

## АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**З. А. Казанцев<sup>1,3</sup>, А. М. Ерошенко<sup>1,3</sup>,**

**Л. А. Бабкина<sup>3</sup>, А. В. Лопатин<sup>2,3</sup> ✉**

<sup>1</sup> АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва,  
г. Железнодорожск, Красноярский край, Российская Федерация

<sup>2</sup> Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий СО РАН,  
г. Красноярск, Российская Федерация

<sup>3</sup> Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева,  
г. Красноярск, Российская Федерация

Солнечные батареи снабжают электроэнергией аппаратуру космических аппаратов, а также обеспечивают зарядку электрохимических аккумуляторов, используемых на теневых участках орбиты. Основой солнечной батареи являются фотоэлектрические преобразователи световой энергии солнечного излучения. Принцип их действия основан на явлении фотоэлектрического эффекта. В статье представлен обзор развития солнечных батарей и выполнена классификация современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов. В обзоре рассмотрены стационарные и раскрывающиеся солнечные батареи, использовавшиеся как в составе первых космических аппаратов, так и используемые на современных космических станциях. Классификация конструкций солнечных батарей выполнена с учетом их характерных признаков. Этими признаками являются жесткость несущей конструкции, способ размещения в стартовом положении и способ ориентации на источник света. В рамках классификации были рассмотрены солнечные батареи из жестких панелей, солнечные панели с гибкой подложкой, надувные солнечные батареи, самораскрывающиеся солнечные батареи и солнечные панели с концентраторами. В каждой группе конструкций этой классификации представлены соответствующие примеры солнечных батарей. Представленные обзор и классификация позволяют отследить тенденции развития конструкций солнечных батарей космических аппаратов.

*Ключевые слова:* солнечная батарея, космический аппарат, механическое устройство.

### Введение

Программа промышленного освоения космоса впервые была сформулирована К. Э. Циолковским [1]. Ему же принадлежит идея использования в этих целях энергию излучения Солнца.

Основой солнечной батареи являются фотоэлектрические преобразователи световой энергии солнечного излучения [2]. Принцип их действия основан на явлении фотоэлектрического эффекта – способности тел, в особенности полупроводников, увеличивать свою электропроводимость при воздействии на них лучистого светового потока.

Фотопреобразователи размещаются на подложке, которая, в свою очередь, крепится на силовой рамной конструкции. На подложке солнечной

батареи вместе с фотопреобразователями монтируются межэлементные соединения. На силовой конструкции крепятся механизмы и узлы систем развертывания и ориентации солнечной батареи, а также часть систем защиты – блокирующие и шунтирующие диоды [3].

Впервые фотоэлектрический эффект наблюдался в электролитической ячейке Эдмондом Беккерелем в 1839 году. Эксперименты с твердыми фотоэлектрическими элементами на основе селена проводились Адамсом и Деєм в Лондоне в 1876 году. Более полувека понадобилось для того, чтобы появились солнечные фотоэлементы с эффективностью, превышающей 1 %. Ими стали разработанные в 1930-е годы серно-таллиевые фотоэлементы с запорным слоем. Решающим для этого направления явилось создание кремниевых фотоэлементов с *p-n*-переходом, имевших коэффициент полезного действия около 6 %. Практическое использование кремние-

✉ lopatin@krasmail.ru

вых солнечных батарей для энергетических целей имело место не на Земле, а в околоземном космическом пространстве [4]. Солнечные батареи снабжают электроэнергией аппаратуру космических аппаратов, а также обеспечивают зарядку электрохимических аккумуляторов, используемых на темных участках орбиты.

Представляемая статья состоит из двух частей. В первой части выполнен обзор развития солнечных батарей. Вторая часть статьи посвящена классификации современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов. Согласно этой классификации, солнечные батареи можно разделить на группы по жесткости несущей конструкции, по способу размещения в стартовом положении и по способу ориентации на источник света. В каждой группе конструкций представлены соответствующие примеры солнечных батарей.

## 1. Обзор развития солнечных батарей

### 1.1. Стационарные солнечные батареи

В СССР в 1958 году был выведен на орбиту третий искусственный спутник Земли, на борту которого были установлены первые кремниевые солнечные фотоэлементы [1]. При заходе спутника в земную тень происходило автоматическое переключение на питание от бортовых аккумуляторов. Мощность солнечной батареи была невелика. Она обеспечивала питание радиопередатчика, имевшего мощность излучения 0,25 Вт. В США в том же году был создан космический аппарат «Авангард 1» (рис. 1), солнечная батарея которого состояла из шести фотоэлементов, распределенных по внешней поверхности сферического корпуса космического аппарата. Фотоэлементы обеспечивали приблизительно 1 Вт мощности [5].

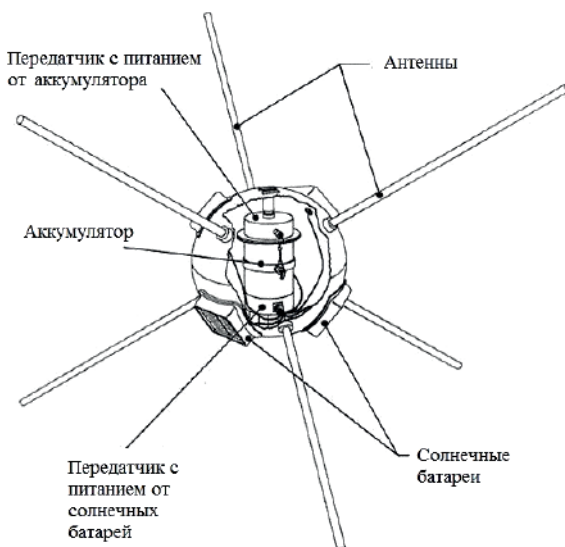


Рис. 1. Космический аппарат Авангард-1 (США)

Первые искусственные спутники Земли имели форму, близкую к сферической, с маленькими панелями солнечных батарей, равномерно распределенными по внешней поверхности. Это гарантировало непрерывную выработку энергии при вращении космического аппарата вокруг своей оси [6]. Космические аппараты сферической формы уступили место более устойчивым к вращению цилиндрическим кораблям с солнечными батареями, расположенными на их поверхности. Пример космического аппарата с подобными солнечными батареями представлен на рис. 2.

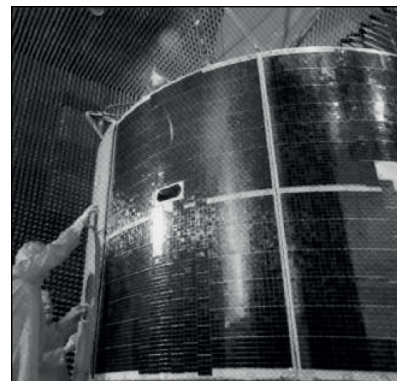


Рис. 2. Космический аппарат цилиндрической формы с расположенными на корпусе солнечными батареями

На рис. 3 показан спутник связи с цилиндрической солнечной батареей. В таких космических аппаратах вся внешняя поверхность корпуса использовалась для установки солнечных батарей [7].

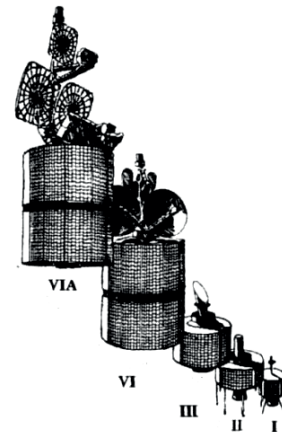


Рис. 3. Цилиндрические солнечные батареи

### 1.2. Раскрывающиеся солнечные батареи

Для обеспечения возрастающей энергетической потребности спутники следующего поколения были оснащены выносными шарнирно-соединенными панелями, которые ориентировались по Солнцу. Пример такого космического аппарата с солнечной батареей выносного типа представлен на рис. 4. Некоторое время эти два типа конструкций солнечных батарей (цилиндрические и выносного типа) развивались параллельно [7].

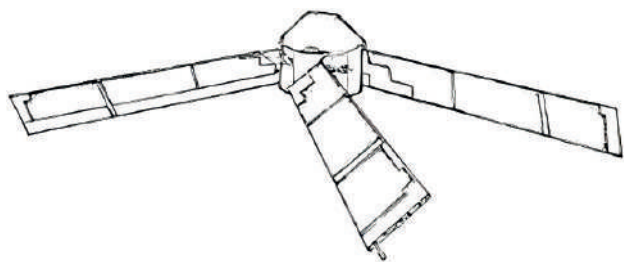


Рис. 4. Схема компоновки солнечной батареи выносного типа

Космический аппарат «Эксплорер-6» (рис. 5), запущенный в августе 1959 года, был первым спутником, на котором использовалась схема компоновки солнечных батарей выносного типа, ориентируемых по Солнцу. Основными элементами ориентируемой солнечной батареи являются несущая подложка, на которой монтируются фотоэлементы и межэлементные соединения, силовые конструкции, выдвигающие штанги, механизмы системы раскрытия, а также система ориентации. Складываемые панели солнечных батарей стали стандартной конфигурацией для многих космических аппаратов [6].

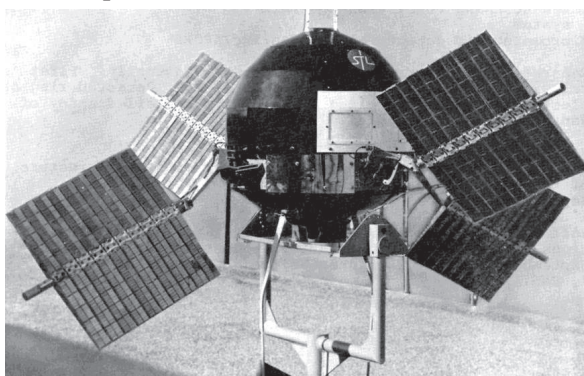


Рис. 5. Космический аппарат «Эксплорер-6» с солнечными батареями выносного типа

Фирма Hughes Aircraft (США) разработала для серии спутников связи раздвижную цилиндрическую конструкцию. Большинство спутников США в 80-е годы прошлого века было оснащено солнечными батареями, расположенными на цилиндрической поверхности космических аппаратов, стабилизируемых вращением (рис. 6) [2]. Такая конструкция, по сравнению с ориентируемыми на Солнце панелями, отличалась большей надежностью и простотой, но была энергозатратна.

Увеличение энергоемкости панелей солнечных батарей шло одновременно с увеличением мощности оборудования космических аппаратов [7]. Спутники с закрепленными на цилиндрических корпусах панелями солнечных батарей приблизились к своим предельным размерам и значениям энергоемкости. Поэтому в дальнейшем получили развитие выносные панели солнечных

батарей, состоящие из шарнирно-закрепленных панелей, установленных на выносной штанге космического аппарата. Эта компоновка позволяла полностью раскрытой солнечной батарее ориентироваться на Солнце. Конструкция солнечной батареи такого типа была реализована, например, на космическом аппарате «Глонасс» (рис. 7), запущенного с космодрома Байконур 12 октября 1982 года.

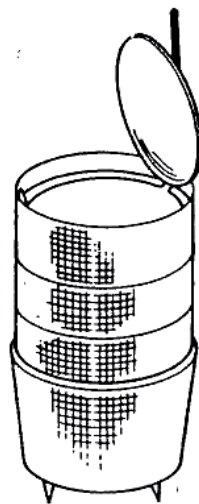


Рис. 6. Подвижная цилиндрическая конструкция солнечной батареи



Рис. 7. Космический аппарат «Глонасс» с раскладываемой многопанельной солнечной батареей

Конструкции панелей солнечных батарей постоянно совершенствовались. Изменение конструкций панелей солнечных батарей схематично изображено на рис. 8.

Панели солнечных батарей со времени первых исследовательских запусков увеличились в размерах, а также усложнилась их конструкция. Сегодня располагаемые на космических кораблях солнечные батареи обеспечивают мощность от нескольких ватт до десятков киловатт. Так на советских спутниках связи типа «Молния» мощность солнечных батарей достигала 1 кВт [1]. На спутниках связи «СпейсБас», разработанных совместно французскими и западногерманскими фирмами, устанавливались солнечные батареи мощностью до 3 кВт. На рис. 9 показаны солнечные батареи космических аппаратов США [5].



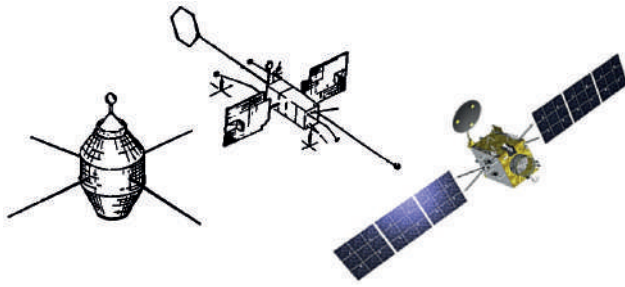


Рис. 8. Изменение конструкций панелей солнечных батарей



Рис. 10. Солнечные батареи Международной космической станции

## 2. Классификация современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов

Современные конструкции солнечных батарей делятся на несколько типов. Жесткая несущая конструкция характеризуется высокой жесткостью при изгибе, обеспечивающей малые прогибы панелей солнечной батареи. Она состоит из двух плоских тонких несущих слоев и находящегося между ними сотового заполнителя, а несущие слои изготавливаются, как правило, из композиционного материала. Полужесткие конструкции солнечных батарей содержат жесткую силовую раму и гибкую натянутую на раму подложку, на которой крепятся фотопреобразователи. Гибкие конструкции солнечных батарей имеют подложку с нулевой изгибной жесткостью. Подложка разворачивается и удерживается в рабочем положении с помощью раскладных мачт. Гибридная конструкция солнечной батареи состоит из концентратора солнечной энергии и самой солнечной батареи.

Жесткие солнечные батареи по принципам компоновки делятся на складные и нескладные. Нескладные жесткие солнечные батареи располагаются непосредственно на внешней поверхности корпуса космического аппарата. Складные раскрываются в конечную конструкцию при помощи механизмов развертывания. Сложенная для перевозки складная жесткая солнечная батарея показана на рис. 11.

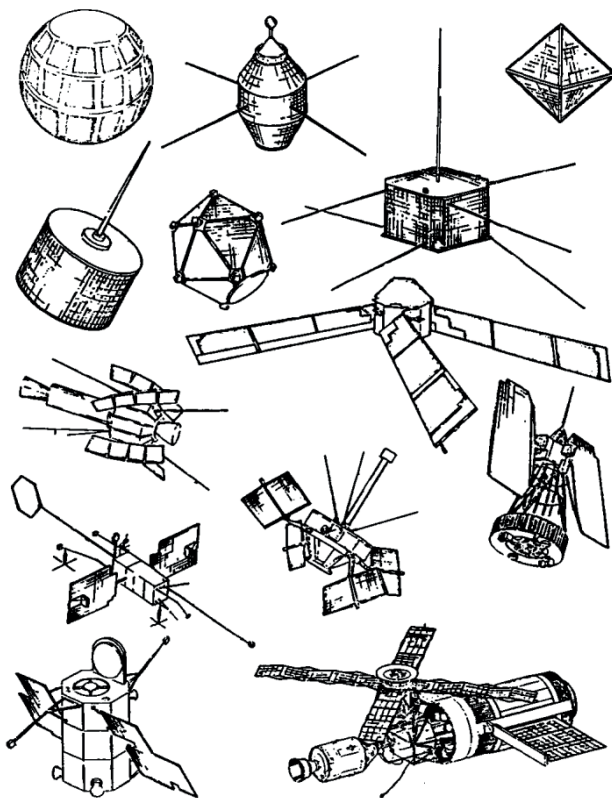


Рис. 9. Эволюция развития солнечных батарей космических аппаратов США

Большей мощностью обладают системы электропитания пилотируемых орбитальных станций. На советской орбитальной станции «Мир» вместо кремниевых использованы фотоэлементы, изготовленные из арсенида галлия. Их мощность составляла 100 кВт [1].

Солнечные батареи Международной космической станции (рис. 10) должны обеспечивать 300 кВт энергии. Большой размер солнечных батарей, которые состоят из отдельных крыльев, требует использования мембранной конструкции для минимизации их объема в сложенном состоянии [1]. Увеличение мощности оборудования космических кораблей потребовало разработку эффективных панелей солнечных батарей [7].

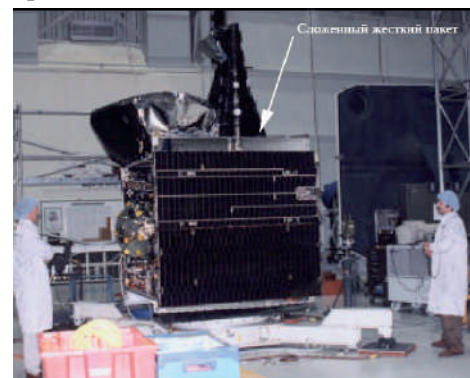


Рис. 11. Складная жесткая солнечная батарея, сложенная для транспортировки

Складные жесткие солнечные батареи, в свою очередь, разделяют на консольные, размещаемые непосредственно на корпусе космического аппарата, и выносные, разворачивающиеся с помощью соединительных штанг [2].

### 2.1. Солнечные батареи из жестких панелей

Консольные солнечные батареи, как правило, устанавливаются на спутниках с относительно небольшим энергопотреблением (не более 1 кВт). Конструкция этого типа была использована на станции «Скайлэб» [8] (рис. 12).

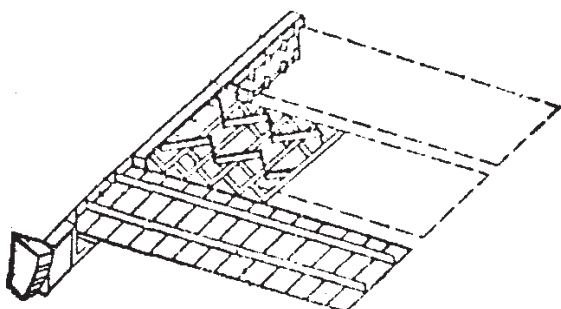


Рис. 12. Консольная конструкция солнечной батареи станции «Скайлэб»

При достаточно высоких уровнях потребляемой энергии на космическом аппарате используют ориентируемые солнечные батареи (рис. 13).

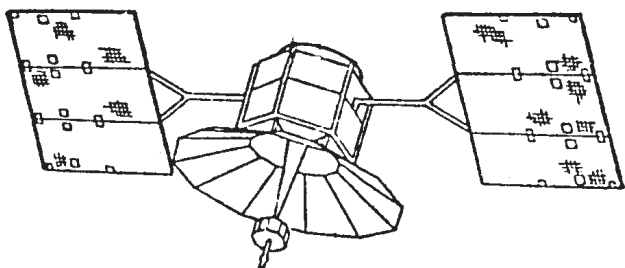


Рис. 13. Выносная конструкция солнечной батареи (спутник IUE) [8]

В работе [9] представлена конструкция выносной складной солнечной батареи, которая располагалась на научном американо-французском спутнике TOPEX/Poseidon, запущенном 10 августа 1992 года из французской Гвианы на ракете-носителе Ariane 42P. Основным источником электропитания этого спутника была складная солнечная батарея, конструкция которой состояла из траверсы и четырех жестких панелей с расположенными на них кремниевыми фотоэлементами [9] (рис. 14).

Складная ориентируемая солнечная батарея Clementine рассмотрена в работе [10]. Приведены результаты ее квалификационных испытаний и эксплуатационные данные о работе на орбите. Солнечная батарея Clementine представляет собой два складных крыла. Каждое крыло состоит из

внутренней и наружной панелей, на которых расположены фотоэлементы. Конфигурация крыла солнечной батареи Clementine и его расположение на космическом аппарате показаны на рис. 15.

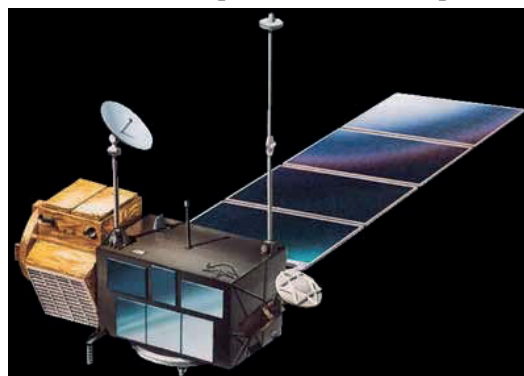


Рис. 14. Спутник TOPEX/Poseidon с установленной на нем солнечной батареей



Рис. 15. Крыло солнечной батареи Clementine и его расположение на космическом аппарате

На рис. 16 показан проект космического аппарата Rosetta, который предназначался для полета к комете Чурюмова-Герасименко.



Рис. 16. Космический аппарат Rosetta с развернутыми солнечными батареями

Солнечная батарея космического аппарата Rosetta состоит из двух складных крыльев (рис. 17), каждое из которых включает пять индивидуальных панелей солнечных батарей размерами 2,25 м на 2,736 м [11]. Это одна из самых больших складных жестких солнечных батарей, когда-либо создававшихся для научного космического аппарата.



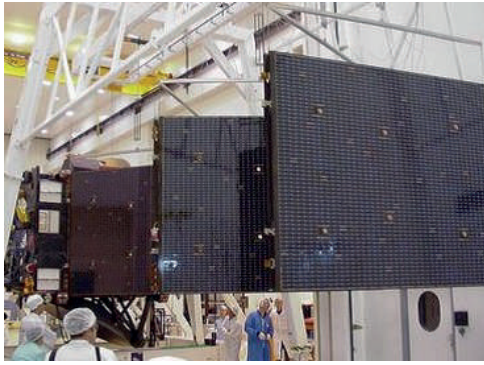


Рис. 17. Развертывание крыла солнечной батареи Rosetta

Полужесткие конструкции солнечных батарей содержат жесткую силовую раму и гибкую натянутую на раму подложку, на которой крепятся фотопреобразователи. Меняя число панелей, можно получать батареи различных мощностей.

К полужестким конструкциям можно отнести солнечные батареи производства АО «ИСС». Конструкция панели состоит из каркаса, образованного углепластиковыми трубками, соединенными фитингами. На каркас натянуты струны, поверх которых приклеиваются ячейки фотопреобразователей. Панели шарнирно соединены в пакет.

На рис. 18 показана солнечная батарея площадью 44 м<sup>2</sup> и мощностью 7,5 кВт.

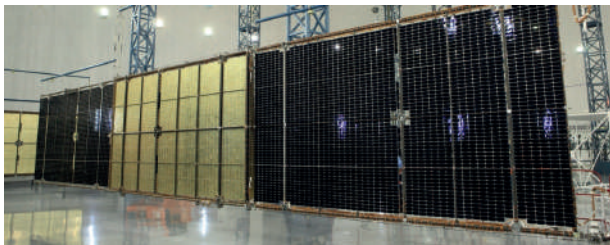


Рис. 18. Солнечная батарея производства АО «ИСС»

## 2.2. Солнечные панели с гибкой подложкой

Гибкие конструкции солнечных батарей имеют подложку с нулевой изгибной жесткостью. Подложка разворачивается и удерживается в рабочем положении с помощью раскладных мачт. По способу укладки в транспортируемое положение можно выделить следующие типы конструкций гибких солнечных батарей: свертываемые (рулонные), складные (пакетные), надувные (пневматические), пассивно развертываемые.

Гибкие рулонные панели солнечных батарей в транспортном положении накручиваются на барабан, диаметр которого должен быть в десять раз больше продольного размера фотопреобразователей во избежание излома последних в процессе свертывания. После развертывания гибкая поверхность рулонных солнечных батарей поддерживается в напряженном состоянии при помощи

механизма натяжения. Схематическое изображение солнечной батареи BORA [12] фирмы «АЭГ-Телефункен» показано на рис. 19. Она состоит из четырех панелей, накрученных на два барабана. В развернутом состоянии солнечная батарея содержит два крыла размерами 20,6 м на 2,5 м [13].

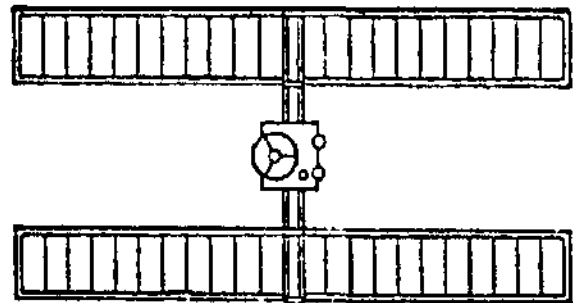


Рис. 19. Солнечная батарея рулонной конструкции BORA

Первая большая рулонная гибкая солнечная батарея использовалась в программе NASA Solar Array Flight Experiment (SAFE) (рис. 20) [7].

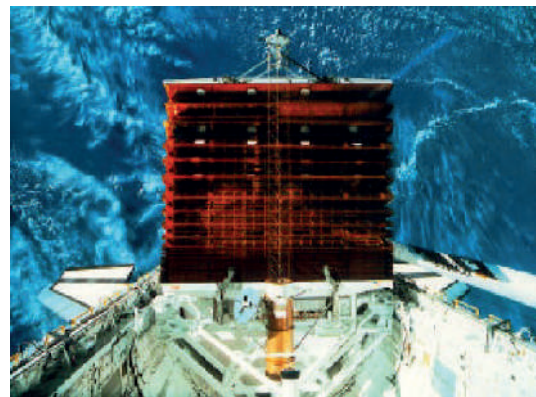


Рис. 20. Солнечная батарея SAFE

Разработка Air Force Research Laboratory (AFRL) ROSA представляет собой развертываемую гибкую солнечную батарею, которая в сложенном положении намотана на цилиндрический ролик и приводится в рабочее положение путем раскручивания за счет выдвижения подвижной силовой рамы, которая использует накопленную энергию деформации в композитных штангах. Солнечная батарея представлена на рис. 21.

Пакетные солнечные батареи с гибкой несущей подложкой разделены на отдельные сравнительно небольшие плоские участки. В процессе транспортировки и выведения на орбиту такие солнечные батареи плотно складываются «гармошкой» и развертываются в рабочее положение при помощи раскладных балок или выдвижных мачт. Для обеспечения требуемой жесткости полотна солнечной батареи имеется устройство натяжения, которое прикладывает к растягивающим тросам необходимую нагрузку. Солнечная батарея пакетной конструкции представлена на рис. 22.

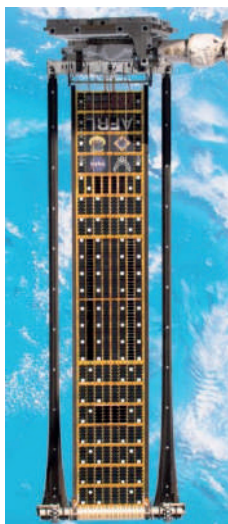


Рис. 21. Солнечная батарея AFRL ROSA

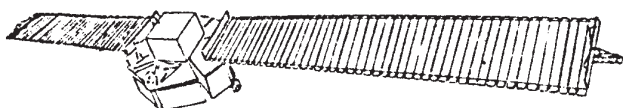


Рис. 22. Солнечная батарея пакетной раскладываемой конструкции спутника CFU (Япония) [8]

Первая складная гибкая панель солнечной батареи была установлена на спутнике Communications Technology Satellite (CTS) (рис. 23) [7].

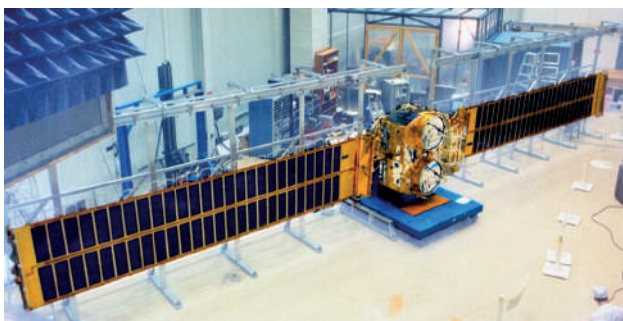


Рис. 23. Спутник CTS со складной гибкой солнечной батареей

Преимущество пакетных солнечных батарей перед рулонными состоит в меньшем объеме конструкции из-за отсутствия барабанного устройства.

Гибкие солнечные батареи на основе тонкой пленки становятся все более популярными и ис-

пользуются во многих космических программах. Тонкопленочные элементы имеют коэффициент полезного действия более низкий по сравнению с современными кремниевыми фотоэлементами. Однако они обладают уникальными свойствами, которые делают тонкопленочные элементы очень привлекательными для использования в космосе. К этим свойствам можно отнести гибкость, небольшую массу и малую стоимость производства. Солнечные батареи с тонкими пленками могут потенциально обеспечить намного большую эффективность укладки, большую удельную мощность и более низкую стоимость, чем твердые плоские солнечные батареи [13].

Фирмой Able Engineering Co в сотрудничестве с NASA была разработана инновационная антенноподобная конструкция солнечной батареи на основе тонкой пленки UltraFlex [14]. Солнечная батарея UltraFlex, показанная на рис. 24, обладает высокой удельной мощностью и небольшим объемом укладки.

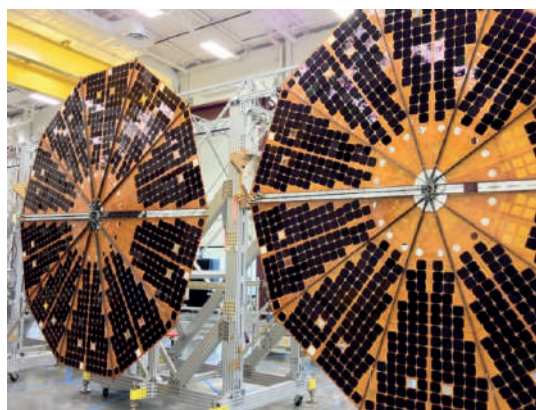


Рис. 24. Солнечная батарея UltraFlex для программы посадочного модуля Марс-01

Солнечная батарея UltraFlex представляет собой складывающуюся веерообразную конструкцию, которая состоит из десяти связанных равнобедренных треугольных клиньев. Солнечная батарея UltraFlex обладает необходимой энергией развертывания. Жесткость конструкции обеспечивается с помощью легких радиальных балок, которые натягивают гибкое покрытие с фотоэлементами. Эта конструкция не нуждается в массивной структуре для натяжения. Веерообразная геометрия позволяет развернуть UltraFlex в многоугольник с 10-ю сторонами. Схема и этапы развертывания UltraFlex показаны на рис. 25–27 [15].



Рис. 25. Схема развертывания UltraFlex



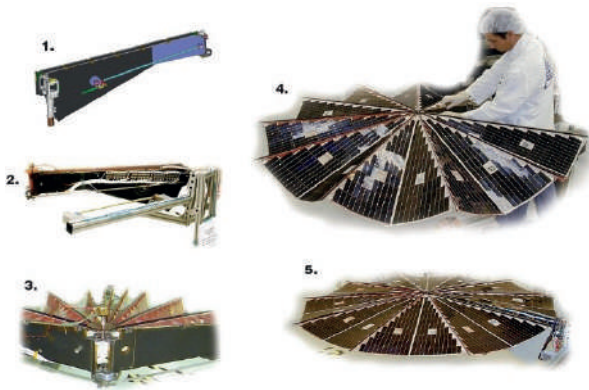


Рис. 26. Этапы разворачивания UltraFlex

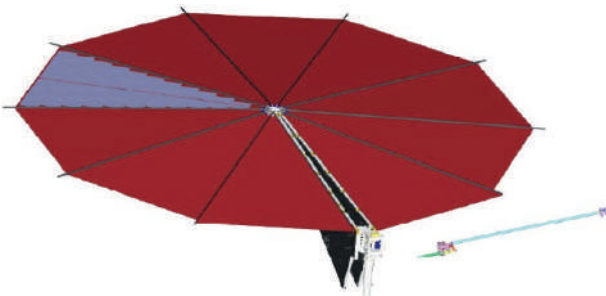


Рис. 27. Схема развернутой UltraFlex с основными компонентами

### 2.3. Надувные солнечные батареи

В надувных гибких солнечных батареях раскрытие происходит за счет создания избыточного давления во внутренних полостях конструкций. На рис. 28 представлена типичная конфигурация развернутой надувной солнечной батареи [16].

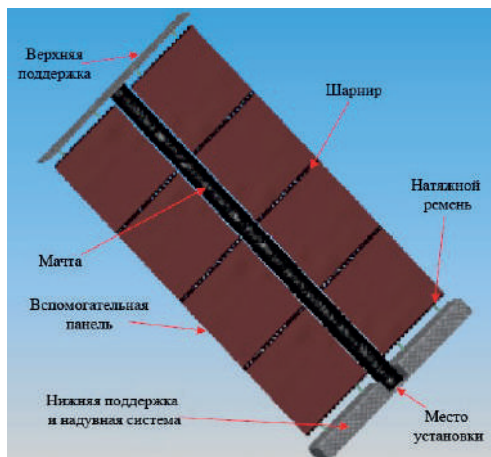


Рис. 28. Типичная конфигурация развернутой надувной солнечной батареи

Использование гибкого покрытия требует создания конструкции разворачиваемого устройства с малой массой. Для решения этой проблемы Европейское космическое агентство запустило программу, названную «Структурное проектиро-

вание усовершенствованной солнечной батареи» (ESTEC). Главная цель этой программы состоит в исследовании небольшой складной пневматической солнечной батареи [17].

Типичными требованиями для солнечных батарей малых спутников являются: собственная частота в сложенном состоянии – не менее 50 Гц, собственная частота в развернутой конфигурации – не менее 0,5 Гц, малые масса и объем в свернутом положении. Развертывающее устройство представляет собой надувную конструкцию с центральной опорой [17]. Схема разворачивающего устройства показана на рис. 29. При реализации программы ESTEC был создан и проверен надувной жесткий макет солнечной батареи. С помощью этого макета проверялись компоновка, процесс разворачивания, жесткость конструкции, ее механические и электрические характеристики.

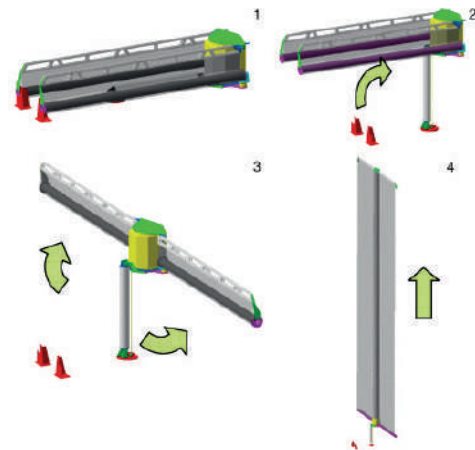


Рис. 29. Процесс разворачивания надувной жесткой конструкции антенной решетки с боковым разворачиванием

На рис. 30 и 31 показан макет солнечной батареи в процессе разворачивания и в развернутом виде.

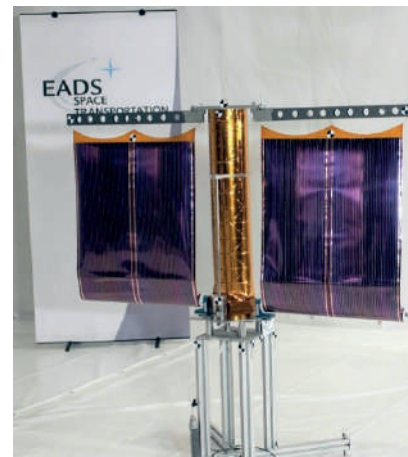


Рис. 30. Макет солнечной батареи в процессе разворачивания





Рис. 31. Макет солнечной батареи в развернутом виде

Управление перспективных исследований Министерства обороны США заключило контракт с фирмой L'Garde Inc на разработку солнечной батареи с предельно малой массой и системой быстрого развертывания для микроспутников. В результате выполнения этого контракта была разработана технология ITSAT (the Inflatable Torus Solar Array Technology) (рис. 32), которая обеспечивала минимальную массу и объем в сложенном состоянии и надежность надувной системы при развертывании [8].

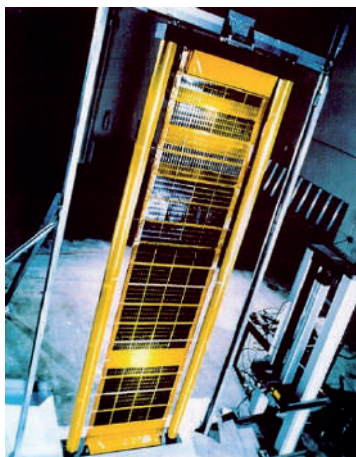


Рис. 32. Солнечная батарея ITSAT

Система развертывания солнечной батареи ITSAT состоит из надуваемой конической штанги, которая расположена между двумя панелями фотоэлементов (рис. 33).

В последние годы системы, использующие сжатые газы, стали легкими и надежными.

Фирма ILC Dover по контракту с фирмой Боинг разработала прямоугольную надувную солнечную батарею Teledesic размером 3 м на 10 м. Полномасштабный прототип этой батареи показан на рис. 34.

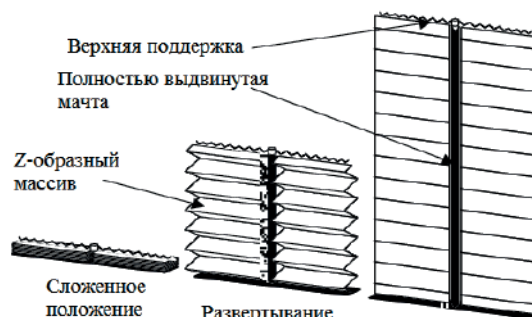


Рис. 33. Этапы развертывания солнечной батареи ITSAT

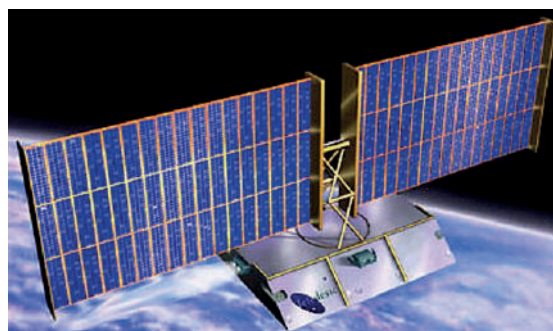


Рис. 34. Надувная солнечная батарея Teledesic

Лаборатория JPL разработала несколько концепций надувных солнечных батарей для использования на марсоходах (рис. 35 и 36) [12].



Рис. 35. Прототип марсохода, использующий надувную систему развертывания солнечной батареи

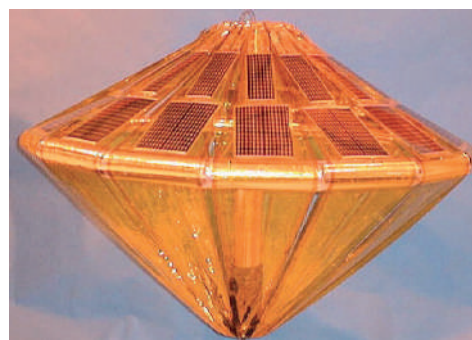


Рис. 36. Прототип надувной солнечной батареи для марсохода

#### 2.4. Самораскрывающиеся солнечные батареи

В самораскрывающихся солнечных батареях раскрытие происходит за счет наличия элементов, изготовленных из материалов с памятью формы. При попадании солнечного света на такие элементы, они, нагреваясь, приобретают ту форму, которая необходима для конечной панели.

Конструкция саморазвертываемой солнечной батареи RAPDAR показана на рис. 37. Она имеет два лонжерона, которые скручиваются при укладке и разворачиваются на орбите. Лонжероны, связанные рядом брусьев, формируют центральную панель. Крылья солнечной батареи прикреплены к внешним сторонам лонжеронов и складываются, сворачиваясь вокруг центральной панели.

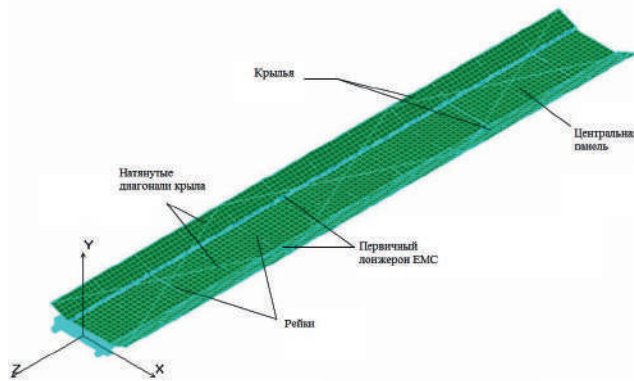


Рис. 37. Система RAPDAR

На рис. 38 показан лонжерон солнечной батареи RAPDAR. Скрученные брусья и лонжероны сделаны из гибкого материала, что позволяет им быть плоскими во время упаковки. Лонжерон функционирует как шарнир во время упаковки и разворачивания. Крылья солнечной батареи образуют пакет из трех панелей, свернутых в цилиндрический пакет (рулон).

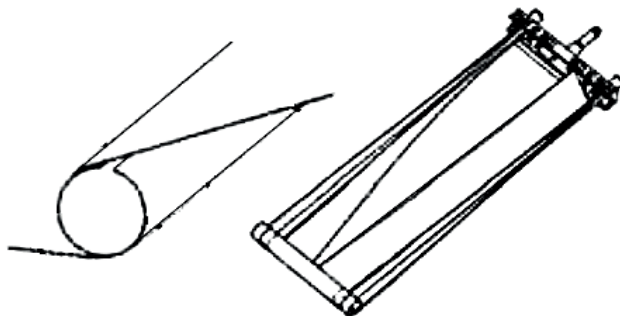


Рис. 38. Лонжерон солнечной батареи RAPDAR

Разворачивание происходит за счет энергии деформации, высвобождаемой при нагревании Солнцем. При нагревании лонжеронов крылья солнечной батареи разворачиваются в свое функциональное состояние (рис. 39).

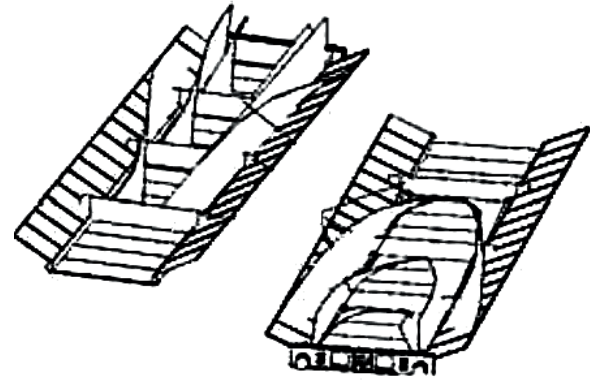


Рис. 39. Этапы разворачивания

#### 2.5. Солнечные панели с концентраторами

Гибридные солнечные батареи с концентраторами – это солнечные батареи, концентрирующие солнечный свет на фотоэлементы.

NASA начало разрабатывать солнечные концентраторы в начале 1980-х. Одной из первых солнечных батарей, использующих солнечные концентраторы, была батарея SCARLET. В конструкции используется линейный выгнутый преломляющий концентратор с использованием линзы Френеля (рис. 40), который сосредоточивает солнечные лучи на ряды узких солнечных элементов. Интенсивность концентрации солнечного света в концентраторе солнечной батареи SCARLET в 7,5 раз больше исходной солнечной интенсивности. Батарея SCARLET использовалась на космическом корабле METEOR (рис. 41). Также SCARLET была установлена на аппарате Deep Space 1 DS-1 (рис. 42) [7; 14].



Рис. 40. Принцип работы концентратора батареи SCARLET

В работе [18] описаны технология, процесс создания, монтаж и квалификационные испыта-



ния солнечной батареи SCARLET для космического аппарата Deep Space 1 (DS1). Солнечная батарея состоит из двух крыльев, каждое из которых сделано из 4-х панелей с траверсой [18]. На рис. 43–45 показаны упакованное для перевозки крыло солнечной батареи, крыло в процессе развертывания и полностью развернутое крыло соответственно.



Рис. 41. Солнечная батарея SCARLET для космического аппарата METEOR

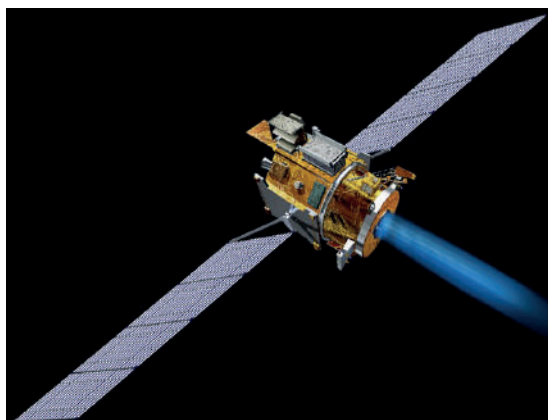


Рис. 42. Космический аппарат DS1



Рис. 43. Крыло солнечной батареи космического аппарата DS1 в свернутом для перевозки виде



Рис. 44. Крыло солнечной батареи космического аппарата DS1 в процессе раскрытия



Рис. 45. Крыло солнечной батареи космического аппарата DS1 полностью развернутое

В работе [19] выполнен анализ работы солнечной батареи SCARLET. Дальнейшим развитием этой солнечной батареи является солнечная батарея Stretched Lens Array (SLA), описанная в работе [20]. Научной командой, разрабатывающей SLA, были сделаны существенные технические улучшения линзы, солнечных элементов, фотоэлектрического накопителя, оптимизирована конструкция крыла солнечной батареи. Был изготовлен и испытан прототип крыла солнечной батареи с четырьмя панелями, представляющий собой жесткую складную конструкцию (рис. 46) [20].

Определяющей особенностью SLA, принципиально отличающей ее от солнечной батареи SCARLET, является использование гибкой линзы оптического концентратора, принцип работы которой показан на рис. 47.

Дальнейшее развитие техники SLA привело к созданию уникальной солнечной батареи с концентраторами большой мощности Stretched Lens Array SquareRigger (SLASR). В этой батарее объединены высокая электрическая производительность и низкая масса SLA [21; 23]. Солнечная

батарея SLASR обеспечивает беспрецедентные показатели работы: мощность – 100 кВт; плотность объемной упаковки – 80–120 кВт/м<sup>3</sup> для солнечной батареи на 100 кВт; плотность энерговыделения – от 300 до 400 Вт/м<sup>2</sup>; удельная мощность – от 300 до 1000 Вт/кг для солнечной батареи на 100 кВт; высокое напряжение – от 300 до 600 В; высокая радиационная стойкость [21; 23]. Прототип солнечной батареи SLASR показан на рис. 48.

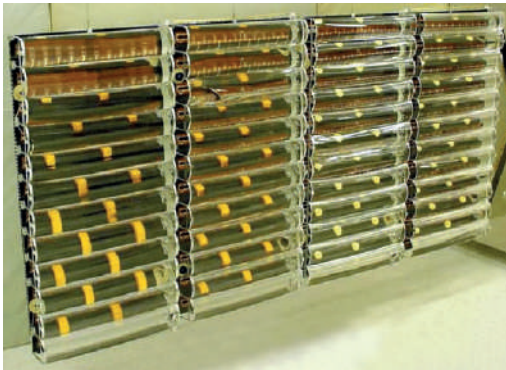


Рис. 46. Прототип крыла солнечной батареи SLA

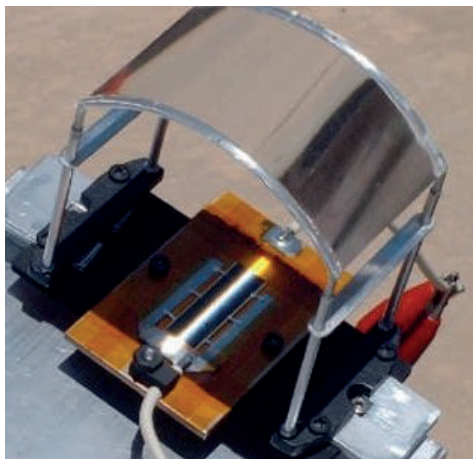


Рис. 47. Гибкая линза оптического концентратора



Рис. 48. Прототип солнечной батареи SLASR

С таким уникальным набором свойств солнечная батарея SLASR может быть использована для полетов на Луну, Марс и другие планеты Солнечной системы.

Батарея SLASR представляет собой компактно упаковываемую, легкую платформу для космических полетов. Во время транспортировки композитные трубки SLASR компактно укладываются вместе с двумя свернутыми полотнами линз и листов радиаторов. На орбите трубки разворачиваются и формируют прямоугольные секции 2,5 м на 5,0 м каждая. После того как конструкция раскрыта и зафиксирована, линзы и полотна радиаторов разворачиваются, фиксируются на раме и образуют раскрытую панель солнечной батареи. Рис. 49 показан процесс раскрытия рамной конструкции. На рис. 50 показан процесс разворачивания линз и радиаторов. Для развертывания рамы и полотна используется один двигатель. На рис. 51 показан фронтальный вид развернутой панели [21].

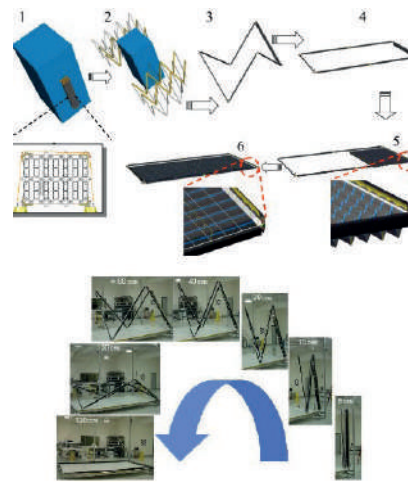


Рис. 49. Этапы раскрытия рамной конструкции SLASR

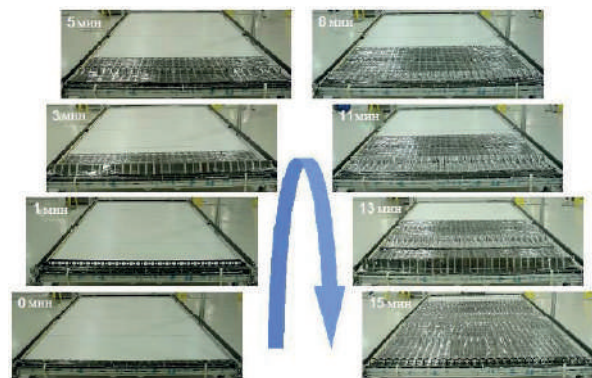


Рис. 50. Этапы развертывания линз и радиаторов SLASR

Развернутая панель, показанная на рис. 51, является лишь частью конструкции, формирующей крылья солнечной батареи, используемой для требующих высокой мощности полетов. Так как каждая конструкция обеспечивает около 4 кВт, два крыла, имеющих в связке по двенадцать таких конструкций, будут обеспечивать 100 кВт [21].



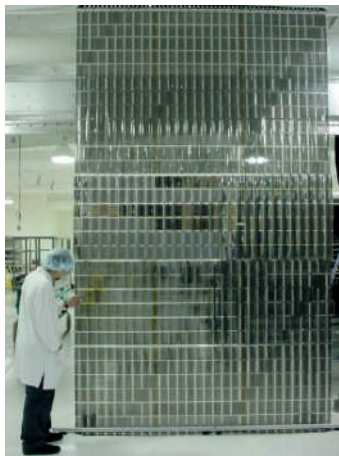


Рис. 51. Панель SLASR в натуральную величину

В программе Air Force Phillips Laboratory, спонсируемой NASA, была разработана плоская отражающая солнечная батарея LCR, использующая согнутый тонкопленочный отражатель [22]. В Naval Research Laboratory (NRL) на основе принципа работы солнечной батареи LCR был разработан концентратор со степенью концентрации 2,5 [23]. Плоский солнечный концентратор NRL показан на рис. 52.

### Заключение

В статье представлен обзор развития солнечных батарей и выполнена классификация современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов. В обзоре рассмотрены

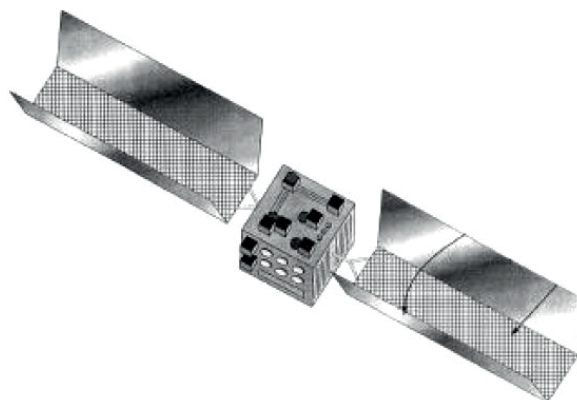


Рис. 52. Солнечная батарея с концентратором NRL

солнечные батареи, используемые как на первых космических аппаратах, так и на космических станциях. Классификация конструкций солнечных батарей выполнена с учетом их характерных признаков. Этими признаками являются жесткость несущей конструкции, способ размещения в стартовом положении и способ ориентации на источник света. В рамках классификации были рассмотрены солнечные батареи из жестких панелей, солнечные панели с гибкой подложкой, надувные солнечные батареи, самораскрывающиеся солнечные батареи и солнечные панели с концентраторами. В каждой группе конструкций этой классификации представлены соответствующие примеры солнечных батарей. Представленный обзор и классификация позволяет отследить тенденции развития конструкций солнечных батарей космических аппаратов.

### Список литературы

- [1] Ванке В. А. Космические энергосистемы. М. : Машиностроение, 1990. 144 с.
- [2] Скребушевский Б. С. Космические энергетические установки с преобразованием солнечной энергии. М. : Машиностроение, 1992. 224 с.
- [3] Гуцин В. Н. Основы устройства космического аппарата : учебник для студентов вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
- [4] Алферов Ж. И., Андреев В. М., Румянцев В. Д. Тенденции и перспективы развития солнечной фотоэнергетики. Физика и техника полупроводников. 2004. Т. 38. Вып. 8. С. 937–948.
- [5] Rauschenbach H. S. Solar cell array design handbook. 1976. 578 p.
- [6] Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей : пер. с англ. М. : Энергоатомиздат, 1983. 360 с.
- [7] Jones A. P., Spence B. R. Spacecraft solar array technology trends. IEEE. 1998. pp. 1–13.
- [8] Белан Н. В., Безручко К. В., Елисеев В. Б., Ковалевский В. В., Летин В. А., Постановов В. П., Федоровский А. Н. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей. Ч.1 : учеб. пособие. Харьков : Харьк. авиац. ин-т, 1992. 191 с.
- [9] Fiore J., Kramer R., Larkin P., Grebenstein E. Mechanical design and verification of the TOPEX/Poseidon deployable solar array. AIAA. 1994. pp. 125–135.
- [10] Garner J. C. Clementine gallium arsenide/germanium solar array // Journal of propulsion and power. 1996. vol. 12. no. 5. pp. 847–851.
- [11] Fiebrich H., Haines J. E., Tonicello F. Power system design of the Rosetta Spacecraft // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Providence, Rhode Island. 2004. pp. 1–7.
- [12] Cadogan D. P., Lin J. K. Inflatable solar array // 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV.

1999. pp. 1–9.
- [13] Hausgen P. E. AFRL thin film solar cell development and upcoming flight experiments // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Providence, Rhode Island. 2004. pp. 1–7.
- [14] Piszczor M. F. Thin film photovoltaic blanket & array technology development within NASA // 1st International Energy Conversion Engineering Conference. Portsmouth, Virginia. 2003. pp. 1–10.
- [15] Jones P. A., White S. F., Harvey J., Smith B. S. A high specific power solar array for low to mid-power spacecraft. 1994. pp. 1–12.
- [16] Redell F. H., Lichodziejewski D. Power-scalable inflation-deployed solar arrays // 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Palm Springs, California. 2004. pp. 1–8.
- [17] Peypoudat V., Defoort B., Lacour D., Brassier P. Development of a 3.2 m-long inflatable and rigidizable solar array breadboard // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Austin, Texas. 2005. pp. 1–8.
- [18] Stubstad J. M., Lehman D., Stella P. M., Garza R., Murphy D. M., Allen D. M. SCARLET and Deep Space 1: successfully validating advanced solar array technology // 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV. 1999. pp. 1–11.
- [19] Stella P. M., Nieraeth D. G., Murphy D. M., Eskenazi M. I., Stubstad J., Highway J. D. Validation of the SCARLET advanced array on DS1 // Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. 1999. pp. 1–9.
- [20] O'Neill M. J., McDanal A. J., Brandhorst H. W., Piszczor M. F., George P. J., Edwards D. L., Eskenazi M. I., Botke M. M., Jaster P. A. The stretched lens array (SLA): a low-risk, cost-effective concentrator array offering wing-level performance of 180 w/kg and 300 w/M<sup>2</sup> at 300 VDC // 37th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. Washington DC. 2002. pp. 1–6.
- [21] Piszczor M. F., O'Neill M. J., Eskenazi M. I., Brandhorst H. W. The stretched lens array SquareRigger (SLASR) for space power // 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). San Diego, California. 2006. pp. 1–8.
- [22] Allen D. M. A survey of next generation solar arrays (for spacecraft electric power) // 35th AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV. 1997. pp. 1–15.
- [23] O'Neill M., Howell J., Lollar L., Carrington C., Suzuki N., Piszczor M., Hoppe D., Eskenazi M., Aiken D., Fulton M., Brandhorst H., Schuller M., McDanal A. J. Stretched lens array squarerigger (SLASR): a unique high-power solar array for exploration missions // AIAA. 2005. pp. 1–11.

## ANALYSIS OF DESIGN OF SPACECRAFT SOLAR ARRAYS

**Z. A. Kazantsev<sup>1,3</sup>, A. M. Eroshenko<sup>1,3</sup>,**

**L. A. Babkina<sup>3</sup>, A. V. Lopatin<sup>2,3</sup>**

<sup>1</sup> JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,  
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

<sup>2</sup> Federal Research Center for Information and Computational Technologies SB RAS,  
Krasnoyarsk, Russian Federation

<sup>3</sup> Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,  
Krasnoyarsk, Russian Federation

*Solar arrays supply electrical power to spacecraft equipment and also provide charging of electrochemical batteries used in the shadow sections of the orbit. Photovoltaic converters of light energy of solar radiation form the basis of the solar battery. Their principle of operation is based on the phenomenon of the photoelectric effect. The article provides an overview of the development of solar cells and the classification of modern designs of solar cells for spacecraft. The review considers stationary and deployable solar batteries used both on the first spacecraft and on space stations. The classification of solar cell designs is made taking into account their characteristic features. These features are the rigidity of the supporting structure, the method of placement in the starting position and the method of orientation towards the light source.*



*The classification covered rigid panel solar arrays, flexible substrate solar panels, inflatable solar arrays, self-expanding solar arrays, and solar concentrator panels. In each design group of this classification, corresponding examples of solar cells are presented. The presented review and classification makes it possible to track trends in the development of solar array designs for spacecraft.*

*Keywords: solar array, spacecraft, mechanical device.*

## References

- [1] Vanke V. A. *Kosmicheskie energosistemy* [Space Energy Systems]. Moscow, Mashinostroenie, 1990, 144 p. (In Russian)
- [2] Srebushevsky B. S. *Kosmicheskie energeticheskie ustanovki s preobrazovaniem solnechnoj energii* [Space Energy Installations with Solar Energy Conversion]. Moscow, Mashinostroenie, 1992, 224 p. (In Russian)
- [3] Gushchin V. N. *Osnovy ustrojstva kosmicheskogo apparata* [Basics of the device of the spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie, 2003, 272 p. (In Russian)
- [4] Alfery J. I., Andreev V. M., Rummyantsev V. D. *Tendencii i perspektivy razvitiya solnechnoj fotoenergetiki. Fizika i tekhnika poluprovodnikov* [Trends and prospects for the development of solar photoenergy. Physics and technique of semiconductors]. 2004, vol. 38, issue 8, pp. 937–948. (In Russian)
- [5] Rauschenbach H. S. *Solar cell array design handbook*, 1976, 578 p.
- [6] Raushenbach G. *Spravochnik po proektirovaniyu solnechnyh batarej* [The Handbook of Solar Design]. Moscow, Energoatomizdat, 1983, 360 p. (In Russian)
- [7] Jones A. P., Spence B. R. *Spacecraft solar array technology trends*. IEEE, 1998, pp. 1–13.
- [8] Bellan N. V., Bezruchko K. B., Eliseev V. B., Kovalevsky V. V., Letin V. A., Podazov V. P., Fedorovsky A. N. *Bortovye energosistemy kosmicheskikh apparatov na osnove solnechnyh i himicheskikh batarej* [Onboard spacecraft power system based on solar and chemical batteries. Part 1]. Kharkov, Kharkov Aviation Institute, 1992, 191 p. (In Russian)
- [9] Fiore J., Kramer R., Larkin P., Grebenstein E. *Mechanical design and verification of the TOPEX/Poseidon deployable solar array*, AIAA, 1994, pp. 125–135.
- [10] Garner J. C. *Clementine gallium arsenide/germanium solar array* // *Journal of propulsion and power*, 1996, vol. 12, no. 5, pp. 847–851.
- [11] Fiebrich H., Haines J. E., Tonicello F. *Power system design of the Rosetta Spacecraft* // *2nd International Energy Conversion Engineering Conference*, Providence, Rhode Island, 2004, pp. 1–7.
- [12] Cadogan D. P., Lin J. K. *Inflatable solar array* // *37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, 1999, pp. 1–9.
- [13] Hausgen P. E. *AFRL thin film solar cell development and upcoming flight experiments* // *2nd International Energy Conversion Engineering Conference*. Providence, Rhode Island. 2004. pp. 1–7.
- [14] Piszczor M. F. *Thin film photovoltaic blanket & array technology development within NASA* // *1st International Energy Conversion Engineering Conference*, Portsmouth, Virginia, 2003, pp. 1–10.
- [15] Jones P. A., White S. F., Harvey J., Smith B. S. *A high specific power solar array for low to mid-power spacecraft*, 1994, pp. 1–12.
- [16] Redell F. H., Lichodziejewski D. *Power-scalable inflation-deployed solar arrays* // *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Palm Springs, California, 2004, pp. 1–8.
- [17] Peypoudat V., Defoort B., Lacour D., Brassier P. *Development of a 3.2 m-long inflatable and rigidizable solar array breadboard* // *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, Austin, Texas, 2005, pp. 1–8.
- [18] Stubstad J. M., Lehman D., Stella P. M., Garza R., Murphy D. M., Allen D. M. *SCARLET and Deep Space 1: successfully validating advanced solar array technology* // *37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, 1999, pp. 1–11.
- [19] Stella P. M., Nieraeth D. G., Murphy D. M., Eskenazi M. I., Stubstad J., Highway J. D. *Validation of the SCARLET advanced array on DS1* // *Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*, 1999, pp. 1–9.
- [20] O'Neill M. J., McDanal A. J., Brandhorst H. W., Piszczor M. F., George P. J., Edwards D. L., Eskenazi M. I., Botke M. M., Jaster P. A. *The stretched lens array (SLA): a low-risk, cost-effective concentrator array offering wing-level performance of 180 w/kg and 300 w/M2 at 300 VDC* // *37th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference*, Washington DC, 2002, pp. 1–6.
- [21] Piszczor M. F., O'Neill M. J., Eskenazi M. I., Brandhorst H. W. *The stretched lens array SquareRigger (SLASR) for space power* // *4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC)*, San Diego, California, 2006, pp. 1–8.

- [22] Allen D. M. A survey of next generation solar arrays (for spacecraft electric power) // 35th AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 1997, pp. 1–15.
- [23] O'Neill M., Howell J., Lollar L., Carrington C., Suzuki N., Piszczor M., Hoppe D., Eskenazi M., Aiken D., Fulton M., Brandhorst H., Schuller M., McDanal A. J. Stretched lens array squarerigger (SLASR): a unique high-power solar array for exploration missions // AIAA, 2005, pp. 1–11.

## Сведения об авторах

*Бабкина Людмила Алексеевна* – кандидат технических наук, доцент кафедры компьютерного моделирования Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

136

*Ерошенко Антонина Матвеевна* – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

*Казанцев Захар Алексеевич* – начальник группы АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

*Лопатин Александр Витальевич* – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий СО РАН, заведующий кафедрой компьютерного моделирования Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. Область научных интересов: анизотридные конструкции космического назначения, механика композитных материалов.

ORCID: 0000-0002-7393-8417