Халиулин В.И., Батраков В.В., Шабалин Л.П., Киаука М.Ю., Беззаметнов О.Н. Исследование механического поведения упруготрансформируемых композитных конструкций // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Механика. – 2019. – № 1. – С. 184-195. DOI: 10.15593/perm.mech/2019.1.16

Khaliulin V.I., Batrakov V.V., Shabalin L.P., Kiauka M.Yu, Bezzametnov O.N. The research of the mechanical behavior of elastically transformable composite structures. *PNRPU Mechanics Bulletin*, 2019, no. 1, pp. 184-195. DOI: 10.15593/perm.mech/2019.1.16

ВЕСТНИК ПНИПУ. МЕХАНИКА

№ 1, 2019

PNRPU MECHANICS BULLETIN

http://vestnik.pstu.ru/mechanics/about/inf/

DOI: 10.15593/perm.mech/2019.1.16
УДК 621.7.043

ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКОГО ПОВЕДЕНИЯ УПРУГОТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В.И. Халиулин, В.В. Батраков, Л.П. Шабалин, М.Ю. Киаука, О.Н. Беззаметнов

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, Казань, Россия

О СТАТЬЕ

Получена: 04 декабря 2018 г.
Принята: 22 марта 2019 г.
Опубликована: 30 марта 2019 г.

Ключевые слова:

упруготрансформируемые самофиксирующиеся конструкции, композиционные материалы, композитные трубчатые элементы, упругий шарнир, микромеханическое моделирование, метод гомогенизации, конечно-элементное моделирование, квазистатический и динамический анализ, прогрессирующее разрушение.

АННОТАЦИЯ

В работе представлены расчетные и экспериментальные исследования напряженно-деформированного состояния композитного упругого шарнира при трансформировании стержневой конструкции. Упругий шарнир представляет собой две совместно работающие ленточные пружины и выполняет функцию актуатора для бесприводного развертывания крупногабаритных космических конструкций.

Рассматривались упругие шарниры, различающиеся схемой армирования и формой выреза.

Натурные испытания шарнира проводились на специально разработанном стенде, позволяющем проводить его полное складывание и раскладывание и фиксировать величину возникающего шарнирного момента для каждого угла складывания. Картина деформаций для каждого угла регистрировалась с помощью системы фото-, видеофиксации, работающей на основе методики корреляции цифровых изображений (DIC – Digital Image Correlation) VIC 3D.

Для идентификации упругих характеристик материалов упругого шарнира были проведены механические испытания для определения модуля Юнга и предела прочности при растяжении и сжатии. Для сокращения объема натурных испытаний была разработана микромеханическая модель материала с учетом свойств армирующего волокна, связующего и типа переплетения в системе Digimat. Верификация микромеханической модели проведена по измеренным характеристикам на растяжение и сжатие. Посредством виртуальных испытаний в системе Digimat были определены остальные механические характеристики материала.

Конечно-элементное моделирование процесса складывания-раскладывания шарнира проводилось в системах Ansys Workbench и LS-Dyna. Расчет проводился для различных конструкций шарниров неявным и явным методами. В расчетной модели учитывались явления динамического поведения, геометрической нелинейности, прогрессирующего разрушения и самоконтакта поверхностей шарнира. В результате расчета были определены картина деформаций и максимальный шарнирный момент.

Расчетные значения деформаций и шарнирного момента хорошо согласуются с экспериментальными данными. На основании проведенных исследований предложена комплексная расчетно-экспериментальная методика для определения рациональных параметров упругих шарниров композитных трансформируемых конструкций.

© ПНИПУ

© Халиулин Валентин Илдарович – д.т.н., проф., зав. каф., email: pla.kai@mail.ru, iD: 0000-0003-4340-0787.
Батраков Владимир Владимирович – к.т.н., доц., e-mail: wwba@list.ru, iD: 0000-0002-8529-5391.
Шабалин Леонид Павлович – к.т.н., н.с., e-mail: leonid.shabalin@gmail.com, iD: 0000-0002-6246-7699.
Киаука Михаил Юрьевич – к.т.н., н.с., e-mail: mikhailkia@gmail.com, iD: 0000-0002-2050-2329.
Беззаметнов Олег Николаевич – магистр, email: bezzametnovoleg@gmail.com, iD: 0000-0001-9118-5159.

Valentin I. Khaliulin – Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Department, e-mail:pla.kai@mail.ru, iD: 0000-0003-4340-0787.
Vladimir V. Batrakov – CSc in Technical Sciences, Associate Professor, e-mail:wwba@list.ru, iD: 0000-0002-8529-5391.
Leonid P. Shabalin – CSc in Technical Sciences, Research, e-mail: leonid.shabalin@gmail.com, iD: 0000-0002-6246-7699.
Mikhail Yu. Kiauka – CSc in Technical Sciences, Research, e-mail: mikhailkia@gmail.com, iD: 0000-0002-2050-2329.
Oleg N. Bezzametnov – MD, e-mail:bezzametnovoleg@gmail.com, iD: 0000-0001-9118-5159.

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)

THE RESEARCH OF THE MECHANICAL BEHAVIOR OF ELASTICALLY TRANSFORMABLE COMPOSITE STRUCTURES

V.I. Khaliulin, V.V. Batrakov, L.P. Shabalin, M.Yu. Kiauka, O.N. Bezzametnov

Kazan National Research Technical University N.A. Tupolev, Kazan, Russian Federation

ARTICLE INFO

Received: 04 December 2018
Accepted: 22 March 2019
Published: 30 March 2019

Keywords:

flexible transformable self-locking structures, composites materials, composite tubular elements, tape-spring hinge, micromechanical simulation, homogensization method, finite element modeling, quasistatic and dynamic analysis, progressive failure.

ABSTRACT

The paper presents the computational and experimental studies of the stress-strain state of the composite flexible joint during transformation of the rod structure. A flexible joint consists of two co-acting tape springs and acts as an actuator for the self-deployment of large-scale space structures.

Flexible joints that have different reinforcement patterns and shapes of cut-outs have been studied.

Full-scale tests of the joint were carried out using a tailored facility that ensures its complete folding and unfolding and records joint moments for each folding angle. The strain pattern for each angle was recorded using a system of photo and video recording based on DIC (Digital Image Correlation) – VIC 3D.

To identify elastic properties of the flexible joint, the materials mechanical testing was performed and tensile and compressive Young modulus and ultimate strength were determined. To reduce the volume of full-scale tests, a micromechanical model of the material taking in account the properties of reinforcement fibers, resin and weaving pattern was simulated in Digimat. Verification of micromechanical model was performed based on tensile and compressive properties. Other mechanical properties of the material were determined via virtual testing in Digimat system.

Finite element modelling of joint folding and deployment processes was carried out in Ansys Workbench and LS-Dyna. Calculations were carried out for various structures of the joint based on the explicit and implicit methods. Dynamic behavior, geometric nonlinearity, progressive failure and self-contact of joints surface were taken into account in the computational model. As a result, strain pattern and maximal joint moment were determined.

The computational strain and joint moment have a good agreement with the experimental data. Based on the results of the study, a comprehensive computational and experimental method to determine rational properties of flexible joints for transformable composite structures is suggested.

© PNRPU

Введение

Пространственные крупногабаритные космические конструкции, такие как солнечные паруса и рефлекторные антенны, имеют ограничения по массе и способности к размещению внутри объема обтекателей ракет-носителей. Тем не менее большинство космических конструкций имеют гораздо большие размеры, чем пусковые установки, а концепция развертываемых структур позволяет упаковать ее в компактную конфигурацию для укладки и транспортировки, а затем трансформировать до рабочей конфигурации. Данные конструкции становятся все более распространенными из-за высокой весовой эффективности, компактного транспортного состояния, более низкой стоимости, меньшего количества деталей и простоты изготовления.

Значительная часть таких конструкций представляет стержневые системы (фермы), так как в них наиболее эффективно реализуются механические возможности используемых материалов.

Основными элементами конструкции являются: стержни, узлы их сочленения (шарниры), узлы фиксации в рабочем положении и приводы раскрытия (актуаторы). Весовое совершенство пространственной крупногабаритной конструкции и повышение ее надежности требуют снижения веса каждого из ее элементов и по возможности уменьшения их количества.

Достижение данной цели в настоящее время основано на реализации уникальных свойств композиционных материалов (КМ). Основная идея заключается в создании устройства в виде упругого шарнира (УШ) из композиционного материала, который одновременно совмещает функции шарнира, соединяющего стержни и инициирующего их поворот относительно друг друга, обеспечивая тем самым раскрытие фермы, и фиксирует их в заданном положении. УШ представляет собой цилиндрическую тонкостенную оболочку с вырезом в зоне складывания, характеризующимся следующими конструктивными параметрами: толщина t, длина выреза L, ширина выреза h, диаметр «косточки» D (рис. 1).

Теоретические и практические основы создания интеллектуальных и адаптивных конструкций из композиционных материалов с исполнительными элементами, работа которых основана на различных физических законах, рассмотрены в [1, 2].

Различные конструктивные решения упругих элементов и трансформируемых конструкций представлены в [3–7]. Суть сводится к тому, что в сложенном состоянии в шарнирах сосредоточена энергия упругой деформации, которая обеспечивает взаимное переме-

щение элементов конструкции при раскрытии, т.е. трансформировании ее в рабочее состояние.

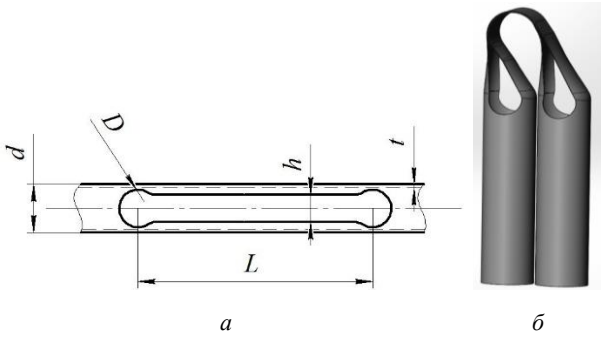


Рис. 1. Композитный УШ: *а* – начальное состояние и конструктивные параметры; *б* – сложенное состояние

Fig. 1. Composite tape-spring hinge: *a* – initial state and geometral properties; *b* – load application

В работах [8–34] рассматриваются подходы к моделированию квазистатического и динамического поведения композитных ленточных пружин и трубчатых шарниров, а также бистабильных конструкций с эффектом памяти формы. В работах [16, 22–24, 26] для определения упругих и прочностных свойств материала используется микромеханическое моделирование для тканой и плетеной структуры материала, где конечно-элементная (КЭ) модель репрезентативного объема создается в Abaqus. В работах [32, 33] КЭ-модель репрезентативного объема строится в программе TexGenc последующим вычислением матрицы жесткости материала.

В работе [33] описана методика съемки двумя высокоскоростными камерами процесса развертывания композитной трубы с ленточно-пружинным шарниром и измерения углов развертывания. В работе [34] изложена экспериментальная методика получения профиля шарнирного момента путем построения угла складывания, определяемого как разность между углами поворота концевого сечения балки и соответствующими им моментами на каждом шаге.

Следует отметить, что в результате анализа литературных источников не было найдено обоснованной расчетно-экспериментальной методики определения рациональных конструктивных параметров УШ и рекомендаций по его конструированию для достижения заданного шарнирного момента при сохранении прочностных характеристик. Таким образом, разработка комплексной расчетно-экспериментальной методики для определения рациональных параметров УШ является актуальной.

Данная методика включает:

– разработку и верификацию модели КМ УШ на основе микромеханического подхода и виртуальных испытаний;

– разработку и верификацию КЭ-модели УШ;

– серию вычислительных экспериментов по определению влияния конструктивных параметров УШ на шарнирный момент и прочность;

– выбор рационального варианта УШ.

Применение данной методики продемонстрировано на примере поиска конструктивного решения для разработки УШ с шарнирным моментом 30 Н·м.

В первом разделе статьи описаны технология изготовления УШ и образцов-свидетелей, методика определения упругих и прочностных констант материала УШ посредством натурных механических и виртуальных испытаний.

Во втором разделе описывается методика натурных испытаний УШ.

В третьем разделе описывается методика проведения численного моделирования процесса складывания-раскладывания УШ с характеристиками материала, полученными в первой части.

В четвертом – обсуждаются результаты натурных испытаний и численного моделирования работы УШ.

1. Определение механических характеристик материалов

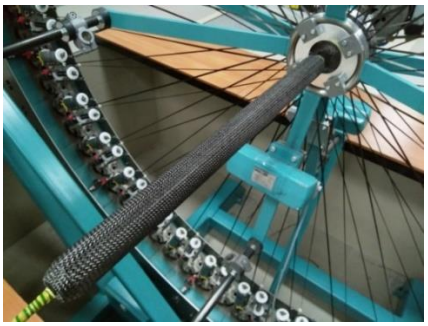
1.1. Изготовление стандартных образцов материалов и упругих шарниров

В исследованиях [16, 22–24, 26] для конструкции упругого шарнира применяются волокна марки T300 (Torayca). Волокна данной марки обладают высокими значениями прочности (3530 МПа) и модуля упругости (230 ГПа). Ключевой особенностью данного волокна являются высокие продольные деформации до разрушения (1,5 %), что позволяет при изгибе однослойного пакета со схемой армирования [±45] реализовать упругое складывания с деформациями до 5 %.

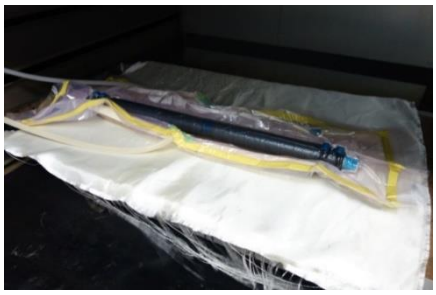
В работе [35] показано, что для упругого шарнира нежелательно использовать композиты с высоким модулем упругости (высокой жесткостью), как, например, с волокном M46J. Хрупкость и низкая деформация до разрушения высокомодульных волокон, их восприимчивость к образованию трещин делает их непригодными для подобных конструкций. Кроме того, отмечается, что схема армирования $[\pm45]_n$ более устойчива к появлению трещин и разрушению, а однослойный пакет [±45] имеет деформацию до разрушения выше, чем двухслойный $[\pm45]_2$.

В настоящей работе использовалось угольное волокно A-49 (Aksaca) с деформациями до разрушения 2 %. Для создания армирующей преформы использовался метод программируемого армирования, реализованный с помощью радиального плетельного комплекса, в состав которого входят: машина радиального плетения HERZOGRF1/144 100 и многоосевой манипулятор KSLKUKAGWA 180-270 (рис. 2, *а*).

Технологический процесс вакуумной инфузии проводился на связующем Т-26 (ИНУМиТ). В процессе вакуумной инфузии, после подготовки, преформа укладывается в технологический пакет и производится вакуумирование (рис. 2, *б*). После чего осуществляется инжектирование смолы и нагрев в печи.



а



б

Рис. 2 Процесс производства УШ: *а* – создание армирующей преформы методом программируемого армирования; *б* – формование методом вакуумной инфузии

Fig. 2. Tape-spring hinge production: *a* – radial braiding of a perform; *b* – vacuum infusion

Геометрическая модель упругого шарнира представляет собой цилиндрическую оболочку с внешним диаметром d = 46,2 мм с вырезом в зоне складывания. Вырез УШ характеризуется следующими конструктивными параметрами: t = 0,6 мм, L = 204 мм, h = 23 мм, D = 30 мм (см. рис. 1).

Стандартные образцы изготавливались по единой технологии с УШ и являлись образцами-свидетелями. Геометрические характеристики образцов для механических испытаний соответствуют требованиям стандартизованных методов испытания композитов: метод механических испытаний плоских образцов на растяжение (ГОСТ 25.601–80, ASTM D3039M), метод механических испытаний плоских образцов на сжатие (ГОСТ 25.602–80, ASTM D3410M).

1.2. Результаты испытаний стандартных образцов материалов на растяжение-сжатие

Статические испытания проводились с использованием универсальной электромеханической машины Instron 5882 (100 кН), специализированной оснастки для растяжения, сжатия. Для определения модуля упругости материала при нормальных условиях использовались контактные экстензометры для изменения продольной деформации Epsilon.

В табл. 1 представлены результаты определения механических характеристик стандартных образцов материала УШ, изготовленных методом вакуумной инфузии со схемой укладки волокна $[\pm45]_1$ и количеством филаментов ровинга 12K. Для упругих и прочностных констант образца направления «1», «2» и X, Y соответственно повернуты на 45° относительно осей ортотропии плетеного монослоя. Направление «3» – перпендикулярно плоскости монослоя.

Таблица 1

Физико-механические характеристики образцов углепластика при нормальных условиях

Table 1

Physical and mechanical properties of carbon fiber reinforced plastic at normal conditions

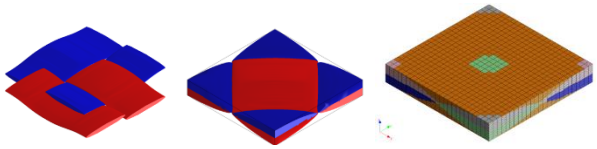
Параметр	Направление армирования образцов	Направление нагружения относительно основы ткани	Климатические условия, температура, °C/ влажность, %	Результаты испытаний
Модуль упругости при растяжении, E_1	±45°	0°	+25±1°C/ 44-51 %	8342,61 МПа
Предел прочности при растяжении, X_t	±45°	0°	+25±1°C/ 44-51 %	75,546 МПа
Предел прочности при сжатии, X_c	±45°	0°	+25±1°C/ 44-51 %	62,595 МПа

1.3. Модель материала в Digimat и ее верификация по результатам натурных испытаний

Для проведения вычислительного эксперимента необходимо определить актуальные механические характеристики материала. Для сокращения объема натурных механических испытаний определятся только модуль Юнга E_1 стандартного образца в направлении продольной оси УШ. В программе Digimat строится модель соответствующего материала [37], которая верифицируется по модулю E_1. Далее в модуле Digimat-FE посредством создания представительного объема материала, включающего заданное распределение фаз (волокно и матрица) с их механическими характеристиками, гомогенизации методом конечных элементов и виртуального нагружения определяются все остальные механические характеристики.

На рис. 3 представлены этапы создания КЭ-модели представительного объема.

Задавались следующие геометрические характеристики плетения в меню построения геометрии модуля Digimat-FE в соответствии с технологией изготовления: тип плетения – Braiding; армирование – биаксиальное; угол плетения φ = 45°; ширина и высота жгута 2,8 и 0,3 мм соответственно; количество жгутов на сантиметр длины по основе и по утку – 3,5.



а *б* *в*

Рис. 3. Этапы создания КЭ-модели представительного объема композиционного материала УШ: *а* – модель плетения; *б* – представительный объем; *в* – КЭ-модель представительного объема

Fig. 3. Creation stages of the FE model of representative volume of the tape-spring hinge composite material: *a* – braiding model; *b* – representative volume; *c* –FE model of representative volume

В табл. 2–4 представлены свойства волокна, связующего и результаты расчета упругих характеристик для материала УШ. Прочностные характеристики определялись в натурных испытаниях в соответствии с п. 1.2.

Таблица 2

Характеристики волокна А49 [36]

Table2

Fiber Properties for A49 [36]

Характеристики	Значение
Линейная плотность	800tex
Диаметр	0,0071 мм
Объемную плотность	1,79 г/см^3
Продольный модуль Юнга	240000 МПа
Модуль Юнга в плоскости волокна	14 375 МПа
Коэффициент Пуассона в плоскости волокна	0,2
Трансверсальный коэффициент Пуассона	0,0125
Трансверсальный модуль сдвига	4826 МПа

Таблица 3

Характеристики связующегоТ-26 [36]

Table 3

Matrix Properties for T-26 [36]

Характеристики	Значение
Плотность	1,17 г/см^3
Модуль Юнга	3100 МПа
Коэффициент Пуассона	0,4

Таблица 4

Механические характеристики материала, полученные методом гомогенизации в Digimat

Table 4

Mechanical properties of the material obtained by the homogenization method in Digimat

Обозначение	Описание	Значение
E_1, МПа	Модуль упругости в направлении “1”	8843,10
E_2, МПа	Модуль упругости в направлении “2”	8843,65
E_3, МПа	Модуль упругости в направлении “3”	8649,30
μ_{12}	Коэффициент Пуассона в плоскости “1-2”	0,85

Окончание табл. 4

Обозначение	Описание	Значение
μ_{21}	Коэффициент Пуассона в плоскости “1-2”	0,85
μ_{23}	Коэффициент Пуассона в плоскости “2-3”	0,072
μ_{32}	Коэффициент Пуассона в плоскости “2-3”	0,070
μ_{13}	Коэффициент Пуассона в плоскости “1-3”	0,072
μ_{31}	Коэффициент Пуассона в плоскости “1-3”	0,070
G_{12}, МПа	Модуль сдвига в плоскости “1-2”	20789,50
G_{23}, МПа	Модуль сдвига в плоскости “2-3”	2256,76
G_{13}, МПа	Модуль сдвига в плоскости “1-3”	2256,44
X_t, МПа	Предел прочности при растяжении в направлении “1” образца	75,546
X_c, МПа	Предел прочности при сжатии в направлении “1” образца	62,595
Y_t, МПа	Предел прочности при растяжении в направлении “2” образца	75,546
Y_c, МПа	Предел прочности при сжатии в направлении “2” образца	62,595

Различие между результатами определения модуля Юнга E_1 экспериментальным и расчетным методами составляет порядка 7 %. Можно сделать вывод, что определение упругих констант в Digimat проведено с достаточной точностью и их можно использовать для расчета конструкции шарнира, изготовленного из данного материала.

2. Методика проведения испытаний упругого шарнира

Испытания образцов УШ проводились с использованием лабораторного стенда, спроектированного специально для данного вида исследования. При определении поля деформации в зоне складывания УШ при нормальных условиях использовалась бесконтактная система измерения деформации – VIC 3D.

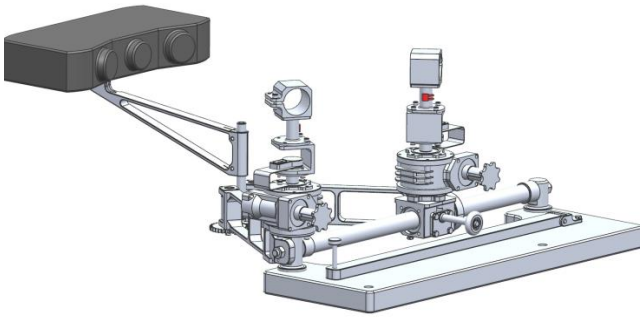
Данный стенд (рис. 4) моделирует работу шарнира в условиях симметричного и несимметричного раскрытия конструкции и связанного с этим возможного скручивания плеч шарнира. Во всех случаях исследуется последовательность квазистатических состояний. Кроме того, данный стенд обеспечивает хорошую визуализацию процесса деформации шарнира, а также дискретную и непрерывную фотометрию.

Стенд предназначен для определения шарнирного момента при упругой деформации, связанной с заданными угловыми перемещениями плеч УШ, в том числе по двум осям (изгиб и скручивание), и связанных, в свою очередь, с ними полей деформации. Он позволяет провести ресурсные испытания образцов с фотометрией динамики изменений поля деформации и шарнирного момента от цикла к циклу.

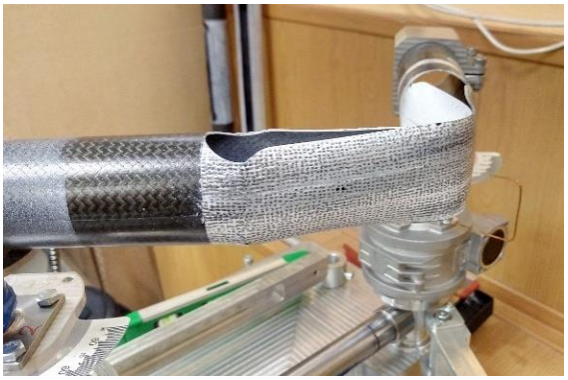
На рис. 4 показан общий вид лабораторного стенда. Стенд был спроектирован и изготовлен на кафедре ПЛА КНИТУ-КАИ.

В качестве датчика определения деформации использовалась система фото- и видеофиксации, работающая по методике корреляции цифровых изображений (DIC – Digital Image Correlation) VIC 3D. Аппаратная

часть системы представляет собой две цифровые камеры высокого разрешения, установленные в фиксированном положении. Программная часть позволяет визуализировать деформации в направлении оси УШ (положительные деформации – растяжение, отрицательные – сжатие).



а



б

Рис. 4. Общий вид лабораторного стенда для определения упругих характеристик образцов УШ при изгибе: *а* – 3D-модель; *б* – общий вид с образцом

Fig. 4. Tailored bending test facility: *a* – 3D-model; *b* – general view with a specimen

Для определения деформационных характеристик образцов необходимо нанесение специальной графической сетки – спеклов. Визуализация работы расчетной программы VIC 3D представлена на рис. 5. Красный цвет обозначает максимальные положительные деформации, а розовый – максимальные отрицательные.

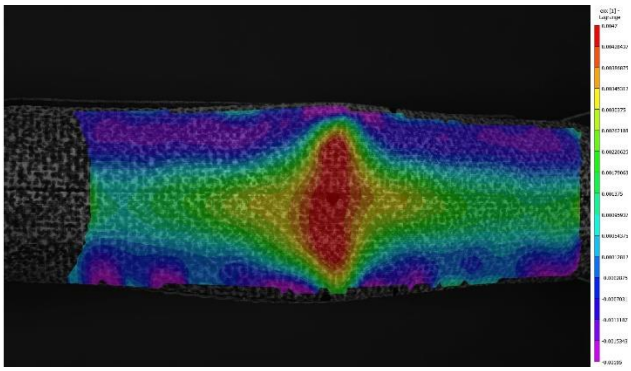


Рис. 5. Визуализация работы расчетной программы VIC 3D

Fig. 5. An image of bending deformation in VIC 3D simulations

В ходе эксперимента регистрировались: поле деформаций по всей поверхности образца, ε_{xx} – деформация в направлении оси УШ, угол изгиба, шарнирный момент. Данный перечень характеристик был необходим для верификации расчетных моделей композиционных УШ для дальнейшего исследования влияния формы выреза и схемы армирования на шарнирный момент и прочность.

3. Расчетные исследования деформирования и разрушения упругого шарнира

3.1. Модели материалов и методика конечно-элементного моделирования

В качестве модели слоистого КМ может быть использована эквивалентная схема, когда одному плетеному монослою соответствуют последовательность из однонаправленных слоев с соответствующими углами армирования. Недостатком данного метода является отсутствие учета переплетения жгутов и изгиба волокна.

Другим методом, используемым в настоящей работе (см. п.1.3), является определение эффективных свойств плетеного монослоя путем создания репрезентативного объема КМ и гомогенизации свойств волокна и матрицы [37].

В качестве решателя для моделирования механического поведения УШ применялись неявный и явный методы анализа НДС, в процессе чего были выработаны рекомендации по их применению.

Применение неявного метода осуществлялось в системе ANSYS и позволяло провести квазистатический анализ с геометрической нелинейностью, определить НДС УШ при малом угле складывания и оценить прочность слоев по выбранному критерию прочности [38].

Достоинства неявного метода: автоматизация построения геометрической модели выреза; встроенные алгоритмы оптимизации конструкции с заданными ограничениями. К недостаткам неявного метода можно отнести: большое время расчета (порядка 500 часов) при малых углах без контактного взаимодействия, невозможность оценки прочности при больших углах складывания; большой шаг расчета до потери устойчивости; недостаточно точное определение нагрузки потери устойчивости шарнира.

Применение явного метода осуществлялось в системе LS-DYNA и позволяло смоделировать полное складывание и раскладывание и определить соответствующий момент, оценить прочность слоев по выбранному критерию прочности и предсказать разрушение [39].

Достоинства явного метода: возможность рассчитать полное складывание и раскладывание с прогрессирующим разрушением; малое время расчета (менее 0,5 часа); высокая точность определения максимального шарнирного момента.

Недостатки явного метода: отсутствие автоматизации расчетов и обработки результатов; необходимость доработки ключевого файла.

Для неявного метода решения в ANSYS Workbench в качестве критерия прочности были использованы критерий максимальных напряжений и критерий Пак 3D.

Основное соотношение для критерия максимальных напряжений

$$A = \max\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}, \left|\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right|, \frac{\sigma_{22}}{Y_t}, \left|\frac{\sigma_{22}}{Y_c}\right|, \left|\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right|\right) \geq 1.$$

Критерий прочности Пака строится на основе критерия Мора и включает форму разрушения волокна по превышению продольных напряжений в монослое, пределов прочности при растяжении и сжатии и несколько форм разрушения связующего.

Критерии максимальных напряжений и Пак 3D соответствуют нагрузке инициации разрушения монослоя («первое» разрушение). Под «первым» разрушением понимается превышения уровня напряжений по заданному критерию прочности в наиболее нагруженном слое.

В явном методе решения в LS-DYNA для анализа прочности использовалась модель материала MAT54 (MAT_ENHANCED_COMPOSITE_DAMAGE [39]), учитывающая отдельные типы разрушений волокна и матрицы материала:

для $\sigma_{11} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \beta\bar{\tau} \geq 1, \; E_1 = E_2 = G_{12} = \nu_{21} = \nu_{12} = 0;$$

для $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 \geq 1, \; E_1 = \nu_{21} = \nu_{12} = 0;$$

для $\sigma_{22} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_t}\right)^2 + \beta\bar{\tau} \geq 1, E_2 = \nu_{21} = 0, \; G_{12} = 0;$$

для $\sigma_{22} < 0$ (для 50% объема волокна)

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_c}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_c}\right)^2 - 1\right]\frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \bar{\tau} \geq 1,$$

$$E_2 = \nu_{21} = \nu_{12} = 0, G_{12} = 0, X_c = 2Y_c,$$

где X_t и Y_t – пределы прочности при растяжении вдоль и поперек образца КМ соответственно; X_c и Y_c – пределы прочности при сжатии вдоль и поперек образца КМ соответственно; S_c – предел прочности при сдвиге в слое; σ_{11}, σ_{22}, σ_{12} – напряжения в слое в осях ортотропии. Параметр β определяет вклад касательных напряжений в разрушение при растяжении ($0 \leq \beta \leq 1$). Величина $\bar{\tau}$ определяет касательные напряжения высокой нелинейности и представляется в виде соотношения

$$\bar{\tau} = \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right)^2 \left[\frac{1 + \frac{3}{2}\alpha G_{12}\sigma_{12}^2}{1 + \frac{3}{2}\alpha G_{12} S_c^2}\right],$$

где α – коэффициент нелинейности, принимающий значения $\alpha = 0$ и $\alpha > 0$.

Модель материала MAT54 позволяет использовать дополнительные критерии по максимальным деформациям: DFAILT – растяжения вдоль волокон; DFAILC – сжатия вдоль волокон; DFAILM – растяжения и сжатия поперек волокон; DFAILS – сдвиговой. А также эффективную деформацию EFS, представляющую собой комплексный параметр, включающий деформации растяжения, сжатия и сдвига. Использование указанных критериев позволяет наиболее точно описать процесс разрушения высокомодульных композиционных материалов.

3.2. Описание конечно-элементной модели

В качестве конечных элементов (КЭ) модели выбираются оболочечные 4-узловые с формулировкой Belytschko-Tsay (SHELL181). Каждый оболочечный элемент имеет 12 степеней свободы в каждом узле: 3 компоненты вектора перемещений, 3 компоненты вектора скорости, 3 компоненты вектора ускорения в осях *x*, *y*, *z* срединной поверхности и 3 компоненты вектора вращения вокруг осей *x*, *y*, *z*.

Для обеспечения соответствия расчетной модели испытательной оснастке в качестве граничных условий (рис. 6) применены виртуальные шарниры. Каждый шарнир представляет собой виртуальное соединение точки с поверхностью. Точки расположены эквидистантно зонам поверхности закрепления шарнира. При этом шарниры имеют нулевые степени свободы – повороты ω_y, ω_z и перемещения u_x, u_y. Во избежание смещения модели как единого целого один из шарниров имеет нулевую компоненту перемещения u_z.

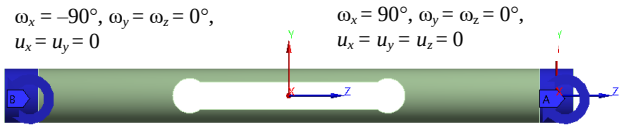


Рис. 6. Граничные условия

Fig. 6. Boundary conditions

Нагрузка задается путем поворота каждого из шарниров на заданный угол складывания ω_x. Максимальный момент определяется реакцией в шарнире.

Размер конечного элемента выбран в соответствии с габаритами представительного объема, описанного в п. 1.3. Осредненные характеристики плетеного слоя, использованные в модели, представлены в табл. 4.

4. Анализ результатов и выводы

Для верификации расчетной модели было проведено сравнение полей деформаций и величины максимального шарнирного момента для угла складывания 172° после момента потери устойчивости, полученных экспериментально (рис. 7).

Для исследуемого УШ с конструктивными параметрами t = 0,6 мм, L = 204 мм, h = 23 мм, D = 30 мм на лабораторном стенде было получено значение максимального шарнирного момента 21,8 Н·м. Максимальный шарнирный момент, полученный в результате вычислительного эксперимента в LS-DYNA, составил 22,6 Н·м (рис. 8).

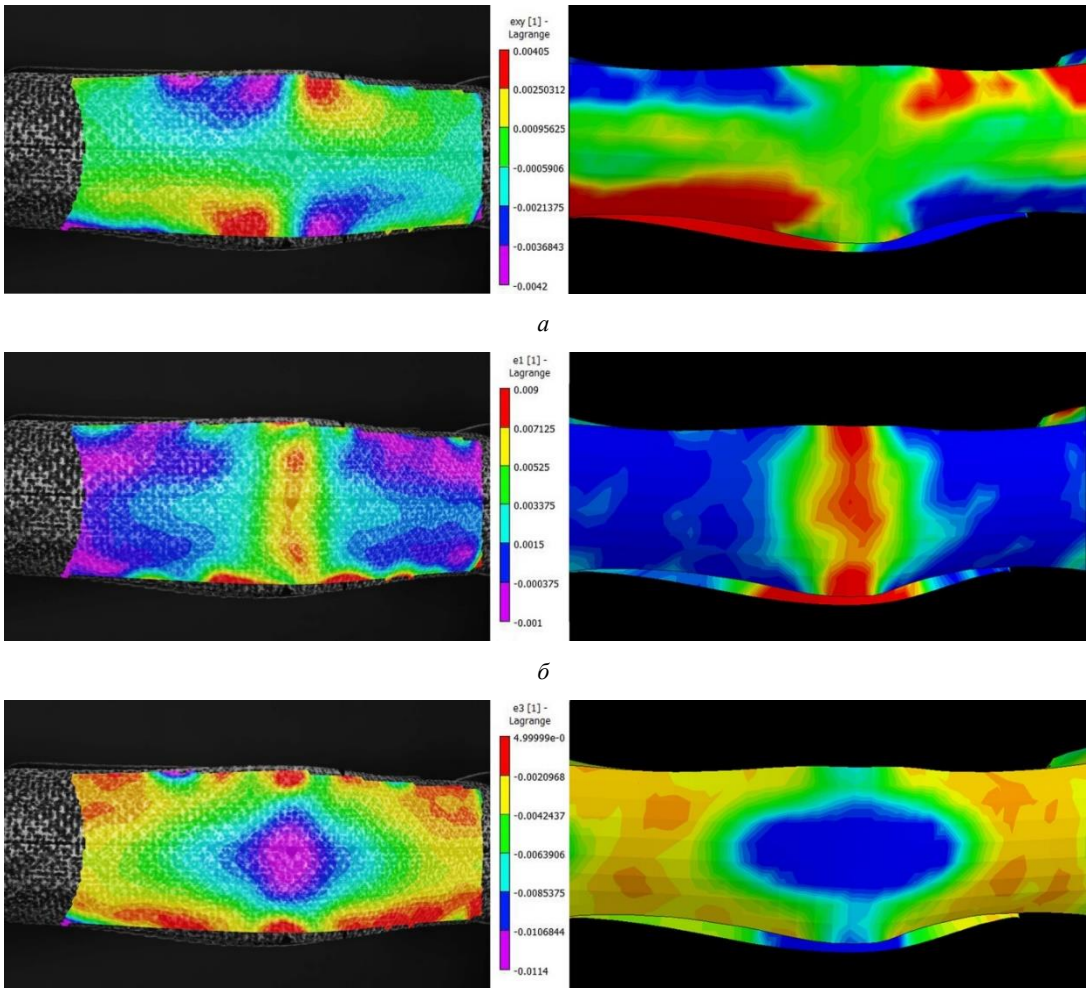


Рис. 7. Деформации шарнира вдоль оси (слева – VIC 3D, справа – LS-DYNA): *а* – сдвиговые деформации; *б* – максимальные главные деформации; *в* – минимальные главные деформации

Fig. 7. Tape-spring hinge deformations along the axis (on the left – VIC 3D, on the right – LS-DYNA): *a* – shear deformations; *b* – maximum principal deformations; *c* – minimal main deformations

Таким образом, численная модель показывает хорошую сходимость с результатами натурного эксперимента и может быть использована для определения рациональных конструктивных параметров УШ.

Для моделирования складывания и раскладывания на малый угол использовался неявный метод решения в ANSYS (рис. 9 и 10).

На рис. 9 представлена зависимость влияния диаметра «косточки» D при фиксированной ширине щели H = 15 мм и длине щели L =204 мм на величину максимального шарнирного момента M, Н·м.

На рис. 10 представлена зависимость влияния ширины щели H при фиксированном диаметре «косточки» D = 30 мм и длине щели L = 204 мм на величину максимального шарнирного момента M, Н·м.

Для моделирования полного складывания и раскладывания с целью сокращения времени расчета использовался явный метод решения в LS-DYNA (рис. 11 и 12).

На рис. 11 представлена зависимость влияния диаметра «косточки» D при фиксированной ширине щели H = 15 мм и длине щели L = 204 мм на величину максимального шарнирного момента M, Н·м.

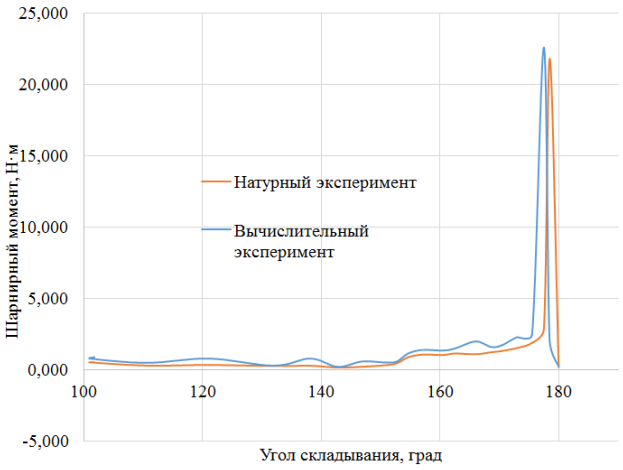


Рис. 8. Максимальный шарнирный момент

Fig. 8. Maximum hinge moment

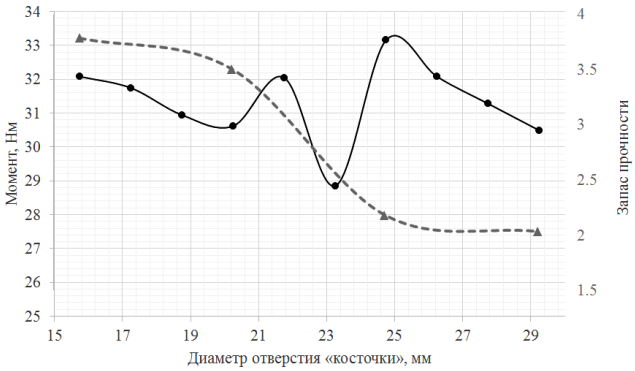


Рис.9. Зависимость шарнирного момента и минимального запаса прочности по критерию Пака от диаметра «косточки» (H = 15 мм, L = 204 мм)

Fig. 9. Dependence of the hinge moment on the diameter (H = 15 mm, L = 204 mm)

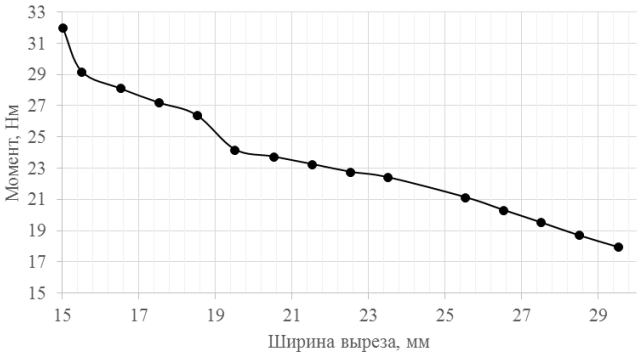


Рис. 10. Зависимость шарнирного момента от ширины выреза (D = 30 мм, L = 204 мм)

Fig. 10. The dependence of the hinge moment on the width of the slit (D = 30 mm, L = 204 mm)

На рис. 12 представлена зависимость влияния ширины щели H при фиксированном диаметре «косточек» D = 30 мм и длине щели L = 204 мм на величину максимального шарнирного момента М, Н·м.

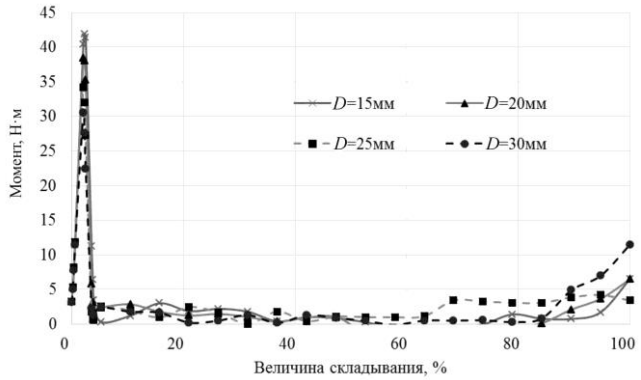


Рис. 11. Зависимость шарнирного момента от диаметра «косточки» (H = 15 мм, L = 204 мм)

Fig. 11. Dependence of the hinge moment on the diameter (H = 15 mm, L = 204 mm)

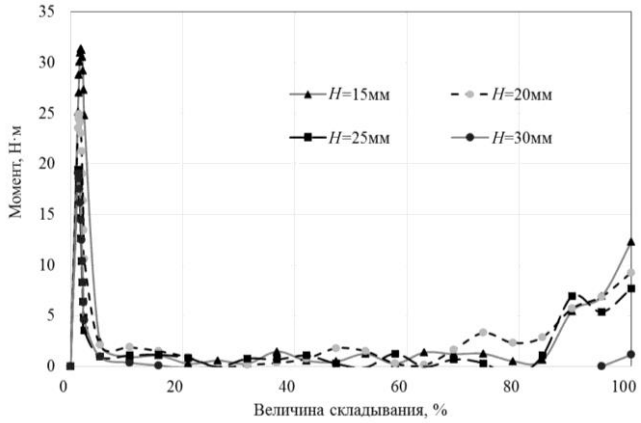


Рис. 12. Зависимость шарнирного момента от ширины выреза (D = 30 мм, L = 204 мм)

Fig. 12. The dependence of the hinge moment on the width of the slit (D = 30 mm, L = 204 mm)

На рисунке 13 представлены результаты расчета УШ с H = 17 мм, L = 300 мм, D = 17 мм при разных углах плетения φ.

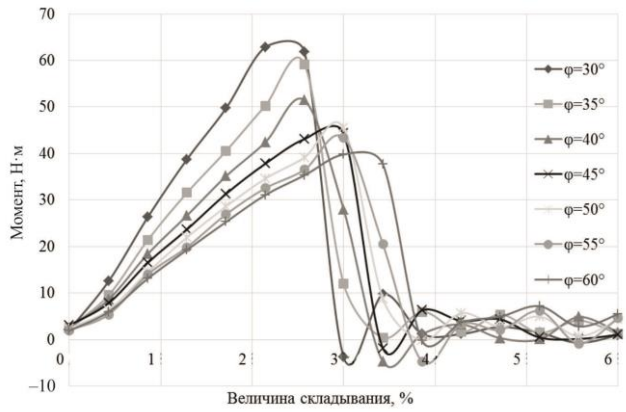


Рис. 13. Зависимость шарнирного момента от угла плетения φ

Fig. 13. The dependence of the hinge moment on the angle of braidingφ

На рис. 14 представлены результаты расчета прочности УШ с учетом прогрессирующего разрушения в LS-DYNA. Конструктивные параметры исследуемых УШ: с «прямым» вырезом при H = 12 мм, L = 300 мм, D = 12 мм; с вырезом в виде плавной «косточки» при H = 12 мм, L = 300 мм, D = 22 мм. Изменение формы выреза во втором случае позволяет снизить концентрацию напряжений в зоне радиусов скругления и спроектировать УШ, работающий без разрушения при полном складывании-раскладывании.

Рис.14. Результаты расчета УШ с учетом прогрессирующего разрушения в LS-Dyna

Fig. 14. The results of the calculation of the tape-spring hinge, taking into account progressive damage in LS-Dyna

На основании проведенных экспериментальных и численных исследований были сделаны следующие выводы:

1. Использование эквивалентной схемы армирования позволяет определить упругие характеристики плетеного композита. При этом погрешность определения максимального момента составляет порядка 20%.

2. Применение Digimat для виртуальных испытаний материалов позволяет сократить объем натурных испытаний и определить характеристики плетенного монослоя.

3. Бесконтактная система измерения деформации VIC-3D позволяет анализировать поля деформаций по всей исследуемой поверхности образца в реальном времени и проводить измерение деформации в заданных точках.

4. Применение неявного решателя ANSYS в геометрически нелинейной постановке позволяет провести автоматизированную оптимизацию формы выреза шарнира по критерию максимального шарнирного момента при малых углах складывания.

5. Явный решатель LS-DYNA позволяет с высокой точностью определить максимальный момент потери устойчивости УШ и оценить прочность при полном складывании и раскладывании с учетом самоконтакта.

6. Уменьшение ширины щели и диаметра «косточки» увеличивает момент раскладывания, но уменьшает прочность. Изменение ширины щели оказывает большее влияние на момент, диаметр «косточки» – в меньшей степени, но позволяет снизить концентрацию напряжений в зоне закругления щели.

7. Длина щели и ширина щели находятся в обратной зависимости по влиянию на заданный максимальный момент. Для сохранения заданного момента и ресурса необходимо при увеличении длины щели уменьшать ее ширину и наоборот.

8. УШ с конструктивными параметрами H = 15 мм, L = 204 мм, D = 30 мм позволяет достичь шарнирного момента порядка 30 Н·м.

9. Уменьшение угла армирования φ для биаксиального плетения вызывает увеличение шарнирного момента.

10. Шарниры с триаксиальной схемой армирования (присутствуют слои с армированием вдоль оси УШ) позволяют достичь больших моментов складывания-раскладывания (до 60 Н·м), но разрушаются уже при малых углах складывания.

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в рамках выполнения проекта с уникальным идентификатором RFMEFI57717X0262.

Acknowledgements

This work was financial supported by the Ministry of Education and Science of the Russian Federation as part of the Project (unique identifier RFMEFI57717X0262).

Библиографический список

1. Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов / Г.А. Молодцов, В.Е. Биткин, В.Ф. Симонов, Ф.Ф. Урмансов. – М.: Машиностроение, 2000. – 352 с.

2. Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU): Proceedings of the Final Project Conference / ed. by Piet Christof Wölcken, Michael Papadopoulos. SpringerLink (Online service). 1st ed. 2016. XXVIII, 1039 p. 865 illus., 774 illus. in color. online resource.

3. Пат. 2414028 Российская Федерация, МПК H 01 Q 15/20. Шарнирный узел складного рефлектора космической антенны / Куликов Ю.А., Кудрявцев И.А.; патентообладатель Марий. гос. техн. ун-т. № 2010111589/07; заявл. 25.03.2010; опубл. 10.03.2011, Бюл. № 7. – 6 с.

4. Пат. 2423760 Российская Федерация, МПК H 01 Q 15/20. Способ обеспечения жесткости складного стержневого элемента / Кудрявцев И.А. № 2010106761/09; заявл. 24.02.2010; опубл. 10.07.2011, Бюл. № 7. – 5 с.

5. Пат. 2423760 Российская Федерация, МПК B 23 G 1/22. Устройство формирования упругого стержневого элемента / Алексашин С.Н., Пичхадзе К.М. [и др.]; патентообладатель АО «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина» (RU). № 2013107728/02; заявл. 22.02.2013; опубл. 20.09.2013, Бюл. № 26. – 15 с.

6. Пат. № US7617639 МПК E04H12/00; E04H12/18; H01Q1/08. Заявитель(и): USAIRFORCE [US] Заявка № US20060463063; заявл.: 20060808; опубл.: 2009-11-17 Tape-spring deployable boom.

7. Пат. № US2016023781МПКB64G1/22; B64G1/44; E04C3/00. Заявитель(и): THALES SA [FR]]; Заявка № US201514805317; заявл.: 20150721; опубл.: 2016-01-28 Tape spring deployable structure.

8. Footdale J.N., Murphey T.W. Mechanism design and testing of a self-deploying structure using flexible composite tape springs // Proceedings of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Goddard Space Flight Center. – 2014. – May 14-16. – P. 497-510.

9. Shape memory polymers and their composites in aerospace applications: a review / Y. Liu, H. Du, L. Liu, J. Leng // Smart Materials and Structures. – 2014. – Vol. 23. – № 2.

10. Wrapping fold and deployment characteristics of boom-membrane integrated space structures / Sakamoto Hiraku, Furuya Hiroshi, Satou Yasutaka, Okuizumi Nobukatsu, Takai Moto, C. Natori M. // 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference. SciTech2015. – Florida: Kissimmee, 2015.

11. Mansourinejad H., Sharavi M., Daneshjoo K. Design and analysis of oscillation-decreasing mechanism on the deployable composite boom // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2015. – Vol. 52(4). – P. 1091–1100.

12. Design and validation of a carbon-fiber collapsible hinge for space applications: a deployable boom / D. Piovesan, M. Zaccariotto, C. Bettanini, M. Pertile, S. Debei // ASME. J. Mechanisms Robotics. – 2016. – Vol. 8(3). – P. 1–17.

13. Deployment of bistable self-deployable tape spring booms using a gravity offloading system / Mao Huina, Ganga Pier, Ghiozzi Michele, Ivchenko Nickolay, Tibert Gunnar // Journal of Aerospace Engineering. – 2017. – Vol. 30(4). – P. 211–220.

14. Roh Jin-Ho, Bae Jae-Sung. Softenable composite boom for reconfigurable and self-deployable structures // Mechanics of Advanced Materials and Structures. – 2016. – Vol. 24(8). – P. 698–711.

15. Shape memory composites for self-deployable structures in aerospace applications / L. Santo, F. Quadrini, A. Accettura, W. Villadei // Procedia Engineering. – 2014. – Vol. 88. – P. 42–47.

16. Mallikarachchi Ch., Pellegrino S. Design of ultrathin composite self-deployable booms // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2014. – Vol. 51(6). – P. 1811–1821.

17. Kwok K., Pellegrino S. Viscoelastic effects in tape springs // Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. – Denver, Colorado, 2011. – 4-7 April.

18. Block J., Straubel M., Wiedemann M. Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space // Acta Astronautica. – 2011. – Vol. 68(7-8). – P. 984–992.

19. Datashvili L.S., Baier H., Rocha-Schmidt L. Multi-scale analysis of structures made of triaxially woven fabric composites with stiff and flexible matrix materials // Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. – Denver, Colorado, 2011. – 4-7 April.

20. Endruweit A., Long A.C. A model for the in-plane permeability of triaxially braided reinforcements // Composites Part A: Applied Science and Manufacturing. – 2011. – Vol. 42(2). – P. 165–172.

21. Lane S.A., Murphey T.W., Zatman M. Overview of the innovative space-based radar antenna technology program // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2011. – Vol. 48(1). – P. 135–145.

22. Mallikarachchi H.M.Y.C., Pellegrino S. Design and validation of thin-walled composite deployable booms with tape-spring hinges // Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. – Denver, Colorado. – 2011. – 4-7 April.

23. Mallikarachchi H.M.Y.C., Pellegrino S. Quasi-static folding and deployment of ultrathin composite tape-spring hinges // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2011. – Vol. 48(1). – P. 187–198.

24. Mallikarachchi H.M.Y.C. Thin-Walled Composite Deployable Booms with Tape-Spring Hinges: Doctor's degree dissertation. – Cambridge, 2011. – 202 p.

25. Analysis of mechanical properties in bending processes and optimal design of simple tape spring / Y. Hongling, Z. Chunhua, Z. Yang, Y. Qi, X. Yanni // Journal of Modeling in Mechanics and Materials. – 2017. DOI: 10.1515/jmmm-2016-0156

26. Sakovsky M., Pellegrino S., Mallikarachchi H.M.Y.C. Folding and deployment of closed cross-section dual-matrix composite booms // 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2016-0970).

27. Yee J.C.H., Pellegrino S. Composite tube hinges // Journal of Aerospace Engineering. – 2005. – Vol. 18. – № 4. – P. 224–231. DOI: 10.1061/(ASCE)0893-1321(2005)18:4(224)

28. Yinji M., Daining F. Design theory and dynamic mechanical characterization of the deployable composite tube hinge // Science China: Physics, Mechanics and Astronomy. – 2011. – Vol. 54. – No. 4. – P. 633–639. DOI: 10.1007/s11433-011-4286-0

29. Chen W., Fang G., Hu Y. An experimental and numerical study of flattening and wrapping process of deployable composite thin-walled lenticular tubes // Thin-Walled Structures. – 2017. – Vol. 111. – P. 38–47. DOI: 10.1016/j.tws.2016.11.009

30. Ekelow J. Design and manufacturing of thin composite tape springs: Master degree dissertation. – Stockholm, 2014. – 34 p.

31. Dewalque F., Collette J.P., Brüls O. Mechanical behaviour of tape-springs used in the deployment of reflectors around a solar panel // Acta Astronautica. – 2015. – Vol. 123. – P. 271–282.

32. Xin L., Wenbin Y. (2017) TexGen4SC. – URL: https://cdmhub.org/resources/texgen4sc.

33. Hua L., Brown L.P., Long A.C. Modelling and simulating textile structures using TexGen // Advanced Materials Research. – 2011. – Vol. 331. – P. 44–47.

34. Optimizing the quasi-static folding and deploying of thin-walled tube flexure hinges with double slots / H. Yang, Z.Q. Deng, R.Q. Liu [et al.] // Chin. J. Mech. Eng. – 2014. – Vol. 27(2). – P. 279–286.

35. Design for a unitary graphite composite instrument boom / W. Alexander, R. Carlos, J. Sturm, P. Rossoni // National Space and Missile Materials Symposium; 21-25 Jun. 2004. – Seattle, WA; United States, 2004.

36. Gibson R.F. Principles of composite material mechanics. Third edition. – CRC Press, Taylor & Francis Group, 2012. – XXIX. – 625 p.

37. Digimat users' manual, Release 2016.0 – January 2016. – 1617 p.

38. ANSYS. Help system. Rel.11.0. ANSYS Inc. – Houston, 2008.

39. LS–DYNA THEORY MANUAL. Livermore Software Technology Corporation. – California, 2006. – 680 p.

References

1. Composite intellectual structures and structures with stable / G.A. Molodtsov, V.E. Bitkin, V.F. Simonov, F.F. Urmansov. – M.: Mashinostroenie, 2000. – 352 p.

2. Smart Intelligent Aircraft Structures (SARISTU) [electronic resource] : Proceedings of the Final Project Conference / edited by Piet Christof Wölcken, Michael Papadopoulos. Springer Link (Online service). 1st ed. 2016. XXVIII, 1039 p. 865 illus., 774 illus. in color. online resource.

3. Patent 2414028 RU, IPC H 01 Q 15/20. Joint of a foldable reflector element of a space-antenna [Text] / Kulikov Yu.A.,

Kudriavtsev I.A.; patenter State Educational Facility of Higher Professional Education Mariy-El State Technical University – App. no. 2010111589/07 , applied on 03/25/2010 , published on 03/10/2011, Bul. no. 7/ – 6 p., 3 fig.

4. Patent 2423760 RU, IPC H 01 Q 15/20. A method to ensure stiffness of a foldable rod element [Text] / Kudriavtsev I.A. – App. No. 2010106761/09 ; applied on 02/24/2010 ; published on 07/10/2011, Bul. No. 7. – 5 p. : 4 fig.

5. Patent 2423760 RU, IPC B 23 G 1/22. A facility for flexible rod element production / Aleksashin S.N., Pichkhadze K.M. et al.; patenter S.A. Lavochkin Research and Production Association (RU) – Application No. 2013107728/02 ; applied on 03/22/2013; published on 09/20/2013, Bul. No. 26. – 15 p. : 3 fig.

6. Patent US7617639 IPC E04H12/00; E04H12/18; H01Q1/08. Patenter(s): US AIR FORCE [US] Application No. US20060463063 Application date: 2006/08/08 Published on 2009-11-17 Tape-spring deployable boom.

7. Patent US2016023781 IPCB64G1/22; B64G1/44; E04C3/00. Patenter(s): THALES SA [FR]]; Application No. US201514805317 Application date: 2015/07/21 Published on: 2016-01-28 Tape spring deployable structure.

8. Footdale, J.N., Murphey T.W. Mechanism design and testing of a self-deploying structure using flexible composite tape springs. *Proceedings of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Goddard Space Flight Center*. 2014, May 14-16. pp. 497-510

9. Liu Y., Du H., Liu L. and Leng J. Shape memory polymers and their composites in aerospace applications: a review. *Smart Materials and Structures*, Vol. 23, № 2, 2014.

10. Sakamoto, Hiraku & Furuya, Hiroshi & Satou, Yasutaka & Okuizumi, Nobukatsu & Takai, Moto & C. Natori, M. Wrapping Fold and Deployment Characteristics of Boom-Membrane Integrated Space Structures // *2nd AIAA Spacecraft Structures Conference. SciTech2015*, Kissimmee, Florida, 2015.

11. H. Mansourinejad, M. Sharavi, and K. Daneshjoo. Design and Analysis of Oscillation-Decreasing Mechanism on the Deployable Composite Boom. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, Vol. 52(4), pp. 1091–1100.

12. Piovesan D, Zaccariotto M, Bettanini C, Pertile M, Debei S. Design and Validation of a Carbon-Fiber Collapsible Hinge for Space Applications: A Deployable Boom. *ASME. J. Mechanisms Robotics*, 2016, 8(3), pp. 1–17.

13. Mao, Huina& Ganga, Pier &Ghiozzi, Michele & Ivchenko, Nickolay & Tibert, Gunnar. Deployment of Bistable Self-Deployable Tape Spring Booms Using a Gravity Offloading System. *Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 30(4), pp. 211–220.

14. Roh, Jin-Ho & Bae, Jae-Sung. Softenable Composite Boom for Reconfigurable and Self-deployable Structures. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2016, 24(8), pp. 698–711.

15. Santo, Loredana & Quadrini, Fabrizio & Accettura, Antonio & Villadei, Walter. Shape Memory Composites for Self-deployable Structures in Aerospace Applications. *Procedia Engineering*, 2014, Vol.88, pp. 42–47

16. Mallikarachchi, Chinthaka & Pellegrino, Sergio. Design of Ultrathin Composite Self-Deployable Booms. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2014, 51(6), pp. 1811–1821.

17. Kwok K. and Pellegrino S. Viscoelastic effects in tape springs. *In Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, Colorado*. 4-7 April 2011

18. Block J., Straubel M., and Wiedemann M.. Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space. *Acta Astronautica*, 68(7-8): 984–992, 2011

19. Datashvili L.S., Baier H., and Rocha-Schmidt L. Multiscale analysis of structures made of triaxially woven fabric composites with stiff and flexible matrix materials. *In Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Denver, Colorado, 4-7 April 2011.

20. Endruweit A., Long A.C.. A model for the in-plane permeability of triaxially braided reinforcements. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 42(2):165–172, 2011

21. Lane S.A., Murphey T.W. and Zatman M. Overview of the innovative space-based radar antenna technology program. Journal of Spacecraft and Rockets, 48(1). – 2011. pp 135–145

22. Mallikarachchi H.M.Y.C., Pellegrino S. Design and validation of thin-walled composite deployable booms with tape-spring hinges. *In Proceedings of 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Denver, Colorado, 4-7 April 2011a

23. Mallikarachchi H.M.Y.C., Pellegrino S. Quasi-static folding and deployment of ultrathin composite tape-spring hinges. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 48(1): 187–198, 2011

24.Mallikarachchi H. M. Y.C. Thin-Walled Composite Deployable Booms with Tape-Spring Hinges [текст]: диссертация на соискание степени Doctor of Philosophy / Harankahathanne Mallikarachchilage Yasitha Chinthaka Mallikarachchi – Cambridge, 2011. – 202 с.

25. Y. Hongling, Z. Chunhua, Z. Yang, Y. Qi, X. Yanni. Analysis of mechanical properties in bending processes and optimal design of simple tape spring. *Journal of Modeling in Mechanics and Materials*,2017, doi:10.1515/jmmm-2016-0156

26. Sakovsky M., Pellegrino S., Mallikarachchi H.M.Y.C. Folding and Deployment of Closed Cross-Section Dual-Matrix Composite Booms, 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA SciTech Forum, (AIAA 2016-0970)

27. Yee J.C.H. Composite Tube Hinges [текст] / Yee J.C.H., Pellegrino S. // Journal of Aerospace Engineering. – 2005. – Vol. 18. – № 4. – С. 224-231. – DOI: 10.1061/(ASCE)0893-1321(2005)18:4(224)

28. Yinji M. Design theory and dynamic mechanical characterization of the deployable composite tube hinge [текст] / Yinji M., Daining F. // Science China: Physics, Mechanics and Astronomy. – 2011. – Vol. 54. – № 4. – С. 633-639. – DOI: 10.1007/s11433-011-4286-0

29. Chen, W. An experimental and numerical study of flattening and wrapping process of deployable composite thin-walled lenticular tubes [текст] / Chen, W., Fang, G., Hu, Y. // Thin-Walled Structures. – 2017. – Vol. 111. – С.38-47. – DOI: 10.1016/j.tws.2016.11.009

30. Ekelow J. Design and manufacturing of thin composite tape springs [текст]: диссертация на соискание степени магистра (Master Degree) / JakobEkelow – Stockholm. – 2014. – 34 с.

31. Dewalque F., J.P. Collette, O. Brüls Mechanical behaviour of tape-springs used in the deployment of reflectors around a solar panel.ActaAstronautica, 2015,123:271-282.

32. Xin L., Y. Wenbin (2017), "TexGen4SC," https://cdmhub.org/resources/texgen4sc.

33. Hua L., L.P. Brown, A.C. Long. Modelling and simulating textile structures using TexGen. In Advanced Materials Research, 2011, 331: pp. 44-47.

34. Yang H., Deng Z.Q., Liu R.Q., et al.: Optimizing the quasi-static folding and deploying of thin-walled tube flexure hinges with double slots. Chin. J. Mech. Eng. **27**(2), 279–286 (2014)

35. Alexander W., Carlos R., Sturm J., Rossoni P. Design for a Unitary Graphite Composite Instrument Boom. 2004 National Space and Missile Materials Symposium; 21-25 Jun. 2004; Seattle, WA; United States.

36. Gibson R.F. Principles of Composite Material Mechanics. Third Edition. – CRC Press, Taylor & Francis Group, 2012. – XXIX, 625 p. – (Mechanical Engineering) – ISBN-13: 978-1-4398-5006-0.

37. Digimat Users' Manual, Release 2016.0 – January 2016.

38. ANSYS. Help System. Rel.11.0. ANSYS Inc. Houston, 2008.

39. LS–DYNA THEORY MANUAL, Livermore Software Technology Corporation, California, 2006. 680 p.