

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.783

doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-49-60

Проектирование каркасов солнечных батарей интегрального типа из углепластика для космического аппарата

А.Л. Галиновский¹, А.В. Денисов², Е.А. Гаврилова², М.А. Денисова²,
В.Г. Чертов², С.А. Еремин²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ООО «СКТБ «Пластик»

Designing frames of integrated cfrp solar panels for spacecraft

A.L. Galinovsky¹, A.V. Denisov², E.A. Gavrilova², M.A. Denisova²,
V.G. Chertov², S.A. Eremin²

¹ Bauman Moscow State Technical University

² ООО SKTB Plastik

Рассмотрена проблема обеспечения конкурентоспособности космических систем путем повышения энергомассовой эффективности панелей каркасов солнечных батарей. Проведен обзор современных конструкций каркасов солнечных батарей, предназначенных для эксплуатации в составе космических аппаратов, а также выбор конструктивно-технологических решений по созданию интегральных конструкций каркасов солнечных батарей малой удельной массы. Разработана модель композитного интегрального каркаса, которая обеспечивает несущую способность панели солнечной батареи при заданной статической гравитационной нагрузке в момент вывода на орбиту и в условиях эксплуатации. Приведены результаты выбора рациональных параметров элементов интегрального каркаса солнечной батареи. Полученные данные в рамках принятых допущений и исходных характеристик применяемых полимерных композиционных материалов дают основание рассчитывать на принципиальную возможность реализации удельной массы каркаса в пределах 0,55...0,65 кг/м² при регламентированной несущей способности и жесткости, что отвечает мировым тенденциям для объектов такого класса. Предложенное конструктивное исполнение изделия позволяет разместить линзовые концентраторы над устанавливаемыми на каркас фотоэлектрическими преобразователями, что, в свою очередь, обеспечит значительное увеличение удельной мощности солнечной батареи.

Ключевые слова: солнечная батарея, композиционные материалы, интегральный каркас, несущая способность и жесткость, удельная масса

This article deals with the problem of ensuring the competitiveness of space systems by increasing the energy and mass efficiency of solar panels. It provides a review of modern designs of the solar panel frames intended for use in spacecraft, and a choice of design and

technological solutions for the creation of integrated structures of the solar panel frames with a low specific weight. A model of a composite integrated frame is developed that ensures the bearing capacity of the solar panel at a given static gravitational load at the time of launch and in operation. The results of the selection of rational parameters for the elements of the integrated solar panel frame are given. The results obtained in the framework of the adopted assumptions and the initial characteristics of the polymer composite materials warrant the possibility of realization of the specific gravity in the range of 0.55-0.65 kg/m², with a regulated load bearing capacity and stiffness, thereby complying with the world trends for objects of this class. Using the proposed design, it is possible to place lens concentrators over the photovoltaic converters installed on the frame, which in turn can significantly increase the specific power of the solar cell.

Keywords: solar cell, composite materials, integral frame, load-bearing capacity and stiffness, specific gravity

В создании и обеспечении работоспособности космических аппаратов (КА) большую роль играют источники электрической энергии — солнечные батареи (СБ). Рост их эффективности позволяет увеличить энергооборуженность КА при сохранении массогабаритных характеристик.

Современное космическое аппаратостроение выдвигает повышенные требования к системам бортового питания КА, в частности к СБ. Они должны генерировать большую удельную мощность при минимальной массе, находясь в жестких условиях космического пространства [1]. Повышение энергомассовой эффективности панелей каркасов СБ — один из основных факторов обеспечения конкурентоспособности космических систем.

Цель работы — анализ современных каркасов СБ КА и выбор конструктивно-технологических решений по созданию каркасов, имеющих малую удельную массу.

Традиционными основаниями СБ КА служат трубчатые каркасы и трехслойные панели. Первые (рис. 1) выполняют из трубчатых элементов, промежутки между которыми запол-

няют гибким носителем в виде сетеполотна или натянутых струн, предназначенных для механического крепления фотоэлектрических преобразователей (ФЭП, рис. 1, в). Для изготовления каркасов используют трубчатые элементы из магниевых сплавов или углепластика. Тип и сечение трубчатых элементов выбирают исходя из требований к параметрам каркаса СБ: массе, прочности, жесткости, стоимости и др.

Каркас из магниевых трубчатых элементов имеет сварную конструкцию. Для уменьшения его удельной массы в трубчатых элементах выполняют сквозные отверстия большого диаметра (рис. 1, а).

Углепластиковые (УП) каркасы состоят из УП-трубчатых элементов, скрепляемых между собой узлами сочленения (фитингами) (рис. 1, б). Существуют различные способы сочленения трубчатых элементов. Например, каркасы КА «Глонасс», выпускаемые АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва собирают с помощью металлических узлов сочленения.

Специалисты ООО «СКТБ «Пластик» (г. Сызрань) и АО «РКЦ «Прогресс» разработа-

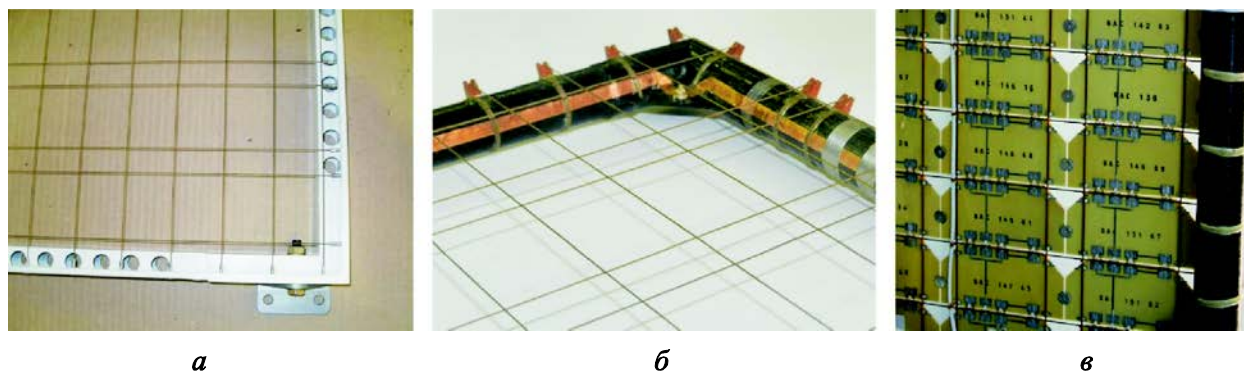


Рис. 1. Фрагменты конструкций трубчатых каркасов СБ: а — из магниевых сплавов; б — из углепластика; в — крепление ФЭП на струнах каркаса

ли конструкцию и способ изготовления УП-узлов сочленения, позволяющих уменьшить массу каркаса СБ [2].

На рис. 2 приведена СБ научного КА «Бион-М», каркас которой выполнен из УП-труб с УП-узлами сочленения. Такой каркас относится к современным конструкциям, обладающим малой удельной массой.

Другим типом каркасов СБ, нашедшим широкое применение в космических системах, являются трехслойные сотовые конструкции, состоящие из двух тонких прочных облицовочных пластин — обшивок, толстой легкой сердцевины — сотового заполнителя, разделяющего несущие пластины и распределяющего нагрузку между ними, и адгезионных слоев, связывающих пластины с наполнителем и передающих нагрузку от заполнителя к облицовкам и обратно.

Сотовый заполнитель повышает изгибную жесткость системы. Трехслойные конструкции обладают легкостью, жесткостью, высокой технологичностью, удовлетворительным качеством поверхности и формы [3]. ФЭП и каркас связывают клеевым соединением.

Примером изготовления СБ на трехслойных сотовых панелях служит солнечная батарея производства ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» для КА «Ямал-200», общий вид которой показан на рис. 3.

Специалисты АО «ОНПП «Технология» (г. Обнинск) и АО «НПО им. С.А. Лавочкина»

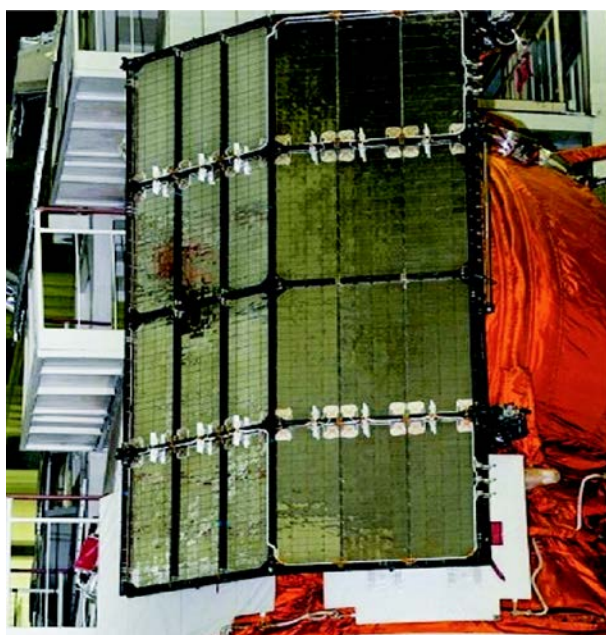


Рис. 2. СБ для научного КА «Бион-М»

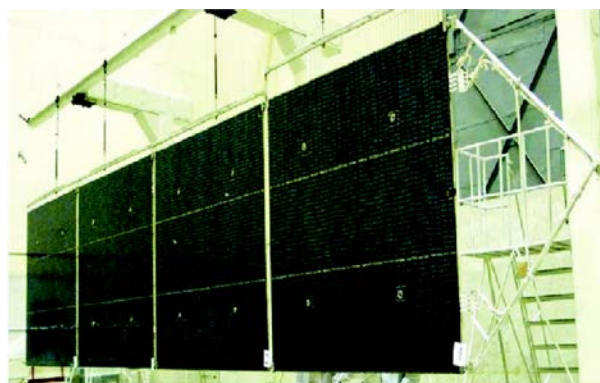


Рис. 3. Общий вид СБ на трехслойных сотовых панелях для КА «Ямал-200»



Рис. 4. Экспериментальная сотованель для малого КА «Аист»

разработали и изготовили облегченную сотованель для малого КА «Аист» (рис. 4). Снижение удельной массы панели достигнуто выполнением вырезов в обшивках, согласованных по форме и размерам с закрепляемыми на панели фотопреобразующими элементами.

К перспективным каркасам СБ относятся: образец американской фирмы Spectrolab — наиболее известного зарубежного производителя СБ, трехслойные панели каркаса СБ ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», трубчатые УП-каркасы с металлическими узлами сочленения АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва», трубчатые УП-каркасы с УП-узлами сочленения ООО «СКТБ «Пластик», экспериментальная облегченная панель для малого КА «Аист» АО «НПО им. С.А. Лавочкина» и АО «ОНПП «Технология» [4].

Далее приведены значения удельной массы каркаса (без учета массы узлов раскрытия, зачекочки и транзитных кабелей) для перечисленных производителей, кг/м²:

Spectrolab	0,60...0,80*
ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»	Более 1,00*
АО «ИСС» им. академика М.Ф. Решетнёва»	0,70*
ООО «СКТБ «Пластик»	0,65*
АО «НПО им. С.А. Лавочкина» и АО «ОНПП «Технология»	0,40...0,50**

Примечания.

* Ориентировочное значение.

** Значение для каркаса малой площади, закрепляемого на корпусе КА.

Следует отметить, что удельная масса каркаса малого КА «Аист» соответствует СБ малой площади, закрепляемой непосредственно на корпусе КА. У солнечных батарей большой площади, раскрываемых в космическом пространстве, необходимо усилить каркас, благодаря чему весовые показатели будут приближаться к показателям каркаса американской фирмы Spectrolab.

Для уменьшения массы каркасов СБ ведутся работы как по оптимизации существующих изделий [5], так и по созданию принципиально новых конструкций, например сетчатых каркасов СБ [6].

Также осуществляется поиск вариантов увеличения удельной мощности СБ. Одним из направлений является использование линзовых концентраторов солнечного света, устанавливаемых поверх фотоэлементов [7, 8]. Размещение линзовых концентраторов на СБ позволяет в несколько раз повысить концентрацию светового потока.

В настоящее время разработки СБ с концентраторами проводятся как в России, так и за рубежом. Оптическая схема элемента СБ с концентраторами в виде жестких линз Френеля показана на рис. 5.

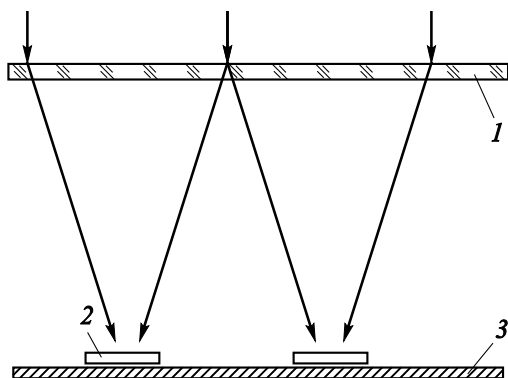


Рис. 5. Оптическая схема элементов СБ с жесткими линейными линзами Френеля: 1 — линза Френеля; 2 — ФЭП; 3 — радиатор

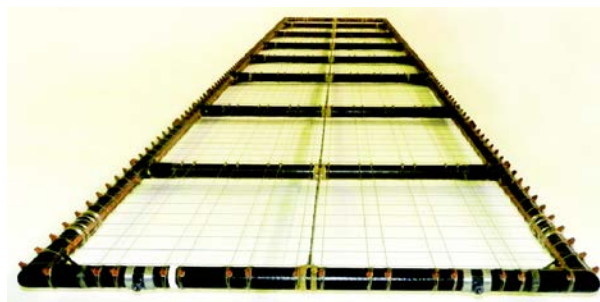


Рис. 6. Трубчатый УП-каркас панели СБ КА

Согласно приведенной оптической схеме, для размещения линзовых концентраторов на СБ конструкция каркаса ее панели должна позволять монтировать линзовые элементы над ФЭП. При этом зазор между ними определяется фокусным расстоянием линзы.

Специалисты ООО «СКТБ «Пластик» разработали конструктивно-технологические методы создания космических композитных конструкций интегрального типа [9], позволяющие проектировать и изготавливать многочисленные типы изделий (размеростабильные и силовые корпуса, рамы, платформы, панели) с уникальными свойствами [10, 11].

Задачей исследования являлось определение возможности создания облегченного каркаса СБ интегрального типа с применением научно-технического задела в области проектирования подобных конструкций.

Для корректной оценки результатов проектирования в качестве прототипа выбран серийно выпускаемый УП-трубчатый каркас панели СБ КА с УП-узлами сочленения (рис. 6). То есть при проектировании использованы исходные данные, заложенные в техническое задание на данную конструкцию, а расчетные характеристики разрабатываемого изделия сравнивались с фактическими характеристиками прототипа.

Постановка задачи. Современные условия эксплуатации космической техники предъявляют высокие требования к каркасам панелей СБ. Главные из них — минимальная масса, высокая прочность и повышенная жесткость, а также значительный ресурс и соответствующая надежность конструкции.

Обеспечение минимальной массы каркасов панелей СБ при заданных условиях эксплуатации связано с использованием эффективных конструктивно-технологических решений и

современных полимерных композиционных материалов (ПКМ) [6]. Важнейшее преимущество ПКМ заключается в возможности создания из них элементов конструкции с заранее заданными свойствами, наиболее полно удовлетворяющими характеру и условиям работы.

Материалы, применяемые в конструкциях каркасов панелей СБ, должны обладать высокими стабильными физико-механическими характеристиками и быть стойкими к воздействию факторам. Основными конструктивными материалами каркасов панелей СБ являются ПКМ на основе углеродных волокон. Преимущества конструкций из армированных ПКМ — углепластиков наиболее очевидны, когда необходимы низкий коэффициент линейного теплового расширения (КЛТР), высокая жесткость и малая масса.

Вопрос о создании рационального варианта конструкции напрямую зависит от получения заданных термомеханических характеристик слоистых ПКМ. Характерная особенность таких материалов состоит в возможности изменения термомеханических характеристик в широких пределах и проектирования ПКМ с заданными свойствами с учетом характеристик матрицы и наполнителя, а также в прогнозировании адаптивных свойств элементов конструкций с учетом условий их эксплуатации и предъявляемых требований [12, 13].

Исходными данными для проектирования конструкции облегченного каркаса СБ интегрального типа являлись необходимая площадь фотоэлементов (габаритные размеры каркаса), наличие и расположение закладных элементов для крепления к каркасу механических частей панели (шарниров, телеметрических датчиков, опорных площадок, кронштейнов крепления каркаса к раме или к поперечной балке панели СБ, кронштейнов крепления электросоединителей, такелажных узлов и т. п.), эксплуатационные нагрузки.

Исходные данные идентичны требованиям, предъявляемым к прототипу с УП-трубчатым каркасом, заполненным гибким носителем в виде натянутых струн (см. рис. 6). Задача состояла в создании каркаса панели СБ, прочность и жесткость которого не меньше, чем у прототипа. То есть при приложении аналогичных нагрузок характерные деформации каркаса, обладающего минимальной массой, не должны быть выше, чем у прототипа.

При проектировании каркаса рассматривались крупногабаритные раскрывающиеся панели СБ.

Эксплуатационные нагрузки. Одним из важных и быстро развивающихся направлений в области создания крупногабаритных космических конструкций является разработка раскрывающихся панелей СБ [14]. Проектируемые каркасы должны обеспечивать стабильные эксплуатационные характеристики крупногабаритным панелям СБ при воздействии нагрузок, включая силы, возникающие в процессе раскрытия. В связи с этим рассмотрены:

- нагрузки в виде сосредоточенных сил и моментов, оказывающие воздействие на каркас в период функционирования на орбите, в том числе в узлах крепления во время работы механизмов разворачивания панелей;
- распределенные эксплуатационные нагрузки, действующие на верхнюю плоскость панели, с учетом количества ФЭП.

Выбор материалов. В соответствии с поставленной задачей массово-прочностные и жесткостные характеристики каркаса панели СБ интегральной конструкции должны быть не ниже, чем у каркаса панели СБ струнной конструкции. Для оптимизации этих характеристик в интегральной конструкции необходимо применить высокомодульные материалы, обладающие повышенной прочностью, стабильными параметрами и технологичностью в использовании.

Проведен анализ современных ПКМ на основе углеродных наполнителей и эпоксидных смол, которые обладают достоинствами, делающими их незаменимыми в качестве связующих для высокопрочных композитов. Это низкая линейная усадка (менее 2 %) и возможность получения смол в различном физическом состоянии (от твердых до низковязких), что позволяет использовать разные технологические приемы, высокие электрические характеристики в широком температурном интервале и др.

В качестве основных материалов интегральной конструкции каркаса панели СБ с учетом особенностей конструктивного исполнения и технологических приемов изготовления выбраны углепластики на основе:

- углеродной ленты ЛУ-П/0,1 (ГОСТ 28006–88) и связующего ЭНФБ (ТУ 1-596-36–2005) — углепластик КМУ-4Л;

Физико-механические характеристики материалов, принятые для расчета

Характеристика	Материалы		
	Лента ЛУ-П/0,1 на эпоксидном связующем (однонаправленная)	Ткань Р-3606-3к/1к-НТА на эпоксидном связующем	ВТ14
Модуль упругости при растяжении, ГПа:			
по основе E_{11+}	140	99	112
по утку E_{22+}	5	37	112
Модуль сдвига G_{12} , ГПа	5,00	3,76	40,00
Коэффициент Пуассона μ_{12}	0,251	0,300	0,300
КЛТР, K^{-1} :			
по основе $\alpha_1 \cdot 10^6$	-0,5	0,9	8,6
по утку $\alpha_2 \cdot 10^6$	34,0	1,5	8,6
Предел прочности при растяжении, МПа:			
по основе σ_{11+}	650	1575	400*
по утку σ_{22+}	20	386	400*
Предел прочности при сжатии, МПа:			
по основе σ_{11-}	600	1010	-
по утку σ_{22-}	18	526	-
Предел прочности при сдвиге τ_{12} , МПа	45	99	-
Толщина ткани (монослоя) δ , мм	0,135	0,130	-
Плотность материала ρ , $кг/м^3$	1550	1550	4505
* Допускаемое значение.			

• углеродного тканного наполнителя фирмы Porcher Industries (арт. 3606) и эпоксидного связующего производства ФГУП «ВИАМ».

Ткань арт. 3606 при примерно равной толщине с углеродной лентой ЛУ-П/0,1 имеет уток прочностью 1/3 по отношению к основе, что позволяет использовать один слой вместо как минимум двух из ленты без утка.

Для металлических закладных выбран материал ВТ14 (ГОСТ 19807-91).

Физико-механические характеристики материалов, принятые для расчета, приведены в таблице.

Описание конструкции каркаса. Проектируемый каркас панели СБ представляет собой интегральную конструкцию с пространственным каркасом из пересекающихся балок с двутавровым профилем, облегченных овальными отверстиями в стенках балок и образующих замкнутые ячейки прямоугольной формы. Расположение ребер балочного каркаса и геометрические параметры (ширина полки) двутавров учитывают габаритные размеры устанавливаемых на

каркасе ФЭП, а также допускаемые зазоры между ними.

По периметру конструкция имеет силовую раму с ребрами в виде швеллера. В местах расположения закладных деталей (шарниров, кронштейнов и др.) и в наиболее нагруженных конструктивных элементах конструкции введены усиливающие единицы. Высота интегральной конструкции принята равной 27 мм.

На рис. 7, а и б приведены 3D-модель и фрагмент интегральной конструкции каркаса панели СБ с балочным каркасом и перфорированными стенками ячеек в виде овальных отверстий.

Балочная конструкция образована формированием стенок прямоугольных секторов пререга, уложенного на оправках в виде швеллера. Для связки полок на них приформованы цельные по длине полосы шириной, равной ширине двух полок швеллера. Вся конструкция изготовлена за одно формование. В местах крепления каркаса к крепежным элементам конструкции стенки и полки усилены дополнительными слоями материала, образуя посадоч-

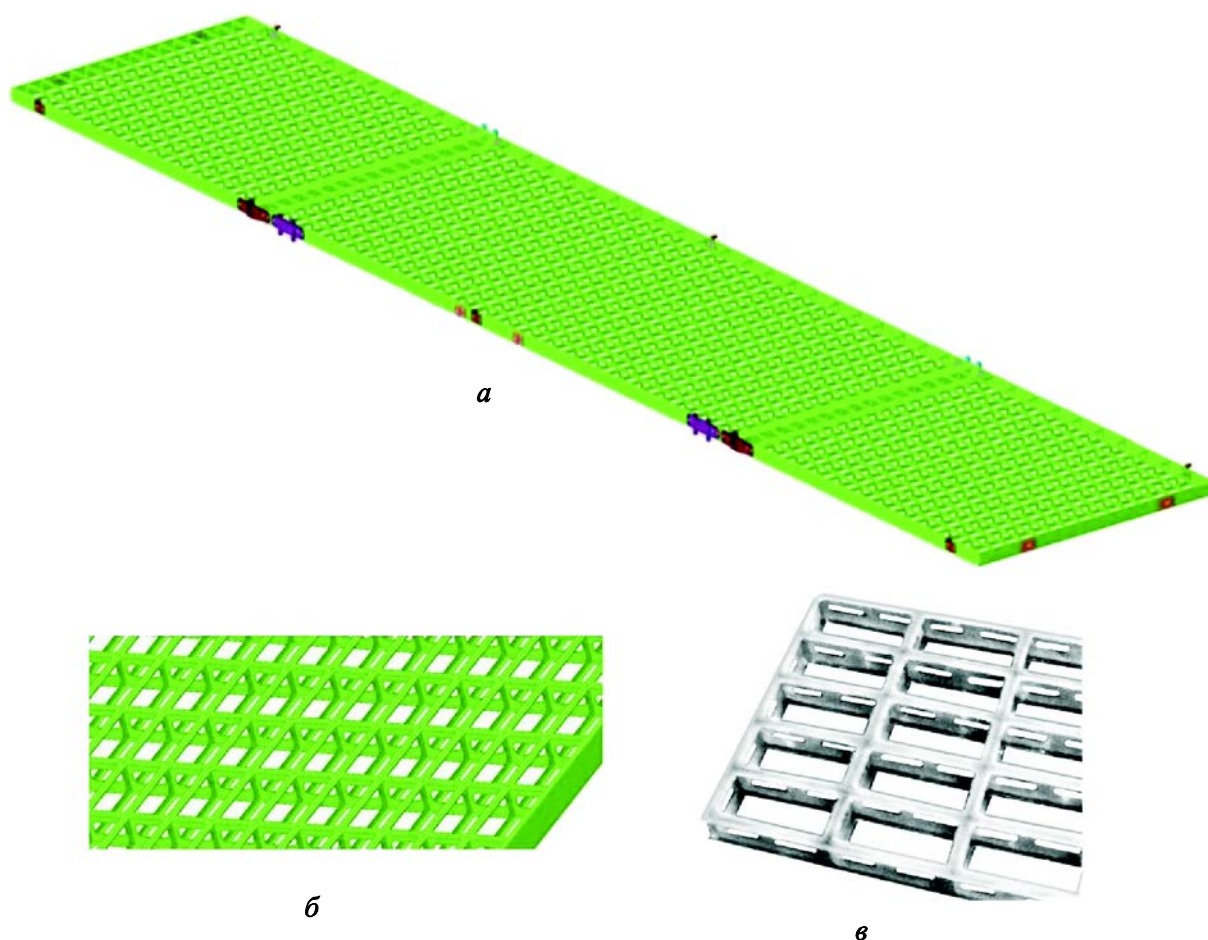


Рис. 7. Интегральная конструкция балочного каркаса панели СБ:
 а и б — 3D-модель и ее фрагмент; в — сформованный фрагмент

ные площадки под установку механических элементов.

Снижение размерных погрешностей сборки и повышение точности изготовления каркаса панели СБ достигаются созданием конструкции с минимальным количеством разъемных соединений и сборочных единиц.

Изготовленные таким способом каркасы имеют одинаковые размеры и допуски (так как обеспечены оснасткой, в которой осуществляется формование) и не накапливают допусков ввиду отсутствия соединений при сборке. На рис. 7, в приведен один из вариантов сформованного фрагмента балочного каркаса.

Численный анализ напряженно-деформированного состояния (НДС). В качестве метода анализа НДС конструкции каркаса при воздействии нагрузок в процессе эксплуатации выбрано численное моделирование методом конечных элементов (МКЭ) [15] с использованием профессионального пакета приклад-

ных программ инженерного анализа Femap/Nastran [16, 17].

Расчеты выполнены с учетом упругих деформаций. В программе конечно-элементного анализа Nastran реализован МКЭ в перемещениях. В такой постановке основной задачей МКЭ является решение системы линейных уравнений

$$[K] \times \{u\} = \{R\},$$

где $[K]$ — матрица жесткости системы конечных элементов; $\{u\}$ — вектор перемещений узлов; $\{R\}$ — вектор нагрузки (узловых сил).

Пространственная конструкция интегрального каркаса аппроксимирована дискретной моделью, состоящей из плоских (двумерных) конечных элементов с линейными функциями формы. На рис. 8 приведена конечно-элементная модель (КЭМ) интегральной конструкции каркаса панели СБ.

Моделирование КЭМ проведено с использованием оболочечного конечного элемента Plate,

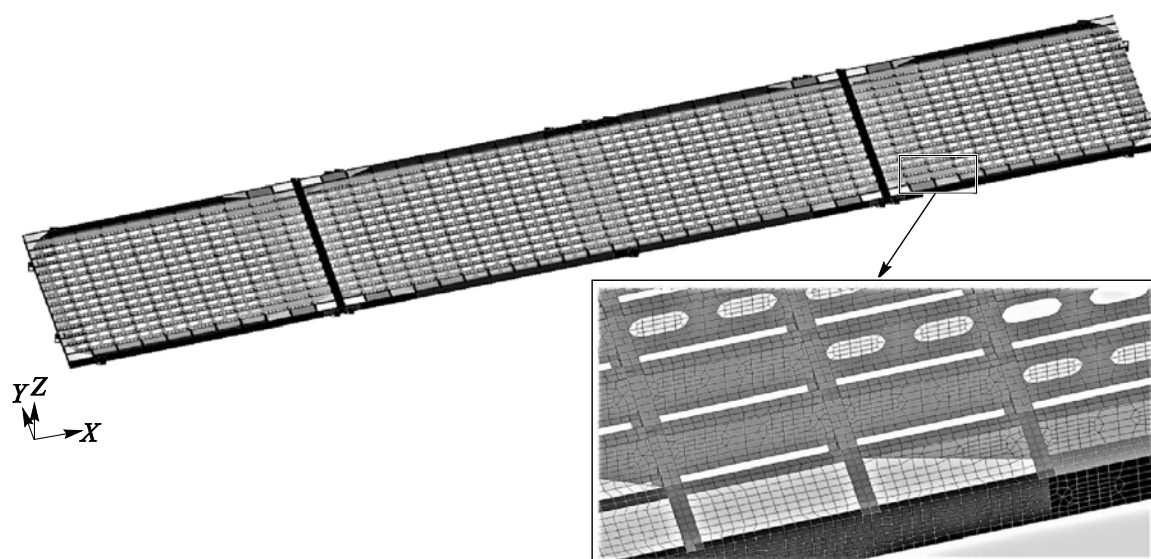


Рис. 8. КЭМ интегральной конструкции каркаса панели СБ

воспринимающего мембранные, сдвиговые, поперечные и изгибные нагрузки. Предполагаемые кронштейны смоделированы элементами масс Mass с учетом положения центра масс моделируемых закладных. Эксплуатационные нагрузки и граничные условия накладывались в узлах через элементы жесткой связи Rigid.

Для обеспечения несущей способности конструкции каркаса и требуемой жесткости при минимальной массе выполнен параметрический анализ конструкции. Объектами анализа являлись следующие факторы:

- геометрические характеристики балок пространственного каркаса и силовой рамы;
- наличие овальных отверстий в стенках двутавров ячеек каркаса;
- наличие обшивок в ячейках балочной конструкции.

По итогам параметрического анализа выбраны следующие рациональные параметры и особенности конструктивных элементов каркаса панели:

- толщины стенок и полок основных двутавровых балок каркаса на основе углеродного

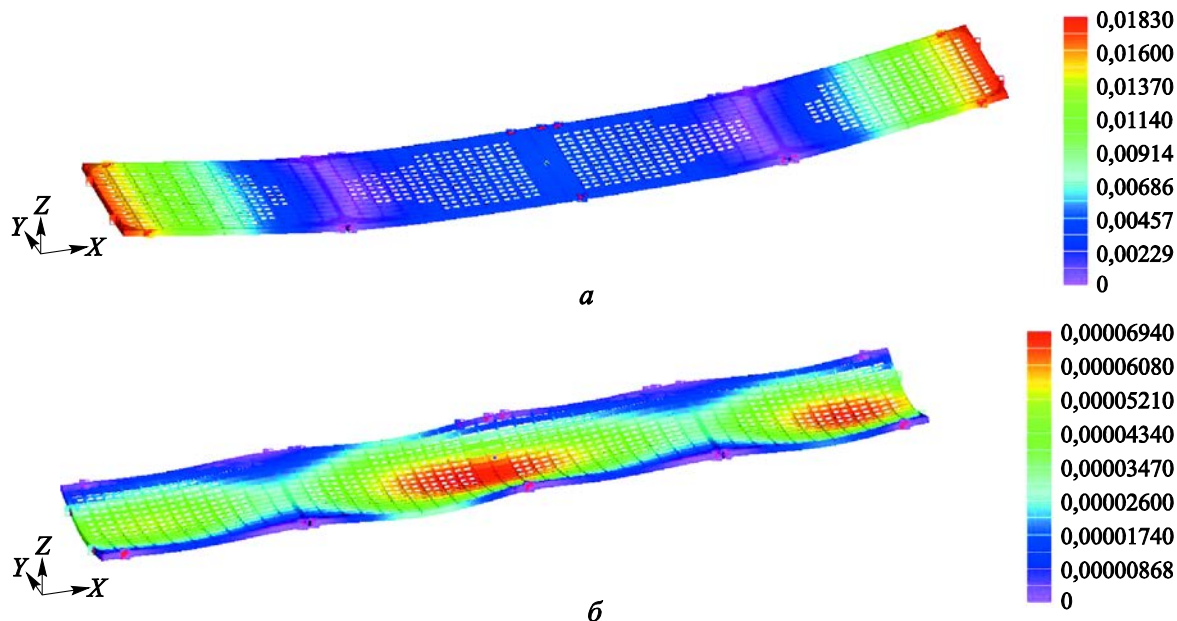


Рис. 9. Картины распределения суммарных деформаций интегральной конструкции каркаса при воздействии эксплуатационных нагрузок: а — в виде усилий и моментов; б — распределенных

тканого наполнителя фирмы Porcher Industries и эпоксидного связующего равны 0,26 мм;

- толщины стенок и полок двутавровых балок в наиболее нагруженных конструктивных элементах конструкции достигают 2,14 мм; в элементах усиления использован углепластик на основе углеродной ленты ЛУ-П/0,1 и связующего ЭНФБ;

- наличие обшивок в ячейках каркаса в областях установки закладных элементов;

- укладка слоев во всех конструктивных элементах модели в нулевом направлении.

По результатам проведенных расчетов НДС конструкции с оценкой сходимости полученного решения путем дискретизации КЭМ получены следующие данные:

- при воздействии эксплуатационных нагрузок максимальные прогибы интегрального каркаса панели на 28 % меньше, чем у трубчатого прототипа;

- интегральная конструкция обладает достаточной прочностью и устойчивостью;

- расчетная масса интегральной конструкции каркаса на 21 % меньше, чем у прототипа; при этом удельная масса без металлических комплектующих составляет примерно 0,65 кг/м².

На рис. 9, а и б показаны картины распределения суммарных деформаций интегральной конструкции каркаса. Шкала деформаций дана в метрах.

Выводы

1. Разработана модель композитного интегрального каркаса, обеспечивающая несущую способность панели СБ КА при заданной статической гравитационной нагрузке в момент вывода на орбиту и в условиях эксплуатации.

2. Приведенные результаты выбора рациональных параметров элементов интегрального каркаса панели СБ в рамках принятых допущений и исходных характеристик применяемых ПКМ дают основание рассчитывать на принципиальную возможность реализации удельной массы каркаса в пределах 0,55...0,65 кг/м² при регламентированной несущей способности и жесткости. Это меньше, чем у аналогичного трубчатого каркаса, и отвечает мировым тенденциям для конструкций данного класса.

3. Предложенное конструктивное исполнение изделия позволяет разместить линзовые концентраторы над устанавливаемыми на каркас ФЭП, что, в свою очередь, обеспечит значительное увеличение удельной мощности СБ.

4. Применение интегральных конструкций, обладающих легкостью, жесткостью, повышенной эксплуатационной надежностью (вследствие отсутствия концентраторов напряжений) и высокой вибропрочностью является перспективным направлением создания каркасов СБ, предназначенных для КА с высокой энергообъемностью.

Литература

- [1] Гардымов Г.П., Мешков Е.В., Пчелинцев А.В., Лашманов Г.П. *Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении*. Санкт-Петербург, СпецЛит, 1999. 271 с.
- [2] Урмансов Ф.Ф., Щепалин В.И., Воронин А.А., Денисов А.В. *Конструкция каркасов солнечных батарей и способ изготовления каркаса*. Пат. 2352024 РФ, 2009, бюл. № 10, 5 с.
- [3] Борщев В.Н., Антонова В.А., Листратенко А.М., Школьный С.М. Расчетные исследования каркасов панелей солнечных батарей космического аппарата. *Вестник НТУ «ХПИ»*, 2005, № 47, с. 21–29.
URL: <http://repository.kpi.kharkov.ua/handle/KhPI-Press/2568>
- [4] Галкин В.В. Солнечные и аккумуляторные батареи ОАО «Сатурн» на космических аппаратах с электронными двигателями. *Электронный журнал «Труды МАИ»*, 2012, вып. 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35383> (дата обращения 15 сентября 2019).
- [5] Сливинский В.И., Ткаченко Г.В., Сливинский М.В., Гайдачук В.Е., Гайдачук А.В. Новая концепция оптимизации по массе сотовых конструкций каркасов панелей солнечных батарей и негерметичных космических аппаратов. *Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М.Ф. Решетнёва*, 2008, № 1, с. 136–141.
- [6] Коваленко В.А., Кондратьев А.В., Шевцова М.А., Гагауз И.Г. Модель сетчатой конструктивно-силовой схемы каркаса тестовой панели солнечной батареи космическо-

- го аппарата. *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии*, 2013, № 58, с. 89–97.
- [7] Байбородов А.А., Васильева Т.С., Волков М.В., Кузнецов А.Д., Двирный В.В. Солнечные батареи с концентраторами светового потока. *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли. Матер. XI Всеросс. науч. конф., посвященной памяти главного конструктора ПО «Полет» А.С. Клинышкова. Сб. тр.*, Омск, 30–31 мая 2017, Омск, ОмГТУ, 2017, с. 16–21.
- [8] Кузоро В.И., Халиманович В.И., Калиновский В.С., Васильева Т.С. *Панель солнечной батареи*. Патент 2575182 РФ, 2016, бюл. № 5, 7 с.
- [9] Биткина Е.В., Денисов А.В., Биткин В.Е. Конструктивно-технологические методы создания размеростабильных космических композитных конструкций интегрального типа. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2012, т. 14, № 4(2), с. 555–560.
- [10] Биткин В.Е., Денисов А.В., Денисова М.А., Жидкова О.Г., Назаров Е.В., Рогальская О.И., Мелентьев А.В., Мизинова И.А. Апробирование технологического комплекса изготовления силовых и высокоточных размеростабильных элементов конструкций интегрального типа из волокнистых композиционных материалов. *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*, 2014, т. 16, № 1–5, с. 1320–1327.
- [11] Биткин В.Е., Денисов А.В., Жидкова О.Г., Биткина О.В. Технологический комплекс для изготовления силовых и высокоточных размеростабильных элементов конструкций интегрального типа из волокнистых композиционных материалов. *Конструкции из композиционных материалов*, 2014, № 1, с. 18–23.
- [12] Молодцов Г.А., Биткин В.Е., Симонов В.Ф., Урмансов Ф.Ф. *Формостабильные и интеллектуальные конструкции из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 2000. 352 с.
- [13] Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1988. 272 с.
- [14] Зимин В.Н., Борзых С.В. *Механика трансформируемых крупногабаритных космических конструкций. В 2 ч. Ч. 1. Солнечные батареи космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 64 с.
- [15] Зенкевич О. *Метод конечных элементов в технике*. Москва, Мир, 1975. 540 с.
- [16] Шимкович Д.Г. *Расчет конструкций в MSC.visual NASTRAN for Windows*. Москва, ДМК Пресс, 2004. 700 с.
- [17] *MSC.NASTRAN Quick Reference Guide*.

References

- [1] Gardymov G.P., Meshkov E.V., Pchelintsev A.V., Lashmanov G.P. *Kompozitsionnyye materialy v raketno-kosmicheskom apparatostroyenii* [Composite materials in space rocket engineering]. Sankt-Petersburg, SpetsLit publ., 1999. 271 p.
- [2] Urmansov F.F., Shchepalin V.I., Voronin A.A., Denisov A.V. *Konstruktsiya karkasov solnechnykh batarey i sposob izgotovleniya karkasa* [The design of the frames of solar panels and a method of manufacturing a frame]. Patent no. 2352024 RF, 2009, 5 p.
- [3] Borshchev V.N., Antonova V.A., Listratenko A.M., Shkol'nyy S.M. Design studies of the spacecraft solar panel frames. *Vestnik NTU "KHPI"*, 2005, no. 47, pp. 21–29 (in Russ.). Available at: <http://repository.kpi.kharkov.ua/handle/KhPI-Press/2568>
- [4] Galkin V.V. Solar Panels and Storage Batteries of the Joint Stock Company "Saturn" for Spacecraft with Electric Propulsion. *Trudy MAI*, 2012, iss. 60 (in Russ.). Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35383> (accessed 15 September 2019).
- [5] Slivinskiy V.I., Tkachenko G.V., Slivinskiy M.V., Gaydachuk V.E., Gaydachuk A.V. New concept for weight optimization of honeycomb structures used in solar panel frames and unpressurized panels of space vehicles. *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta imeni akademika M.F. Reshetneva*, 2008, no. 1, pp. 136–141 (in Russ.).

- [6] Kovalenko V.A., Kondrat'yev A.V., Shevtsova M.A., Gagauz I.G. Model of the carcass lattice structure of the test solar panel of spacecraft. *Open Information and Computer Integrated Technologies*, 2013, no. 58, pp. 89–97 (in Russ.).
- [7] Bayborodov A.A., Vasil'yeva T.S., Volkov M.V., Kuznetsov A.D., Dvirnyy V.V. Solar panels with luminous concentrators. *Problemy razrabotki, izgot ovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. Materialy XI Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii, posvyashchennoy pamyati glavnogo konstruktora PO «Polet» A.S. Klinyshkova* [Problems of development, manufacture and operation of rocket and space technology and training of engineering personnel for the aerospace industry. Materials of the XI All-Russian scientific conference dedicated to the memory of the chief designer of PO Flight A.S. Klinyshkova]. Omsk, 2017, pp. 16–21.
- [8] Kuzoro V.I., Khalimanovich V.I., Kalinovskiy V.S., Vasil'yeva T.S. *Panel' solnechnoy batarei* [Solar panel]. Patent no. 2575182 RF, 2016, 7 p.
- [9] Bitkina E.V., Denisov A.V., Bitkin V.E. Design — engineering methods of creating of dimensionally stable space structures of integrated type made of composite materials. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk*, 2012, vol. 14, no. 4(2), pp. 555–560 (in Russ.).
- [10] Bitkin V.E., Denisov A.V., Denisova M.A., Zhidkova O.G., Nazarov E.V., Rogal'skaya O.I., Melent'yev A.V., Mizinova I.A. Approbation of the technological complex of production the power and high-precision size-stable integrated type construction elements from fibrous composite materials. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiyskoy akademii nauk*, 2014, vol. 16, no. 1(5), pp. 1320–1327 (in Russ.).
- [11] Bitkin V.E., Denisov A.V., Zhidkova O.G., Bitkina O.V. Technological complex for manufacturing of high-precision dimensionally stable composite elements of structures of integrated type. *Konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov*, 2014, iss. 1, pp. 18–23 (in Russ.).
- [12] Molodtsov G.A., Bitkin V.E., Simonov V.F., Urmansov F.F. *Formostabil'nyye i intellektual'nyye konstruktsii iz kompozitsionnykh materialov* [Form-stable and intelligent composite structures]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 2000. 352 p.
- [13] Vasil'yev V.V. *Mekhanika konstruktsiy iz kompozitsionnykh materialov* [Mechanics of structures made of composite materials]. Moscow, Mashinostroyeniye publ., 1988. 272 p.
- [14] Zimin V.N., Borzykh S.V. *Mekhanika transformiruyemykh krupnogabaritnykh kosmicheskikh konstruktsiy. V 2 ch. Ch. 1. Solnechnyye batarei kosmicheskikh apparatov* [Mechanics of transformable large-sized space structures. Pt. 1. Solar batteries of spacecraft]. Moscow, Bauman Press, 2012. 64 p.
- [15] Zenkevich O. *Metod konechnykh elementov v tekhnike* [The finite element method in technology]. Moscow, Mir publ., 1975. 540 p.
- [16] Shimkovich D.G. *Raschet konstruktsiy v MSC.visual NASTRAN for Windows* [Structural Analysis in MSC.visual NASTRAN for Windows]. Moscow, DMK Press, 2004. 700 p.
- [17] *MSC.NASTRAN Quick Reference Guide*.

Статья поступила в редакцию 21.10.2018

Информация об авторе

ГАЛИНОВСКИЙ Андрей Леонидович — доктор технических наук, доктор педагогических наук, профессор, заведующий кафедрой «Технологии ракетно-космического машиностроения». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, Госпитальный пер. д. 10, e-mail: galcomputer@mail.ru).

ДЕНИСОВ Александр Владимирович — начальник отдела. ООО «СКТБ «Пластик» (446025, Сызрань, Российская Федерация, Самарская обл., Саратовское шоссе, 4, e-mail: opriochr@sktb-plastik.ru).

ГАВРИЛОВА Елена Анатольевна — ведущий инженер по расчетам на прочность. ООО «СКТБ «Пластик» (446025, Сызрань, Российская Федерация, Самарская обл., Саратовское шоссе, д. 4).

ДЕНИСОВА Марина Анатольевна — ведущий инженер-технолог. ООО «СКТБ «Пластик» (446025, Сызрань, Российская Федерация, Самарская обл., Саратовское шоссе, д. 4).

ЧЕРТОВ Виталий Геннадьевич — начальник бюро. ООО «СКТБ «Пластик» (446025, Сызрань, Российская Федерация, Самарская обл., Саратовское шоссе, д. 4).

ЕРЕМИН Сергей Александрович — руководитель проектов. ООО «СКТБ «Пластик» (446025, Сызрань, Российская Федерация, Самарская обл., Саратовское шоссе, д. 4, e-mail: grp2@sktb-plastik.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Галиновский А.Л., Денисов А.В., Гаврилова Е.А., Денисова М.А., Чертов В.Г., Еремин С.А. Проектирование каркасов солнечных батарей интегрального типа из углепластика для космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 12, с. 49–60, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-49-60

Please cite this article in English as:

Galinovsky A.L., Denisov A.V., Gavrilova E.A., Denisova M.A., Chertov V.G., Eremin S.A. Designing Frames of Integrated CFRP Solar Panels for Spacecraft. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2019, no. 12, pp. 49–60, doi: 10.18698/0536-1044-2019-12-49-60

Information about the author

GALINOVSKY Andrei Leonidovich — Doctor of Science (Eng.), Doctor of Science (Pedagogy), Professor, Head of Department, Technology of Rocket-and-Space Engineering. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, Gospitalny Lane, Bldg. 10, e-mail: galcomputer@mail.ru).

DENISOV Aleksandr Vladimirovich — Head of Department. ООО SKTB Plastik (446025, Syzran, Russian Federation, Samara region, Saratovskoye Shosse, Bldg. 4, e-mail: opriochr@sktb-plastik.ru).

GAVRILOVA Elena Anatolievna — Leading Strength Analysis Engineer. ООО SKTB Plastik (446025, Syzran, Russian Federation, Samara region, Saratovskoye Shosse, Bldg. 4).

DENISOVA Marina Anatolievna — Leading Manufacturing Process Engineer. ООО SKTB Plastik (446025, Syzran, Russian Federation, Samara region, Saratovskoye Shosse, Bldg. 4).

CHERTOV Vitaliy Gennadievich — Head of the Bureau. ООО SKTB Plastik (446025, Syzran, Russian Federation, Samara region, Saratovskoye Shosse, Bldg. 4).

EREMIN Sergei Aleksandrovich — Project Manager. ООО SKTB Plastik (446025, Syzran, Russian Federation, Samara region, Saratovskoye Shosse, Bldg. 4, e-mail: grp2@sktb-plastik.ru).