

УДК 539.3

АНАЛИЗ ТЕМПЕРАТУРНОГО РЕЖИМА ОТВЕРЖДАЕМЫХ НАДУВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ АНТЕНН НАНОСПУТНИКОВ*Евлампијева С.Е.¹, Беляев А.Ю.^{1,2}, Мальцев М.С.², Свистков А.Л.^{1,2}¹*Институт механики сплошных сред УрО РАН, г. Пермь, Россия*²*Пермский государственный национальный исследовательский университет, г. Пермь, Россия***АННОТАЦИЯ**

В работе анализируется идея использования для наноспутников отверждаемых надуваемых антенн. Они должны быть компактными при выводе на орбиту и надежными при приведении их в рабочее состояние. Кроме того, антенны должны долго сохранять свою работоспособность. Предлагается изготавливать надувные антенны из препрега (тканей, пропитанных эпоксидной смолой) и осуществлять химическую реакцию отверждения непосредственно в космосе. Для этого целесообразно использовать горячее отверждение реакционной смеси. Препрег должен долго сохранять мягкое легко деформируемое состояние в условиях, которые характерны для транспортировки и для хранения наноспутника на космодроме. При обычных температурах, не превышающих 25 градусов Цельсия, ничего не должно происходить. Реакция должна начаться на орбите при высоких температурах после надувания изделия. При этом нагрев можно осуществить от искусственных источников на наноспутнике. Но их энергию нежелательно использовать для обогрева. Более привлекательным является повышение температуры препрега в результате действия солнечного излучения. Целью работы является анализ того, какие температуры будут в элементах надувной антенны, и требуется ли при этом дополнительный прогрев антенны. Важно также является вычисление времени прогрева материала. Существенно ли оно меньше времени оборота наноспутника вокруг Земли, который приближенно равен 1.5 часам? В результате проведенных вычислительных экспериментов установлено, что горячее отверждение невозможно осуществить без дополнительного подогрева. Однако иной результат получается в том случае, когда имеется тонкая алюминиевая пленка на поверхности препрега с наружной стороны надувного элемента антенны. В этом случае горячее отверждение должно осуществиться.

Ключевые слова: околоземная орбита; наноспутники; надувная антенна; температура; отражение; излучение; горячее отверждение, теплообмен

ANALYSIS OF THE TEMPERATURE REGIME OF THE HARDENING INFLATABLE ELEMENTS OF NANOSATELLITE ANTENNASEvlampieva S.E.¹, Beliaev A.Y.^{1,2}, Maltcev M.S.², Svistkov A.L.^{1,2}¹*Institute of Continuous Media Mechanics UBRAS, Perm, Russia*²*Perm State National Research University, Perm, Russia*

* Работа выполнена при финансовой поддержке фонда РФФИ (проекты № 16-48-590844 p_a и № 15-01-07946 a).

ABSTRACT

The idea of using hardening inflatable antennas for nanosatellites is analyzed in this paper. Antennas should be compact in the process of transporting to the orbit and reliable when they are put in to operational state. In addition the antennas should retain its efficiency for a long time. It is proposed to make inflatable antennas from prepreg (textile impregnated with epoxy resin) and carry out a hardening chemical reaction directly in space. To reach this it is efficient to use the hot hardening of the reaction mixture. The prepreg must retain in a soft, easily deformable state for a long time under conditions that are typical for transport and storage of the nanosatellite at the spaceport. Nothing should happen at ordinary temperatures not exceeding 25 degrees Centigrade. The reaction should begin in orbit at high temperatures after inflation of the construction. In this case heating can be done from artificial sources on the nanosatellite. But their energy is undesirable to spend for heating. More attractive is the increasing of the temperature of the prepreg as a result of the action of solar radiation. The aim of the work is to analyze what temperatures will be in the elements of the inflatable antenna and whether additional heating of the antenna is required. It is also important to calculate the warm-up time of the material. Is it substantially less than the time of circulation of the nanosatellite around the Earth which is approximately equal to 1.5 hours? As a result of the computational experiments it was established that hot hardening cannot be carried out without additional heating. However a different result is obtained when there is a thin aluminum film on the surface of the prepreg from the outside of the inflatable element of the antenna. In this case hot hardening is quite feasible.

Keywords: low earth orbit; nanosatellites; inflatable antenna; temperature; reflection; radiation; hot hardening; heat exchange

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время быстрое развитие получило новое направление беспилотной космонавтики. Это запуски сверхмалых спутников Земли, получивших название наноспутников. Они имеют массу от 1 кг до 10 кг. Благодаря своей относительной дешевизне и скорости в разработке, они являются хорошей основой для исследований, новых инновационных технических и технологических решений в космической технике. Это быстро развивающееся направление, доступное для широкого круга научных центров, частных фирм, институтов и университетов. Начиная с 2003 года, наноспутники запускались в качестве попутного груза с ракетносителей российского, американского и европейского производства и непосредственно с борта Международной космической станции.

При движении на околоземной орбите спутники должны постоянно передавать информацию на Землю. Одним из элементов, обеспечивающих связь, является антенна. Конструкции антенн больших спутников очень разнообразны [1,2]. По способу раскрытия их можно разделить на механические (развертывание происходит за счет энергии пружин), вращающиеся (за счет вращения конструкции) [3-5], пневматические (за счет избыточного давления внутри конструктивных элементов), пиротехнические (в результате небольшого взрыва). Различие имеется в конструктивном оформлении антенн: ферменные (каркас антенны представляет собой шарнирно-соединенные стержни) [6-8]; вантовые (в конструкцию входят винтовые растяжки); надувные (формируются из надувных частей) [9-11]; зонтичные (имеющие форму дождевого зонта [12,13]). Однако сложные большие механические конструкции нецелесообразно

устанавливать на наноспутники. Преимущественно на них ставятся простые – в виде стержней.

На наноспутники невозможно установить большую металлическую антенну и поэтому актуальным для них является разработка надувных антенн [14,15]. Она должна одновременно быть мощной и минимальной по массе и размерам в сложенном состоянии. У нее должна быть обеспечена надежность приведения ее в рабочее состояние, возможность работать с сигналами на сверхвысоких частотах в области гигагерц и она должна работать в двух радионавигационных системах, полностью или частично охватывая пространство.

Перспективным с нашей точки зрения является конструкция, предложенная учеными из Массачусетского технологического института. Они разработали надувную радиоантенну, которая при запуске занимает очень мало места. Антенна без проблем разворачивается и обеспечивает в 10 раз более быструю и в 7 раз более дальнюю передачу данных, чем современные антенны для наноспутников. Для надувания антенны, используется специальный порошок, который превращается в газ при низком давлении. Избыточное количество порошка при этом обеспечивает подкачку антенны в случае утечки газа в космосе.

В данной статье высказывается другая идея создания антенны для наноспутников. За основу предлагается взять надувную конструкцию, изготовленную из препрега (волокнутого материала с эпоксидным связующим), и отверждать ее в условиях открытого космоса. Это позволит получить следующие преимущества:

- сохраняются все достоинства надувных изделий (малый объем и масса, простота конструкции и надежность приведения ее в рабочее состояние, большие размеры и устойчивая связь на дальних расстояниях);

- химическая реакция отверждения начинается уже на орбите, когда антенна приведена в рабочее состояние

- после превращения антенны в твердую конструкцию увеличивается прочность и долговечность ее. Такой антенне не страшны удары малых частиц-пылинок, двигающихся с космическими скоростями;

- отсутствие необходимости постоянной подкачки газа в надувные элементы антенны. А значит, не требуются механизмы, обеспечивающие регулировку подачи газа, дополнительные емкости с газом или емкости с химическими элементами для его получения.

Отверждение эпоксидной смолы, которая используется в качестве связующего препрега, должно осуществляться в режиме горячего отверждения. Это необходимо, чтобы материал не начал приобретать жесткость в период транспортировки и хранения на космодроме в ожидании запуска наноспутника. Затвердевание препрега сделает невозможным разворачивание антенны на орбите. При этом отверждение в вакууме может повлиять на особенности отверждения в связи с процессом испарения низкомолекулярных компонент реакционной смеси. Моделирование процесса отверждения жидкого связующего в условиях вакуума показало, что испарение активных компонентов является критическим фактором для реакции отверждения [16]. Кроме того, экспериментальное исследование подтвердило, что эпоксидная матрица композиционного материала способна отверждаться в условиях высокого вакуума. Были получены зависимости испарения компонентов в зависимости от давления и температуры, изменение композиции в процессе испарения, изменение механических свойств. В работе [17] предложены уравнения, описывающие

кинетику отверждения композиционного материала на основе эпоксидного связующего, учитывающие изменение во времени концентрации промежуточных продуктов химической реакции. Предложенная модель позволяет наблюдать изменение динамической вязкости материала и предсказать момент перехода его из жидкого состояния в вязкоупругое.

Целью данной работы является анализ с помощью вычислительных экспериментов возможности горячего отверждения препрегов без дополнительного обогрева на околоземной орбите.

1. ПОСТАНОВКА МАТЕМАТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ ДЛЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Надувные конструкции неоднократно создавались и проходили испытания на околоземной орбите. Примером может служить надувной отсек Международной космической станции, развернутый в 2016 году. Другим примером является разворачивание в космосе крупногабаритного рефлектора ARISE, разработанная компанией L'Garde. На рис.1а показана упрощенная иллюстрация его геометрии. Маленьким кубом схематично изображен спутник, к которому прикреплены три жестких длинных соединительных элемента, которые соединяют спутник с разворачивающимся куполом. Для осуществления вычислительных экспериментов рассмотрим фрагмент этой конструкции, только существенно меньшего размера, чтобы он подходил для использования в надувной антенне наноспутника.

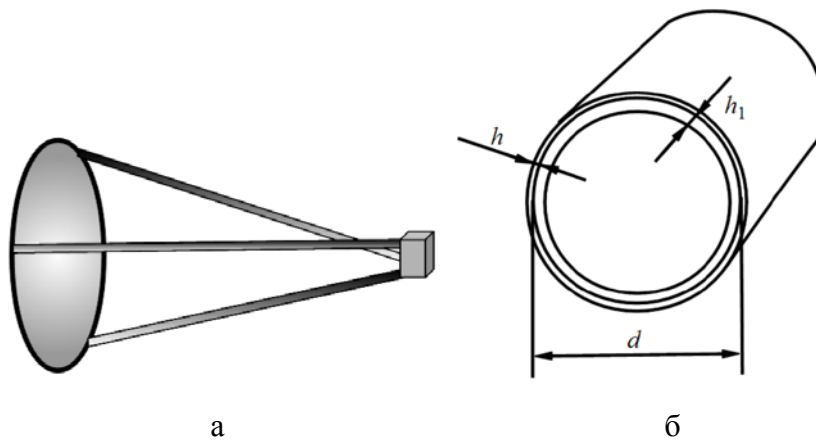


Рис.1. Упрощенная иллюстрация геометрии надувного рефлектора ARISE (а) и вид цилиндрического элемента (б), соединяющего отражатель со спутником. Цилиндрический элемент использован для осуществления вычислительного эксперимента.

Это цилиндрический элемент, соединяющий отражатель со спутником (рис.1б). Он состоит из препрега толщиной $h = 0.3$ мм, который может быть закрыт слоем дополнительного материала толщиной $h_1 = 0.1$ мм. Диаметр цилиндрического элемента равен 20 мм.

В работе рассматривается двумерная задача. Распределение температуры в цилиндрическом элементе учитывается по толщине и углу. Предполагается, что вдоль длины цилиндрического элемента во всех сечениях картина распределения температур одна и та же и теплопередачи по третьему измерению происходит

не может. Теплопередача в рассматриваемом цилиндрическом элементе осуществляется тремя способами: излучением внутри цилиндра от стенки к стенке, теплопроводностью в газе и теплопроводностью по стенкам конструкции. Однако, как показывают расчеты, теплопередача по воздуху очень мала. При этом следует иметь в виду, что для раздувания антенны в космическом пространстве требуется небольшое давление. Поэтому плотность воздуха в антенне меньше, чем в атмосфере у поверхности земли и механизм передачи тепла по воздуху можно не учитывать.

Излучение рассчитывается по закону Стефана-Больцмана

$$S = \varepsilon \sigma T^4, \quad (1)$$

где ε – коэффициент излучения поверхности, σ – постоянная Стефана-Больцмана, T – абсолютная температура. Входящий тепловой поток солнечной радиации на околоземной орбите равен 1367 Вт/м^2 . Поток энергии излучения со стороны Земли зависит от географического положения, погодных условий, времени года. Его усредненная величина равна 341 Вт/м^2 . Эти величины используются для формулировки граничных условий. На границе спутника поступают потоки от Солнца и Земли и происходит излучение в космос.

Уравнение теплопроводности имеет вид

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot c_v \cdot T) = \nabla \cdot (\lambda \cdot \nabla T), \quad (2)$$

где c_v – теплоемкость среды при постоянном объеме, λ – коэффициент теплопроводности, ρ – плотность материала. В задаче моделируется нагрев конструкции до температуры полимеризации. Сам же процесс полимеризации, вызывающий изменения внутренней энергии не рассматривается, поэтому в уравнении отсутствует слагаемое, отвечающее за изменение плотности внутренней энергии. Для расчета тепловых свойств препрега приняты константы, соответствующие свойствам отвержденной смолы. Такой подход объясняется тем, что нас интересует прогрев оболочки надувной антенны, большую часть объема которой занимает эпоксидное связующее. Они имели следующие значения: коэффициент теплопроводности препрега равен $0.18 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, плотность – 1200 кг/м^3 , теплоёмкость – $1000 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, коэффициент излучения – 0.94 , коэффициент отражения – $\gamma = 0.3$. В уравнении теплопроводности на границе тела тепловой поток учитывался в виде суммы трех слагаемых. Это потоки излучения от Солнца \mathbf{q}_1 и Земли \mathbf{q}_2 , поглощаемые телом и поток излучения поверхности антенны по закону Стефана-Больцмана (3)

$$\mathbf{q} = -(1 - \gamma)(\mathbf{q}_1 + \mathbf{q}_2) - \varepsilon \sigma T^4 \mathbf{n}. \quad (3)$$

Начальная температура конструкции задавалась в расчетах равной 10°C .

2. ВОЗМОЖНЫЕ ТЕМПЕРАТУРНЫЕ СОСТОЯНИЯ ЦИЛИНДРИЧЕСКОГО ЭЛЕМЕНТА АНТЕННЫ НАНОСПУТНИКА

Наноспутник движется по околоземной орбите. Меняется ориентация его относительно потока излучения со стороны Солнца. В связи с этим, целесообразно рассмотреть возможные положения надувных цилиндрических элементов его антенны по отношению к потокам излучения в космосе. Значения теплового потока от Земли не меняются при движении по орбите. Значение солнечного потока тоже постоянно. Он присутствует на солнечной стороне и отсутствует в тени. Поэтому здесь поставлены только стационарные граничные

условия, соответствующие ключевым вариантам расположения спутника относительно Солнца и Земли. Рассматриваются три варианта расположения наноспутника на околоземной орбите (рис.2). Они определяются величиной угла α , равного значениям 0° , 45° и 180° . Это – угол между прямыми, идущими от центра Земли к центрам Солнца и наноспутника. Ось цилиндрического элемента надувной антенны, для удобства вычислений, всегда будем направлять перпендикулярно плоскости, проходящей через центры Солнца, Земли и центр наноспутника. Нас будет интересовать температура материала. Будет ли она достаточной для процесса горячего отверждения? Вторым вопросом будет время прогрева материала. Существенно ли оно меньше времени оборота наноспутника вокруг Земли, который приближенно равен 1.5 часам?

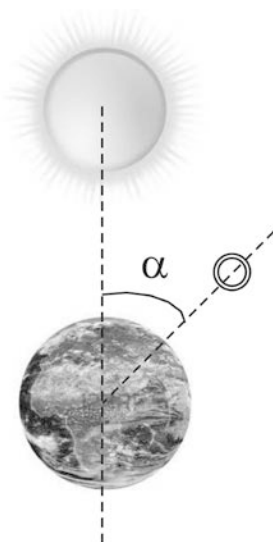


Рис.2. Схема размещения Солнца, Земли и цилиндрического элемента на околоземной орбите.

При угле $\alpha = 0^\circ$ антенна находится под действием излучения от Солнца и Земли. Максимальная температура 57°C достигается с освещенной Солнцем стороны уже через 2 минуты (рис.3). Минимальная температура будет на противоположной стороне цилиндрического элемента и равна -12°C . Перепад температур составляет 69°C . Для осуществления горячего отверждения эпоксидной смолы такой температуры недостаточно. Передача тепла по эпоксидному материалу осуществляется медленно. Более существенный вклад в изменении температуры вносят процессы поглощения и излучения энергии. Поэтому в разных частях антенны будет разная температура.

При угле $\alpha = 180^\circ$, антенна находится в тени Земли. Максимальная температура в этом случае составляет -47°C . Достигается она через 10 минут (штриховая линия на рис.3) на обращенной к Земле части цилиндрического элемента антенны. На противоположной части происходит остывание до минимальной температуры -103°C за 15 минут, в то время как полет спутника в тени Земли занимает около 40 минут. Тонкие стенки надувной антенны сильно охлаждаются в то время, когда спутник находится в тени Земли. Все это указывает на то, что необходимо осуществлять дополнительный прогрев материала для горячего отверждения.

Рассмотрим промежуточную ситуацию. На рис.4 представлен расчет для расположения цилиндрического элемента под углом $\alpha = 45^\circ$ относительно прямой Солнце–Земля. Из рисунка видно, что максимальная температура рассматриваемой конструкции осталась 57°C , как при и угле $\alpha = 0^\circ$, а минимальная температура в этом случае понизилась до -19°C . Такое понижение объясняется увеличением области цилиндрического элемента, не поглощающей тепловой поток ни от Земли, ни от Солнца.

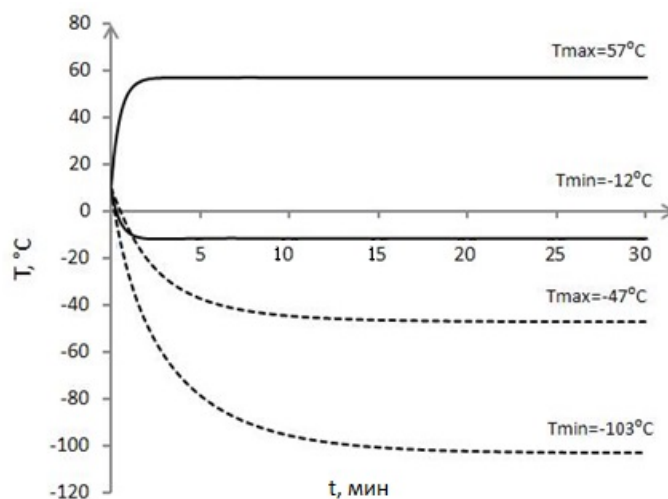


Рис.3. Зависимость максимальной и минимальной температуры от времени при угле $\alpha = 0^\circ$ (сплошная линия) и при $\alpha = 180^\circ$ (штриховая линия).

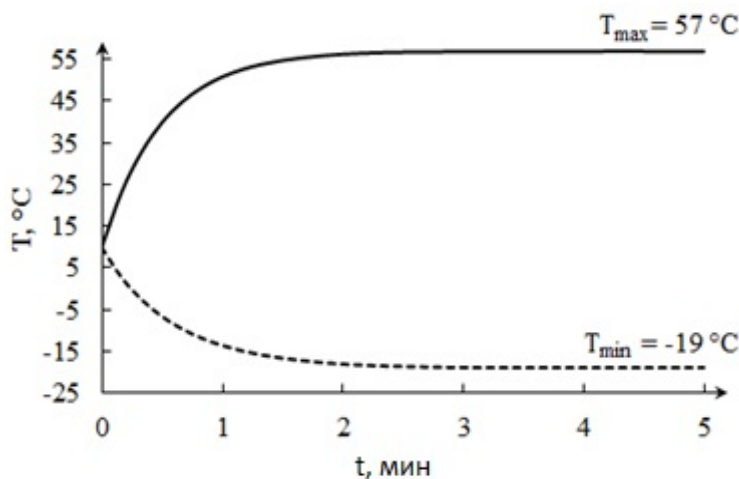


Рис.4. Зависимость максимальной (сплошная линия) и минимальной (штриховая линия) температуры от времени при угле $\alpha = 45^\circ$.

Вычислительное моделирование показало, что в рассматриваемом материале ни при каком расположении наноспутника на околоземной орбите мы не достигнем температуры, необходимой для горячего отверждения, но можно усовершенствовать конструкцию. На препрег снаружи нанести тонкий слой другого материала. Чтобы определить, влияние дополнительного тонкого слоя была рассмотрена задача, в которой оболочка была покрыта снаружи алюминиевой фольгой. Для расчетов использовали следующие значения: коэффициент теплопроводности алюминия – $200 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$, плотность –

2712 кг/м³, теплоёмкость – 903 Дж/(кг·К), коэффициент излучения 0.09, коэффициент отражения 0.45. Результаты расчета для случая расположения наноспутника строго между Солнцем и Землей при угле $\alpha = 0^\circ$ представлены на рис.5.

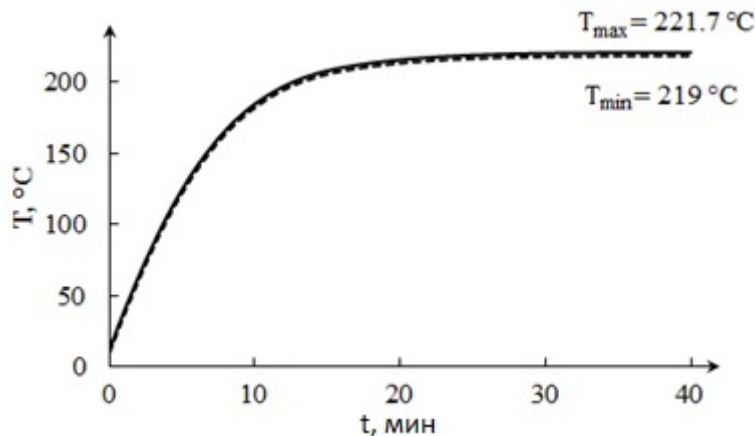


Рис.5. Зависимость максимальной (сплошная линия) и минимальной (штриховая линия) температуры от времени.

Максимальная и минимальная температура рассматриваемой конструкции отличается в этом случае всего на 2.7°C , что объясняется высоким коэффициентом теплопроводности алюминия. Наибольшее значение температуры равно 221°C и достигается на 20-ой минуте. Такая относительно высокая температура возможна из-за низкого коэффициента излучения алюминия. В результате медленного излучения в космос материал накапливает тепло. Однако процесс нагрева цилиндрического элемента антенны идет медленнее, поскольку у алюминия высокий коэффициент отражения. Горячее отверждение антенны в таких условиях возможно. Дополнительного обогрева не потребуется.

Результаты вычислений для нахождения наноспутника в тени Земли показаны на рис.6. Это положение соответствует значению угла $\alpha = 180^\circ$. Элементы надувной антенны, покрытые алюминиевой пленкой, нагревается даже в тени Земли. Прогрев идет до 57°C . При этом разница температур в разных точках антенны составляет 1°C . Это объясняется высокой теплопроводностью алюминия. Однако время прогрева как на солнечной стороне, так и в тени Земли, будет большим. Оно равно 20 мин.

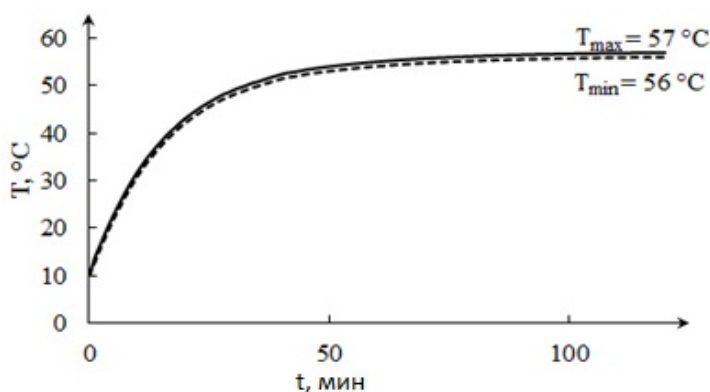


Рис.6. Зависимость максимальной (сплошная линия) и минимальной (штриховая линия) температуры от времени.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе исследованы температурные поля в цилиндрическом элементе надувной антенны, изготовленной из препрега, отверждаемой в условиях открытого космоса для различных расположений наноспутника на околоземной орбите.

Установлено, что покрытие всей поверхности цилиндрических элементов антенны тонкой алюминиевой фольгой на внешней границе антенны приводит к её нагреву до температур, которые позволяют осуществить режим горячего отверждения препрега и это возможно осуществить без специального подогрева. При этом температура по всем частям рассматриваемого цилиндрического элемента имеет незначительные отличия. Время достижения стационарного температурного состояния равно примерно 15 мин. Это составляет одну шестую часть витка вокруг Земли. Можно сказать, что в данном секторе условия нагрева меняются незначительно и данную оценку можно считать адекватной, несмотря на стационарность граничных условий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лопатин А.В., Рутковская М.А. *Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (Часть 1)* // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетникова. – 2007. – №2(15). – С.51-57.
2. Лопатин А.В., Рутковская М.А. *Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (Часть 2)* // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетникова. – 2007. – №3(16). – С.78-81.
3. Guest S.D., Pellegrino S. *A new concept for solid surface deployable antennas* // Acta astronautica. – 1996. – Vol.38. – No.2 – Pp.103-113.
4. Keller P.N., Lake M.S., Codell D., Barrett R., Taylor R. and Schultz M.R. *Development of elastic memory composite stiffeners for a flexible precision reflector* / 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, Rhode Island, 2006. – Pp.1-14.
5. Jensen F., Pellegrino S. *Expandable structures formed by hinged plates* / Fifth International Conference on Space Structures. University of Surrey, UK, 19-21 August 2002. – Pp.1-10.
6. Зимин В.Н. *Моделирование динамики раскрытия космических конструкций ферменного типа* // Полет. – 2008. – №10. – С.42-48.
7. Tibert A.G. *Optimal design of tension truss antennas* // AIAA Papers, 2003. – No.1629. – P.1-11.
8. Евдокимов А.С., Пономарев С.В. *Компьютерное моделирование механических и радиотехнических характеристик крупногабаритных космических рефлекторов* // Вестник НГУ. Сер. Физика. – 2007. – Т.2. – Вып.3. – С.81-86.
9. Бельков А.В., Бутов В.Г., Евдокимов А.С. и др. *Компьютерное моделирование трансформируемых космических рефлекторов* // Вестник КазНУ им. Аль-Фараби. Сер. Математика, механика, информатика. – 2008. – №3(58). – С.284-293.

10. Пономарев С.В. *Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов* // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2011. – №4(16). – С.110-119.
11. Reibaldi G.G., Bernasconi M.C. *QUASAT program: the ESA reflector* // Acta astronautica. – 1987. – Vol.15. – No.3 – Pp.181-187.
12. Жуков А.П., Пономарёв В.С., Пономарёв С.В. *Моделирование космического рефлектора с гибкими ребрами* // Известия высших учебных заведений. Физика. – 2013. – Т.56. – №7/3. – С.149-151.
13. Buhl T., Jensen F.V., Pellegrino S. *Shape optimization of cover plates for retractable roof structures* // Computers and Structures. – 2004. – No.82. – Pp.1227-1236.
14. Wei J.Z., Tan H.F., Du X.W. *Research progress of deployment dynamics of Space inflatable booms* // Advances in mechanics. – 2008. – Vol.38. – No.2. – Pp.177-189.
15. Salama M., Kuo C.P., Lou M. *Simulation of deployment dynamics of inflatable structures* // AIAA Journal. – 2000. – Vol.38. – No.12. – Pp.2277-2283.
16. Кондюрин А.В., Комар Л.А., Свистков А.Л. *Моделирование отверждения композиционного материала в условиях открытого космоса* // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2009. – Т.15. – №4. – С.512-526.
17. Кондюрин А.В., Комар Л.А., Свистков А.Л. *Моделирование кинетики реакции отверждения композиционного материала на основе эпоксидного связующего* // Механика композиционных материалов и конструкций. – 2010. – Т.16. – №4. – С.597-611.

REFERENCES

1. Lopatin A.V., Rutkovskaja M.A. *Obzor konstruksii sovremennykh transformiruemykh kosmicheskikh antenn (Chast' 1)* [The review of designs of modern transformed space antennas (Part 1)]. Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetnikova, 2007, No.15, Pp.51-57.
2. Lopatin A.V., Rutkovskaja M.A. *Obzor konstruksii sovremennykh transformiruemykh kosmicheskikh antenn (Chast' 2)* [The review of designs of modern transformed space antennas (Part 2)]. Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetnikova, 2007, No.16, Pp.78-81.
3. Guest S.D., Pellegrino S. *A new concept for solid surface deployable antennas*. Acta astronautica, 1996, Vol.38, No.2, Pp.103-113.
4. Keller P.N., Lake M.S., Codell D., Barrett R., Taylor R. and Schultz M.R. *Development of elastic memory composite stiffeners for a flexible precision reflector*. 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, 2006, Pp.1-14.
5. Jensen F., Pellegrino S. *Expandable structures formed by hinged plates*. Fifth International Conference on Space Structures: University of Surrey, UK. – 19-21 August 2002, Pp.1-10.
6. Zimin V.N. *Modelirovanie dinamiki raskrytiia kosmicheskikh konstruksii fermennogo tipa* [Modeling of the dynamics of opening of truss-type space structures]. Polet, 2008, No.10, Pp.42-48.
7. Tibert A.G. *Optimal design of tension truss antennas*. AIAA Papers, 2003, No.1629, Pp.1-11.

8. Evdokimov A.S., Ponomarev S.V. *Komp'uternoe modelirovanie mekhanicheskikh i radiotekhnicheskikh kharakteristik krupnogabaritnykh kosmicheskikh reflektorov [Computer simulation of mechanical and radio engineering characteristics of large-scale space reflectors]*. Vestnik NGU. Ser. Fizika, 2007, Vol.2, No.3, Pp.81-86.
9. Bel'kov A.V., Butov V.G., Evdokimov A.S. i dr. *Komp'uternoe modelirovanie transformiruemykh kosmicheskikh reflektorov [Computer simulation of space transformable reflectors]*. Vestnik KazNU im. Al'-Farabi. Ser. Matematika, mehanika, informatika, 2008, No.3(58), Pp.284-293.
10. Ponomarev S.V. *Transformiruemye reflektory anten kosmicheskikh apparatov [Antenna transformable reflectors of space vehicles]*. Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mehanika, 2011, No.4(16), Pp.110-119.
11. Reibaldi G.G., Bernasconi M.C. *QUASAT program: the ESA reflector*. Acta astronautica, 1987, Vol. 15, No. 3, Pp.181-187.
12. Zhukov A.P., Ponomarjov V.S., Ponomarjov S.V. *Modelirovanie kosmicheskogo reflektora s gibkimi rebrami [Simulation of a space flex-rib reflector]*. Izvestija vysshih uchebnyh zavedenij. Fizika, 2013, Vol.56, No.7/3, Pp.149-151.
13. Buhl T., Jensen F.V., Pellegrino S. *Shape optimization of cover plates for retractable roof structures*. Computers and Structures, 2004, No.82, Pp.1227-1236.
14. Wei J.Z., Tan H.F., Du X.W. *Research progress of deployment dynamics of Space inflatable booms*. Advances in mechanics, 2008, Vol.38, No.2, Pp.177-189.
15. Salama M., Kuo C.P., Lou M. *Simulation of deployment dynamics of inflatable structures*. AIAA Journal, 2000, Vol.38, No.12, Pp.2277-2283.
16. Kondjurin A.V., Komar L.A., Svistkov A.L. *Modelirovanie otverzheniia kompozitsionnogo materiala v usloviakh otkrytogo kosmosa [Simulation of curing of a composite material under open space conditions]*. Mehanika kompozitsionnykh materialov i konstrukcij, 2009, Vol.15, No.4, Pp.512-526.
17. Kondjurin A.V., Komar L.A., Svistkov A.L. *Modelirovanie kinetiki reaktsii otverzheniia kompozitsionnogo materiala na osnove epoksidnogo sviazuiushchego [Simulation of the curing kinetics of a composite material based on epoxy binder]*. Mekhanika kompozitsionnykh materialov i konstruksii, 2010, Vol.16, No.4, Pp.597-611.

Поступила в редакцию 19 июня 2017 года.

Сведения об авторах:

Евлампијева Светлана Евгеньевна – к.т.н., доцент, ФГБУН Институт механики сплошных сред УрО РАН, г. Пермь, Россия; e-mail: evl@icmm.ru

Беляев Антон Юрьевич – инж., ФГБУН Институт механики сплошных сред УрО РАН, г. Пермь, Россия; e-mail: belyaev@icmm.ru

Мальцев Марат Сергеевич – асп., Пермский государственный национальный исследовательский университет, г. Пермь, Россия; e-mail: MaltcevMS@gmail.ru

Свистков Александр Львович – д.ф.-м.н., проф., зав.лаб., ФГБУН Институт механики сплошных сред УрО РАН, г. Пермь, Россия; e-mail: svistkov@icmm.ru