

**НОВИКОВ АНДРЕЙ ДМИТРИЕВИЧ**  
**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ**  
**КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВЫХ СХЕМ ПРЕЦИЗИОННЫХ И ЛЕГКИХ**  
**РЕФЛЕКТОРОВ ЗЕРКАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АНТЕНН**  
**МЕЖСПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ**

Специальность 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных  
аппаратов

**АВТОРЕФЕРАТ**  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук



Москва, 2020

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном общеобразовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: **Резник Сергей Васильевич**  
доктор технических наук, профессор,  
заведующий кафедрой «Ракетно-космические  
композитные конструкции» ФГБОУ ВО  
«Московский государственный технический  
университет имени Н.Э. Баумана (национальный  
исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Комаров Валерий Андреевич**  
доктор технических наук, профессор кафедры  
«Конструкции и проектирование летательных  
аппаратов» ФГАОУ ВО «Самарский национальный  
исследовательский университет имени академика  
С.П. Королева»

**Палешкин Андрей Вячеславович**  
кандидат технических наук, доцент кафедры 610  
«Управление эксплуатацией ракетно-космических  
систем» ФГБОУ ВО «Московский авиационный  
институт (национальный исследовательский  
университет)»

Ведущая организация: ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского»

Защита состоится «26» ноября 2020 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Госпитальный переулок., д. 10, факультет Специального машиностроения, ауд. 407.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1. МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета Д 212.141.22

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана [bmstu.ru](http://bmstu.ru).

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2020 г.

Ученый секретарь диссертационного  
совета Д 212.141.22, к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы исследования.** В последние годы получили развитие системы межспутниковой связи, задачей которых является обеспечение сообщения между космическими аппаратами и наземными станциями, не находящимися в прямой видимости, что повышает эффективность систем спутниковой связи в целом. Наиболее часто в космических аппаратах межспутниковой связи, используются зеркальные антенны, составной частью которых является рефлектор для отражения и концентрации электромагнитных волн.

Первое поколение космических аппаратов систем межспутниковой связи составляли спутники TDRS (TRW, Boeing, США), антенны которых работали в диапазонах S, Ku, Ka и отечественные спутники серии Луч-5 (АО «ИСС им. М.Ф. Решетнева»), с антеннами, работающими в частотном диапазоне Ku.

По имеющимся данным за рубежом наблюдается тенденция к освоению более высоких частот. Зарубежные аппараты систем межспутниковой связи, такие как AENG-1 и Milstar (Lockheed Martin, США), уже функционирует в диапазонах от Ka до V (частоты от 40 до 75 ГГц). Информация о конструкции антенных систем этих космических аппаратов ограничена, т.к. они используются в интересах правительственных служб США. С увеличением рабочей частоты антенны требуется и большая точность отражающей поверхности. Допустимые отклонения формы рефлектора под действием факторов орбитального полета не должны превышать значения  $\Lambda/16$ , а иногда и  $\Lambda/50$ , где  $\Lambda$  – длина волны радиоизлучения. Таким образом, для работы в диапазонах Ka и V необходимы прецизионные конструкции, так как отклонения их поверхности не должны превышать 0,1 мм.

Достигнуть высоких показателей размеростабильности возможно при использовании жестких рефлекторов из полимерных композиционных материалов, таких как углепластики. При этом необходимо повышать весовую эффективность конструкции, которая характеризуется погонной плотностью, т.е. отношением массы конструкции рефлектора к площади апертуры. Для современных бортовых антенн этот параметр составляет 3,0-3,5 кг/м<sup>2</sup>. Одновременное достижение еще более низкой погонной плотности и высокой размеростабильности представляет собой сложную научно-техническую задачу, в которой конструктивно-силовая схема увязана с характеристиками полимерных композиционных материалов.

Углепластики имеют малые значения коэффициента линейного термического расширения, сравнительно малую плотность, высокую жесткость, прочность и теплопроводность. Однако их характеристики могут варьироваться в широких пределах в зависимости от формы и размеров конструкции, состава и структуры компонентов, технологических приемов изготовления. Композиционные материалы отвечают триединству

«конструкция-технология-материал», и при определении параметров конструкции невозможно абстрагироваться от одного из трёх компонентов, каждый из которых, при этом, связан друг с другом. Поэтому разработка методики определения параметров конструктивно-силовых схем рефлекторов зеркальных космических антенн с высокой размеростабильностью и малой погонной плотностью, учитывающей структурные и технологические особенности композиционных материалов, а также условия работы на геостационарной орбите, является актуальной задачей для создания нового поколения систем межспутниковой связи.

**Цель диссертационной работы** – определение рациональной конструктивно-силовой схемы размеростабильных рефлекторов зеркальных космических антенн, работающих в Ка и V диапазонах, с погонной плотностью менее  $2 \text{ кг/м}^2$  с учетом особенностей теплового режима на геостационарной орбите.

**Основные задачи диссертационной работы:**

1. Проанализировать современное состояние работ в области систем межспутниковой связи и наметить направления исследований по созданию размеростабильных рефлекторов зеркальных космических антенн.

2. Разработать комплексную методику определения параметров рефлекторов зеркальных космических антенн, основанную на анализе термоупругого поведения подкрепленных оболочек, находящихся в космосе в условиях неравномерного нагрева потоками теплового излучения, учитывающую способы закрепления на борту космических аппаратов и особенности производства конструкций из полимерных композиционных материалов методами вакуумной инфузии и контактного формования.

3. Построить семейство конструктивно-силовых схем вариантов конструкции рефлектора, определить их температурное и напряженно-деформированное состояние при работе на геостационарной орбите и отобрать вариант, имеющий лучшие параметры размеростабильности и погонной плотности.

4. Определить механические, теплофизические, оптические и радиофизические характеристики углепластика тонкостенной конструкции антенного рефлектора.

5. Реализовать результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований в опытной конструкции рефлектора.

**Объект исследований** – рефлектор зеркальной космической антенны межспутниковой связи, работающего на геостационарной орбите Земли.

**Предмет исследований** – температурное и напряженно-деформированное состояние размеростабильного рефлектора бортовой зеркальной космической антенны из полимерных композиционных материалов на основе эпоксидного связующего и углеродных волокон.

Тема диссертации отвечала планам работ по реализации задач Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технического комплекса России на 2014-2020 годы» в рамках научно-исследовательской работы «Разработка конструкции и технологии изготовления сверхлегких зеркальных космических антенн из композитных материалов с высокой размерной стабильностью для межспутниковых систем связи». Приоритетное направление «Транспортные и космические системы». Соглашение о предоставлении субсидий от 23.09.2014 г. №14.577.21.0114.

**Методология исследования** представляла совокупность численных методов анализа температурного и напряженно-деформированного состояния рефлекторов зеркальных космических антенн межспутниковой связи, работающего на геостационарной орбите Земли и экспериментальных методов определения механических, теплофизических и радиофизических характеристик углепластика.

#### **Научная новизна:**

1. Впервые проведен сравнительный анализ конструктивно-силовых схем тонкостенных параболических оболочек рефлекторов зеркальных космических антенн с различными вариантами реберного подкрепления на выпуклой поверхности и диаметром апертуры от 0,6 до 4,0 метров. Установлено, что наибольшую весовую эффективность и размеростабильность имеет схема подкрепления в виде шестиконечной звезды с высотой ребер, равной 7,5% от диаметра апертуры и толщиной элементов 0,6 мм. Она обеспечивает погонную плотность менее 2 кг/м<sup>2</sup>, а максимальные отклонения, вызванные перепадом температур в конструкции при работе на геостационарной орбите, не превышают 0,1 мм.

2. Определены механические, теплофизические, спектральные оптические и радиофизические характеристики углепластика сверхтонкой оболочки на основе углеродной ткани Аспро-А80 и эпоксидного связующего Huntsman Araldite LY8615 US/XB 5173 Hardener.

#### **Практическая значимость:**

1. Разработана новая комплексная методика определения параметров легких размеростабильных рефлекторов зеркальных космических антенн, основанная на анализе термоупругого поведения подкрепленных оболочек, находящихся в космосе в условиях неравномерного нагрева потоками теплового излучения, учитывающая способы закрепления на борту космических аппаратов и особенности производства конструкций из полимерных композиционных материалов методами вакуумной инфузии и контактного формования.

2. Разработана эскизная конструкторская документация и технологический процесс изготовления рефлекторов зеркальных

космических антенн и на основании разработанной документации создана опытная конструкция из полимерных композиционных материалов.

**Положения, выносимые на защиту:**

1. Комплексная методика определения параметров легких размеростабильных рефлекторов зеркальных космических антенн, включающая: определение круга перспективных конструктивно-силовых схем; выбор конструкционных материалов; создание соответствующих им термомеханических моделей и их исследование; сравнение и выбор методов закрепления на борту космических аппаратов; выбор конструктивно-силовой схемы, обладающей преимуществами по результатам моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния; испытания образцов материалов, с составом компонентов и структурными характеристиками, подобными материалу моделируемой конструкции; разработка геометрических и конечно-элементных моделей, учитывающих характеристики материалов и технологию производства.

2. Результаты сравнительного анализа конструктивно-силовых схем тонкостенных параболических оболочек рефлекторов зеркальных космических антенн с различными вариантами реберного подкрепления на выпуклой поверхности и диаметром апертуры от 0,6 до 4,0 метров.

3. Механические, теплофизические, спектральные оптические и радиофизические характеристики углепластика сверхтонкой оболочки на основе углеродной ткани Аспро-А80 и эпоксидного связующего Huntsman Araldite LY8615 US/XB 5173 Hardener.

4. Технологические решения по созданию рефлекторов зеркальных космических антенн из полимерных композиционных материалов на основе углеродных волокон и эпоксидного связующего с заданными значениями размеростабильности и погонной плотности.

5. Рекомендации по выбору формы и толщины силовых элементов рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционного материала на основе углеродных волокон и эпоксидного связующего.

**Степень достоверности:** подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики и теплофизики, высоким уровнем метрологического обеспечения экспериментальных исследований, хорошим совпадением расчетно-теоретических результатов с результатами других авторов, а также хорошим согласием теоретических и экспериментальных данных, полученных при испытаниях образцов углепластика тонкостенной конструкции.

**Личный вклад автора** заключается в выборе направления совершенствования конструктивно-силовых схем рефлекторов зеркальных космических антенн, разработке комплексной методики определения параметров рефлекторов с ребрением выпуклой поверхности, проведением исследований температурного и напряженно-деформированного состояния

вариантов конструкции, определении характеристик углепластика, обобщении полученных данных, реализации их в опытной натурной конструкции рефлектора. Все основные результаты получены лично автором.

**Апробация работы:** Основные положения диссертации докладывались на ряде научных конференций: 11-й международный симпозиум «Передовые технические системы и технологии» (м. Фиолент, г. Севастополь, 2015 г.); 4-th International Conference on Advanced Composites and Materials Technologies for Arduous Applications (Wrexham, North Wales, UK, 2015.); XV Минский международный форум по тепломассообмену (г. Минск, Беларусь, 2016 г.); конференция «Sino-Russian Ph.D. Students Innovation Forum on Advanced Materials and Processing» (г. Екатеринбург, 2016 г.); 13-й международный симпозиум «Передовые технические системы и технологии» (м. Фиолент, г. Севастополь, 2017 г.); XLII Академические чтения по космонавтике (г. Москва, 2018 г.); Международная молодежная научная конференция «Тепломассоперенос в системах обеспечения тепловых режимов энергонасыщенного технического и технологического оборудования» (г. Томск, 2018 г.); Международная конференция «Ключевые тренды в композитах: Наука и технологии» (г. Москва, 2018 г.); XLIII Академические чтения по космонавтике (г. Москва, 2019 г.); 29-я Международная Крымская конференция «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии» – КрыМиКо'2019 (г. Севастополь, 2019 г.).

**Публикации:** По тематике диссертационной работы опубликовано 14 научных работ, 2 из которых в журналах, входящих в перечень ВАК, и один патент на полезную модель (общий объем 2,55 п.л.).

#### **Структура и объём диссертации.**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложения. Работа представлена на 152 страницах основного текста, включающего 130 рисунков, 22 таблицы, список литературы из 132 наименований и приложение.

### **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность темы исследования, сформулирована цель работы, показаны научная новизна и практическая значимость полученных результатов.

**Первая глава** носит обзорно-аналитический характер. В ней рассмотрены варианты конструкций рефлекторов зеркальных космических антенн и методы их проектирования, описаны методы исследования характеристик композиционных материалов и технологические приемы производства антенных рефлекторов.

**Вторая глава** посвящена разработке комплексной методики определения рациональных параметров конструктивно-силовой схемы

рефлекторов зеркальных космических антенн. Основные этапы методики раскрыты на Рис. 1.

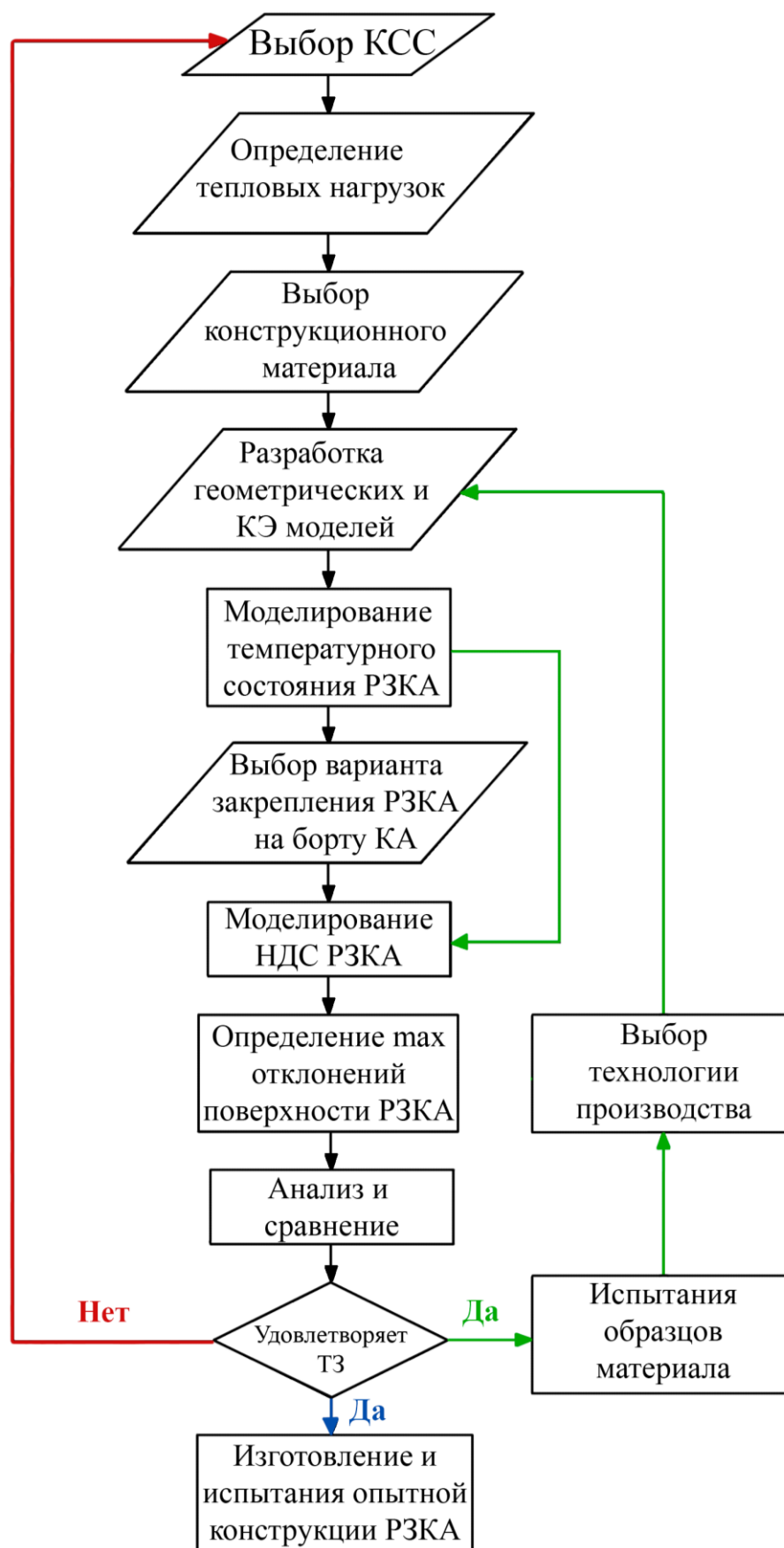


Рис. 1. Методика определения параметров рефлекторов зеркальных космических антенн



Принципиальная особенность и новизна предложенной методики заключаются в цикличности процесса, «вложенном характере» уточнения характеристик полимерных композиционных материалов, а также в учете технологических особенностей в геометрических и конечно-элементных моделях конструкции.

На первом этапе формируется перечень возможных вариантов конструктивно-силовых схем рефлекторов. Затем определяются тепловые нагрузки, действующих на рефлектор в орбитальном полете, производится предварительный выбор конструкционного материала (задаются состав и соотношение компонентов, углы кладки и количество слоев). Для каждой выбранной конструктивно-силовой схемы разрабатывается геометрическая и конечно-элементная модели, с использованием которых проводится моделирование температурного состояния на рабочей орбите в программном обеспечении Siemens NX PLM. При анализе напряженно-деформированного состояния рефлектора принимаются граничные условия, соответствующие способу его крепления к космическому аппарату. По результатам моделирования выделяется вариант с минимальными значениями перемещений поверхности. Если выбранная конструктивно-силовая схема не удовлетворяет предъявляемым требованиям, то выбирается другая схема и повторяются все этапы. В случае, когда конструктивно-силовая схема удовлетворяет предъявляемым требованиям, проводится изготовление и испытание образцов материала с компонентами и структурными характеристиками, подобными материалу моделируемой конструкции. После этого разрабатывается геометрическая и конечно-элементная модели конструкции с учетом экспериментальных значений характеристик материалов и технологических особенностей производства. Если эта конструкция не удовлетворяет предъявляемым требованиям, то необходимо вернуться на этап выбора конструктивно-силовой схемы, а если удовлетворяет – то разрабатывается конструкторская и технологическая документация для производства опытной конструкции рефлектора.

При определении условий теплового нагружения рефлектора учитывались потоки прямого солнечного излучения  $q_S$ , отраженного от Земли солнечного излучения  $q_R$  и собственного излучения Земли  $q_E$ . Значение  $q_S$  для околоземных орбит варьируется в пределах 1323 – 1414 Вт/м<sup>2</sup>. Основная часть солнечного света, который является широкополосным с эффективной температурой 5800 К, приходится на диапазон 0,18 – 4,5 мкм (около 98%), причем 94% на диапазон менее 2 мкм.

Математическая модель радиационно-кондуктивного теплообмена включала в себя уравнения энергии (1) и радиационного теплообмена (2):

$$[C] \frac{\partial \{T\}}{\partial \tau} + [K] \{T\} = \{Q\}, \quad (1)$$

где  $[C]$  – матрица объемной теплоемкости;  $\{T\}$  – вектор-столбец узловых значений температуры;  $\tau$  – время;  $[K]$  – матрица теплопроводности;  $\{Q\}$  – вектор-столбец тепловых нагрузок.

$$[A]\{Q\} = [B]\{T^4\} - \{P\}, \quad (2)$$

где  $[A]$ ,  $[B]$  – матрицы внутреннего радиационного теплообмена;  $\{P\}$  – вектор-столбец внешний тепловых нагрузок.

Определение компонентов матриц и векторов в уравнении энергии основано на частном уравнении энергии в плоских элементах конструкции. Это уравнение, записанное в локальных системах координат, имеет вид (3):

$$\begin{aligned} c_n \rho_n h_n \frac{\partial T_n}{\partial \tau} = h_n \left( \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda_{x,n} \frac{\partial T_n}{\partial x_n} \right) + \frac{\partial}{\partial y_n} \left( \lambda_{y,n} \frac{\partial T_n}{\partial y_n} \right) \right) + \\ + (A_{s1,n} \mu_{SW,n} + \varepsilon_{1,n} \mu_{LW,n}) q_{w1,n} + (A_{s2,n} \mu_{SW,n} + \\ \varepsilon_{2,n} \mu_{LW,n}) q_{w2,n} - (q_{p1,n} + q_{p2,n}), n = \overline{N_1 + N_2, N_1 + N_2 + N_3}, \end{aligned} \quad (3)$$

где  $\mu_{SW,n} + \mu_{LW,n} = 1$ ;  $q_{p1(2),n} = \varepsilon_{1(2),n} \sigma T_n^4$ ,  $N_1, N_2, N_3$  – количество элементов типа пластины;  $\mu_{SW,n}$ ,  $\mu_{LW,n}$  – доли внешнего потока излучения в коротковолновом и длинноволновом диапазонах;  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана;  $\rho$  – плотность материала;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности;  $c$  – удельная теплоемкость;  $h$  – толщина плоского элемента.

При расчете компонентов матриц  $[A]$ ,  $[B]$  и  $[P]$  учитываются затенение и частичная прозрачность плоских элементов (4, 5, 6):

$$a_{ij} = \frac{1}{s_i} \left( \frac{\delta_{ij}}{\varepsilon_i} - \varphi_{ji} \frac{1 - \varepsilon_i}{\varepsilon_i} \right), \quad i, j = \overline{1, N_2 + N_3}; \quad (4)$$

$$b_{ij} = \sigma (\delta_{ij} - \varphi_{ji}), \quad i, j = \overline{1, N_2 + N_3}; \quad (5)$$

$$\begin{aligned} p_i = \|\vec{q}_S^{el}\| \cos \Omega_{S,i} \prod_{k=1}^{K_1} D_{S,k} + \|\vec{q}_R^{el}\| \cos \Omega_{R,i} \prod_{k=1}^{K_2} D_{R,k} + \\ \|\vec{q}_E^{el}\| \cos \Omega_{E,i} \prod_{k=1}^{K_1} D_{E,k}, \quad i = \overline{1, N_2 + N_3}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $\varphi_{ji} = \varphi_{ji}^0 \prod_{k=1}^{K_{ji}} D_k$ ,  $i, j = \overline{1, N_2 + N_3}$ ;  $D_k = \frac{\|\vec{q}_{T,k}\|}{\|\vec{q}_{W,k}\|} = f_k(\theta_k)$ ;  $\Omega_{S(R,E),i} = (\widehat{\vec{q}_{S(R,E),i}^{el}}; \vec{n}_i)$ ;  $\theta_k = (\widehat{\vec{q}_{W,k}}; \vec{n}_k)$ ;  $D$ ,  $f$  – коэффициент и угловая функция пропускания излучения элементом;  $\vec{q}_W$ ,  $\vec{q}_T$  – векторы потоков излучения, падающего на элемент и проходящего сквозь него;  $K_{1(2)}$  – количество элементов, затеняющих поток излучения от Солнца (Земли);  $\vec{q}_{S(R,E)}^{el}$  – векторы потоков внешнего излучения, действующие на элемент конструкции;  $x, y$  – оси локальной системы координат;  $n$  – нормаль элемента.

Алгоритм решения системы уравнений (1) – (6) реализован методом конечных элементов в решателе Space System Thermal программного комплекса Siemens NX PLM. Температурное состояние моделировалось для полного оборота по геостационарной орбите в периоды осеннего и весеннего равноденствия и солнцестояния. Особое внимание было уделено ряду участков: перед входом в зону тени, теневому, выходу из тени и участку, когда угол между направлением на Солнце и осью вращения параболической оболочки рефлектора составляет  $270^\circ$ .

Для определения отклонений отражающей поверхности рефлектора в качестве начальных условий использовалась температура узлов конечно-элементной модели для заданных моментов времени. Особенности эксплуатации антенн систем межспутниковой связи практически исключают возникновение разрушающих напряжений в конструкции рефлектора. Связь между напряжениями, деформациями и изменением температуры в плоской задаче описывается соотношениями Дюамеля-Неймана:

$$\{\varepsilon_{xy}\} = [S_{xy}]\{\sigma_{xy}\} + \{\alpha_{xy}\}\Delta T, \quad (7)$$

или

$$\{\sigma_{xy}\} = [G_{xy}]\{\varepsilon_{xy}\} - \{\beta_{xy}\}\Delta T, \quad (8)$$

где  $\Delta T$  – изменение температуры в данной точке тела;  $[S_{xy}]$  и  $[G_{xy}]$  – соответственно, матрица податливости и матрица жесткости, а компоненты векторов коэффициентов линейного термического расширения  $\{\alpha_{xy}\} = \{\alpha_x, \alpha_y, \alpha_{xy}\}^T$  и коэффициентов термических напряжений  $\{\beta_{xy}\} = \{\beta_x, \beta_y, \beta_{xy}\}^T$  связаны соотношениями:

$$\begin{aligned} \beta_x &= g_{xx}\alpha_x + g_{xy}\alpha_y + g_{xs}\alpha_{xy} \\ \beta_y &= g_{xy}\alpha_x + g_{yy}\alpha_y + g_{ys}\alpha_{xy} \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} \beta_{xy} &= g_{xs}\alpha_x + g_{ys}\alpha_y + g_{ss}\alpha_{xy}, \\ \alpha_x &= \frac{\beta_x - v_{xy}\beta_y - v_{xs}\beta_{xy}}{E_x} \\ \alpha_y &= \frac{\beta_y - v_{yx}\beta_x - v_{ys}\beta_{xy}}{E_y} \end{aligned} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \alpha_{xy} &= \frac{\beta_{xy} - v_{sx}\beta_x - v_{sy}\beta_y}{G_{xy}}. \\ \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} g_{xx} & g_{xy} & g_{xs} \\ g_{yx} & g_{yy} & g_{ys} \\ g_{sx} & g_{sy} & g_{ss} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix}. \end{aligned} \quad (11)$$

Обратные соотношения записываются с использованием матрицы податливости  $[S_{xy}]$ :

$$\{\varepsilon_{xy}\} = [S_{xy}]\{\sigma_{xy}\}, \quad (12)$$

$$[S_{xy}] = [G_{xy}]^{-1} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_x} & -\nu_{xy} & -\nu_{xs} \\ -\nu_{yx} & \frac{1}{E_y} & -\nu_{ys} \\ G_{xy} & G_{xy} & G_{xy} \end{bmatrix}, \quad (13)$$

где  $\nu_{xy}E_y = \nu_{yx}E_x$ ,  $\nu_{xs}G_{xy} = \nu_{sx}E_x$ ,  $\nu_{ys}G_{xy} = \nu_{sy}E_y$ ;  $\nu$  – коэффициент Пуассона.

В настоящей работе конечно-элементная модель рефлектора была построена с использованием двумерных элементов. С помощью программы MSC Digimat были рассчитаны механические характеристики углепластика, приведенные к изотропным. Использование изотропной модели материала обосновано схемой армирования двунаправленной тканью ( $0^\circ/90^\circ$ ,  $45^\circ/-45^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $45^\circ/-45^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $45^\circ/-45^\circ$ ) и малой толщиной элементов конструкции (от 0,6 до 1,0 мм).

При конечно-элементном анализе конструкций использовались трехузловые элементы со стороной 60 мм, количество элементов, в зависимости от конструктивно-силовой схемы, варьировалось от 6 до 10 тысяч. Данный размер элементов выбран с точки зрения достоверности результатов и времени счета. Анализ моделей с элементами, имеющими размеры 30 и 15 мм показал, что результаты варьируются в пределах погрешности вычислений, которая не превышает 5%, при этом время расчета возрастает с 8 часов до 20 и 50 часов, соответственно.

Были рассмотрены четыре конструктивно-силовые схемы (Рис. 2) и восемь вариантов реберного подкрепления тыльной поверхности параболической оболочки рефлектора космической антенны с диаметром апертуры 1200 мм, фокусным расстоянием 500 мм.

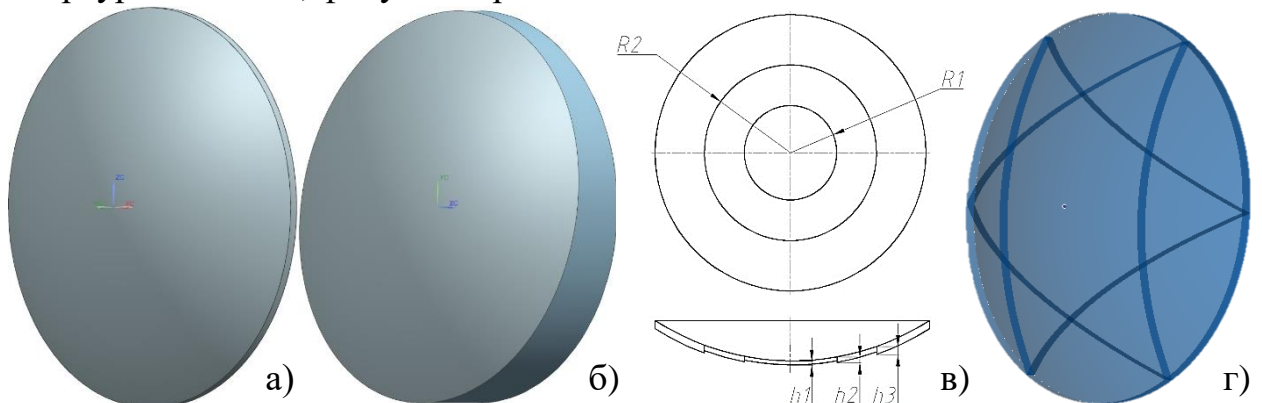


Рис. 2. Конструктивно-силовые схемы: а) трёхслойная оболочка, б) сдвоенная облочка, в) разнотолщинная оболочка, г) реберное подкрепление

По результатам конечно-элементного анализа указанных схем установлено, что наибольшую размеростабильность и наименьшую

погонную плотность рефлектора апертурой 1200 мм имеет схема с реберным подкреплением в виде шестиконечной звезды. Высота ребер и отбортовки составила 90 мм, толщина оболочки, ребер и отбортовки – 0,6 мм (Рис. 3). При погонной плотности 1,6 кг/м<sup>2</sup> отклонения, вызванные перепадом температур, в ней не превысили 0,05 мм (Рис. 4).

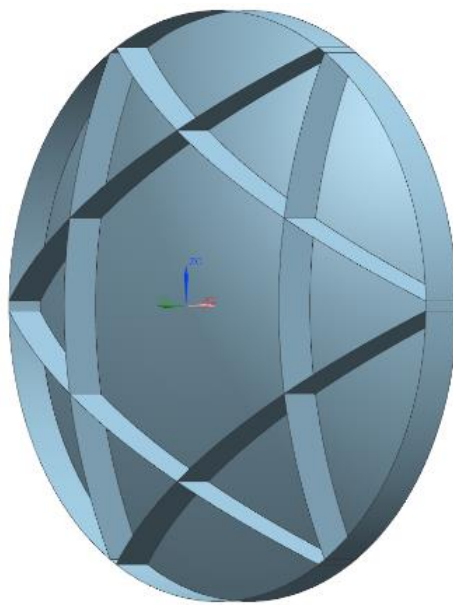


Рис. 3. Рациональное реберное подкрепление

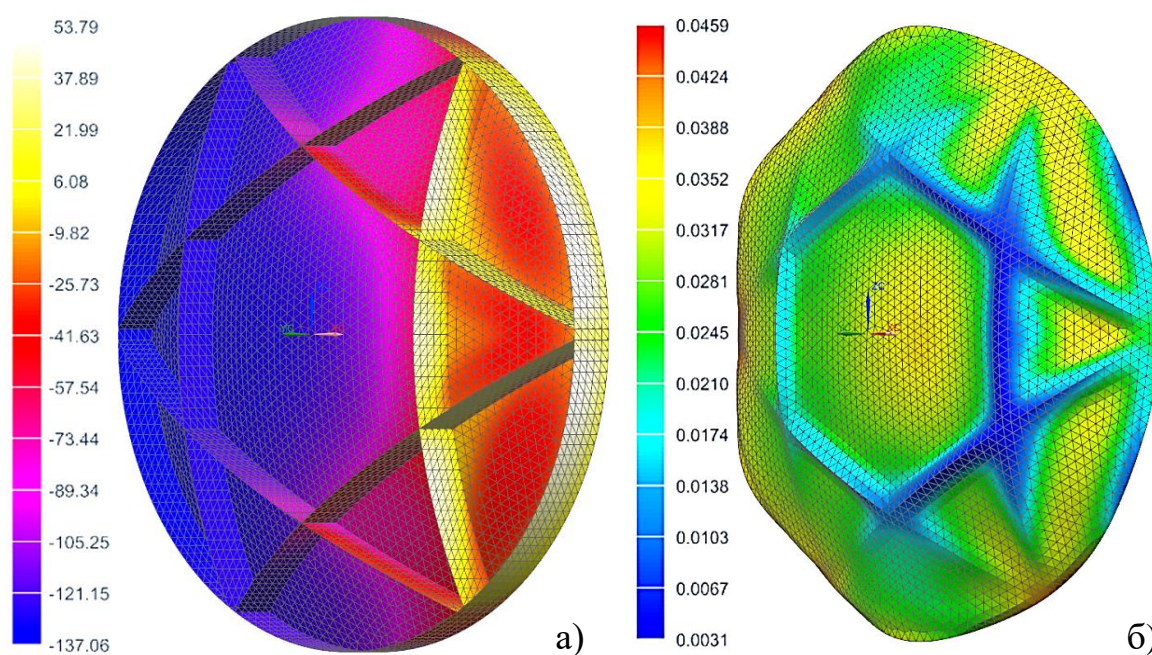


Рис. 4. Распределение температур (а) и перемещение (б) в рациональной конструкции

Разработанная методика была использована для оценки перемещений и погонной плотности геометрически подобных рефлекторов диаметром 0,6 м, 2,0 м, 3,0 м и 4,0 м. с ребрами высотой, равной 7,5% от диаметра апертуры (что соответствует ребрам высотой 90 мм для конструкции с диаметром

апертуры 1200 мм). Расчет перемещений показал (Рис. 5), что для конструкций диаметром 0,6 м, 1,2 м и 2,0 м перемещения находятся на одном уровне (0,04 мм), а у конструкции диаметром 4,0 метра уровень перемещений увеличивается практически в два раза, до 0,1 мм. Погонная плотность, в свою очередь, снижается с увеличением диаметра апертуры (Рис. 6).

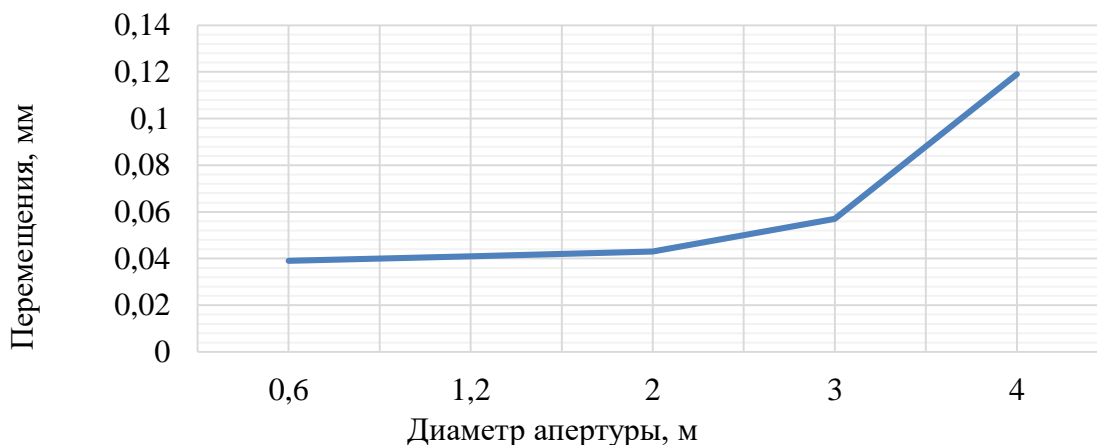


Рис. 5. Зависимость перемещений конструкции рефлектора в зависимости от диаметра апертуры

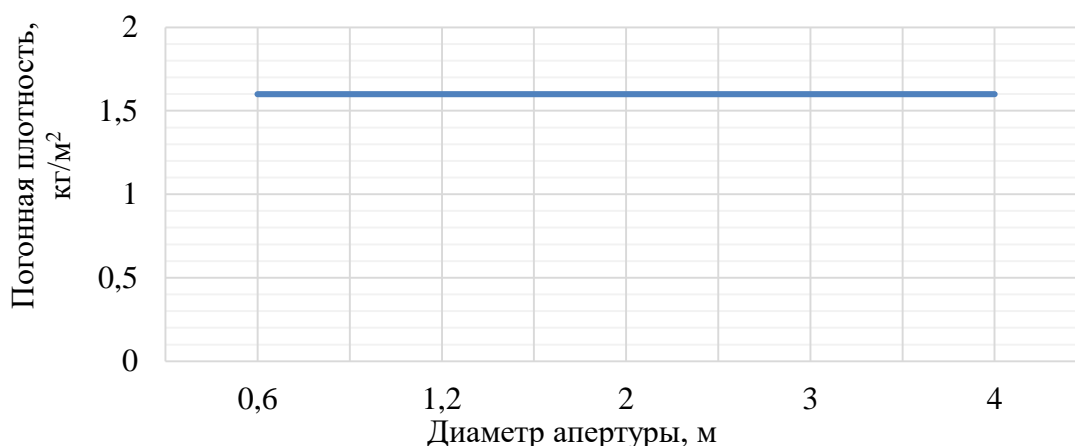


Рис. 6. Зависимость погонной плотности конструкции рефлектора в зависимости от диаметра апертуры

Таким образом показано, что при использовании ребер высотой 7,5% от диаметра апертуры и закреплении за центральный шестиугольник перемещения (не более 0,1 мм) и погонная плотность конструкции рефлектора зеркальной космической антенны (не более 2 кг/м²) будут удовлетворять цели настоящей работы.

**В третьей главе** приведена информация о методах и результатах экспериментального определения характеристик углепластика. Механические характеристики определялись методом растяжения плоских образцов; теплофизические характеристики – методом контактного нагрева (Рис. 7), оптические характеристики – методом инфракрасной спектроскопии Фурье; отражательной способности радиоволн – по методу сравнения.



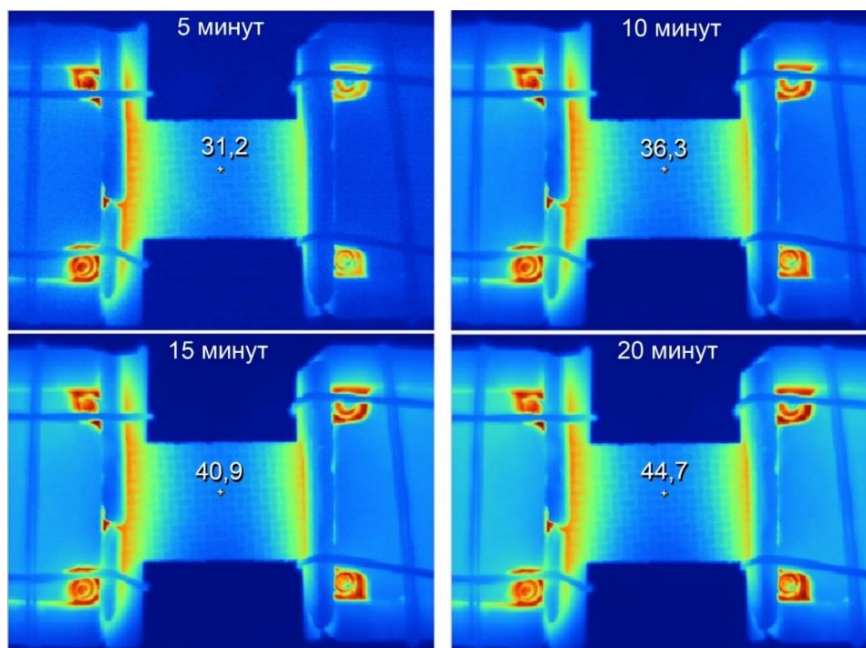


Рис. 7. Прогрев образца углепластика на установке контактного нагрева

Образцы для испытаний изготавливались методом вакуумной инфузии. Армирующий материал был уложен по схеме, соответствующей допущению о квазиизотропии:  $0^\circ/90^\circ$ ,  $45^\circ/-45^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $45^\circ/-45^\circ$ ,  $0^\circ/90^\circ$ ,  $45^\circ/-45^\circ$ .

В итоге получены данные о модуле упругости, теплопроводности, спектральных оптических характеристиках и коэффициенте отражения радиоволн углепластика на основе углеродной ткани Аспро-А80 и эпоксидного компаунда Huntsman Araldite LY8615 US/XB 5173 Hardener.

**В четвёртой главе** разработана геометрическая и конечно-элементная модели конструкции рефлектора с учетом технологических особенностей производства. Установлено, что учет технологии оказывает заметное влияние на погонную плотность и формостабильность конструкции.

Предложенная в настоящей работе рациональная конструктивно-силовая схема реализована в опытной конструкции антенного рефлектора с помощью технологии вакуумной инфузии и контактного формования (Рис. 8). Компонентами композита служили эпоксидный компаунд Huntsman Araldite LY8615 US/XB 5173 Hardener и равнопрочная углеродная ткань Аспро-А80. Формообразующая оснастка была изготовлена из углепластика на основе равнопрочных углеродных тканей Twill 2/2 3K-1500-240 и Twill 2/2 12K-1200-450 и эпоксидного компаунда ЭД-20, что позволило выровнять коэффициенты термического расширения оснастки и изделия при полимеризации связующего в печи.

Опытная конструкция антенного рефлектора (Рис. 9) обладает превосходством перед известными аналогами и имеет следующие параметры: масса – 2,5 кг; погонная плотность – 1,92 кг/м<sup>2</sup>.

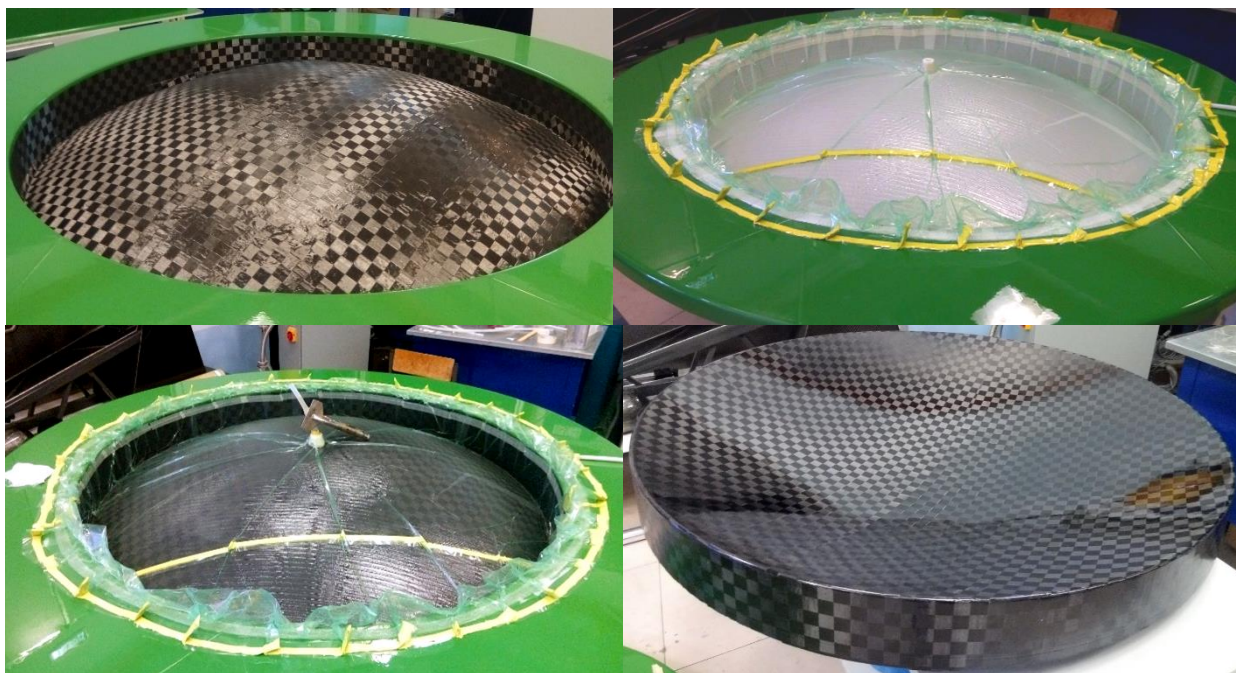


Рис. 8. Этапы технологического процесса производства рефлектора



Рис. 9. Опытная конструкция антенного рефлектора

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана новая комплексная методика определения параметров рефлекторов зеркальных космических антенн, основанная на анализе термоупругого поведения тонкостенных ребренных оболочек, находящихся в космосе в условиях неравномерного нагрева потоками теплового излучения, учитывающая особенности производства конструкций из полимерных композиционных материалов методами вакуумной инфузии и контактного формования. Показано, что технологические особенности



вливают на напряженно-деформированное состояние и весовую эффективность конструкции рефлекторов зеркальных космических антенн.

2. Проведено сравнение размеростабильности и погонной плотности восьми вариантов конструктивно-силовых схем с различным видом подкрепления, сочетанием высоты и толщины ребер, а также толщины оболочки. Впервые установлено, что наибольшую размеростабильность и весовую эффективность имеет схема подкрепления в виде шестиконечной звезды с высотой ребер, равной 7,5% от диаметра апертуры и толщиной элементов 0,6 мм. Она обеспечивает погонную плотность менее 2 кг/м<sup>2</sup>, а максимальные отклонения, вызванные перепадом температур в конструкции при работе на геостационарной орбите, не превышают 0,1 мм для конструкций с апертурой от 0,6 до 4,0 м.

3. Теоретически и экспериментально исследованы механические, теплофизические, спектральные оптические и радиотехнические характеристики нового углепластика на основе углеродной ткани Аспро-А80 и эпоксидного связующего Huntsman Araldite LY8615 US/XB 5173 Hardener.

4. С помощью новой методики получены обобщенные данные о параметрах семейства рефлекторов с реберным подкреплением, создана опытная конструкция рефлектора массой 2,5 кг с рекордной погонной плотностью 1,92 кг/м<sup>2</sup> и проектной погрешностью формы менее 0,1 мм.

### **Труды по теме диссертации:**

#### **Труды из журналов, рекомендованных ВАК:**

1. Резник С.В., Просунцов П.В, Новиков А.Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. №1 (694). С. 71-83. (0,8 п.л./0,3 п.л.)

2. Новиков А.Д., Резник С.В, Денисов О.В. Экспериментальное определение механических и теплофизических характеристик углепластика тонкостенной оболочки антенного рефлектора // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. №3 (720). С. 84-91. (1,1 п.л./0,4 п.л.)

#### **Прочие публикации:**

3. Reznik S.V., Novikov A.D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors // MATEC Web of Conferences. 2016. Vol. 92. 5 p. (0,3 п.л./0,2 п.л.)

4. Резник С.В., Просунцов П.В., Новиков А.Д. Методика и результаты теплового проектирования легкого формо-размеростабильного рефлектора космической антенны // Сб. тезисов докл. XV Минский междунар. форум по тепло и массообмену. Минск: Институт тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН Беларуси, 2016. С. 423-427. (0,25 п.л./0,1 п.л.)

5. Prosuntsov P.V., Reznik S.V., Mikhailovsky K.V., Novikov A.D., Zaw Ye Aung. Study variants of hard CFRP reflector for intersatellite communication // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 153, No 1. 7 p. (0,4 п.л./0,1 п.л.)
6. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D. A lightweight rigid space antenna reflector design study // Proceedings of Sino-Russian Ph.D. Students Innovation Forum on Advanced Materials and Processing, 2016. 3 p. (0,2 п.л./0,1 п.л.)
7. Новиков А.Д., Просунцов П.В., Резник С.В. Определение конструктивного облика рефлектора зеркальной космической антенны из композиционного материала // Вестник Российского университета дружбы народов. Инженерные исследования. 2017. Т.18 (№3). С. 308-317. (0,6 п.л./0,4 п.л.)
8. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Novikov A.D. Comparison of space antennas mirror reflectors parameters made of composite materials // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 110. 4 p. (0,25 п.л./0,1 п.л.)
9. Ажевский Я.А., Новиков А.Д. Резник С.В. Влияние схемы закрепления на точностные характеристики космической антенны из композиционного материала // Сб. тезисов докл. XLII Академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2018. С. 28. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
10. Ажевский Я.А., Новиков А.Д. Проектирование рефлектора зеркальной космической спутниковой антенны из композиционного материала // Сб. тезисов докл. XLIII Академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2019. С. 49. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
11. Новиков А.Д., Ажевский Я.А., Резник С.В., Просунцов П.В. Разработка тонкостенного рефлектора бортовой зеркальной космической антенны // Сб. тезисов докл. 29-й Международной Крымской конференции «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». 2019. 2 с. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
12. Azhevsky Y.A., Novikov A.D. Research of temperature and stress-strain state of mirror space antenna reflector with fins based on nonbraided polyester material // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 683. 6 p. (0,4 п.л./0,2 п.л.)
13. Azhevsky Y.A., Novikov A.D. Study of the thermal and stress-strain state of the reflector of a mirror space antenna made of composite material // AIP Conference Proceedings 2171, 030007 (2019). 5 p. (0,4 п.л./0,2 п.л.)
14. Конструктивная схема сверхлегкого размеростабильного антенного рефлектора; пат. 163501 Рос. Федерация 2016: МКП Н01Q15/16 / Авторы и заявители Михайловский К.В., Просунцов П.В., Резник С.В., Новиков А.Д.; патентообладатель ФГБОУ ВО МГТУ им. Н.Э. Баумана (НИУ). (0,9 п.л./0,3 п.л.)