

Научная статья

УДК 539.3

DOI: 10.17072/1993-0550-2023-3-64-75

О возможности создания крупногабаритных конструкций в условиях открытого космоса

Татьяна Николаевна Поморцева¹, Людмила Андреевна Комар²

¹Пермский государственный национальный исследовательский университет, Пермь, Россия

²Институт механики сплошных сред (ИМСС), Пермь, Россия

¹tata.lisica@yandex.ru; ORCID: 0009-0004-4157-4673

²komar@icmm.ru; ORCID: 0000-0003-3837-3016

Аннотация. В работе дан краткий обзор истории разработок надувных космических конструкций. Дальнейшим развитием должно стать применение отверждающихся в космосе оболочек надувных изделий. Возможность применения такой технологии в рамках использования простых задач рассматривается в статье. На примере толстостенных сферических и цилиндрических оболочек с использованием аналитических решений Ламе показано, что толщина оболочки может быть тонкой. Конструкцию с тонкой оболочкой надувать значительно проще. Не потребуется для этого высокого давления. С использованием классического уравнения теплопроводности определено распределение температуры внутри цилиндрической оболочки. При задании граничных условий учитывался поток лучей, падающих как со стороны Солнца, так и со стороны Земли. Излучение на поверхности цилиндра рассчитывалось по закону Стефана–Больцмана. Установлено, что в оболочке возникает температура, максимальное значение которой находится в пределах от 150 до 200 градусов Цельсия. Для оболочек из препрега требуется использовать высокотемпературную смолу, пригодную для горячего отверждения.

Ключевые слова: крупногабаритные космические конструкции; препреги; горячее отверждение

Для цитирования: Поморцева Т.Н., Комар Л.А. О возможности создания крупногабаритных конструкций в условиях открытого космоса // Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика. 2023. Вып. 3(62). С. 64–75. DOI: 10.17072/1993-0550-2023-3-64-75.

Благодарности: Работа выполнена в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № АААА-А20-120022590044-7) и при финансовой поддержке Правительства Пермского края в рамках научного проекта №С-26/1025.

Статья поступила в редакцию 25.06.2023; одобрена после рецензирования 08.08.2023; принята к публикации 15.09.2023.

Research article

About the Possibility of Creating Large-Scale Structures in the Open Space Conditions

Tatiana N. Pomorceva¹, Lyudmila A. Komar²

¹Perm State University, Perm, Russia

²Institute of Continuous Media Mechanics, Perm, Russia

¹tata.lisica@yandex.ru; ORCID: 0009-0004-4157-4673

²komar@icmm.ru; ORCID: 0000-0003-3837-3016



Эта работа © 2023 Поморцева Т.Н., Комар Л.А. под лицензией CC BY 4.0. Чтобы просмотреть копию этой лицензии, посетите <http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>

Abstract. The paper gives a brief overview of the history of the development of inflatable space structures. Further development should be the use of inflatable shells that harden in space. The possibility of using this technology in the framework of the use of simple tasks is considered in the article. On the example of thick-walled spherical and cylindrical shells, using Lamé's analytical solutions, it is shown that the thickness of the shell can be thin. The thin shell design is much easier to inflate. No high pressure is required for this. Using the classical heat conduction equation, the temperature distribution inside a cylindrical shell is determined. When setting the boundary conditions, the flux of rays incident both from the side of the Sun and from the side of the Earth was taken into account. The radiation on the surface of the cylinder was calculated according to the Stefan-Boltzmann law. It has been established that a temperature occurs in the shell, the maximum value of which is in the range from 150 to 200 degrees Celsius. Prepreg casings require the use of a high temperature resin suitable for hot curing.

Keywords: *large-sized space structures; prepregs; hot curing*

For citation: Pomorceva T.N., Komar L.A. About the Possibility of Creating Large-Scale Structures in the Open Space Conditions. Bulletin of Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer Science. 2023;3(62):64-75. (In Russ.). DOI: 10.17072/1993-0550-2023-3-64-75.

Acknowledgments: The work was carried out within the framework of the state task of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (subject no. AAAA-A20-120022590044-7) and with the financial support of the Government of the Perm Territory within the framework of scientific project № С-26/1025.

The article was submitted 25.06.2023; approved after reviewing 08.08.2023; accepted for publication 15.09.2023.

Введение

Создание космических объектов в условиях открытого космоса, учитывая современный уровень развития космонавтики, не кажется каким-то далеким будущим. Строительные работы на Земле ассоциируются с созданием долговременных сооружений различного назначения, размеры которых значительно превышают размеры человеческого тела (строительство зданий, мостов, дорог и т. д.). Подобное соотносится с будущим освоением космоса, предначертанным К. Э. Циолковским, предсказавшим, что "жилища и все принадлежности к ним должны доставляться ракетами с Земли в сложенном (компактном) виде и собираться в эфире по прибытии на место".

Развитие космических технологий, промышленное освоение космоса и осуществление дальних полетов с экипажем требует создания технологии крупногабаритных конструкций, выводимых на орбиту имеющимися ракетами. Создание крупногабаритных конструкций на орбите представляет собой сложную задачу. В ряде проектов отечественных и зарубежных компаний предлагается использовать надувную конструкцию, которая выводится на орбиту в сложенном компактном состоянии, и там разворачивается.

Идея использования в космосе надувных конструкций хорошо известна [1–5]. Однако использование надуваемых конструкций сопровождается рядом проблем, одна из которых заключается в ограниченном количестве газа,

поддерживающего форму конструкции [6]. Изменение ситуации последовало с использованием препрегов в качестве несущих элементов рассматриваемой конструкции. Препреги – ткани, пропитанные неотвержденным полимерным связующим, при определенных условиях отверждаются, и вся конструкция приобретает жесткую форму.

Такие композиционные материалы, отвержденные на Земле, используются для космических конструкций. Но запуск отвержденной крупногабаритной конструкции с Земли невозможен из-за больших перегрузок, возникающих при старте ракетоносителя, а также из-за ограниченности объема отсека транспортного корабля. Предлагается перенести процесс отверждения препрега на орбиту после разворачивания изделия из компактного контейнера, который может быть доставлен на орбиту имеющимися ракетами.

1. Обзор обитаемых космических надувных конструкций

Международная космическая станция (МКС), состоящая из 15 модулей, имеет в своем составе один удивительный модуль, принципиально отличающийся от всех остальных. Это модуль BEAM (Bigelow Expandable Activity Module), изготовленный частной компанией Bigelow Aerospace, работающей в сфере космического туризма (рис. 1). Главное отличие от других модулей состоит в том, что BEAM – надувной.

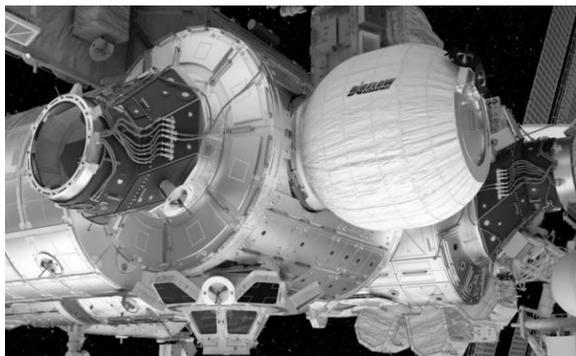


Рис. 1. Надувной модуль BEAM на орбите

В сложенном виде он имеет крайне компактные размеры, а после разворачивания по объему становится в 1,5 раза больше, чем Crew Dragon (грузовой корабль компании SpaceX), на котором он был доставлен на МКС в 2016 г. Оболочка модуля BEAM напоминает толстую шину, завернутую в покрытие, напоминающее кевлар (ткань, из которой изготавливают бронезилеты и прочие защитные системы). Стенки модуля – это многослойные комбинации специальных тканей на основе виниловых полимеров и материала Vectran (он прочнее кевлара и предназначен для противостояния летящим навстречу с большой скоростью космическим частицам, в том числе, космическому мусору).

Кроме модуля BEAM компания Bigelow Aerospace с 2006 по 2007 годы запускала на орбиту два необитаемых надувных модуля Genesis I и Genesis II (рис. 2). Оба модуля имеют оболочку 15 сантиметров толщиной. Они до сих пор находятся на орбите. BEAM, в отличие от Genesis, позиционируется как обитаемый модуль. Однако он используется для отслеживания температуры, давления и радиационной обстановки внутри него.



Рис. 2. Надувной модуль Genesis

Еще несколько аэрокосмических корпораций озвучили планы разработки и строительства обитаемых космических станций и кораблей. Например, в 2011 г. в NASA предложили космический корабль Nautilus-X (Наутилус-Икс), подходящий для длительных межпланетных перелетов (рис. 3). Он предназначен для долговременных космических полетов, а также для использования в качестве "перевалочной базы" между Землей и Луной или Землей и Марсом.

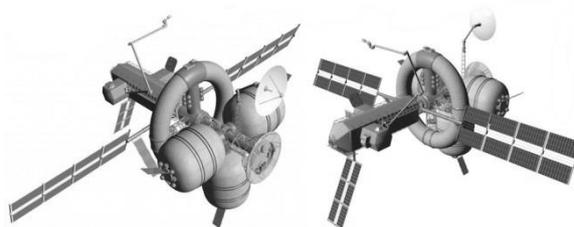


Рис. 3. Проект корабля Наутилус-Икс

Ключевой идеей при создании этого корабля было использование надувных модулей. Грузовые и рабочие отсеки корабля и даже центрифуга должны были быть построены по этой новой технологии, основным разработчиком которой на сегодня является частная космическая компания Bigelow Aerospace.

Но пока этот проект остался проектом, в первую очередь, из-за высоких затрат. Компания Bigelow Aerospace работает над созданием других модулей, например, B330 – огромного надувного модуля (рис. 4). Компания позиционирует данный модуль в качестве транспортного модуля для длительных полетов на Марс. Отмечается, что модуль B330 обладает высокой проработкой и способностью быть развернутым на орбите за один пуск.



Рис. 4. Транспортный модуль B330

Конкуренцию компании Bigelow Aerospace составляет американская корпорация Sierra Nevada. Ее целью является коммерческое освоение низкой околоземной орбиты. Концепция проекта подразумевает станцию из нескольких крупных обитаемых надувных модулей LIFE (Large Integrated Flexible Environment) (рис. 5).

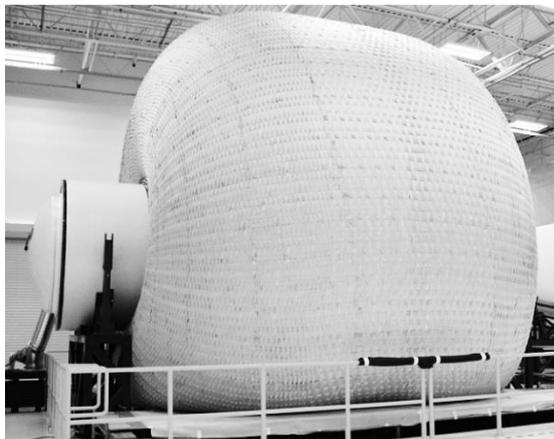


Рис. 5. Модуль LIFE

Модуль LIFE представляет собой гигантский воздушный шар, покрытый толстым тканевым слоем, который можно запускать на орбиту на обычной ракете-носителе. Его можно сравнить с трехэтажным космическим домом с медицинским отсеком, научными лабораториями, кухней и туалетом. Здесь также есть тренажерный зал, разъемы для планшетов iPad и небольшой сад, где выращиваются свежие продукты для космонавтов. Будучи доставленным в космос, модуль примет свою окончательную форму – в течение нескольких часов он раздуется до размера 8.2 метра в диаметре и 8.2 метра в длину. Внешняя сетка модуля изготовлена из жидкокристаллического сверхпрочного полимера Vectran и предназначена для защиты экипажа от перепада давлений. Чтобы не допустить утечки воздуха, в конструкции предусмотрен уретановый пузырь, также в обшивке имеется промежуточный слой из нейлона, несколько 10-сантиметровых слоев из специальной пены и шести листов кевлара.

Разработкой обитаемых модулей занимаются не только за рубежом. Например, специалисты РКК "Энергия" разрабатывают Национальную орбитальную космическую станцию (РО(С)С – Российская орбитальная (служебная) станция) (рис. 6). Планируется, что данная станция заменит МКС после 2024 г. Российская станция будет состоять из пяти

модулей: научно-энергетический модуль (НЭМ), многофункциональный лабораторный модуль "Наука" (МЛМ), универсальный узловой модуль "Причал" (УМ), шлюзовой и трансформируемый модули. Первые три модуля предназначались для работы на МКС. Помимо этого, ведется разработка надувного модуля для РОСС с центрифугой короткого радиуса для отработки вопросов искусственной гравитации. Использование искусственной гравитации должно оказаться эффективным элементом системы профилактики в условиях межпланетных полетов и планетных баз.

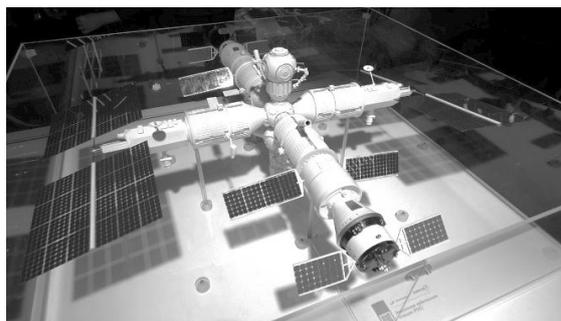


Рис. 6. Российская орбитальная станция

2. Обзор надувных антенн в космосе

В настоящее время на околоземную орбиту запускается большое количество наноспутников. Одной из серьезных проблем в их работе является недостаточная эффективность антенн для передачи на Землю радиосигналов. Все они представляют собой раскладывающиеся металлические конструкции. Однако при использовании сложных раскладных механизмов возможны отказы; антенны зонтичного типа занимают много места в сложенном состоянии; простые штыревые антенны не обеспечивают желаемую производительность. Для преодоления этих проблем можно использовать еще одну разновидность надувных конструкций – это надувные антенны. Преимущество таких антенн заключается в надежности приведения их в рабочее состояние, нужной геометрии отражателя (зеркала), малом объеме в сложенном виде.

Создание надувных антенн началось в 1958 г. с запуска суборбитального аэростата Echo (рис. 7). Подобные аппараты получили название "спутникостаты" (satelloons) и разрабатывались NASA с 1956 по 1964 гг. Они были задуманы для сбора данных о составе и плотности верхних слоев атмосферы, но, в конечном счете, позволили решить более важную задачу – отработать концепцию космических систем связи.



Рис. 7. Аэростат Echo

Первоначальные образцы представляли собой 50-сантиметровую сферу. Но довольно быстро инженеры смогли работать со сферами, диаметр которых достигал 3,6 метров. Далее планировалось увеличить диаметр до 30 метров.

Идея, лежащая за этой разработкой, заключалась в следующем. Аэростат доставлялся в сложенном виде в ближайший космос с помощью ракеты, там он разворачивается и начинает выполнять свою функцию. Металлическая поверхность шара отражает посланные с Земли радиосигналы, что позволяет ему работать в качестве пассивного ретранслятора – совсем маломощного, но зато дешевого и не зависящего от внешних источников энергии. Первый запуск и выведение аппарата прошли успешно, но при разворачивании шар неожиданно лопнул. Второй запуск тоже закончился ничем из-за аварии ракеты-носителя. Зато третий "спутникостат" вышел успешно в космос, развернулся и сумел транслировать всему миру обращение американского президента. Однако такой метод ретрансляции оказался малоэффективным.

Первым и единственным экспериментом с надувным рефлектором на орбите является экспериментальная антенна американской аэрокосмической и оборонной технологической компании L'Garde (рис. 8).

Эксперимент начался 19 мая 1996 г. Надувная антенна была изготовлена из тонкой, прочной, газонепроницаемой пленки (майлара). Ее форма поддерживалась за счет давления газа, заполняющего внутренний объем. Отражающий слой создавался путем напыления на пленку тонкого слоя металла. Антенна имела диаметр 14 метров и состояла из трех типов надувных элементов: рефлекто-

ра, элемента жесткости, расположенного по периметру рефлектора, и трех опор длиной 28 метров. Функциональные возможности антенны оказались удовлетворительными, но ее себестоимость получилась слишком высокой.

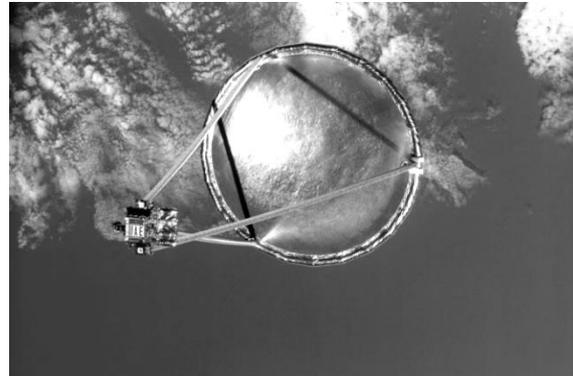


Рис. 8. Антенна фирмы L'Garde

Наиболее удачным прототипом надувной антенны стала служить конструкция, разработанная в Массачусетском технологическом университете (MIT), которая успешно проявила себя в испытаниях на Земле (рис. 9).

Особенностью антенны является то, что для ее надувания и поддержания долгое время в рабочем состоянии разработчики используют специальный порошок, который выделяет газ при низком давлении. Таким образом, исключено преждевременное срабатывание механизма разворачивания антенны. По замыслу авторов, наличие достаточного количества порошка на спутнике должно обеспечивать подкачку новой порции газа в случае утечки его в космос. Антенна без проблем разворачивается и обеспечивает в 10 раз более быструю и в 7 раз более дальнюю передачу данных, чем современные антенны для наноспутников.

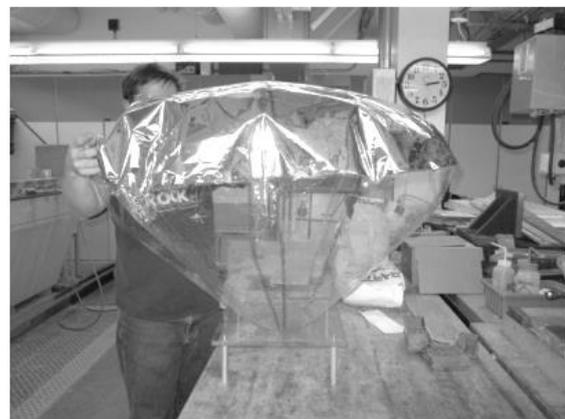


Рис. 9. Надувная антенна Массачусетского технологического института

Подобное устройство способно радикально повысить возможность использования небольших и достаточно дешевых спутников, востребованных в настоящее время в больших количествах.

Для усовершенствования надувной антенны МПТ предлагается отказаться от порошка и добавить отверждаемый каркас из полосок препрега [7]. Задача такого каркаса состоит в том, чтобы в отвержденном состоянии он сохранял требуемую форму антенны. В этом случае отпадает необходимость постоянно поддерживать давление газа в надувном элементе. Изделие в свернутом виде помещается в наноспутник на Земле. На орбите происходит надувание антенны. После этого должно произойти отверждение каркаса. При этом возникает множество вопросов и задач, которые нужно решить и исследовать: от возможности отверждения препрега в космосе без дополнительного подогрева до продолжительности процесса отверждения и живучести изделия в ожидании запуска на околоземную орбиту.

В работах [8–11] предложена технология отверждения препрегов в наземных лабораториях с условиями, максимально приближенными к условиям открытого космоса.

В работе [12] показано, что отверждение композиционного материала в условиях открытого космоса позволит непосредственно на орбите изготавливать даже крупногабаритные конструкции.

Авторы работ [13–15] показали особенности и возможность отверждения конструктивных элементов из препрега с эпоксидной смолой на околоземной орбите под действием солнечного излучения. Другая группа исследователей высказывает мнение о целесообразности применения принципа горячего отверждения реакционной смеси [16–20]. Такой принцип позволяет выполнить основное требование для надувной конструкции: до запуска в космос на космодроме при обычной температуре и давлении химическая реакция отверждения не должна осуществляться. Это позволит изготовить конструкцию, доставить ее на космодром и хранить до запуска.

3. Оценка геометрических и механических характеристик надувных конструкций

Надувные конструкции в развернутом виде, как правило, представляют собой цилиндрические или сферические оболочки.

Одной из основных задач для такой конструкции является вычисление максимальных напряжений, которые может выдержать оболочка. Для численного решения будем использовать уже известные формулы Ламе для изотропных конструкций. Мы используем упрощающее предположение о изотропности материала. Мы полагаем, что для предварительной оценки можно использовать приближенный подход. Учет анизотропии препрегов (например, в случае полотняного плетения) не должен привести к значительным ошибкам. Строгие выкладки потребуются в дальнейших исследованиях, в которых основной целью станет учет реального трехмерного плетения ткани препрега.

Для сферы максимальное окружное нормальное напряжение, которое появляется на внутренней поверхности, вычисляется по формуле

$$\sigma_{\max} = \frac{p_a}{2} \cdot \frac{2a^3 + b^3}{b^3 - a^3},$$

где величинами a и b обозначены, соответственно, внутренний и наружный радиусы оболочки. Значение внутреннего давления определяется величиной p_a .

Преобразуя формулу с учетом толщины оболочки $h = b - a$, получим

$$\sigma_{\max} = \frac{p_a}{2} \frac{2a^3 + (a+h)^3}{h(3a^2 + 3ah + h^2)}.$$

Приближенное выражение для расчета значения напряжения при малом значении h будет иметь вид

$$\sigma_{\max} \approx \frac{p_a a}{2 h}.$$

В цилиндрической оболочке у внутренней поверхности радиальное напряжение достигает наибольшее значение, определяемое формулой

$$\sigma_{\max} = p_a \cdot \frac{a^2 + b^2}{b^2 - a^2}.$$

Преобразуя формулу с учетом толщины оболочки $h = b - a$, получим

$$\sigma_{\max} = p_a \frac{a^2 + (a+h)^2}{h(2a+h)}.$$

Приближенное выражение для расчета значения напряжения при малом значении h будет иметь вид

$$\sigma_{\max} \approx p_a \frac{a}{h}.$$

Используем приведенные формулы. Определим, какой может быть толщина оболочки надувной конструкции при заданном значении напряжений, равным пределу прочности материала. Для сравнения в расчетах используем данные различных материалов:

– алюминиевый сплав марки В-1977 (применяется для изготовления особо нагруженных элементов авиационных конструкций), предел прочности 620 МПа;

– стеклопластик марки ВПС-53/СТ-62002 (применяется для изготовления деталей конструкционного назначения), предел прочности 900 МПа;

– углепластик марки ВКУ-43 (применяется для изготовления конструктивных элементов летательных аппаратов), предел прочности 1420 МПа.

Эти данные были получены сотрудниками Всероссийского научно-исследовательского института авиационных материалов (ВИАМ) Национального исследовательского центра "Курчатовский институт".

Рассмотрим надувную конструкцию, соответствующую модулю ВЕАМ, который сейчас пристыкован к МКС. Внутренний радиус модуля равен 1.6 метра. Значение внутреннего давления p_a равно 1 атм. Полученные результаты приведены в таблице.

Толщина оболочки конструкции

	В-1977	ВПС-53/ СТ-62002	ВКУ-43
Цилиндр, h , мм	0.258	0.178	0.113
Сфера, h , мм	0.129	0.089	0.056

Расчетные данные показали, что если нужны очень тонкие оболочки, то делать их следует из углепластика. Тонкую оболочку можно надуть невысоким давлением воздуха. С этой точки зрения, углепластик является наиболее перспективным материалом для космических конструкций.

4. Расчет температуры в оболочке цилиндрической конструкции, расположенной на околоземной орбите

Первым человеком, вышедшим в открытый космос, является советский космонавт Алексей Леонов. Поверхность его скафандра, попадающая под солнечные лучи,

разогревалась до плюс 150°C, а на теневой стороне остывала до минус 140°C.

Такой диапазон температур существенно сужает перечень конструктивных материалов, предназначенных для создания крупногабаритных конструкций в условиях открытого космоса. К подходящим для этих целей материалам относятся смолы горячего отверждения, например, смолы ВСК-1208 и ВСТ-1208, разрабатываемые ВИАМ. Эти смолы обеспечивают работоспособность полимерного композиционного материала до 200°C.

В рамках данной работы выполнялся расчет температур, возникающих в оболочке космического объекта. Требуется определить: подходит ли для этой цели любое связующее? Чтобы получить ответ на этот вопрос, с нашей точки зрения, достаточно провести расчеты в рамках упрощенной постановки задачи.

Рассмотрим передачу тепла в оболочке цилиндра. Передача тепла вдоль длины цилиндра не происходит. В задаче остаются две независимые компоненты координаты x и y . Это позволяет численные расчеты осуществлять в рамках двумерной постановки задачи.

Для определения значения температуры внутри оболочки решалась следующая краевая задача. По толщине оболочки перераспределение температуры шло в соответствии с классическим уравнением теплопроводности:

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

где t – реальное время, ρ – плотность материала, c_V – теплоемкость среды при постоянном объеме, λ – коэффициент теплопроводности, T – абсолютная температура.

Граничные условия учитывали два процесса. Не весь поток солнечных лучей, падающий на внешнюю сторону оболочки, нагревал ее. Часть потока отражалась. Также был важен угол, под которым поток падал на внешнюю сторону оболочки. Поглощение потока определялось зависимостью

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

где q – изменение плотности потока в зависимости от угла α , образованного направлением потока и нормалью к поверхности падения, R – коэффициент отражения, q_0 – плотность потока, равная входящему тепловому потоку солнечной радиации на околоземной орбите со значением 1367 Вт/м².

При задании граничных условий учитывался поток лучей, падающих со стороны

Земли и ее атмосферы с вкладом в 4 раза меньше по сравнению с Солнцем.

Излучение на поверхности цилиндра рассчитывали по закону Стефана-Больцмана

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

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

Предполагалось, что внутренняя сторона оболочки цилиндра покрыта теплоизолирующим материалом, который позволяет внутри цилиндра сохранять комфортную для существования космонавта температуру. Поэтому внутри цилиндра задавалось нулевое значения теплового потока.

Используемый в расчете препрег имел следующие физические свойства: плотность материала $\rho=1200 \text{ кг/м}^3$, теплоемкость $c_V=1000 \text{ Дж/(кг}\cdot\text{К)}$, теплопроводность $\lambda=0.18 \text{ Дж/(с}\cdot\text{м}\cdot\text{К)}$. Коэффициентам отражения R и излучения ε были присвоены, соответственно, значения 0.18 и 0.5 [20].

Расчеты проводились при различных геометрических характеристиках цилиндра. Было обнаружено, что значительно большее влияние на распределение температуры внутри оболочки цилиндра имеет толщина оболочки h по сравнению с внутренним радиусом цилиндра r . Чем тоньше оболочка, тем быстрее она прогреется до температуры, вызывающей процесс отверждения препрега. Влияние радиуса цилиндра на распределение температуры со стороны Солнца было несущественным. Поэтому для уменьшения времени проведения вычислительных экспериментов рассматривалась не слишком большая конструкция: внутренний радиус равен 1 м, толщина оболочки – 2 мм.

Схема падения лучей на тонкостенный цилиндр показана на рис. 10.

Слева на цилиндр падают солнечные лучи, справа показаны лучи, исходящие от Земли. Значения температуры в оболочке цилиндра распределяются симметрично относительно линии АОД, где точка О – центр цилиндра. Дальнейшее обсуждение распределения температур будет касаться наружной и внутренней стенок оболочки вдоль линий по точкам А, Б, В, Г и Д.

Следует подчеркнуть, что через 1 минуту температуры на внутренней и наружной стенках цилиндра становятся одинаковыми (рис. 11, 12).

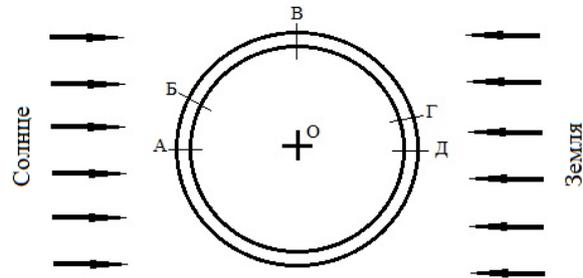


Рис. 10. Иллюстрация падения лучей на наружную стенку цилиндра

Расчеты показали, что максимальную температуру будет испытывать область, расположенная между точками А и Б, температура значительно ниже в области от точки Г до Д. В холодной области, расположенной в окрестности точки В, температура отрицательная.

Выравнивание температуры по толщине оболочки (в поперечном сечении от внутренней стенки к внешней) происходит к концу 1-й минуты.

Этот момент времени показан на рис. 12 сплошной линией для температуры на внутренней стенке и маркером "плюс" на внешней. Следует заметить, что внешняя сторона оболочки нагревается практически мгновенно.

Если предположить, что цилиндрическая конструкция может всегда быть расположена на солнечной стороне Земли, например, как станция РОСС, то для полного отверждения всей оболочки возникает необходимость совершать вращательное движение конструкции вокруг своей оси, чтобы достигнуть необходимых значений температур в других более холодных ее участках.

Анализ полученных расчетных данных температур, представленных на рис. 11 и 12, позволяет заявить о пригодности применения препрега со связующим подобным смолам ВСК-1208 и ВСТ-1208 производства ВИАМ в качестве конструкционного материала крупногабаритных космических оболочек.

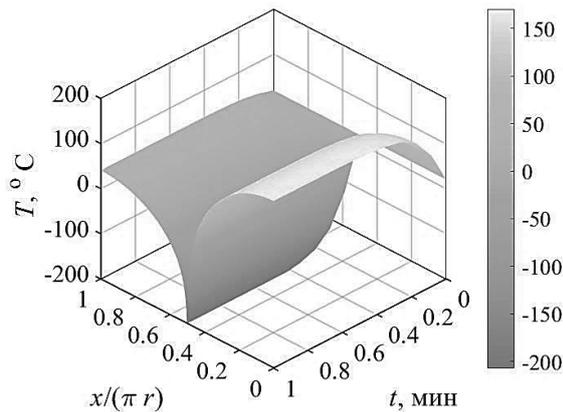


Рис. 11. Распределение температуры по длине окружности на внутренней стороне оболочки от точки А до точки Д на рис. 10. Ось x указывает безразмерную длину полуокружности внутренней стороны цилиндра в направлении от точки А к точке Д

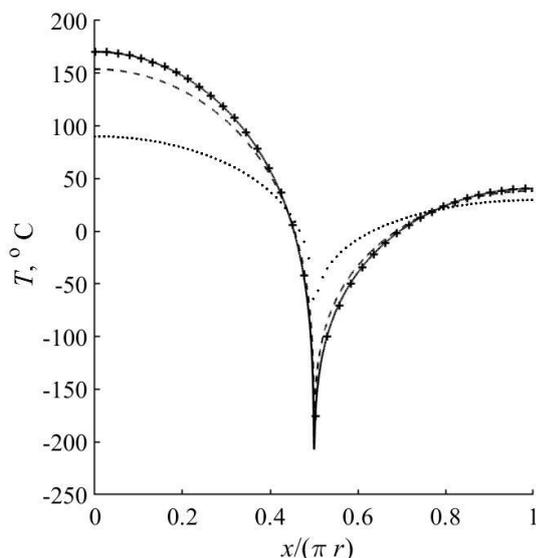


Рис. 12. Распределение температуры по длине окружности на внутренней стороне оболочки от точки А до точки Д в моменты времени: 10 с – линия показана точками; 30 с – пунктирная линия; 60 с – сплошная линия. Маркером "плюс" показаны значения температуры на внешней стороне оболочки. Ось координаты указывает безразмерную длину полуокружности на внутренней стороне цилиндра в направлении от точки А к точке Д

Заключение

Анализ результатов проведенных расчетов приводит к следующим двум выводам. Оболочка может быть тонкой, то есть, реально осуществить процесс надувания сложной конструкции. Для этого не потребуется

использовать высокое давление газа. Связующее препрега в оболочке будет нагреваться до температур, необходимых для осуществления горячего отверждения. Происходить это будет только на некоторых участках поверхности изделия. Поэтому потребуется вращать его до момента полного отверждения на всех участках.

Численный расчет толщины оболочки конструкции радиусом 1.6 метра, которая может быть изготовлена из различных конструкционных материалов, показал, что оболочка из углепластика может иметь меньшую толщину по сравнению с оболочками из стеклопластика или алюминиевого сплава. Установлено, что достаточно иметь толщину оболочки, большую, чем 0.113 мм для цилиндра и 0.056 мм для сферы. Такую оболочку можно надуть невысоким давлением воздуха.

Максимальные расчетные значения температуры в оболочке указывают на то, что препрег не со всяким связующим может использоваться в оболочке в качестве конструкционного материала. Необходимо применять смолы горячего отверждения.

Список источников

1. Kondyurin A.V. Building the shells of large space stations by the polymerisation of epoxy composites in open space // International Polymer Science and Technology. 1998. Vol. 25, № 4. P. 78–80.
2. Xu Y., Fuling G. Structure design and mechanical measurement of inflatable antenna // Acta Astronautica. Elsevier. 2012. Vol. 76. P. 13–25.
3. 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. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.06.029.
4. Пестренин В.М., Пестренина И.В., Русаков С.В., Гилев В.Г., Бузмакова Г.В. Использование упругих шарниров для упаковки и развертывания оболочечных конструкции // Материалы XXI Междунар. конф. по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2019), Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2019. С. 328–330.
5. Garishin O.K., Svistkov A.L., Belyaev A.Yu., Gilev V.G. On the Possibility of Using Epoxy Prepregs for Carcass-Inflatable Nanosatellite Antennas // Materials Science Forum. 2018. Vol. 938. P. 156–163.

6. 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. doi:10.1016/j.actaastro.2013.06.005.
7. Kondyurin A., Lauke B., Richter E. Polymerization Process of Epoxy Matrix Composites under Simulated Free Space Conditions // *High Performance Polymers*. 2004. Vol. 16. P. 163–175.
8. Kondyurin A.V., Lauke B., Vogel R., Nechitailo G. Kinetics of photocuring of matrix of composite material under simulated conditions of free space // *Plasticheskiemassi*. 2007. Vol. 11. P. 50–55.
9. Кондюрин А.В., Нечитайло Г.С. Композиционный материал для надувных конструкций, фотополимеризующийся в условиях орбитального космического полета // *Космонавтика и ракетостроение*. 2009. Т. 3(56). С. 182–190.
10. Kondyurin A.V., Bilek M. M. M., Kondyurina I.V., Vogel R., de Groh K.K. First Stratospheric Flight of Preimpregnated Uncured Epoxy Matrix // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2016. Vol. 53. № 6. P. 1019–1027.
11. Беляев А.Ю., Свистков А.Л. Моделирование отверждаемых цилиндрических элементов надувной антенны наноспутника // *Вестник Пермского университета. Физика*. 2017. № 438. С. 5–10. DOI: 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10.
12. Пестренин В.М., Пестренина И.В., Русаков С.В., Кондюрин А.В. Развертывание крупногабаритных оболочечных конструкций внутренним давлением // *Механика композитных материалов*. 2015. Т. 51, № 5. С. 889–898.
13. Гилев В.Г., Русаков С.В., Пестренин В.М., Пестренина И.В. Оценка жесткости развертываемой внутренним давлением цилиндрической композитной оболочки на начальном этапе полимеризации связующего // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика*. 2018. № 1. С. 93–99.
14. Demin A.A., Kondyurin A.V., Terpuvov V.N. Computer and stratospheric flight simulation of space experiment on curing of epoxy composite // *Materials physics and mechanics*. 2016. Vol. 26, № 1. P. 73–76. <https://mpm.spbstu.ru/article/2016.46.18/>.
15. Наймушин А.П., Пестренин В.М., Пестренина И.В. Исследование прогрева крупногабаритной оболочечной конструкции на околоземной орбите под действием солнечного излучения // *Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика*. 2013. Вып. 4(23). С. 51–54.
16. 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.
17. Водовозов Г.А., Мараховский К.М., Костромина Н.В., Осипчик В.С., Аристов В.М., Кравченко Т.П. Разработка эпоксикаучуковых связующих для создания армированных композиционных материалов // *Пластические массы*. 2017. № 5–6. С. 9–13.
18. 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>.
19. Евлампиева С.Е., Беляев А.Ю., Мальцев М.С., Свистков А.Л. Анализ температурного режима отверждаемых надувных элементов антенн наноспутников // *Механика композиционных материалов и конструкций*. 2017. Т. 23. С. 459–469.
20. Елисеева А.Ю., Комар Л.А., Кондюрин А.В. Вычислительное моделирование отверждения каркаса надувной антенны спутника на околоземной орбите // *Вычислительная механика сплошных сред*. 2020. Т.13, № 4. С. 414–423. DOI: <https://doi.org/10.7242/1999-691/2020.13.4.32>.

References

1. Kondyurin A.V. Building the shells of large space stations by the polymerization of epoxy composites in open space. *International Polymer Science and Technology*. 1998;(25(4)):78–80.
2. Xu Y., Fuling G. Structure design and mechanical measurement of inflatable antenna. *Acta Astronautica*. Elsevier. 2012;(76):13–25.
3. 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;(151):342–347. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.06.029.

4. *Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Rusakov S.V., Gilev V.G., Buzmakova G.V.* The use of elastic hinges for packing and deployment of shell structures. Proceedings of the XXI Intern. conf. on computational mechanics and modern applied software systems (VMSPPS'2019), Alushta. M.: MAI Publishing House. 2019: 328–330. (In Russ.).
5. *Garishin O.K., Svistkov A.L., Belyaev A.Yu., Gilev V.G.* On the Possibility of Using Epoxy Prepregs for Carcass-Inflatable Nanosatellite Antennas. *Materials Science Forum.* 2018;(938):156–163.
6. *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;(91):322–332. doi: 10.1016/j.actaastro.2013.06.005.
7. *Kondyurin A., Lauke B., Richter E.* Polymerization Process of Epoxy Matrix Composites under Simulated Free Space Conditions. *High Performance Polymers.* 2004;(16):163–175.
8. *Kondyurin A.V., Lauke B., Vogel R., Nechitailo G.* Kinetics of photocuring of matrix of composite material under simulated conditions of free space. *Plasticheskiemassi.* 2007;(11):50–55.
9. *Kondyurin A.V., Nechitailo G.S.* Composite material for inflatable structures, photopolymerized under conditions of orbital space flight. *Cosmonautics and Rocket Engineering.* 2009;(3(56)):182–190. (In Russ.).
10. *Kondyurin A.V., Bilek M. M. M., Kondyurina I.V., Vogel R., de Groh K.K.* First Stratospheric Flight of Preimpregnated Uncured Epoxy Matrix. *Journal of Spacecraft and Rockets.* 2016;(53(6)):1019–1027.
11. *Belyaev A.Yu., Svistkov A.L.* Modeling of hardened cylindrical elements of an inflatable nanosatellite antenna. *Bulletin of the Perm University. Physics.* 2017; (438):5–10. DOI: 10.17072/1994-3598-2017-4-5-10. (In Russ.).
12. *Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Rusakov S.V., Kondyurin A.V.* Deployment of large shell structures by internal pressure. *Mechanics of Composite Materials.* 2015;(51(5)):889–898. (In Russ.).
13. *Gilev V.G., Rusakov S.V., Pestrenin V.M., Pestrenina I.V.* Evaluation of the stiffness of a cylindrical composite shell deployed by internal pressure at the initial stage of polymerization of the binder. *Bulletin of the Perm National Research Polytechnic University. Mechanics.* 2018;(1):93–99. (In Russ.).
14. *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;(26(1)):73–76. <https://mpm.spbstu.ru/article/2016.46.18/>. (In Russ.).
15. *Naimushin A.P., Pestrenin V.M., Pestrenina I.V.* Investigation of the heating of a large-sized shell structure in near-Earth orbit under the action of solar radiation. *Bulletin of the Perm University. Mathematics. Mechanics. Computer science.* 2013;(4(23)):51–54. (In Russ.).
16. *Svistkov A.L., Eliseeva A.Yu., Kondyurin A.V.* Mathematical model of the curing reaction of ED-20 with the hardener TEAT-1. *Bulletin of the Perm University. Physics.* 2019;(1):9–16. (In Russ.).
17. *G. A. Vodovozov, K. M. Marakhovsky, N. V. Kostromina, V. S. Osipchik, V. M. Aristov, and T. P. Kravchenko,* Russ. Development of epoxy-rubber binders for the creation of reinforced composite materials. *Plastic masses.* 2017;(5–6):9–13. (In Russ.).
18. *Eliseeva A.Yu., Svistkov A.L., Kondyurin A.V.* Mathematical model of prepreg hot curing reaction. *Bulletin of Perm University. Physics.* 2017;(4(38)):19–25. <https://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-19-25>. (In Russ.).
19. *Evlampieva S.E., Belyaev A.Yu., Maltsev M.S., Svistkov A.L.* Analysis of the temperature regime of cured inflatable elements of nanosatellite antennas. *Mechanics of Composite Materials and Structures.* 2017;(23):459–469. (In Russ.).
20. *Eliseeva A.Yu., Komar L.A., Kondyurin A.V.* Computational modeling of the hardening of the frame of an inflatable satellite antenna in near-Earth orbit. *Computational Continuum Mechanics.* 2020;(13(4)):414–423. DOI: <https://doi.org/10.7242/1999-91/2020.13.4.32>. (In Russ.).

Информация об авторах:

Т. Н. Поморцева – заведующий учебно-методическим кабинетом кафедры вычислительной и экспериментальной механики механико-математического факультета Пермского государственного национального исследовательского университета, аспирант Пермского государственного национального исследовательского университета (614068, Россия, г. Пермь, ул. Букирева, 15), tata.lisica@yandex.ru;

Л. А. Комар – кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник Института механики сплошных сред Уральского отделения Академии наук (614000, г. Пермь, ул. Акад. Королева, 1), komar@icmm.ru, AuthorID: 10928.

Information about the authors:

T. N. Pomortseva – head of the teaching and methodological room of the Department of Computational and Experimental Mechanics, Faculty of Mechanics and Mathematics of Perm State University, post-graduate student of Perm State University (15, Bukireva St., Perm, Russia, 614068), ta-ta.lisica@yandex.ru;

L. A. Komar – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Senior Researcher of the Institute of Continuous Media Mechanics of the Ural Branch of Russian Academy of Science (1, Academician Koroleva St., Perm, Russia, 614000), komar@icmm.ru, AuthorID: 10928.