Оценка напряженного состояния и формоизменения крупногабаритной цилиндрической композитной оболочки в процессе ее отверждения в условиях открытого космоса / В.М. Пестренин, И.В. Пестренина, Я.Н. Иванов, А.В. Кондюрин. – DOI: 10.15593/perm.mech/2025.4.10 // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2025. – № 4. – С. 124–138.

Perm Polytech Style: Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Ivanov Ya.N., Kondyurin A.V. Evaluating the Stress-Strain Behavior of a Large Composite Shell During Curing in Free Space. *PNRPU Mechanics Bulletin,* 2025, no. 4, pp. 124-138. DOI: 10.15593/perm.mech/2025.4.10

пермский политех

ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА
№ 4, 2025
PNRPU MECHANICS BULLETIN
https://ered.pstu.ru/index.php/mechanics/index



Научная статья

DOI: 10.15593/perm.mech/2025.4.10
УДК 539.3

ОЦЕНКА НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ И ФОРМОИЗМЕНЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНОЙ ЦИЛИНДРИЧЕСКОЙ КОМПОЗИТНОЙ ОБОЛОЧКИ В ПРОЦЕССЕ ЕЕ ОТВЕРЖДЕНИЯ В УСЛОВИЯХ ОТКРЫТОГО КОСМОСА

В.М. Пестренин[1], И.В. Пестренина[1], Я.Н. Иванов[1], А.В. Кондюрин[2]

[1]Пермский государственный национальный исследовательский университет, Пермь, Российская Федерация
[2]Эвингар Сайентифик, Эвингар, Австралия

О СТАТЬЕ

Получена: 21 апреля 2025 г.
Одобрена: 23 сентября 2025 г.
Принята к публикации: 25 сентября 2025 г.

Ключевые слова:

космические конструкции, крупногабаритная цилиндрическая оболочка, композитный материал, степень отверждения, необратимые изменения механических свойств, напряженное состояние, формоизменение.

АННОТАЦИЯ

Изучается напряженно-деформированное состояние (НДС) и формоизменение крупногабаритной цилиндрической оболочки из композитного материала, отверждаемой под действием прямого излучения от Солнца и отраженного излучения от Земли в условиях открытого космоса на околоземных орбитах. Особенностью рассматриваемой задачи является изменение механических свойств связующего материала конструкции, обусловленное двумя факторами: изменением температуры и степенью отверждения связующего. Зависимость свойств материала от изменения температуры при фиксированной степени отверждения обратима. Зависимость свойств от степени отверждения необратима. Оба фактора имеют место одновременно и могут быть описаны независимыми кинетическими уравнениями.

Целью настоящей работы является разработка численной методики исследования НДС конструкций, учитывающая оба эти фактора. Предлагаемая методика является обобщением модели мгновенного стеклования И.И. Бугакова на случай малых приращений по времени и необратимого изменения материальных характеристик полимера. Методика демонстрируется на изучении НДС крупногабаритной цилиндрической композитной оболочки. Рассматриваются состояния оболочки на низкой околоземной полярной орбите, когда учитывается тепловой поток от Солнца и от Земли, и случай высокой орбиты, когда учитывается нагрев только от Солнца. В обоих случаях из-за необратимого изменения свойств связующего вследствие его отверждения появляются остаточные напряжения и деформации, обусловливающие формоизменение оболочки в виде удлинения или укорочения оси оболочки, ее изгиба и искажения формы поперечного сечения.

Предложенная в работе методика исследования НДС конструкций из материалов, свойства которых в процессе нагружения необратимо изменяются, может использоваться при расчете конструкций из композитов не только в условиях космоса, но и при исследовании остаточных напряжений и формоизменения изделий в технологических задачах.

© **Пестренин Валерий Михайлович** – к. ф.-м. н., доцент, доцент кафедры вычислительной и экспериментальной механики, e-mail: PestreninVM@mail.ru.
Пестренина Ирина Владимировна – к. т. н., доцент, доцент кафедры вычислительной и экспериментальной механики, e-mail: iPestrenina@gmail.com.
Иванов Ярослав Николаевич – ассистент кафедры вычислительной и экспериментальной механики, e-mail: ivanovya@psu.ru.
Кондюрин Алексей Викторович – к. т. н., директор, e-mail: alexey.kondyurin@gmail.com.

Valery M. Pestrenin – Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Computational and Experimental Mechanics of Phisical & Mathematical Institute, e-mail: PestreninVM@mail.ru.
Irena V. Pestrenina – Candidate of Tecnical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Department of Computational and Experimental Mechanics PMI, e-mail: iPestrenina@gmail.com.
Yaroslav N. Ivanov – Assistant of the Department of Computational and Experimental Mechanics of Phisical & Mathematical Institute, e-mail: ivanovya@psu.ru.
Alexey V. Kondyurin – Candidate of Technical Science, Director, e-mail: alexey.kondyurin@gmail.com.

Эта статья доступна в соответствии с условиями лицензии Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)
This work is licensed under a Creative Commons Attribution-NonCommercial 4.0 International License (CC BY-NC 4.0)

EVALUATING THE STRESS-STRAIN BEHAVIOR OF A LARGE COMPOSITE SHELL DURING CURING IN FREE SPACE

V.M. Pestrenin[1], I.V. Pestrenina[1], Ya.N. Ivanov[1], A.V. Kondyurin[2]

[1]Perm State National Research University, Perm, Russian Federation
[2]Ewingar Scientific, Evingar, Australia

ARTICLE INFO

Received: 21 April 2025
Approved: 23 September 2025
Accepted for publication:
25 September 2025

Keywords:

space constructure, large-sized cylindrical shell, composite material, degree of curing, irreversible changes of mechanical properties, stress state, shape change.

ABSTRACT

The study examines the stress-strain state (SSS) and shape changes of a large cylindrical shell made of composite material, cured under the influence of direct solar radiation and reflected radiation from the Earth in the conditions of open space in near-Earth orbits. A distinctive feature of the problem under consideration is the change in the mechanical properties of the binder material of the structure, caused by two factors: temperature variation and the degree of curing of the binder. The dependence of the material properties on temperature changes at a fixed degree of curing is reversible. The dependence of the properties on the degree of curing is irreversible. Both factors occur simultaneously and can be described by independent kinetic equations.

The aim of this work is to develop a numerical methodology for investigating the SSS of structures, taking into account both of these factors. The proposed methodology is a generalization of I.I. Bugakov's instantaneous vitrification model to the case of small time increments and irreversible changes in the material characteristics of the polymer. The methodology is demonstrated through the study of the SSS of a large cylindrical composite shell. The states of the shell are considered on a low near-Earth polar orbit, where the heat flux from the Sun and the Earth is taken into account, and on a high orbit, where only solar heating is considered. In both cases, due to the irreversible change in the properties of the binder as a result of its curing, residual stresses and deformations arise, leading to shape changes in the shell, such as elongation or shortening of its axis, bending, and distortion of the cross-sectional shape.

The proposed methodology for investigating the SSS of structures made of materials whose properties irreversibly change during loading can be used not only for calculating composite structures in space conditions but also for studying residual stresses and shape changes in products in technological applications.

Введение

Крупногабаритным оболочечным пневматическим конструкциям из композитов отводится важная роль в освоении космического пространства. Прогнозируется использование таких конструкций в качестве рефлекторов космических телескопов и антенн, зеркальных и линзовых концентраторов солнечного излучения, модулей жизнеобеспечения космических экипажей (лабораторий, оранжерей, хранилищ расходных материалов и т.п.). Технологии изготовления космических крупногабаритных объектов предусматривают возможность их изготовления из препрега, упаковки, развертывания из упакованного состояния в космосе и последующее отверждение под действием солнечной энергии. Актуальным является исследование параметров состояния такой конструкции (прочностных характеристик и формоизменения) в рассматриваемом технологическом процессе. В работах [1–3] предлагается технология изготовления, пневматического развертывания и эксплуатации в космосе крупногабаритных конструкций из композитных материалов с полимерной матрицей. Возможность развертывания такой конструкции на орбите обеспечивается достаточной податливостью конструкции вследствие неполного отверждения полимерной матрицы связующего композита на этом этапе. В работах [1; 4] показано, что процесс полного отверждения конструкции в виде крупногабаритной оболочки может быть реализован за счет нагрева ее солнечным излучением. Конструкция нагревается излучением от Солнца и Земли, что обусловливает возникновение в ней градиента распределения температуры, и, как следствие, неравномерность степени полноты химической реакции отверждения связующего. В статически неопределимой конструкции эти обстоятельства ведут к возникновению в ней напряженного состояния. Процесс отверждения эпоксидного связующего может быть описан дифференциальным уравнением с учетом ускорения и торможения скорости реакции [4–6]. В процессе отверждения меняются механические свойства связующего.

В настоящее время многие авторы изучают механические и теплофизические свойства полимеров на разных стадиях их технологической обработки, напряженно-деформированное состояние элементов конструкций из композитов, в том числе в условиях космоса. Процессы отверждения связующего за счет тепловой энергии и энергии излучения изучены в публикациях [4–10]. Есть решение задачи о напряженном состоянии полностью отвержденных элементов конструкций из полимеров под действием температурного нагружения [11–26]. Есть решение задачи возникновения градиента температуры в оболочке на орбите, освещаемой Солнцем и Землей [4]. Есть исследования механических и теплофизических свойств связующего композитного материала на отдельных этапах его отверждения [27–30]. Однако методики исследования напряженно-деформиро-

ванного состояния (НДС) конструкции из композита с отверждаемым связующим, охватывающей все эти факторы, не было найдено в известной литературе. В то время как все они имеют место одновременно и исключить один из них или рассматривать эти процессы отдельно неправомерно.

Поэтому целью данной работы являлось создание методики исследования НДС крупногабаритной конструкции из отверждаемого композита, которая включала бы расчет градиента температуры, кинетики реакции отверждения, изменения механических свойств композита.

Задача исследования НДС отверждаемой в космосе конструкции является новой задачей механики. Особенностью рассматриваемых задач механики является наличие двух факторов изменения материальных характеристик элементов структуры композита. Во-первых, материальные свойства этих элементов могут зависеть от температуры и быть термодинамически обратимыми, такая зависимость может быть задана функцией (таблицей). Например, обратимыми оказываются процессы в полностью отвержденных полимерах в расчетах остаточных температурных напряжений [31–33]. Во-вторых, материальные характеристики могут зависеть от степени отверждения, которая имеет химическую природу и задается дифференциальным кинетическим уравнением, и этот фактор изменяет свойства необратимо. При этом оба фактора могут не изменять механическую модель материала, например, он может приниматься упругим или вязкоупругим.

В данной работе на основании ранее изученных зависимостей материальных характеристик связующего на основе смолы ЭД-20 от температуры и степени отверждения строятся зависимости от этих факторов материальных характеристик однонаправленно армированного и тканевого композита. Разрабатывается методика оценки НДС упругих элементов конструкций с изменяющимися в процессе нагружения материальными характеристиками. Рассматривается процесс отверждения, формоизменения и формирования НДС крупногабаритной цилиндрической конструкции из такого композита под действием солнечного излучения и теплового потока от Земли в условиях космоса.

Материальные характеристики композита в зависимости от температуры и степени отверждения

В работах [24; 33; 34] изучается механическое поведение образцов связующего на основе ЭД-20 с нарушенной стехиометрией. Нарушение стехиометрии моделирует неполное отверждение полимера. Показано, что механическое состояние такого полимера описывается линейной теорией термовязкоупругости с упругим объемным деформированием. В 5-часовых экспериментах на релаксацию отличие равновесного и динамического модулей сдвига в диапазоне стехиометрии 10/1,0–10/0,7 не превышает 60 %. В настоящей работе предлагается методика оценки напряженного состояния конструкции из композита с не полностью отвержденным связующим, при этом далее связующее полагается упругим с динамическими характеристиками вязкоупругого полимера при фиксированной степени его отверждения. Такое допущение приводит к завышению оценки напряжений в конструкции [15], так как не учитывается релаксация напряжений ее вязкоупругого материала. Принятые в работе значения упругих констант связующего в зависимости от степени отверждения и температуры представлены на графике (рис. 1).

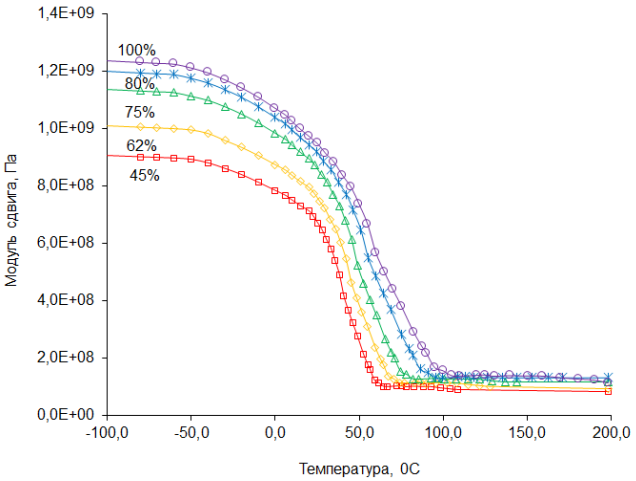


Рис. 1. Зависимость модуля сдвига от температуры при разной степени отверждения. Степень отверждения указана в процентах

Fig. 1. Dependence of the shear modulus on temperature at different degrees of curing. The degree of curing is indicated as a percentage

На этом рисунке кривая со 100%-ным отверждением является экспериментальной, заимствована из [1]. На всех остальных кривых точки при 22 °С тоже экспериментальные [24]. Получить экспериментальные кривые зависимости модуля сдвига от температуры для не полностью отвержденного связующего на данном этапе исследования не представляется возможным. Поэтому они построены посредством параллельного сдвига кривой со 100%-ным отверждением при условии прохождения через указанные выше экспериментально определенные точки при 22 °С. Кривые зависимостей G(T,η) (модуля сдвига полимера от температуры и степени отверждения) отражают наблюдаемое в опыте смещение точки стеклования влево при уменьшении степени отверждения [25]. Для построения семейства кривых G(T,η) расчетно-аналитическим методом могут быть использованы кинетическое уравнение полимеризации, отражающее изменение свойств вследствие необратимости процесса, и кинетическое уравнение, определяющее изменение механических свойств полимера в релаксационном переходе при фиксированной степени его отверждения [31–33].

Принимается, что рассматриваемый в работе материал является тканевым углепластиком. Считается, что материальные характеристики волокон не зависят от

температуры, и их значения взяты из библиотеки материалов ANSYS Workbench.

Материальные (эффективные) характеристики тканевого композита рассчитывались в два этапа. На первом этапе определялись свойства нити (пучка волокон с объемным содержанием 0,6), на втором этапе вычислялись эффективные характеристики ткани полотняного переплетения 1:1 (нити утка и основы переплетаются через одну (plain weave)), в которой объемное содержание нити 0,5, расстояние между параллельными нитями 1 мм, толщина ткани 0,2 мм.

Свойства однонаправленного и тканевого композита вычислялись на периодических ячейках с периодическими граничными условиями в инженерном пакете ANSYS Material Designer. Достоверность вычислений контролировалась методом представительного объема [26]. Результаты вычислений представлены в табл. 1.

Напряженно-деформированное состояние крупногабаритного цилиндра из композитного материала с полимерной не полностью отвержденной эпоксидной матрицей, нагружаемого тепловым излучением, описывается не связанной задачей термоупругости, поэтому рассматриваются последовательно две задачи: теплопроводности и термоупругости.

Геометрические размеры цилиндрической оболочки: длина 100 м, внутренний радиус 5 м, толщина стенки 1 см. (размеры ограничиваются грузоподъемностью ракетоносителя для доставки объекта на земную орбиту). Укладка ткани в стенке цилиндра является продольно-поперечной (нить утка ориентирована вдоль оси цилиндра).

Таблица 1

Эффективные свойства тканевого композита в цилиндрической системе координат
(ось 2 – направление волокон по основе, ось 3 – по утку)

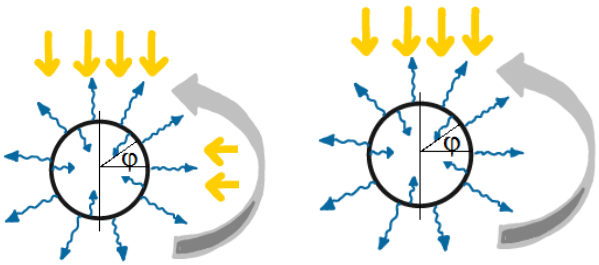
Table 1

Effective properties of a fabric composite in a cylindrical coordinate system (axis 2 – direction of fibers along the warp, axis 3 – along the weft)

η, %	T, °C	E_1, ГПа	$E_2=E_3$, ГПа	$G_{12}=G_{31}$, ГПа	G_{23}, ГПа	$\nu_{12}=\nu_{13}$	ν_{23}	α_1, 1/K	$\alpha_2=\alpha_3$, 1/K
100	-100	8,72	62,50	2,18	2,75	0,089	0,057	-5,4E-05	-3,6E-06
100	-50	8,65	62,43	2,16	2,73	0,088	0,057	1,9E-05	1,2E-06
100	0	7,66	61,35	1,89	2,39	0,080	0,051	9,2E-05	5,4E-06
100	25	6,89	60,45	1,69	2,13	0,073	0,046	1,4E-04	7,3E-06
100	60	6,49	57,45	1,03	1,30	0,087	0,037	2,2E-04	7,9E-06
100	100	7,95	50,26	0,29	0,36	0,152	0,017	3,5E-04	5,0E-06
80	-100	8,47	62,24	2,11	2,66	0,087	0,056	-5,4E-05	-3,5E-06
80	-50	8,41	62,17	2,09	2,64	0,086	0,055	1,9E-05	1,2E-06
80	0	7,41	61,06	1,82	2,30	0,078	0,049	9,3E-05	5,2E-06
80	25	6,70	60,23	1,64	2,07	0,072	0,045	1,4E-04	7,1E-06
80	60	5,67	56,37	0,89	1,11	0,077	0,033	2,2E-04	6,9E-06
80	100	7,00	49,30	0,25	0,31	0,137	0,015	3,5E-04	4,3E-06
75	-100	8,10	61,84	2,01	2,54	0,084	0,054	-5,4E-05	-3,4E-06
75	-50	7,97	61,70	1,98	2,49	0,082	0,053	1,9E-05	1,1E-06
75	0	7,08	60,68	1,74	2,19	0,075	0,047	9,3E-05	5,0E-06
75	25	6,24	59,66	1,52	1,91	0,067	0,042	1,4E-04	6,6E-06
75	60	4,23	54,22	0,65	0,81	0,061	0,024	2,2E-04	5,1E-06
75	100	6,64	48,93	0,23	0,28	0,131	0,014	3,5E-04	4,0E-06
62	-100	7,28	60,92	1,79	2,26	0,077	0,048	-5,4E-05	-3,1E-06
62	-50	7,20	60,83	1,77	2,23	0,076	0,048	1,9E-05	1,0E-06
62	0	6,36	59,82	1,55	1,96	0,069	0,043	9,3E-05	4,5E-06
62	25	7,08	59,24	1,36	1,71	0,086	0,044	1,5E-04	6,9E-06
62	60	3,69	51,83	0,43	0,53	0,059	0,018	2,3E-04	3,9E-06
62	100	6,01	48,27	0,20	0,25	0,120	0,012	3,5E-04	3,5E-06
45	-100	6,60	60,11	1,61	2,03	0,071	0,044	-5,4E-05	-2,8E-06
45	-50	6,53	60,02	1,59	2,01	0,070	0,044	1,9E-05	9,1E-07
45	0	5,77	59,04	1,40	1,76	0,063	0,039	9,4E-05	4,1E-06
45	25	6,40	58,41	1,22	1,53	0,079	0,040	1,5E-04	6,3E-06
45	60	1,94	48,21	0,22	0,27	0,034	0,010	2,4E-04	2,0E-06
45	100	5,28	47,51	0,17	0,21	0,107	0,010	3,5E-04	3,0E-06

Численный анализ распределения температуры и степени отверждения в крупногабаритной цилиндрической композитной оболочке в космосе на орбите под действием солнечного излучения

Изучается распределение температуры и степени отверждения материала оболочки в нестационарной задаче в течение 20 ч под действием тепло-лучевого нагружения. Процесс нагружения делится на четыре этапа по 5 ч. В течение каждого этапа взаимное расположение оболочки и источников излучения не меняется. Переход к следующему этапу осуществляется мгновенным поворотом оболочки вокруг своей оси на угол π/2 против часовой стрелки. Принимается, что в момент t=0 оболочка находится в однородном тепловом состоянии с температурой 20 °C и степенью отверждения 45 %. Это состояние соответствует моменту выхода оболочки из транспортного контейнера и пневматического развертывания оболочки на орбите. Параллельно рассматриваются два варианта энергетического нагружения, расчетные схемы которых приводятся на рис. 2.



a *b*

Рис. 2. Схема освещения оболочки на орбите (вид с торца): освещение от Солнца и Земли на низкой орбите (*a*), освещение только Солнцем на высокой орбите (*b*). Стрелка показывает направление поворота оболочки для последующего этапа ее прогрева

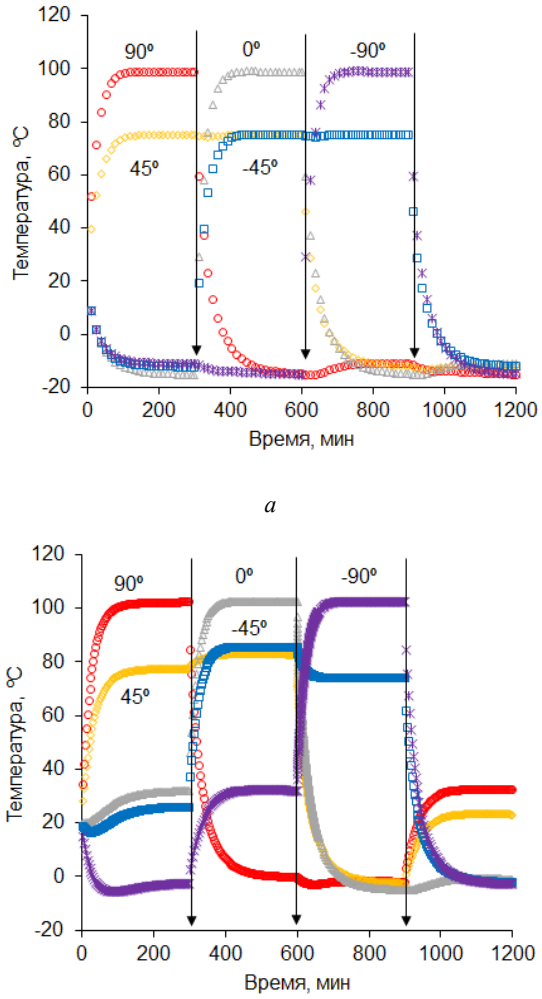
Fig. 2. The scheme of the shell illumination in orbit (end view): illumination from the Sun and Earth in low orbit (*a*), illumination only by the Sun in high orbit (*b*). The arrow shows the direction of the shell rotation for the subsequent stage of its heating

Рисунок 2 (*a*) отвечает задаче 1 – низкой полярной орбите, при которой оболочка освещена потоком от Солнца и отраженным потоком от Земли. Эти два потока взаимно ортогональны. Рисунок 2 (*b*) отвечает задаче 2 нагружения оболочки, находящейся на высокой орбите, где излучение, исходящее от Земли, незначительно и им можно пренебречь. При этом оболочка ориентирована всегда одной стороной на Солнце.

В обеих задачах принимаются следующие параметры энергетических потоков и граничные условия Стефана – Больцмана: на внешней стороне оболочки задана плотность теплового потока вследствие теплового излучение от Солнца 1400 Вт/м^2; Земли – 350 Вт/м^2. Коэффициент поглощения 0,58. Коэффициент теплового излучения в окружающую среду и переизлучения между стенками оболочки (коэффициент серости) 0,5.

Решение задачи нестационарной теплопроводности проводится методом конечных элементов в пакете ANSYS. Общее количество элементов в поперечном сечении равно 100 480, по толщине – 16. В результате решения определяются поля температуры в элементах оболочки, что позволяет с использованием кинетического уравнения определить в них текущую степень отверждения.

Изменение температуры во времени в точках внешней поверхности некоторых сечений показано на рис. 3.



a

b

Рис. 3. Изменение температуры в точках внешней поверхности для пяти сечений (углы сечений указаны в градусах) при освещении только солнцем (*a*) и при освещении солнцем и Землей (*b*) от времени. Стрелки указывают время последовательных поворотов оболочки на 90°

Fig. 3. Temperature change at points of the outer surface for five sections (section angles are given in degrees) with illumination by the sun only (*a*) and with illumination by the sun and the Earth (*b*) over time. Arrows indicate the time of successive 90-degree turns of the shell

На рис. 3 показано, что в процессе нагружения значения температуры в материале оболочки меняются

в диапазоне от -6 °С до 102 °С в первой задаче и в диапазоне от -15 °С до 99 °С во второй задаче. При этом во второй задаче температура на поверхности оболочки в сечениях $\varphi = \pm 45°$ не достигает 80 °С. Это обстоятельство влияет на полноту отверждения материала оболочки и влияет (как будет показано ниже) на искажение формы ее поперечного сечения. Отметим также, что в некоторые моменты времени температура различается по толщине оболочки. Максимальный перепад температуры достигает 8 °С.

3. Изменение степени отверждения цилиндра в процессе нагружения

Методика определения степени отверждения эпоксидного связующего ЭД-20 в температурном поле на основе кинетического уравнения

$$\frac{d\eta}{dt} = k_1(1-\eta)(1-k_2\eta)(1+k_3\eta)$$

предложена в работах [9; 34]. Параметры кинетического уравнения и их зависимость от температуры определены на основании изотермических опытов. Их значения приведены в табл. 2.

С использованием кинетического уравнения были построены зависимости степени отверждения от температуры и времени $\eta\,(T, t)$.

Семейство кривых $\eta\,(T, t)$ и решение задачи теплопроводности позволяют определить степень отверждения в конечных элементах рассматриваемой оболочки в каждый момент времени. Процесс отверждения элементов оболочки в рассматриваемых задачах демонстрируется графиками на рис. 4 и диаграммами на рис. 5.

Из рис. 4 видно, что на низкой орбите при освещении оболочки Солнцем и Землей отверждение материала оболочки происходит наиболее полно, чем на высокой орбите при освещении только Солнцем. В обоих случаях в окрестности сечений $\varphi = \pm 45°$ и $\varphi = \pm 135°$ наблюдается недоотверждение, при этом на высокой орбите оно больше и осуществляется на большем секторе.

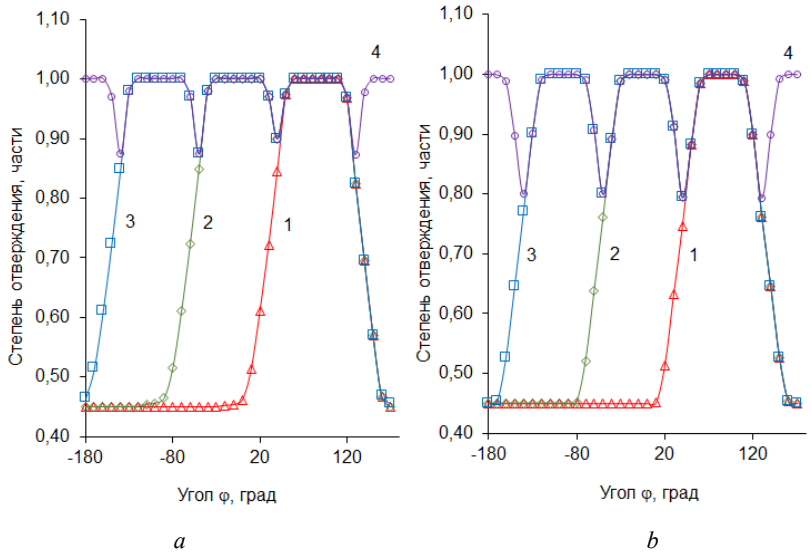
Таблица 2

Параметры кинетического уравнения

Table 2

Parameters of the kinetic equation

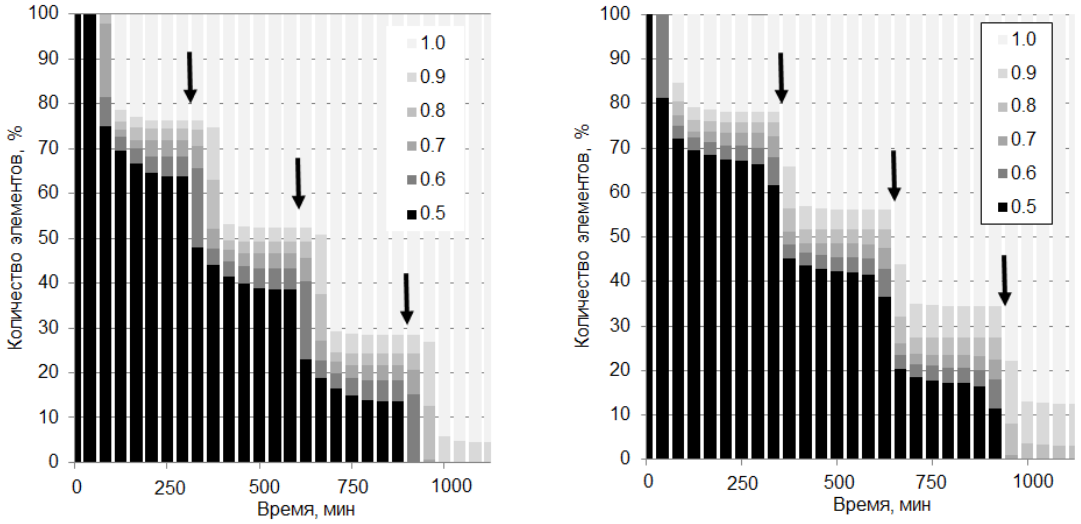
Параметр	Значение									
T, °С	20	30	40	45	50	60	70	80	90	100
k_1, 1/мин	0,001269	0,002972	0,004675	0,005526	0,007690	0,01202	0,02128	0,03055	0,03982	0,04908
k_2	2,4984	2,2764	2,0544	1,9434	1,8324	1,6104	1,3884	1,1664	0,9444	0,7224
k_3	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1	2,1



a *b*

Рис. 4. Распределение степени отверждения по поверхности оболочки в зависимости от угла φ в конце этапов освещения оболочки перед следующим поворотом: при освещении Солнцем и Землей (*a*) и при освещении только Солнцем (*b*). Номера графиков показывают этапы ориентации оболочки

Fig. 4. Distribution of the degree of hardening over the shell surface depending on the angle φ at the end of the shell illumination stages before the next rotation: when illuminated by the Sun and the Earth (*a*) and when illuminated only by the Sun (*b*). The graph numbers indicate the shell orientation stages



a *b*

Рис. 5. Количество элементов оболочки с разной степенью отверждения со временем на орбите. Значения степени отверждения показано на графике. Стрелки показывают моменты времени поворота оболочки. Случай низкой орбиты с освещением Солнцем и Землей (*a*) и случай высокой орбиты при освещении только Солнцем (*b*)

Fig. 5. The number of shell elements with different degrees of curing over time in orbit. The values of the degree of curing are shown on the graph. The arrows show the moments of time of shell rotation. The case of a low orbit with illumination by the Sun and the Earth (*a*) and the case of a high orbit with illumination only by the Sun (*b*)

Результаты, приведенные на рис. 5, показывают, что 20-часовой 4-этапный процесс прогрева оболочки обеспечивает практически полное отверждение композита на низкой орбите до 95,4 %. Во втором случае, моделирующем процесс отверждения на высокой орбите, полностью отверждается 87,5 % элементов. При этом 3,2 % элементов отверждаются до 80 %.

Методика оценки НДС упругих элементов конструкций с изменяющимися в процессе нагружения материальными характеристиками

Рассматриваются упругие конструкции, изготовленные из материалов, свойства которых претерпевают необратимые изменения в процессе нагружения. В космических условиях такими материалами могут быть, например, недоотвержденные полимеры и композиты на их основе, материалы, изменяющие свои свойства вследствие облучения (космические лучи, гамма- и УФ-лучи).

Предлагается феноменологическое описание НДС нагружаемой конструкции при обусловленном кинетическим уравнением необратимом изменении свойств материала, из которого она изготовлена. Пусть некая конструкция изготовлена из материала, свойства которого в общем случае зависят от температуры и могут претерпевать необратимое фазовое превращение (например, вследствие дополнительной полимеризации). Конструкция подвергается нагружению (силовому и температурному). В процессе нагружения свойства материала изменяются за счет дополнительного отверждения (полимеризации) необратимо. При этом не изменяется механическая модель материала, он в рассматриваемом случае остается упругим. Необратимое изменение свойств материала конструкции обусловливает ее необратимые формоизменение, остаточные напряжения и деформации.

На приводимом ниже примере показывается механизм образования остаточных напряжений и деформаций в элементах конструкций, при нагружении которых их механические характеристики необратимо изменяются.

Демонстрационный пример

Рассматривается плоское напряженное состояние прямоугольной ограниченной по торцам пластины.

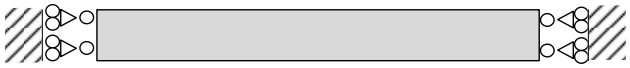


Рис. 6. Расчетная схема к тесту

Fig. 6. Calculation scheme for the test

Тепломеханические свойства пластины:

Материал 1: $E = 2e9$ Па, $\nu = 0,3$, $\alpha = 0,1e-4K^{-1}$.

Материал 2: $E = 2,2e9$ Па, $\nu = 0,3$, $\alpha = 0,1e-4K^{-1}$.

Пластина подвергается температурному нагружению в соответствии с приведенной таблицей.

Приведенный пример описывает изменение механического состояния пластинки, нагружаемой приращением температуры Δt=10° и разгружаемой Δt=-10°. При этом в процессе нагружения модуль упругости материала необратимо изменяется. В статически неопределимом случае напряжения в конце третьего шага $\sigma_x = 0,02$ МПа оказываются остаточными напряжени-

ями. В статически определимой конструкции сумма деформаций в четырех шагах, равная $\varepsilon_u = -0,909e-5$, является остаточной деформацией. Таким образом, видим, что необратимое изменение механических свойств материала элемента конструкции при ее нагружении приводит к образованию остаточных напряжений и деформаций.

Таблица 3

Последовательные шаги счета

Table 3

Successive steps of counting

Шаг	Характеристики
1	Нагрев пластины (материал 1) на Δt=10°. Решение $\sigma_x = -0,2$ МПа, $\varepsilon_u = -0,0001$, $\varepsilon_T = 0,0001$
2	Изменение свойств с материал 1 на материал 2. Нагрузка – Δt=0, начальное напряженное состояние из шага № 1. Решение $\sigma_x = -0,2$ МПа, дополнительные к полученным на шаге № 1 $\varepsilon_u = -0,0$, $\varepsilon_T = 0,0$
3	Нагрузка – Δt=-10°, начальное напряженное состояние из шага 2. Решение $\sigma_x = 0,02$ МПа, дополнительные к полученным на шаге №2 $\varepsilon_u = 0,0001$, $\varepsilon_T = -0,0001$
4	Нагрузка – Δt=0°, начальное напряженное состояние из шага 3. Снято ограничение на перемещения при x=*l*. Решение $\sigma_x = 0,0$, дополнительные к полученным на шаге №3 $\varepsilon_u = -0,909e-5$, $\varepsilon_T = 0$

Предлагается следующая численная методика описания НДС конструкции. Процесс ее нагружения во времени наблюдаем в моменты времени t_0, t_1, t_2,…, t_k, … Принимается, что на промежутке $\Delta t = t_{k+1} - t_k$ физическими уравнениями представительного объема материала конструкции, связывающими приращение напряжений и приращение деформаций, которые отсчитываются от конфигурации в момент t_k, являются уравнения несвязанной линейной термоупругости. Материальные параметры этих уравнений имеют значения, которые представительный объем имеет в момент t_k. Считается, что материальные параметры скачком изменяются в момент t_{k+1}. Изменение этих параметров не зависит от напряженно-деформированного состояния объема и обусловлено внешними причинами. Эти причины могут описываться дополнительными уравнениями (например, кинетическими уравнениями) и приводить как к обратимым, так и к необратимым изменениям состояния рассматриваемого объема. Сформулированные положения являются обобщением на случай малых приращений Δt и необратимого изменения материальных характеристик полимера модели мгновенного стеклования И.И. Бугакова [12].

Далее решаются две не связанные нестационарные задачи термоупругости, расчетные схемы которых приведены на рис. 2. Используются результаты решения задачи теплопроводности, полученные выше, на ее основе вычисленная степень отверждения, и результаты вычисления механических характеристик материала в зависимости от температуры и степени отверждения, приведенные в табл. 1.

Расчет НДС цилиндра проводится с использованием инженерного пакета ANSYS на основе сформулированных выше допущений. Количество точек t_k, в которых реализуются изменения скачком свойств материала цилиндра, внутри каждого этапа принимается равным семи.

Рассматривается задача плоской деформации. Такой подход (с использованием осевых напряжений) позволяет оценить интегральные силовые характеристики нагружения цилиндра: момент и осевую силу, обусловливающие его формоизменение. Решение задачи о плоской деформации позволяет существенно сократить вычислительные затраты для анализа состояния крупногабаритного цилиндра. При этом в задачах о плоско-деформированном (ПДС) и плосконапряженном состоянии (ПНС) цилиндра напряжения σ_{rr} и $\sigma_{r\varphi}$ пренебрежимо малы, а напряжения $\sigma_{\varphi\varphi}$ имеют одинаковый порядок и одинаковый характер распределения. Поэтому для оценки напряженного состояния различие решений ПНС и ПДС не принципиально.

Обсуждение результатов решения задачи термоупругости

На рис. 7–10 показано сравнение распределения напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ по толщине оболочки от внутренней поверхности к наружной в сечениях с углами $\varphi = -90°$ и $\varphi = 45°$ в рассматриваемых задачах в течение четырех пятичасовых этапов на низкой и высокой орбитах. Эти рисунки отражают характерные изменения напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ и в других сечениях: знакопеременность по сечению, диапазон значений, нарушение монотонности.

Из рисунков видно, что напряжения $\sigma_{\varphi\varphi}$ в обеих задачах качественно похожи и меняют знак в сечении при движении от внутренней стенки к внешней в основном с минуса на плюс. Изменение знака напряжений обусловлено тем, что результирующее окружное усилие, отвечающее этим напряжениям, равно нулю. Это означает, что возникающее в стенках оболочки поле напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ эквивалентно распределенному моменту. Появление резкого изменения напряжений объясняется наличием скачков в тепломеханических свойствах материала в процессе отверждения. Амплитуды напряжений в оболочке на высокой орбите оказываются большими, чем на низкой орбите. Это объясняется тем, что на низкой орбите два тепловых взаимно ортогональных источника (Солнце и Земля) обеспечивают более равномерные прогрев и отверждение материала конструкции.

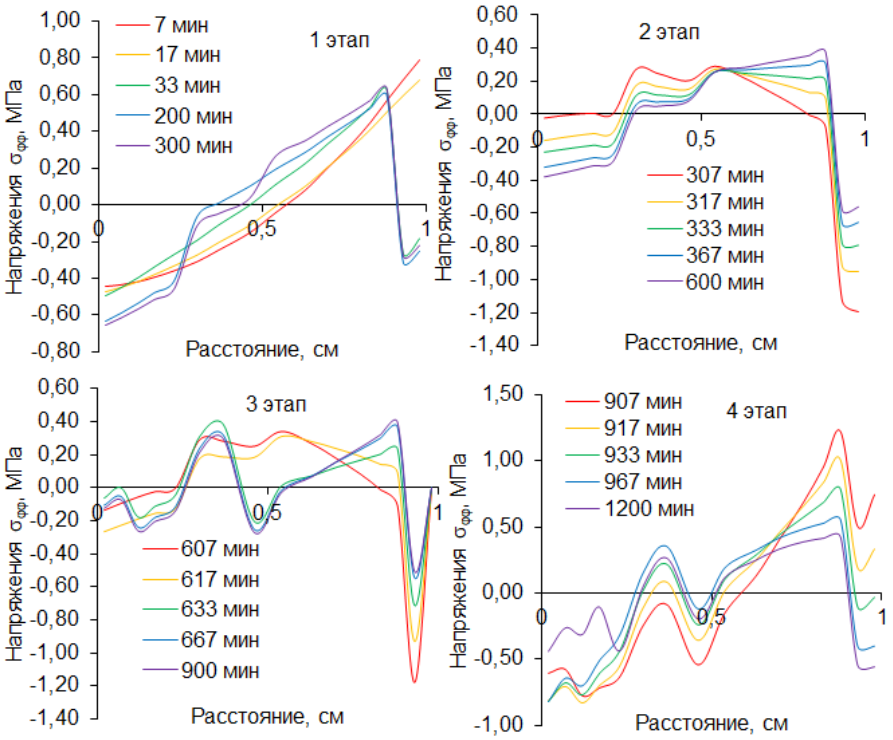


Рис. 7. Распределение напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ по толщине стенки оболочки в сечении φ = -90 градусов со временем на низкой орбите. Для лучшего наблюдения графики представлены отдельно по этапам освещения оболочки

Fig. 7. Distribution of stresses $\sigma_{\varphi\varphi}$ by the thickness of the shell wall in the section φ = -90 degrees over time in a low orbit. For better observation, the graphs are presented separately by the stages of shell illumination

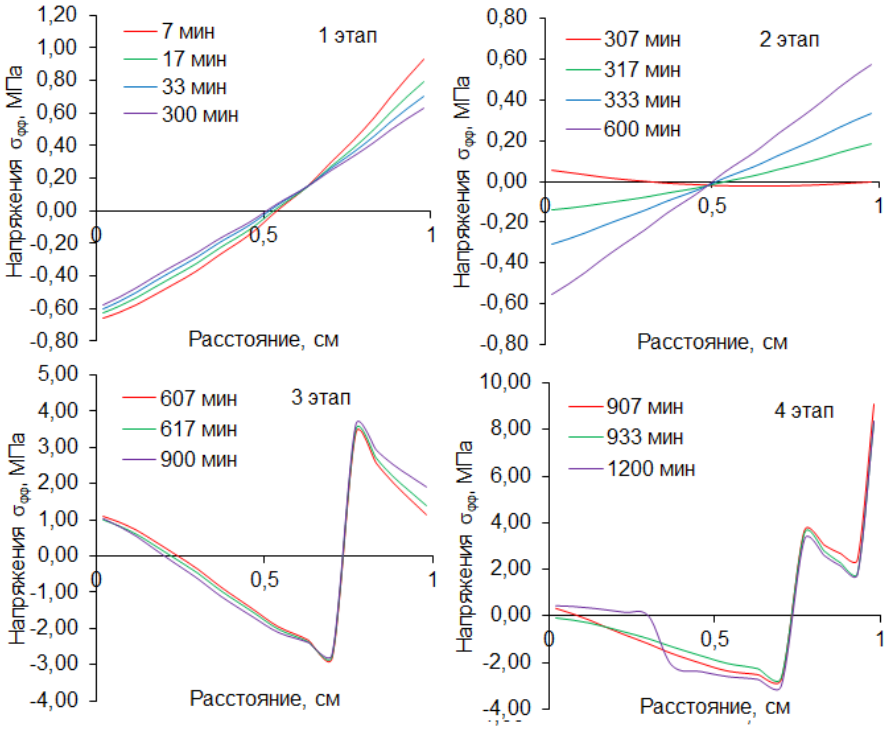


Рис. 8. Распределение напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ по толщине стенки оболочки в сечении φ = -90° со временем на высокой орбите. Для лучшего наблюдения графики представлены отдельно по этапам освещения оболочки

Fig. 8. Distribution of stresses $\sigma_{\varphi\varphi}$ by the thickness of the shell wall in the section φ = -90° over time in a high orbit. For better observation, the graphs are presented separately by the stages of shell illumination

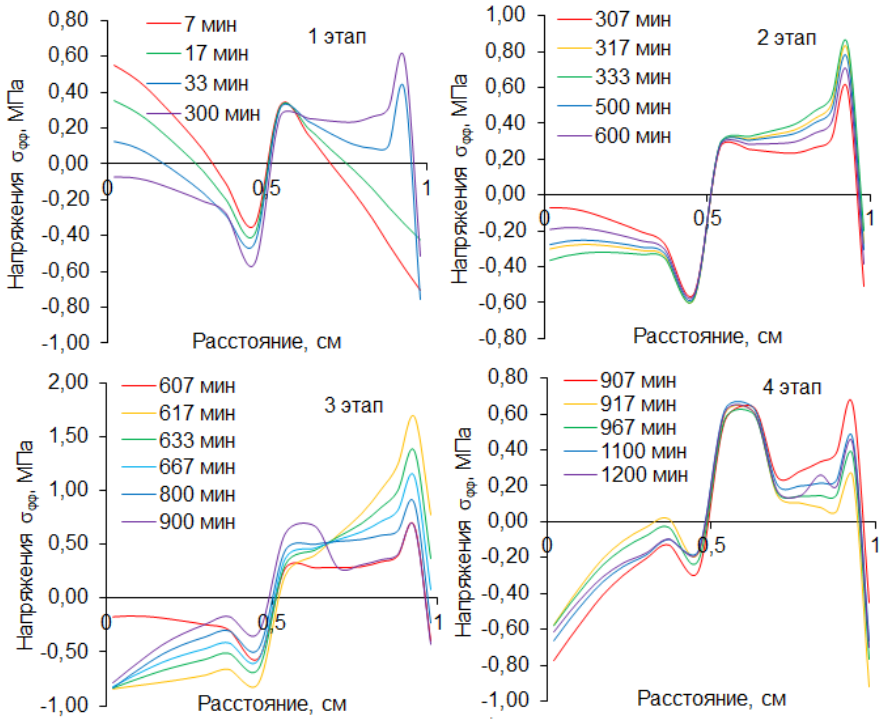


Рис. 9. Распределение напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ по толщине стенки оболочки в сечении φ = 45° со временем на низкой орбите. Для лучшего наблюдения графики представлены отдельно по этапам освещения оболочки

Fig. 9. Distribution of stresses $\sigma_{\varphi\varphi}$ across the shell wall thickness in a section φ = 45° over time in a low orbit. For better observation, the graphs are presented separately by shell illumination stages

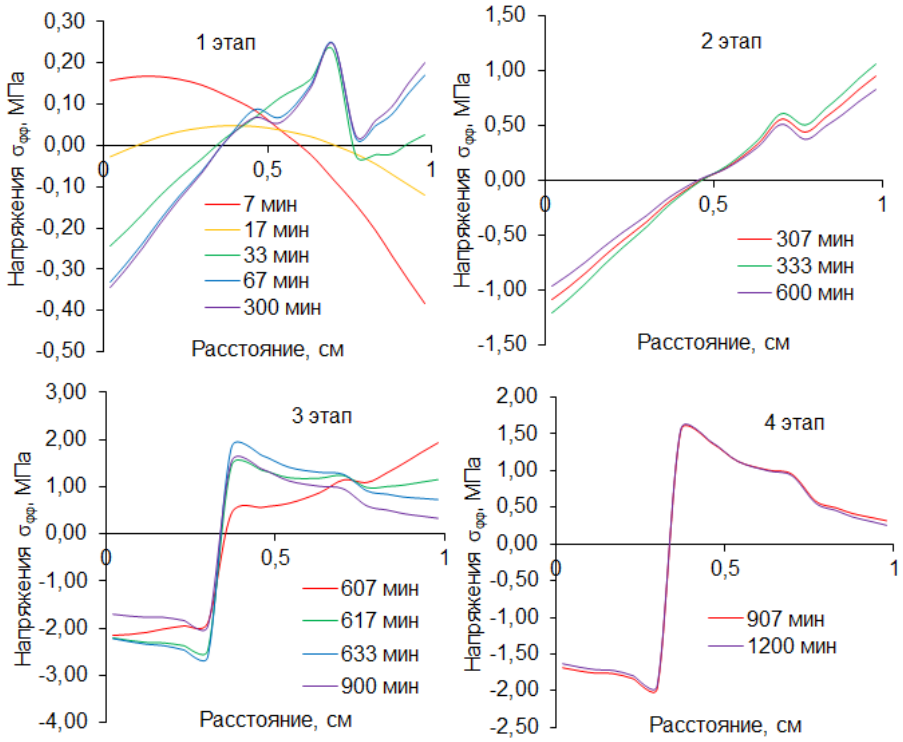


Рис. 10. Распределение напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ по толщине стенки оболочки в сечении φ = 45° со временем на высокой орбите. Для лучшего наблюдения графики представлены отдельно по этапам освещения оболочки

Fig. 10. Distribution of stresses $\sigma_{\varphi\varphi}$ across the shell wall thickness in a section φ = 45° over time in a high orbit. For better observation, the graphs are presented separately by shell illumination stages

Оценивая возникающие напряжения $\sigma_{\varphi\varphi}$ в целом, отметим, что они значительно ниже критических прочностных значений отвержденного композита [35–38].

Напряжения σ_{zz}, возникающие при плоской деформации, приводятся к реактивным главному вектору и осевым моментам. Эти характеристики на протяжении 20-часового цикла приведены на рис.11 и 12. Из приведенных рисунков видно, что характер изменения реактивных усилий и моментов в рассматриваемых задачах одинаков. Эти параметры растут по величине к концу процесса отверждения. При этом максимальные значения главного вектора в оболочке, отвержденной на низкой орбите, составляют 185 т, тогда как в оболочке, отвержденной на высокой орбите, составляют 303 т. Максимальное значение главного момента составляет 1705 и 2078 тм соответственно.

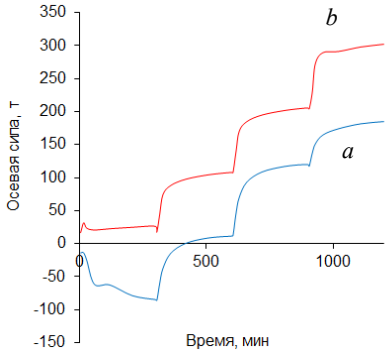


Рис. 11. Суммарная осевая сила в оболочке со временем реакции отверждения на низкой орбите (*a*) и на высокой орбите (*b*)

Fig. 11. Total axial force in the shell with the curing reaction time in low orbit (*a*) and high orbit (*b*)

В пространственной задаче для оболочки напряжения σ_{zz} в ее сечении должны быть равны нулю. Отвечающие им результирующие главный вектор и момент также равны нулю. При этом оболочка подвергается продольному удлинению (укорочению) и изгибу. Эти характеристики изменения формы оболочки определяются посредством ее нагружения главным вектором и главным моментом, компенсирующими (взятыми с обратным знаком) реактивные главный вектор и главный момент задачи плоской деформации. Результаты вычислений удлинений и стрелы прогиба в двух 3D-задачах рассматриваемого цикла нагружения приведены в табл. 4.

Из табл. 4 видно, что порядок перемещений вследствие изгиба и удлинения в обеих задачах одинаков, при этом стрела прогиба оболочки, отвержденной на высокой орбите, больше, чем в оболочке, отвержденной на низкой орбите.

Чтобы оценить влияние необратимого изменения свойств связующего на НДС конструкции, после четвертого этапа подвергнем ее (сохраняя степень отверждения) температурной разгрузке до исходного состояния 20 °C. Результат вычислений отражен в строке 5 табл. 4. Это состояние не совпадает с исходным естественным (ненапряженным и недеформированным). Если бы свойства материала зависели только от температуры, процессы, происходящие в цилиндре, были бы обратимыми, и в этом случае он вернулся бы в исходное прямолинейное состояние.

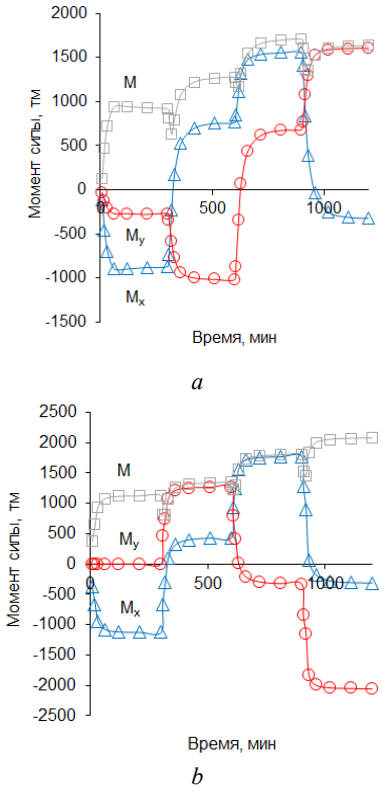


Рис. 12. Суммарные изгибающие главные моменты в оболочке со временем реакции отверждения на низкой (*a*) и высокой (*b*) орбитах

Fig. 12. Total bending principal moments in the shell with the curing reaction time in low (*a*) and high (*b*) orbits

Таблица 4

Стрелы прогиба в плоскостях *XZ* и *YZ* и удлинение оболочки

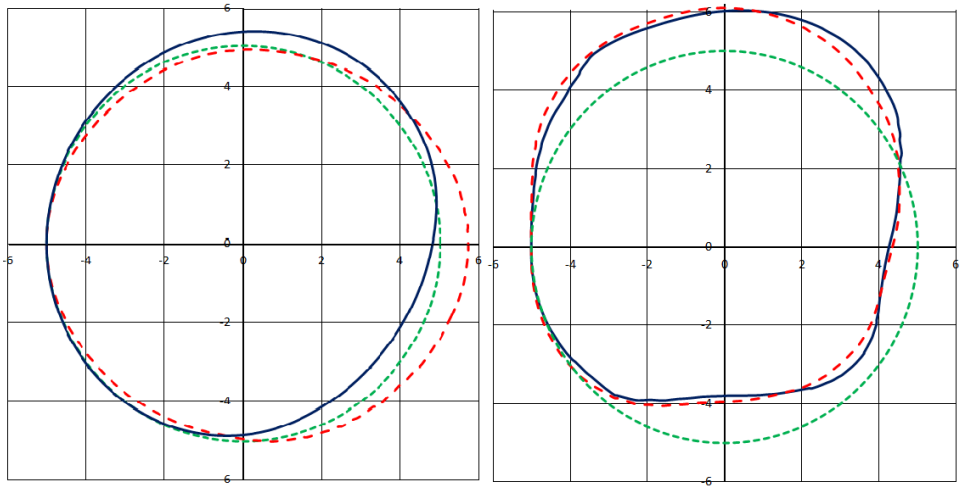
Table 4

Deflection arrows in *XZ* and *YZ* planes and shell elongation

Этап	Задача 1			Задача 2		
	Ux, см	*Uy*, см	*Uz*, см	*Ux*, см	*Uy*, см	*Uz*, см
1	2,02	0,48	**1,76**	0,07	9,25	**-0,51**
2	7,49	5,49	**-0,248**	10,67	3,22	**-0,72**
3	4,91	11,35	**-2,48**	2,56	14,40	**-1,35**
4	11,05	2,20	**-3,8**	16,05	2,26	**-1,94**
5	3,15	6,68	**-20,4**	11,65	3,28	**-17,28**

На рис. 13 приводится искажение формы поперечного сечения оболочки в начале отверждения, к концу процесса отверждения и после установления однородного распределения температуры в оболочке. Получившееся искажение формы отвержденной оболочки объясняется необратимостью изменения механических свойств материала за счет процесса отверждения связующего.

На рис. 13 показано, что изменение формы сечения оболочки на высокой орбите после полного снятия тепловой нагрузки оказывается меньшим, чем в сечении оболочки на низкой орбите. При этом в оболочке на высокой орбите в окрестности сечений $\varphi = \pm 45°$ и $\varphi = \pm 135°$ наблюдаются значительные изменения кривизны наружной линии сечения. Отмеченные факты искажения формы объясняются существенно меньшей степенью отверждения материала оболочки в окрестности вышеуказанных сечений (см. рис. 4).



a *b*

Рис. 13. Изменение формы сечения оболочки в результате отверждения на низкой (*a*) и высокой (*b*) орбитах. Зеленая линия соответствует начальной (естественной) форме оболочки. Красная штриховая линия соответствует форме оболочки в конце 4 этапа. Синяя сплошная линия соответствует форме оболочки, мгновенно разгруженной до температуры 20 °С из состояния в конце 4 этапа. Для красных линий (*a*, *b*) и синей (*b*) использовался множитель 20 увеличения перемещений

Fig. 13. Change in the shape of the shell cross-section as a result of solidification in low (*a*) and high (*b*) orbits. The green line corresponds to the initial (natural) shape of the shell. The red dashed line corresponds to the shape of the shell at the end of stage 4. The blue solid line corresponds to the shape of the shell instantly unloaded to a temperature of 20 °C from the state at the end of stage 4. For the red lines (*a*, *b*) and the blue (*b*) a multiplier of 20 was used to increase the displacements

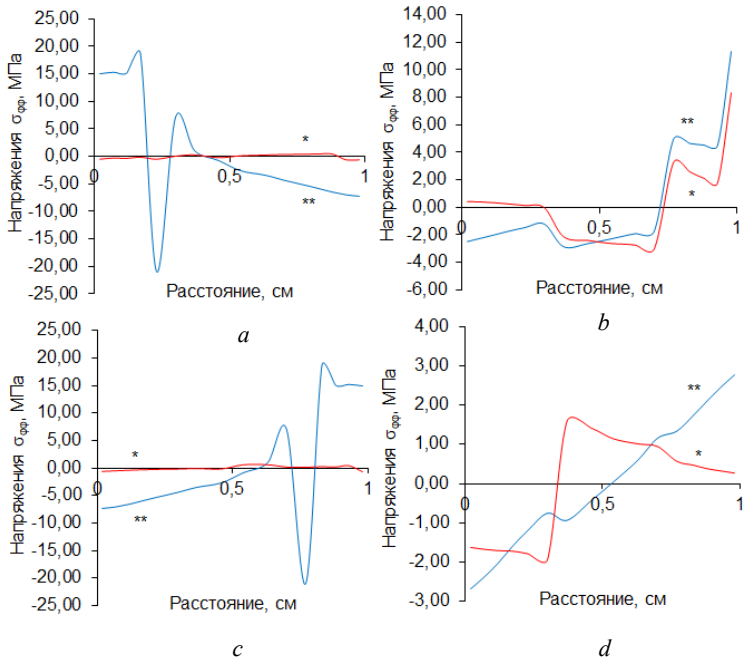


Рис. 14. Распределение напряжений $\sigma_{\varphi\varphi}$ в сечении с углом φ=-90° (*a*, *b*) и φ=45° (*c*, *d*) в оболочке, отвержденной на низкой орбите (*a*, *c*), и высокой орбите (*b*, *d*) в условиях градиента температуры в конце этапа 4 (красная кривая, *) и после снятия градиента температуры при равномерном распределении температуры 20 °С (синяя кривая, **)

Fig. 14. Distribution of stresses $\sigma_{\varphi\varphi}$ in a section with an angle φ=-90° (*a*, *b*) and φ=45° (*c*, *d*) in a shell cured in a low orbit (*a*, *c*) and a high orbit (*b*, *d*) under temperature gradient conditions at the end of stage 4 (red curve, *) and after removing the temperature gradient with a uniform temperature distribution of 20 °C (blue curve, **)

На рис. 14 в двух сечениях показаны остаточные напряжения. Из рис. 14 видно, что напряжения $\sigma_{\varphi\varphi}$ при разгрузке возрастают. При этом амплитудные значения напряжений в задаче 1 существенно выше, чем в задаче 2. По нашему мнению, это объясняется тем, что в результате рассматриваемого цикла в задаче 1 произошло отверждение материала цилиндра в большей степени, чем в задаче 2. И, кроме того, в задаче 2 вследствие недостаточного отверждения в окрестности сечений $\varphi = \pm 45°$ и $\varphi = \pm 135°$ образовались «податливые шарниры», в которых произошло падение напряжений за счет большего изменения кривизны формы сечения.

Заключение

Итогом проведенных исследований являются следующие результаты. Впервые предложена методика и приведены алгоритмы расчета НДС и формоизменения элементов конструкций из материалов, теплофизические свойства которых необратимо изменяются в соответствии с кинетическим уравнением в процессе нагружения. На основе предложенной методики решена задача оценки напряженно деформированного состояния и формоизменения крупногабаритного цилиндра из композитного материала на основе эпоксидной матрицы, доотверждаемого под действием солнечного и земного излучения в условиях космоса. Показано, что необратимое изменение свойств материала цилиндра в процессе нагружения тепловым излучением обусловливает появление его остаточных напряжений и деформаций в виде изменения формы поперечного сечения, удлинения (укорочения) оси оболочки и ее изгиба. Методика применима для исследования НДС космических крупногабаритных конструкций на этапах упаковки и развертывания [1–3], а также может быть легко дополнена учетом различных факторов космического воздействия [1; 24].

Предложенная в работе методика может найти применение и в исследовании НДС элементов конструкций из композитов на полимерной основе в различных технологических задачах.

Библиографический список

1. Kondyurin, A. Design and Fabrication of Large Polymer Constructions in Space / A. Kondyurin // Elsevier. – 2022. – 630 p. DOI: 10.1016/B978-0-12-816803-5.00001-X

2. Deployment of large-size shell constructions by internal pressure / V.M. Pestrenin, I.V. Pestrenina, S.V. Rusakov, A.V. Kondyurin // Mechanics of Composite Materials. – 2015. – Vol. 51, no. 5. – P. 629–636.

3. Упаковка и развертывание внутренним давлением крупногабаритных оболочечных конструкций / В.М. Пестренин, И.В. Пестренина, С.В. Русаков, А.В. Кондюрин, А.В. Корепанова // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2016. – № 4. – С. 273–286. DOI: 10.15593/perm.mech/2016.4.18

4. Curing of large prepreg shell in solar synchronous Low Earth Orbit: Precession flight regimes / A.V. Kondyurin, S.V. Rusakov, V.M. Pestrenin, I.V. Pestrenina // Acta Astronautica, 2018. – No. 151. – P. 342–347. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.06.029

5. Малкин, А.Я. Химическое формование полимеров / А.Я. Малкин, В.П. Бегишев. – М.: Химия, 1991. – 240 с.

6. Феноменологическое кинетическое уравнение конверсии связующего композиционных материалов на основе изотермических испытаний / А.В. Кондюрин, В.М. Пестренин, И.В. Пестренина, Л.В. Ландик // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2023. – № 1. С. 66–74. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.07

7. Measurement and Evaluation of Thermal Control Material with Polyimide for Space Use / M. Iwata, A. Ohnishi, H. Hirosawa, F. Tohyama // J. of Spacecraft and Rockets. – 2001. – No. 38(4). – P. 504–509. DOI: 10.2514/2.3733

8. Polymerisation of composite materials in space environment for development of a Moon base / I. Kondyurina, A. Kondyurin, B. Lauke, Ł. Figiel, R. Vogel, U. Reuter // Advances in Space Research. – 2006. – Vol. 37. – P. 109–115.

9. Modeling the Curing Kinetics of an Epoxy Binder with Disturbed Stoichiometry for a Composite Material of Aerospace Purpose / V.G. Gilev, S.V. Rusakov, V.S. Chudinov, A.Y. Rakhmanov, A.V. Kondyurin // Mechanics of Composite Materials. – 2021. – Vol. 57(3). – P. 361-372. DOI: 10.1007/s11029-021-09960-3

10. Venger, A.E. Applicability of one-stage chemical reaction kinetic equation to describe non-isothermal destruction processes / A.E. Venger, Yu.E. Fraiman, F.B. Yurevich // Journal of Thermal Analysis. – 1983. – V. 27(2). – P. 325–331. DOI: 10.1061/(ASCE)0733-9399(1991)117:5(1088)

11. Остаточные напряжения в полимерных композиционных материалах: учебное пособие / В.П. Матвеенко, О.Ю. Сметанников, Н.А. Труфанов, И.Н. Шардаков. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2016ю – 251 с. https://studfile.net/preview/19949847/

12. Бугаков, И.И. Феноменологические модели стеклующихся полимерных тел / И.И. Бугаков // Труды Всесоюзн. симпозиума по остаточным напряжениям. – М., 1982. – С. 110–114.

13. Термомеханика полимерных материалов в условиях релаксационного перехода / В.П. Матвеенко, О.Ю. Сметанников, Н.А. Труфанов, И.Н. Шардаков. – Пермь, 2008. – 175 с.

14. Pippin, H.G. Final report on analysis of Boeing specimens flown on the effects of space environment on materials experiment / H.G. Pippin // Boeing Phantom Works. – 1999.

15. A simple characterization methodology for the identification of the visco-elastic behavior of thermoset adhesives during cure / M. Girard, M. Péron, A. Uguen [et al.] // Appl Adhes Sci. – 2020. – Vol. 8, no. 2. DOI: 10.1186/s40563-020-00125-4

16. Вешкин, Е.А. Методология оценки изменения свойств матрицы в объеме полимерных композитов / Е.А. Вешкин, В.И. Постнов, В.В. Семенычев // Все материалы. Энциклопедический справочник. – 2020. – № 7. – С. 25–32.

17. Изучение режима отверждения связующего ВСЭ-34 и его влияния на механические свойства / Н.В. Иванов, Я.М. Гуревич, М.А. Хасков, А.Р. Акмеев // Авиационные материалы и технологии. – 2017. – № 2(47). – С. 50–55

18. Vacuum ultraviolet radiation / atomic oxygen synergism in materials reactivity / S. Koontz, L. Leger, K. Albyn, J. Cross // J. of Spacecraft. – 1989. – No. 27(3). – P. 346–348.

19. Сахабутдинова, Л.Р. Численное моделирование процесса изготовления крупногабаритного композитного кокона с учетом термовязкоупругости / Л.Р. Сахабутдинова, О.Ю. Сметанников, Г.В. Ильиных // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2022. – № 76. – С. 165–181. DOI: 10.17223/19988621/76/12

20. Лесняк Л.И. Влияние инерционных сил на остаточные напряжения и реологию полимеров и композитов на их основе. канд. дис. – Д 212.076.09, спец. 1.4.7–высокомолекулярные соединения, 2022. 119 с.

21. Хамед Мемарианфард. Двухуровневый метод в механике толстостенных намоточных оболочек из армированных полимеров (при их создании и эксплуатации). канд. дис. 01.02.04 – Механика деформируемого твердого тела. М., 2016. 157 с.

22. Безмельницын, А.В. Многомасштабное моделирование и анализ механизма возникновения технологических межслойных напряжений в толстостенных кольцах из стеклопластика / А.В. Безмельницын, С.Б. Сапожников // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2017. – № 2. – С. 5–22. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.2.01

23. Моделирование процесса полимеризации толстостенной композитной конструкции / В.В. Дубров, И.Г. Самощенко, Г.Н. Тоискин, М.Б. Флек, С.Н. Шевцов // Известия ЮФУ. Технические науки. Тематический выпуск. – 2010. – С. 222–232.

24. Влияние нарушения стехиометрии, УФ- и γ-облучения на вязкоупругие свойства эпоксидного связующего / В.М. Пестренин, Л.В. Ландик, А.Ф. Мерзляков, Т.Н. Поморцева, И.В. Пестренина, А.В. Кондюрин, А.Р. Фагалов, К.Ю. Кузнецов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2025. – № 95. – С. 108–123. DOI: 10.17223/19988621/95/10

25. Иржак, В.И. Эпоксидные полимеры и композиты с эпоксидной матрицей / В.И. Иржак. – М.: РАН, 2022. – С. 288.

26. Представительный объем и эффективные материальные характеристики периодических и статистически однородно армированных волоконных композитов / В.М. Пестренин, И.В. Пестренина, Л.В. Ландик, А.Р. Фагалов, А.Г. Пелевин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2023. – № 1. – С. 103–110. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.10

27. Lura, F. The complex simulation of essential space environment factors for the investigation of materials and surfaces for space applications / F. Lura, D. Hagelschuler, V.V. Abraimov. DLR, Berlin, Germany, 2003.

28. Simulated space vacuum ultraviolet (VUV) exposure testing for polymer films / J.A. Dever, A.J. Pietromica, T. Stueber, E. Sechkar, R. Messer // NASA TM-2002-211337. AIAA-2001-1054. – 2001.

29. Cadogan, D.P. Rigidizable materials for use in Gossamer Space Inf latable structures / D.P. Cadogan, S.E. Scarborough // AIAA-2001-1417. – 2001.

30. Никулин, С.С. Определение температурных зависимостей теплопроводности эпоксидных связующих / С.С. Никулин, А.Ю. Попов, О.В. Висков, Е.В. Яцков. Текст: непосредственный // Молодой ученый. – 2014. – № 10 (69). – С. 38–41. – URL: https://moluch.ru/archive/69/11827/ (дата обращения: 04.02.2025).

31. Influence of stress state and temperature on the strength of epoxy resins / B. Fiedler, Th. Hobbiebrunken, M. Hojo, K. Schulte // 11th International Conference on Fracture 2005, ICF11. 3.

32. Воронков, А.Г. Эпоксидные полимеррастворы для ремонта и защиты строительных изделий и конструкций: учеб. пособие / А.Г. Воронков, В.П. Ярцев. – Тамбов: Изд-во Тамб. гос. техн. ун-та, 2006. – 92 с.

33. Фоминых, А.В. Экспериментальное исследование кинетики полимеризации эпоксидной смолы / А.В. Фоминых, А.Н. Аношкин, С.Н. Лысенко // Вестник ПНИПУ. Механика. – 2000. – № 8. – URL: https://cyberleninka.ru/article/n/eksperimentalnoe-issledovanie-kinetiki-polimerizatsii-epoksidnoy-smoly (дата обращения: 04.02.2025).

34. Kinetics of Curing of Epoxy Oligomer by Diaminodiphenyl Sulfone: Rheology and Calorimetry / M.P. Arinina, V.A. Kostenko, I.Y. Gorbunova, S.O. Il'in, A.Y. Malkin // Polymer Science – Series A. – 2018. – Vol. 60(5). – P. 683–690.

35. Иванов, К.С. Определение напряжений в полимерных материалах для деталей машин в условиях одностороннего термического воздействия / К.С. Иванов, А.В. Широухов, Н.А. Мороз // Известия ТулГУ. Технические науки. 2022. №7. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/opredelenie-napryazheniy-v-polimernyh-materialah-dlya-detaley-mashin-v-usloviyah-odnostoronnego-termicheskogo-vozdeystviya (дата обращения: 04.02.2025).

36. Расчет остаточных напряжений в полом цилиндре под действием внутреннего давления / М.Ш. Гатиев, Л.И. Лесняк, Б.М. Язьев, А.С. Чепурненко, С.В. Литвинов // Вестник евразийской науки. 2023. Т. 15. № 1. https://esj.today/PDF/03SAVN123.pdf

37. Можаровский, В.В. Реализация расчета напряженно деформированного состояния слоистых цилиндрических труб из полимеров и композитов / В.В. Можаровский, Д.С. Кузьменков, Ю.В. Василевич // В сборнике: Теоретическая и прикладная механика. Международный научно-технический сборник. – Минск, 2022. – С. 36–44.

38. Бойко, Д.М. Практическое применение критериев прочности слоистого композиционного материала / Д.М. Бойко, А.А. Компанеев, О.Д. Бацева // В книге: XLVIII Академические чтения по космонавтике: сборник тезисов, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства. – М., 2024. – С. 468–469.

References

1. Kondyurin A. Design and Fabrication of Large Polymer Constructions in Space. Elsevier, 2022, 630 p. https://doi.org/10.1016/B978-0-12-816803-5.00001-X

2. Pestrenin V. M., Pestrenina I. V., Rusakov S. V., Kondyurin A. V. Deployment of large-size shell constructions by internal pressure. *Mechanics of Composite Materials*. 2015. Vol. 51. N5. pp. 629-636.

3. Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Rusakov S.V., Kondyurin A.V., Korepanova A.V. Upakovka i razvertyvanie vnutrennim davleniem krupnogabaritnykh obolochechnykh konstrukciy. *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika [Vestnik PNIPU. Mekhanika*]. 2016. № 4. pp. 273-286. DOI 10.15593/perm.mech/2016.4.18

4. Kondyurin A.V., Rusakov S. V., Pestrenin V. M., Pestrenina I. V. Curing of large prepreg shell in solar synchronous Low Earth Orbit:Precession flight regimes. *Acta Astronautica,* 2018, N. 151. p. 342–347 doi: 10.1016/j.actaastro.2018.06.029

5. Malkin A.YA., Begishev V.P. Himicheskoe formovanie polimerov. Moscow. Himiya, 1991. 240 p.

6. Kondyurin A.V., Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Landik L.V. Fenomenologicheskoe kineticheskoe uravnenie konversii svyazuyushchego kompozicionnykh materialov na osnove izotermicheskikh ispytaniy. *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika [Vestnik PNIPU. Mekhanika*]. – 2023. – № 1. S. 66–74. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.07.

7. Iwata M., Ohnishi A., Hirosawa H., Tohyama F. Measurement and Evaluation of Thermal Control Material with Polyimide for Space Use. *J. of Spacecraft and Rockets.* 2001. N.38(4). p. 504-509. DOI: 10.2514/2.3733.

8. Kondyurina I., Kondyurin A., Lauke B., Figiel Ł., Vogel R., Reuter U. Polymerisation of composite materials in space environment for development of a Moon base. *Advances in Space Research* 37 (2006) .pp.109–115.

9. Gilev, V.G., Rusakov, S.V., Chudinov, V.S., Rakhmanov, A.Y., Kondyurin, A.V. Modeling the Curing Kinetics of an Epoxy Binder with Disturbed Stoichiometry for a Composite Material of Aerospace Purpose. *Mechanics of Composite Materials*, 2021. V. 57(3). pp. 361-372. doi: 10.1007/s11029-021-09960-3

10. Venger, A.E., Fraiman, Yu.E., Yurevich, F.B. Applicability of one-stage chemical reaction kinetic equation to describe non-isothermal destruction processes. *Journal of Thermal Analysis*, 1983. V. 27(2). pp. 325-331. doi: 10.1061/(ASCE)0733-9399(1991)117:5(1088)

11. Ostatochnye napryazheniya v polimernykh kompozicionnykh materialakh: uchebnoe posobie/ V.P.Matveenko, O.Yu. Smetannikov, N.A. Trufanov, I.N. SHardakov. Perm': izd-vo Perm. nac. issled. Politekhn. Un-ta, 2016, 251 p. https://studfile.net/preview/19949847/

12. Bugakov I.I. Fenomenologicheskie modeli stekluyushchikhsya polimernykh tel. *Trudy Vsesoyuzn. simpoziuma po ostatochnym napryazheniyam*. Moscow. 1982. pp. 110-114..

13. Matveenko V.P., Smetannikov O.YU., Trufanov N.A., SHardakov I.N. Termomekhanika polimernykh materialov v usloviyakh relaksacionnogo perekhoda, Perm'. 2008. 175p.

14. Pippin H. G. Final report on analysis of Boeing specimens flown on the effects of space environment on materials experiment. Boeing Phantom Works. – 1999.

15. Girard, M., Péron, M., Uguen, A. et al. A simple characterization methodology for the identification of the visco-elastic behavior of thermoset adhesives during cure. *Appl Adhes Sci* 8, 2 (2020). https://doi.org/10.1186/s40563-020-00125-4

16. Veshkin E.A., Postnov V.I., Semenychev V.V. Metodologiya ocenki izmeneniya svojstv matricy v ob"eme polimernykh kompozitov. *Vse materialy. Enciklopedicheskij spravochnik*. 2020. № 7. pp. 25-32.

17. Ivanov N.V., Gurevich YA.M., Haskov M.A., Akmeev A.R. Izuchenie rezhima otverzhdeniya svyazuyushchego VSE-34 i ego vliyaniya na mekhanicheskie svojstva. *Aviacionnye materialy i tekhnologiy*. 2017. №2(47). pp.50-55

18. Koontz S., Leger L., Albyn K., Cross J. Vacuum ultraviolet radiation / atomic oxygen synergism in materials reactivity. *J. of Spacecraft*. – 1989. – N.27(3). – P. 346-348.

19. Sahabutdinova L.R., Smetannikov O.YU., Il'inyh G.V. CHislennoe modelirovanie processa izgotovleniya krupnogabaritnogo kompozitnogo kokona s uchetom termovyazkouprugosti. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*]. 2022. №76. pp.165–181. doi: 10.17223/19988621/76/12

20. Lesnyak L.I. Vliyanie inercionnykh sil na ostatochnye napryazheniya i reologiyu polimerov i kompozitov na ikh osnove. *Kand. Diss*. – D 212.076.09, spec. 1.4.7–vysokomolekulyarnye soedineniya. 2022. 119p.

21. Hamed Memarianfard. Dvuhurovnevyj metod v mekhanike tolstostennykh namotochnykh obolochek iz armirovannykh polimerov (pri ikh sozdanii i ekspluatacii). *Kand. diss*. 01.02.04– Mekhanika deformiruemogo tverdogo tela. Moskva, 2016. 157p.

22. Bezmel'nicyn A.V., Sapozhnikov S.B. Mnogomasshtabnoe modelirovanie i analiz mekhanizma vozniknoveniya tekhnologicheskih mezhslojnykh napryazhenij v tolstostennykh kol'cakh iz stekloplastika. *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika [Vestnik PNIPU. Mekhanika]*. 2017. №2. pp. 5–22. DOI: 10.15593/perm.mech/2017.2.01

23. Dubrov V.V., Samoshchenko I.G., Toiskin G.N., Flek M.B., SHevcov S.N. Modelirovanie processa polimerizacii tolstostennoj kompozitnoj konstrukcii. *Izvestiya YUFU. Tekhnicheskie nauki. Tematicheskij vypusk*, 2010. pp. 222-232.

24. Pestrenin V. M., Landik L. V., Merzlyakov A. F., Pomorceva T. N., Pestrenina I. V., Kondyurin A. V., Fagalov A. R., Kuznecov K. YU. Vliyanie narusheniya stekhiometrii, UF- i γ-oblucheniya na vyazkouprugie svojstva epoksidnogo svyazuyushchego. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika [Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics]* 2025. №95. pp.108–123. doi: 10.17223/19988621/95/10

25. Irzhak V.I. Epoksidnye polimery i kompozity s epoksidnoj matricej. Moscow. RAN, 2022. 288p.

26. Pestrenin V.M., Pestrenina I.V., Landik L.V., Fagalov A.R., Pelevin A.G. Predstavitel'nyj ob"em i effektivnye materi-al'nye kharakteristiki periodicheskikh i statisticheski odnorodno armirovannykh volokonnykh kompozitov. *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika [Vestnik PNIPU. Mekhanika*] 2023. №1. pp.103–110. DOI: 10.15593/perm.mech/2023.1.10

27. Lura F., Hagelschuler D., Abraimov V. V. The complex simulation of essential space environment factors for the investigation of materials and surfaces for space applications. DLR, Berlin, Germany, 2003.

28. Dever J.A., Pietromica A.J., Stueber T., Sechkar E., Messer R. Simulated space vacuum ultraviolet (VUV) exposure testing for polymer films. *NASA TM-2002-211337*. AIAA-2001-1054. – 2001.

29. Cadogan D.P., Scarborough S.E. Rigidizable materials for use in Gossamer Space Inf latable structures. *AIAA-2001-1417*. – 2001.

30. Nikulin, S.S. Opredelenie temperaturnykh zavisimostej teploprovodnosti epoksidnykh svyazuyushchikh / S.S. Nikulin, A. YU. Popov, O. V. Viskov, E. V. YAckov. Tekst : neposredstvennyj. *Molodoj uchenyj.* 2014. № 10 (69). pp. 38-41. URL: https://moluch.ru/archive/69/11827/ (data obrashcheniya: 04.02.2025).

31. Fiedler B., Hobbiebrunken Th., Hojo M., Schulte K. (2005). Influence of stress state and temperature on the strength of epoxy resins. *11th International Conference on Fracture.* 2005, ICF11. 3.

32. Epoksidnye polimerrastvory dlya remonta i zashchity stroitel'nyh izdelij i konstrukcij: uchebnoe posobie/A.G.Voronkov, V.P.YArcev– Tambov: Izd-vo Tamb.gos. tekhn. Un-ta. 2006. 92p.

33. Fominyh A. V., Anoshkin A. N., Lysenko S. N. Eksperimental'noe issledovanie kinetiki polimerizacii epoksidnoj smoly. *Vestnik Permskogo nacional'nogo issledovatel'skogo politekhnicheskogo universiteta. Mekhanika [Vestnik PNIPU. Mekhanika*]. 2000. №8. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/eksperimentalnoe-issledovanie-kinetiki-polimerizatsii-epoksidnoy-smoly (data obrashcheniya: 04.02.2025).

34. Arinina M.P., Kostenko V.A., Gorbunova I.Y., Il'in S.O., Malkin A.Y. Kinetics of Curing of Epoxy Oligomer by Diaminodiphenyl Sulfone: Rheology and Calorimetry. *Polymer Science - Series A.* 2018. V. 60(5). pp. 683-690.

35. Ivanov K.S., SHirouhov A.V., Moroz N. A. Opredelenie napryazhenij v polimernykh materialakh dlya detalej mashin v usloviyakh odnostoronnego termicheskogo vozdejstviya. *Izvestiya TulGU. Tekhnicheskie nauki*. 2022. №7. URL: https://cyberleninka.ru/article/n/opredelenie-napryazheniy-v-polimernykh-materialakh-dlya-detaley-mashin-v-usloviyakh-odnostoronnego-termicheskogo-vozdeystviya (data obrashcheniya: 04.02.2025).

36. Gatiev M.SH., Lesnyak L.I., YAzyev B.M., CHepurnenko A.S., Litvinov S.V. Rpschet ostatochnykh napryazhenij v polom cilindre pod dejstviem vnutrennego davleniya. *Vestnik evrazijskoj nauki*. 2023. T. 15. № 1. : https://esj.today/PDF/03SAVN123.pdf

37. Mozharovskij V.V., Kuz'menkov D.S., Vasilevich YU.V. Realizaciya rascheta napryazhenno deformirovannogo sostoyaniya sloistykh cilindricheskikh trub iz polimerov i kompozitov. V sbornike: *Teoreticheskaya i prikladnaya mekhanika. Mezhdunarodnyj nauchno-tekhnicheskij sbornik*. Minsk, 2022. pp. 36-44.

38. Bojko D.M., Kompaneev A.A., Baceva O.D. Prakticheskoe primenenie kriteriev prochnosti sloistogo kompoziционnogo materiala. V knige: *XLVIII Akademicheskie chteniya po kosmonavtike. sbornik tezisov, posvyashchennykh pamyati akademika S.P. Korolyova i drugikh vydayushchihsya otechestvennykh uchenykh - pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva*. Moskva, 2024. pp. 468-469.

Финансирование. Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Пермского края в рамках научного проекта №С-26/1025.

Благодарность. Авторы выражают благодарность инженерам Л.В. Ландик и А.Р. Фагалову за помощь в обработке данных.

Конфликт интересов. Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Вклад авторов равноценен.

Funding. The work was carried out with the financial support of the Government of Perm Krai within the framework of scientific project No. C-26/1025.

Conflict of interest. The authors declare no conflict of interest.

The authors' contributions are equal.