным и равным  $\varphi$  при деформации структуры. Рассматривается растяжение-сжатие и сдвиг ячейки, определяются силы и моменты, действующие в сечениях ребер ячейки и перемещения

ребер. Далее записываются соотношения, связывающие усилия, действующие на дискретную структуру с ее деформациями. Результаты осредняются по ячейке структуры и определяются коэффициенты жесткости, входящие в соотношения упругости для континуальной модели структуры:

$$\sigma_\alpha = A_{11}\varepsilon_\alpha + A_{12}\varepsilon_\beta, \quad \sigma_\beta = A_{12}\varepsilon_\alpha + A_{22}\varepsilon_\beta, \quad \tau_{\alpha\beta} = A_{33}\varepsilon_{\alpha\beta}$$

Для структуры, состоящей из системы пересекающихся диагональных ребер (Рис. 5а), коэффициенты жесткости имеют следующий вид:

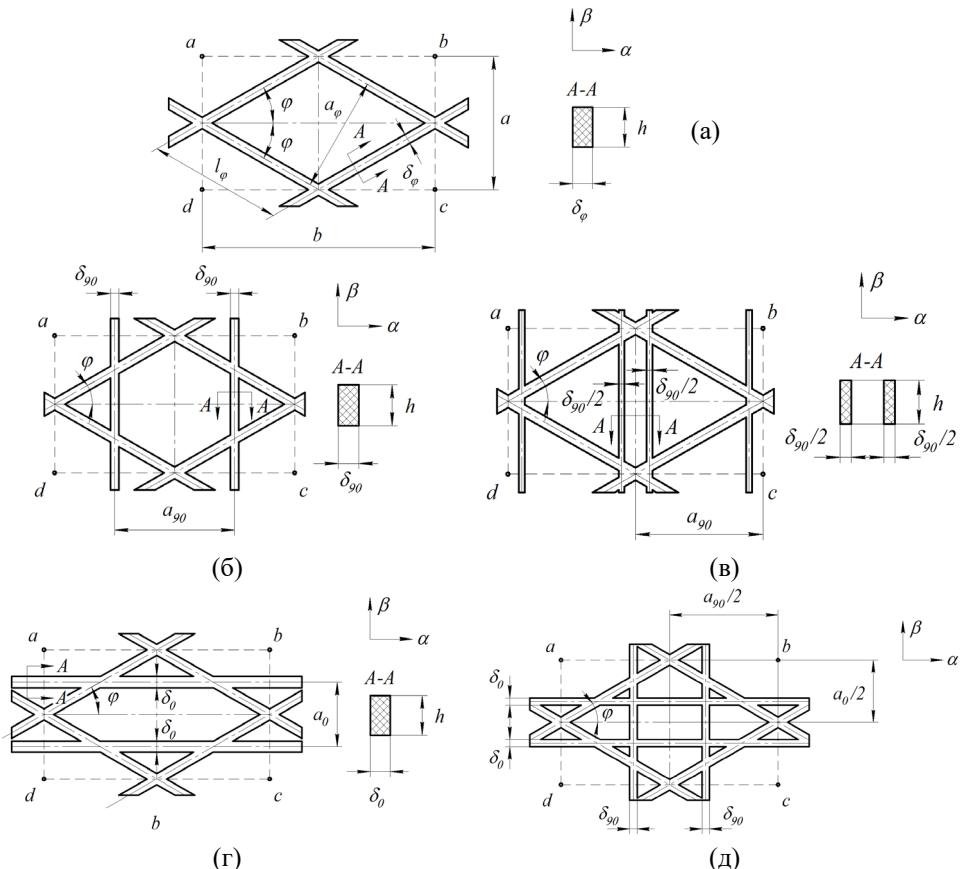


Рис. 5.

Параметры сетчатых структур различной конфигурации

$$A_{11} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^2 (c^2 + \lambda s^2), \quad A_{22} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^2 (s^2 + \lambda c^2),$$

$$A_{12} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi (1 - \lambda) c^2 s^2, \quad A_{33} = G_{\alpha\beta} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^2 s^2, \quad \lambda = (\delta_\varphi / l_\varphi)^2$$

Здесь  $\bar{\delta}_\varphi = \delta_\varphi / a_\varphi$ ,  $\bar{\delta}_{90} = \delta_{90} / a_{90}$ ,  $c = \cos \varphi$ ,  $s = \sin \varphi$ ,  $E$  – модуль упругости ребер, индекс «φ» относится к диагональным ребрам, «90» – к поперечным. Данные соотношения позволяют определить модуль упругости структуры при растяжении сжатии вдоль осей  $\alpha$  и  $\beta$ , которые, в отличие от традиционной континуальной модели, оказываются отличными от нуля и хорошо согласуются с результатами экспериментов и расчетов, проведенных при помощи дискретной модели структуры.

Обсуждаемый подход также позволяет определить напряжения в ребрах, которые складываются из осевых и максимальных изгибных

$$\sigma_\varphi(t) = \sigma_\varphi^0 + \sigma_\varphi^b = \frac{l_\varphi}{\delta_\varphi} (\sigma_\alpha + \sigma_\beta) cs + \frac{6l_\varphi}{\delta_\varphi^2} (l_\varphi - t) (\sigma_\alpha s^2 - \sigma_\beta c^2)$$

Существенно, что максимальные изгибные напряжения, действующие в ребрах сетчатой структуры, образованной системой диагональных ребер, в 20 раз превышают осевые напряжения.

Получены коэффициенты жесткости и напряжения в ребрах для структур, состоящих из диагональных и поперечных ребер, проходящих между узлами пересечения диагональных ребер (Рис. 5б):

$$A_{11} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^2 (c^2 + \lambda_1 s^2)$$

$$\lambda_1 = \frac{2(1+2k)\delta_\varphi^2}{(2+k)l_\varphi^2}, \quad k = \frac{E_{90}l_\varphi}{E_\varphi b} \left( \frac{\delta_{90}}{\delta_\varphi} \right)^3$$

$$A_{22} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^2 (s^2 + \lambda_1 c^2) + E_{90} \bar{\delta}_{90}$$

$$r_{90} = \frac{8E_{90}l_\varphi \delta_{90}^3}{E_\varphi b^3 \delta_\varphi}, \quad n_{90} = \frac{2E_{90}l_\varphi}{E_\varphi b} \left( \frac{\delta_{90}}{\delta_\varphi} \right)^3$$

$$A_{12} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi (1 - \lambda_1) c^2 s^2$$

$$A_{33} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^2 s^2 \left( 1 + r_{90} c^2 / (1 + n_{90}) \right)$$

$$\sigma_\varphi^0 = \frac{P_\varphi^K}{B_\varphi} = E_\varphi (\varepsilon_\alpha c^2 + \varepsilon_\beta s^2)$$

$$\sigma_\varphi^b = \frac{6m_\varphi^K}{\delta_\varphi^2} = \frac{6(1+k)E_\varphi \delta_\varphi cs}{(2+k)l_\varphi} (\varepsilon_\beta - \varepsilon_\alpha)$$

и через узлы пересечения диагональных ребер (Рис. 5в):

$$A_{11} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi c^2 (c^2 + \lambda s^2),$$

$$A_{33} = \frac{B_\varphi cs K}{l_\varphi (1 + s^2 K_{90} K_\varphi)},$$

$$A_{22} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi s^2 (s^2 + \lambda c^2) + E_{90} \bar{\delta}_{90}$$

$$K = 1 + K_{90} (c^2 + K_\varphi s^2)$$

$$A_{12} = 2E_\varphi \bar{\delta}_\varphi (1 - \lambda) c^2 s^2,$$

$$K_{90} = \left( \frac{l_\varphi}{\delta_\varphi} \right)^2, \quad K_\varphi = \frac{E_{90}}{E_\varphi \bar{\delta}_\varphi cs} \left( \frac{\delta_{90}}{b} \right)^3$$

$$\lambda = (\delta_\varphi / l_\varphi)^2$$

$$\sigma_\varphi^b = \frac{72D_\varphi}{\delta_\varphi^2 l_\varphi^2} (\varepsilon_\beta - \varepsilon_\alpha) cs \left( t - \frac{l_\varphi}{2} \right)$$

$$\sigma_\varphi^0 = E_\varphi (\varepsilon_\alpha c^2 + \varepsilon_\beta s^2)$$

Здесь  $D_\varphi = E_\varphi \delta_\varphi^3 / 12$ . Для данных структур напряжения в ребрах, определяемые при помощи дискретно-континуальной модели с учетом изгиба ребер, оказываются на 10-25% выше напряжений, рассчитанных согласно континуальной модели.

Аналогичные соотношения получены для структур, включающих в себя продольные ребра (Рис. 5г,д).

При нагружении сетчатых конструкций, вызывающем сжатие ребер, они могут потерять устойчивость по местной форме, сопровождающейся изгибом ребер между узлами их пересечения. Местная форма потери устойчивости является характерной формой разрушения сетчатых конструкций – ограничение по этой форме всегда является активным при оптимизации структуры. В связи с этим, определение критической нагрузки представляется важной стороной анализа сетчатых конструкций. В настоящей работе для исследования местной формы потери устойчивости используется дискретно-континуальная модель сетчатой структуры и впервые получены точные аналитические выражения для критической силы, вызывающей потерю устойчивости ребер. Критическая сила в общем виде может быть представлена формулой Эйлера

$$P_\varphi^{cr} = k \frac{\pi^2 h D_\varphi}{l_\varphi^2}$$

Здесь  $k$  – коэффициент, зависящий от граничных условий в узлах пересечения ребер. Форма потери устойчивости структуры, состоящей из диагональных и поперечных ребер, проходящих через узлы пересечения диагональных, показана на Рис. 6а. Коэффициент  $k$  определяется следующим образом:

$$k = \frac{4\lambda^2}{\pi^2}, \quad \operatorname{tg} \lambda + d\lambda = 0, \quad d = \frac{2sD_\varphi}{3D_{90}}$$

Таким образом, коэффициент  $k$  зависит от отношения изгибных жесткостей диагональных и поперечных ребер. При этом для реальной структуры, в которой два поперечных ребра проходят вблизи пересечения спиральных (Рис. 5в), изгибная жесткость поперечного ребра составляет  $D_\varphi = E_\varphi \delta_\varphi^3 / 96$ .

Исследованы структуры, в которых поперечные ребра проходят через середины отрезков диагональных (Рис. 5б). На первый взгляд такое расположение поперечных ребер значительно повышает критическую нагрузку диагонального ребра, так как расстояние между пересечениями ребер сокращается вдвое. Однако, как показано в работе, на практике в такой конструкции будет реализовываться форма потери устойчивости, показанная на Рис. 6б, для которой

$$k = \frac{4\lambda^2}{\pi^2}, \quad \frac{\sin \lambda - \lambda \cos \lambda}{\lambda^3 \cos \lambda} = d, \quad d = \frac{D_\varphi s}{3D_{90}},$$

Критическая сила при такой форме потери устойчивости оказывается схожей по величине с критической силой, реализуемой в сетчатой структуре с поперечными ребрами, проходящими вблизи узлов пересечения (Рис. 5в). Работе получены выражения, позволяющие определить критическую силу, при которой происходит местная потеря устойчивости ребер в структурах, включающих продольные ребра (Рис. 5г,д).

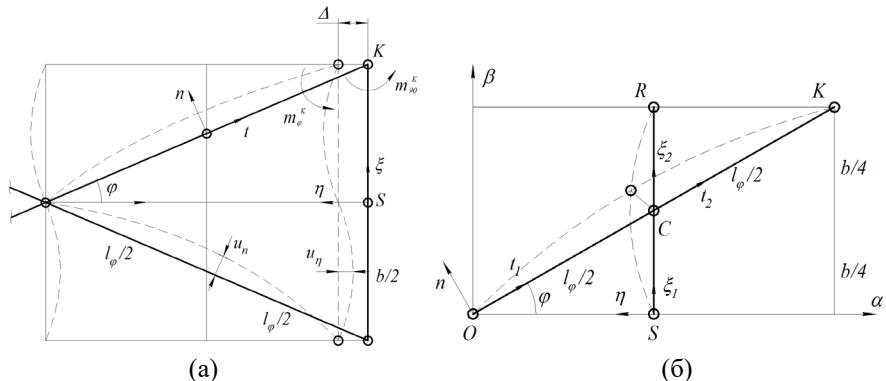


Рис. 6.

Местные формы потери устойчивости сетчатой структуры

В третьей главе рассматривается расчет и определение оптимальных конструктивных параметров цилиндрических сетчатых оболочек. Рассматривается сетчатая цилиндрическая оболочка длиной  $l$  и радиусом  $R$ , закрепленная консольно и нагруженная осевой силой  $P$ , поперечной силой  $Q$  и изгибающим моментом  $M$ . Получены выражения, позволяющие определить напряжения в ребрах сетчатой структуры и критическую силу при общей потере устойчивости. Для конструкций КА характерны также требования по жесткости. В связи с этим определены осевое перемещение  $U$ , поперечное перемещение  $W$  и угол поворота  $\Theta$  в зависимости от продольной координаты  $\alpha$ :

$$U = \frac{B_{22}P\alpha}{2\pi BR}, \quad W = \frac{\alpha}{\pi R} \left\{ \frac{Q}{B_{33}} + \frac{B_{22}\alpha}{2BR^2} \left[ M + Q \left( l - \frac{\alpha}{3} \right) \right] \right\}, \quad \Theta_\alpha = \frac{B_{22}\alpha}{\pi BR^3} \left[ M + Q \left( l - \frac{\alpha}{2} \right) \right]$$

Здесь  $B_{mn} = A_{mn}h$  (коэффициенты жесткости  $A_{mn}$  определяются согласно дискретно-континуальной модели, как описано в главе 2),  $B = B_{11}B_{22} - B_{12}^2$ .

В конструкциях космической техники часто используются разделяемыестыки, которые предполагают точечные крепления конструкций между собой (например, крепление корпуса космического аппарата к адаптеру полезной нагрузки). В работе решена задача определения податливости сетчатой оболочки, нагруженной на верхнем торце осевой сжимающей силой  $P$  и закрепленной на нижнем торце в  $n$  отдельных точках.

Рассмотрена динамика собственных колебаний оболочки и получены соотношения, позволяющие определить частоты собственных колебаний. В частности, частота продольных колебаний  $\omega_{прод}$  оболочки, несущей систему сосредоточенных масс  $m_i$ , расположенных на расстоянии  $\alpha_i$  от закрепленного торца, определяется выражением

$$\omega_{прод}^2 = \frac{4\pi R l E_\phi h \bar{\delta}_\phi c^4}{\sum_i^k m_i \alpha_i^2}$$

а частота изгибных колебаний оболочки, несущей массу  $m_k$ , расположенную на расстоянии  $\Delta l$  от верхнего торца – выражением

$$\omega_{изг-K}^2 = \frac{8\pi R^3 E_\phi \bar{\delta}_\phi h c^4}{m_k l^3 \left( \lambda_m^2 + \frac{4R^2 c^2}{l^2 s^2} \right)}, \quad \lambda_m = 1 + \frac{2\Delta l}{l}$$

Для верификации разработанных расчета проведено сравнение результатов расчета с экспериментальными данными и конечно-элементными расчетами (см. Таблицу 1).

Таблица 1.

Сравнение результатов расчета сетчатых цилиндрических оболочек  
с дискретной моделью и экспериментальными данными

	Расчет	КЭМ	Эксп.
$R = 0,64 \text{ м}, l = 5,97 \text{ м}, E_\phi = E_{90} = 155 \text{ ГПа}, n_\phi = 96, \varphi = 14,4^\circ, h = 30 \text{ мм}, \delta_\phi = 8 \text{ мм}, \delta_{90} = 4 \text{ мм}$			
Поперечное перемещение верхнего сечения при $Q = 39,2 \text{ кН, мм}$	6,61	6,7	6,84
$R = 0,6 \text{ м}, l = 3,8 \text{ м}, E_\phi = E_{90} = 180 \text{ ГПа}, n_\phi = 96, \varphi = 15^\circ, h = 15 \text{ мм}, \delta_\phi = 6 \text{ мм}, \delta_{90} = 2 \text{ мм}$			
Осьевое перемещение при $P = 196,2 \text{ кН, мм}$	0,448	0,44	0,48
Осьевое перемещение при опоре на 8 точек и $P = 196,2 \text{ кН, мм}$	0,51	0,69	-
Продольная частота $M_0 = 3 \text{ т, Гц}$	62,4	60,6	-
Изгибная частота $M_0 = 3 \text{ т, } \Delta l = 0, \text{ Гц}$	9,0	8,3	-

Полученные результаты позволили сформулировать задачи выбора оптимальных структурных параметров сетчатых цилиндрических оболочек, работающих в условиях осевого сжатия и изгиба с ограничениями по несущей способности, жесткости и частотам собственных колебаний. Целевой функцией является

масса конструкции. Для решения задачи оптимизации используется метод минимизации коэффициентов безопасности, который позволяет перевести ограничения в форме неравенств в равенства путем введения дополнительных переменных, соответствующих коэффициентам безопасности по возможным формам разрушения.

Для структур, состоящих из спиральных и кольцевых ребер (Рис. 5б, в), а также спиральных и продольных ребер (Рис. 5г) получены аналитические соотношения, позволяющие определить оптимальные параметры сетчатой структуры. При этом в качестве базовых ограничений выступают ограничения по несущей способности, которые могут быть дополнены ограничениями по осевой и изгибной жесткости, а также ограничениями по минимальным собственным частотам осевых и изгибных колебаний. В частности, оптимизация структуры из спиральных и кольцевых ребер с учетом ограничений по прочности спиральных ребер, общей и местной устойчивости и перемещению верхнего торца  $\bar{w}$  при изгибе поперечной силой  $Q$  и изгибающим моментом  $M$  проводится следующим образом:

1. Строится зависимость массы конструкции  $M$  от угла наклона спиральных ребер  $\varphi$ , которая имеет вид, показанный на Рис. 7, и определяется угол, соответствующий минимальной массе.

$$M = \frac{M_w l^3 \rho_\varphi \bar{\varepsilon}_\varphi}{2R^2 \bar{\sigma} \bar{w} c^4} \left( \sqrt{q} + \lambda s^2 \sqrt{2} \right)^2, \quad q(\varphi) = 1 + \frac{2QR^2 c^2}{M_w l s^2}$$

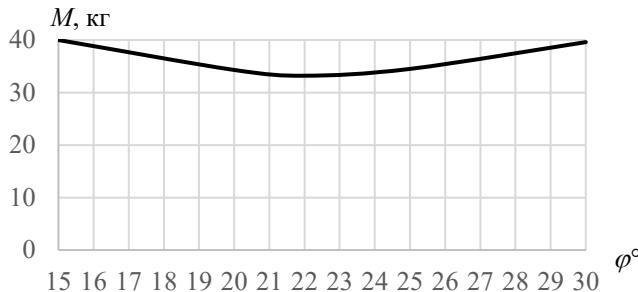


Рис. 7.

Зависимость массы оболочки от угла наклона диагональных ребер

В выражении для массы  $M_w = M + 2Ql/3$ ,  $\bar{\sigma}$  и  $\bar{\varepsilon}_\varphi$  - предел прочности и предельная деформация спиральных ребер при сжатии.

2. Определяются коэффициенты безопасности по прочности спиральных ребер  $n_r$ , а также по общей и местной устойчивости –  $n_0$  и  $n_m$ :

$$n_r = \frac{M_w l^2 \bar{\varepsilon}_\varphi}{P_e R^2 \bar{w} c^2} \left( q + \lambda s^2 \sqrt{2q} \right), \quad n_0 = n_m = \sqrt[3]{\frac{\pi P_e k r_\varphi n_r^4 s^6}{36 R^3 \bar{\varepsilon}_\varphi^3 \bar{\sigma} c^2 \left( \frac{4\pi R^3 r_\varphi \bar{w} c^4}{M_w l^2} - q \right)}}$$

3. Вычисляются параметры сетчатой структуры – толщина оболочки  $h$ , относительные толщины спиральных и кольцевых ребер  $\bar{\delta}_\varphi$  и  $\bar{\delta}_{90}$ :

$$h = \sqrt{\frac{P^2 k n_r^3 s^2}{48 R^2 \bar{\sigma}^2 n_m \bar{\epsilon}_\varphi c^2}}, \quad \bar{\delta}_\varphi = \frac{P n_r}{4 \pi h R \bar{\sigma} c^2}, \quad \bar{\delta}_{90} = \frac{72 R^3 \bar{\sigma}^2 \bar{\epsilon}_\varphi^2 c^2}{\pi h P k E_{90} n_r^4 s^2 n_0^2 n_m}$$

Структура, состоящая из системы спиральных, кольцевых и продольных ребер (Рис. 3д) используется в цилиндрических оболочках, проектируемых с ограничениями по изгибной жесткости и частоте изгибных колебаний. При этом проектируемая конструкция представляет собой консольную оболочку и рациональной, очевидно, является структура, жесткость которой изменяется по длине оболочки. Такое изменение технологически реализуемо, если считать, что оболочка состоит из нескольких секций с различным количеством продольных ребер. Система, состоящая из  $n$  секций, имеет  $(5 + n)$  проектных параметров (угол наклона спиральных ребер  $\varphi$ , толщина оболочки  $h$ , толщины спиральных, кольцевых и продольных ребер  $\delta_\varphi, \delta_{90}, \delta_0$ , и число продольных ребер  $n_0$  на каждом участке). В качестве ограничений выступают ограничения по прочности спиральных и продольных ребер, местной устойчивости спиральных и продольных ребер, общей устойчивости оболочки на каждом из участков, а также ограничение по максимальному перемещению при изгибе, т.е.  $(5n + 1)$  ограничений. В связи с большим числом проектных параметров и ограничений разработана программа численной оптимизации в среде Scilab. Зависимость массы корпуса КА с переменным числом продольных ребер от угла наклона спиральных ребер и деформированное состояние конечно-элементной модели корпуса при поверочном расчете показано на Рис. 8 и 9.

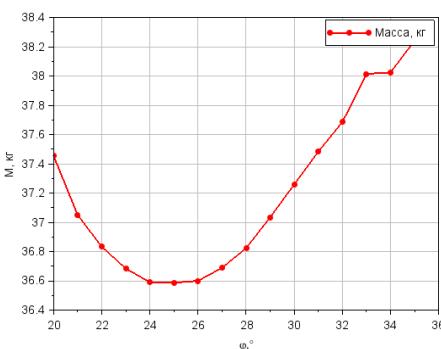


Рис. 8.

Зависимость массы корпуса от угла наклона диагональных ребер

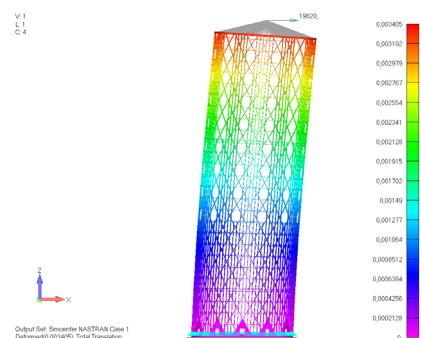


Рис. 9.

Деформированное состояние КЭМ корпуса

Применение данного метода позволяет сократить массу корпуса на 5-20% по сравнению с корпусами, состоящими только из спиральных и кольцевых ребер.

Глава 4 посвящена коническим сетчатым композитным оболочкам, которые применяются в качестве адаптеров полезной нагрузки (Рис. 10) и элементов силовых корпусов КА.



Рис. 10.

Сетчатый композитный адаптер полезной нагрузки

Типовая сетчатая конструкция адаптера представляет собой сравнительно короткую коническую оболочку, состоящую из системы спиральных и кольцевых ребер и имеющую достаточно жесткие торцевые шпангоуты, через которые адаптер соединяется с космическим аппаратом и разгонным блоком ракеты-носителя. Наиболее простой и достаточно эффективной расчетной моделью такой конструкции представляется безмоментная коническая оболочка, закрепленная по большему основанию и нагруженная по меньшему основанию осевой силой  $P$ , попечной силой  $Q$  и изгибающим моментом  $M$  (Рис. 11).

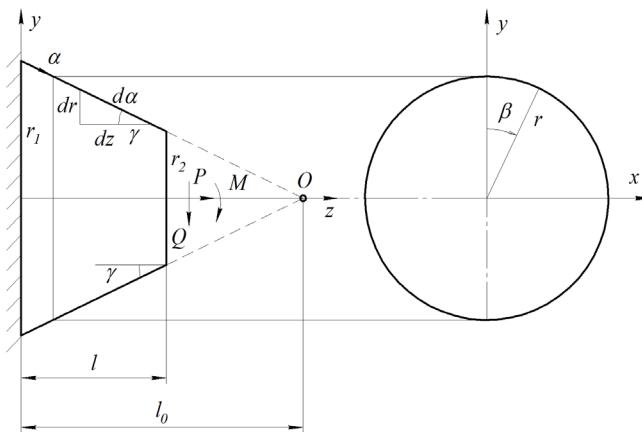


Рис. 11.

Консольная коническая оболочка

Важной характеристикой адаптера является максимальное перемещение и угол поворота его верхнего сечения под нагрузкой. Недостаточная жесткость адаптера приводит к значительным перемещениям установленного на нем космического аппарата в процессе выведения на орбиту. В связи с этим необходимы методы расчета жесткостных характеристик адаптера и методы оптимизации, позволяющие определить параметры сетчатой структуры адаптера, обеспечивающие требуемые жесткостные характеристики. Осевое перемещение  $u_z$ , поперечное перемещение  $u_y$  и угол поворота верхнего сечения  $\theta$  определяются равенствами

$$u_z = \frac{P}{B_\varphi \sin \gamma \cos^2 \gamma} \left[ \rho_1 - \rho_2 + r_0^2 \left( \frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1} \right) \right],$$

$$u_y = a_{11}Q + a_{12}M, \quad \theta = a_{12}Q + a_{22}M$$

где

$$a_{11} = \frac{2}{B_\varphi \sin^3 \gamma} \left[ \frac{\rho_1^2 - r_0^2}{\rho_1} - \frac{\rho_2^2 - r_0^2}{\rho_2} - 2r_2 \left( \ln \frac{r_1 + \rho_1}{r_2 + \rho_2} + \frac{r_2}{\rho_2} - \frac{r_1}{\rho_1} \right) + r_2^2 (\rho_1 - \rho_2) \left( \frac{\sin^2 \gamma}{r_0^2} + \frac{1}{\rho_1 \rho_2} \right) \right]$$

$$a_{12} = \frac{2tg\gamma}{B_\varphi \sin^3 \gamma} \left[ \ln \frac{r_1 + \rho_1}{r_2 + \rho_2} + \frac{r_2}{\rho_2} - \frac{r_1}{\rho_1} - r_2 (\rho_1 - \rho_2) \left( \frac{\sin^2 \gamma}{r_0^2} + \frac{1}{\rho_1 \rho_2} \right) \right]$$

$$a_{22} = \frac{2tg^2 \gamma}{B_\varphi \sin^3 \gamma} (\rho_1 - \rho_2) \left( \frac{\sin^2 \gamma}{r_0^2} + \frac{1}{\rho_1 \rho_2} \right), \quad B_\varphi = E_\varphi h \delta_\varphi n_\varphi, \quad \rho^2 = r^2 - r_0^2, \quad \rho_{1,2}^2 = r_{1,2}^2 - r_0^2$$

Получены выражения для собственных частот продольных  $\omega_{прод}$  и изгибных  $\omega_{изг}$  колебаний конической оболочки, несущей массу  $M_0$ , расположенную на расстоянии  $\Delta l$  от верхнего сечения, что соответствует адаптеру с установленным на нем космическим аппаратом массой  $M_0$ .

$$\omega_{прод}^2 = \frac{E_\varphi h \delta_\varphi n_\varphi \cos^4 \gamma}{M_0 l^2 \sin \gamma} C_1, \quad C_1 = \int_{\rho_2}^{\rho_1} \frac{\rho^4 d\rho}{(\rho^2 + r_0^2)^2} = \rho_1 - \rho_2 + \frac{r_0^2}{2} \left( \frac{\rho_1}{r_1^2} - \frac{\rho_2}{r_2^2} \right) - \frac{3}{2} r_0 \left( \operatorname{arctg} \frac{\rho_1}{r_0} - \operatorname{arctg} \frac{\rho_2}{r_0} \right)$$

$$\omega_{изг}^2 = \frac{2E_\varphi h \delta_\varphi n_\varphi \cos^4 \gamma C_2}{M_0 l^4 \left( 1 + \frac{2\Delta l}{l} \right)^2 \sin \gamma}, \quad C_2 = \int_{\rho_2}^{\rho_1} \frac{\rho^4 d\rho}{\rho^2 + r_0^2} = \frac{1}{3} \left( \rho_1^3 - \rho_2^3 \right) - r_0^2 (\rho_1 - \rho_2) + r_0^3 \left( \operatorname{arctg} \frac{\rho_1}{r_0} - \operatorname{arctg} \frac{\rho_2}{r_0} \right)$$

Сравнение результатов, полученных по приведенным выше формулам, с результатами конечно-элементного расчета для конической оболочки с параметрами:  $r_1 = 1.254$  м,  $r_2 = 0.595$  м,  $l = 0.65$  м,  $E_\varphi = E_{90} = 200$  ГПа,  $n_\varphi = 96$ ,  $\varphi_1 = 18.25^\circ$ ,  $h = 25$  мм,  $\delta_\varphi = 10$  мм,  $\delta_{90} = 4$  мм приведено в Таблице 2.

Определение оптимальных параметров сетчатых конических оболочек осуществляется на основе критерия минимума массы сетчатой структуры, образованной из спиральных и кольцевых ребер. Как и ранее для цилиндрических оболочек,

в качестве базовых ограничений выступают ограничения по несущей способности, в качестве дополнительных - ограничения по осевой и изгибной жесткости и минимальным собственным частотам осевых и изгибных колебаний.

Таблица 2.

Сравнение результатов расчета сетчатой  
конической оболочки с дискретной моделью

Параметр	Расчет	КЭМ
Осьное перемещение при $P = 49$ кН, мм	0,025	0,027
Угол поворота сечения при $Q = 49$ кН, $M = 170$ кН·м, рад	$9,5 \cdot 10^{-4}$	$9,1 \cdot 10^{-4}$
Продольная частота при $M_0 = 3$ т, Гц	73,8	69,7

Проиллюстрируем процесс оптимизации на примере сетчатой конической оболочки с параметрами  $r_1 = 0,89$  м,  $r_2 = 0,5$  м,  $l = 0,39$  м,  $\gamma = 45^\circ$ ,  $E_\phi = 87$  ГПа,  $E_{90} = 65,4$  ГПа,  $\rho_\phi = 1480$  кг/м<sup>3</sup>,  $\rho_{90} = 1370$  кг/м<sup>3</sup>,  $\bar{\sigma} = 420$  МПа. На оболочку наложены ограничения по несущей способности и осевой жесткости. Расчетные нагрузки - осевая сжимающая сила  $P = 441$  кН и поперечная сила  $Q = 175,5$  кН, приложенная на расстоянии 1,7 м от верхнего сечения и создающая изгибающий момент  $M = 298,35$  КН·м. Эквивалентные осевые сжимающие силы для нижнего и верхнего сечений составляют  $P_{e1} = 1,267$  МН и  $P_{e2} = 1,636$  МН. Требование к осевой жесткости задано в виде ограничения на предельную осевую деформацию

$$\bar{c}_z = \frac{E_\phi}{\bar{\sigma}} P_{e2} n_r \sin \gamma \cos \gamma F_z(\varphi_l)$$

где

$$F_z(\varphi_l) = \frac{r_2}{\rho_2 \left[ \rho_1 - \rho_2 + r_0^2 \left( \frac{1}{\rho_2} - \frac{1}{\rho_1} \right) \right]}$$

Осевая деформация не должна превышать  $\bar{c}_z = 0,6$  МН/м.

На первом этапе строится зависимость функции  $F_z$  от угла наклона спиральных ребер на нижнем торце  $\varphi_l$  (Рис. 12). Соотношение для предельной осевой деформации  $\bar{c}_z$  позволяет построить зависимость коэффициента запаса прочности спиральных ребер  $n_r$  от угла  $\varphi_l$ , которая также показано на Рис. 12. Далее могут быть построены зависимости проектных параметров (толщины структуры  $h$ , ширины спиральных и кольцевых ребер  $\delta_\phi$  и  $\delta_{90}$ ) от угла  $\varphi_l$ . Данные зависимости определяются выражениями

$$h^2 = \frac{kE_\varphi P_{e2}^3 r_0^2 r_2^3 \rho_1 n_r^3}{48P_{e1}r_1^5 \bar{\sigma}^3 \rho_2^3 n_m \cos^2 \gamma}$$

$$\delta_\varphi = \frac{P_{e2}n_r r_2}{h n_\varphi \rho_2 \bar{\sigma} \cos \gamma}, \quad \delta_{90} = \frac{3r_1^5 P_{e1}^2 n_0^2}{E_\varphi E_{90} h^4 n_\varphi^2 r_0^2 \rho_1^2 \delta_\varphi \cos^4 \gamma}$$

и показаны на Рис. 13. Полученные результаты подставляются в равенство

$$M = \frac{n_\varphi}{\sin \gamma} \left[ (h\delta_\varphi) \rho_\varphi (\rho_1 - \rho_2) + (h\delta_{90}) r_0 \rho_{90} \ln \frac{r_1 + \rho_1}{r_2 + \rho_2} \right]$$

и строится зависимость массы от угла, которая показана на Рис. 14. Как следует из Рис. 14, масса оболочки достигает минимального значения при  $\varphi_l = 15,5^\circ$ .

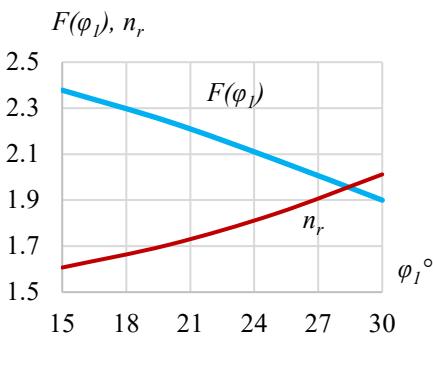


Рис. 12.

Зависимости функции  $F$  и коэффициента  $n_r$  от угла  $\varphi_l$

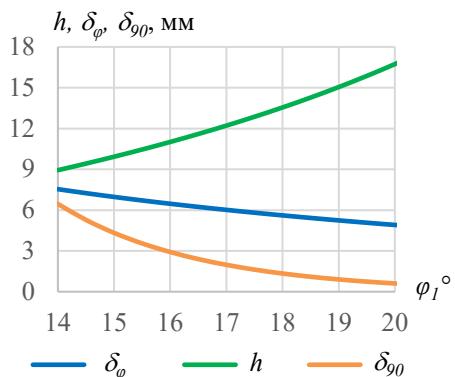


Рис. 13.

Зависимости параметров сетчатой структуры от угла  $\varphi_l$

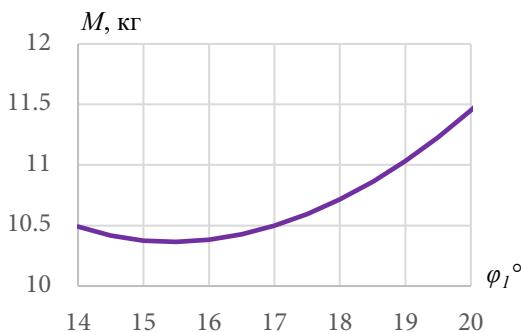


Рис. 14.

Зависимости массы сетчатой структуры от угла  $\varphi_l$

Пятая глава посвящена сетчатым стержневым элементам космических аппаратов. Такие стержневые элементы применяются в качестве спиц развертывающихся крупногабаритных антенн (Рис. 15), элементов космических платформ различного назначения. Характерной особенностью конструкций такого рода является сочетание сравнительно низкого уровня действующих нагрузок с требованием высокой жесткости при минимальной массе. В этих условиях сетчатые элементы имеют преимущество перед сплошными, заключающееся в том, что масса сплошного стержня ограничена снизу конечной величиной толщины стенки, тогда как массу сетчатого стержня можно снижать практически неограниченно, уменьшая число спиральных ребер и, соответственно, увеличивая расстояния между ними. При проектировании такой сетчатой конструкции существенными являются ограничения, наложенные на жесткость стержня, а ограничения, связанные с его прочностью, как правило, не являются определяющими.

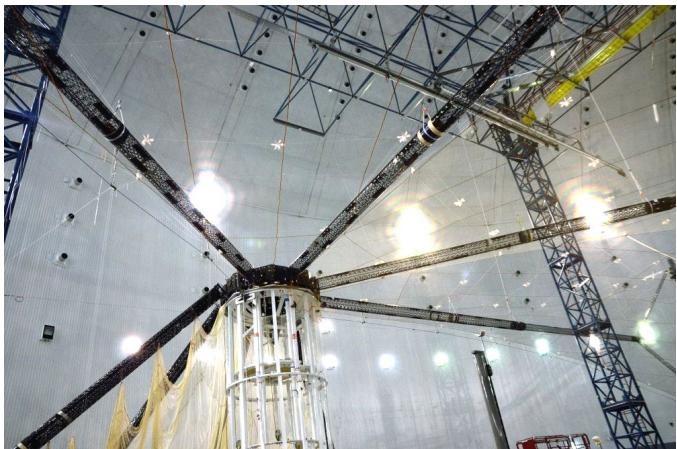


Рис. 15.

Конструкция развертываемого крупногабаритного рефлектора из сетчатых композитных стержней

Типовые формы сетчатых композитных стержней показаны на Рис. 16. Стержни имеют цилиндрическую форму, при этом радиусы сечения и размеры по-перечного сечения ребер достаточно малы. Анализ деформированного состояния экспериментальных стержней и конечно-элементного моделирования их поведения показал, что при осевом сжатии и изгибе таких стержней возникает специфическая форма деформации, сопровождающаяся изгибом спиральных ребер между кольцевыми ребрами. Таким образом участки спиральных ребер между кольцевыми ребрами находятся в условиях сжатия с изгибом. В работе решена задача о сжатии изогнутого участка спирального ребра между пересечениями с

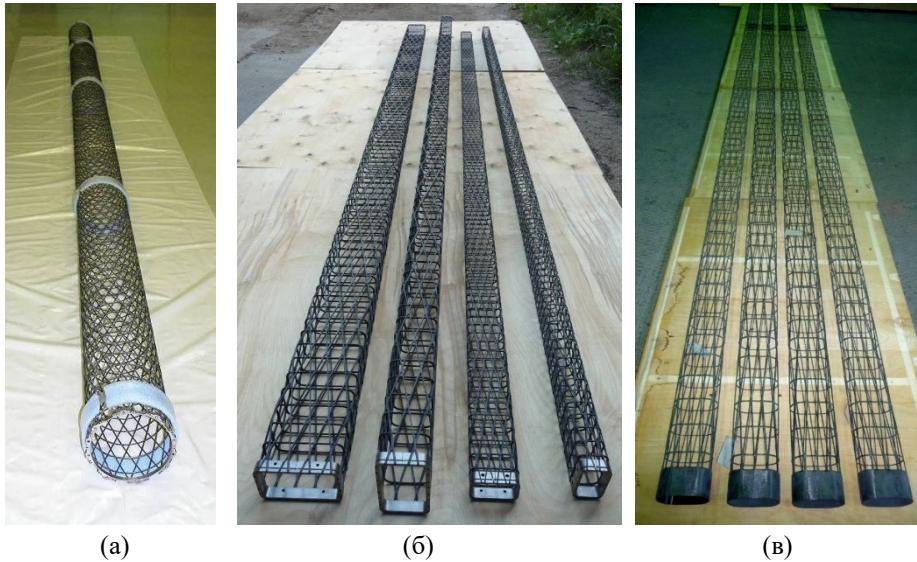


Рис. 16.

Типовые формы сетчатых композитных стержней

кольцевыми ребрами и получены соотношения, позволяющие учесть влияние этого эффекта на осевую и изгибную жесткость стержня. В частности, для стержня с круговым поперечным сечением (Рис. 15а) и структурой, показанной на Рис. 5б, получено следующее выражение для изгибной жесткости:

$$D_e = 4BR^3 f(\eta), \quad f(\eta) = \int_0^{\pi/2} \frac{\cos^2 \beta d\beta}{1 + \eta \cos \beta}, \quad \eta = \frac{\pi^4 R^2 f_\phi}{45 n_\phi^4 i_\phi^0}$$

Здесь, как и ранее,  $B = B_{11}B_{22} - B_{12}^2$ ,  $\eta$  - коэффициент, учитывающий влияние местного изгиба ребер на жесткостные характеристики стержня,  $R$  – радиус сечения стержня,  $n_\phi$  - число спиральных ребер,  $f_\phi$  и  $i_\phi^0$  - площадь и центральный момент инерции сечения спирального ребра. Полученный результат подтверждается экспериментально.

Определение оптимальных параметров структуры сетчатого стержня происходит исходя из требований, предъявляемых к его жесткости при изгибе. Жесткость стержня при изгибе оценивается по результатам испытаний двухпорной балки, нагруженной силой  $P$  в середине пролета длиной  $l$ , при этом максимальное перемещение стержня не должно превышать заданного значения  $\bar{v}$ . В этом случае параметры структуры стержня с круговым сечением (Рис. 16а) могут быть получены при помощи следующих выражений:

$$\varphi_0 = \arccos \sqrt{1 - \sqrt{6\lambda}}, \quad \bar{f}_\varphi = \frac{Pl^3 F(\varphi)}{96\pi R^3 E_\varphi \bar{v}}, \quad F(\varphi) = \frac{1}{c^4} + \frac{12\lambda}{c^2(1-c^2)}, \quad \lambda = \frac{R^2}{l^2}$$

На первом этапе определяется оптимальный угол наклона спиральных ребер к образующей  $\varphi_0$ , затем вычисляется относительная площадь сечения спирального ребра  $\bar{f}_\varphi$ , которая связана с площадью спирального ребра равенством  $\bar{f}_\varphi = f_\varphi / a_\varphi$ .

Площадь сечения кольцевого ребра принимается минимально допустимой по конструктивно-технологическим условиям. параметры стержня с прямоугольным сечением высотой  $H$  и шириной  $b$  (Рис. 16б) могут быть определены согласно равенствам

$$\varphi_0 = \arccos \sqrt{1 - \sqrt{9\eta}}, \quad f_\varphi = \frac{Pl^3 \Phi(\varphi_0) a_\varphi}{16H^2(H+3b) E_\varphi \bar{v}}$$

$$\Phi(\varphi) = \frac{1}{c^4} + \frac{18\eta}{c^2(1-c^2)}, \quad \eta = \frac{\frac{6}{5}H^3 + 6bH^2 + 9b^2H + 3b^3}{l^2(H+3b)}$$

В работе описана аналогичная методика описана для стержня с овальным сечением (Рис. 16в).

В шестой главе представлены результаты применения описанных выше методов расчета и оптимизации композитных сетчатых конструкций к конкретным конструкциям КА, разработанным в ИСС им. М.Ф. Решетнева, ГКНПЦ им. М.В. Хруничева и ВНИИЭМ.

Создание композитной сетчатой конструкции КА, отвечающей заданным требованиям по несущей способности, жесткости и массе включает в себя следующие основные этапы:

1. Определение оптимальных параметров сетчатой структуры.
2. Построение дискретной (конечно-элементной) модели конструкции.
3. Проведение поверочных расчетов конструкции при помощи КЭМ.
4. Изготовление опытной конструкции и проведение ее испытаний.

Определение оптимальных параметров сетчатой структуры проводится с использованием методов, рассмотренные в главах 3-5. На основе полученных результатов оптимизации разрабатывается дискретная (конечно-элементная) модель конструкции. Для ускорения процесса разработки сетчатых конструкций КА создан программный комплекс «Анизогрид», позволяющий определить оптимальные параметры сетчатой структуры и построить конечно-элементную модель на основе этих параметров в автоматическом режиме. Программный комплекс состоит из следующих модулей:

1. Модуль определения оптимальных структурных параметров цилиндрических и конических сетчатых оболочек минимальной массы с ограничениями по

прочности, устойчивости, осевой и изгибной жесткости, собственным частотам изгибающих колебаний. Модуль реализован на языке MATLAB. В настоящее время разрабатывается пользовательский интерфейс, представляющий собой веб-приложение на C# (используются ASP.NET Core с Blazor). Пользовательский интерфейс показан на Рис. 17.

2. Модуль определения оптимальных структурных параметров сетчатых цилиндрических оболочек с переменным по длине количеством продольных ребер. Оптимизация является численной и реализована в математическом пакете Scilab.

3. Модуль построения дискретных (конечно-элементных) моделей цилиндрических и конических сетчатых конструкций. В конечно-элементной модели ребра и шпангоуты описываются балочными элементами СВЕАМ или СВАР. Модуль состоит из двух подмодулей. Первый написан в MATLAB и формирует список узлов и элементов в конечно-элементной модели. Второй написан на VB.NET и обеспечивает построение узлов и элементов согласно рассчитанным данным в Siemens Femap. Использование данного модуля позволяет сократить время построения КЭМ конструкции с нескольких часов до нескольких минут.

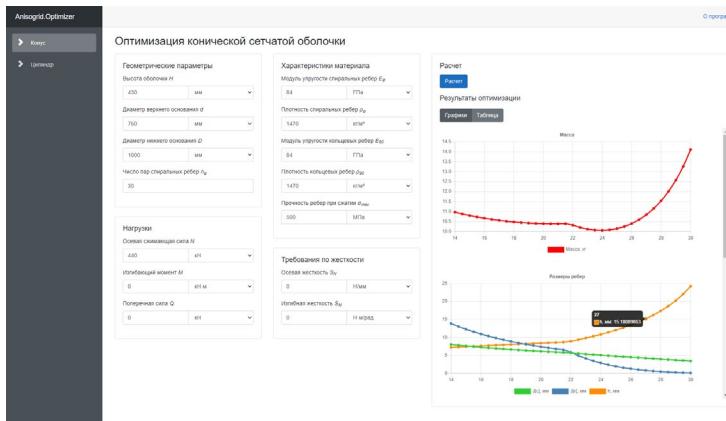


Рис.17.

Пользовательский интерфейс модуля определения оптимальных структурных параметров цилиндрических и конических сетчатых оболочек

Программный комплекс «Анизогрид» позволяет значительно снизить трудоемкость проведения оптимизации и расчетов сетчатых конструкций и в настоящее время применяется в АО ЦПР и АО ЦНИИСМ для разработки сетчатых конструкций КА.

Рассмотрим ряд конструкций КА, для создания которых применялись разработанные методы.

Корпус КА для одиночного запуска представляет собой сравнительно короткую сетчатую конструкцию, на которой смонтированы панели КА. Такой конструкцией обладают, в частности, успешно запущенные в 2013-19 годах аппараты Экспресс АМ различных модификаций, Ямал, Благовест. В качестве примера рассмотрим корпус с параметрами  $R = 0,595$  м,  $l = 1,62$  м, изготовленный из углепластика на основе волокон ССМ40J. Расчетная осевая сжимающая сила  $P = 0,53$  МН.

Корпус спроектирован при следующих ограничениях по жесткости: осевое перемещение верхнего сечения при сжатии осевой силой 354 кН не более 1,8 мм; поперечное перемещение верхнего сечения при изгибе силой 60 кН, приложенной на расстоянии 1750 мм от нижнего сечения, не более 2,2 мм.

Деформированное состояние конечно-элементной модели корпуса показано на Рис. 18. Испытания корпуса проводились в ИСС им. М.Ф. Решетнева. Экспериментальное значение осевого перемещения верхнего сечения при сжатии силой 354 кН составило 0,73 мм. Экспериментальное значение поперечного перемещения при изгибе силой 60 кН оказалось равным 1,64 мм. Корпус разрушился при осевой силе 1702 кН, т.е. запас по несущей способности составил 3,21, что естественно, так как корпус проектировался по жесткости. Характер разрушения показан на Рис. 19.

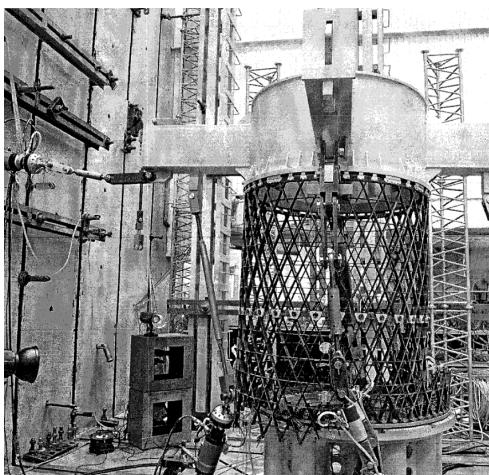
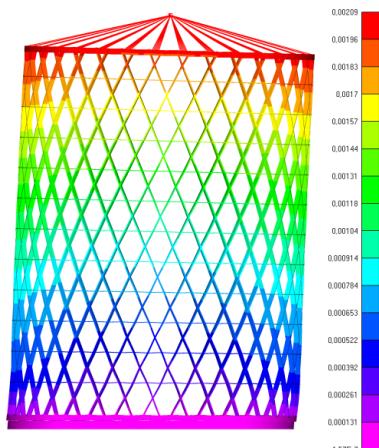


Рис. 18.

Деформированное  
состояние конечно-элементной  
модели корпуса КА при изгибе

Рис. 19.

Форма разрушения  
корпуса КА

Космический аппарат Метеор-М №3 интересен тем, что для него существуют два проекта – традиционная металлическая конструкция и сетчатая композитная, что дает возможность сравнить массы конструкций. Металлический корпус (Рис. 20а) представляет собой восьмигранную цилиндрическую оболочку, имеющую массу 445 кг. Композитный корпус (Рис. 20б) образован из двух круговых цилиндрических оболочек. Полученная масса на 40% меньше массы металлического прототипа. Корпус рассчитан на эквивалентную осевую сжимающую силу  $P_e = 1,7$  МН с ограничениями по осевой и изгибной жесткости.

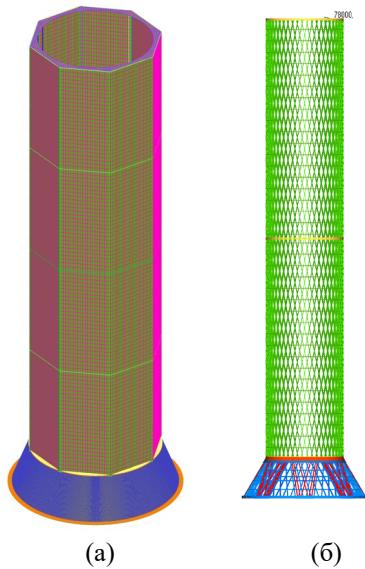


Рис. 20.

СКК КА Метеор-М №3

Разработан ряд корпусов для тандемного запуска КА, которые представляют собой сравнительно длинную цилиндрическую оболочку, на которой устанавливаются два космических аппарата. Такой конструкцией обладают, в частности, успешно запущенные в 2011-2020 годах аппараты Экспресс различной модификации, Луч – Amos, Ямал – Луч, Луч – KAZSAT и другие.

Исследованы конические сетчатые конструкции. На Рис. 21. показан адаптер, предназначенный для РН Ариан-5. Спиральные ребра изготовлены из углепластика на основе волокон HTS, а кольцевые ребра – из органопластика на основе волокон Армос. Расчетные нагрузки – осевая сжимающая сила  $P = 441$  кН и попечерная сила  $Q = 175,5$  кН, приложенная на расстоянии 1,7 м от верхнего сечения и создающая изгибающий момент  $M = 298,35$  кН·м. Эквивалентные осевые

сжимающие силы для нижнего и верхнего сечений составляют  $P_{el} = 1267$  кН и  $P_{e2} = 1636$  кН. Для рассматриваемого адаптера заданы требования по осевой и изгибной жесткостям. Проектирование осуществлялось в соответствии с методом, изложенным в главе 4. Сравнение расчетных и экспериментальных жесткостных характеристик адаптера приведено в Таблице 3, форма разрушения показана на Рис. 20. Масса сетчатой структуры составила 15,9 кг. Общая масса изготовленного адаптера составила 33,5 кг и включает дополнительно массу верхнего шпангоута из сплава АМг-6 (7,9 кг) и массу композитного нижнего шпангоута (9,7 кг). Снижение массы по сравнению с аналогичной трехслойной конструкцией с несущими слоями из углепластика и алюминиевым сотовым заполнителем составляет 23%.

Таблица 3.

Экспериментальные и расчетные коэффициенты жесткости  
адаптера для РН Ариан-5

Коэффициент жесткости	Расчетное значение	Экспериментальное значение
Перемещения при осевом сжатии, $c_z$ , МН/мм	0,66	0,68
Перемещения верхнего сечения при изгибе, $c_y$ , МН·м/мм	0,49	0,42
Угол поворота верхнего сечения при изгибе, $c_\theta$ , МН·м/рад	92,5	88,0

Космический аппарат LADEE (Lunar Atmosphere and Dust Environment Explorer, США) с сетчатым композитным адаптером, разработанным в АО ЦНИИСМ, показан на Рис. 22. Особенностью конструкции адаптера является сравнительно низкая масса (4,5 кг) истыковочные шпангоуты, которые имеют радиальные отверстия для телескопического соединения со смежными конструкциями. Адаптер изготовлен из углепластика на основе волокон НТА и связующего ЭХД. Геометрические параметры адаптера:  $r_1 = 0,5$  м,  $r_2 = 0,38$  м,  $l = 0,43$  м,  $\gamma = 16,6^\circ$ . Адаптер проектировался на эквивалентные сжимающие нагрузки (4.64)  $P_{el} = 130$  кН,  $P_{e2} = 10$  кН с учетом требований по изгибной жесткости. Масса адаптера составила 4,5 кг, включая массу сетчатой структуры (1,8 кг), верхнего (1,2 кг) и нижнего (1,5 кг) колец. Рассматриваемый адаптер демонстрирует высокую весовую эффективность сетчатых композитных конструкций. При массе 4,5 кг адаптер выдержал эквивалентную осевую сжимающую нагрузку, превышающую 300 кН. Сравнение расчетных (полученных методом конечных элементов) значений коэффициентов податливости с экспериментальными результатами (Рис. 23) представлено в Таблице 4. КА LADEE был запущен 07.04.2013 ракетой Минотавр-5 и совершил успешный полет к Луне.



Рис. 21.  
Адаптер для РН  
Arian-5 после испытаний



Рис. 23.  
Испытания  
адаптера KA LADEE



Рис. 22.  
KA LADEE

Таблица 4.  
Экспериментальные и расчетные коэффициенты  
податливости адаптера KA LADEE.

Коэффициент	Эксперимент	Расчет
Осьевой $a_z$ , м/Н	$0,8 \cdot 10^{-8}$	$0,77 \cdot 10^{-8}$
Поперечный $a_{11}$ , мм/Н	$0,22 \cdot 10^{-7}$	$0,215 \cdot 10^{-7}$
Изгибный $a_{22}$ , рад/Н·м	$0,91 \cdot 10^{-7}$	$0,89 \cdot 10^{-7}$

### **3. ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ**

1. Построена новая теория сетчатых композитных оболочек, основанная на дискретно-континуальных моделях сетчатой структуры. В отличие от существующих теорий она позволяет учесть местный изгиб ребер в плоскости сетчатой структуры без повышения порядка системы уравнений теории.

2. Определены коэффициенты жесткости сетчатых конструкций, образованных из спиральных, кольцевых и продольных ребер. Установлено, что влияние изгиба ребер в плоскости структуры является определяющим для структуры, образованной из системы спиральных ребер и приводит к поправкам порядка 10% для напряженно-деформированного состояния структур, состоящих из спиральных, кольцевых и продольных ребер.

3. Разработаны математические модели сетчатых структур различной конфигурации. Получены аналитические решения, позволяющие определить критическую нагрузку местных форм потери устойчивости сетчатых оболочек, состоящих из систем спиральных, кольцевых и продольных ребер.

4. Установлено, что для структуры из спиральных и кольцевых ребер расположение кольцевых ребер практически не оказывает влияния на критическую нагрузку местной формы потери устойчивости.

5. Разработан новый метод оптимизации сетчатых цилиндрических оболочек с ограничениями по прочности, устойчивости, осевой и изгибной жесткости и частотам соответствующих собственных колебаний.

6. Разработан метод оптимизации сетчатых цилиндрических оболочек, состоящих из спиральных и кольцевых ребер и продольных ребер различной длины с ограничениями по прочности, устойчивости и изгибной жесткости. Установлено, что при наличии ограничений на изгибную жесткость весовая эффективность оболочек с продольными ребрами переменной длины на 10-15% выше по сравнению с оболочками, состоящими только из спиральных и кольцевых ребер.

7. Проведено сравнение дискретных и континуальных моделей сетчатых цилиндрических оболочек. Установлено, что жесткость оболочек хорошо описывается континуальной моделью. Для критической силы при малом числе ребер различие между континуальной и дискретной моделью составляет до 15%, для напряжений в ребрах – в среднем 17%.

8. Построен прикладной метод расчета конических сетчатых оболочек, позволяющий определить напряженно-деформированное состояние оболочки и частоты собственных колебаний.

9. Разработан метод определения оптимальных параметров сетчатых конических оболочек с ограничениями по прочности, устойчивости, осевой и изгибной жесткости и частотам собственных колебаний.

10. Разработан метод определения оптимальных параметров сетчатых стержневых элементов минимальной массы с ограничениями по жесткости.

11. На основе разработанных методов создано программное обеспечение для расчетов сетчатых конструкций космических аппаратов, позволяющее сократить время проведения проектных расчетов сетчатых конструкций КА до нескольких минут.

12. Показано, что применение в конструкции космических аппаратов сетчатых композитных элементов, разработанных при помощи предлагаемых методик позволяет снизить массу силового корпуса на величину до 50% по сравнению металлическими аналогами и до 20% по сравнению с трехслойными композитными конструкциями с несущей обшивкой.

13. Результаты работы использованы при проектировании конструкций 20 отечественных и одного зарубежного космических аппаратов, разработанных АО «ИСС им. М.Ф. Решетнева», АО «ВНИИЭМ», АО «КБ «Арсенал», Orbital Sciences Corporation, в частности: Луч-5А/Б, Amos-5, Telcom-3, Экспресс-МД, Экспресс-80, Экспресс-103, Метеор-М №3, Миллиметрон, LADEE и др.

### **Основные результаты диссертации отражены в работах:**

1. Азаров А. В. Оптимальное проектирование композитных сетчатых стержневых элементов космических аппаратов // Вопр. оборонной техники. Сер. 15. 2007. Вып. 2(147). С. 3–7. (0,4 п.л.)
2. Влияние угла наклона, схемы расположения ребер спиральной намотки на прогиб и массу композитной ферменной конструкции / А. В. Азаров [и др.] // Вопр. оборонной техники. Сер. 15. 2010. Вып. 4(159). С. 15–19. (0,4 п.л. / 0,15 п.л.).
3. Миткевич А.Б., Азаров А.В. Оптимизация геометрических параметров сетчатой структуры и технология изготовления криволинейного композитного стержня // Вопр. оборонной техники. Сер. 15. 2012. Вып. 1(164) – 2(165). С. 33–39. (0,5 п.л. / 0,25 п.л.)
4. Азаров А. В. Континуальные и дискретные модели сетчатых композитных цилиндрических оболочек // Механика композиционных материалов и конструкций. 2012. Т. 18. № 1. С. 121-130. (0,75 п.л.)
5. Азаров А. В. К теории сетчатых композитных оболочек // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2013. № 1. С. 71-83. (0,9 п.л.)
6. Миткевич А. Б., Азаров А.В. Расчет и технология изготовления криволинейного композитного сетчатого // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2013. № 1. С. 34-42. (0,9 п.л. / 0,5 п.л.)

7. Азаров А. В., Бабичев А. А., Синьковский Ф. К. Проектирование и изготовление композитного бака высокого давления для космического аппарата // Композиты и наноструктуры. 2013. № 4(20). С. 044-057 (1,1 п.л. / 0,5 п.л.).
8. Azarov, A. V. Theory of composite grid shells // Mechanics of Solids. 2013. Vol. 48. No 1. P. 57-67. DOI 10.3103/S0025654413010068. (0,9 п.л.)
9. Азаров А. В. Континуальная модель композитных сетчатых оболочек, образованных системой спиральных ребер // Композиты и наноструктуры. 2015. Т. 7. № 3(27). С. 151-161. (0,9 п.л.)
10. Reznik S. V., Prosuntsov P. V., Azarov A. V. Substantiation of the structural-layout scheme of the mirror-space-antenna reflector with a high shape stability and a low density per unit length // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2015. Vol. 88. No 3. P. 699-705. DOI 10.1007/s10891-015-1239-x. (0,5 п.л. / 0,15 п.л.)
11. Reznik S. V., Prosuntsov P. V., Azarov A. V. Modeling of the Temperature and Stressed-Strainged States of the Reflector of a Mirror Space Antenna // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2015. Vol. 88. No 4. P. 978-983. DOI 10.1007/s10891-015-1273-8. (0,5 п.л. / 0,15 п.л.)
12. 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. 674-680. (0,5 п.л. / 0,15 п.л.)
13. Егоров А. В., Азаров А. В. Методика проектировочного расчета металлокомпозитного баллона высокого давления // Авиационная промышленность. 2015. № 2. С. 31-35. (0,4 п.л./0,2 п.л.)
14. Резник С. В., Просунцов П. В., Азаров А. В. Моделирование температурного и напряженно-деформированного состояний рефлектора зеркальной космической антенны // Инженерно-физический журнал. 2015. Т. 88. № 4. С. 945-950. (0,4 п.л. / 0,15 п.л.)
15. Разработка двухматричного композитного материала, изготовленного методом 3D-печати / А. В. Азаров [и др.] // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2016. № 7. С. 12-16. (0,3 п.л. / 0,1 п.л.)
16. Azarov A. V. The Problem of Designing Aerospace Mesh Composite Structures // Mechanics of Solids. 2018. Vol. 53. No 4. P. 427-434. DOI 10.3103/S0025654418040088. (0,5 п.л.)
17. Азаров А. В. Проблема проектирования аэрокосмических сетчатых композитных конструкций // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. 2018. № 4. С. 85-93. DOI 10.31857/S05723299000700-0. (0,6 п.л.)
18. Азаров А. В., Разин А. Ф. Континуальная модель сетчатой композитной структуры // Механика композиционных материалов и конструкций. 2020. Т.

26. № 2. С. 269-281. DOI 10.33113/mkmk.ras.2020.26.02.269\_281.09. (0,9 п.л. / 0,5 п.л.)
19. Азаров А. В., Разин А. Ф. Местная устойчивость ребер композитных сетчатых конструкций // Конструкции из композиционных материалов. 2021. № 2(162). С. 3-8. DOI 10.52190/2073-2562\_2021\_2\_3. (0,5 п.л. / 0,3 п.л.)
20. Труба-оболочка из композиционного материала: пат. № 434748 Рос. Федерации: МПК B29C 53/56 B32B 3/12 / Васильев В.В., Разин А.Ф., Никитюк Ф.А, Азаров А.В [и др.]; заявитель и патентообладатель ЗАО «ЦПР ОАО ЦНИИСМ». - №2009147346/05; заявл. 22.12.2009; опубл. 27.11.2011, Бюл. №33.
21. Способ изготовления криволинейной спицы сетчатой структуры из композиционных материалов и криволинейная спица сетчатой структуры из композиционных материалов : патент № 2481237 C1 Рос. Федерации, МПК B64C 1/08, B32B 1/00, B32B 3/12. в : № 2011150669/05 : заявл. 14.12.2011 : опубл. 10.05.2013 / А. Б. Миткевич, А. Ф. Разин, В. В. Васильев [и др.] ; заявитель Закрытое Акционерное Общество "Центр перспективных разработок ОАО ЦНИИСМ".
22. Экструдер для аддитивного производства изделий из композитных материалов : пат. на полезную модель № 169634 U1 Российская Федерация, МПК B29C 67/00, B29C 47/56, B29C 47/78.: № 2016138736 : заявл. 30.09.2016 : опубл. 27.03.2017 / А. В. Азаров, Ф. К. Антонов, М. В. Голубев, А. Р. Хазиев; заявитель Автономная некоммерческая образовательная организация высшего образования "Сколковский институт науки и технологий".
23. Способ производства изделий из композитных материалов методом 3Д-печати и устройство для его реализации : пат. № 2674138 C1 Российская Федерация, МПК B29C 64/118, B29C 64/20, B33Y 10/00. : № 2017134426 : заявл. 03.10.2017 : опубл. 04.12.2018 / А. Р. Хазиев, М. В. Голубев, Ф. К. Антонов, А. В. Азаров; заявитель Общество с ограниченной ответственностью "Анизопринт".
24. Композитная армирующая нить, препрег, лента для 3D печати и установки для их изготовления : пат. № 2640553 C2 Российская Федерация, МПК C08J 5/24, C08J 5/06, B29D 29/00.: № 2016116328 : заявл. 26.04.2016 : опубл. 09.01.2018 / А. В. Азаров, В. В. Васильев, А. Ф. Разин, В. А. Салов ; заявитель Общество с ограниченной ответственностью "Анизопринт", Закрытое акционерное общество "Центр перспективных разработок ОАО ЦНИИСМ".
25. Панель крыла или оперения летательного аппарата из слоистых композиционных материалов : пат. № 2734147 C1 Российская Федерация, МПК B64C 3/26, B32B 3/08.: № 2019140984 : заявл. 10.12.2019 : опубл. 13.10.2020 / В. В.

- Васильев, А. Н. Палкин, В. И. Сисаури [и др.]; заявитель Акционерное общество "Центр перспективных разработок".
- 26. Anisogrid Design - программное обеспечение для оптимизации сетчатых композитных конструкций : программа для ЭВМ, свидетельство 2021667366. / А.В. Азаров (RU); № 2021667366; заявл. 15.10.2021 ; опубл. 28.10.2021, Бюл. № 11, 22,5 Кб.
  - 27. Anisogrid FEM - программное обеспечение для построения конечно-элементных моделей сетчатых композитных конструкций : программа для ЭВМ, свидетельство 2021681761. / А.В. Азаров (RU); № 2021681761; заявл. 10.12.2021; опубл. 24.12.2021, Бюл. № 1, 25,4 Кб.