

Конструктивные особенности элементов РЭА, SSA и спутниковой навигации в космосе

Вадим Экземплярский

Космос и околоземная орбита специфичны, и к устройствам предъявляются особые требования по надёжности, управляемости и безопасности летательных аппаратов. Применение РЭА в космосе уже много лет является сферой приложения конструкторских идей разработчиков. Более того, ведущие мировые державы соревнуются в совершенствовании технологий и стараются использовать конкурентные преимущества. Впечатляют новейшие разработки в области солнечных батарей, различных модификаций эпитаксиальных структур, материаловедения, а также защищённых электронных модулей и дискретных компонентов. В статье рассматриваются особенности РЭА для космоса, инновационные решения сборки солнечных панелей и батарей (SSA) и проблемные вопросы обеспечения надёжности и безопасности РЭА в условиях повышенной солнечной активности, радиации, необходимости отвода тепла и механической стойкости конструкций в условиях невесомости.

Все современные космические аппараты (КА), к которым относятся космические корабли с разным режимом пилотирования, зонды и спутники различного назначения, насыщены радиоэлектронной аппаратурой (РЭА). Устойчивое, управляемое и безопасное функционирование элементов модулей РЭА в космосе зависит от качественной организации теплового режима, радиационной стойкости и способов интеграции в космические системы (группировки КА), особенностей энергосбережения, коммуникационных

систем, ПО, использования новейших технологий и даже эргономики и удобства использования КА. На рис. 1 представлена Международная космическая станция (МКС) с раскрытыми отражателями и солнечными панелями.

Спутниковые группировки. У кого преимущество?

Согласно анализу ситуации с 2017 по 2019 год, рынок спутников для околоземной орбиты увеличился на 1% [6]. А к 2019 году количество спутников и зондов разного назначения – от раз-

ных стран и производителей – достигло 2500 КА. Назначение большинства спутников заявлено как коммерческое, при этом максимальное количество (830) было у США. Россия на третьем месте. Если говорить о действующих навигационных группировках, то в разных сегментах первенство держат Россия (GLONASS), США (GPS), совместная европейская группировка Galileo и китайская BeiDou BD5. По системам связи лидирует Iridium, в обеспечении мониторинга (разведки) Nora и Planet – все принадлежат США. По телетрансляции первые роли у Intelsat GSO (Люксембург) и Globalstar LEO (США) и др. Россия представлена спутниковой системой «Гонец» (орбита LEO). Кроме того, существуют сверхбольшие группировки спутников, такие как SpaceX Starlink (775/1600 КА, вес КА – 250 кг, орбита 300–1300 LEO, США), OneWeb (74/650 КА, вес КА – 250 кг, орбита 1200 LEO, UK) и др. Только в России, согласно программе развития космической отрасли «Сфера», чуть менее 600 КА, каждый из которых имеет вес от 100 до 2000 кг, на орбитах 300–1300 LEO [5]. На рис. 2 представлены сферы развития спутниковой группировки России.

В декабре 2023 года правительство России одобрило ратификацию заключённого ранее соглашения с КНР о сотрудничестве в области создания Международной научной лунной станции. Ключевые участники проекта – Роскосмос и Китайское национальное космическое управление. Планируется отправить на китайскую лунную станцию в 2033–2035 годах ядерную энергетическую установку российского производства и провести её монтаж. Разработка установки уже в процессе, и технологические решения готовы [4].

Все действующие КА (и спутники) можно разделить по функциональным задачам на виды: экспериментальные, образовательные, обеспечения связи, трансляционные, научные, военного назначения. Среди классических КА отметим крупногабаритные, по весу более 1000 кг (к примеру,



Рис. 1. Современный вид МКС



Рис. 2. Сферы развития спутниковой группировки России

КА WorldView-1 Ball Aerospace 2500 кг (2007 года), средние 500–1000 кг, малые (по весу 10–100 кг), микро- и миниспутники, к примеру, ТаблетСат-Аврора (2014 года) весом 26 кг, наноспутники весом 1–10 кг, к примеру SiriusSat-1 (2018 года) весом 1,5 кг, регистрирующий разные виды излучения космоса, и даже пикоспутники – до 1 кг. Стандартный срок службы современных геостационарных КА – 15 лет.

Из классификации околоземных орбит известны низкоорбитальные (НОО, LEO) – до 2000 км, среднеорбитальные (СОС, МЕО) – 2–35 тыс. км, геостационарные и геосинхронные – 35 786 км, высокоорбитальные. В составе КА обязательно задействованы система электроснабжения, система обеспечения температурного режима, система связи, система ориентации, а также двигательная установка и полезная нагрузка.

Системы управления КА

Задача системы электропитания (СЭП) – обеспечить для потребителей электрической энергии необходимое напряжение и ток. На больших КА типично бортовая сеть сделана с напряжением 100 В DC. Чем меньше аппарат и его мощность, тем меньше и напряжение питания. В систему входят солнечные панели и батареи (СБ) – источник энергии, несущие конструкции и система развёртывания. Солнечная батарея на испытаниях большого КА представлена на рис. 3.

Электронные датчики ориентации солнечных батарей и привода ориентации выполняют соответствующие задачи. Привод (электродвигатель)

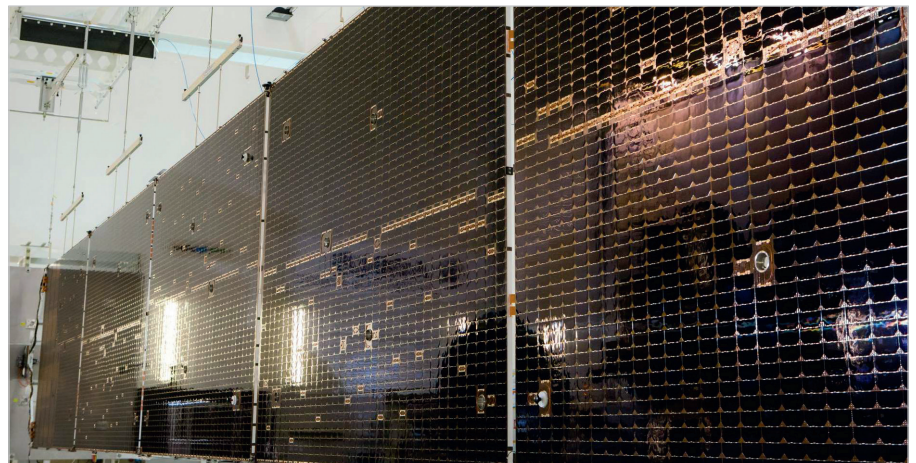


Рис. 3. Солнечная батарея в развёрнутом виде на испытаниях

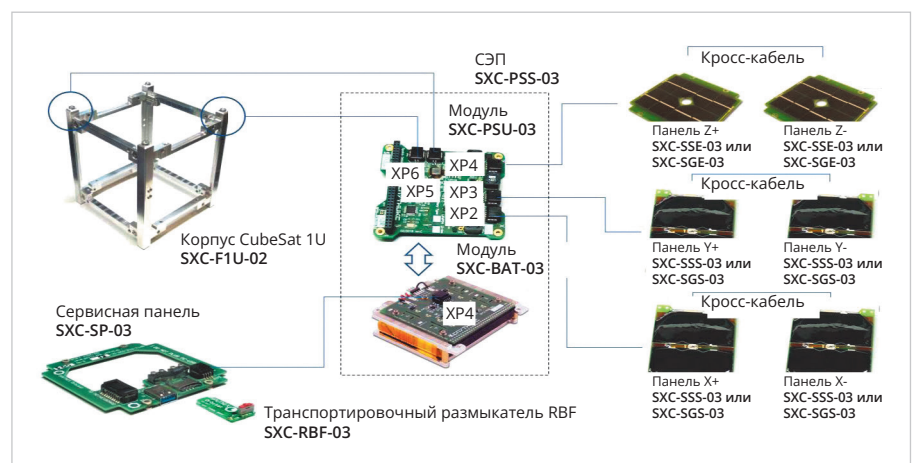


Рис. 4. Блок-схема системы электропитания космического аппарата (спутника)

необходим, чтобы СБ ориентировать по солнцу при движении КА по орбите. Аккумуляторный блок и электронный контроллер условно называют модулем питания (МП). Основные функции МП: стабилизация напряжения солнечных батарей, контроль заряда-

разряда АКБ, управление приводами, обеспечение электроэнергией других модулей. На рис. 4 представлена блок-схема системы электропитания космического аппарата (спутника).

Без системы ориентации и стабилизации (СОС) КА случайным образом



Рис. 5. Принцип работы и основные элементы системы ориентации и стабилизации (СОС) в развёрнутом виде на испытаниях

вращается при движении по орбите. Для контроля и управления вращением необходимы электронные датчики, определяющие угловое положение относительно системы отсчёта (к примеру, по месту и времени, связанному с Землей) и исполнительные устройства – коррективщики углового положения. Принцип работы и основные элементы СОС представлены на рис. 5.

В КА применяют несколько типов электронных датчиков разной степени точности. Магнитометры – датчики ориентации на Землю – относятся к грубым. «Датчик Солнца», измеряющий угол между направлением на солнце и плоскостью панели, на которой установлен, используется для точной настройки. Он же используется для ориентации СБ по солнцу. Но самый точный и сложный датчик ориентируется «по звёздам». Он «фотографирует» видимое положение звёзд и сравнивает с цифровой картой, заложенной в электронной памяти. Очень точно вычисляет угловое положение КА. Для телекоммуникационного спутника целевым критерием работы СОС является точность нацеливания антенн КА в нужную область на поверхности Земли. Расхождение реальной оси нацеливания антенны с теоретической

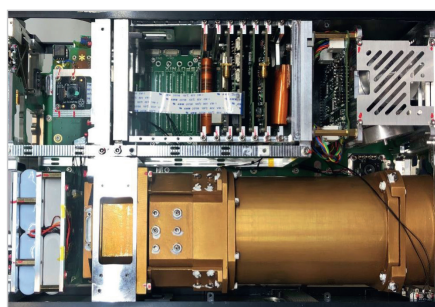


Рис. 7. Вид на реальный спутник SES-9 с отсеками для расположения модулей

должно составлять порядка 0,1...0,2° по азимуту и углу места. Соответственно, угловое положение КА должно быть ещё точнее ввиду естественной погрешности установки антенн на корпусе КА. Исполнительными устройствами для СОС являются маховики (для корректировки углового положения задействованы минимум три) или гиродины. Первые нужны для поворота КА в противоположное основному вращению направление за счёт реакций в опорах маховика. Поскольку системы спутника обычно резервируются, для надёжности в реалии маховиков не три, а намного больше. Силовой гироскоп – гиродин – определяет текущий момент (положение спутника) по нескольким осям и заменяет несколько маховиков, но является более сложным и дорогим устройством. На рис. 6 представлены внешний вид и схема расположения отсеков малого спутника.

На рис. 7 представлен вид спутника SES-9 с отсеками для расположения модулей.

Несколько двигательных установок, включая маршевую, необходимы для смены/удержания заданной орбиты и выведения на неё, а есть ещё несколько коррекционных – для стабилизации. В 60-х годах XX века эту роль выполняли реактивные двигатели, работавшие на токсичном гидразине и окислителе. В современных реалиях работают электрореактивные двигатели с меньшей тягой, но с большим удельным импульсом (более экономичны), используют инертный газ ксенон [2].

Система траекторных измерений необходима, чтобы определять координаты спутника. КА получает сигналы управления с Земли, а на Землю передаёт телеметрическую информа-



Рис. 6. Внешний вид и схема расположения отсеков малого спутника

цию (служебную информацию о параметрах работы). Каналы и антенны системы отделены, поскольку полёт до околоземной орбиты занимает примерно 108 секунд, а полезная нагрузка после отделения от РН включается не сразу. Это вкратце принцип работы командно-телеметрической системы (КТС). Большой электронный блок, который управляет работой аппарата, иначе называют «бортовой компьютер управления (БКУ)». Для силовых элементов КА применяются интегральные многослойные композиционные конструкции.

Система обеспечения температурного режима

Корректный температурный режим работы РЭА в космосе зависит от орбиты КА, его ориентации, конструкции и совокупности совместно используемых электронных устройств, их конструктивных элементов (СОТР). Системы СОТР, применяемые в радиоэлектронных средствах, классифицируют по допустимому диапазону температур элементов и узлов на системы охлаждения и системы термостабилизации: наземные, корабельные, самолётные, ракетные, космические – по месту установки. В этой проблематике опасны отклонения рабочего температурного диапазона микросхем, приводящие к «усталостному» разрушению кристаллов, эффектам резонанса, отрыву компонентов, нарушению пайки и вторичным разрушениям даже в «залитых» конструкциях, что приводит к неработоспособности РЭА. В условиях невесомости опасны для РЭА такие факторы, как пыль, проводящая ток, и электростатика от жгутов и шлейфов. Кроме того, скорость и величина накопления электроста-

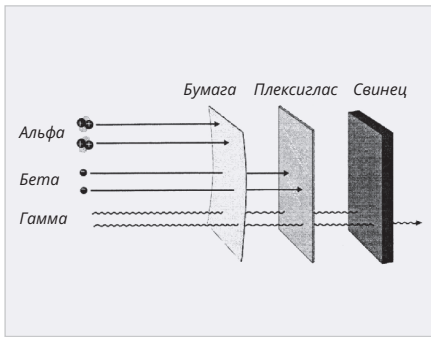


Рис. 8. Условная проникающая способность радиации разного излучения через разные материалы

тического заряда (ЭСЗ) неравномерны на разных орбитах.

Опасность электростатического заряда

Опасность ЭСЗ реальна, и вот почему. Заряд накапливается как на поверхности КА, так и внутри, в зависимости от энергетики заряженных частиц. Разделяют внутреннее накопление (IESD) и внешнее накопление заряда (ESD). Причём имеет значение глубина проникновения заряженных частиц в РЭА. Причины появления электростатики повышенного уровня в КА связаны с неравномерностью накопления зарядов, с окружающей корпус КА плазмой, облучением, собственной ионизацией, когда основная опасность – электростатические пробои (разряды), а объект накопления заряда – поверхность и внутренности КА. Эту проблематику можно смягчить оптимальным дизайном КА и размещением РЭА в модулях.

Электростатические разряды могут проявляться на платах РЭА, между корпусом и платой, корпусом и кабелем, между корпусом КА и космическим пространством. От электростатических разрядов предусмотрено несколько вариантов защиты, причём лучший – комплексный. Прежде всего, это обоснованный расчёт орбиты, экранирование КА, «заземление» на одну шину элементов, экранирование и заземление кабельной сети, отказ от типовых диэлектриков в конструкции, защита разъёмов и элементов РЭА – микросхем. На больших КА с телекоммуникационными функциями появлению ЭСЗ вблизи от источника излучения способствуют все-направленные УКВ-передатчики (мощностью более 10 Вт) и в целом всенаправленные передатчики ВЧ, СВЧ-передатчики и генераторы мощ-

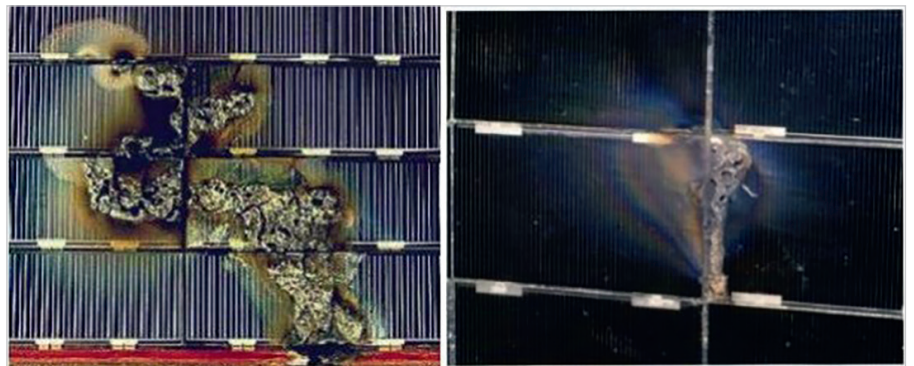


Рис. 9. Примеры поражения солнечных модулей разрядом статического электричества в космосе

ностью свыше 10 кВт. При этом УКВ-передатчик и СВЧ-генератор с сопоставимой мощностью 2 Вт (к примеру) неодинаково влияют на бортовую РЭА: приёмники ГНСС и MEMS-датчики. Кроме того, для предупреждения и локализации проблемы для РЭА в космосе необходим постоянный контроль перепада температур, надёжная фиксация радиоэлементов и микросхем. Для повышения отказоустойчивости РЭА применяют корпусирование, закрепление (улучшенную фиксацию), лакирование плат. Также применяют стандартную схему защиты от импульсных помех, развязку по ВЧ.

Необходимо отталкиваться от условий эксплуатации и назначения КА, иначе называемых внешними воздействующими факторами (ВВФ). При создании РЭА для КА стойкость к ВВФ подтверждается анализом и испытаниями. Среди ВВФ: радиационные и тепловые воздействия, вакуум или «отсутствие среды», электростатические разряды (ЭСР) или факторы электризации, а также электромагнитная совместимость (ЭМС). На рис. 8 представлена иллюстрация проникающей способности радиации относительно разных материалов.

Для внешних поверхностей КА в качестве факторов риска добавляются микрометеоритные воздействия (особенно актуально для оптики) и прочие факторы. На рис. 9 представлены иллюстрации поражения статическим электричеством солнечных модулей для КА.

Особенности конструкций РЭА для космоса

Система радиосвязи КА предполагает управляющий и дистанционный каналы. К первому относится диапазон УКВ, S, L в формате двусторонней связи, всенаправленная антенна и

условно невысокая скорость передачи данных. Информационный канал организуется в диапазонах X, S в формате односторонней связи с направленными антеннами и обеспечением высокой скорости передачи данных. На рис. 10 представлен КА SES-10 в сборочном цехе.

На рис. 11 представлен вид на модуль электронного контроллера КА SES-10.

Несущие конструкции (корпус КА) и каркасы солнечных батарей

Разработка и изготовление неподвижных несущих конструкций и трансформируемых каркасов солнечных батарей с удельной массой до 0,5 кг/м², включая узлы раскры-

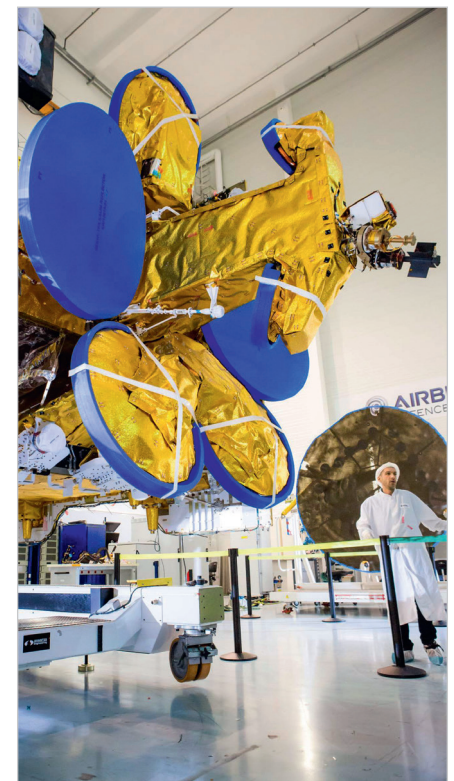


Рис. 10. Спутник SES-10 в сборочном цехе



Рис. 11. Модуль контроллера КА SES-10

тия, фиксации и надёжной связи, объединённые в телеметрическую сеть, предполагают создание специальных транспортных пылевлагонепроницаемых контейнеров и корпусов для электронных модулей. Заслуживают внимания многослойные композиционные конструкции, к примеру, силовые и тепловые сотовые панели с алюминиевыми и углепластиковыми обшивками от ООО НПП «Тепловые агрегаты и системы» [8]. Тепловые сотовые панели содержат встроенные и коллекторные патрубки, жидкостные контуры, термооптическое покрытие различного типа, нагреватели, термодатчики, ЭВТИ. Теплопроводы и радиаторы на базе тепловых труб позиционируются как теплопередающие устройства с двухфазным теплоносителем для космической техники в диапазоне рабочих температур от 80К до 240° С, в том числе тепловые патрубки разных типов:

- с гомогенной капиллярной структурой из различных сплавов;
- с аксиальными канавками из алюминиевых сплавов;
- артериальные из нержавеющей стали;
- контурные тепловые трубы и двухфазные контуры с капиллярным и механическим насосом.

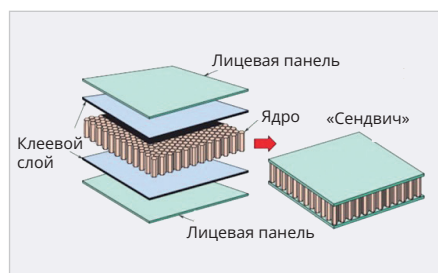


Рис. 13. «Сотовая» текстура плоского углепластика

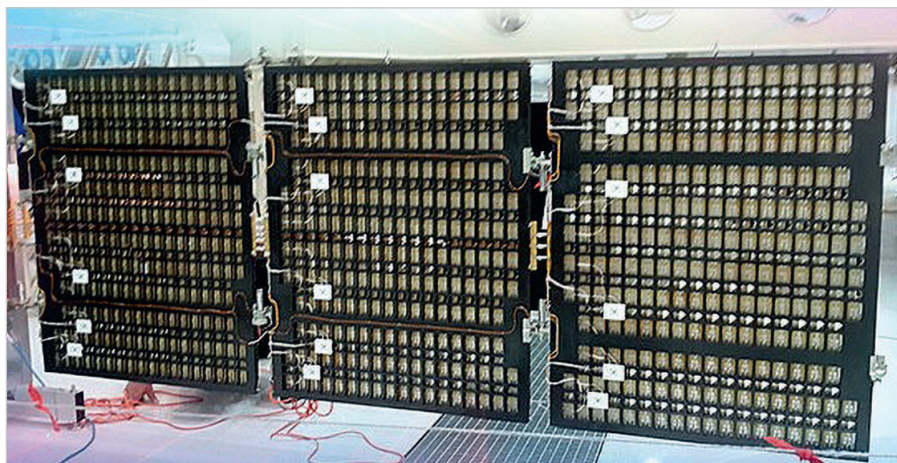


Рис. 12. Модуль жидкостного контура охлаждения среднего КА SES-6

На рис. 12 представлен вид на систему жидкостного контура охлаждения среднего КА SES-6.

Отражательные характеристики материалов

СБ, развёрнутые в космосе, ориентированы на Солнце, поэтому конструктивно выполнены так, чтобы с обратной (относительно солнца) стороны отводить избыток нагрева (тепла). Это одна из проблем в разработках (усовершенствовании) СБ, которую с разной степенью эффективности решают разработчики уже много лет. Защитные «целлофановые» плёнки на антеннах связи (в форме «тарелок») перед стартом КА не снимают. Эти элементы конструкции радиопрозрачны, то есть выполнены из диэлектрических материалов, а чёрный (матовый тёмный) цвет напыления применяют для сброса избыточного тепла на элементах КА, предупреждая тепловую деформацию металла и рассеивая его за счёт неправильной формы (иначе мог бы нагреваться излучатель в фокусе). Рефлектор (тарелку) космических антенн изготавливают из углепластика, примерно по тому же принципу, что и сотовые панели (два слоя плоского углепластика, между ними углепла-

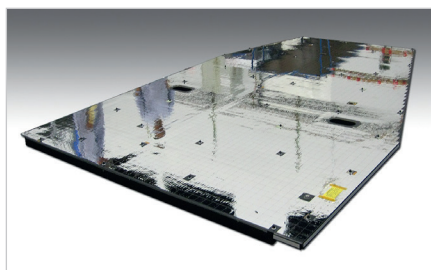


Рис. 14. Углепластик с отражающим покрытием

стиковые соты), только с более сложной текстурой и формой (рис. 13). На рис. 14 представлен участок углепластика с отражающим покрытием.

По своей структуре сотовая панель напоминает картон, только из алюминия или других материалов (антенные панели обычно делают из углепластика). Два тонких алюминиевых листа, как правило, толщиной 0,3–0,5 мм, между ними шестиугольные «соты» из алюминиевой фольги высотой 20–50 мм. Технологии изготовления подробно описаны в [7]. Похожие технологии применяются не только в авиации и космосе. Сотовая панель для КА имеет ряд дополнительных элементов. К примеру, резьбовые отверстия внутри панелей они между собой монтируются с помощью уголков и винтов/болтов. Панель со всеми закладными элементами склеивается в единой технологической операции: на листы с внутренней стороны наносят плёночный клей (эпоксидный). Сверлятся листы обшивки, делаются выборки в сотовом заполнителе, устанавливаются втулки и фланцы, а затем всё вместе подвергается мощному нагреву.

В данном случае тепловые деформации не критичны для функционирования, потому что углепластик без механического воздействия, только от солнечной активности, не повреждается, но диаграмма направленности претерпевает изменения. Дополнительно с рабочей стороны рефлектор защищён солнечным экраном, подобие радиопрозрачной ЭВТИ (рис. 15), при этом солнечный экран для эффективного отражения делают зеркальным, блестящим.

Несколько слоёв чёрного матового или «чёрного» покрытия экрана, разумеется, защитят от избыточ-

ной солнечной световой энергии, но не очень хорошо. Применяют также технологию нагрева излучателя отражённым излучением Солнца в фокусе антенны. Элементы СБ (в форме пластинок) сделаны из арсенид-галлия с дополнительными теплоотводящими покрытиями. Материал отражающего диэлектрика имеет германиевое покрытие на полиамидной плёнке. Коэффициент излучения (ϵ) с обратной относительно солнечной стороны близок к «1». Чтобы вникнуть в проблематику и особенности экранов СБ иностранного производства, можно изучить материалы в [11].

На рис. 16 показан адаптер – алюминиевый или углепластиковый конус с механизмами разделения.

Узкой частью адаптер стыкуется к нижней панели КА, а широкой – к разгонному блоку или ракете-носителю (РН). При срабатывании системы разделения адаптер отделяется от нижней поверхности и остаётся на РН, а спутник «летит» дальше. Срабатывание систем разделения является причиной ударных воздействий на оборудование КА, одного из типов критических механических воздействий.

Автономность РЭА и критические условия эксплуатации

Она обеспечена в многофакторном понимании. Каждый электронный датчик состояния имеет серийный номер и отслеживается компьютерной системой по таким параметрам, как ток, напряжение, температура и др. Защита электронных модулей и плат обеспечивается по двум направлениям: аварийное отключение доменов питания и отключение периферийных устройств. Причём любой случай отказа РЭА на борту (при восстановлении параметров) хоть и фиксируется, но не приводит к остановке эксплуатации устройства, а каждый «двойной отказ» (повторный) ведёт к запуску системы дублирования и сокращению функционала повреждённого устройства. Как в области функционала РЭА, так и софта в аварийной ситуации обеспечивается автоматическое переключение режимов (активация безопасного режима) с предотвращением неконтролируемых действий. Самовосстановление и дублирование повреждённой РЭА связано с активацией области памяти «с образами» и той же конфигурацией. Первое предполагает

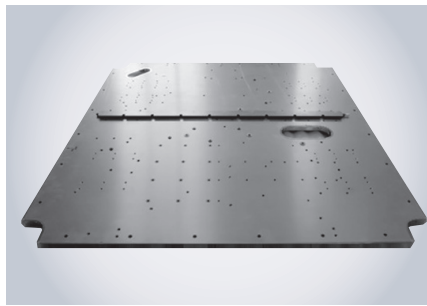


Рис. 15. Структура ЭВТИ

использование разных (резервных) модулей памяти. При этом модульная система постоянно контролирует и тестирует электронную память на износ, а наличие резервного загрузчика обеспечивает обновление ПО – в случае надобности.

В РЭА космического назначения наиболее критичными и быстро деградирующими компонентами считают аккумуляторы, пластиковые разъёмы (ПВХ), реле и переключатели, кабели и шлейфы с пластиковой изоляцией, кремниевые солнечные панели – батареи (СБ) и оборудование, связанное с пневмо- и механической составляющей.

Из рискованных опасностей можно отметить наиболее существенные: возможные механические повреждения критичной инфраструктуры КА мощным потоком космического мусора, частиц и тяжёлых фрагментов (ядер), и второе – радиационная активность звезды по имени Солнце. Особенно опасна для людей (в космосе) и РЭА накопленная (аккумулируемая) радиация. Это один из главных рискованных факторов для современной электроники в космосе. Поэтому используется радиационностойкое оборудование или средства РЭА в специально защищённых корпусах.

В части дискретных элементов и микросборок опасно попадание «тяжёлой» заряженной частицы, что приводит к пробое элемента.

Сборки солнечных батарей для КА

Источник всей внешней энергии – это Солнце. Прямой поток солнечного излучения примерно равен 1400 Вт/м². Он колеблется в зависимости от расстояния от Земли до Солнца в течение года: по известным значениям, 1322 Вт/м² минимум и 1414 Вт/м² максимум. Конвекция, как вид теплопередачи в условиях космоса, исключается: современные спутники делаются



Рис. 16. Типичный адаптер космического аппарата

негерметичными, как и большинство приборов внутри. Так и легче, и надёжнее. При этом кондуктивный теплообмен возможен только внутри спутника, сбросить тепловую мощность в окружающее пространство можно только излучением. По этой причине уместно задействовать рефлекторы. Солнечные элементы для КА предполагают высокую эффективность, поэтому в современных солнечных элементах используется технология тройного и четверного перехода, при которой слои буквально «выращиваются» на германиевой подложке. Как пример инженерных решений для РЭА космического назначения с высоким уровнем интеграции уместно рассматривать продукцию Space Assemblies. Сборки на основе высокоэффективных солнечных элементов дополнительно оснащены защитными стёклами и межблочными разъёмами. Солнечный элемент с тройным переходом и площадкой 8×8 см² представлен на рис. 17.

Согласно техническому паспорту изделия HNR 0005906-01-00 сборка солнечных элементов с тройным переходом типа 3G30A 8×8 реализована на подложке InGaP/GaAs/Ge, что обеспе-

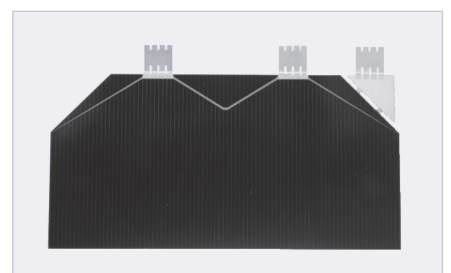


Рис. 17. Солнечная батарея с тройным переходом и площадкой 8×8 см

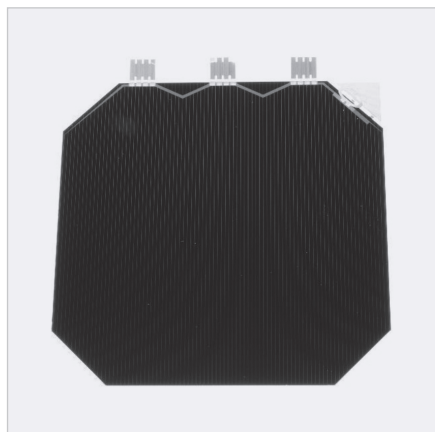


Рис. 18. Солнечная ячейка 3G30A с площадкой SCA 40×80 мм и площадью ячейки 30,18 см²

чивает повышенный класс эффективности (более 30% относительно аналогичных по мощности модулей). Модель имеет улучшенную сетчатую конструкцию. С подробностями можно ознакомиться в [10].

Размеры элементов, а также встроенный байпасный диод такие же, как и в типичных солнечных элементах. Защитное стекло покрывает площадь солнечного элемента (СЭ) полностью и фиксируется прозрачным клеем на передней стороне СЭ. Контакты-соединители покрыты серебром, зафиксированы с помощью сложной сварки и предназначены для спутников и КА, действующих в группировках LEO, MEO и GEO. Поэтому используемые материалы и компоненты соответствуют космическим требованиям, предъявляемым к РЭА для использования на околоземной орбите. В дополнение к стандартным SCA (сборкам солнечных батарей) имеет значение то, что сборка солнечных элементов с тройным соединением типа 3G30A 8×8 представляет собой трёхпереходную солнечную батарею InGaP/GaAs/Ge

Таблица 1. Технические свойства солнечной батареи InGaP/GaAs/Ge типа 3G30A 8×8

Базовый материал	GaInP/GaAs/Ge на Ge-подложке
AR-покрытие	TiOx/Al ₂ O ₃
Размеры	80,15 мм × 80,15 мм ±0,1 мм
Площадь ячейки	60,36 см ²
Толщина ячейки	150 мкм
Средний вес	≤ 7,2 г
Общая толщина сборки	280 ±50 мкм
Защитное стекло	CMX 100 толщина 100 мкм
Толщина контактной металлизации (Ag/Au)	4–10 мкм
Лицевая сторона интерфейса (катод)	Kovar
Задняя сторона интерфейса (анод)	Ge-подложка с контактной металлизацией Ag/Au
Толщина межблочного соединения	25 мкм (15 мкм Kovar + 2 × 5 мкм Ag-Flash)

на подложке Ge (повышенный класс эффективности), обладает улучшенной конструкцией решетки и оснащена внешним диодом. После ввода в эксплуатацию стандартные солнечные элементы не должны испытывать воздействие температуры свыше +150°C. Каждый солнечный элемент защищён байпасным диодом. В табл. 1 представлены технические свойства солнечной батареи InGaP/GaAs/Ge типа 3G30A 8×8.

В модуле предусмотрена защита от перегрева и реализована внешняя электрическая защита на полупроводниковом диоде. В табл. 2 представлены сведения об электрических характеристиках модуля.

Есть другие, отличающиеся по фактору и электрическим характеристикам изделия. К примеру, представленный на рис. 18 солнечный элемент 3G30A с площадкой SCA 40×80 мм имеет электрические характеристики, представленные в табл. 3, согласно

Таблица 3. Электрические характеристики (SCA)

Параметр	BOL	2.5E14	5E14	1E15
Среднее значение Voc при разомкнутой цепи, мВ	2690	2606	2554	2512
Среднее значение Isc при коротком замыкании, мА	519,6	517,9	513,4	501,3
Напряжение при макс. мощности Vmp, мВ	2409	2343	2288	2244
Ток при макс. потребляемой мощности, мА	502,9	501,7	499,1	485,1
Средний КПД ηbare (1367 Вт/м ²), %	29,3	28,4	27,6	26,3
Средний КПД Δ bare (1353 Вт/м ²), %	29,6	28,7	27,9	26,6
Допустимое напряжение Vor, мВ	2350			
Минимальный средний ток Iор при Vor, мА	500			
Минимальный ток Iор в среднем при Vor, мА	470			
Рабочая температура, °C	25 ±3			
Прямое напряжение при токе 620 мА, В	≤ 0,8			

Таблица 2. Электрические характеристики модуля

Среднее значение Voc в разомкнутой цепи Средний КПД ηbare (1367 Вт/м ²)	2698 мВ 28,8%
Среднее значение Isc при коротком замыкании. Средний КПД ηbare (1353 Вт/м ²)	1018 мА 29,1%
Напряжение при макс. мощности Vmp	2402 мВ
Ток при макс. потребляемой мощности	989 мА
Напряжение Vor	2350 мВ
Минимальный средний ток Iор при Vor	1000 мА
Минимальный индивидуальный ток Iор при Vor	940 мА
Рабочая температура	25°C ±3°C
Прямое напряжение при токе 620 мА	≤ 0,8 В
Обратное напряжение при токе ≤ 1 мкА	4 В

техническому паспорту HNR 0003805-01-01.

Модуль имеет защиту от затенения и внешний Si-диод с защитной функцией по питанию.

Полезные данные и технические характеристики для солнечной батареи TJ 3G30C с площадкой 8×8 см с тройным переходом 3G30C-Advanced рассмотрены в техническом паспорте изделия HNR 0003421-01-02 и HNR 0003422-02-02 для площадки размерами 12×6 см. СБ малых или, как их называют, GBK с тройным переходом и площадкой 8×4 см и 4×7 см имеют толщину рабочей поверхности 80 мкм. Характеристики солнечной батареи с четырьмя переходами 4G32C-Advanced с размерами площадки 8×4 см приведены в техническом паспорте HNR 0005979-01-01 [11].

Защитные диоды для РЭА космического назначения

Диоды для РЭА космического назначения обеспечивают надёжную защиту отдельных ячеек от отрицательного смещения в случае возможного неоднородного воздействия энергии солнца или механических повреждений. Доступны два типа байпасных диодов: внешний Si-диод и диод GaAs, монолитно интегрированные в структуру солнечного элемента. Оба типа диодов пригодны для использования в космосе и применимы для космических аппаратов и СБ в группировках НОО, МЕО и GEO. Дискретный кремниевый диод Si By-Pass Diode (рис. 19) предназначен для надёжной защиты от повреждения электронного модуля

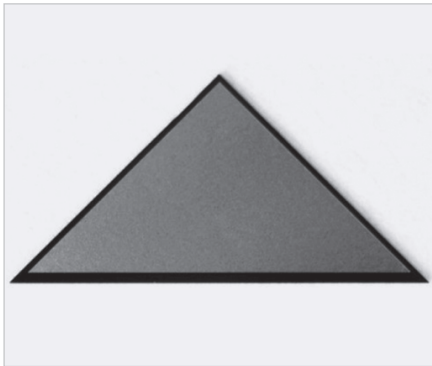


Рис. 19. Форма Si By-Pass Diode

СБ и отдельных многопереходных солнечных элементов класса РЭА для космоса обратным током. Предназначены они для установки в скошенных углах солнечного элемента, но, в принципе, могут иметь и другую форму, адаптированную к конкретным условиям применения.

Согласно техническому паспорту изделия, n-образная сторона контакта покрыта термоксидом по краям, p-образная сторона полностью закрыта. В табл. 4 представлены некоторые технические и электрические характеристики диодов для СБ космического назначения.

Испытание на растяжение > 5 Н проводилось при сварке под углом 45° (с полосами Ag толщиной 35 мкм). Статус разработки соответствует требованиям ECSS [11].

Защита РЭА КА от солнца

Если говорить о действующей сегодня международной космической станции (МКС) и в целом о пилотируемых КА, их внешняя оболочка выдерживает быстрые температурные перепады, пока КА вращается вокруг Земли, переходя от солнечного света к темноте каждые 45 минут. В жилых и рабочих отсеках тепло не поднимается и не циркулирует, как обычно происходит на Земле под действием силы тяжести. Международная лаборатория оснащена сложной системой терморегулирования, позволяющей управлять температурными изменениями за бортом, обеспечивая внутри комфортный климат. А традиционные многослойные изоляционные покрытия (MLI) для использования на спутниках, зондах и КА состоят из слоя металлического покрытия на пластиковой плёнке. Листы-площадки объединяются с изолирующими промежуточными слоями. Такая конфигурация обеспечивает высокоэффективную блоки-

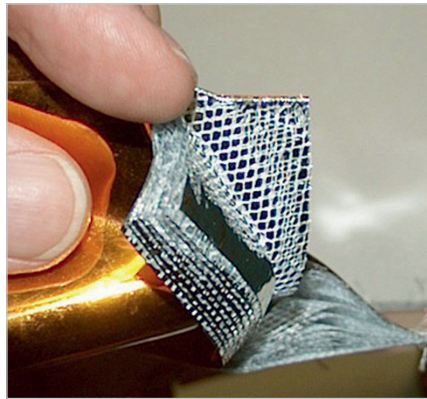


Рис. 20. Защитная плёнка для РЭА космических аппаратов и их внешних антенн

ровку солнечного теплового излучения, но металлическое покрытие также поглощает и отражает радиочастоты, ослабляя сигнал и снижая скорость передачи данных. Чтобы решить эту дилемму, конструктивная конфигурация в виде сетки подвергается лазерной абляции на металлической плёнке, чтобы обеспечить улучшенную радиочастотную передачу. Однако сохраняется прямая связь между блокировкой (отводом) солнечного тепла и снижением передачи данных в покрытиях MLI. С другой стороны, защитные покрытия DSI представляют уникальную, полностью диэлектрическую тонкую плёнку, нанесённую на полиамидные листы в один слой. Полностью диэлектрическая конструкция эффективно отражает солнечное тепловое излучение, а также «прозрачна» на радиочастотах ниже 18 ГГц.

Спутниковые обтекатели для КА применяют на поверхности антенн и апертуры для термоконтроля и контроля ЭСЗ. В современных КА применяют технологию DSI, обеспечивающую высокий уровень подавления падающей солнечной тепловой энергии. Одним из важных факторов для надёжной работы РЭА в космосе является радиочастотная прозрачность защитных материалов на частотах в диапазонах L, S, C, X, Ku, K, Ka и V.

Гибкая, чрезвычайно лёгкая и удобная плёнка даже на относительно большой площади покрытия (защиты) до 2,5×10 футов позволяет нейтрализовать электростатический заряд (ESD), возникающий от постоянного воздействия солнечной энергии и движения КА. Солнечное отражение обеспечивается на уровне ≥ 86%, солнечное пропускание ≤ 2%. На рис. 20 представлена защитная плёнка с сетчатой структу-

Таблица 4. Некоторые технические и электрические характеристики диодов для СБ космического назначения

Базовый материал	CZ, < 100%, структура n+ p+
Размеры	10,9×10,9 мм
Площадь	0,59 см ²
Средний вес	≤ 30 мг
Толщина общая	130 ±30 мкм
Толщина поверхности Ag	3–11 мкм (все контакты)
Удельное сопротивление, легированное p (бор)	2 ±1 Ом/см
Прямое напряжение при IFV = 620 мА	≤ 0,8 В
Обратный ток при VREV = 4 В	≤ 1 мкА

рой для РЭА космических аппаратов и их внешних антенн.

Внешняя поверхность обеспечивает ESD с сопротивлением листа в диапазоне 2,5E5–1,0E9 Ом/кВ. Полусферическая излучающая способность плёнки заявлена разработчиками на уровне ≥ 0,72 при температуре 300 К. Вносимые радиочастотные потери ≤ 0,8 дБ в диапазоне от 1 до 69 ГГц [11].

Капельный радиатор

Типичный рефлектор имеет КПД примерно 0,5. Рефлектор поглощает световую энергию от Солнца, а излучает её в обе стороны (наружную и внутреннюю). С учётом кондуктивного теплового сопротивления экрана (по его толщине) рефлектор выполняет важную роль. Снаружи его укрывают экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ) (англ. Multi-Layer Insulation), а внутри наносят отражающее радиоволны покрытие.

Этот тип теплоизоляции, предназначенной для ограничения притоков тепла от излучения, состоит из множества параллельных отражающих экранов с низкой излучающей способностью и отделяющих их прокладок. ЭВТИ является наиболее эффективным типом изоляции, применяемым в резервуарах для сжиженных газов, криогенных трубопроводах, криостатах и других установках, использующих очень низкие температуры.

Облучатели не перегреваются, так как в конструкции рефлектора применяется углепластик с электро- и теплопроводными свойствами. На внутреннюю поверхность не надо наносить отражающее покрытие. Но если говорить о других конструкциях для космоса, к примеру, надувных антеннах, то отражающее покрытие необходимо.

В данном случае сброс излишка тепла идёт через подложку элемента СБ.

В области астронавтики и ракетной динамики капельное охлаждение изобретено очень давно. Ещё в 1982 году состоялась публикация о жидкостно-капельном холодильнике-излучателе в системе теплового сброса для эффективного преобразования энергии в космосе [1]. В конструкции холодильника-излучателя вместо излучающих твёрдых поверхностей использовали струи, состоящие из капель жидкости. Основным преимуществом излучающей системы являлась малая масса: в несколько раз меньше массы самой лёгкой конструкции излучающего поля, состоящего из тепловых труб. Это связано как с отсутствием разграничивающих рабочее тело и окружающее пространство твёрдых стенок, так и со снятием проблемы метеоритной опасности. Генератор капель в данной конструкции – полая ёмкость, одна из стенок оснащена отверстиями с соплами, а противоположная является вибратором. Генератор при частоте вибраций 105 Гц обеспечивал равномерный поток мелких капель размером менее 50 мкм; примерно тот же принцип используется в технике струйной печати.

Возможность распыления таким же образом жидких металлов ранее была ограничена проблемами, связанными с подбором конструкционных материалов для генератора капель жидких металлов, работающего при высоких температурах. Проблема компенсации электрического заряда капель решалась на этапе образования капель, что позволило использовать стандартные методы нейтрализации, разработанные для электронной части ракетных двигателей. Пример такого радиатора охлаждения представлен выше на рис. 12.

Отражают тепло (как и звук) любые формы выступов, ребристых поверхностей. Использование капельно-жидкостного холодильника-излучателя на КА требует решения ряда побочных технических проблем. К ним относятся: проблема загрязнения поверхности летательного аппарата парами теплоносителя и самого теплоносителя газовыми компонентами от струй реактивных двигателей; проблема снятия электростатического заряда капель; необходимость ориентации излучателя; производственные проблемы при изготовлении элементов излучателя и другие. Проблема

устранения загрязнений поверхностей аппаратов является весьма важной для качественной работы оптических систем, в частности, объективов высокой разрешающей способности и плёночных просветляющих покрытий. Загрязнение газовыми включениями теплоносителя излучающей струи нежелательно из-за ухудшения эффективности сборника капель. Решение упростилось вследствие низкого давления внешней среды ($1,3 \times 10^{-5}$ Па), когда путь движения молекул составляет порядка нескольких километров. Тогда для предотвращения загрязнений эффективно использование экранирующих рёбер и перегородок [1].

Систематические ошибки и контроль качества

В производстве РЭА даже гражданского (широкого) назначения уже несколько лет внедряют методы тотального контроля с элементами военной приёмки. Причём данные по электронным датчикам, модулям, деталям и заготовкам фигурируют в электронных журналах и доступны для контроля «пути» изделия на всём протяжении производственной цепочки. Для этого задействована система специальной маркировки, самый простой элемент в которой – штрихкод. Контроль качества механических изделий проверяется не только электронным штангенциркулем с отправкой данных на облачный сервер, но и электронным микрометром и весами – с тем же способом оперативной передачи цифровых данных. В такой производственной цепочке гораздо сложнее допустить брак, чем при «ручном» заполнении соответствующей документации. Это касается всех сложных, а потому дорогих в изготовлении модулей и нестандартных деталей; каждый производственный шаг на конвейере подконтролен с помощью цифровой электронной системы, считывающей штрихкод и параметры изделия. Много ранее собственный отдел технического контроля (ОТК) Роскосмоса был организован так, что «пятая» и «девятая» приёмки подчинялись заказчику, а не заводу-изготовителю. В начале «нулевых» годов XXI века военную приёмку ОТК (в области РЭА для космоса) разделили на сферы оборудования для гражданского (коммерческого) и военного назначения после многих лет монополии военного контроля, в том чис-

ле запусков КА исключительно военными расчётами (ВКС РФ).

Выводы

Что касается ошибок, они, как и прежде, связаны с человеческим фактором, который всё ещё допустим при отключении оборудования электронного контроля (по разным, в том числе надуманным основаниям), а также систематические ошибки происходят при неправильной настройке и диагностике оборудования. К примеру, все современные станки имеют электронный блок и несколько датчиков (прообраз станков с ЧПУ), однако качество закрепления заготовки в шпиндель реза всё ещё делается вручную. С РЭА и платами разной конфигурации принята апробированная и автоматизированная технология проверки качества: никто вручную и с лупой токопроводящие дорожки и отверстия между слоями печатной платы не проверяет. Автоматизирован контроль качества условно мелких дискретных радиокомпонентов: резисторов, диодов (и др.), и только затем в автоматизированном режиме на плату припаивают основные элементы, такие как центральный процессор (ЦП) и энергонезависимая память.

Есть проблема с импортозамещением: не всё возможно заместить. Коммерческую полезную нагрузку для телекоммуникационного спутника из отечественной компонентной базы пока не сделали. А сложность в том, что есть специальные радиационно-стойкие элементы, которые трудно, а главное, нерентабельно замещать.

Любопытные факты о жизни современных космонавтов

Особенностей функционирования современных КА (в том числе пилотируемых) очень много, и мы коснёмся только самых интересных.

Интернет и связь

Корпорация «Роскосмос», NASA и другие приняли меры обеспечения информационной безопасности: международная космическая станция, как и беспилотные КА, изолирована от общедоступных сетей Интернета. Влияние хакерских атак на РЭА в космосе минимизировано. Впрочем, Интернет доступен на относительно небольшой скорости, так как в целях безопасности трафик организован через несколько

защищённых каналов и серверов. Для стабильности и устойчивости работы РЭА с обновлением ПО внедрены межсетевые экраны и системы обнаружения вторжений. Принято резервирование данных: прямое (дублирование) и косвенное (смежные функции). Полнота телеметрии и команд обеспечивается ограниченным по скорости каналом данных, наличием сервисных и низкоуровневых команд и, конечно, контролем всех входных параметров.

Рециркуляция жидкости из всего

В пилотируемых КА система «сточные воды» собирает испарения и жидкие отходы в установке очистки воды и рециркуляции (WPA), производящей воду, пригодную для питья. В специализированном компоненте используют усовершенствованные осушители для улавливания влаги, попадающей в воздух кабины от дыхания и пота экипажа. Известно, что в ходе испытания системы жизнеобеспечения достигнута степень восстановления воды 98%. Электронные датчики проверяют чистоту воды и, в случае её непригодности по биохимическим параметрам, снова отправляют на цикл переработки. Дополнительно в уже очищенную воду для предотвращения роста микробов добавляется йод. Расход воды на одного члена экипажа рассчитан примерно в 4,5 литра воды в день для потребления, приготовления пищи и гигиены. Поскольку вода на вес золота, в международной космической станции (МКС) нет стиральной машины. Одежду обитатели станции не стирают; поскольку одежда позиционируется одноразовой, её сжигают, но без применения открытого огня. Как только беспилотные КА, регулярно запускаемые с Земли с грузами (в том числе одеждой) на МКС, пристыкуются к станции, экипаж разгружает доставленные припасы, а после заполняет пустой космический аппарат различным мусором, отходами и грязной одеждой. Затем аппарат отстыковывается и устремляется к Земле по рассчитанной и запрограммированной траектории. Приближаясь к Земле, корабль и всё, что находится на борту, сгорает в плотных слоях атмосферы над Тихим океаном. «Одноразовые» беспилотные космические аппараты для доставки новых припасов на МКС запускаются в том числе с космодрома на территории нашей страны. Они



Рис. 21. Космическое трёхствольное стрелковое оружие российского производства

могут совершать полёты только в одну сторону и не приземляются. МКС планируется вывести из эксплуатации к 2030 году, но нелёгкая утилизация в необитаемой толще Тихого океана орбитальной лаборатории – недешёвое мероприятие. Чтобы втянуть КА в атмосферу Земли, разрабатывают специальный космический буксир стоимостью 1 млрд долларов – пока самый дорогой мусоровоз в мире [9]. Общий вес МКС – 445 075 кг. Грузовые КА, такие как «Сигнус» компании Northrop Grumman и российская «Звезда», могут быть использованы для придания движения (или для торможения) лаборатории, но их применение для этой цели пока не санкционировано. К примеру, для работы двигателей КА «Звезда» требуется дополнительная подготовка: РН «Прогресс» должен заправить «Звезду» топливом для выполнения задачи.

Оружие

После того как в 1965 году командир КА «Восход-2» Павел Беляев и второй пилот Алексей Леонов (выходивший в открытый космос) при приземлении спускаемого аппарата столкнулись на Земле с агрессивными настроенными потревоженными дикими медведями, на МКС в специальном сейфе хранят два пистолета. Среди международного состава экипажей огнестрельное оружие принадлежит только российским космонавтам – больше его никто туда не привозит [9]. Пистолеты хранятся в «наборе выживания», но доступ имеется у всех космонавтов на станции. Каждый пистолет необычен: имеет три ствола и стреляет сигнальными ракетами, винтовочными патронами, а также патронами для дробовика. Пистолеты оснащены складными элементами, поэтому универсальную конструкцию можно использовать в качестве лопаты или ножа (рис. 21).



Рис. 22. Командир отряда космонавтов Роскосмоса, ветеран космоса Олег Кононенко

Космический ветеран

Российский космонавт Олег Кононенко, командир отряда космонавтов Роскосмоса, уже установил мировой рекорд по суммарному пребыванию в космосе (рис. 22). В пяти космических полётах он провёл более 900 суток. Очередная космическая экспедиция на МКС завершилась 23 сентября 2024 года. Таким образом, суммарно Кононенко провёл в космосе 1110 суток.

Литература

1. Жидкостно-капельный холодильник-излучатель в системе теплообмена для эффективного преобразования энергии в космосе. URL: <http://interstellar-flight.ru/03/kr1.pdf>.
2. Конструкции космической электроники. URL: <https://habr.com/ru/articles/545864/>.
3. Модуль SES-10 в сборочном цехе. URL: www.ses.com/media-gallery/satellite-manufacturing.
4. Началась разработка ядерной энергоустановки для лунной станции РФ и КНР. URL: <https://www.kommersant.ru/doc/6689073>.
5. Программа «Сфера», доклад Роскосмоса. URL: <https://www.roscosmos.ru/21922/>.
6. Рынок космический спутников. URL: <https://sia.org/news-resources/state-of-the-satellite-industry-report/>.
7. Технология изготовления сотозаполнителя. URL: www.kuranty.pro/sotovyiy-zapolnitel/obzor1.
8. ТОО «Таис» Тепловые агрегаты и системы. URL: <http://npptais.ru/>.
9. 16 вещей, которые вы не знали о Международной космической станции. URL: <https://emosurff.com/post/9786>.
10. TJ Solar Cell Assembly 3G30A. URL: https://www.azurspace.com/images/0005906-01-00_DB_3G30A_8x8.pdf.
11. Sunshade Thermal Control Material. URL: <https://www.depsci.com/products-app/sunshade-thermal-control-material/>.

