

Анализ конструкций перспективных солнечных батарей космических аппаратов

© М.В. Рябцева^{1,2}, А.А. Лебедев^{1,2}, А.А. Наумова^{1,2},
А.М. Болотин¹, Н.Т. Вагапова^{1,2,3}, П.Г. Черенков^{1,4}

¹АО «НПП «Квант», Москва, 129626, Россия

²НИТУ «МИСиС», Москва, 119049, Россия

³РТУ МИРЭА, Москва, 119454, Россия

⁴МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Представлены результаты расчетов мощности в стартовом объеме, мощности в массе, удельной массы и других основных абсолютных и относительных эксплуатационных характеристик современных и перспективных солнечных батарей различных типов для космических аппаратов. Приведено описание и предложена классификация фотовосприимчивых электрогенерирующих частей солнечных батарей по типу используемых фотоэлектрических преобразователей и по реализации их защиты от воздействия факторов космического пространства, по созданию коммутации элементов и пр. Рассмотрены каркасы: рамные с гибким полотном, жесткие. Показано, что отечественные рамные струнные каркасы (разработки АО «ИСС») имеют удельные характеристики на одном уровне со сплошными (жесткими) каркасами зарубежных фирм. Однако экспериментальные интегральные конструкции или сотовые каркасы (разработки АО «ГНЦ «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша») с малой строительной высотой обладают преимуществом — в несколько раз большими рассматриваемыми параметрами. Показано, что солнечные батареи с фотовосприимчивой электрогенерирующей частью из четырехкаскадных фотоэлектрических преобразователей на основе материалов АПВВ имеют лучшие значения удельных характеристик мощности в массе и в стартовом объеме для каркасов всех типов и наименьшую деградацию от радиационного излучения на геостационарной орбите. Среди фотовосприимчивых электрогенерирующих частей с трехкаскадными фотоэлектрическими преобразователями разных типов лучшие значения этих параметров на струнном и сотовом каркасах показала фотовосприимчивая электрогенерирующая часть из фотоэлектрических преобразователей типоразмера 80 × 80 мм, на отечественном рынке представленные продукцией АО «НПП «Квант».

Ключевые слова: фотоэлектрический преобразователь, фотовосприимчивая электрогенерирующая часть, солнечная батарея, космический аппарат, полупроводниковые материалы АПВВ, кремний, струнный каркас, сотовый каркас, каркас с сетеполотном

Введение. Солнечные батареи (СБ) благодаря своим высоким удельным характеристикам, надежности, безопасности и, главное, прямому принципу преобразования фактически неисчерпаемой энергии Солнца служат основным первичным источником энергии для большинства космических аппаратов (КА) [1, 2]. Обширный опыт применения СБ для КА привел к появлению значительного количества различных конструкторских решений исполнения каркасов и фотовосприимчивых электрогенерирующих частей (ФГЧ). Так, в ходе борьбы

за повышение удельных энергетических характеристик в отечественной космической технике лидирующее место заняли каркасы с жесткой рамой и гибким полотном — сетчатые [3], а позже и струнные [4], в то время как за рубежом наибольшее распространение получили сплошные жесткие каркасы [2]. Длительное время основным типом солнечных элементов СБ КА были фотоэлектрические преобразователи (ФЭП) на основе монокристаллического кремния, достигшие при серийном производстве КПД $\approx 16,5\%$ [5] и имевшие подтвержденный срок активного существования (САС) более 10 лет на геостационарной орбите (ГСО). Они имеют различные варианты реализации как по размеру, так и по другим параметрам. Например, разработаны ФЭП с двусторонней чувствительностью [6], что позволяет за счет преобразования альbedo Земли увеличить выходную мощность СБ низколетящих КА на 10...15 % по сравнению с мощностью аналогов с односторонней чувствительностью [7]. Постепенно из ниши космических приложений эти элементы были почти полностью вытеснены более эффективными (КПД $\approx 30\%$ при серийном производстве [8]) и долгоживущими (САС более 15 лет на ГСО), но при этом и более дорогостоящими каскадными ФЭП на основе материалов АШВУ, имеющих также различные варианты исполнения.

Для систематизации этих решений, понимания возможности и целесообразности применения в системах энергоснабжения конкретного КА существующих вариантов и их комбинаций или для начала разработки новых конструкций и систем было необходимо их комплексно рассмотреть и описать с использованием количественных показателей критических критериев. С этой целью в настоящей работе проведен обзор существующих вариантов ФГЧ и используемых ФЭП, а также предложена классификация ФГЧ. Кроме того, рассмотрены различные каркасы, показаны их критические особенности, сокращающие вариативность совместного использования различных этих каркасов и ФГЧ. Представленные результаты расчетов позволяют количественно охарактеризовать целесообразность применения ФГЧ различных видов на разных каркасах.

Классификация ФГЧ СБ КА. Общеизвестно, что ФГЧ СБ солнечных батарей космического назначения — это функциональная часть СБ, предназначенная для прямого преобразования энергии, переносимой оптическим излучением, в электрическую энергию. Она состоит из электрически соединенных в цепочки элементарных сборочных единиц (ЭСЕ), представляющих собой имеющие токовыводы ФЭП, которые защищены оптической системой (рис. 1). Условно ФГЧ СБ КА можно классифицировать по пяти критериям:

- по типу ФЭП;
- реализации защиты лицевой стороны ФЭП от воздействия факторов космического пространства (ФКП);

- обеспечению защиты тыльной стороны ФЭП от влияния ФКП;
- устройству системы крепления ЭСЕ к каркасу;
- организации электрической коммутации ЭСЕ.

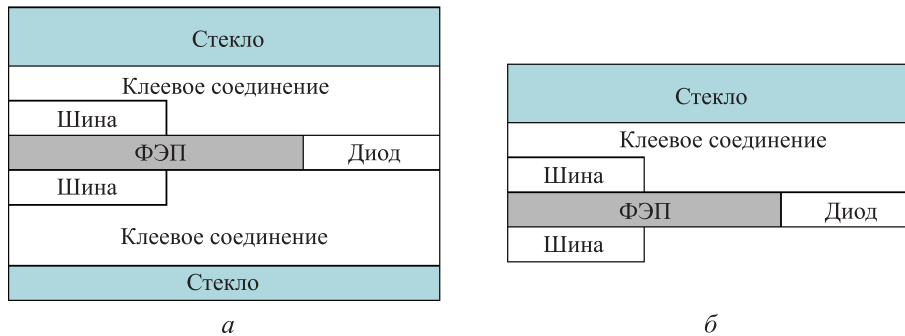


Рис. 1. Схематическое изображение структуры ЭСЕ, применяемых для каркасов разных типов:

а — для рамных каркасов с гибким полотном (ЭСЕ 1); *б* — для сплошных жестких каркасов (ЭСЕ 2)

Как правило, в составе ФГЧ СБ КА используют ФЭП, эффективно преобразующие спектральное оптическое излучение АМ0 (1367 Вт/м^2). Однако для передачи энергии на расстоянии можно применять в составе энергоустановки КА СБ с ФГЧ из ФЭП монохроматического излучения [9]. Находят также применение и ФЭП концентрированного солнечного излучения (КСИ). Эти ФЭП двух типов предназначены для работы с потоками излучения высокой плотности, в связи с чем они имеют схожие конструктивные особенности: оптимизированные туннельные диоды и контактную структуру (для соблюдения баланса оптических и омических потерь) [10]. Основные различия ФЭП этих типов обусловлены оптимизацией антиотражающего покрытия и генерирующей структуры ФЭП монохроматического излучения для работы в узком спектральном диапазоне [1].

При использовании ФЭП КСИ вследствие применения концентраторов, обеспечивающих фокусирование солнечного света в виде точки или линии на поверхности элементов (точечные и линейные ФЭП КСИ соответственно), повышаются удельные характеристики СБ. Аналогичная по величине энергия поглощается и полезно преобразуется меньшей площадью дорогостоящих ФЭП. Кроме того, ФЭП КСИ обладают устойчивостью к действию космической радиации благодаря экранирующему действию оптической системы концентрации, а также в результате процессов фотоинжекционного и термического отжига радиационных дефектов в процессе эксплуатации [11, 12].

Примером успешной эксплуатации концентраторных модулей (КМ) является SCARLET на экспериментальном КА, запущенном в 1998 г. ракетой-носителем «Дельта-2». Эти КМ были оснащены линейными асферическими линзами Френеля и имели отражающие поверхности, позволяющие получать КСИ 7,5 X, а также линейные ФЭП на основе InGaP/InGaAs/Ge. Минимальный КПД рассматриваемого КМ составлял 22,6 % [13].

Тем не менее широкого распространения системы передачи энергии на расстоянии и системы концентрирования солнечной энергии для космических приложений пока не получили. Применение ФЭП КСИ представляется оправданным для энергопитания КА в дальнем космосе, где ослаблено солнечное излучение, а также для мощных энергетических установок планетарных станций при решении целого ряда инженерных задач, в частности при организации эффективной системы теплоотвода в безвоздушном пространстве [1].

Общий принцип выбора основного полупроводникового материала приборной структуры ФЭП основан на стремлении наиболее полного совпадения его спектра поглощения, определяющегося шириной запрещенной зоны, с энергоемкой частью спектра излучения, что на начальных этапах развития фотовольтаики определило лидирующее положение такого элементарного полупроводникового материала, как кремния. Кроме того, это способствовало вытеснению монокристаллического кремния каскадными структурами, где каждый каскад (субэлемент) эффективно преобразует часть спектра, так как имеет свой спектр поглощения вследствие варьирования состава бинарных полупроводниковых материалов и твердых растворов на их основе.

Следует отметить, что наряду с традиционными однопереходными кремниевыми монокристаллическими ФЭП существуют трехкаскадные ФЭП на основе аморфного гидрогенизированного Si. Аморфный кремний обладает значительно меньшими твердостью и хрупкостью, чем моно- и поликристаллические материалы, и большей радиационной стойкостью благодаря разупорядоченной структуре (при САС 10 лет деградация по мощности составляет около 7 % [7]) [14, 15]. Поэтому не требуется покрывать ФЭП хрупкими и твердыми пластинами из оптического радиационно-стойкого стекла, что придает всей конструкции ЭСЕ гибкость. В качестве подложки ФЭП, а также полотна каркаса можно использовать стальной лист толщиной 0,025 мм необходимого размера (например, есть ФЭП размерами 80×356 мм), что, в свою очередь, позволяет реализовать технологию непрерывного последовательного передела с рулона на рулон. На основе аморфного кремния можно создавать легко развертываемые СБ рулонного типа, имеющие малый стартовый (транспортный) объем. К сожалению, такие СБ недостаточно эффективны (КПД ниже 11 %), поэтому после экспериментальной эксплуатации СБ производства АО «НПП «Квант»

на долговременной орбитальной станции «Мир» данное направление не получило развития для космических приложений.

Работы по созданию каскадных ФЭП на основе комбинирования монокристаллического, аморфного кремния, материалов АПВВ, перовскитов и других систем в одной полупроводниковой структуре ФЭП пока практического применения не нашли. Важно отметить, что последовательное электрическое соединение субэлементов побуждает к достижению их согласования по току как на начало, так и на конец САС, что ограничивает вариативность в выборе материалов субэлементов. В этом отношении каскадным системам на основе материалов АПВВ нет равных как по уже достигнутым абсолютным и удельным характеристикам, так и по перспективам их дальнейшего увеличения. В последнее время получили развитие следующие направления разработки ФЭП на основе соединений АПВВ:

- переход на четырех–шестикаскадные структуры [16] (ожидаемое значение КПД от 32 % до 40 %);
- расширение спектрального диапазона за счет квантовых эффектов и изменения механизма поглощения;
- снижение уровня радиационных потерь с помощью введения в структуру ФЭП специальных слоев (например, распределенных брэгговских отражателей [17]);
- утонение ФЭП для увеличения удельных характеристик и придания гибкости, переход на облегченную подложку (например, на кремний или стекло [18] для достижения удельной мощности более 350 Вт/кг).

Примером гибких ФЭП на основе соединений АПВВ может служить производимый компанией CESA SpA трехкаскадный ФЭП с радиусом изгиба 60 мм, его КПД составляет 29 %, удельная мощность в оптимальной точке — 40 мВт/см² при удельной массе 50 мг/см² [2, 19].

Применение гибких ФЭП в составе ФГЧ СБ крайне ограничено ввиду отсутствия гибких защитных покрытий (как прозрачных лицевых, так и тыльных). При использовании утоненных хрупких ФЭП требуются каркасы достаточно высокой жесткости [2]. Учет ограничений, накладываемых условиями эксплуатации ФЭП в составе ФГЧ СБ, также влияет на формирование оптимального размера ФЭП. Для соблюдения баланса между наиболее полным использованием дорогостоящей полупроводниковой подложки (ее стоимость составляет чуть более половины стоимости ФЭП) и максимизацией фактора заполнения СБ разработаны ФЭП различных форм и габаритов:

- стандартные ФЭП АПВВ/Ge площадью ~30 см², формируемые по две штуки на подложке диаметром 100 мм;
- ФЭП увеличенного размера площадью 60...65 см²; формируемые по одной штуке на подложке диаметром 100 мм;

– ФЭП увеличенного размера площадью 70...80 см², формируемые по две штуки на подложке диаметром 150 мм [1, 20].

Неотъемлемой частью ФГЧ наряду с ФЭП являются защитные диоды, подразделяющиеся на шунтирующие и развязывающие. Шунтирующий диод, подключаемый в обратном направлении относительно последовательно соединенных каскадов (фотодиодов) ФЭП, защищает элементы от деструктивных обратных нагрузок, например в случае пробоя и затенения ФЭП. Различные производители ФЭП предлагают несколько конструктивных решений шунтирующих диодов:

– в виде отдельных кремниевых элементов, устанавливаемых, как правило, в одной плоскости с ФЭП (рис. 2, а) [21];

– интегрированный диод (рис. 2, б), имеющий многопереходную структуру — три перехода каскадов или переходы только среднего и нижнего каскадов, отделяется от фотоактивной области ФЭП путем мезатравления; он обеспечивает защиту цепи от выхода из строя соседнего ФЭП [22];

– монолитные шунтирующие диоды (рис. 2, в), обладающие простой технологией соединения, когда одна из трех лицевых контактных площадок для сварки ФЭП с тройным спаем заменяется монолитным диодом Шоттки и можно использовать стандартное межэлементное соединение [23].

Как правило, соединение ФЭП в цепочки обеспечивается с помощью отдельных коммутационных шин из серебряной фольги, которые крепятся к лицевым и тыльным контактным площадкам двух ФЭП методом точечной сварки [2]. При монтаже ЭСЕ на каркас также применяется пайка.

В электрической цепи между цепочками ФЭП и выходными шинами устанавливают развязывающие диоды [24], которые обеспечивают защиту СБ от потерь по мощности в случае пробоя и затенения цепочки.

Следует отметить, что в зависимости от типа устройства защиты тыльной поверхности могут применяться различные коммутационные шины. Так, при использовании интегрированной платы для соединения элементов применяют радиационно-стойкий фольгированный материал.

Для защиты лицевой и тыльной сторон ФЭП от агрессивного воздействия ФКП применяют защитные покрытия. Фактически, безальтернативным защитным покрытием лицевой (фотовосприимчивой) стороны ФЭП служит оптическое радиационно-стойкое стекло, например К-208 толщиной 100...150 мкм, легированное церием. Защитное стекло имеет площадь, незначительно превышающую площадь ЭСЕ, но повторяющее его форму. ФЭП для КСИ монтируют в КМ, где функцию лицевой защиты выполняют линзы Френеля [5].

В случае крепления на сотовую панель, гибкую подложку на основе полимерных материалов [26, 27] либо текстолит [28] ФЭП можно эксплуатировать без традиционной тыльной защиты. Однако прежде чем рассматривать варианты крепления ЭСЕ, следует ознакомиться с классификацией каркасов.

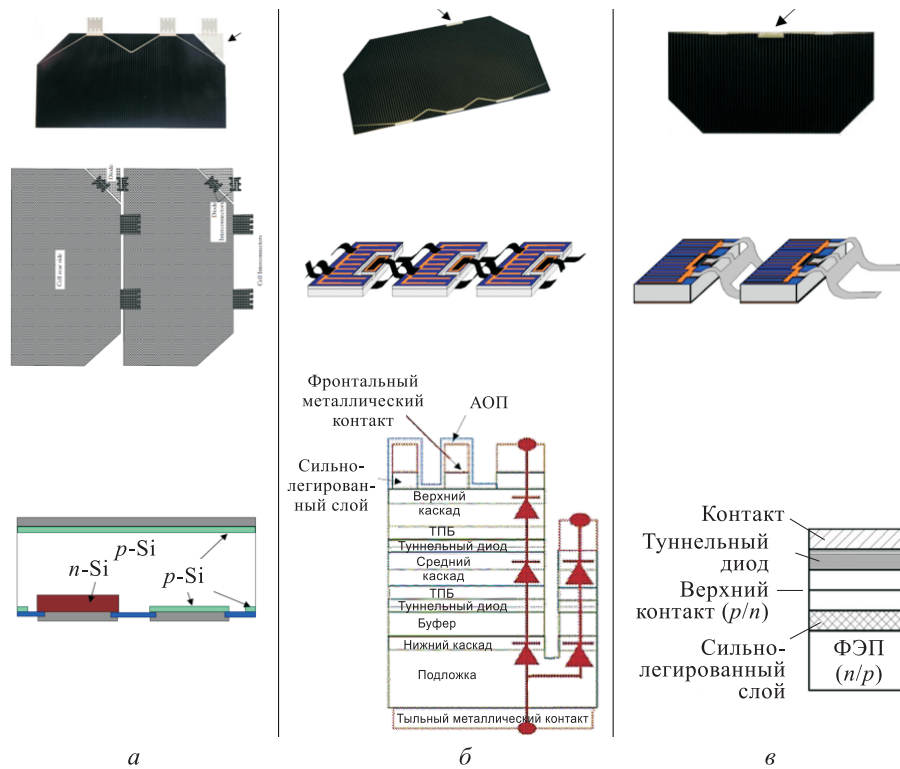


Рис. 2. Внешний вид (верхний ряд), схема сборки (средний ряд) и принципиальная структура ФЭП с шунтирующим диодом производства Azur Space Solar Power GmbH, Германия:

a — ФЭП TJ Solar Cell Assembly 3G30A с шунтирующим диодом в виде отдельного элемента; *б* — ФЭП TJ Solar Cell 3G30C — Advanced с интегрированным шунтирующим диодом (ТПБ — тыльный потенциальный барьер, стрелкой отмечено расположение диода); *в* — ФЭП RWE3G28-MD/4080 с монолитным шунтирующим диодом

Виды каркасов СБ КА. Как правило, площадь ФГЧ, необходимая для генерации требуемого космическому аппарату количества электроэнергии, велика, поэтому каркасы большинства несущих на себе ФГЧ современных СБ, воспринимающих механические нагрузки, выполняют в виде трансформируемых, раскрываемых в космосе конструкций [5]. Можно выделить три основных типа каркасов:

- рамные каркасы с гибким полотном;
- сплошные жесткие каркасы, например на основе сотовых конструкций;
- гибкие каркасы без жесткой рамы.

Каркасы первых двух типов объединяет система раскрытия — СБ выполнены в виде плоских створок, компактно сложенных в транспортном положении гармошкой или параллельно уложенных с лонжероном-пантографом в пакет, разворачиваемый в плоское крыло. Каркасы третьего типа в транспортном положении укладываются либо в рулон на барабане, либо гармошкой, либо с использованием гофра наподобие оригами [5]. Несмотря на отмеченные выше определенные успехи в создании гибких каскадных ФЭП, без получения альтернативных гибких защитных покрытий использование потенциала гибких ФЭП для сматываемых в рулон конструкций СБ представляется нецелесообразным [29].

Получившая большое распространение в отечественном космическом кораблестроении конструкция каркаса выглядит так: на сварную раму из магниевых сплавов МА-2-1 или АМг6М (или на углепластиковые трубы [30]) натягивается сетеполотно марки СС-1 РУ-4-9х9 ТУ МТИ № 6-72, приклеиваемое к каркасу. Сетеполотно представляет собой стеклонити, изготовленные методом уточно-филейного переплетения. Сетеполотно пропитывается клеем, приготовленным на основе кремнийорганической смолы (139-240 и 136-320). Затем оно подвергается обработке [3] для улучшения механических свойств: повышается прочность на разрыв, а также сокращается относительное удлинение, что уменьшает прогиб подложки и ее истирание.

Дальнейшим развитием этого решения стало изготовление каркасов из углепластиковых труб различного сечения с натянутыми струнами (шнуры ШТС-0.7 из высокомодульного волокна СВМ7). Замена стеклотканого полотна на полотна из арамидного шнура с диаметром сечения 0,5...0,7 мм [4] позволяет выиграть в массе, в том числе благодаря меньшему расходу лака для пропитки полотна, и обеспечить большую жесткость КА. Для придания струнам определенного шага, равного размеру фотоэлектрических модулей, к струнам каркаса прикрепляют «бобышки» из прессованного материала на основе резаного стеклянного волокна АГ-4В. Такое конструктивное решение разработано АО «Информационные спутниковые системы им. М.Ф. Решетнёва» (АО «ИСС») и использовано при изготовлении изделий SESAT, серий «Экспресс» [31], ГЛОНАСС [32] и др., а также в АО «НПО имени С.А. Лавочкина» его применили для выпуска изделий «Спектр-Р» [33], «Спектр-УФ» [34] и др.

Совершенствовать каркасы с жесткой рамой можно путем снижения массы труб, составляющих около 60 % массы каркаса [35]. Кроме того, использование изогридных труб треугольного сечения позволяет снизить общую массу труб на 32 % [35] по сравнению с применением труб круглого сечения с аналогичными прочностными и жесткостными характеристиками.

Каркасы рассмотренных типов надежны, обеспечивают простой теплоотвод (излучательный теплосброс с тыльной стороны ФЭП через не сплошное полотно). На околоземных орбитах можно применять ФЭП с двусторонней чувствительностью, к тому же процессы сборки СБ на таких каркасах хорошо отработаны.

В качестве более жестких и более прочных панелей можно рассмотреть конструкции, в которых используются трехслойные панели, состоящие из двух обшивок и сотового заполнителя (из углепластика) с изолирующей поверхностью [2]. Их применяют фирма Boeing и космическое агентство NASA (США), а также на китайских КА. Сравнение высокоэнергетических платформ КА производства АО «ИСС» (рамные каркасы с сетеполотном и струной) и зарубежных производителей (жесткие каркасы) (табл. 1) позволило сделать вывод о том, что панели СБ производства АО «ИСС» и зарубежных фирм имеют близкие значения мощности и практически одинаковую площадь панелей СБ [36].

Таблица 1

Высокоэнергетические платформы КА производства АО «ИСС» и зарубежных производителей

Компания	Платформа	Мощность СБ в начале САС, кВт	Тип ФЭП	Площадь панелей СБ, м ²
Boeing	HS-601	7	АШВВ	44
	HS-702	16,5	АШВВ	70
Lockheed Martin	A-2100	12,6	АШВВ	70,7
	A-2100 АХХ	16	АШВВ	70,7
TAS	SB-3000А	9	АШВВ	25–36
	SB-4000	До 30	АШВВ	До 112
АО «ИСС»	Экспресс-АМ	6,8	Si	61,2
	Экспресс-4000	21–30	АШВВ	88–123

НПО «Технология» проектирует панели СБ в виде трехслойных конструкций, состоящих из двух обшивок и расположенного между ними сотового заполнителя. Обшивками являются углепластиковые панели на основе углеродной ткани STYLE 3607 полотняного плетения толщиной 0,1...0,2 мм. Для изготовления панелей применяется также полимерный композиционный материал на основе углеродного жгута HTA 5131 400 текс 6к и жгута TORAY T700 SC 800 текс 12к. В качестве связующего используется смола ЭНФБ, которая составляет в композите 40 %. Панели с сотозаполнителем соединяют с помощью полимерной клеевой пленки ВК-36Р ТУ1-596-468-2010 или клея REDUX 312 GSM фирмы HEXCEL. В конструкции панелей используется также полимерная полиамидная пленка ПМ-А толщиной 40 мкм,

которая обладает высокой прочностью против истирания и низким коэффициентом трения. Для повышения прочностных характеристик узлов разъема применяется терморасширяющийся компаунд МА 562.

ГНЦ «ФГУП «Центр Келдыша» разработал оригинальный способ создания каркаса сотовой конструкции из углепластика [2, 37]. Сотовый наполнитель формируется полимеризацией лент из препрега, уложенных между расположенными в шахматном порядке методом плотной упаковки эластичных формообразующих элементов (например, из силикона), находящихся под давлением с последующим отверждением. Это обеспечивает создание максимальной площади контакта между склеиваемыми поверхностями препрега и равномерного давления на формируемую ячейку по всем направлениям. Далее каркас покрывается полиамидной пленкой с лицевой стороны. Каркас обладает высокой жесткостью, а малая строительная высота (5 мм) позволяет увеличить мощность в стартовом объеме благодаря размещению большего числа панелей СБ под обтекателем. В настоящее время экспериментальная СБ с таким каркасом успешно прошла термодинамические испытания, испытания на воздействие повышенной влажности и испытания на прочность при воздействии синусоидальной вибрации.

Значения удельной массы каркаса (без учета массы узлов раскрытия, зачекочки и транзитных кабелей) для образцов американской фирмы Spectrolab, трехслойных панелей каркаса СБ ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», экспериментальной облегченной панели для малого КА «Аист» АО «НПО имени С.А. Лавочкина» и АО «ОНПП «Технология» приведены ниже [38]:

<i>Разработчик</i>	<i>Удельная масса каркаса, кг/м²</i>
Spectrolab	0,60...0,80
ПАО «РКК Энергия им. С.П. Королёва»	Более 1,00
АО «НПП имени С.А. Лавочкина» и АО «ОНПП «Технология»	0,40...0,50

Разрабатываемые АО «ОНПП «Технология» интегральные схемы каркаса панели СБ [39] отличаются тем, что сотовый наполнитель в трехслойной панели заменяется продольным и поперечным набором пластин прямоугольной формы, перпендикулярных обшивке. Эти пластины при пересечении образуют ячейки прямоугольной или квадратной формы. Лицевая и тыльная обшивки приклеиваются к торцам каркаса. Для того чтобы облегчить конструкцию и более эффективно использовать прочностные свойства материала, лицевая и тыльная листовые обшивки выполнены перфорированными (рис. 3). Окна перфорации в обшивках увязаны с габаритами ЭСЕ, которые прикрепляют к перфорированной обшивке.

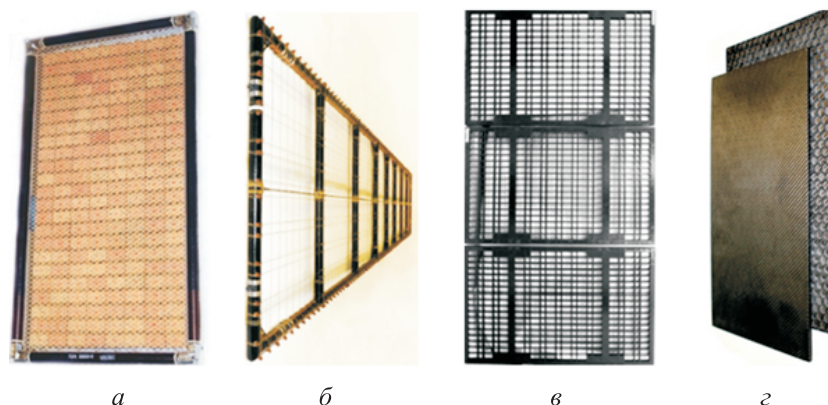


Рис. 3. Виды каркасов СБ:

a — рамный с сетеполотном; *б* — рамный струнный; *в* — каркас интегральной конструкции; *г* — каркас сотовой конструкции из углепластика

В работе [40] представлена модель анизотридного сетчатого каркаса СБ из углепластика, состоящая из двух сетчатых панелей (плоская оправка, покрытая резиной с канавками для ребер) и соединительных элементов (рамная конструкция, на противоположных плоскостях которой выполнены пазы) для сборки. Обе сетчатые панели изготавливаются одновременно. При сборке каркаса ребра обеих сетчатых пластин вставляются в пазы, предварительно заполненные клеем (рис. 4).

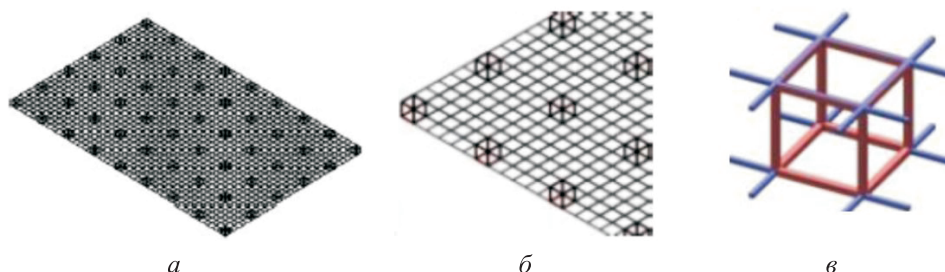


Рис. 4. Сетчатый каркас:

a — общий вид; *б* — вид вблизи с расположением соединительных элементов; *в* — соединительный элемент

Таким образом, в перспективных моделях каркасов СБ сочетаются преимущества рамных каркасов (их несплошность) и сплошных жестких каркасов (их жесткость). Перспективные каркасные системы позволяют создавать конструкции различной жесткости, а также реализовать различные способы крепления ЭСЕ.

Монтаж ФГЧ к каркасам с гибким полотном (сетеполотно, струна) имеет различные вариации — за счет либо пришивания, либо

попарного соединения загнутых под прямым углом к плоскости ФЭП и пропущенных через полотно концов проводников, либо загибания петель-скобок (рис. 5, *а*) [41, 42]. Используют также застежки-держатели (неметаллические пуговицы) в виде двух неметаллических шайб, попарно совмещенных соосно между собой (рис. 5, *б*) [43, 44]. Шайбы снабжены продольными выступами, каждая имеет по два отверстия, через которые пропущен отрезок эластичного материала, охватывающий обе шайбы и струны в местах пересечения и закрепляющий их там.

Известны крепления с помощью стержня с площадкой, соединенной с тыльной стороной ЭСЕ. Свободный конец стержня пропускается через сетеполотно и загибается на ближайшую нить сетеполотна (рис. 5, *в*) [45]. Для перспективных сплошных сотовых каркасов наиболее оптимальным сейчас считается клеевое соединение [46].

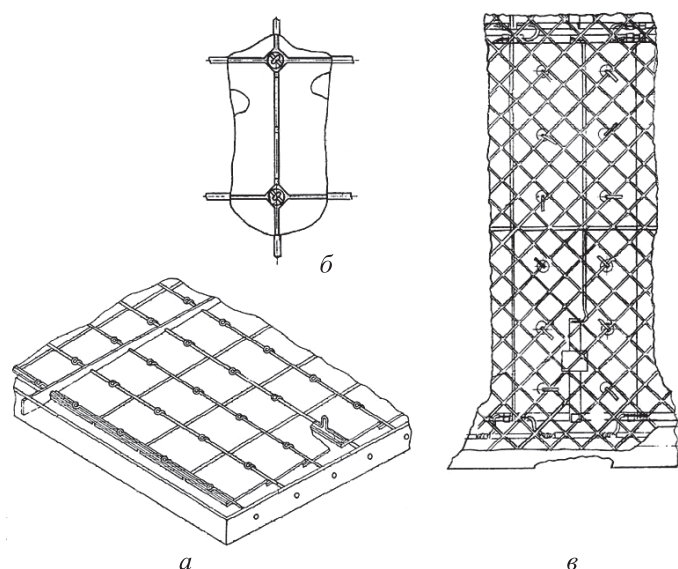


Рис. 5. Схематическое представление систем крепления:
а — скобы-петли; *б* — застежки-держатели; *в* — крепление с помощью стержня с площадкой

Порядок и результаты расчета. На основе проведенного анализа СБ КА, их ФГЧ и каркасов были выбраны для количественных оценок характеристик СБ струнные, сетчатые и сотовые каркасы. В качестве прототипов сотовых каркасов в расчетах были использованы характеристики экспериментальных панелей АО «ГНЦ «Центр Келдыша» (четыре типа, указанные с № 1 по № 4 [2, 37]). Значения основных параметров, необходимых для расчета, даны в табл. 2.

Основные параметры каркасов, использованные в расчетах

Тип каркаса	Наименование креплений	Строительная высота, мм	Удельная масса, кг/м ²
Струнный	Держатели + скобы	30	0,36
С сетеполотном	V-образные скобы	35	0,44
	Крючки (стержень с площадкой)	35	0,44
Сотовый: образец № 1 образец № 2 образец № 3 образец № 4	Клей-компаунд	1,0	1,46
	То же	1,7	2,40
	«	10	1,40
	«	5,0	1,31

Для того чтобы исключить факторы, связанные с технологическими особенностями изготовления ФЭП, а также с возможным различием в условиях определения основных характеристик, в качестве исходных были выбраны данные ФЭП, промышленно выпускаемых компанией Azur Space Solar Power GmbH, Германия [25], так как широкая производственная линейка этой фирмы охватывает все современные и перспективные типы ФЭП (табл. 3). Производитель для трехкаскадных ФЭП всех типов представил электрические параметры при максимальном значении флюенса $1 \cdot 10^{15}$ эл/см² с энергией 1 МэВ, что соответствует воздействию радиационного потока на ГСО в течение 15 лет, поэтому данные значения приняты как параметры на конец САС. Для четырехкаскадных ФЭП данные указаны для флюенса $1 \cdot 10^{16}$ эл/см² с энергией 1 МэВ, что соответствует радиационному потоку на высокой эллиптической орбите в течение 20 лет, также для удобства сравнения параметров расчет проводится и для ГСО.

Вследствие выбора каркасов разных типов — рамных и сплошных жестких, конструкция ЭСЕ также выбрана в двух вариантах исполнения (см. рис. 1):

ЭСЕ 1 — для каркасов со струнами или сетеполотном;

ЭСЕ 2 — для сотовых каркасов.

В расчетах толщина лицевого стекла принята равной 110 мкм, а тыльного стекла — 130 мкм. Масса ЭСЕ 1 и ЭСЕ 2 для каркасов всех типов рассчитывается как сумма всех ее составляющих.

Поиск оптимальных параметров ФГЧ СБ проведен на основе метода определения максимального количества ЭСЕ на 1 м², причем в цепочке содержится одинаковое количество ЭСЕ. Тогда ток в точке максимальной мощности ($I_{\text{макс}}$) на 1 м² ФГЧ вычисляется как произведение $I_{\text{макс}}$ ЭСЕ на количество цепочек.

**Характеристики различных типов ФЭП
производства Azur Space Solar Power GmbH**

Параметр	Тип ФЭП				
	3G30C	3G30C	3G30C	3G30C	4G32C
Основание, мм	80	120	80	68,98	80
Высота, мм	80	60	40	39,55	40
Площадь, см ²	60,36	68,76	30,18	26,51	30,18
Встроенный шунтирующий диод	Нет	Нет	Нет	Да	Нет
Масса, г	5,19	8,94	2,60	2,35	2,60
<i>Начало САС</i>					
$I_{кз}$, МА	1041,0	1186,0	520,2	457,0	457,6
$U_{хх}$, В	2,7	2,7	2,7	2,7	3,5
$I_{макс}$, МА	1007,0	1147,0	504,4	442,8	433,5
$U_{макс}$, В	2,411	2,411	2,411	2,411	3,025
$P_{макс}$, Вт	2,43	2,77	1,22	1,07	1,31
$P_{макс}$, Вт/м ²	402,23	402,18	402,95	402,71	434,51
КПД (при $P = 1367$ Вт/м ² , АМ0), %	29,4	29,4	29,5	29,5	31,8
<i>Конец САС</i>					
$I_{кз}$, МА	1004,0	1144,0	501,9	440,9	451,5
$U_{хх}$, В	2,5	2,5	2,5	2,5	3,2
$I_{макс}$, МА	972,0	1107,0	486,6	427,5	423,8
$U_{макс}$, В	2,246	2,246	2,246	2,246	2,793
$P_{макс}$, Вт	2,18	2,49	1,09	0,96	1,18
$P_{макс}$, Вт/м ²	361,68	361,59	362,13	362,19	392,20
КПД (при $P = 1367$ Вт/м ² , АМ0), %	26,5	26,5	26,5	26,5	28,7

Для определения напряжения в точке максимальной мощности ($U_{макс}$) на 1 м² ФГЧ учитывались потери напряжения на развязывающем диодном блоке, установленном на каждую цепочку, а также потери на проводах и коммутации. Количество цепочек, или количество ЭСЕ, было выбрано на основе анализа полученных значений $I_{макс}$ и $U_{макс}$ в начале и в конце САС.

По предложенной методике с учетом заданных начальных условий было получено 19 различных комбинаций по количеству цепочек и элементов в них, эти параметры непосредственно влияют на значения тока и напряжения в точке максимальной мощности. Конечная конфигурация с параметрами $I_{макс}$ ФГЧ = 3,018 А/м², $U_{макс}$ ФГЧ = 112,78 В/м², $P_{макс}$ ФГЧ = 363,4 Вт/м², КПД = 26,58 % была определена на основе значения напряжения в точке максимальной мощности, составляющего примерно 100 В, что соответствует современным требованиям к СЭС КА, эксплуатируемым на ГСО.

Представленная методика выбора количества цепочек и элементов в них является оценочной, так как в ней не учитываются варианты схемы коммутации ЭСЕ под конкретную форму каркаса и его габаритные параметры.

Для расчета удельных параметров СБ была рассчитана масса ФГЧ на 1 м^2 ($m_{\text{уд}}$) — сумма массы проводов, развязывающих диодных блоков и ЭСЕ. При этом масса ЭСЕ для каркасов всех типов определялась как сумма всех ее составляющих. Мощность в массе ($P_{\text{масс}}$) вычислялась как отношение $P_{\text{макс}}$ ФГЧ к сумме масс ФГЧ, соответствующих креплений к каркасу и самого каркаса. Мощность в стартовом объеме $P_{\text{старт. об}}$ рассчитывалась как отношение $P_{\text{макс}}$ к строительной высоте каркаса.

Таким образом, все рассчитанные параметры для ФЭП, ЭСБ и каркасов различных типов приведены в табл. 4.

Таблица 4

Расчетные данные СБ различных видов

Параметр		Тип и размеры ФЭП				
		3G30C	3G30C	3G30C	3G30C с диодом	4G32C
		80 × 80 мм	120 × 60 мм	40 × 80 мм	40 × 80 мм	40 × 80 мм
Струнный каркас	$m_{\text{уд}} \text{ СБ,}$ кг/м^2	1,61	1,98	1,69	1,74	1,69
	P в массе СБ, Вт/кг	211,46	170,54	197,07	194,92	210,54
	$P_{\text{старт. об}} \text{ СБ,}$ кВт/м^3	12,11	12,23	11,75	12,04	12,62
Сегчатый каркас (крепле- ние V- образные скобы)	$m_{\text{уд}} \text{ СБ,}$ кг/м^2	1,67	2,04	1,73	1,78	1,73
	P в массе СБ, Вт/кг	204,04	165,43	192,47	191,16	205,63
	$P_{\text{старт. об}} \text{ СБ,}$ кВт/м^3	10,38	10,48	10,07	10,32	10,81
Сетчатый каркас (крепле- ние стер- жень с площад- кой)	$m_{\text{уд}} \text{ СБ,}$ кг/м^2	1,66	2,04	1,71	1,75	1,71
	P в массе СБ, Вт/кг	205,17	166,09	194,54	193,50	207,84
	$P_{\text{старт. об}} \text{ СБ,}$ кВт/м^3	10,38	10,48	10,07	10,32	10,81
Сотовый каркас № 1	$m_{\text{уд}} \text{ СБ,}$ кг/м^2	2,93	3,31	2,96	2,99	2,96
	P в массе СБ, Вт/кг	116,23	102,21	112,52	113,42	120,28
	$P_{\text{старт. об}} \text{ СБ,}$ кВт/м^3	363,40	366,80	352,56	361,16	378,49
Сотовый каркас № 2	$m_{\text{уд}} \text{ СБ,}$ кг/м^2	3,87	4,25	3,90	3,94	3,90
	P в массе СБ, Вт/кг	87,89	79,51	85,29	86,22	91,19
	$P_{\text{старт. об}} \text{ СБ,}$ кВт/м^3	213,77	215,77	207,39	212,45	222,64

Параметр		Тип и размеры ФЭП				
		3G30C	3G30C	3G30C	3G30C с диодом	4G32C
		80 × 80 мм	120 × 60 мм	40 × 80 мм	40 × 80 мм	40 × 80 мм
Сотовый каркас № 3	$m_{уд}$ СБ, кг/м ²	2,86	3,24	2,89	2,93	2,89
	P в массе СБ, Вт/кг	118,86	104,25	115,04	115,93	122,98
	$P_{старт. об}$ СБ, кВт/м ³	36,34	36,68	35,26	36,12	37,85
Сотовый каркас № 4	$m_{уд}$ СБ, кг/м ²	2,78	3,16	2,81	2,84	2,81
	P в массе СБ, Вт/кг	122,51	107,07	118,54	119,41	126,72
	$P_{старт. об}$ СБ, кВт/м ³	72,68	73,36	70,51	72,23	75,70

Обсуждение результатов. Из рассмотренных видов ФЭП лучшим по электрическим параметрам является четырехкаскадный элемент, который демонстрирует наибольшие значения напряжения холостого хода, что, естественно, непосредственно сказывается на увеличении мощности и КПД. Однако пока нет официальной информации об эксплуатации СБ с такими ФЭП, и задачу их применения можно рассматривать как перспективную.

На основе выбранной конструкции представленный расчет по количеству ЭСЕ на 1 м² и количеству цепочек показывает, что СБ из ФЭП с увеличенными размерами (80 × 80 мм) по сравнению с СБ на основе традиционных ФЭП размерами 40 × 80 мм демонстрирует следующие преимущества:

- значения энергомассовых характеристик — 1,61 кг/м² на струнном каркасе и 2,78 кг/м² на сотовом каркасе № 4 для СБ из ФЭП размерами 80 × 80 мм по сравнению с 1,74 кг/м² на струнном каркасе и 2,84 кг/м² на сотовом каркасе № 4 для СБ из ФЭП размерами 40 × 80 мм;

- значения характеристики удельной мощности в массе — 211,46 Вт/кг на струнном каркасе и 122,51 Вт/кг — на сотовом каркасе № 4 для СБ из ФЭП размерами 80 × 80 мм по сравнению с 194,92 Вт/кг на струнном каркасе и 119,41 Вт/кг — на сотовом каркасе № 4 для СБ из ФЭП размерами 40 × 80 мм;

- значения характеристики удельной мощности в стартовом объеме — 12,11 кВт/м³ на струнном каркасе и 72,68 кВт/м³ на сотовом каркасе № 4 для СБ из ФЭП размерами 80 × 80 мм по сравнению с 12,04 кВт/м³ на струнном каркасе и 72,23 кВт/м³ на сотовом каркасе № 4 для СБ из ФЭП размерами 40 × 80 мм.

При сравнении СБ по мощности в стартовом объеме наилучшие показатели с разницей в несколько раз (для отдельных каркасов)

по сравнению с рамными каркасами демонстрируют экспериментальные панели сотовых каркасов с различными массогабаритными характеристиками и малой строительной высотой. Однако данные панели являются экспериментальными, поэтому для подтверждения их стойкости к факторам космического пространства необходимы дополнительные испытания [2]. Различие значений параметров между струнными и сетчатыми каркасами не столь значительны, для удельной мощности в массе они составляют около 4...5 Вт/кг, для удельной мощности в стартовом объеме — 2...3 кВт/м³.

Заключение. Проведенный анализ показал, что универсальным решением для космических приложений являются СБ с ФГЧ из каскадных ФЭП на основе материалов АШВУ. Однако многообразие вариантов исполнения ФЭП, ЭСЕ и ФГЧ в целом, как и вариативность конструкций каркасов позволяют под каждую конкретную задачу выбрать наиболее эффективный вариант исполнения. Так, для энергоемких и долгоживущих орбитальных аппаратов оптимальными будут СБ со струнными или сотовыми каркасами и ФГЧ из четырехкаскадных ФЭП, которые, как и ожидалось, показывают лучшие значения удельных характеристик мощности в массе и в стартовом объеме для каркасов всех типов и наименьшую деградацию от радиационного излучения на ГСО.

Для менее энергоемких и более бюджетных аппаратов целесообразно использовать СБ с ФГЧ из ФЭП размерами 80 × 80 мм на струнном каркасе (1,61 кг/м² и 211,46 Вт/кг). При значительных размерах СБ, когда важна возможность их компактного размещения в транспортном положении под обтекателем ракетносителя, выигрышнее выглядит конструкция СБ с аналогичными ФЭП, но на сотовом каркасе № 4, которая демонстрирует удельную мощность в стартовом объеме 72,68 кВт/м³, что на 83,86 % больше, чем у СБ на струнном каркасе. Для малых аппаратов с малогабаритными СБ целесообразнее будет использовать каскадные ФЭП наиболее распространенных размеров 40 × 80 мм (вследствие малого количества ФЭП в СБ выигрыш в массе при использовании больших ФЭП будет незначительным, а вероятность значительной потери мощности при выходе из строя одного элемента будет существенно выше) или кремниевые ФЭП (для короткоживущих КА).

Предложенная методика расчета позволяет провести оценку характеристик и сравнительный анализ вариантов других перспективных решений, например, использования концентраторных модулей в составе ФГЧ СБ планетных станций, но ввиду высокой вариативности конструкций (по величине концентрирования энергии, исходному солнечному спектру, учитывающему поглощение атмосферой конкретного космического тела, и др.). Следует при этом отметить, что такой анализ предполагается проводить дополнительно.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. и др. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений АПВВ. *Сибирский журнал науки и технологий*, 2018, т. 19, № 2, с. 308–324.
- [2] Наумова А.А., Лебедев А.А., Вагапова Н.Т., Каган М.Б., Синева М.В. Особенности создания и результаты испытаний экспериментальной солнечной батареи космического назначения с каркасом сотовой конструкции из углепластика. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2003>
- [3] Байбакова Н.Н., Гаценко Л.С., Летин В.А. и др. *Способ изготовления подложки солнечной батареи*. Пат. № 2068212 Российская Федерация, 1996, бюл. № 1, 7 с.
- [4] Кузоро В.И., Миронович В.В., Шамова Н.А. и др. *Подложка панели солнечной батареи и способ ее изготовления*. Пат. № 2449226 Российская Федерация, 2012, бюл. № 12, 7 с.
- [5] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. 3-е изд. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 572 с.
- [6] Билалов Б.А., Саркаров Р.Н., Сафаралиев Г.К. *Солнечный модуль* Пат. № 2468305 Российская Федерация, 2012, бюл. № 33, 5 с.
- [7] Кожевникова Л.А. Солнечные элементы и батареи космического применения. *Решетнёвские чтения*, 2018, с. 126–127.
- [8] Guter W., Dunzer F., Ebel L., Hillerich K., Köstler W., Kubera T., et al. Space solar cells — 3G30 and next generation radiation hard products. *11th European Space Power Conference*. E3S Web of Conferences, 2017, vol. 16. <https://doi.org/10.1051/e3sconf/20171603005>
- [9] Богушевская В.А., Жалнин Б.В., Заяц О.В., Масляков Я.Н., Мацак И.С., Никонов А.А., Обручева Е.В., Тугаенко В.Ю. Экспериментальное исследование возможности использования кремниевых и арсенидгаллиевых солнечных батарей космических аппаратов для приема энергии лазерного ИК излучения. *Известия РАН. Энергетика*, 2012, № 2, с. 10–17.
- [10] Naumova A.A., Lebedev A.A., Milovanov A.F. et al. Method for determining the balance of optical and ohmic losses for modifying the contact grid of modern solar cells based on InGaP/InGaAs/Ge heterostructures. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, Art. no. 040010. <https://doi.org/10.1063/5.0036184>
- [11] Sineva M.V., Voevodkin G.S., Vagapova N.T., Kagan M.B. Ways optimization of the electrical characteristics of multi-junction solar cells for space application. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, Art. no. 040009. <https://doi.org/10.1063/5.0035982>
- [12] Воеводкин Г.С., Синева М.В., Вагапова Н.Т. Способ восстановления характеристик солнечных элементов космического назначения после срока активного существования. *XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства*. Москва, Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 1, с. 245–247.
- [13] Murphy D.M. The Scarlet Solar Array: Technology Validation and Flight Results. *Deep Space 1. Technology Validation. Report*, p. 36. Available at: https://pdssbn.astro.umd.edu/holdings/ds1-c-micas-3-rdr-visccd-borrelly-v1.0/document/doc_Apr04/int_reports/Scarlet_Integrated_Report.pdf
- [14] Семенов А.В. *Технология тонкопленочных солнечных модулей большой площади на основе аморфного и микрокристаллического кремния: дис. ... канд. техн. наук*. Санкт-Петербург, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2015, 149 с.

- [15] Афанасьев В.П., Теруков Е.И. Тонкие пленки аморфного гидрогенизированного кремния и солнечные модули на их основе. *Известия высших учебных заведений России. Радиоэлектроника*, 2016, № 2, с. 106–113.
- [16] Yasterebova N.V. *High-efficiency multi-junction solar cells*. Centre for research in photonics, University of Ottawa, 2007.
URL: <http://sunlab.site.uottawa.ca/pdf/whitepapers/HiEfficMjSc-CurrStatus&FuturePotential.pdf>
- [17] Емельянов В.М., Калюжный Н.А. и др. Многопереходные солнечные элементы с брэгговскими отражателями на основе структур GaInP/GaInAs/Ge. *Физика и техника полупроводников*, 2010, т. 44, вып. 12, с. 1649–1654.
- [18] Вагапова Н.Т., Лебедев А.А., Леднев А.М. Направления улучшения энергетических характеристик солнечных элементов космического назначения АЗВ5. *Тезисы докладов XX Науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов, РКК «Энергия» им. С.П. Королёва*. Королев, 2014, 707 с.
- [19] *Space solar cells*. CESI Shaping a Better Energy Future.
URL: <https://www.cesi.it/space-solar-cells/>
- [20] Наумова А.А., Лебедев А.А., Вагапова Н.Т. и др. Оптимизация конструкции фотопреобразователя для увеличения удельных характеристик солнечных батарей космических аппаратов. *Электронные и электромеханические системы и устройства: XX науч.-техн. конф.* Томск, АО «НПП «Полнос», 2020, с. 8.
- [21] Strobl G.F.X., Dietrich R., Hilgarth J. et al. Evolution of fully European triple GaAs solar cell. *Proc. Seventh European Space Power Conference*, 2005 (ESA SP-589, May 2005).
URL: http://www.azurspace.com/images/pdfs/Download%20PDF_9.pdf
- [22] Вагапова Н.Т., Наумова А.А., Лебедев А.А. и др. *Способ изготовления фотопреобразователя*. Пат. № 2730050 Российская Федерация, 2020, бюл. № 23, 8 с.
- [23] Ho F., Yeh M.Y., Chu Ch.-L., Iles P.A. *Solar cell having an integral monolithically grown bypass diode*. Patent US 2005/0183765A1, 2005.
- [24] Басовский А.А. и др. Шунтирующие диоды для каскадных фотопреобразователей на основе соединений АЗВ5. *Труды Всерос. науч.-техн. конф. «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий»*. Москва, Litres, 2018, с. 357.
- [25] *Azur Space Solar Power GmbH*. URL: <http://www.azurspace.com/index.php/en/>
- [26] Аблаев Г.М., Абрамов А.С., Няпшаев И.А. и др. Гибкие солнечные модули на основе аморфного гидрогенизированного кремния. *Физика и техника полупроводников*, 2015, т. 49, вып. 5, с. 693–696.
- [27] Путьято М.А., Валишева Н.А., Петрушков М.О. и др. Легкий гибкий солнечный элемент на основе гетероэпитаксиальной структуры InGaP/GaAs. *Журнал технической физики*, 2019, т. 89, вып. 7, с. 1071–1078.
- [28] Битков В.А., Хвостиков В.А., Полянсков Ю.Н. *Солнечная батарея*. Пат. № 2293398 Российская Федерация, 2007, бюл. № 4, 9 с.
- [29] Надоров В.П., Каган М.Б., Иванов В.Ф. и др. *Гибкий модуль солнечной батареи*. Пат. № 2234166 Российская Федерация, 2004, бюл. № 36, 7 с.
- [30] Катаев Ю.П. *Конструкторско-технологическая разработка изготовления типового ультралегкого каркаса панелей солнечных батарей: дис. ... канд. техн. наук*. Казань, 2018.
- [31] Двирный В.В., Еременко Н.В., Двирный Г.В. Уменьшение массы кабельной продукции для космических аппаратов. *Сибирский журнал науки и технологий*, 2015, т. 16, № 3, с. 658–663.
- [32] Лосев Н.Н., Головков В.В., Киндякови Д.Г. др. Универсальный стенд сборки и испытаний аппаратуры бортового информационно-навигационного

- комплекса космического аппарата «ГЛОНАСС-К2». *Космические аппараты и технологии*, 2018, № 3, с. 175–179.
- [33] Заславский Г.С., Захваткин М.В., Степаньянц В.А. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полета космического аппарата Спектр-Р. *Космонавтика и ракетостроение*, 2014, т. 74, № 1, с. 15–29.
- [34] Боярчук А.А. и др. Научные задачи космического проекта «Спектр-УФ» («Всемирная Космическая Обсерватория-Ультрафиолет»). *Астрономический журнал*, 2016, т. 93, № 1, с. 3. DOI: 10.7868/S0004629916010011
- [35] Волков М.В., Ануфриенко В.Е., Кузнецов А.Д. Каркас с трубами треугольного сечения и методика оптимизации геометрических размеров изогридных конструкций, выполненных из композиционных материалов. *Сборник материалов Всерос. молодежного конкурса науч.-техн. работ «Орбита молодежи»*. Санкт-Петербург, 2019, с. 253–260.
- [36] Каган М.Б., Жалнин Б.В., Вагапова Н.Т. и др. Улучшение энергомассовых характеристик гетеропереходных трехкаскадных фотопреобразователей космического назначения. *Электронные и электромеханические системы и устройства: сб. науч. трудов*. Томск, Изд-во Томского политехн. ун-та, 2016, с. 411–416.
- [37] Дрондин А.В., Зернов О.Д., Янчур С.В. *Способ изготовления ячеистого сотового заполнителя из композиционных материалов*. Пат. № 2623781 Российская Федерация, 2017, бюл. № 19, 7 с.
- [38] Ардашов А.А., Силантьев С.Б., Фоминов И.В. Модель масс для обоснования облика малого космического аппарата. *Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского*, 2013, № 640, с. 26–33.
- [39] Салосина М.О. Оптимизация многослойного теплозащитного экрана солнечного зонда. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 3, с. 32–41.
- [40] Лопатин А.В., Нестеров В.А., Шумкова Л.В. Модель анизогридного композитного сетчатого каркаса солнечной батареи космического аппарата. *Решетнёвские чтения*, 2010, т. 1, № 14, с. 70–72.
- [41] Гибадулин Н.Н., Чехович В.Н., Набиуллин Ф.Х. и др. *Способ монтажа фотопреобразователей*. А.С. № 272989А1 СССР, 1970, бюл. № 23, 2 с.
- [42] Гибадулин Н.Н., Далецкий Г.С., Иванов В.Ф. и др. *Солнечная батарея*. А.С. № 562155 СССР, 1995, 5 с.
- [43] Гайдар М.И., Иванов В.Ф., Каган М.Б. *Панель солнечной батареи*. Пат. № 2332750 Российская Федерация, 2007, бюл. № 24, 7 с.
- [44] Беркаль Р.И., Битков В.А. *Солнечная батарея*. Пат. № 2297076 Российская Федерация, 2007, бюл. № 10, 7 с.
- [45] Балтянский Г.А., Бас-Дубов С.Ш., Гибадулин Н.Н. и др. *Солнечная батарея*. Пат. 206734 СССР, 1995, бюл. № 1, 4 с.
- [46] Биткин В.Е., Денисов А.В., Назаров Е.В. и др. *Конструкция каркасов солнечных батарей из углепластика и способ изготовления каркаса*. Пат. № 2654882 Российская Федерация, 2018, бюл. № 15, 7 с.

Статья поступила в редакцию 22.06.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Рябцева М.В., Лебедев А.А., Наумова А.А., Болотин А.М., Вагапова Н.Т., Черенков П.Г. Анализ конструкций перспективных солнечных батарей космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 3.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-3-2162>

Рябцева Мария Владимировна — старший научный сотрудник, АО «НПП «Квант», аспирант НИТУ «МИСиС». e-mail: ryabtseva_mv@msk.npp-kvant.ru

Наумова Анастасия Александровна — заместитель начальника отделения АО «НПП «Квант», аспирант НИТУ «МИСиС». e-mail: naumova_aa@msk.npp-kvant.ru

Лебедев Андрей Александрович — начальник отдела АО «НПП «Квант», старший преподаватель кафедры полупроводниковой электроники и физики полупроводников НИТУ «МИСиС». e-mail: lebedev_aa@msk.npp-kvant.ru

Болотин Артем Михайлович — инженер 2-й категории АО «НПП «Квант». e-mail: bolotin_am@msk.npp-kvant.ru

Вагапова Наргиза Тухтамышевна — канд. хим. наук, главного конструктора по фотоэнергетике — начальника отделения АО «НПП «Квант»; старший преподаватель кафедры полупроводниковой электроники и физики полупроводников НИТУ «МИСиС», доцент кафедры физики и химии материалов РТУ МИРЭА. e-mail: vagarova_nt@msk.npp-kvant.ru

Черенков Павел Геннадьевич — генеральный директор АО «НПП «Квант»; ассистент кафедры «Системы автоматизированного проектирования» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: info@npp-kvant.ru

Analysis of promising spacecraft solar cell designs

© M.V. Ryabtseva^{1,2}, A.A. Lebedev^{1,2}, A.A. Naumova^{1,2},
A.M. Bolotin¹, N.T. Vagapova^{1,2,3}, P.G. Cherenkov^{1,4}

¹JSC Research Production Enterprise Kvant, Moscow, 129626, Russia

²National University of Science and Technology MISiS, Moscow, 119049, Russia

³MIREA — Russian Technological University, Moscow, 119454, Russia

⁴Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper presents results of computing power over initial volume, power over mass, specific mass, and other fundamental absolute and relative performance characteristics for various types of existing and promising solar batteries to be used in spacecraft. We describe photosensitive electric generating parts of solar batteries and propose to classify them according to the following features: type of photovoltaic converters used; the way that photovoltaic converters are protected from outer space factors; component switching implementation, etc. We consider different framework types, such as rigid and framed with flexible skin. We show that specific characteristics of domestic stringed frames (developed by JSC ISS — Reshetnev Company) are comparable to those of solid (rigid) frames produced by foreign companies. Moreover, the parameters under consideration as found in experimental integral structures or honeycomb frames (developed in Keldysh Research Centre), which have a low structural depth, exceed those by several times. The paper shows that solar batteries featuring photosensitive electric generating parts utilizing four-stage photovoltaic converters based on AIIIbV materials boast the best specific power characteristics over mass and initial volume for any framework type, as well as the least degradation due to radiation exposure in the geostationary orbit. In the range of photosensitive electric generating parts featuring various three-stage photovoltaic converters, those that use standard 80 × 80 mm photovoltaic converters achieve the highest performance in terms of these parameters for stringed and honeycomb frames. JSC Research Production Enterprise Kvant supplies this type to the domestic market.

Keywords: photovoltaic converter, photosensitive electric generating part, solar battery, spacecraft, AIIIbV semiconductor materials, silicon, stringed frame, honeycomb frame, fabric frame

REFERENCES

- [1] Slyschenko E.V., Naumova A.A., Lebedev A.A., et al. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii — The Siberian Aerospace Journal*, 2018, vol. 19, no. 2, pp. 308–324.
- [2] Naumova A.A., Lebedev A.A., Vagapova N.T., Kagan M.B., Sineva M.V. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 8. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2003>
- [3] Baybakova N.N., Gatsenko L.S., Letin V.A., et al. *Sposob izgotovleniya podlozhki solnechnoy batarei* [Method for solar cell substrate manufacturing]. Patent RU 2068212, 1996, bul. no. 1, 7 p.
- [4] Kuzoro V.I., Mironovich V.V., Shamova N.A., et al. *Podlozhka paneli solnechnoy batarei i sposob ee izgotovleniya* [Solar cell panel substrate and a method for manufacturing it]. Patent RU 2449226, 2012, bul. no. 12, 7 p.
- [5] Tumanov A.V., Zelentsov V.V., Scheglov G.A. *Osnovy komponentki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Layout fundamentals for on-board spacecraft equipment]. 3rd ed. Moscow, BMSTU Publ., 2018, 572 p.

- [6] Bilalov B.A., Sarkarov R.N., Safaraliev G.K. *Solnechny modul* [Solar module]. Patent RU 2468305, 2012, bul. no. 33, 5 p.
- [7] Kozhevnikova L.A. Solnechnye elementy i batarei kosmicheskogo primeneniya [Solar cells and batteries for space applications]. *Reshetnvskie chteniya* [Reshetnev readings], 2018, vol. 1, pp. 126–127.
- [8] Guter W., Dunzer F., Ebel L., Hillerich K., Köstler W., Kubera T., et al. Space solar cells — 3G30 and next generation radiation hard products. *11th European Space Power Conference. E3S Web of Conferences*, 2017, vol. 16. <https://doi.org/10.1051/e3sconf/20171603005>
- [9] Bogushevskaya V.A., Zhaknin B.V., Zayats O.V., Maslyakov Ya.N., Matsak I.S., Nikonov A.A., Obrucheva E.V., Tugaenko V.Yu. *Izvestiya RAN. Energetika — Thermal Engineering*, 2012, no. 2, pp. 10–17.
- [10] Naumova A.A., Lebedev A.A., Milovanov A.F., et al. Method for determining the balance of optical and ohmic losses for modifying the contact grid of modern solar cells based on InGaP/InGaAs/Ge heterostructures. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, Art. no. 040010. <https://doi.org/10.1063/5.0036184>
- [11] Sineva M.V., Voevodkin G.S., Vagapova N.T., Kagan M.B. Ways optimization of the electrical characteristics of multi-junction solar cells for space application. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, Art. no. 040009. <https://doi.org/10.1063/5.0035982>
- [12] Voevodkin G.S., Sineva M.V., Vagapova N.T. Sposob vosstanovleniya kharakteristik solnechnykh elementov kosmicheskogo naznacheniya posle sroka aktivnogo sushchestvovaniya [A method of restoring the characteristics of space solar cells after a period of active use]. *XLIV Akademicheskie chteniya po kosmonavtike, posvyashchennye pamyati akademika S.P. Koroleva i drugikh vydayushchikhsya otechestvennykh uchenykh pionerov osvoeniya kosmicheskogo prostranstva* [14th Academic readings on cosmonautics in memory of S.P. Korolev, Academician, and other distinguished Russian scientists, space exploration pioneers]. Moscow, BMSTU Publ., 2020, vol. 1, pp. 245–247.
- [13] Murphy D.M. *The Scarlet Solar Array: Technology Validation and Flight Results. Deep Space 1. Technology Validation Report*, 36 p. Available at: https://pdssbn.astro.umd.edu/holdings/ds1-c-micas-3-rdr-visccd-borrelly-v1.0/document/doc_Apr04/int_reports/Scarlet_Integrated_Report.pdf
- [14] Semenov A.V. *Tekhnologiya tonkoplennochnykh solnechnykh moduley bolshoy ploshchadi na osnove amorfnogo i mikrokristallicheskogo kremniya. Diss. kand. tekhn. nauk* [Technology of large thin-film solar modules based on amorphous and microcrystalline silicon. Cand. eng. sc. diss.]. Saint Petersburg, ETU Publ., 2015, 149 p.
- [15] Afanasyev V.P., Terukov E.I. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy Rossii. Radioelektronika — Journal of the Russian Universities. Radioelectronics*, 2016, no. 2, pp. 106–113.
- [16] Yastrebova N.V. *High-Efficiency Multi-Junction Solar Cells: Current Status and Future Potential*. University of Ottawa, 2007. Available at: <http://sunlab.site.uottawa.ca/pdf/whitepapers/HiEfficMjSc-CurrStatus&FuturePotential.pdf>
- [17] Emelyanov V.M., Kalyuzhny N.A. et al. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov — Semiconductors*, 2010, vol. 44, no. 12, pp. 1649–1654.
- [18] Vagapova N.T., Lebedev A.A., Lednev A.M. Napravleniya uluchsheniya energomassovykh kharakteristik solnechnykh elementov kosmicheskogo naznacheniya A3V5 [Directions for improving the power and mass properties of III-V solar cells for space applications]. *Tezisy dokladov XX Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov OAO RKK Energiya im. S.P. Koroleva* [Proc. 20th Scientific and Technical Conference of young

- scientists and specialists, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia]. Korolev, 2014, 707 p.
- [19] *Space solar cells*. CESI Shaping a Better Energy Future. Available at: <https://www.cesi.it/space-solar-cells/>
- [20] Naumova A.A., Lebedev A.A., Vagapova N.T., et al. Optimizatsiya konstruktssii fotopreobrazovatelya dlya uvelicheniya udelnykh kharakteristik solnechnykh batarey kosmicheskikh apparatov [Optimising photovoltaic converter design to increase specific characteristics of spacecraft solar cells]. *Elektronnye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva: XX nauch.tekhn. konf.* [Electronic and electromechanical systems and devices: 20th scientific and technical conference]. Tomsk, JSC Scientific & Industrial Centre Polyus, 2020, p. 8.
- [21] Strobl G.F.X., Dietrich R., Hilgarth J., et al. Evolution of fully European triple GaAs solar cell. *Proc. Seventh European Space Power Conference*, 2005 (ESA SP-589, May 2005). Available at: http://www.azurspace.com/images/pdfs/Download%20PDF_9.pdf
- [22] Vagapova N.T., Naumova A.A., Lebedev A.A., et al. *Sposob izgotovleniya fotopreobrazovatelya* [Photovoltaic converter production method]. Patent RU 2730050, 2020, bul. no. 23, 8 p.
- [23] Ho F., Yeh M.Y., Chu Ch.-L., Iles P.A. *Solar cell having an integral monolithically grown bypass diode*. Patent US 2005/0183765A1, 2005.
- [24] Basovskiy A.A., et al. Shuntiruyushchie diody dlya kaskadnykh fotopreobrazovatelye na osnove soedineniy A3B5 [Shunt diodes for cascaded photovoltaic converters based on AIII BV compounds]. *Trudy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii Aktualnye problemy raketno-kosmicheskogo priborostroeniya i informatsionnykh tekhnologiy* [Proc. of the Russian Scientific and Technical Conference Actual problems of aerospace instrumentation and information technology]. Moscow, Litres, 2018, p. 357.
- [25] *Azur Space Solar Power GmbH*. Available at: <http://www.azurspace.com/index.php/en/>
- [26] Ablaev G.M., Abramov A.S., Nyapshaev I.A., et al. *Fizika i tekhnika poluprovodnikov — Semiconductors*, 2015, vol. 49, no. 5, pp. 693–696.
- [27] Putyato M.A., Valisheva N.A., Petrushkov M.O., et al. *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki — Technical Physics*, 2019, vol. 89, no. 7, pp. 1071–1078.
- [28] Bitkov V.A., Khvostikov V.A., Polyanskov Yu.N. *Solnechnaya batareya* [Solar panel]. Patent RU 2293398, 2007, bul. no. 4, 9 p.
- [29] Nadorov V.P., Kagan M.B., Ivanov V.F., et al. *Gibkiy modul solnechnoy batarei* [Flexible solar panel module]. Patent RU 2 234 166, 2004, bul. no. 36, 7 p.
- [30] Kataev Yu.P. *Konstruktorsko-tekhnologicheskaya razrabotka izgotovleniya tipovogo ultralegkogo karkasa paneley solnechnykh batarey*. *Diss. kand. tekhn. nauk* [Design and development for manufacturing standardised ultra-light solar cell framework. Cand. eng. sc. diss.]. Kazan, 2018, 126 p.
- [31] Dvirnyy V.V., Eremenko N.V., Dvirnyy G.V. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologiy — The Siberian Aerospace Journal*, 2015, vol. 16, no. 3, pp. 658–663.
- [32] Losev N.N., Golovkov V.V., Kindyakov D.G., et al. *Kosmicheskie apparaty i tekhnologii — Spacecraft and Technologies*, 2018, no. 3, pp. 175–179.
- [33] Zaslavskiy G.S., Zakhvatkin M.V., Stepanyants V.A., et al. *Kosmonavtika i raketostroenie — Cosmonautics and Rocket Engineering*, 2014, vol. 74, no. 1, pp. 15–29.
- [34] Boyarchuk A.A., et al. *Astronomicheskyy zhurnal — Astronomy Reports*, 2016, vol. 93, no. 1, p. 3. DOI: 10.7868/S0004629916010011
- [35] Volkov M.V., Anufrienko V.E., Kuznetsov A.D. Karkas s trubami treugolnogo secheniya i metodika optimizatsii geometricheskikh razmerov izogridnykh kon-

- struktivnyy, vypolnennykh iz kompozitsionnykh materialov [Frame featuring triangular cross-section pipes and a method for optimizing the dimensions of composite isogrid structures]. *Sbornik materialov Vserossiyskogo molodezhnogo konkursa nauchnotekhnicheskikh rabot Orbita molodezhi* [Proc. of the Russian youth competition of scientific and technical works Youth Orbit]. St. Petersburg, 2019, pp. 253–260.
- [36] Kagan M.B., Zhalnin B.V., Vagapova N.T., et al. Uluchshenie energomassovykh kharakteristik geteroperekhodnykh trekhkaskadnykh fotopreobrazovately kosmicheskogo naznacheniya [Improving power and mass properties of three-stage heterojunction photovoltaic converters for space applications]. *Elektronnyye i elektromekhanicheskie sistemy i ustroystva: sbornik nauchnykh trudov* [Electronic and electromechanical systems and devices: proc.]. Tomsk, TPU Publ., 2016, pp. 411–416.
- [37] Drondin A.V., Zernov O.D., Yanchur S.V. *Sposob izgotovleniya yacheistogo sotovogo zapolnitelya iz kompozitsionnykh materialov* [A method of making porous honeycomb aggregate from composite materials]. Patent RU 2623781, 2017, bulletin no. 19, 7 p.
- [38] Ardashov A.A., Silantsev S.B., Fominov I.V. Model mass dlya obosnovaniya oblika malogo kosmicheskogo apparata [Mass model for establishing the shape of small spacecraft]. *Trudy Voenno-kosmicheskoy akademii im. A.F. Mozhayskogo* [Proc. of the Mozhaisky Military Space Academy], 2013, no. 640, pp. 26–33.
- [39] Salosina M.O. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2018, no. 3, pp. 32–41.
- [40] Lopatin A.V., Nesterov V.A., Shumkova L.V. Model anizogridnogo kompozitnogo setchatogo karkasa solnechnoy batarei kosmicheskogo apparata [Model of anisogrid composite mesh frame for a spacecraft solar cell]. *Reshetnyskie chteniya* [Reshetnev readings], 2010, vol. 1, no. 14, pp. 70–72.
- [41] Gibadulin N.N., Chekhovich V.N., Nabiullin F.H., et al. *Sposob montazha fotopreobrazovately* [Method for photovoltaic converter mounting] Inventor's certificate no. 272989A1 USSR, 1970, bul. no. 23, 2 p.
- [42] Gibadulin N.N., Daletsky G.S., Ivanov V.F., et al. *Solnechnaya batareya* [Solar cell]. Inventor's certificate no. 562155 USSR, 1995, 5 p.
- [43] Gaydar M.I., Ivanov V.F., Kagan M.B. *Panel solnechnoy batarei* [Solar cell panel]. Patent RU 2332750, 2007, bul. no. 24, 7 p.
- [44] Berkal R.I., Bitkov V.A. *Solnechnaya batareya* [Solar cell]. Patent RU 2297076, 2007, bul. no. 10, 7 p.
- [45] Balyanskiy G.A., Bas-Dubov S.Sh., Gibadulin N.N., et al. *Solnechnaya batareya* [Solar cell]. Patent USSR 206734, 1995, bul. no. 1, 4 p.
- [46] Bitkin V.E., Denisov A.V., Nazarov E.V., et al. *Konstruksiya karkasov solnechnykh batarey iz ugleplastika i sposob izgotovleniya karkasa* [Carbon fibre solar cell frame design and a method to manufacture those frames]. Patent RU 2654882, 2018, bul. no. 15, 7 p.

Ryabtseva M.V., Senior Research Fellow, JSC Research Production Enterprise Kvant; post-graduate student, National University of Science and Technology MISiS.
e-mail: ryabtseva_mv@msk.npp-kvant.ru

Naumova A.A., Deputy Head of Department, JSC Research Production Enterprise Kvant; post-graduate student, National University of Science and Technology MISiS.
e-mail: naumova_aa@msk.npp-kvant.ru

Lebedev A.A., Head of Department, JSC Research Production Enterprise Kvant; Senior Lecturer, Department of Semiconductor Electronics and Semiconductor Physics, National University of Science and Technology MISiS. e-mail: lebedev_aa@msk.npp-kvant.ru

Bolotin A.M., 2nd category engineer, JSC Research Production Enterprise Kvant.
e-mail: bolotin_am@msk.npp-kvant.ru

Vagapova N.T., Cand. Sc. (Chem.), Chief Designer in Photovoltaic Engineering, Head of Department, JSC Research Production Enterprise Kvant; Senior Lecturer, Department of Semiconductor Electronics and Semiconductor Physics, National University of Science and Technology MISiS; Assoc. Professor, Department of Material Physics and Chemistry, MIREA — Russian Technological University.
e-mail: vagapova_nt@msk.npp-kvant.ru

Cherenkov P.G., General Director, JSC Research Production Enterprise Kvant; Assist. Lecturer, Computer-Aided Design Systems Department, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: info@npp-kvant.ru