

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ ДЕФОРМАЦИЙ РЕФЛЕКТОРА
С КОНТУРНОЙ ДИАГРАММОЙ НАПРАВЛЕННОСТИ**

© 2017 С.О. Некрасова, А.Ю. Пулькина

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Статья поступила в редакцию 21.02.2016

Рассмотрена комбинированная методика расчета тепловых деформаций рефлектора космического аппарата с контурной диаграммой направленности в среде AnsysWorkbench, с помощью ручного переноса данных из программного обеспечения Thermica. Произведено сравнение результатов расчета изделия и прототипа. Приведено технико-экономическое обоснование выбора изделия относительно прототипа.

Ключевые слова: антенна космического аппарата, рефлектор, углепластик, AnsysWorkbench, термические деформации, технико-экономическое обоснование.

ВВОДНАЯ ЧАСТЬ И НОВИЗНА

В процессе эксплуатации на антенну действуют различные факторы космического пространства. Одним из значимых факторов является температура. Изменение температуры приводит к деформации конструкции, что влияет на изменение профиля рефлектора. Как следствие, это приводит к изменению диаграммы направленности антенны в процессе эксплуатации.

Спутниковые системы связи являются одной из наиболее представленных и быстро развивающихся разновидностей космических информационных систем. Без искусственных спутников Земли, запущенных человеком, невозможно представить себе современную навигацию судов и самолетов военного и гражданского назначения, которым необходим интенсивный обмен информацией о погодных условиях в зоне перемещения и собственном местоположении. Невозможными оказались бы сотовая связь и всемирная сеть Internet. Так же, спутниковая связь в значительной мере поспособствовала развитию современной фундаментальной науки в области астрофизики.

Конструкция крупногабаритных конструкций спутниковых систем из полимерных композитных материалов, в частности, из углепластика рассмотрена в [1], такие конструкции характеризуются высокой прочностью, долговечностью и технологичностью. Методика расчета сетчатого рефлектора в части температурных деформаций и выбор конструктивно-силовой схемы рефлектора, выполненного из углепластика [2], – с использованием программного пакета Nastran и верификацией в эксперименте результатов расчета.

Некрасова Светлана Олеговна, старший преподаватель кафедры теплотехники и тепловых двигателей.

E-mail: yhoji@yandex.ru

Пулькина Анастасия Юрьевна, студентка.

E-mail: Pulkina93@yandex.ru

В последнее время в космической отрасли, вместе с традиционными материалами, используются полимерные композитные материалы [3], так как они обладают высокой удельной прочностью и жесткостью и имеют способность изменять свои механические свойства в зависимости от назначения конструкции.

В статье [3] авторами было рассмотрено проектирование стоек для космического аппарата, на основе материала, из которого сделан объект исследования. Были рассмотрены результаты испытаний по определению модуля упругости, которые в дальнейшем использовались для реального проектирования стоек космического аппарата.

Подробная конструкция перспективного крупногабаритного рефлектора с контурной диаграммой направленности, рассмотрена в статье [4]. Авторы рассматривают основные технические требования, производят выбор конструктивно-компоновочной схемы рефлектора. Выполнена объемная модель контурного рефлектора в системе автоматизированного проектирования Catia. Авторы произвели анализ определения узлов зачекочки рефлектора на космическом аппарате. Анализ проводился в зависимости от толщины сотового заполнителя. Результаты показали, что увеличение толщины сотозаполнителя приводит к уменьшению расстояния от оси рефлектора до узлов зачекочки, поэтому оптимальной толщиной сотового заполнителя может считаться значение не более 12,7 мм.

Методика расчета температурных деформаций, аналогичная представленной в данной статье, приведена в [5]. Методика заключается в автоматизированном переносе данных тепловых потоков, полученных в программном пакете Thermica, в среду AnsysWorkbench для расчета температурных деформаций во время движения по геостационарной орбите, однако в данной работе не приводятся результаты и вы-

воды проведенного исследования. Однако, использованная методология расчета в [5], основанная на объединении двух пользовательских расширений для среды AnsysWorkbench, позволяет сократить срок проектирования и расчета теплонпряженного состояния рефлектора космического аппарата.

В данной статье рассматривается рефлектор космического аппарата, принятый за прототип. Он представляет собой сотовую конструкцию с обшивками на основе углеродного волокна и сотового заполнителя. Марки материалов выбраны по соображениям габаритов рефлектора, а также из требований обеспечения высокой прочности, жесткости и малой массы. В качестве материала обшивок рабочей и тыльной поверхностей рефлектора используется углепластик ВКУ – 25 на основе препрега, между обшивками сотовый заполнитель толщиной 6,5 мм марки HRH-10/F35-2,5 Flexcore. У прототипа используется углепластик на основе препрега из углеродной ткани 5HS-YSH50A-140 и сотовый заполнитель толщиной 6,3 мм аналогичной марки.

В статье рассматривается применение комбинированной методики расчета с ручным переносом данных по температурным полям в Ansys, анализ полученных результатов и оценка экономической эффективности изготовления рефлектора из углепластика по сравнению с прототипом.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Для более точного расчета исследования тепловых деформаций предложено использовать два программных пакета – Thermica и ANSYS. Перевод данных при этом в AnsysWorkbench осуществляется вручную. Для достижения цели исследования выполнена 3D модель в системе автоматизированного проектирования Catia, с указанием характеристик используемых материалов [6] рефлектора.

Далее с использованием объемной модели в ПО Thermica была построена расчетная мо-

дель рефлектора (рис. 1), представляющая собой имитацию спутника, к которому прикреплен рефлектор и солнечные батареи, после чего производилась визуализация набегающих тепловых потоков на рефлектор в условиях реальной эксплуатации рефлектора на геостационарной орбите.

Для того, чтобы транспортировать результаты расчета тепловых потоков в AnsysWorkbench для дальнейшего расчета, сделана разбивка на участки тыльной и рабочей поверхностей рефлектора в ПО Thermica (рис. 2), нумерация участков от 100 до 1000. Такая разбивка позволяет сократить время переноса данных, потому что не возникает необходимости задавать солнечный поток каждому конечному элементу, достаточно задания 10 основным участкам, качество расчета при этом не ухудшается.

Расчет на температурные деформации производился в AnsysWorkbench, расчетный пакет Transit thermal. Перенос значений солнечных потоков из программного обеспечения Thermica в ANSYS производился с помощью модуля Named selection. Каждому участку, нумерация которого соответствует нумерации участков в Thermica, задавался солнечный поток и время расчета (время расчета совпадает со временем одного полного оборота рефлектора на геостационарной орбите).

ОБОБЩЕНИЕ И РАЗЪЯСНЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ ДАННЫХ

Результаты расчета температурных деформация в AnsysWorkbench за время одного оборота на орбите представлены на рис. 3. Очевидно, что применение углепластика положительно сказалось на возникновении температурных деформаций: зона деформаций рефлектора-изделия более локализована по сравнению с прототипом (наибольшая концентрация деформаций у изделия находится по краям рефлектора, а у прототипа неравномерно по всей конструкции (рис. 3).

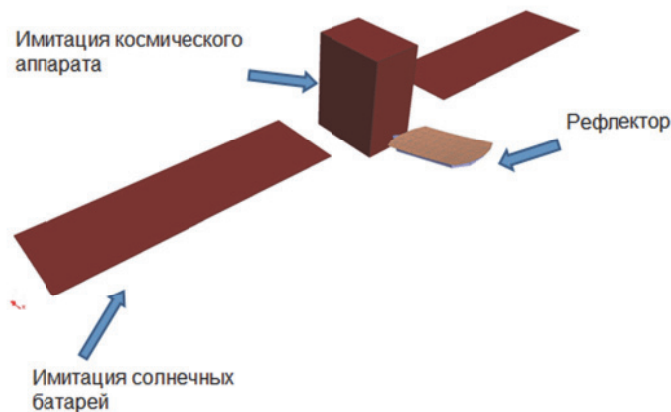


Рис. 1. Расчетная модель рефлектора в ПО Thermica

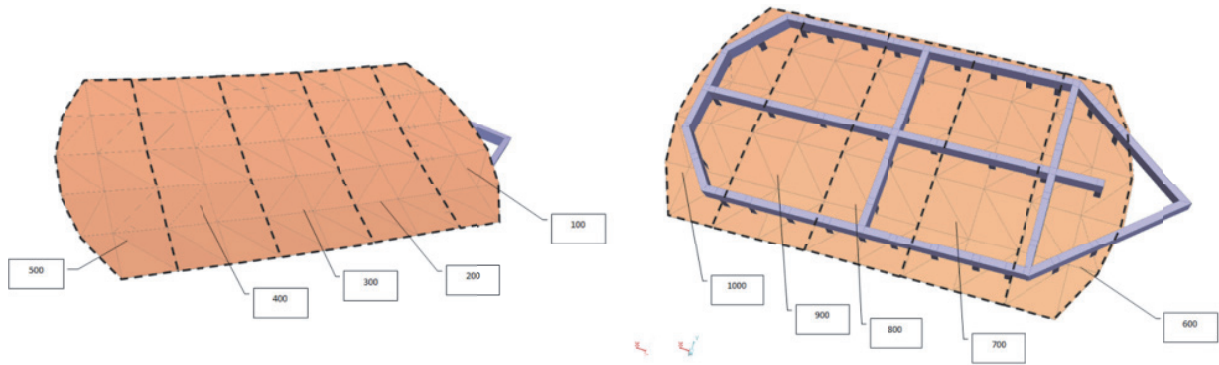


Рис. 2. Разбивка рабочей и тыльной поверхностей рефлектора на участки

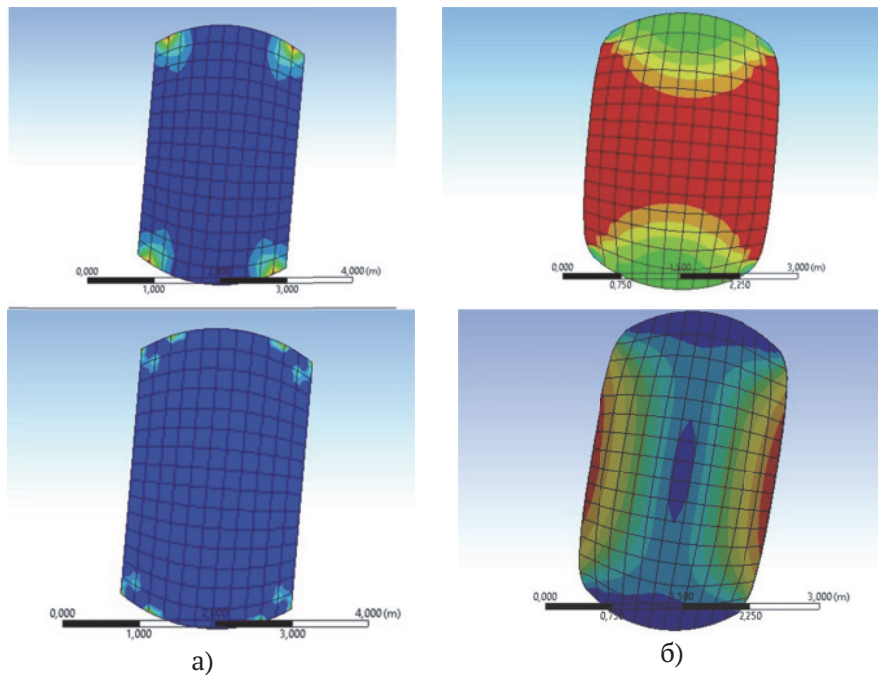


Рис. 3. Результат расчета деформаций в ПО ANSYS
 а – температурные деформации рабочей обшивки рефлектора-изделия;
 б – температурные деформации рабочей обшивки прототипа рефлектора

Из результатов расчета видно, что деформации аналога намного больше по сравнению с изделием. В численном значении для рабочей поверхности рефлектора-изделия они составляют 0,3 - 0,4 мм, для рабочей поверхности рефлектора-прототипа – от 0,9 до 2 мм. В связи с такими деформациями износ материала значительно больше у прототипа, чем у изделия, вследствие чего срок активного существования на геостационарной орбите будет меньше. Также это скажется на передаче сигнала с рефлектора к потребителю, у прототипа при передаче будут возникать задержки и помехи, у рефлектора-изделия помехи тоже имеют место, но не такие значительные.

Для подтверждения факта, что применение композитного материала представляет собой не только улучшенный вариант в аспекте температурных деформаций, но и в аспекте экономической выгоды при производстве, был произведен

техничко-экономический расчет. Для изделия рассчитаны затраты на изготовление и произведен расчет экономической эффективности изделия и прототипа. Значения затрат на изготовление для прототипа взяты из технических отчетов. Результаты технико-экономического расчета представлены на гистограмме в долевых значениях.

Из гистограммы, изображенной на рис. 4, видно, что затраты на сырье и материалы у изделия меньше на 24%, основная заработная плата рабочих при производстве прототипа на 12% больше. Цеховые себестоимости при этом практически не отличаются. Прибыль при производстве изделия больше на 33% относительно прототипа. Расчет экономической эффективности проведен с учетом реальных значений прибыли и производственной себестоимости, но числовые значения не приведены, в целях этичности.



Рис. 4. Затраты на изготовление изделия и прототипа:

1 – затраты на сырье и материалы; 2 – основная заработная плата рабочих; 3 – дополнительная зарплата рабочих; 4 – отчисления на социальное страхование; 5 – общехозяйственные расходы; 6 – цеховая себестоимость; 7 – общепроизводственные расходы; 8 – производственная себестоимость; 9 – прибыль; 10 – НДС на материалы; 11 – цена

$$R_{\text{изделия}} = \frac{\Pi}{C_{\text{пр}}} = 0,2 \sim 20\%;$$

$$R_{\text{аналога}} = \frac{\Pi}{C_{\text{пр}}} = 0,133 \sim 13,3\%,$$

где Π – прибыль; при расчетах учитывалось, что прибыль составляет 20 % от производственной себестоимости;

$C_{\text{пр}}$ – производственная себестоимость, которая рассчитывается по формуле:

$$C_{\text{пр}} = C_{\text{ц}} + Z_3,$$

где Z_3 – общепроизводственные расходы (31,8% от основной заработной платы).

Результаты расчета рентабельности производства показывают, что переход с прототипа на изделие приводит к увеличению рентабельности на 6,7%.

ВЫВОДЫ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Рассмотрена методика расчета температурных деформаций в двух программных пакетах, с переводом данных из одного в другой вручную без нарушения конструкции и влияния на качество расчета.

Исследование температурных воздействий показало, что рефлектор-изделие претерпевает деформации по краям, а прототип по всей площади конструкции. Данный фактор снижает качество сигнала и срок активного существования рефлектора на геостационарной орбите.

Сравнительное технико-экономическое обоснование конструкции из углепластика и прототипа показало, что рентабельность производства у рефлектора-изделия выше, чем у прототипа. Таким образом, можно сделать вывод, что применение методики комбинированного расчета

термических деформаций рефлектора позволяет эффективно производить оценку температурных деформаций рефлекторов при условии изменяющихся характеристик объекта и быстрее внедрять новые изделия в производство

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Юрцев О.А. Элементы общей теории антенн, Ч.1. В 3-х частях: Методическое пособие по курсу «Антенные системы» для студентов специальности «Радиотехника». Минск: БГУИР, 1997. 34 с.
2. Тестоедов Н.А., Двирный Г.В., Пермяков М.Ю. Определение величины температурной деформации размеростабильных рефлекторов. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический ун-т им. академика М.Ф. Решетнева, 2011.
3. Бикмаев Р.И., Шatrov A.K. Проектирование стоек из углепластика для силовой конструкции космического аппарата. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический ун-т им. академика М.Ф. Решетнева, 2016.
4. Проектирование высокоточного крупногабаритного рефлектора антенны космического аппарата с контурной диаграммой направленности / Н.А. Бердникова, А.В. Иванов, О.А. Белов, В.Е. Чичурин. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический ун-т им. академика М.Ф. Решетнева, 2016.
5. Голдобин Н.Н., Нехаев Д.П. Новые возможности расчета температурных деформаций космических антенн с крупногабаритными рефлекторами в ПО ANSYS. Красноярск: Сибирский государственный аэрокосмический ун-т им. академика М.Ф. Решетнева, 2016. 107 С.
6. Разработка, производство, материалов для космических аппаратов и их составляющих: Материалы научно-технической конференции молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решет-

нева», посвященной 50-летию полета в космос Ю.
А. Гагарина, Железногорск, 2011. Железногорск:

ОАО «Информационные спутниковые системы»
им. Решетнева, 2011. 435 с.

RESEARCH OF THERMAL STRAINS ON THE REFLECTOR WITH THE PLANIMETRIC DIRECTIONAL DIAGRAM

© 2017 S.O. Nekrasova, A.Yu. Pulkina

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolyov

The combined numerical simulation of thermal deformation of the planimetric directional diagram of space vehicle using AnsysWorkbench was implemented. Heat flux data was transferred manually from Thermica software. The comparative analysis of simulation results with prototype data was considered. Technological and economic calculations relatively prototype parameters were made.

Keywords: antenna space vehicle, reflector, coal-plastic, AnsysWorkbench, thermal deformation, Technological and economic calculations

*Svetlana Nekrasova, Senior Lecturer at the Thermal
Engineering and Heat Engines Departmen.*

E-mail: yhoji@yandex.ru

Anastasia Pulkina, Student. E-mail: Pulkina93@yandex.ru