

DOI: [10.7242/1999-6691/2020.13.4.32](https://doi.org/10.7242/1999-6691/2020.13.4.32)

УДК 539.3

ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТВЕРЖДЕНИЯ КАРКАСА НАДУВНОЙ АНТЕННЫ СПУТНИКА НА ОКОЛОЗЕМНОЙ ОРБИТЕ

А.Ю. Елисева¹, Л.А. Комар², А.В. Кондюрин³¹Акционерное общество ОДК-СТАР, Пермь, Российская Федерация²Институт механики сплошных сред УрО РАН, Пермь, Российская федерация³Evingar Scientific, Evingar, Новый Южный Уэльс, Австралия

С помощью вычислительного моделирования проводится температурный анализ нового технологического процесса – отверждения препрегов на околоземной орбите. Проблема возникла в связи с обсуждаемой в настоящее время возможностью использования на космических спутниках малых размеров надувных антенн, которые имеют ряд преимуществ перед классическими раздвижными металлическими антеннами. Однако для продолжительной работы надувной антенны необходимо, чтобы с течением времени она приобрела жесткость и ее функциональные свойства перестали зависеть от давления находящегося в ней воздуха. Обеспечить это может твердый каркас из препрега, горячее отверждение которого осуществляется непосредственно на орбите. Размещение специального оборудования для разогрева препрегов в корпусе спутника нежелательно. Такое оборудование увеличит вес и размеры аппарата. Авторами предлагается производить разогрев элементов конструкции в космосе, за счет естественного излучения Солнца и Земли. Эта новая идея требует обоснования и проверки посредством натурных испытаний и вычислительного моделирования. В данной работе рассматриваются результаты численных экспериментов только с одной из составляющих технологического процесса отверждения на орбите – с температурным режимом. Особенностью решения краевой температурной задачи является учет в граничных условиях нагрева каркаса надувной антенны от потока солнечного излучения и остывание каркаса в результате излучения самой конструкцией тепла в космическое пространство. Установлено, что для достижения нужных температур целесообразно в каркасе вместо простого препрега применять препрег с медным напылением. Выяснены особенности распределения температуры в подобной конструкции при ее вращении. Определены времена, когда следует изменять ориентацию антенны по отношению к направлению потока солнечного излучения, чтобы получить нужные для достижения отверждения всех элементов каркаса температуры за малое число оборотов вокруг Земли, то есть за время, пока в надувной антенне сохраняется высокое давление газа.

Ключевые слова: надувная антенна, спутник, околоземная орбита, препрег, горячее отверждение, солнечное излучение, температура, численное моделирование

COMPUTATIONAL MODELING OF THE CURING OF A FRAME OF AN INFLATABLE SATELLITE ANTENNA IN NEAR-EARTH ORBIT

A.Yu. Eliseeva¹, L.A. Komar² and A.V. Kondyurin³¹JSC "STAR", Perm, Russian Federation²Institute of Continuous Media Mechanics UB RAS, Perm, Russian Federation³Evingar Scientific, Evingar, New South Wales, Australia

Temperature analysis of a new technological process, curing of prepregs in near-earth orbit, is performed via computational modeling. The problem arose in connection with the currently discussed possibility of using inflatable antennas for small space satellites. Inflatable antennas have a number of advantages over classic extendable metal antennas. However, in order to ensure the continuous operation of inflatable antennas, it is necessary that they acquire rigidity over time and cease to depend on the pressure of air in them. This can be achieved using a frame made of an orbital-curable prepreg. This idea requires experimental justification and analysis by means of computational modeling. In this work, only one of the aspects (temperature effect) of the in-orbit curing technological process is considered. The creation of special equipment for heating prepregs in the satellite body is undesirable because it will increase weight and sizes of a satellite. However, the natural heating of structural elements in space can be due to the radiation emitted from the Sun and the Earth. Numerical experiments demonstrate that the required curing temperature can be achieved in the case when, instead of a simple prepreg frame, use is made of the frame on which a thin layer of copper is deposited. Temperature distributions in the structure during its rotation are examined. Analysis of the results yields time intervals at which the antenna orientation with respect to the solar flux direction should be changed in order to obtain the required temperatures, striving to achieve curing of all elements of the frame in a small number of revolutions around the Earth, that is, as long as a high gas pressure remains in the inflatable antenna.

Keywords: inflatable antenna, satellite, near-earth orbit, prepreg, hot curing, solar radiation, temperature, numerical simulation

1. Введение

Важным элементом любого космического спутника является антенна. С ее помощью осуществляется связь с земными станциями спутниковой связи. Использование аппаратов небольшого размера (наноспутники, миниспутники), которые в последнее время все чаще стали запускаться на околоземную орбиту, выдвигает перед конструкторами новые требования. Так, оснащение их антеннами малых размеров обеспечит лишь небольшую дальность связи. На Землю отправится слабый сигнал, и не возможна без потерь передача большого объема информации с высокой скоростью. Довольно часто такие аппараты

теряются из-за потери связи. Поместить крупногабаритную антенну не позволяют малые размеры самого аппарата. Поэтому перспективным кажется применение надувных антенн, которые занимают мало места в корпусе спутника при его выводе на орбиту, но приобретают заданные размеры после приведения их в рабочее состояние [1–7].

Если планируется использование космического аппарата в течение достаточно продолжительного времени, то встанет еще одна проблема, свойственная надувным элементам конструкций: в них упадет давление воздуха. Произойдет это потому, что воздух будет медленно диффундировать через оболочку, постепенно выходя через зазоры в местах стыков надувного элемента с корпусом космического аппарата, через микродефекты оболочки и прочее. Кроме того, надувная антенна может быть повреждена микрометеоритами, космическим мусором. Поэтому требуется либо постоянное поддержание давления за счет притока все нового воздуха в надувную антенну (что осуществить на орбите проблематично), либо превращение антенны в жесткую конструкцию, не зависящую от давления воздуха. Последнее выполнимо, если изготавливать несущий каркас в антенне из препрега и отверждать его на орбите после разворачивания. Анализ одного из аспектов, связанных с разработкой соответствующей технологии, а именно температурного режима отверждения при пребывании элементов антенны в космосе, — цель данного исследования.

Препрег состоит из армирующей ткани и неотвержденного полимерного связующего, которым обычно является эпоксидная смола. С одной стороны, условия отверждения препрега с эпоксидным связующим на околоземной орбите, отдаленной от поверхности Земли на сотни километров, существенно отличаются от наземных. Создать их в лабораторных условиях трудно. Это требует использования дорогостоящих экспериментальных установок, воспроизведения температурного режима околоземной орбиты, разрушающего воздействия всех излучений и набегающих с огромной скоростью активных атомов очень разреженной, но, тем не менее, существующей атмосферы. С другой стороны, принудительное обеспечение температурного уровня, нужного для горячего отверждения во время полета искусственного спутника, приведет к размещению на нем специальной аппаратуры, что увеличит вес спутника, уменьшит объем полезного пространства, повысит его стоимость. Выходом может служить разогрев препрега под воздействием солнечного излучения и излучения, идущего от Земли.

В связи с этим проведение численного исследования процесса отверждения на орбите представляет большой интерес. Вычислительное моделирование позволит найти ответы на вопросы: как будет прогреваться каркас надувной антенны; достигнет ли температура уровня, достаточного для осуществления горячего отверждения. При этом необходимо учесть особенности условий открытого космоса. Для горячего отверждения препрега реакция должна начаться под действием высокой температуры непосредственно на орбите, а не при хранении на космодроме или при выводе спутника на орбиту.

В качестве примера рассмотрим особенности полета космической станции. Ее орбита находится на высоте около 385 км. Станция движется со скоростью 27700 км/ч, выполняет полный оборот вокруг Земли приблизительно за 90 мин. В течение одной половины этого времени станция находится на солнечной стороне Земли, в течение другой — в тени Земли. Температура на поверхности металлических деталей космического аппарата за один оборот вокруг Земли может меняться от -65 до $+155^{\circ}\text{C}$. Но будет ли такой температура в элементах каркаса надувной антенны с учетом его сложной геометрии и способности используемого материала отражать излучение? К тому же, некоторые части каркаса могут быть в тени, а на какие-то из них излучение падает под острым углом. Как нужно вращать конструкцию? В какие моменты времени требуется осуществлять переворот антенны? Ответы на эти вопросы могут дать результаты вычислительного эксперимента.

Итак, реакция осуществляется в условиях открытого космоса. Отвердитель реакционной смеси должен удовлетворять условиям горячего процесса и иметь низкую летучесть, иначе удаление из него во время реакции компонентов изменит стехиометрическое соотношение в связующем, и препрег не отвердится. Испаренные вещества могут оседать на чувствительные элементы космических аппаратов (иллюминаторы, оптические приборы, антенны, солнечные батареи) и тем самым снижать их работоспособность. Поэтому использование материалов, из которых в космосе могут выделяться какие-либо вещества, запрещено. Вследствие этого не любой препрег применим в космических объектах. Кроме того, добавки в реакционную смесь, например, частиц технического углерода, могут корректировать длительность отверждения [8]. Не менее важно и то, на какой орбите помещена антенна и как она ориентирована относительно Солнца и Земли. Вращение антенны в пространстве поможет регулировать прогрев препрега и способствовать равномерному отверждению всех элементов.

Подбору отвердителя, подходящего для горячего процесса, посвящено большое количество публикаций. Например, для этой цели пригодны такие отвердители эпоксидных смол, как изо-МТГФА (изометилтетрагидрофталевый ангидрид), ТЭАТ (триэтилентетрамин), ТЭТА-1 (триэтаноламинтитанат), СФ-340А (анилиноформальдегидная смола). Они хорошо зарекомендовали себя при горячем отверждении эпоксидных смол и составов на их основе [9–16]. Фактор летучести оценивается в существенно меньшем числе работ. Авторы [17] изучали отверждение эпоксидных смол с использованием ТЭТА (триэтилентетрамина) и варьировали температуру от 25 до 154°C . Результаты их исследований

свидетельствуют, что в открытом космосе процессы испарения отвердителя могут быть настолько существенными, что способны привести к нарушению стехиометрического соотношения активных компонентов и остановке реакции полимеризации.

Проанализировать особенности горячего отверждения эпоксидной смолы и препрега можно как экспериментально, так и с помощью математических моделей [4, 14, 16–33]. Например, в [14] подробно описывается кинетика горячего отверждения реакционной смеси, состоящей из эпоксидной смолы ЭД-20 и отвердителя изо-МТГФА, и рассчитано время протекания химической реакции. Авторы [16] придерживаются принципа горячего отверждения реакционной смеси в условиях открытого космоса и показывают, что горячее отверждение может осуществиться в случае, когда имеется тонкая алюминиевая пленка на поверхности препрега с наружной стороны надувного элемента антенны. Аналогичный вывод получен в [29]. Однако приводимые расчетные значения температуры в препреге (выше 300°C), кажутся слишком высокими. В частности, полиэтилентерефталатную пленку ПЭТФ с металлическим напылением применять при таких температурах в открытом космическом пространстве не имеет смысла: произойдет деструкция материала [34, 35]. На примере препрега CE 8201-200-45S, широко используемого в различных областях промышленности, в том числе, в аэрокосмической индустрии, в [33] получены зависимости степени отверждения от температуры и продемонстрировано, что при температуре 80°C отверждение препрега происходит в течение 9 ч, при 160°C процесс занимает всего 20 мин.

В данной работе осуществлен более точный анализ конструкции, общие идеи создания которой изложены в работе [29]. Но, в отличие от [29], изменена геометрия каркаса: он состоит из большего числа элементов, что делает его более прочным. Процесс нагрева каркаса можно регулировать путем изменения его отражающих свойств. Показывается, что ускорить процесс отверждения препрега, но не допустить выхода за пределы нужного диапазона температур можно, если напылить на поверхность препрега тонкий слой меди. Исследовано влияние поворотов антенны относительно источника излучения (Солнца) на процесс отверждения ее элементов.

Преимущество препрега с медным слоем продемонстрировано при сравнении с препрегом без слоя, а также с препрегом с алюминиевым покрытием. Как оказалось, температура в препреге с медным напылением гораздо быстрее достигает таких значений, при которых, согласно экспериментальным и расчетным данным [33], каркас антенны можно рассматривать как жесткую конструкцию. Период времени, после которого дальнейшая эксплуатация антенны с медным слоем не будет зависеть от наличия газа в ее надувных частях, по сравнению с рассмотренными конструкциями, самый короткий. В таком ракурсе исследование данной проблемы ранее не осуществлялось.

2. Постановка задачи

2.1. Конструкция антенны

Рассматриваемая в данной работе конструкция антенны состоит из двух частей (Рис. 1): купола (верхней части, предназначенной для отражения радиосигнала) и конуса (нижней части, проницаемой для радиоволн). Для обеспечения жесткости конструкции на купол и конус наклеены тонкие пластинки из препрега, которые после отверждения играют роль ребер жесткости в каркасе антенны.

Оболочка купола сделана из полиэтилентерефталатной пленки (ПЭТФ). Для улучшения отражения радиосигнала на внутреннюю часть купола может напыляться слой металла, например алюминия [34–36]. Конусообразная часть антенны изготовлена из той же пленки, что и купол, но пленка является прозрачной. В таком исполнении она позволяет пропускать солнечные лучи. Диаметр антенны в месте стыка ее частей

равен 1 м, купол и конус, соответственно, имеют высоту 21,5 см и 31,2 см. Пластинки препрега наклеиваются на пленку ПЭТФ с наружных сторон купола и конуса, а также по периметру их соединения.

Заметим, что пленка ПЭТФ, в том числе с металлическим напылением, используется в открытом космическом пространстве, начиная с 60-х годов прошлого века в надувных конструкциях типа Эхо-1, которые наполнялись газом после выведения на орбиту. Таким образом, температурный диапазон ее эксплуатации вполне допустим для открытого космического пространства. Однако при воздействии на пленку температуры выше 250°C происходит ее деструкция [35] с выделением окиси углерода, терефталевой кислоты, ацетальдегида. Исходя из этого, следует подчеркнуть, что предельный температурный режим работы антенны не должен превышать 250°C.

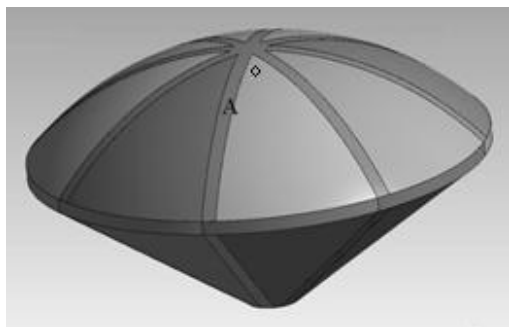


Рис. 1. Общий вид антенны; буквой отмечена расчетная пластинка препрега, ромбом – положение точки, на которую в начальный момент времени воздействует прямое солнечное излучение

Обеспечение устойчивости формы антенны возлагается на девять ребер жесткости (девять пластинок препрега) шириной 30 мм и толщиной 5 мм. Восемь из них соединяют вершины сферического купола и конуса, девятое ребро жесткости находится на периметре их стыка. Предварительно на наружные стороны препрега напыляется тончайшее металлическое покрытие. О его целесообразности говорилось во введении, а далее будет показано, какой из металлов является более эффективным. При расчетах для сравнения рассмотрено два варианта напыления. В одном случае это алюминиевое покрытие, в другом — медное. Пластинка препрега, взятая за расчетную, отмечена на рисунке 1 буквой А.

Материальным константам каркаса присвоены значения, соответствующие препрегу, из которого изготавливаются композиционные материалы, используемые в космических конструкциях, работающих на орбите. Ему присущи длительное время жизни, быстрый процесс отверждения как при относительно низких температурах на Земле, так и при испытаниях в условиях открытого космоса [19, 33]. Гарантийный срок такого препрега равен приблизительно одному месяцу при условии хранения при комнатной температуре. Это должно быть учтено при изготовлении и хранении антенны до запуска на орбиту. Композиционный материал на основе данного препрега может эксплуатироваться до температур 250°C.

2.2. Математическая модель для определения температуры в антенне

Пусть температура некоторым образом перераспределена по элементам антенны. Кроме того, элементы нагреваются излучением Солнца и Земли, однако это воздействие не может привести к появлению сколь угодно высокой температуры. Параллельно с нагревом происходит другой процесс — излучение тепла антенной в окружающее космическое пространство. В какой-то момент времени может наступить равновесие, нагрев под воздействием космических излучений будет компенсироваться остыванием в результате излучения самой антенной.

Для определения поля температуры в каркасе антенны в осуществленных авторами вычислительных экспериментах решается краевая задача на основе классического уравнения теплопроводности:

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho c_v T) = \nabla \cdot (\lambda \nabla T), \quad (1)$$

где t — реальное время, ρ — плотность материала, c_v — его теплоемкость при постоянном объеме и λ — коэффициент теплопроводности; T — абсолютная температура (в К). Используемые в промышленности препреги являются анизотропными материалами. В данной работе, с целью упрощения задачи, материал рассматривается как изотропный. По мнению авторов, это не должно существенно отразиться на выводах, которые последуют из вычислительных экспериментов. Речь идет о принципиальном ответе на вопрос: возможно ли осуществление горячего отверждения без специального прогрева препрега в космосе. Поэтому конкретные особенности строения препрега на этом этапе исследования можно опустить.

Граничные условия на поверхности антенны учитывают два процесса: часть энергии тратится на ее нагрев, а часть отражается поверхностью. При этом важен угол, под которым поток излучения падает на поверхность каркаса надувной антенны. Поглощение потока определяется как

$$q = (1 - R)q_0 \cos \alpha,$$

где q — изменение плотности потока в зависимости от угла α между направлением излучения и нормалью к поверхности в точке падения, R — коэффициент отражения, q_0 — плотность падающего потока, равная входящему тепловому потоку солнечной радиации на околоземной орбите: $q_0 = 1367 \text{ Вт/м}^2$. Излучение поверхности каркаса антенны рассчитывается по закону Стефана–Больцмана:

$$S = \varepsilon \sigma T^4,$$

где ε — коэффициент излучения (степень черноты), σ — постоянная Стефана–Больцмана.

Распределения температуры, полученные с помощью уравнения (1) в препреге без напыления и с алюминиевым или медным покрытием, подвергаются анализу с точки зрения способности препрега приблизиться к отвержденному состоянию. Отличие в решениях получается исключительно за счет различных значений коэффициентов излучения и отражения. Для препрега без напыленного слоя коэффициенты ε и R задаются, соответственно, равными 0,795 и 0,2, для препрега с алюминиевым напылением — 0,09 и 0,98, для препрега с медным напылением — 0,1 и 0,5. Для остальных частей антенны их значения приведены в таблице 1. Материальные константы составляющих антенну элементов представлены в таблице 2.

Таблица 1. Оптические свойства материалов

Константы	Внутренняя сторона купола – ПЭТФ покрытая алюминием	Наружная сторона купола – ПЭТФ	Внутренняя и наружная стороны конуса – ПЭТФ
Коэффициент излучения ϵ	0,09*	0,64*	0,82 [37]
Коэффициент отражения R	0,98***	0,68**	0,1 [32]

* данные соответствуют ПЭТФ толщиной 20 мкм и слою алюминия от 0,02 до 0,04 мкм [35].

** данные соответствуют длине волны 10 мкм при температуре 20°C [35].

*** данные соответствуют длине волны 10 мкм [36, 37].

Таблица 2. Физические свойства материалов

Константы	Препрег	ПЭТФ	Алюминий	Медь
Плотность материала ρ , кг/м ³	1200	1390	2700	8900
Теплоемкость c_v , Дж/(кг·К)	1000	1320*	920**	400
Теплопроводность λ , Дж/(с·м·К)	0,18	0,19 [34]	225	390

* данные соответствуют температуре 25°C [34].

** данные соответствуют температуре 20°C [36].

Важно заметить, что при решении уравнения (1) не учитывалось:

- влияние излучения со стороны Земли, поскольку его вклад по сравнению с солнечным в несколько раз меньше;
- выделение в реакции отверждения тепла экзотермического характера, которое только способствует ускорению процесса отверждения и в конечном счете позволит прекратить приток нового воздуха в надувную антенну еще раньше;
- фактор замедления реакции полимеризации препрега в космическом вакууме вследствие потери летучих компонентов отвердителя, так как предполагается, что выбранный отвердитель имеет слабую летучесть.

Очевидно, что для повышения точности результатов необходимо принимать во внимание все перечисленные выше факторы, но пренебрежение ими не мешает нахождению пути в исследовании технологического процесса горячего отверждения в космосе с целью определению таких оптических свойств препрега и таких положений антенны относительно Солнца, при которых в антенне возникает температура, с одной стороны, достаточная для отверждения препрега, а, с другой, не приводящая к деструкции материалов всех составляющих частей антенны. Включение же названных факторов в модель приведет лишь к ее усложнению.

Решение уравнения (1) осуществляется на основе метода конечных элементов, реализованного в пакете ANSYS. Задача имеет трехмерную постановку, для построения ее дискретного аналога используются четырехгранные элементы в форме тетраэдра второго порядка. Нестационарный тепловой анализ (Transient Termal) проводится в пакете Ansys/Mechanical. Минимальный шаг по времени равняется 0,1 с. Геометрическая трехмерная модель расчетной области создается с помощью модуля SpaceClaim. Сетка состоит из 1332417 тетраэдрических элементов Tet10.

3 Обсуждение результатов расчета

Расчет изменения температуры в антенне начинается с момента, когда наружная сторона сферического купола антенны оказывается под постоянным векторным полем солнечных лучей, направленность которого задается координатами вектора \mathbf{g} в сферической системе координат $\{r, \theta, \varphi\}$. Начало координат располагается в вершине конуса. В момент времени $t=0$ углы φ и θ , определяющие положение солнечного луча, равны, соответственно, $-19,8$ и 15 град, а температура в антенне составляет 22°C , что отвечает температуре только что выведенного на орбиту спутника. Температурные распределения рассчитываются в предположении, что несущий антенну аппарат находится на экваториальной орбите, а антенна совершает вращательное движение вокруг своей центральной оси.

Результаты решения уравнения (1) приведены на рисунке 2. Показано изменение температуры в препреге без напыленного слоя (Рис. 2а), в препреге с алюминиевым напылением (Рис. 2б) и в препреге с медным напылением (Рис. 2в). Значения температуры, найденные в точке препрега, наиболее близкой к вершине купола и первоначально находящейся под воздействием зенитных солнечных лучей (см. Рис. 1), изображены сплошной линией, в точке, наиболее близкой к стыку, — пунктирной линией, а в точке у вершины конуса — штрихпунктирной.

В первые 3 часа антенна вращается относительно Земли таким образом, что вершина ее купола все время остается обращенной к Солнцу. В течение последующих 3 часов антенна направлена на Солнце вершиной конуса. Такой поворот антенны относительно центральной оси осуществляется с целью равномерного отверждения препрега на ее обеих частях. Каждые 45 мин антенна испытывает смену

температурного режима, а именно 45 мин она, будучи на солнечной стороне Земли, нагревается под воздействием солнечных лучей, затем, после попадания в тень Земли, 45 мин остывает до отрицательных температур.

Анализ температурных полей в антенне в первые 90 мин (на 1-м полном обороте вокруг Земли) показал, что в препреге без напыления и в препреге с алюминиевым покрытием положительные значения температуры ниже, чем в препреге с медным слоем. Поэтому дальнейшее исследование температурных полей в этих двух препрегах, не интересное с точки зрения определения оптимального времени отверждения, в данной работе не проводится.

При исследовании температуры при наличии медного напыления обнаружено, что в первые 3 часа сумма длин интервалов времени, при которых в части препрега, расположенной вблизи вершины купола, наблюдается температура 150°C , равняется 34 мин: на 1-м обороте — с 32-й по 47-ю минуту, на 2-м — со 120-й по 137-ю (Рис. 2в, сплошная линия). Согласно расчетным и экспериментальным данным, представленным в работе [33], при такой температуре для отверждения достаточно 22 мин. Отсюда следует, что в части препрега около вершины купола отверждение практически завершится.

Аналогичный анализ изменения температуры проведен в части препрега, близкой к стыку купола и конуса (Рис. 2в, пунктирная линия). Здесь в первые 3 часа сумма длин интервалов времени, в которых температура составляет 120°C , равняется 51 мин: на 1-м обороте — с 26-й по 50-ю минуту, на 2-м — со 115-й по 140-ю минуту. По данным работы [33] при такой температуре для отверждения достаточно 48 мин. Таким образом, и в этой части препрега отверждение также произойдет.

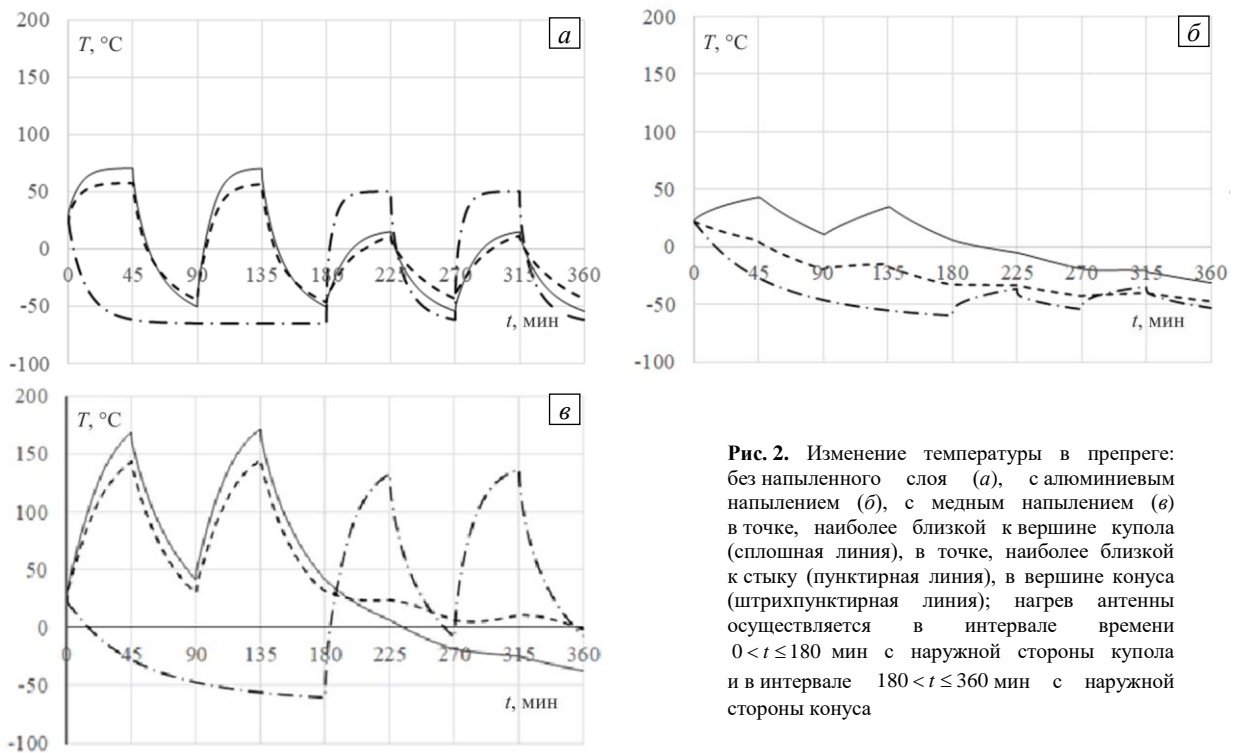


Рис. 2. Изменение температуры в препреге: без напыленного слоя (а), с алюминиевым напылением (б), с медным напылением (в) в точке, наиболее близкой к вершине купола (сплошная линия), в точке, наиболее близкой к стыку (пунктирная линия), в вершине конуса (штрихпунктирная линия); нагрев антенны осуществляется в интервале времени $0 < t \leq 180$ мин с наружной стороны купола и в интервале $180 < t \leq 360$ мин с наружной стороны конуса

На рисунке 2в также видно (см. штрихпунктирную линию), что в первые 3 часа в конусной части препрега температура плавно опускается до -60°C . Чтобы в этой части препрега началось отверждение, антенну следует перевернуть на 180 град, чтобы поток солнечных лучей стал направленным на вершину конуса. Последующие 3 часа антенна вместе со спутником совершают 3-й и 4-й обороты вокруг Земли. Однако изменение ориентации антенны приводит к тому, угол падения солнечного луча существенно увеличивается, и температура оказывается недостаточной, чтобы препрег на конусе отвердился за время этих оборотов.

Пусть температура составляет 100°C . Из [33] известно, что при 100°C препрег отверждается в течение 120 мин. В исследуемом случае сумма длин интервалов времени, в которых в конусной части препрега температура не падает ниже 100°C , равняется 60 мин: на 3-м обороте — с 202-й по 226-ю минуту, на 4-м — с 284-й по 318-ю минуту (см. Рис. 2в). Получившаяся сумма длин интервалов — лишь половина требуемого для реакции времени. Следовательно, в таком положении антенна должна находиться на орбите еще в течение 2 оборотов.

В результате на отверждение одной пластинки препрега, соединяющей вершины купола и конуса, необходимо 9 часов. Это означает, что за это время процесс отверждения полностью закончится только в одном ребре жесткости каркаса антенны, и при этом спутник должен сделать 6 оборотов вокруг Земли.

Создание же всех ребер жесткости займет 72 часа. Лишь после этого функциональные свойства антенны перестают зависеть от давления находящегося в ней воздуха.

Очевидно, что это упрощенный способ определения оптимального времени отверждения. Реальное время отверждения может оказаться значительно короче, потому что все пластинки препрега находятся близко друг к другу, и одновременно с нагревом той из них, что расположена под зенитными солнечными лучами, происходит частичный нагрев и соседних пластинок. Это приводит к тому, что на отверждение каждой из них потребуется меньше 9 часов, поскольку каждая пластинка будет последовательно располагаться под зенитными солнечными лучами по аналогии с первой за счет вращения антенны вокруг ее центральной оси.

При рассмотрении распределения температуры в антенне в целом (см. Рис. 3) можно убедиться, что во всех элементах, включая пленку ПЭТФ без напыления на конусной части и пленку ПЭТФ с медным слоем на куполе, максимальные значения температур не выходят за допустимые границы. На рисунке 3а представлено распределение температуры через 45 мин после начала процесса горячего отверждения. Для наглядности антенна повернута таким образом, чтобы было видно расположение максимальных точек прогрева в окрестности вершины купола и на периметре стыка. В этот момент времени зенитный солнечный луч падает в точку, в которой температура равна $169,39^{\circ}\text{C}$. Рисунок 3б содержит распределение температуры через 225 мин. К этому моменту максимальный прогрев наблюдается в точке, близкой к вершине конуса. Цифры, приведенные на рисунках, показывают, что максимальные температуры возникают в пластинках препрега, а не в пленке. Температуры в пленке значительно ниже предельно допустимой 250°C . Это означает, что деструкция пленки с выделением в открытый космос окиси углерода, терефталевой кислоты и ацетальдегида не произойдет.

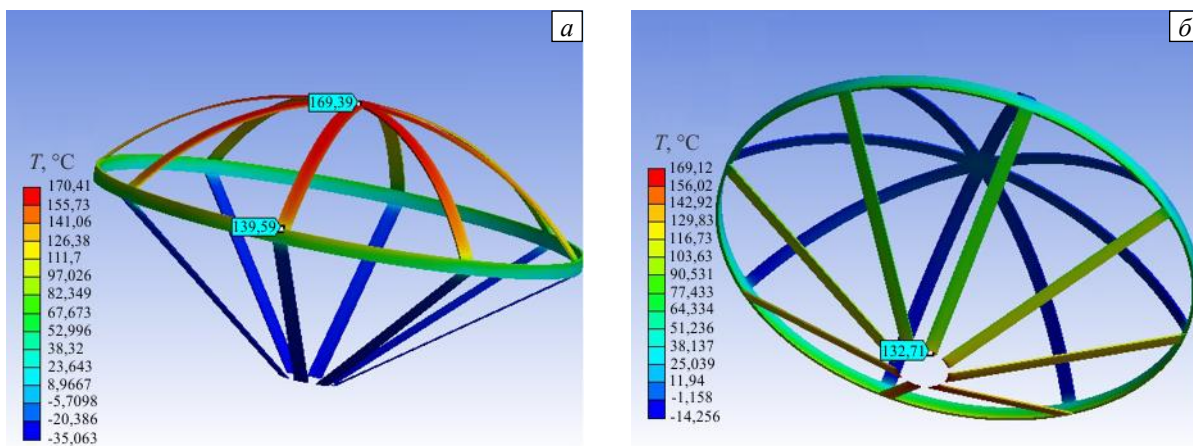


Рис. 3. Распределение температуры в антенне, находящейся на орбите в течение разного времени t , мин: 45 (а) и 225 (б); каркас антенны состоит из пластинок препрега с медным напылением

4. Заключение

Осуществлено численное моделирование и проанализированы температурные режимы в каркасе надувной антенны спутника, при которых возможно/невозможно горячее отверждение препрега на околоземной орбите. Разогрев элементов каркаса происходит за счет солнечного излучения. Установлено, когда этой энергии достаточно для достижения температур, необходимых для осуществления горячего отверждения элементов каркаса. Показано, что время отверждения сокращается, если используется каркас с медным напылением. Такое напыление позволяет изменить как коэффициент отражения, так и коэффициент излучения и способствует ускорению химических процессов без выхода из нужного диапазона температур. Апробированы времена, через которые следует переориентировать антенну по отношению к потоку солнечного излучения, чтобы осуществлялся наилучший прогрев каркаса и достигалось оптимальное время отверждения.

Авторы благодарны А.Л. Свисткову за ценные советы при обсуждении рукописи.

Литература

1. Kondyurin A. Curing of composite materials for an inflatable construction on the Moon // Moon. Prospective energy and material resources / Ed. V. Badescu. Springer, 2012. P. 503-518. https://doi.org/10.1007/978-3-642-27969-0_21
2. Chandra A. Inflatable parabolic reflectors for small satellite communication / MSc Thesis. Arizona State University, USA, 2015. 66 p.
3. Беляев А.Ю., Свистков А.Л. Моделирование отверждаемых цилиндрических элементов надувной антенны наноспутника // Вестник Пермского университета. Физика. 2017. № 4(38). С. 5-10. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-5-10>

4. *Kondyurin A., Lauke B., Vogel R.* Photopolymerisation of composite material in simulated free space environment at low Earth orbital flight // *Eur. Polymer J.* 2006. Vol. 42. P. 2703-2714. <https://doi.org/10.1016/j.eurpolymj.2006.04.018>
5. *Babuscia A., Corbin B., Knapp M., Jensen-Clem R., Loo M.V., Seager S.* Inflatable antenna for cubesats: Motivation for development and antenna design // *Acta Astronautica.* 2013. Vol. 91. P. 322-332. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.06.005>
6. *Chahat N., Hodges R.E., Sauder J., Thomson M., Peral E., Rahmat-Samii Y.* CubeSat deployable Ka-Band mesh reflector antenna development for earth science missions // *IEEE Trans. Antenn. Propag.* 2016. Vol. 64. P. 2083-2093. <https://doi.org/10.1109/TAP.2016.2546306>
7. *Demin A.A., Kondyurin A.V., Terpugov V.N.* Computer and stratospheric flight simulation of space experiment on curing of epoxy composite // *Materials physics and mechanics.* 2016. Vol. 26, No. 1. P. 73-76. <https://mpm.spbstu.ru/article/2016.46.18/>
8. *Brauner C., Soprano P., Herrmann A.S., Meiners D.* Cure-dependent thermo-chemical modelling and analysis of the manufacturing process of an aircraft composite frame // *J. Compos. Mater.* 2014. Vol. 49. P. 921-938. <https://doi.org/10.1177/0021998314527777>
9. *Воробьев А.* Эпоксидные смолы // *Компоненты и технологии.* 2003. № 8(34). С. 170-173.
10. *Еселев А.Д.* Эпоксидные клеи // *Композитный мир.* 2006. № 4. С. 18-19. http://www.epoksid.ru/Composite_07_18-19.pdf
11. *Мостовой А.С.* Разработка составов, технологии и определение свойств микро- и наноуполненных эпоксидных композитов функционального назначения / *Дисс... канд. техн. наук: 05.17.06.* Саратов, СГТУ им. Ю.А. Гагарина, 2014. 149 с. <http://www.sstu.ru/files/dissertation/Dis-M.pdf>
12. *Водовозов Г.А., Мараховский К.М., Костромина Н.В., Осипчик В.С., Аристов В.М., Кравченко Т.П.* Разработка эпокси-каучуковых связующих для создания армированных композиционных материалов // *Пластические массы.* 2017. № 5-6. С. 9-13.
13. *Осоргина И.В., Свистков А.Л., Пелевин А.Г., Чудинов В.С., Терпугов В.Н.* Особенности отверждения эпоксидных смол в вакууме // *Вестник Пермского университета. Химия.* 2017. Т.7, № 4. С. 483-491.
14. *Елисеева А.Ю., Свистков А.Л., Кондюрин А.В.* Математическая модель реакции горячего отверждения препрега // *Вестник Пермского университета. Физика.* 2017. № 4(38). С. 19-25. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-19-25>
15. *Гилев В.Г., Комар Л.А., Осоргина И.В., Пелевин А.Г.* Экспериментальное исследование процессов отверждения эпоксидного связующего ЭД-20 // *Вестник Пермского университета. Физика.* 2019. № 4. С. 17-23. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2019-4-17-23>
16. *Евлампиева С.Е., Беляев А.Ю., Мальцев М.С., Свистков А.Л.* Анализ температурного режима отверждаемых надувных элементов антенн наноспутников // *МКМК.* 2017. Т. 23, № 4. С. 459-469. https://doi.org/10.25590/mkmc.ras.2017.23.04.459_469.01
17. *Kondyurina I., Kondyurin A., Lauke B., Figiel L., Vogel R., Reuter U.* Polymerisation of composite materials in space environment for development of a Moon base // *Adv. Space Res.* 2006. Vol. 37. P. 109-115. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.05.031>
18. *Skripov P.V., Puchinskis S.E., Begishev V.P., Lipchak A.I., Pavlov P.A.* Heat pulse monitoring of curing and polymer-gas systems // *J. Appl. Polymer Sci.* 1994. Vol. 51. P. 1607-1619. <https://doi.org/10.1002/app.1994.070510911>
19. *Kondyurin A., Kostarev K., Bagara M.* Polymerization processes of epoxy plastic in simulated free space conditions // *Acta Astronautica.* 2001. Vol. 48. P. 109-113. [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(00\)00147-8](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(00)00147-8)
20. *Sarles S.A., Leo D.J.* Consolidation of U-Nyte epoxy-coated carbon-fiber composites via temperature-controlled resistive heating // *J. Compos. Mater.* 2008. Vol. 42. P. 2551-2566. <https://doi.org/10.1177/0021998308097197>
21. *Kondyurin A., Komar L.A., Svistkov A.L.* Combinatory model of curing process in epoxy composite // *Compos. B Eng.* 2012. Vol. 43. P. 616-620. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.11.019>
22. *Giorgini L., Mazzocchetti L., Benelli T., Minak G., Poodts E., Dolcini E.* Kinetics and modeling of curing behavior for two different prepregs based on the same epoxy resins for the industrial design of thick composites // *Polymer Compos.* 2013. Vol. 34. P. 1506-1514. <https://doi.org/10.1002/pc.22540>
23. *Vafayan M., Beheshty M.H., Ghoreishy M.H.R., Abedinic H.* Advanced integral isoconversional analysis for evaluating and predicting the kinetic parameters of the curing reaction of epoxy prepreg // *Thermochemica Acta.* 2013. Vol. 557. P. 37-43. <https://doi.org/10.1016/j.tca.2013.01.035>
24. *Vafayan M., Abedini H., Ghoreishy M.H.R., Beheshty M.H.* Effect of cure kinetic simulation model on optimized thermal cure cycle for thin-sectioned composite parts // *Polymer Compos.* 2013. Vol. 34. P. 1172-1179. <https://doi.org/10.1002/pc.22526>
25. *Boey F.Y.C., Qiang W.* Experimental modeling of the cure kinetics of an epoxy-hexaanhydro-4-methylphthalicanhydride (МННРА) system // *Polymer.* 2000. Vol. 41. P. 2081-2094. [https://doi.org/10.1016/s0032-3861\(99\)00409-7](https://doi.org/10.1016/s0032-3861(99)00409-7)
26. *Dmitriev O.S., Zhyvenkova A.A., Dmitriev A.O.* Thermo-chemical analysis of the cure process of thick polymer composite structures for industrial applications // *Advanced materials & technologies.* 2016. No. 2. P. 53-60. <https://doi.org/10.17277/amt.2016.02.pp.053-060>
27. *Sorrentino L., Esposito L., Bellini C.* A new methodology to evaluate the influence of curing overheating on the mechanical properties of thick FRP laminates // *Compos. B Eng.* 2017. Vol. 109. P. 187-196. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.10.064>
28. *Shevtsov S., Zhilyaev I.V., Tarasov I., Wu J.K., Snezhina N.G.* Model-based multi-objective optimization of cure process control for a large CFRP panel // *Engineering computations.* 2018. Vol. 35. P. 1085-1097. <https://doi.org/10.1108/ec-09-2017-0354>
29. *Garishin O.K., Svistkov A.L., Belyaev A.Yu., Gilev V.G.* On the possibility of using epoxy prepregs for carcass-inflatable nanosatellite antennas // *Mater. Sci. Forum.* 2018. Vol. 938. P. 156-163. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/msf.938.156>

30. Свистков А.Л., Комар Л.А., Кондюрин А.В., Мальцев М.С., Терпугов В.Н. Испарение молекул отвердителя в реакции полимеризации эпоксидной смолы // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ2016). Алужта, 25-31 мая 2016 г. М.: Изд-во МАИ, 2016. С. 385-387.
31. Свистков А.Л., Елисеева А.Ю., Кондюрин А.В. Математическая модель реакции отверждения ЭД-20 с отвердителем ТЭАТ-1 // Вестник Пермского университета. Физика. 2019. № 1. С. 9-16. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2019-1-09-16>
32. Yoo H.M., Jeon J.H., Li M.X., Lee W.I., Choi S.W. Analysis of curing behavior of endo-dicyclopentadiene using different amounts of decelerator solution // Compos. B Eng. 2019. Vol. 161. P. 439-454. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.12.068>
33. Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Rusakov S.V., Kondyurin A.V. Curing of large prepreg shell in solar synchronous Low Earth Orbit: Precession flight regimes // Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 342-347. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.029>
34. Крынин А.Г., Хохлов Ю.А. Оптические характеристики термостабилизированной полиэтиленерефталатной пленки, используемой для функциональных материалов остекления // Авиационные материалы и технологии. 2013. № 4. С. 31-34. https://journal.viam.ru/en/system/files/uploads/pdf/2013/2013_4_6_1.pdf
35. ГОСТ 24234-80. Пленка полиэтиленерефталатная. Технические условия. <http://docs.cntd.ru/document/1200020698> (дата обращения 23.11.2020).
36. Беляев В.С. Наружные ограждающие конструкции с рекуперацией трансмиссионного тепла // Жилищное строительство. 2013. № 8. С. 10-21. <http://rifsm.ru/u/fl/itm5949.pdf>
37. Материал Al (Алюминий). Алюминиевые покрытия. http://elektrosteklo.ru/Al_rus.htm (дата обращения 23.11.2020).
38. Серова В.Н., Носкова Э.Н. Оптические характеристики и светостойкость полимерных упаковочных пленок и нанесенных на них красочных слоев // Вестник технологического университета. 2016. Т. 19, № 15. С. 61-63.

References

1. Kondyurin A. Curing of composite materials for an inflatable construction on the Moon. *Moon. Prospective energy and material resources*, ed. V. Badescu. Springer, 2012. Pp. 503-518. https://doi.org/10.1007/978-3-642-27969-0_21
2. Chandra A. *Inflatable parabolic reflectors for small satellite communication*. MSc Thesis. Arizona State University, USA, 2015. 66 p.
3. Beliaev A.Yu., Svistkov A.L. Hardening cylindrical elements of nanosatellites inflatable antenna modeling. *Vestnik Permskogo universiteta. Fizika – Bulletin of Perm University. Physics*, 2017, no. 4(38), pp. 5-10. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-5-10>
4. Kondyurin A., Lauke B., Vogel R. Photopolymerisation of composite material in simulated free space environment at low Earth orbital flight. *Eur. Polymer J.*, 2006, vol. 42, pp. 2703-2714. <https://doi.org/10.1016/j.eurpolymj.2006.04.018>
5. Babuscia A., Corbin B., Knapp M., Jensen-Clem R., Loo M.V., Seager S. Inflatable antenna for cubesats: Motivation for development and antenna design. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 91, pp. 322-332. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.06.005>
6. Chahat N., Hodges R.E., Sauder J., Thomson M., Peral E., Rahmat-Samii Y. CubeSat deployable Ka-Band mesh reflector antenna development for earth science missions. *IEEE Trans. Antenn. Propag.*, 2016, vol. 64, pp. 2083-2093. <https://doi.org/10.1109/TAP.2016.2546306>
7. Demin A.A., Kondyurin A.V., Terpugov V.N. Computer and stratospheric flight simulation of space experiment on curing of epoxy composite. *Materials physics and mechanics*, 2016, vol. 26, no. 1, pp. 73-76. <https://mpm.spbstu.ru/article/2016.46.18/>
8. Brauner C., Soprano P., Herrmann A.S., Meiners D. Cure-dependent thermo-chemical modelling and analysis of the manufacturing process of an aircraft composite frame. *J. Compos. Mater.*, 2014, vol. 49, pp. 921-938. <https://doi.org/10.1177/0021998314527777>
9. Vorob'yev A. Epoksidnyye smoly [Epoxy resins]. *Komponenty i tekhnologii*, 2003, no. 8(34), pp. 170-173.
10. Eseev A.D. Epoksidnyye klei [Epoxy adhesives]. *Kompozitnyy mir – Composite world*, 2006, no. 4, pp. 18-19. http://www.epoksid.ru/Composite_07_18-19.pdf
11. Mostovoy A.S. *Razrabotka sostavov, tekhnologii i opredeleniye svoystv mikro- i nanonapolnennykh epoksidnykh kompozitov funktsional'nogo naznacheniya* [Development of compositions, technology and determination of the properties of micro- and nanofilled epoxy composites for functional purposes]. PhD Dissertation, Yuri Gagarin State Technical University of Saratov, Saratov, 2014. 149 p. 2014. 149 c. <http://www.sstu.ru/files/dissertation/Dis-M.pdf>
12. Vodovozov G.A., Marahovski K.M., Kostromina N.V., Osipchik V.S., Aristov V.M., Kravchenko T.P. Development of epoxy-rubber binder to create reinforced composite materials. *Plasticheskie massy*, 2017, no. 5-6, pp. 9-13.
13. Osorgina I.V., Svistkov A.L., Pelevin A.G., Chudinov V.S., Terpugov V.N. Particularity of curing the epoxy resin in vacuum. *Vestnik Permskogo universiteta. Khimiya – Bulletin of Perm University. Chemistry*, vol. 7, no. 4, pp. 483-491.
14. Eliseeva A.Yu., Svistkov A.L., Kondyurin A.V. Mathematical model of the reaction for hot curing of a prepreg of a nanosatellite antenna. *Vestnik Permskogo universiteta. Fizika – Bulletin of Perm University. Physics*, 2017, no. 4(38), pp. 19-25. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-19-25>
15. Gilev V.G., Komar L.A., Osorgina I.V., Pelevin A.G. Experimental study of curing processes epoxy binder ED-20. *Vestnik Permskogo universiteta. Fizika – Bulletin of Perm University. Physics*, 2019, no. 4, pp. 17-23. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2019-4-17-23>
16. Evlampieva S.E., Beliaev A.Y., Maltcev M.S., Svistkov A.L. Analysis Of The Temperature Regime Of The Hardening Inflatable Elements Of Nanosatellite Antennas. *MKMK – Mechanics of composite materials and structures*, 2017, vol. 23, no. 4, pp. 459-469. https://doi.org/10.25590/mkmk.ras.2017.23.04.459_469.01
17. Skripov P.V., Puchinskis S.E., Begishev V.P., Lipchak A.I., Pavlov P.A. Heat pulse monitoring of curing and polymer-gas systems. *J. Appl. Polymer Sci.*, 1994, vol. 51, pp. 1607-1619. <https://doi.org/10.1002/app.1994.070510911>

18. Kondyurin A., Kostarev K., Bagara M. Polymerization processes of epoxy plastic in simulated free space conditions. *Acta Astronautica*, 2001, vol. 48, pp. 109-113. [https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(00\)00147-8](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(00)00147-8)
19. Sarles S.A., Leo D.J. Consolidation of U-Nyte epoxy-coated carbon-fiber composites via temperature-controlled resistive heating. *J. Compos. Mater.*, 2008, vol. 42, pp. 2551-2566. <https://doi.org/10.1177/0021998308097197>
20. Kondyurin A., Komar L.A., Svistkov A.L. Combinatory model of curing process in epoxy composite. *Compos. B Eng.*, 2012, vol. 43, pp. 616-620. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2011.11.019>
21. Giorgini L., Mazzocchetti L., Benelli T., Minak G., Poodts E., Dolcini E. Kinetics and modeling of curing behavior for two different prepregs based on the same epoxy precursor: A case study for the industrial design of thick composites. *Polymer Compos.*, 2013, vol. 34, pp. 1506-1514. <https://doi.org/10.1002/pc.22540>
22. Vafayan M., Beheshty M.H., Ghoreishy M.H.R., Abedinic H. Advanced integral isoconversional analysis for evaluating and predicting the kinetic parameters of the curing reaction of epoxy prepreg. *Thermochimica Acta*, 2013, vol. 557, pp. 37-43. <https://doi.org/10.1016/j.tca.2013.01.035>
23. Vafayan M., Abedini H., Ghoreishy M.H.R., Beheshty M.H. Effect of cure kinetic simulation model on optimized thermal cure cycle for thin-sectioned composite parts. *Polymer Compos.*, 2013, vol. 34, pp. 1172-1179. <https://doi.org/10.1002/pc.22526>
24. Boey F.Y.C., Qiang W. Experimental modeling of the cure kinetics of an epoxy-hexa-anhydro-4-methylphthalicanhydride (МННРА) system. *Polymer*, 2000, vol. 41, pp. 2081-2094. [https://doi.org/10.1016/s0032-3861\(99\)00409-7](https://doi.org/10.1016/s0032-3861(99)00409-7)
25. Dmitriev O.S., Zhyvenkova A.A., Dmitriev A.O. Thermo-chemical analysis of the cure process of thick polymer composite structures for industrial applications. *Advanced materials & technologies*, 2016, no. 2, pp. 53-60. <https://doi.org/10.17277/amt.2016.02.pp.053-060>
26. Sorrentino L., Esposito L., Bellini C. A new methodology to evaluate the influence of curing overheating on the mechanical properties of thick FRP laminates. *Compos. B Eng.*, 2017, vol. 109, pp. 187-196. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.10.064>
27. Shevtsov S., Zhilyaev I.V., Tarasov I., Wu J.K., Snezhina N.G. Model-based multi-objective optimization of cure process control for a large CFRP panel. *Engineering computations*, 2018, vol. 35, pp. 1085-1097. <https://doi.org/10.1108/ec-09-2017-0354>
28. Garishin O.K., Svistkov A.L., Belyaev A.Yu., Gilev V.G. On the possibility of using epoxy prepregs for carcass-inflatable nanosatellite antennas. *Mater. Sci. Forum*, 2018, vol. 938, pp. 156-163. <https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/msf.938.156>
29. Svistkov A.L., Komar L.A., Kondyurin A.V., Mal'tsev M.S., Terpugov V.N. *XI International conference on nonequilibrium processes in nozzles and jets (NPNJ'2016). Alushta, 25-31 May 2016. Moscow Aviation Institute*, 2016, pp. 385-387.
30. Svistkov A.L., Eliseeva A.Yu., Kondyurin A.V. Mathematical model for ED-20 rigidization with a rigidizer TEAT-1. *Vestnik Permskogo universiteta. Fizika – Bulletin of Perm University. Physics*, 2019, no. 1, pp. 9-16. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2019-1-09-16>
31. Yoo H.M., Jeon J.H., Li M.X., Lee W.I., Choi S.W. Analysis of curing behavior of endo-dicyclopentadiene using different amounts of decelerator solution. *Compos. B Eng.*, 2019, vol. 161, pp. 439-454. <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.12.068>
32. Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Rusakov S.V., Kondyurin A.V. Curing of large prepreg shell in solar synchronous Low Earth Orbit: Precession flight regimes. *Acta Astronautica*, 2018, vol. 151, pp. 342-347. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.029>
33. Krynin A.G., Khokhlov J.A. Optical performances thermostabilised polyethyleneterephthalate film used for the functional materials of a glass cover. *Aviatsionnyye materialy i tekhnologii – Aviation Materials and Technologies*, 2013, no. 4, pp. 31-34. https://journal.viam.ru/en/system/files/uploads/pdf/2013/2013_4_6_1.pdf
34. GOST 24234-80. Polyethylene terephthalate film (polyester film). Specifications. <http://docs.cntd.ru/document/1200020698> (accessed 23 November 2020).
35. Belyayev V.S. Naruzhnyye ograzhdayushchiye konstruksii s rekuperatsiyey transmissionnogo tepla [External envelopes with transmission heat recovery]. *Zhilishchnoye stroitel'stvo – Housing Construction*, 2013, no. 8, pp.10-21. <http://rifsm.ru/u/fl/itm5949.pdf>
36. http://elektrosteklo.ru/Al_rus.htm (accessed 23 November 2020).
38. Serova V.N., Noskova E.N. Opticheskiye kharakteristiki i svetostoykost' polimernykh upakovochnykh plenok i nanesennykh na nikh krasochnykh sloyev [Optical characteristics and lightfastness of polymer packaging films and paint layers applied to them]. *Vestnik tekhnologicheskogo universiteta – Bulletin of the Technological University*, 2016, vol. 19, no. 15, pp. 61-63.

Поступила в редакцию 18.09.2020; после доработки 13.11.2020; принята к опубликованию 19.11.2020

Сведения об авторах

Елисеева Анастасия Юрьевна, инж., Акционерное общество ОДК-СТАР (АО ОДК-СТАР), 614990, г. Пермь, ул. Куйбышева, д. 140а; e-mail: anastasia_elis@mail.ru

Комар Людмила Андреевна, кфмн, снс, Институт механики сплошных сред УрО РАН (ИМСС УрО РАН), 614018, г. Пермь, ул. Академика Королёва, д. 1; e-mail: komar@icmm.ru

Кондюрин Алексей Викторович, кхн, снс, Эвингар Сайентифик, 2469, г. Эвингар, Новый Южный Уэльс, Австралия; e-mail: kond@mailcity.com