

Модуль 2. Энергетические установки космических аппаратов

Энергетическая установка является одной из важнейших бортовых систем КА, от которой во многом зависит конструкционное исполнение аппарата, габаритные размеры, масса и срок активного существования. Выход из строя энергоустановки влечет за собой выход из строя всего аппарата.

За более, чем полувека, со дня запуска первого искусственного спутника Земли космонавтика прошла огромный путь и продолжает бурно развиваться. После первых беспилотных и пилотируемых полетов, которые апробировали возможности космических аппаратов (КА) и их бортовых служебных систем, началось планомерное освоение околоземного космического пространства, а затем и исследование Луны и ряда планет Солнечной системы.

На повестке дня стоит создание долгоживущих модульных орбитальных станций, на которых должен проводиться обширный комплекс медикобиологических и других научных экспериментов, вывод на околоземную орбиту больших радиотелескопов и оптических телескопов, организация космической технологии с производством сырья для фармацевтической промышленности, полупроводниковых материалов, специальных сплавов и т. д., создание и монтаж в космосе крупногабаритных конструкций, организация непосредственного телевизионного вещания, буксировка больших грузов с одной орбиты на другую с помощью электрореактивных двигателей и т. д.

Во всех перечисленных случаях для питания бортовых служебных систем КА (при управлении движением КА, радиосвязи, обеспечении жизнедеятельности, терморегулировании, телеметрии и т. д.) необходима электроэнергия, которую вырабатывает космическая энергоустановка (КЭУ), сама являющаяся одной из бортовых служебных систем КА. Иногда кроме электроэнергии КЭУ обеспечивает КА водой, кислородом и теплом. В некоторых случаях КЭУ выполняется в виде автономного модуля, устанавливаемого на поверхности планеты или подстыковываемого к КА или к орбитальной станции для снабжения их электроэнергией.

В дальнейшем предусматривается создание больших орбитальных солнечных электростанций, передающих электроэнергию на Землю для питания наземных потребителей.

Непрерывное возрастание мощности КЭУ, что связано с внедрением в космическую практику все более энергоемких процессов и операций. При этом, как и в случае промышленности и всего народного хозяйства, для ускоренного развития космической техники необходимо опережающее развитие космической энергетики.

Все многообразие КЭУ наиболее удобно классифицировать по типу источника энергии, который обеспечивает выработку электроэнергии для питания бортовых служебных систем и полезных грузов КА.

Механические КЭУ используют для выработки электроэнергии запас механической энергии. Они могут быть выполнены в виде турбогенератора открытого цикла, приводимого во вращение с помощью сжатого газа, запасенного в баллонах высокого давления, или в виде маховика с электромашинным генератором на газодинамических или электромагнитных подшипниках, который перед запуском КА раскручен на Земле до нескольких сот тысяч оборотов в минуту и таким образом имеет запас кинетической (механической) энергии.

Химические КЭУ используют для выработки электроэнергии запас химической энергии, который может быть получен при взаимодействии двух химических компонентов – горючего и окислителя (например, керосина и кислорода, водорода и кислорода и т. д.). Химические КЭУ можно разбить на две основные группы – тепловые и электрохимические.

В химических тепловых КЭУ химическая энергия горючего и окислителя реализуется в виде теплоты сгорания, которая преобразуется в турбогенераторе открытого

цикла, двигателе внутреннего сгорания с электромашинным генератором или в магнитогидродинамическом генераторе открытого цикла сначала в механическую энергию, а затем в электрическую. В электрохимических КЭУ происходит непосредственное преобразование химической энергии горючего и окислителя в электрическую с помощью электрохимических реакций. В качестве электрохимических источников тока могут применяться аккумуляторные батареи и электрохимические генераторы на основе топливных элементов.

Солнечные КЭУ используют для выработки электроэнергии световой солнечный поток и могут быть разбиты на две основные группы – тепловые и фотоэлектрические. В солнечной тепловой КЭУ лучистая солнечная энергия концентрируется с помощью зеркала-концентратора, в фокусе которого расположен теплоприемник, и переходит в последнем в тепловую энергию. Далее тепловая энергия преобразуется в электрическую с помощью динамических или статических преобразователей. К первым относятся газотурбинные или паротурбинные преобразователи замкнутого цикла, двигатель Стерлинга с электромашинным генератором; ко вторым – термоэмиссионные и термоэлектрические преобразователи, в которых тепловая энергия преобразуется непосредственно в электрическую, минуя механическую фазу. В солнечной фотоэлектрической КЭУ происходит непосредственное преобразование солнечной энергии в электрическую в фотоэлектрических преобразователях, которые объединяются в солнечные батареи.

Ядерные изотопные КЭУ используют для выработки электроэнергии тепловую энергию, получаемую в результате радиоактивного распада изотопа. Тепловая энергия может быть преобразована в электроэнергию с помощью динамических или статических преобразователей. Статические термоэлектрические или термоэмиссионные преобразователи компонуются вокруг изотопного источника тепла, образуя вместе с ним так называемый радиоизотопный генератор.

Ядерные реакторные КЭУ используют для выработки электроэнергии тепловую энергию, получаемую в результате цепной ядерной реакции. Тепловая энергия, как и в изотопной КЭУ, может быть преобразована в электроэнергию с помощью статических или динамических преобразователей. К описанным выше преобразователям здесь добавляется магнитогидродинамический преобразователь замкнутого цикла.

Все перечисленные источники энергии за исключением солнечного являются бортовыми, т. е. находятся на борту КА. Возможна передача электроэнергии на КА с Земли или с других КА с помощью, например, лазерного излучения.

2.1. Состав и структурная схема КЭУ

На рис. 2.1 представлена структурная схема обобщенной КЭУ и ее основные связи с КА. Источником химической энергии на борту КА, как указывалось выше, может быть запас горючего и окислителя (система хранения рабочих тел), например, керосин – кислород, водород – кислород и т. д. Рабочие тела подаются в камеру сгорания (источник тепла); полученная там тепловая энергия преобразуется, например в турбогенераторе открытого цикла (преобразователь тепловой энергии в электрическую), в электроэнергию. В случае двигателя внутреннего сгорания камера сгорания (источник тепла) органически входит в состав преобразователя тепловой энергии в электрическую.

При использовании электрохимических генераторов рабочие тела, например водород и кислород, направляются сразу в преобразователь, где происходит непосредственное преобразование химической энергии в электрическую, минуя тепловую фазу. В качестве источника тепла могут быть использованы изотопный источник или ядерный реактор, а также концентратор солнечной энергии, фокусирующий солнечные лучи в ловушку специального теплоприемника. Тепловая энергия, полученная указанными способами, превращается в электроэнергию с помощью различных

статических или динамических преобразователей тепловой энергии в электрическую. Кроме того, солнечная энергия может преобразовываться непосредственно в электрическую с помощью фотоэлектрических преобразователей.

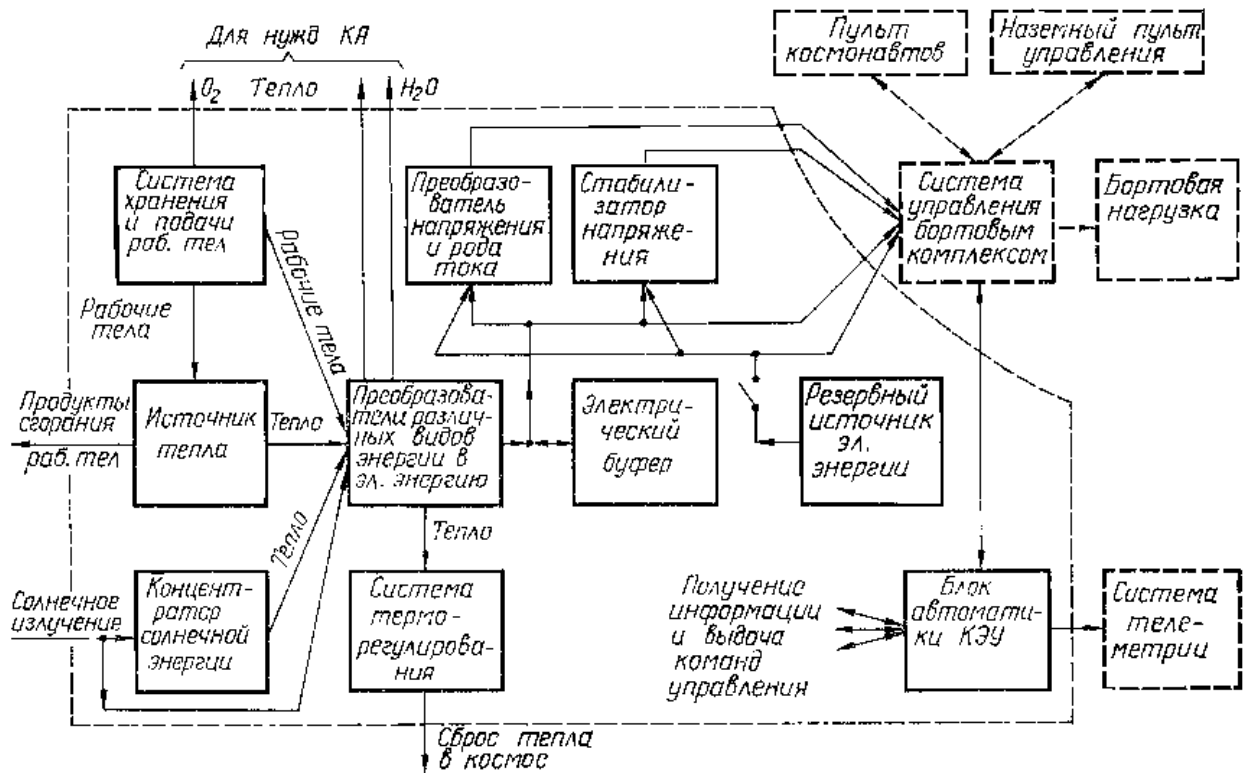


Рис. 2.1. Структурная схема КЭУ

Как уже говорилось, в качестве преобразователя запасенной механической энергии в электрическую может быть использован маховик с электромашинным генератором или турбогенератор открытого цикла, питаемый сжатым газом из системы хранения рабочих тел. В большинстве КЭУ имеется специальная система терморегулирования, которая обеспечивает сброс в космическое пространство излишков тепла, получаемых в преобразователе при выработке электроэнергии, а также поддерживает заданную температуру узлов и агрегатов КЭУ. Сброс тепла в космическое пространство происходит обычно за счет излучения с поверхности специального холодильника-излучателя, через который прокачивается охлаждающая жидкость или газ. В некоторых случаях для снятия повышенных тепловых нагрузок или в аварийных ситуациях, когда холодильник-излучатель вышел из строя, применяются испарительные системы с интенсивным сбросом тепла за счет испарения в космическое пространство воды, аммиака или другой жидкости с большой теплотой испарения.

Как правило, в составе КЭУ кроме преобразователя какого-либо вида энергии в электрическую (первичный источник электроэнергии) имеется электрический буфер (вторичный источник электроэнергии), который запасает излишки электроэнергии, вырабатываемой первичным источником. Электрический буфер обеспечивает питание аппаратуры КА при повышенных нагрузках, когда мощность первичного источника недостаточна, а также в моменты возможного перерыва электропитания от него (например, при заходе солнечной КЭУ в тень Земли). В некоторых случаях, особенно при пилотируемых полетах, в КЭУ имеется резервный источник электроэнергии, который при нормальной работе КЭУ всегда отключен. Он подключается лишь в аварийных ситуациях.

В большинстве современных КЭУ электроэнергия вырабатывается в виде постоянного тока при напряжении 27^{+7}_{-3} В. Значительная часть электроэнергии

направляется к потребителям в указанном виде. Однако такие потребители, как радиосистемы, бортовые вычислительные машины и ряд других, требуют более стабильного напряжения или другого уровня напряжения и другого рода тока (переменного). Для решения этих задач в составе КЭУ могут присутствовать стабилизаторы напряжения, а также преобразователи напряжения и рода тока.

Все виды электроэнергии, вырабатываемой КЭУ, направляются в систему управления бортовым комплексом КА, откуда электроэнергия распределяется по отсекам и составным частям КА, доводится до каждой системы и отдельного агрегата. Система управления бортовым комплексом осуществляет подключение или отключение электропитания любой системы или агрегата автоматически по заданной программе, а также по командам с пульта космонавтов или наземного пульта управления.

КЭУ обычно имеет систему автоматического управления и контроля, которая реализуется в виде одного или нескольких блоков автоматики. Блок автоматики, получая информацию от датчиков тока, напряжения, давления, температуры, расхода жидкости или газа и др., расположенных в различных узлах и агрегатах КЭУ, обрабатывает ее и обеспечивает автоматическое регулирование работы КЭУ. Он также принимает решения о переходе последней на другие режимы работы при нештатных и аварийных ситуациях; например, об отключении аварийных секций преобразователя тепловой энергии в электрическую с дальнейшим подключением резервных секций или резервного источника электроэнергии.

Наряду с автоматическим управлением КЭУ обычно используется и ручное управление: а) с пульта космонавтов через систему управления бортовым комплексом и блок автоматики КЭУ или б) с наземного пульта управления через радиосистему, систему управления бортовым комплексом и блок автоматики КЭУ.

Значительная часть информации о состоянии КЭУ ретранслируется через блок автоматики КЭУ в систему телеметрии и далее через радиосистему в наземный комплекс управления для расшифровки и тщательного анализа специалистами состояния КЭУ. Некоторая часть информации по основным параметрам КЭУ выдается на пульт космонавтов для возможного оперативного принятия решения самими космонавтами.

Если на борту КА есть запас кислорода для электрохимического генератора, то в этих же емкостях может храниться кислород для дыхания. В этом же случае при выработке электроэнергии в электрохимическом генераторе в результате взаимодействия кислорода и водорода получается практически дистиллированная вода, которая может быть использована для питья, для бытовых нужд космонавтов, а также для работы в испарительных агрегатах систем терморегулирования КЭУ и КА.

В некоторых случаях тепло от источника тепла или от преобразователя может быть использовано для термостатирования (подогрева) жилых или приборных отсеков КА или отдельных его систем и агрегатов. Кроме того, это тепло может быть использовано для регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа.

В случае появления продуктов сгорания при работе КЭУ – необходимо принимать меры к такому их сбросу в космическое пространство, которое сводило бы к минимуму динамическое воздействие на КА. При этом необходимо учитывать возможное загрязнение прилегающего к КА пространства указанными продуктами сгорания. При наличии в КЭУ вращающихся и движущихся частей необходимо также принимать меры к исключению или хотя бы к значительному уменьшению динамического воздействия КЭУ на КА.

Из сказанного видно, что КЭУ является сложной многофункциональной системой, тесно связанной с КА и многими его системами. Это одна из важнейших систем КА, так как при выходе ее из строя КА прекращает активное существование. Любую КЭУ (см. рис. 2.1) можно условно разбить на четыре составные части: а) источник энергии (запасы горючего и окислителя, источник тепла, концентратор солнечной энергии с теплоприемником и т. д.); б) преобразователь механической, тепловой, солнечной или

электрохимической энергии в электроэнергию; в) система терморегулирования; г) электросиловая часть и система управления и контроля (электрический буфер, резервный источник электроэнергии, стабилизаторы напряжения, преобразователи напряжения и рода тока, блоки автоматики и т. д.).

2.2. Электрохимические КЭУ

2.2.1 Принцип работы электрохимического источника тока

Электрохимический источник тока (ЭХИТ) является основой любой электрохимической КЭУ. Он включает в себя электроды, являющиеся, как правило, активными веществами, электролит, сепаратор и внешнюю конструкцию (сосуд). В качестве электролита для ЭХИТ, применяемых на КА, обычно используется водный раствор щелочи КОН.

Рассмотрим упрощенную схему и конструкцию серебряно-цинкового ЭХИТ (рис. 2.2). Положительный электрод представляет собой проволочную сетку-токоотвод, на которую напрессовано порошкообразное металлическое серебро, спеченное затем в печи при температуре примерно $400\text{ }^{\circ}\text{C}$, что придает электроду необходимую прочность и пористость. Отрицательный электрод – это напрессованная также на сетку-токоотвод масса, состоящая из окиси цинка (70 – 75%) и цинковой пыли (25 – 30%).

На отрицательном электроде (Zn) происходит реакция окислителя активного вещества до гидроокиси цинка $\text{Zn}(\text{OH})_2$, а на положительном (AgO) – реакция восстановления активного вещества до чистого серебра. Во внешнюю цепь идет отдача электроэнергии в виде потока электронов. В электролите же электрическая цепь замыкается потоком ионов OH^- от положительного электрода к отрицательному. Сепаратор необходим прежде всего для предотвращения соприкосновения (и отсюда короткого замыкания) электродов. Кроме того, он уменьшает саморазряд ЭХИТ и обязателен для обеспечения его обратимой работы на протяжении многих циклов заряд-разряд.

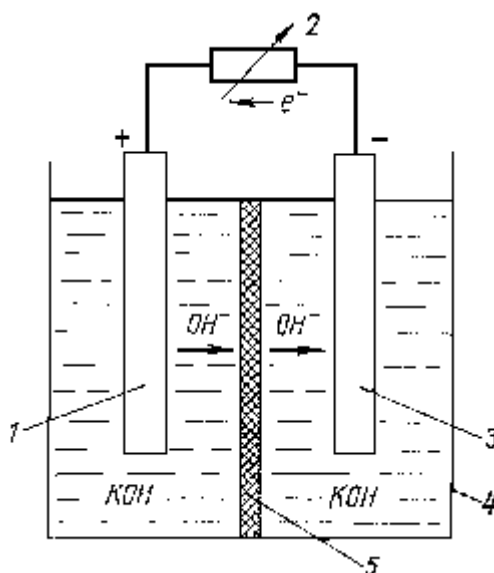


Рис. 2.1. Принцип действия серебряно-цинкового ЭХИТ: 1 – положительный электрод (AgO); 2 – электрическая нагрузка; 3 – отрицательный электрод (Zn); 4 – сосуд; 5 – сепаратор

Последнее связано с тем, что при недостаточной сепарации коллоидные растворы окислов серебра, достигающие отрицательного электрода, катодно восстанавливаются в виде тончайших серебряных нитей, направленных к положительному электроду, а ионы цинка также восстанавливаются в виде нитей, растущих в направлении к аноду. Все это может привести к короткому замыканию электродов на первых же циклах работы.

Наиболее подходящим сепаратором (разделителем) для серебряно-цинковых ЭХИТ является пленка из гидратцеллюлозы (целлофан), которая, набухая в электролите, уплотняет сборку, что препятствует оплыванию цинковых электродов, а также прорастанию игольчатых кристаллов серебра и цинка (дендритов). Сосуд серебряно-цинкового ЭХИТ изготавливается, как правило, из пластмассы (полиамидная смола или полистирол) и имеет прямоугольную форму. Для других типов ЭХИТ сосуды могут быть изготовлены, например, из никелированной железа. При заряде ЭХИТ происходил восстановление цинка и окиси серебра на электродах.

Итак, разряд ЭХИТ – это процесс отдачи электроэнергии во внешнюю цепь, а заряд ЭХИТ – процесс сообщения ему электроэнергии извне с целью восстановления первоначальных веществ из продуктов реакции. По характеру работы ЭХИТ делятся на гальванические элементы (первичные источники тока), которые допускают лишь однократное использование активных веществ, и электрические аккумуляторы (вторичные источники тока), которые допускают многократное использование активных веществ в связи с возможностью их восстановления путем заряда от постороннего источника электроэнергии.

К гальваническим элементам можно отнести также топливные элементы, в которых химическая энергия топлива преобразуется электрохимическим путем в электроэнергию; при этом горючее и окислитель непрерывно и отдельно подводятся к ячейке, в которой они реагируют на двух электродах, не соприкасаясь непосредственно друг с другом, а продукты реакции удаляются из зоны реакции непрерывно (или периодически).

В КЭУ на основе ЭХИТ используются электрические аккумуляторы с одноразовым или многоразовым режимами разряда, а также водородно-кислородные топливные элементы, основные параметры которых представлены в таблице 2.1.

Таблица 2.1 - Характеристики ЭХИТ¹

ЭХИТ	Электрохимическая система		ЭДС, В	Удельная энергоёмкость, Вт·ч/кг теорет. (практ.)	Удельная мощность, Вт/кг	Число циклов заряд-разряд	Срок службы, годы
	+	-					
Кадмиево-никелевый	NiOONCd		1,36	220 (25 – 35)	80	5000 – 8000	3 – 5
Серебряно-цинковый	AgOZn		1,85	523 (90) 120 – 140 ²	200	100 – 150	0,1 – 0,2
Серебряно-кадмиевый	AgOCd		1,4	295 (60)	120	1000	1
Никелево-водородный	NiOON H ₂		1,31	300 (60)	90	2000	1 – 2
Водородно-кислородный ⁴	O ₂ H ₂		1,23	3360 (500 – 800)	20 – 100 ³	–	0,1 – 0,5

¹ Теоретическая удельная энергоёмкость ЭХИТ берется по чистым активным веществам, практическая – для аккумуляторов по полной массе АБ, а для ТЭ по полной массе ТЭ, системы их обслуживания, массе активных веществ и системы их хранения.

² В режиме одноразового разряда.

³ ТЭ с системами обслуживания – так называемый ЭХГ.

⁴ Топливный элемент в отличие от первых четырех ЭХИТ, которые являются аккумуляторами.

Использование аккумуляторных батарей в КЭУ. Как уже отмечалось, АБ использовались в ряде пилотируемых и беспилотных КА в качестве основного (первичного) источника электроэнергии. В некоторых случаях АБ применяются в качестве первичного источника для решения ряда специальных задач: для автономного питания пиропечей с целью исключения больших просадок напряжения основной КЭУ при срабатывании пиротехнических устройств; для питания аппаратуры спускаемых аппаратов как пилотируемых КА («Союз», «Джемини», «Аполлон»), так и беспилотных КА («Венера»). Последнее связано с высокой надежностью и малым тепловыделением АБ, что особенно важно при работе спускаемых аппаратов на участке спуска.

Иногда АБ используются в качестве резервного источника электроэнергии, как это было введено на КА «Аполлон» после аварии на КА «Аполлон-13» основной КЭУ, выполненной на основе электрохимических генераторов с водородно-кислородными ТЭ. Но все-таки в большинстве случаев АБ используются в КЭУ как электрический буфер.

Для пояснения совместной работы основного источника электроэнергии в буферной АБ рассмотрим типичный график энергопотребления КА (рис. 2.2).

Здесь можно выделить четыре характерных участка:

- сеансы повышенного электропотребления бортовой аппаратуры, когда при выходе КА на орбиту искусственного спутника Земли или при коррекции орбиты работают практически все системы КА (двигательная установка, система управления движением КА, системы радиосвязи и телеметрии, системы терморегулирования и обеспечения жизнедеятельности и т. д.). Они могут быть также связаны с работой космических технологических установок, специальной научной аппаратуры и т. д. (эти сеансы длятся от нескольких десятков минут до 1 – 2 ч и более);

- сеансы телевидения, а также сеансы радиосвязи, во время которых осуществляется голосовая связь или передача на Землю телеметрической информации о работе бортовых систем КА (эти сеансы длятся до нескольких десятков минут, т. е. пока КА находится в зоне радиовидимости наземных средств слежения);

- дежурный режим (занимающий наибольшее время), когда непрерывно работают те системы, которые обеспечивают нормальное функционирование КА (система обеспечения жизнедеятельности, дежурная радиосвязь и ряд других);

- режим спуска и ожидания (до прибытия поисково-спасательной службы) при наличии спускаемого аппарата (этот режим может длиться от нескольких часов до нескольких суток).

Кроме того, в течение всего времени работы КЭУ возможны импульсные потребления электроэнергии в течение 50 – 200 мс, связанные с пусковыми токами электродвигателей, электромагнитных клапанов и других электропотребителей, а также со срабатыванием пиропатронов.

Основной источник электроэнергии большую часть времени подключен к нагрузке, но иногда может отключаться (например, при заходе СБ в тень). Буферная АБ постоянно подключена к нагрузке, а резервная АБ постоянно отключена и может подключаться лишь в аварийной ситуации, когда выйдет из строя основной источник электроэнергии или буферная АБ.

Мощность основного источника обычно выбирается несколько больше средней мощности нагрузки за полет, что всегда выше мощности дежурного режима. В тех случаях когда мощность основного источника меньше мощности нагрузки, ему помогает буферная АБ, которая в это время разряжается. Когда же мощность основного источника больше мощности нагрузки, он питает ее и одновременно подзаряжает буферную АБ. На

рис. 2.3 вместе с графиком энергопотребления был представлен график заряда–разряда (изменения емкости) буферной АБ, которая его обеспечивает энергией совместно с основными источниками.

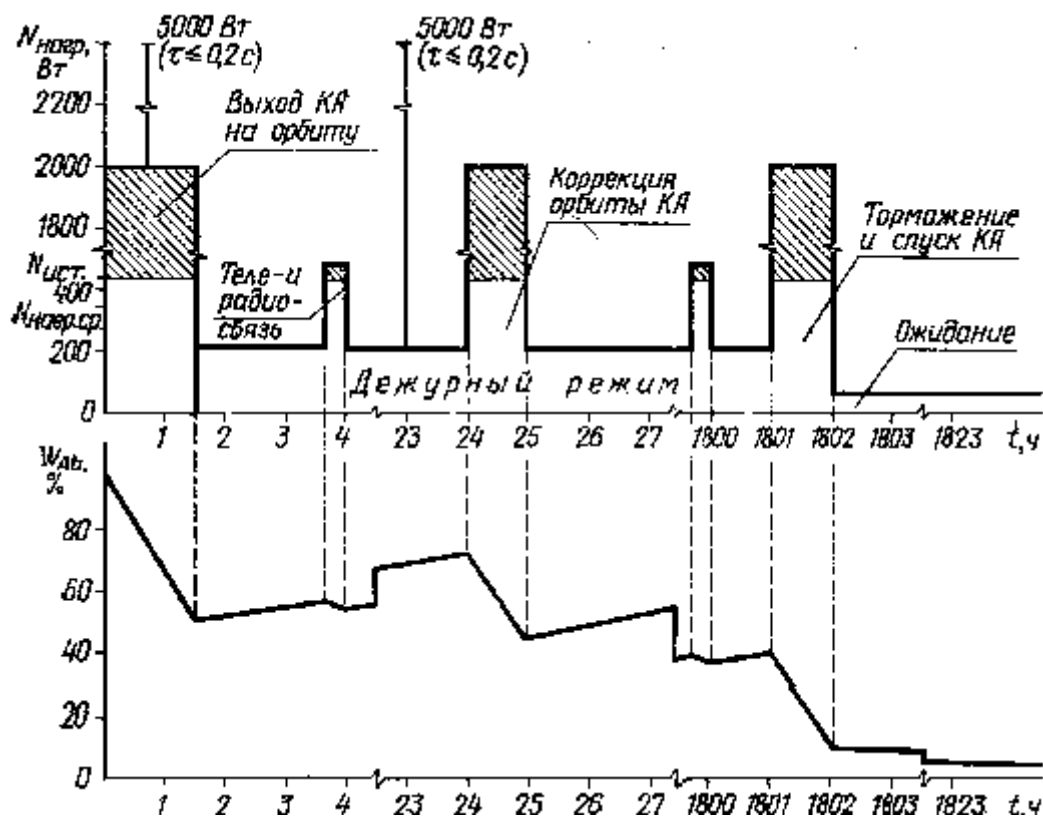


Рис. 2.3. Графики энергопотребления КА и заряда–разряда буферной АБ

В общем, для каждого конкретного КА и его графика энергопотребления с учетом возможных аварийных ситуаций, требующих дополнительного энергопотребления, приходится решать вариационную задачу: подбирать мощность основного источника и емкость буферной АБ такими, чтобы суммарная масса основного источника и буферной АБ была минимальной. В том случае если основным источником является СБ, выбор емкости буферной АБ необходимо вести также с учетом захода КА в тень Земли и возможных случаев разориентации СБ на Солнце.

При продолжительности полета КА от нескольких суток до 1 – 2 мес в качестве буферной АБ обычно используется серебряно-цинковая АБ. Если АБ играет роль основного источника на борту КА, то при указанных продолжительностях полета также применяется серебряно-цинковая АБ. При продолжительности полетов КА более года (до 3 – 5 лет) в качестве буферных АБ используются кадмиево-никелевые АБ, а при продолжительности полетов от нескольких месяцев до года целесообразнее применять серебряно-кадмиевые АБ.

В настоящее время проходят летные испытания на КА никелево-водородные АБ, которые, имея основные удельные параметры, близкие кадмиево-никелевым АБ, обладают существенным преимуществом: они не боятся перезаряда и переразряда (глубоких разрядов). Это значительно упрощает их работу в составе КЭУ и увеличивает надежность.

Удельные энергетические и эксплуатационные параметры указанных АБ в настоящее время близки к максимально достижимым, так что усовершенствование идет по пути исследования и разработки АБ новых типов. К последним можно отнести натрий-серные и литий-серные АБ. Ожидаемые у них удельные емкости 200 – 300 Вт·ч/кг,

рабочие температуры 300–400 °С, при которых натрий и литий находятся в расплавленном состоянии. По указанным АБ к настоящему времени проведен большой объем теоретических и экспериментальных работ, но для внедрения их в КЭУ еще предстоит решить ряд сложных конструктивных, материаловедческих и технологических задач.

2.2.2 Водородно-кислородные топливные элементы (ТЭ)

В качестве горючего (восстановителя) в топливных элементах ТЭ могут быть использованы литий, натрий, алюминий, водород, метанол, пропан, метан, гидразин и т. д., а в качестве окислителя – хлор, азотная кислота, сера, перекись водорода, кислород и т. д.

Среди возможных электрохимических систем ТЭ, в первую очередь для КЭУ, до сих пор наибольшее внимание привлекают те, в которых реагентами являются водород и кислород. Это обуславливается следующим соображением. Кислород и особенно водород электрохимически достаточно активны и при использовании соответствующих катализаторов реагируют с высокой скоростью на электродах. Удельная энергоемкость водорода и кислорода (3660 Вт·ч/кг) больше, чем у большинства реагентов, обычно применяемых в ТЭ, и, кроме того, при криогенном хранении эти реагенты характеризуются наибольшим отношением собственной массы к массе системы хранения. В криогенных баках КЭУ может также эффективно храниться кислород для дыхания; продуктом реакции водорода и кислорода является вода, которая может быть использована для питья и бытовых нужд космонавтов, а также для технических нужд КА (испарительные системы в системах терморегулирования КА).

Рассмотрим принцип действия ТЭ на примере характерного водородно-кислородного ТЭ с жидким свободным электролитом (водный раствор щелочи КОН) и пористыми газодиффузионными электродами (рис. 2.4).

В две газовые камеры подаются отдельно водород и кислород. Между газовыми камерами находится электролитная камера, которая отделена от них пористыми двухслойными никелевыми электродами, причем мелкие поры «тонкого» слоя ($\delta_1 \approx 200$ мкм) диаметром 3 – 5 мкм обращены к электролиту, а крупные поры «толстого» слоя ($\delta_2 \approx 800$ мкм) диаметром 30 – 50 мкм обращены к газу. Двухслойные электроды выполнены из материалов, которые хорошо смачиваются электролитом, и поэтому их называют гидрофильными электродами. В крупные поры и в их стенки может быть вкраплен мелкодисперсный платиновый, серебряный или платино-палладиевый порошок, выполняющий роль катализатора для ускорения электрохимических процессов.

Мелкие поры заполнены электролитом, в крупных же порах образуются тончайшие пленки в виде менисков электролита. Давление газов одинаково и составляет 3 – 5 кгс/см², при этом оно обычно превышает давление электролита на 0,3 – 0,4 кгс/см², что препятствует вытеканию электролита в газовые полости. Но этого перепада давления газам недостаточно, чтобы преодолеть действующие в мелких порах капиллярные силы и попасть в электролит. Таким образом, создается устойчивая граница трех фаз газ – металл (материал электродов и катализатор) – электролит.

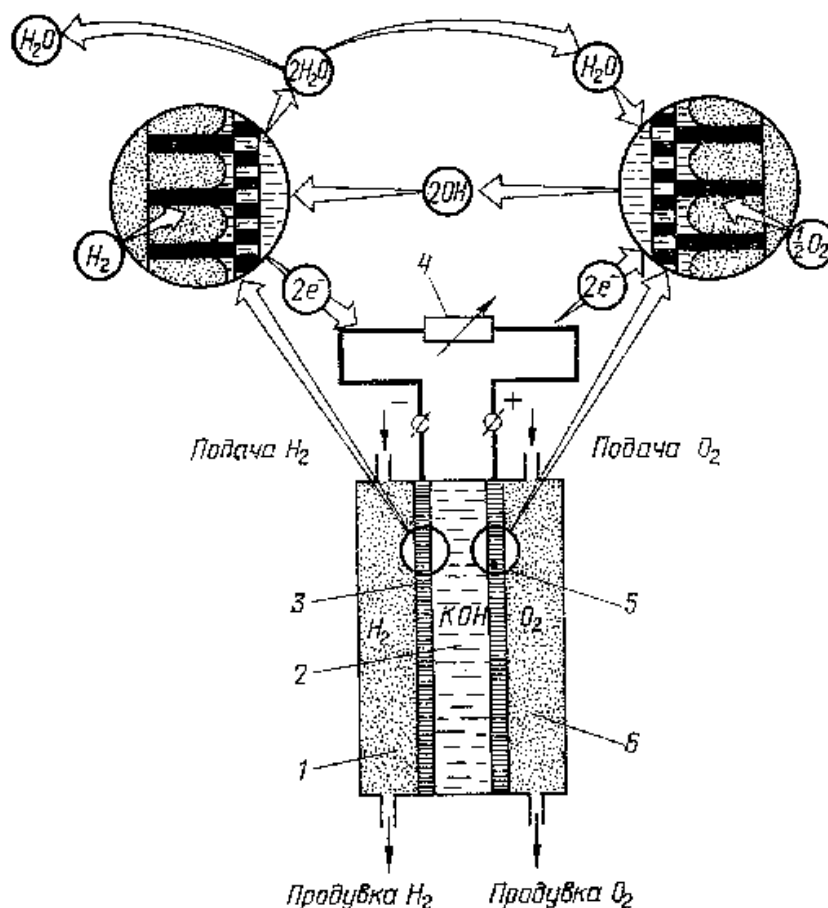


Рис. 2.4. Принцип действия водородно-кислородного ТЭ: 1 – водородная камера, 2 – электролитная камера, 3 – отрицательный электрод (анод), 4 – электрическая нагрузка, 5 – положительный электрод (катод), 6 – кислородная камера

Газообразный водород диффундирует через тонкую пленку электролита и адсорбируется на стенках крупных пор отрицательного электрода. Здесь происходит реакция водорода с гидроксильными группами (OH^-) водного раствора электролита KOH с получением воды и свободных электронов. Аналогичным образом газообразный кислород на положительном электроде реагирует с водой электролита при наличии свободных электронов с получением гидроксильных групп OH^- .

Процесс идет при температуре $90\text{--}100\text{ }^\circ\text{C}$ или $200\text{--}260\text{ }^\circ\text{C}$ в зависимости от концентрации водного раствора электролита. Электрохимическая реакция может поддерживаться только при условии постоянного потока электронов во внешней цепи от анода к катоду, а также постоянного потока ионов OH^- в электролите от катода к аноду.

Электролит в ТЭ, как и в любом ЭХИТ, представляет собой ионообменную среду, расположенную между электродами и обладающую хорошей ионной проводимостью. В некоторых случаях электролит служит также надежным разделителем между реагентами. В качестве электролита могут быть использованы водные растворы щелочей, кислот и пропитанные ими матричные (капиллярные) мембраны, а также ионообменные мембраны, изготовленные на основе ионообменных смол.

Поток электронов во внешней цепи представляет собой полезный электрический ток. Таким образом, в результате реакции водорода и кислорода без их непосредственного соприкосновения получают электроэнергию, вода и тепло.

На рис. 2.5 представлены вольт-амперная и вольт-мощностная характеристики водородно-кислородного ТЭ, а также зависимости его КПД и удельного расхода рабочих тел от плотности тока. Водородно-кислородные ТЭ имеют КПД $50\text{--}70\%$ (теоретический КПД 83%) и удельный расход рабочих тел (водорода и кислорода) $0,4\text{--}0,5\text{ кг}\cdot(\text{кВт}\cdot\text{ч})^{-1}$, что значительно лучше аналогичных параметров у химических тепловых КЭУ. Так, КПД

турбогенераторов открытого цикла и двигателей внутреннего сгорания, разработанных специально для КЭУ, не превышает 30%, а их удельный расход рабочих тел составляет 3 – 4 кг•(кВт•ч)⁻¹.

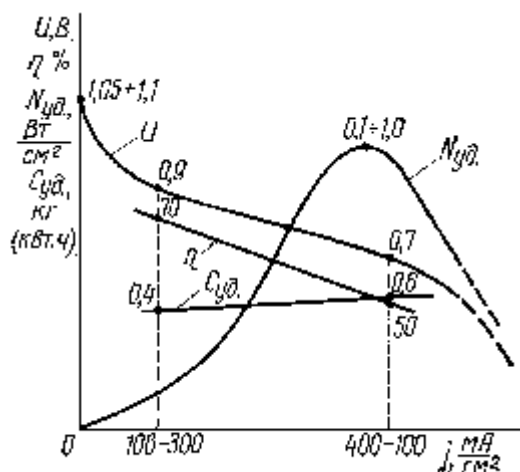


Рис. 2.5. Зависимость напряжения, КПД, удельного расхода реагентов ($C_{уд}$) и удельной мощности водородно-кислородного ТЭ ($N_{уд}$) от плотности тока

Итак, при работе ТЭ от него кроме электроэнергии необходимо отводить тепло и воду. Кроме того, для удаления инертных примесей, накапливающихся по мере расхода водорода и кислорода в газовых камерах, необходимо осуществлять периодическую продувку последних рабочими газами. Исходя из указанных основных особенностей работы ТЭ и определяется состав КЭУ на основе водородно-кислородных ТЭ. В нее входят система хранения и подачи рабочих тел (водорода и кислорода), электрохимический генератор, система терморегулирования, электросиловая часть и система управления и контроля.

Электрохимический генератор. Он состоит из батареи (батареи) ТЭ и пневмогидроагрегатов, обеспечивающих подвод рабочих тел, регулирование их параметров и продувку, а также отвод тепла и воды. В виде примера рассмотрим генератор фирмы «Пратт Уитни» для КА «Аполлон», пневмогидравлическая схема которого представлена на рис. 2.6. Батарея ТЭ состоит из 31 электрически последовательно соединенных ТЭ, которые соединены параллельно по магистралям подвода рабочих тел и их продувки. Она заключена в герметичный титановый корпус. Пневмогидроарматурасмонтирована в компактном вспомогательном контейнере, расположенном над корпусом батареи ТЭ.

Температура батареи ТЭ регулируется с помощью первичного (водородного) и вторичного (гликолевого) тепловых контуров. В качестве теплоносителя во вторичном контуре используется водно-гликолевая смесь. Водородный насос, создавая непрерывную циркуляцию водорода в первичном контуре, отводит от ТЭ водяные пары и тепло. Первичный перепускной клапан регулирует поток пароводородной смеси, идущий через первичный водородный регенератор, который передает часть выделяющегося в ТЭ тепла газообразному водороду для поддержания требуемой температуры батареи ТЭ. Поток регулируется в соответствии с заданной температурой ТЭ (200 – 260°C).

Далее пароводородная смесь поступает в конденсатор, где тепло отдается гликолю; причем результирующее понижение температуры вызывает конденсацию большей части водяных паров. Температура в конденсаторе равна 68 – 74°C. Приводимая в действие электродвигателем центрифуга-сепаратор отделяет жидкую воду и отводит ее в бак для сбора питьевой воды, расположенный в отсеке экипажа. Охлажденный «сухой» водород

затем снова перекачивается к батарее ТЭ через первичный регенератор с помощью водородного насоса, который одновременно компенсирует падение давления из-за удаления воды и понижения температуры.

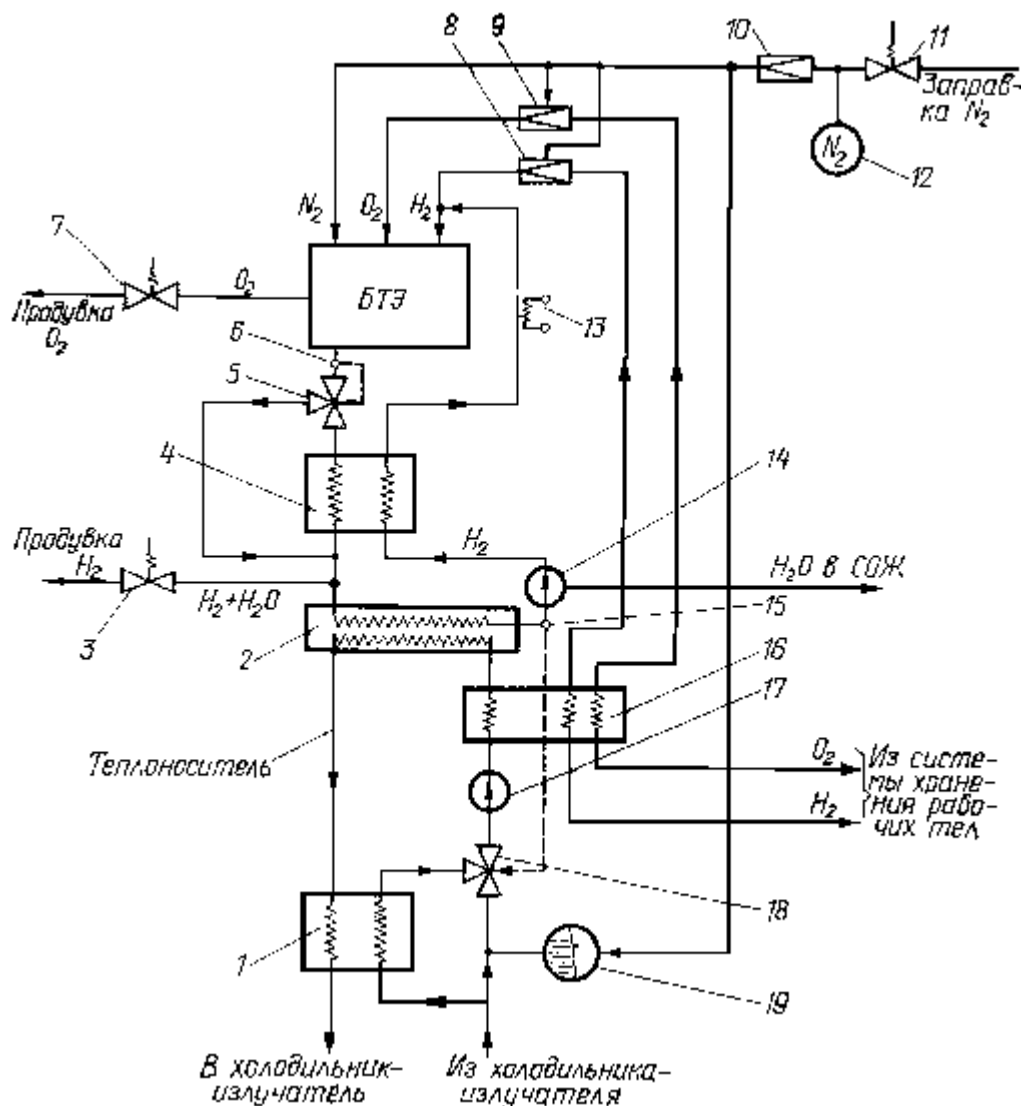


Рис. 2.6. Пневмогидравлическая схема ЭХГ КЭУ «Аполлон»: 1 – вторичный (гликолевый) регенератор, 2 – конденсатор, 3 – соленоидный водородный клапан, 4 – первичный (водородный) регенератор, 5 – первичный перепускной клапан, 6 – датчик температуры, 7 – соленоидный кислородный клапан, 8 – водородный редуктор, 9 – кислородный редуктор, 10 – азотный редуктор, 11 – соленоидный азотный клапан, 12 – баллон с азотом, 13 – электронагреватель, 14 – центрифуга, 15 – датчик температуры, 16 – предварительный подогреватель кислорода и водорода, 17 – насос теплоносителя, 18 – вторичный перепускной клапан, 19 – компенсатор давления теплоносителя

Тепло, отданное в конденсаторе гликолю, выносится с его помощью к панелям холодильника-излучателя.

В каждом электрохимическом генераторе имеется своя азотная система. Газообразный азот хранится в специальном баллоне при давлении 106 кгс/см^2 , которое снижается с помощью редуктора до рабочего давления $3,75 \text{ кгс/см}^2$. Этим азотом наддувается корпус батареи ТЭ и через специальные гибкие диафрагмы вокруг каждого ТЭ задается давление электролита в каждом из них. С помощью азота устанавливается и поддерживается давление во вторичном гликолевом контуре (через компенсатор

давления). Кроме того, давление азота является опорным для редукторов водорода и кислорода.

Таким образом, азотная система создает опорное давление для всех пневмогидравлических агрегатов электрохимического генератора, что обеспечивает независимость их работы от окружающих условий (атмосфера Земли, космический вакуум, резкое падение давления окружающей среды при выходе КА на околоземную орбиту и т. д.).

Криогенные кислород и водород, подаваемые в электрохимические генераторы из системы хранения рабочих тел, подогреваются в предварительном подогревателе вторичного контура и поступают к своим редукторам в газообразном виде при температуре не ниже 40°C. Дифференциальные редукторы понижают давление кислорода и водорода на входе в батарею ТЭ до 4,4 кгс/см².

Каждый из 31 ТЭ, составляющих батарею, содержит электролит, который при первоначальной заправке состоит по массе из 83% гидроксида калия (КОН) и 17% воды (при нормальной работе содержание воды в ТЭ колеблется в интервале от 23 до 28%). В этом случае электролит имеет критическую температуру, равную 143°C, при которой начинается электрохимическая реакция при первом включении ТЭ. Затвердевает электролит, когда его температура уменьшается до 104°C. Разогрев батарей ТЭ на стартовой позиции проводится с помощью электронагревателя, питаемого от наземного источника.

Электрохимический генератор имеет продувочные магистрали кислорода и водорода с соответствующими соленоидными запорными клапанами. Продувка батареи ТЭ зависит от электрической нагрузки и времени работы, что эквивалентно определенному количеству поступающих в батарею ТЭ рабочих тел, и от чистоты рабочих тел.

Диапазон изменения напряжения на выходе электрохимического генератора определяется верхним и нижним пределами рабочего напряжения систем и аппаратуры КА и составляет 27 – 31,5 В. Мощность такого генератора минимальна (420 Вт) при напряжении 31 В, максимальная нормальная (1420 Вт) при 27 В, максимальная аварийная (2300 Вт) при 20,5 В. КПД генератора составляет около 60%, удельный расход рабочих тел – 0,35 – 0,38 кг·(кВт·ч)⁻¹, масса – 110 кг, ресурс – 500 ч.

Хранение водорода и кислорода на борту КА. Система хранения и подачи рабочих тел обеспечивает хранение водорода и кислорода, а также их подачу в ТЭ при заданных давлении и температуре. Система может строиться на основе газобаллонного или криогенного хранения рабочих тел, основные параметры которых представлены в табл. 3, где масса водорода, кислорода и системы хранения отнесена к единице энергии (при $U_{\text{раб. ТЭ}} = 0,85 \text{ В}$; КПД ТЭ = 58%).

Т а б л и ц а 2.2 - Основные характеристики систем хранения рабочих тел

Способ хранения водорода и кислорода	Масса, кг·(кВт·ч) ⁻¹		
	Водород	Кислород	Всего
Без учета системы хранения	0,444	0,35	0,334
Газобаллонное хранение стальные баллоны при $P \approx 200 \text{ кгс/см}^2$	4,5	3,2	7,7
композитные баллоны (сталь + стеклопластик) при $P \approx 200 \text{ кгс/см}^2$	1,4	2,4	3,8
Криогенное хранение*	0,185	0,450	0,635

* При криогенном хранении подразумевается непрерывный расход рабочих тел на реакцию в ТЭ, что обеспечивает самоохлаждение криогенных емкостей (съем теплопритоков к рабочим телам за счет подогрева отбираемой части рабочих тел) без непроизводительных потерь.

Из таблицы 2.2 видно, что для КЭУ с водородно-кислородными ТЭ наиболее целесообразно криогенное хранение рабочих тел. Газобаллонное хранение имеет смысл лишь в случае довольно длительных перерывов в работе КЭУ или при малых суммарных энергоемкостях. Криогенное хранение рабочих тел использовалось в КЭУ пилотируемых КА. Основными элементами системы хранения здесь являлись водородный и кислородный криогенные баки. Поскольку конструктивные схемы баков практически одинаковы, рассмотрим подробнее схему лишь кислородного бака на примере КЭУ КА «Аполлон» (рис. 2.7). Он выполнен по типу сосуда Дюара и предназначен для длительного хранения кислорода в криогенном состоянии без непроизводительных потерь.

Бак имеет внутреннюю оболочку и внешнюю оболочку с колпаком, в котором расположены подводящие и отводящие трубопроводы кислорода, а также цепи электропитания и измерения. Зазор между внешней и внутренней оболочками, а также свободное пространство под колпаком для максимального уменьшения внешних теплопритоков к кислороду, хранящемуся во внутренней оболочке, заполняются экранно-вакуумной теплоизоляцией и затем вакуумируются до 1,3 мПа. Внутренняя и внешняя оболочки и колпак изготовлены из высококачественной стали. Внешняя оболочка механически разгружена и лишь воспринимает атмосферное давление (т. е. в основном работает на устойчивость).

Теплоизоляция состоит из пакетов, каждый из которых содержит три слоя алюминиевой фольги толщиной $1,25 \cdot 10^{-2}$ мм, три слоя бумаги дексиглас и слой стекловуали. В средних слоях теплоизоляции располагается тепловой экран, выполненный из алюминиевой фольги толщиной 0,1 мм и скрепленный с трубкой, по которой кислород подается из бака. Последнее предусмотрено для ограничения теплопритоков, все же приходящих в бак, за счет некоторого подогрева кислорода, уходящего из бака.

Для поддержания вакуума не хуже 1,3 мПа на внутренней поверхности наружной оболочки бака установлены ионные вакуумные насосы. Все трубопроводы и кабели, расположенные под колпаком, выполнены в виде спиралей для увеличения их длин и тем самым уменьшения теплопритока от внешней оболочки бака к внутренней. Для исключения непроизводительных выбросов криогенного кислорода тепловая схема бака рассчитана таким образом, чтобы внешний теплоприток, который доходит до внутренней оболочки, создавал давление кислорода, необходимое для поддержания минимального расхода, обеспечивающего длительную минимальную мощность электрохимического генератора и минимальные потребности в кислороде для дыхания.

При средних и особенно при максимальных электрических нагрузках и максимальных потребностях системы обеспечения жизнедеятельности для поддержания заданного давления кислорода необходим внутренний источник тепла, который здесь реализуется в виде специальных электронагревателей.

В условиях космического полета, где практически отсутствует гравитация, теплопередача от электронагревателей к криогенной жидкости осуществляется в основном посредством теплопроводности жидкости. При этом в объеме жидкости образуются значительные градиенты плотности – так называемая тепловая стратификация. Маневры КА, связанные с резким ростом перегрузок, могут привести к перемешиванию стратифицированной жидкости, что приведет к резкому падению давления и нарушению питания электрохимического генератора и обеспечения кислородом системы жизнедеятельности. Ликвидация стратификации возможна при циркуляции жидкости, которая обеспечивается с помощью специальных вентиляторов.

Особое значение в условиях длительного космического полета при отсутствии гравитации имеет измерение остатка кислорода в баке. Внутри собранного бака (см. рис. 2.6) имеются два трубчатых узла. Первый узел – это термостат, который включает в себя две изолированные друг от друга спирали электронагревателей постоянного тока (2×57 Вт; 28 В) и два электровентилятора переменного тока ($2 \times 26,5$ Вт; 115 В; 400 Гц, 1800

об/мин). Второй узел – это емкостной датчик количества оставшегося в баке кислорода. Внутренний цилиндр датчика количества является одновременно заправочной и сливной трубкой кислорода, а также одним из электродов емкостного датчика.

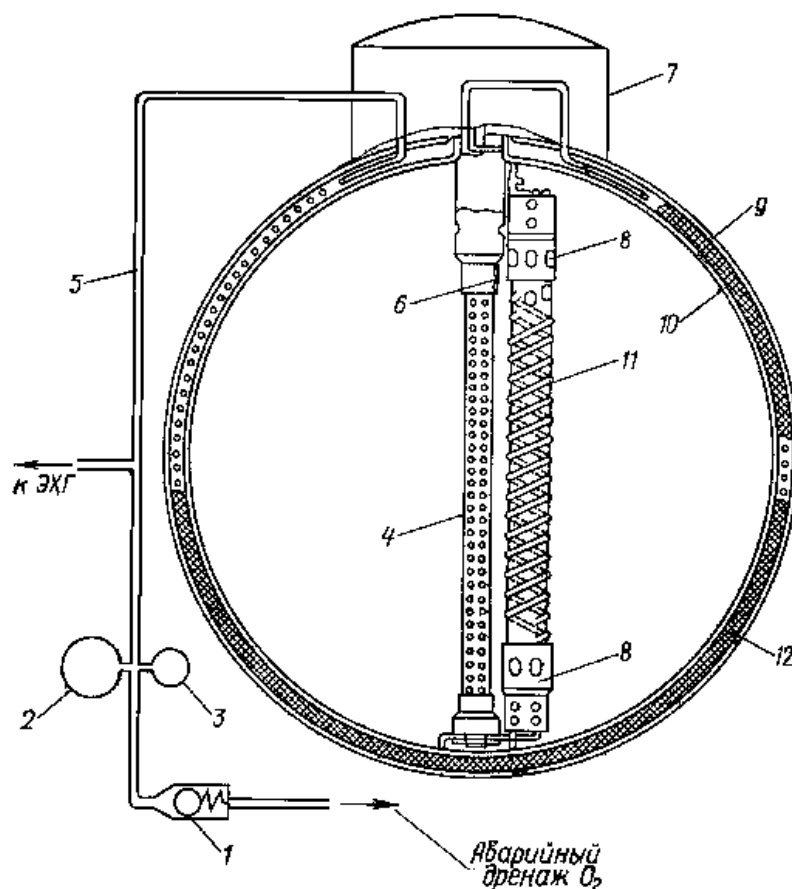


Рис. 2.7. Конструктивная схема кислородного бака КЭУ КА «Аполлон»: 1 – предохранительный клапан, 2 – датчик давления, 3 – сигнализатор давления, 4 – емкостный датчик количества кислорода, 5 – трубопровод подачи кислорода, 6 – температурный датчик, 7 – колпак, 8 – электровентиль, 9 – внешняя оболочка, 10 – внутренняя оболочка, 11 – спираль электронагревателя, 12 – экранно-вакуумная теплоизоляция

Трубопровод подачи кислорода из бака после прохождения в межбаковом пространстве вокруг внутренней оболочки выходит из колпака наружу. Наружный диаметр кислородного бака составляет 67,5 см, сухая масса – 36,5 кг. Бак рассчитан на заправку 150 кг «сверхкритического» кислорода при рабочем давлении 61,3 – 66 кгс/см² и температуре в диапазоне от –183 до –105°С (в каждом баке 50 кг кислорода предназначены для дыхания).

Термин «сверхкритический» означает, что кислород хранится при таких значениях температуры и давления, которые гарантируют его однородность и однофазность. Последнее позволяет избежать трудностей, связанных с разделением фаз в условиях низкой гравитации при заборе кислорода из бака.

Водородный бак с наружным диаметром 81 см и массой 31,2 кг имеет практически такую же конструкцию и такой же состав основных элементов. Он рассчитан на заправку 12,7 кг «сверхкритического» водорода при рабочем давлении 16 – 18 кгс/см² и температуре в диапазоне от –254 до –232°С.

КЭУ на КА «Аполлон». Для конкретного представления о КЭУ, рассмотрим в качестве примера отработанную КЭУ КА «Аполлон», который предназначался для обеспечения пребывания трех космонавтов в космическом пространстве до 14 сут, осуществления маневров и стыковки в космосе, прилунения, старта с поверхности Луны, безопасного входа в плотные слои атмосферы и приземления. Отсек экипажа и агрегатный отсек образовывали основной блок КА, а лунная кабина включала в свой состав посадочную и взлетную ступени.

В агрегатном отсеке размещались основной запас кислорода, воды, водорода, топлива, а также двигательная и энергетическая установки. Одна из 6 его секций полностью отводилась под КЭУ. Здесь были расположены электрохимические генераторы, баки с жидким кислородом и водородом, трубопроводы и ряд других элементов КЭУ.

В отсеке экипажа было пять серебряно-цинковых АБ: три буферные АБ и две пиротехнические. Буферные АБ обеспечивали электроэнергией отсек экипажа после его разделения с агрегатным отсеком (спуск на Землю и ожидание), а также дополняли работу электрохимических генераторов при максимальных нагрузках или аварийных режимах. Каждая буферная АБ имела емкость 40А·ч, а пиротехническая АБ – емкость 0,75 А·ч. Пиротехнические АБ обеспечивали срабатывание пиропатронов при разделении различных частей КА. Они были изолированы от электроцепей, питаемых от электрохимических генераторов и от буферных АБ, чтобы большие броски тока при срабатывании пиропатронов не влияли на допуск напряжения КЭУ.

Главной энергетической установкой КА «Аполлон» была КЭУ на основе водородно-кислородных электрохимических генераторов (ЭХГ), расположенная в агрегатном отсеке. В состав КЭУ входили три ЭХГ и две пары водородных и кислородных баков, схемы и некоторые конструктивные особенности которых были рассмотрены ранее. КЭУ снабжала весь КА «Аполлон» не только электроэнергией, но также кислородом и водой.

Штатную программу энергоснабжения могли обеспечить два ЭХГ из трех, аварийную программу по спасению экипажа – один ЭХГ совместно с одной буферной АБ. Система хранения рабочих тел была секционирована: имелись два бака кислорода и два бака водорода, при этом запас любого компонента был достаточен, чтобы при выходе из строя одного из баков оставшегося рабочего тела хватило для спасения экипажа из наиболее неблагоприятной точки полета.

Как оба кислородных, так и оба водородных бака через обратные клапаны были объединены в одну кислородную (водородную) магистраль, из которой через соответствующий соленоидный клапан кислород (водород) мог подаваться к каждому ЭХГ. От каждого кислородного бака через обратные клапаны кислород попадал в систему обеспечения жизнедеятельности. Вода, вырабатываемая всеми ЭХГ, собиралась в специальный бак для питьевой воды, откуда она могла направляться либо для питья или бытовых нужд экипажа, либо в испаритель системы терморегулирования КА.

Система терморегулирования как самостоятельная система в КЭУ не входила. В состав каждого ЭХГ (см. рис. 6) включен свой контур охлаждения, называемый вторичным. Каждый из этих контуров теплоносителя (гликоля) последовательно соединялся с восемью панелями холодильника-излучателя, расположенными на переходнике между агрегатным отсеком и отсеком экипажа. Автономность охлаждения каждого из трех ЭХГ обеспечивалась системой панелей холодильника-излучателя с тремя замкнутыми гидравлическими контурами.

Холодильник-излучатель имел площадь (7,2 м²), достаточную для того, чтобы излучить при 71–77 °С все избыточное тепло, выделявшееся при работе трех ЭХГ на номинальном режиме.

В электросиловую часть КЭУ основного блока кроме буферных и пиротехнических АБ входили три статических полупроводниковых преобразователя постоянного тока в

трехфазный переменный ток (115 / 200 В; 400 Гц) при полной мощности каждого преобразователя 125 В·А.

В КЭУ основного блока не было автономной системы управления, выполненной в виде одного или нескольких самостоятельных блоков. Все автоматические операции в КЭУ выполнялись с использованием централизованных вычислительных устройств КА. При этом управление КЭУ осуществлялось в значительной мере «вручную», т. е. с пульта космонавтов. Контроль части параметров подсистем и агрегатов КЭУ также выводился на пульт космонавтов и еще большее число параметров передавалось с помощью телеметрической системы на Землю.

Высокий КПД ТЭ привел к среднему удельному расходу реагентов, равному $0,36 \text{ кг} \cdot (\text{кВт} \cdot \text{ч})^{-1}$. КЭУ имела удельную энергоемкость около $880 \text{ Вт} \cdot \text{ч}/\text{кг}$, при этом учитывалась масса, которую составляли система хранения и подачи рабочих тел с полной заправкой, три ЭХГ и система терморегулирования с панелями холодильника-излучателя, а также вся пневмогидроарматура и трубопроводы, т. е. фактически масса первичного источника электроэнергии. Это существенно превышало удельную энергоемкость наилучших в настоящее время серебряно-цинковых АБ ($120 - 140 \text{ Вт} \cdot \text{ч}/\text{кг}$).

Пути совершенствования КЭУ на основе водородно-кислородных ЭХГ. Основными направлениями развития и совершенствования КЭУ на основе водородно-кислородных ЭХГ являются: а) увеличение мощности ЭХГ и КЭУ в целом с уменьшением удельной массы ЭХГ на единицу его мощности; б) увеличение энергоемкости КЭУ с увеличением удельной энергоемкости на единицу массы КЭУ; в) увеличение ресурса работы КЭУ с переходом на многоразовую (многоцикловую) работу с профилактическим обслуживанием между циклами работы.

В таблице 2.3 представлена динамика улучшения основных параметров КЭУ на основе водородно-кислородных ЭХГ (на примере пилотируемых КА «Джемини», «Аполлон» и МТКК, а также КЭУ для питания импульсных нагрузок). Из нее видно, что удельная масса ЭХГ КА «Джемини» меньше, чем у ЭХГ КА «Аполлон», но так как его КПД равен 50%, а удельный расход рабочих тел составляют $0,55 \text{ кг} \cdot (\text{кВт} \cdot \text{ч})^{-1}$ по сравнению с 60 – 65% и $0,4 \text{ кг} \cdot (\text{кВт} \cdot \text{ч})^{-1}$ для ЭХГ КА «Аполлон», удельная энергия у последнего в конечном счете оказалась выше. Гарантированный ресурс у ЭХГ для КА «Аполлон» оказался меньше, чем у ЭХГ для КА «Джемини», так как более высокая рабочая температура ТЭ (около 260°C по сравнению с $\sim 40^\circ\text{C}$) не позволила достичь большего ресурса из-за коррозии кислородных электродов. Это ограничение в итоге привело к отказу от ЭХГ данного типа.

Наиболее наглядно (по сравнению с ЭХГ для КА «Аполлон») выглядит улучшение параметров ЭХГ для МТКК. Он вырабатывает в 5 раз бóльшую мощность при той же массе и имеет на порядок больший ресурс при возможности многоразового использования и проведения межполетных регламентных работ. Это достигнуто прежде всего за счет улучшения охлаждения, распределения реагентов в ТЭ и характеристик электродов, а также замены свободного электролита матричной мембраной, пропитанной электролитом.

Эксплуатация ЭХГ значительно упрощена, так как не используются ТЭ с жидким электролитом, которые требуют точного поддержания перепада давления реагентов над электролитом для предотвращения его вытекания в газовые полости через двухслойные пористые никелевые электроды. Кроме того, используется такая концентрация водного раствора электролита КОН (35% вместо 83%), которая позволяет ему находиться в жидком состоянии при всех эксплуатационных и нерасчетных температурах. Наконец, исключена система сжатого азота для обеспечения базового давления в ЭХГ и т. д. В дальнейшем планируется довести удельную массу ЭХГ до 2 – 4 кг/кВт, а его ресурс – до 10 000 ч.

В таблице 2.3 представлены основные параметры принципиально новой КЭУ на основе водородно-кислородных ЭХГ – проектируемой многомегаваттной импульсной

энергетической установки авиационно-космического применения с временем работы до 2 мин. Высокая удельная мощность ЭХГ достигается за счет применения ТЭ с матричной мембраной, работающих при плотности тока, на порядок больший, чем ТЭ для КЭУ МТКК, а также за счет того, что при кратковременной работе можно обойтись без тяжелого холодильника-излучателя, насосов и контуров теплоносителя.

Т а б л и ц а 2.3 - Характеристика КЭУ на основе водородно-кислородных ЭХГ

Основные параметры КЭУ	«Джемини» (1965 – 1968 гг.)	«Аполлон» (1966 – 1972 гг.)	МТКК (1981 – 1983 гг.)	Питание импульсных нагрузок (проект)
Мощность, кВт	2 × 0,64	3 × 1,42	3 × 10	7 × 575
Удельная масса ЭХГ, кг/кВт	50	75	11,2	0,2
Энергоемкость, кВт·ч	160	660	1650	133
Удельная энергоемкость, Вт·ч/кг	680 ¹	880 ²	800 / 950 ³	65
Ресурс эксплуатационный, гарантированный, ч	340 / 1000	340 / 500	5000 ⁴	2,5 ⁵
Число циклов	1	1	100	75

¹ Масса КЭУ без системы управления, межблочных электрических и пневмогидравлических связей и крепежа (не учтена также масса холодильника-излучателя и ряда агрегатов, входящих в состав КА).

² В массе КЭУ учтена масса системы хранения и подачи рабочих тел, масса трех ЭХГ и системы терморегулирования КЭУ с холодильником-излучателем, а также масса пневмогидроарматуры и трубопроводов.

³ Масса КЭУ без системы управления (не учтена также масса холодильника-излучателя и ряда агрегатов, входящих в состав КА). Удельная энергоемкость 800 Вт·ч/кг соответствует наличию двух водородных и двух кислородных баков, а значение 950 Вт·ч/кг – наличию четырех водородных и четырех кислородных баков.

⁴ Время одного цикла (полета) 168 ч с возможностью увеличения до 720 ч (2000 ч без обслуживания и регламентных работ с ЭХГ).

⁵ Время одного цикла 2 мин.

Водород и кислород хранятся в газообразном состоянии в баллонах при давлении 211 кгс/см². Как уже отмечалось, при подключении электрической нагрузки к ЭХГ происходит потребление реагентов, выделение тепла и образование воды. Выделяющееся тепло снимается за счет испарения запаса воды, пары которой отводятся за борт. Образующаяся в ТЭ вода аккумулируется в электролите. После окончания работы клапаны подачи реагентов закрываются и в ЭХГ в целях безопасности подается инертный газ. После возвращения летательного аппарата на базу к ЭХГ пристыковывается стендовая система удаления воды, аккумулированной в электролите в процессе работы ТЭ. Удаление воды производится за счет испарения ее в поток сухого газа, продуваемого через ТЭ. После заправки баллонов газообразными реагентами и заправки емкости охлаждающей водой энергоустановка вновь готова к работе.

Осушение электролита возможно и на борту КА. Полученную воду можно затем разложить на водород и кислород путем электролиза за счет электроэнергии от солнечной батареи. Таким образом может быть создан мощный импульсный накопитель электроэнергии для применения на КА.

2.3 СОЛНЕЧНЫЕ ФОТОЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ КЭУ

2.3.1 Фотоэлектрические преобразователи

Полупроводниковый фотоэлектрический преобразователь (ФЭП) – это устройство, в котором осуществляется прямое преобразование энергии солнечного излучения в электрическую энергию. Принцип работы ФЭП основан на взаимодействии солнечного света с кристаллом полупроводника, в процессе которого фотоны освобождают в кристалле электроны – носители электрического заряда. Специально созданные под действием так называемого $p-n$ -перехода области с сильным электрическим полем улавливают освобожденные электроны и разделяют их таким образом, что в цепи нагрузки возникает ток и соответственно электрическая мощность.

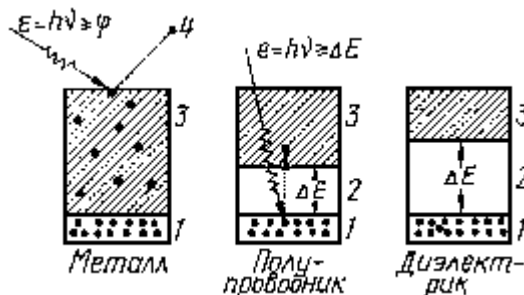


Рис. 2.8. Поглощение света в металлах и полупроводниках: 1 – заполненная (валентная) зона, 2 – запрещенная зона, 3 – зона проводимости, 4 – электрон

Теперь рассмотрим несколько подробнее, хотя и со значительными упрощениями, этот процесс. Начнем с рассмотрения поглощения света в металлах и чистых полупроводниках (рис. 2.8). При попадании потока фотонов на поверхность металла часть фотонов отражается, а оставшаяся часть поглощается металлом. Энергия второй части фотонов увеличивает амплитуду колебаний решетки и скорость хаотического движения свободных электронов. Если энергия фотона довольно велика, то ее может оказаться достаточно, чтобы выбить из металла электрон, сообщив ему энергию, равную или большую, чем работа выхода данного металла. Это внешний фотоэффект. При меньшей энергии фотона его энергия в конечном счете целиком идет на нагрев металла.

Иная картина наблюдается при воздействии потока фотонов на полупроводники. В отличие от металлов кристаллические полупроводники в чистом виде (без примесей), если на них не воздействуют никакие внешние факторы (температура, электрическое поле, излучение света и т. д.), не имеют свободных электронов, оторванных от атомов кристаллической решетки полупроводника. Однако, поскольку полупроводниковый материал всегда находится под воздействием какой-либо температуры (чаще всего комнатной), небольшая часть электронов может за счет тепловых колебаний приобрести энергию, достаточную для отрыва их от своих атомов. Такие электроны становятся свободными и могут принимать участие в переносе электричества.

Атом полупроводника, лишившийся электрона, приобретает положительный заряд, равный заряду электрона. Однако место атома, не занятое электроном, может быть занято электроном соседнего атома. При этом первый атом становится нейтральным, а соседний – положительно заряженным. Освободившееся в связи с образованием свободного электрона место в атоме равноценно положительно заряженной частице, называемой дыркой.

Энергия, которой обладает электрон в связанном с атомом состоянии, лежит в пределах заполненной (валентной) зоны. Энергия свободного электрона относительно велика и лежит в более высокой энергетической зоне – зоне проводимости. Между ними лежит запрещенная зона, т. е. зона таких значений энергий, которые электроны данного полупроводникового материала не могут иметь ни в связанном, ни в свободном

состоянии. Ширина запрещенной зоны для большинства полупроводников лежит в пределах 0,1 – 1,5 эВ. При больших значениях запрещенной зоны, чем 2,0 эВ, мы имеем дело с диэлектриками.

Если энергия фотона равна или превышает ширину запрещенной зоны, то происходят отрыв одного из электронов от своего атома и переброска его из валентной зоны в зону проводимости.

Увеличение концентрации электронов и дырок приводит к возрастанию проводимости полупроводника. Возникающая под действием внешних факторов проводимость тока в чистом монокристаллическом полупроводнике называется собственной проводимостью. С исчезновением внешних воздействий свободные электронно-дырочные пары рекомбинируют друг с другом и собственная проводимость полупроводника стремится к нулю. Идеально чистых полупроводников, которые обладали бы одной лишь собственной проводимостью, не существует. Обычно полупроводник обладает электронной (*n*-тип) или дырочной (*p*-тип) проводимостью.

Тип проводимости определяется валентностью атомов полупроводника и валентностью атомов активной примеси, внедренной в его кристаллическую решетку. Например, для кремния (IV группа Периодической системы Менделеева) активными примесями являются бор, алюминий, галлий, индий, таллий (III группа) или фосфор, мышьяк, сурьма, висмут (V группа). Кристаллическая решетка кремния имеет такую форму, при которой каждый атом кремния, находящийся в узле решетки, связан с четырьмя другими ближайшими атомами кремния так называемыми ковалентными или парноэлектронными связями.

Элементы V группы (доноры), внедренные в узлы кристаллической решетки кремния, имеют ковалентные «связи четырех своих электронов с четырьмя электронами соседних атомов кремния, а пятый электрон может быть легко освобожден. Элементы III группы (акцепторы), внедренные в узлы кристаллической решетки кремния, для образования четырех ковалентных связей притягивают электрон от одного из соседних атомов кремния, образуя тем самым дырку. Этот атом в свою очередь может притянуть электрон от одного из соседних ему атомов кремния и т. д.

ФЭП – это полупроводниковый фотоэлемент с запорным (вентильным) слоем, работа которого основана на только что рассмотренном фотоэффекте. Итак, механизм работы ФЭП заключается в следующем (рис. 9). Кристалл ФЭП состоит из *p*- и *n*-областей, имеющих соответственно дырочную и электронную проводимости. Между этими областями образуется *p-n*-переход (запорный слой). Его толщина $10^{-4} - 10^{-6}$ см.

Так как по одну сторону от *p-n*-перехода больше электронов, а по другую дырок, то каждый из этих свободных носителей тока будет иметь тенденцию диффундировать в ту часть ФЭП, где их недостаточно. В результате на *p-n*-переходе в темноте устанавливается динамическое равновесие зарядов и образуется два слоя объемных зарядов, причем со стороны *p*-области образуются отрицательный, а со стороны *n*-области положительный заряды.

Установившийся потенциальный барьер (или контактная разность потенциалов) будет препятствовать дальнейшей самодиффузии электронов и дырок через *p-n*-переход (рис. 2.9, а). Контактная разность потенциалов U_k направлена от *n*-области к *p*-области. Переход электронов из *n*-области в *p*-область требует затраты работы $U_k \cdot e$, переходящей в потенциальную энергию электронов. По этой причине все энергетические уровни в *p*-области подняты относительно энергетических уровней *n*-области на величину потенциального барьера $U_k \cdot e$. На рис. 9 движение вверх по оси ординат соответствует росту энергии электронов и уменьшению энергии дырок. Таким образом, потенциальный барьер является препятствием для основных носителей (в прямом направлении), а для неосновных носителей (в обратном направлении) никакого сопротивления не представляет.

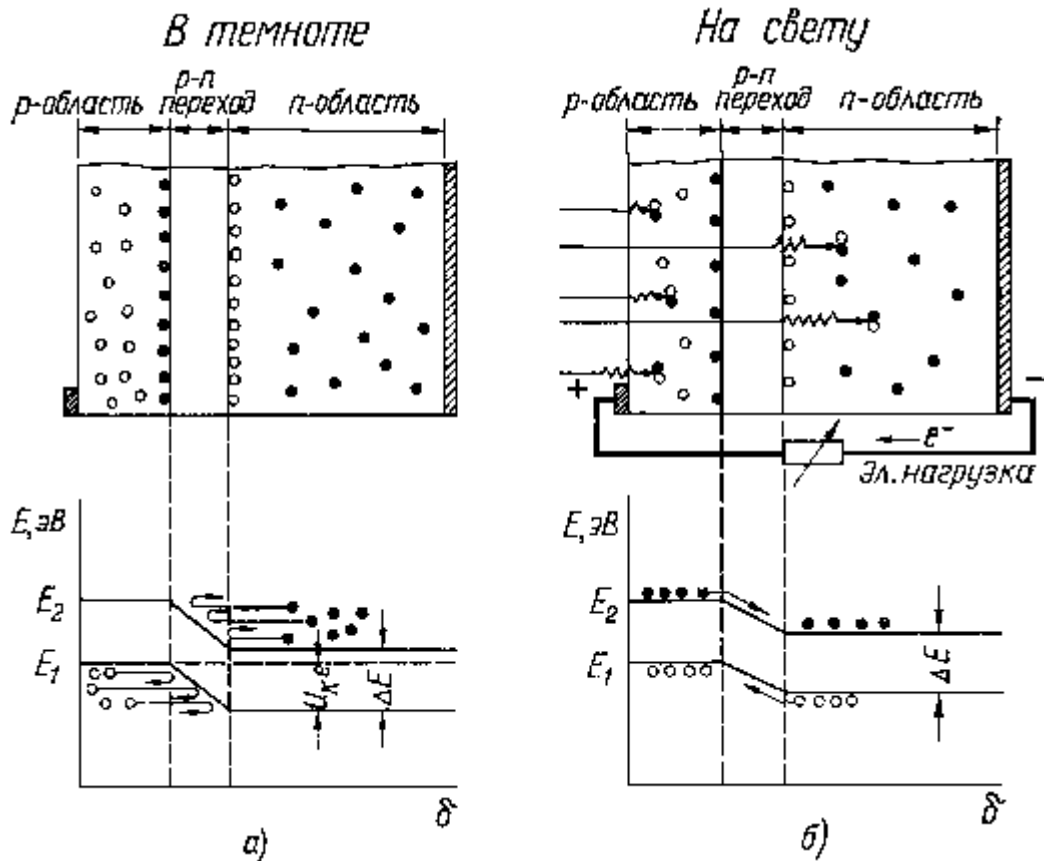


Рис. 2.9. Принцип действия ФЭП (точками обозначены электроны, кружочками – дырки)

Под действием солнечного света (фотонов определенной энергии) атомы полупроводника возбуждаются, и в кристалле как в p -, так и n -областях возникнут дополнительные (избыточные) пары электрон–дырка (рис. 9, б). Наличие же потенциального барьера в p - n -переходе обуславливает разделение дополнительных неосновных носителей (зарядов) так, что в n -области будут накапливаться избыточные электроны, а в p -области – избыточные дырки, не успевшие рекомбинировать до их подхода к p - n -переходу. При этом будет происходить частичная компенсация объемного заряда у p - n -перехода и возрастать создаваемое ими электрическое поле, направленное против контактной разности потенциалов, что вместе взятое ведет к снижению потенциального барьера.

В результате между электродами установится разность потенциалов $U_{ф}$, которая по существу представляет собой фото-ЭДС. Если в цепь ФЭП включить внешнюю электрическую нагрузку, то в ней потечет электрический ток – поток электронов от n -области к p -области, где они рекомбинируют с дырками. Вольт-амперная и вольт-мощностная характеристики ФЭП представлены на рис. 10, из которого очевидно, что для снятия с ФЭП максимальной электрической мощности необходимо обеспечить его работу в достаточно узком диапазоне выходных напряжений (0,35 – 0,45 В).

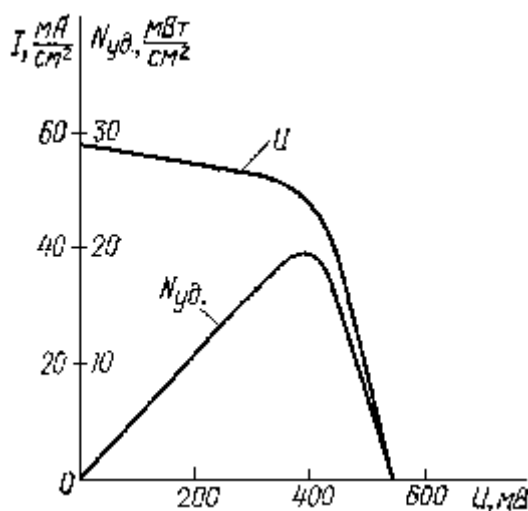


Рис. 2.10. Зависимость напряжения и удельной мощности от плотности тока ФЭП

Теперь коротко рассмотрим процесс изготовления и конструкцию ФЭП. Поскольку легирование кремния представляет собой целенаправленное введение в полупроводник донорных или акцепторных примесей с концентрацией не выше одной миллионной части, исходный кремний должен быть предварительно очищен от примесей с доведением их концентрации до одной миллиардной. Едва ли где-нибудь еще предъявляются столь высокие требования к чистоте материала. Совершенно недопустима какая-либо деформация кристаллической решетки полупроводника, так как это ведет к снижению КПД ФЭП. Поэтому полупроводниковые элементы необходимо вырезать из единого кристалла.

Тщательно очищенный кремний переплавляют с соответствующим количеством легирующей примеси, получая кремний *p*- или *n*-типа. Далее из этого расплава выращивают монокристалл кремния диаметром 6 – 8 см и длиной несколько десятков сантиметров. Выращивание происходит путем постепенной кристаллизации материала на зерне кристалла, которое закрепляют на зонде и опускают в тигель с расплавленным кремнием ($T \approx 1420^\circ\text{C}$). Зонд очень медленно вынимают, извлекая вместе с ним и выросшую колонку кремния, имеющего структуру монокристалла. Последний распиливают на пластинки толщиной 0,3 – 0,4 мм и размером 1×2 , 2×2 , 2×4 см², которые затем шлифуют.

Для создания *p-n*-перехода в полученных кремниевых пластинках используют метод термодиффузии примеси, противоположной той, которая уже внедрена в пластинки. Если мы имеем, например, пластинки из кремния *n*-типа с добавкой мышьяка, то их помещают в высокотемпературную камеру и выдерживают при температуре около 1400°C в среде паров химических соединений, содержащих элементы III группы (например, бор). При этой температуре боросодержащие соединения разлагаются с выделением бора, который диффундирует в кремний. Регулируя температуру и продолжительность процесса, можно получить то или иное распределение бора от поверхности в глубь пластинки.

Поверхностный слой становится кремнием *p*-типа. На глубине нескольких микрометров, где концентрация примеси бора равна концентрации примеси мышьяка, получится *p-n*-переход, а далее мы имеем кремний *n*-типа. Наконец, тыльную сторону пластинки металлизуют по всей поверхности, а лицевую сторону – в виде тонкой гребенки, хорошо пропускающей солнечный свет, и к этим частям припаивают электрические контакты так, чтобы их сопротивление было минимальным. Металлизация может быть осуществлена путем напыления, химического или электрохимического осаждения металла и т. д. ФЭП могут соединяться электрически последовательно и параллельно для получения требуемых напряжения и мощности, КПД современных ФЭП составляет 10 – 12%.

На работу ФЭП наибольшее влияние оказывают температура, плотность светового потока и уровень радиации. С ростом температуры происходит уменьшение напряжения холостого хода ФЭП (около 0,5% на 1°C). Это ведет к уменьшению выходной мощности и КПД ФЭП. Резкое циклическое изменение температуры за счет смены теневых и освещенных участков влияет на срок службы ФЭП (растрескивание электрических контактов). Обычно лицевую сторону ФЭП покрывают специальными селективными терморегулирующими покрытиями, которые обеспечивают хорошее поглощение той части солнечного спектра, в которой энергия фотонов превышает ширину запрещенной зоны, и отражение той части спектра, в которой энергия фотонов меньше ширины запрещенной зоны данного полупроводника. Последнее связано с тем, что фотоны низких энергий не могут образовать пару электрон–дырка, а лишь ведут к нагреву полупроводника.

С увеличением плотности светового потока происходят линейное возрастание тока короткого замыкания ФЭП и некоторое увеличение напряжения холостого хода, что вместе взятое приводит к увеличению выходной электрической мощности. При этом всегда нужно учитывать возможное увеличение температуры ФЭП, которое в свою очередь ведет к уменьшению выходной мощности ФЭП. Для избежания или смягчения этого воздействия необходимо применять дополнительные меры для охлаждения ФЭП. Увеличение освещенности ФЭП может быть достигнуто за счет приближения ФЭП к Солнцу (например, полет КА к Венере) или за счет применения специальных устройств, концентрирующих солнечную энергию на поверхность ФЭП.

Космическая радиация (электронное и протонное облучение) вызывает радиационные дефекты в кристаллах ФЭП, в результате чего их выходная мощность снижается. Особенно сильно воздействуют на ФЭП радиационные пояса Земли и солнечные вспышки. Для увеличения радиационной стойкости ФЭП используют кремний очень высокой чистоты с минимальными примесями инородных веществ, а также применяют прозрачные защитные покрытия из кварцевого стекла толщиной 0,15 – 0,2 мм, одновременно выполняющие и роль терморегулирующих покрытий.

Основные параметры ряда ФЭП представлены в таблице 2.5. Кроме кремниевых ФЭП, которые до настоящего времени используются в большинстве солнечных КЭУ, наибольший интерес представляют ФЭП на основе арсенида галлия и сульфида кадмия. Они обладают более высокой рабочей температурой, чем кремниевые ФЭП (причем ФЭП на основе арсенида галлия имеют более высокий теоретический и практически достигнутый КПД). Необходимо отметить, что по мере увеличения ширины запрещенной зоны полупроводника увеличивается напряжение холостого хода и теоретический КПД ФЭП на его основе. Однако при ширине запрещенной зоны более 1,5 эВ КПД ФЭП начинает уменьшаться, так как все большая часть фотонов не может образовать пару электрон–дырка. Таким образом, имеется оптимальная ширина запрещенной зоны (1,4 – 1,5 эВ), при которой КПД ФЭП достигает максимально возможной величины.

Большой интерес представляет создание так называемых пленочных (толщиной всего 3 – 5 мкм) ФЭП на основе сульфида кадмия. Технология их создания заключается в осаждении из газовой фазы последовательно тыльного электрода, *n*- и *p*-слоев, переднего электрода и защитных покрытий. КПД таких ФЭП достигает 6–7%, стоимость при массовом механизированном и автоматизированном производстве может быть в 10 – 20 раз меньше, чем у современных монокристаллических кремниевых ФЭП. Если данный тип ФЭП создавать на подложке в виде прочной полиамидной пленки толщиной 40 – 50 мкм, то можно получить СБ с удельными мощностными параметрами, значительно лучшими, чем у современных СБ на основе кремниевых ФЭП. Основным недостатком сегодняшних пленочных ФЭП на основе сульфида кадмия – значительная деградация их параметров во времени.

Таблица 2.5- Основные параметры ФЭП

	Материал ФЭП					
	Кремний	Фосфид индия	Арсенид галлия	Теллурид кадмия	Фосфид галлия	Сульфид кадмия
Ширина запрещенной зоны, эВ	1,12	1,27	1,36	1,5	2,24	2,4
КПД, % теоретический	21,7	25	26	27	22	19
достигнутый ($T = 25^{\circ}\text{C}$)	15	6	18	7	1,0	8
Максимальная рабочая температура, $^{\circ}\text{C}$	100 – 150	250 – 300	300 – 400	300 – 400	500 – 650	500 – 650

2.3.2 Солнечные батареи

Для получения заданной мощности и напряжения ФЭП соединяются электрически последовательно-параллельно: при этом они конструктивно komponуются в виде так называемых солнечных батарей.

Первые солнечные батареи (СБ) выполнялись в виде обклейки ФЭП корпуса КА. Однако их эффективность была невелика, так как только небольшая часть ФЭП могла быть непосредственно обращена к Солнцу. И если при мощностях в несколько ватт с этим еще можно было мириться, то при переходе к сотням и более ватт такое положение стало уже недопустимым. Поэтому начали создаваться панельные СБ.

Панельная СБ представляет собой жесткую рамку (или несколько рамок), выполненную из легких сплавов, например, алюминиевых или бериллиевых. На рамку крепится, например, сотовая подложка из алюминиевого сплава (толщина несущих листов 0,12 – 0,15 мм, наполнителя между ними 4 – 5 мм). На подложку наносится слой электроизолятора толщиной 50 – 60 мкм, на которой специальным клеем приклеиваются ФЭП. Электрические соединения ФЭП осуществляются пайкой тонкой серебряной проволокой. В качестве подложки на рамку может натягиваться тонкая (около 50 мкм) полиамидная пленка, к которой ФЭП приклеиваются, или тонкая капроновая сетка, к которой ФЭП прикрепляются с помощью специальных проволочных петель, имеющих на тыльной стороне каждого ФЭП.

Панельные СБ могут быть жестко связаны с КА и ориентироваться на Солнце с помощью ориентации самого КА, как это было на пилотируемом КА «Союз» при полезной площади двух СБ около 9 м². Такие СБ делаются как правило, при мощностях не более 1 кВт. При больших же мощностях СБ обычно имеют одноосную или двухосную ориентацию по отношению к КА, что позволяет при любом его положении в космическом пространстве получать от СБ максимально возможную мощность. Ориентация панельных СБ осуществляется с помощью электроприводов, управляемых по сигналам специальных солнечных датчиков. Так выполнена КЭУ орбитальной станции «Салют-6», которая состоит из трех СБ площадью по 20 м² каждая.

По мере увеличения мощности СБ до 10 кВт и больше стали делать панельные СБ раскладывающимися наподобие детской книжки-раскладушки. Это позволяет иметь достаточно компактную упаковку СБ во время выведения КА на орбиту.

Панельные СБ имеют удельную массу 5 – 10 кг/м², при этом примерно 40% массы приходится на ФЭП, а остальное – на конструкцию. Коэффициент заполнения (отношение площади всех ФЭП к площади СБ) в лучшем случае составляет 0,85 – 0,9. С учетом сопротивления токопроводов между ФЭП удельная мощность СБ на основе кремниевых

ФЭП составляет $100 - 120 \text{ Вт/м}^2$ при плотности светового потока за пределами земной атмосферы 1400 Вт/м^2 . При этом КПД СБ равняется $7 - 9\%$, в то время как КПД собственно ФЭП достигает $10 - 12\%$.

Другим направлением развития конструкции СБ являются рулонные СБ (рис. 2.11) и гибкие СБ (складывающиеся гармошкой). Первоначально в них предполагалось использовать пленочные ФЭП. Однако поскольку КПД последних рос медленно, а стабильность параметров во времени и сейчас еще недостаточно высока, стали рассматривать применение в таких СБ твердых монокристаллических ФЭП.

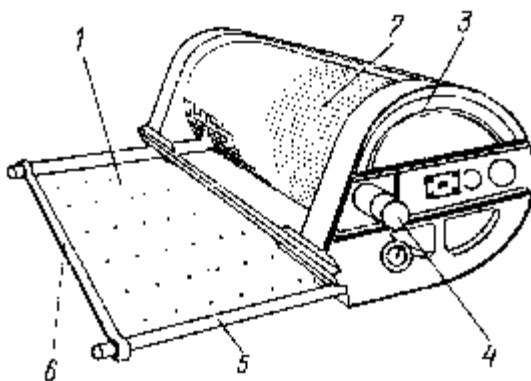


Рис. 2.11. Рулонная СБ: 1 – подложка из стеклоткани, 2 – ФЭП, 3 – барабанное устройство, 4 – электропривод, 5 – трубчатая титановая балка, 6 – стяжка

Впервые монтаж с последующим разворачиванием СБ в открытом космосе был осуществлен в 1983 г. экипажем советской орбитальной станции «Салют-7». Это была установка двух дополнительных СБ с целью увеличения мощности КЭУ станции, выполненной на основе СБ. На корпусе станции еще на Земле устанавливалась часть оборудования (лебедка, тросы, средства фиксации космонавтов и т. п.). Космонавты дважды выходили в открытый космос и каждый раз извлекали из переходного отсека корабля-спутника «Космос-1443» контейнер с находившейся в нем в сложенном состоянии дополнительной СБ, переносили его в зону монтажа и крепили к корпусу станции, а затем разворачивали указанную СБ.

2.3.3 Солнечные спутниковые электростанции

В последнее время все более активно рассматривается вопрос о создании на геостационарной околоземной орбите (высота около 36000 км) солнечных электростанций мощностью $5 - 10 \text{ ГВт}$, висящих над одной и той же точкой земной поверхности. После рассмотрения нескольких проектов сформирована концепция солнечной спутниковой электростанции (ССЭ).

Согласно этой концепции ферменная несущая конструкция ССЭ площадью $5 \times 10,5 \text{ км}^2$ и толщиной $1,5 - 2,0 \text{ км}$ выполняется из термопласта, армированного углеволокном. Предполагается два возможных варианта исполнения: на основе кремниевых ФЭП без концентраторов с общей массой $51\,000 \text{ т}$ и на основе ФЭП из арсенида галлия с плоскими концентраторами из фольги, обеспечивающими кратность концентрации около 2, с общей массой $34\,100 \text{ т}$.

Электроэнергия, вырабатываемая СБ, преобразуется в высокочастотное радиоизлучение ($2,45 \text{ ГГц}$), которое передается на Землю антенной диаметром около 1 км при мощности излучения в центре 22 кВт/м^2 и у края $2,4 \text{ кВт/м}^2$. Выбранная частота излучения обеспечит его практически беспрепятственное прохождение через земную

атмосферу при любой погоде как в дневное, так и в ночное время суток. Наземная приемная антенна с выпрямительным устройством имеет форму эллипса со сторонами 10 и 15 км. Плотность энергии излучения в ее центре 250 Вт/м^2 , а у края 25 Вт/м^2 . КПД ФЭП принят для арсенида галлия – 18%, для кремния – 17%. КПД системы в целом 7%, при этом в наземную энергосистему непрерывно отдается мощность 5 ГВт.

КПД преобразования постоянного тока СБ в СВЧ-излучение составляет около 90%), а общий КПД передачи электроэнергии в наземную сеть – около 70%.

После первоначальной сборки на низкой околоземной орбите блоки ССЭ с помощью электрореактивных двигателей, питаемых электроэнергией от СБ этих блоков, переводятся за 110 – 120 сут с низкой (около 300 км) на геостационарную орбиту и там происходит окончательная сборка ССЭ. Для сборки одной ССЭ в течение года потребуется пуск нескольких сот ракет-носителей, выводящих за один раз примерно 450 т полезного груза, и работа двух бригад космонавтов-монтажников: 600 – 800 человек на низкой орбите и 80 – 100 человек на геостационарной.

Срок службы ССЭ 30 лет с деградацией характеристик ФЭП не более чем на 7%, в то время как сейчас эта цифра составила бы около 40%. Постоянная ориентация ССЭ на Солнце обеспечивается с помощью электрореактивных двигателей, питаемых от самой ССЭ.

По мнению ряда ученых, в 1990 – 2000 гг. может быть разработана технология ССЭ, а начиная с 2010 – 2020 гг. можно будет ежегодно выводить на геостационарную орбиту по две ССЭ мощностью 5 ГВт каждая. В этом случае может быть в значительной мере решен вопрос электроснабжения наземных потребителей без расходования ископаемых топлив (нефти, угля и газа), без загрязнения биосферы продуктами сгорания, а также без ее теплового загрязнения, которое наблюдается при работе любой тепловой электростанции.

Однако при создании ССЭ, кроме решения технических и технологических вопросов, требуется оценка влияния ССЭ на окружающую среду. Сюда входит анализ воздействия микроволнового излучения на людей и животных, изучение воздействия микроволнового излучения, теплового и материального загрязнения от работы двигателей ракет-носителей на верхние слои атмосферы, а также влияния электромагнитного излучения и ионизации атмосферы на радиосвязь.

2.3.4 Пути совершенствования КЭУ на основе СБ.

Основными направлениями развития и совершенствования КЭУ на основе СБ являются: а) улучшение характеристик ФЭП (КПД, удельной массы, стоимости, радиационной стойкости и т. д.); б) улучшение конструкции СБ, особенно с учетом перехода на мощности в десятки и сотни киловатт; в) совершенствование электросилового КЭ для обеспечения оптимального взаимодействия СБ, электрического буфера и бортовой нагрузки с целью максимального использования мощности, вырабатываемой СБ.

В последнее время созданы кремниевые ФЭП, прозрачные в инфракрасной области солнечного спектра, т. е. в той части спектра, энергия фотонов которой ниже уровня запрещенной зоны кремния и поэтому не может быть преобразована в электроэнергию в ФЭП. Если такой ФЭП смонтирован на прозрачной (сетчатой или пленочной) подложке, то за счет прохождения через него инфракрасного солнечного излучения (без тепловыделения) равновесная температура ФЭП будет ниже, а значит, его КПД повысится. Если ФЭП смонтирован на непрозрачной (например, металлической) подложке, то на его тыльную поверхность наносится отражающий слой, который и отразит обратно инфракрасное солнечное излучение через лицевую поверхность ФЭП.

С помощью селективного травления на поверхности кремниевых ФЭП создается микрошероховатый рельеф, приводящий к снижению отражения от кремния с 30 – 40% до 10 – 15%, что также ведет к увеличению КПД ФЭП.

Перечень подобных мероприятий можно продолжить, но основным направлением работ по существенному увеличению КПД следует считать создание каскадных ФЭП. Солнечная радиация сначала попадает на ФЭП, изготовленный из полупроводника с большой шириной запрещенной зоны (например, из арсенида галлия), благодаря чему он обладает высоким КПД в нужной нам части солнечного спектра. Фотоны с энергиями ниже его запрещенной зоны не оказывают воздействия на этот элемент, материал которого для них, по существу, является прозрачным. Пройдя первый каскад, эти фотоны попадают во второй, выполненный из материала с меньшей шириной запрещенной зоны (например, из кремния). Его способность захватывать эти фотоны высока, хотя КПД ниже, чем у первого ФЭП.

Такое сочетание двух (или более) ФЭП позволяет получить более высокий суммарный КПД, чем для каждого из них в отдельности. С помощью каскадного ФЭП на основе арсенида галлия и кремния уже получен КПД 28,5%. Уменьшение оптических потерь, составляющих 25%, позволит поднять КПД этого ФЭП до 30 – 35%. Эта и другие новые разработки ФЭП открывают дальнейшие перспективы повышения их КПД вплоть до 50 – 60%.

Для снижения массы ФЭП кроме разработки пленочных ФЭП ведутся активные работы по уменьшению толщины монокристаллических ФЭП с 0,2 – 0,4 мм до 0,05 мм и уменьшению толщины защитных покрытий с 0,15 – 0,2 мм до 0,05 мм.

Для широкого использования СБ в КЭУ и особенно в ССЭ стоимость современных ФЭП (по оценкам зарубежных ученых, 3000 – 5000 долл/кВт), которая составляет основную часть стоимости СБ, должна быть снижена в 10 – 20 раз. Это может быть достигнуто лишь при создании больших полностью механизированных и автоматизированных предприятий по изготовлению ФЭП.

Мощность, требуемая для солнечных КЭУ, в 1985 – 1990 гг. составляет 25 – 50 кВт, а в 1990 – 2000 гг. – 100 кВт и более. В настоящее время разработано несколько проектов солнечных КЭУ мощностью 25 кВт на основе рулонных и гибких СБ и проводится их экспериментальная отработка. Разрабатываются конструктивные схемы КЭУ мощностью 100 и 1000 кВт, а также проект ССЭ мощностью 5 ГВт.

Разрабатываются методы и технология изготовления и монтажа ферменных конструкций СБ непосредственно в космосе. Удельная масса СБ в ближайшие годы должна быть снижена в несколько раз за счет применения новых материалов, улучшения технологии и конструкции. В дальнейшем при создании опытных ССЭ удельная масса СБ должна быть уменьшена в 10 раз.

Электросиловая схема солнечной КЭУ должна обеспечивать оптимальную совместную работу СБ, электрического буфера и бортовой нагрузки так, чтобы при изменении освещения СБ и ее температуры максимально возможная в каждом случае мощность СБ использовалась полностью. По мере увеличения требуемой энергоемкости электрического буфера предполагается замена кадмиево-никелевых АБ на комбинацию ЭХГ с установкой для электролиза воды или на комбинацию маховика с электромеханическим генератором, вращающимся на магнитной подвеске. Кроме того, для этих целей могут быть использованы натрий-серные или литий-серные АБ.

В связи с существенным увеличением уровня мощности КЭУ для уменьшения электрических потерь в кабельной сети и уменьшения ее массы планируется переход с напряжения 27 В на 100 – 300 В.

2.4. КЭУ основе радиоизотопных генераторов

2.4.1 Радиоактивные изотопы

Радиоактивные изотопы (радиоизотопы) имеют нестабильные ядра, состав и структура которых изменяются во времени. Происходит так называемый радиоактивный распад – самопроизвольное испускание атомными ядрами α - и β -частиц и γ -излучения. Одной из основных характеристик процесса распада является период полураспада, т. е. время в течение которого в данном изотопе распадается половина ядер. В течение следующего периода полураспада распадается половина оставшихся ядер и т. д. Распад радиоактивных ядер происходит по экспоненциальному закону.

Основная доля энергии, освобождающаяся в результате радиоактивного распада, проявляется главным образом в виде кинетической энергии элементарных частиц или квантов электромагнитной энергии (или тех и других одновременно). При прохождении ядерных частиц и γ -излучения даже через тонкие слои металлической оболочки, окружающей радиоизотоп, их кинетическая энергия полностью переходит в тепловую энергию, которой можно воспользоваться для получения электроэнергии. Важным параметром для любого радиоизотопа является его удельная тепловая мощность (выражаемая в ваттах на грамм).

Для использования в радиоизотопных генераторах: (РИГ) наиболее подходящим был бы изотоп, обладающий длительным периодом полураспада и высоким значением удельной тепловой мощности, однако, как правило, эти величины обратно пропорциональны друг другу. Основными требованиями, предъявляемыми к изотопу для РИГ, являются большой (относительно ресурса-работы РИГ) период полураспада, высокая плотность тепловыделения, малый уровень γ - и нейтронного излучения, высокие температуры плавления и кипения, малые токсичность и химическая активность, возможность получения радиоизотопа в необходимых количествах и др. Из большого количества изотопов лишь некоторые удовлетворяют этому комплексу требований (табл. б) и поэтому могут быть использованы в РИГ для КЭУ.

Т а б л и ц а 2.6 - Основные характеристики некоторых изотопов

Изотоп / изотопное топливо	Период полураспада, годы	Удельное тепловыделение, Вт/г	Температура плавления, °С	Ориентир. стоим., долл/Вт
Плутоний-238 / $^{238}\text{PuO}_2$	87,5	0,46 / 0,46	640 / 2280	500
Кюрий-242 / $^{242}\text{Cm}_2\text{O}_3$	0,45	120 / 111	950 / 2000	20
Кюрий-244 / $^{244}\text{Cm}_2\text{O}_3$	18,4	2,8 / 2,5	950 / 1950	50
Полоний-210 / $^{210}\text{PoCd}$	0,38	144 / 82,4	260 / 1365	100
Прометий-147* / $^{147}\text{Pm}_2\text{O}_3$	2,62	0,32 / 0,27	1160 / 2320	250

* В отличие от других рассматриваемых изотопов прометий-147 при распаде испускает преимущественно β - (а не α -) частицы.

Изотопы в чистом виде редко применяются в качестве изотопного топлива для РИГ, так как они в большинстве случаев не удовлетворяют комплексу перечисленных выше требований. Поэтому в качестве изотопного топлива в основном используются

химические соединения на основе изотопов. Это позволяет улучшить некоторые характеристики изотопного топлива: повысить температуры плавления (см. табл. 6) и кипения, а также снизить токсичность и химическую активность. По характеристикам изотопных топлив для РИГ с ресурсом до нескольких месяцев наиболее предпочтительными являются короткоживущие изотопы (период полураспада менее полугодия) полоний-210 и кюрий-242, а для РИГ с ресурсом до нескольких лет – долгоживущие изотопы (период полураспада больше полугодия) плутоний-238, кюрий-244 и прометий-147.

Короткоживущие изотопы полоний-210 и кюрий-242 являются α -излучателями, и при использовании в РИГ топлива на их основе требуется относительно легкая радиационная защита. Кроме того, они обладают очень большим удельным тепловыделением, что позволяет создавать компактные изотопные тепловые блоки. Однако малый период полураспада затрудняет их использование вРИГ, так как при ресурсе работы РИГ до нескольких месяцев или при запланированном оперативном запасе на случай отсрочки старта КА необходимо увеличить начальную тепловую мощность РИГ. В США для КА были разработаны РИГ на основе изотопов полоний-210 и кюрий-242, однако до настоящего времени такие РИГ практического применения не нашли.

Основным изотопом для космических РИГ является долгоживущий изотоп плутоний-238, имеющий период полураспада 87,5 лет. Поэтому при его использовании вРИГ с ресурсом работы даже до нескольких лет изменение тепловой мощности чрезвычайно мало и позволяет обходиться без теплового регулирования. Плутоний-238 является также α -излучателем, поэтому не требуется применения тяжелой радиационной защиты. Кроме того, изотопное топливо двуокись плутония (PuO_2) имеет высокую температуру плавления, что позволяет создавать высокотемпературные изотопные тепловые блоки. К недостаткам этого изотопа относится маленькое удельное тепловыделение.

2.4.2 Радиоизотопные генераторы.

Радиоизотопные генераторы (РИГ) – устройство, в котором тепловая энергия, выделяющаяся в результате радиоактивного распада изотопа, преобразуется в электроэнергию с помощью термоэлектрических преобразователей (ТЭЛП) или термоэмиссионных преобразователей. Термоэмиссионные преобразователи имеют более высокий КПД (15 – 16%) по сравнению с ТЭЛП (6 – 8%). Однако из-за технологических и конструкционных трудностей, несмотря на создание их опытных образцов РИГ с термоэмиссионными преобразователями, в КЭУ до настоящего времени применялись только РИГ с ТЭЛП. В связи с этим мы и далее ограничимся последними.

РИГ состоит из одного (нескольких) изотопных тепловых блоков цилиндрической или призматической формы, вокруг которого радиально расположены ТЭЛП (рис. 2.12). Сам изотопный тепловой блок представляет собой металлическую капсулу (или капсулы), содержащую изотопное топливо и имеющую наружное абляционное покрытие, обеспечивающее тепловую защиту при ее аварийном аэродинамическом спуске.

Тепло, выделяющееся при радиоактивном распаде изотопа в изотопном тепловом блоке, передается излучением или теплопроводностью на теплоприемные «башмаки», увеличивающие тепловоспринимающую поверхность ТЭЛП, и поступает на их «горячие» спаи. Непреобразованная в электрическую энергию часть тепла с «холодных» спаев ТЭЛП передается посредством теплопроводности на корпус РИГ, играющий роль холодильника-излучателя, и сбрасывается в окружающее космическое пространство. Для увеличения поверхности теплосброса корпус РИГ часто делают ребренным.

Чтобы уменьшить непроизводительные утечки тепла, пространство между ТЭЛП и торцы РИГ заполняют высокоэффективной теплоизоляцией. При этом коэффициент использования тепла изотопного теплового блока составляет 0,8 – 0,9. ТЭЛП в РИГ

соединяются электрически последовательно, а для получения заданных напряжения и мощности – параллельно.

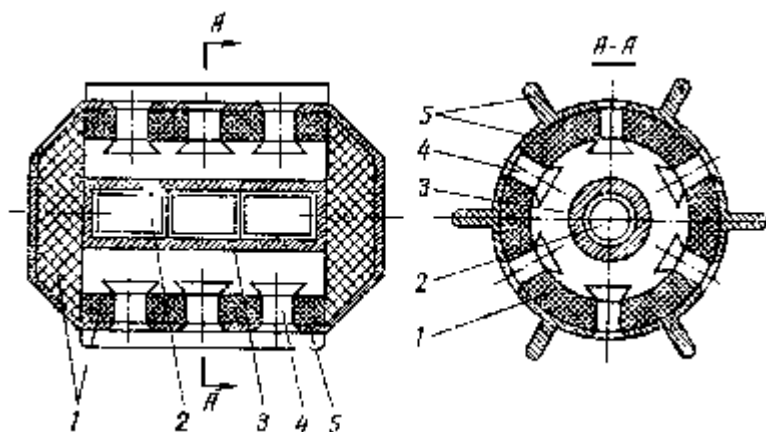


Рис. 2.12. Конструктивная схема РИГ: 1 – теплоизоляция, 2 – ампула с изотопом, 3 – изотопный тепловой блок, 4 – ТЭЛП, 5 – корпус-излучатель

По сравнению с другими источниками электроэнергии, применяемыми на КА, РИГ имеют ряд особенностей, связанных с использованием в них изотопных тепловых блоков.

Когда на КА установлены РИГ, появляется потенциальная опасность радиоактивного заражения атмосферы и поверхности Земли в случае аварии ракеты-носителя, выводящей КА на околоземную орбиту, или аварии самого КА, особенно при его возвращении в плотные слои атмосферы с первой и даже второй космической скоростями. Чтобы предотвратить эту опасность, используется принцип аэродинамической (тепловой) защиты изотопной капсулы при спуске в атмосфере, а также обеспечивается нераспыление изотопа при ударе капсулы о поверхность Земли и при ее длительном (более 10 периодов полураспада для данного изотопа) нахождении на поверхности Земли или в воде (океана, озера и т. д.).

В изотопном тепловом блоке на основе α -излучателей (полоний-210, плутоний-238 и др.) в процессе радиоактивного распада изотопа выделяется гелий (α -частица), поэтому для снижения давления внутри изотопных капсул оставляют дополнительный свободный объем или устанавливают специальный клапан для сброса давления, а иногда вставляют в капсулу мелкопористый фильтр, который, свободно пропуская гелий, препятствует выходу изотопа, приготовленного в этом случае в виде специальных микросфер. Все это усложняет конструкцию изотопных тепловых блоков и увеличивает их массу, которая в современных РИГ составляет почти половину от общей массы генератора.

Другой особенностью использования РИГ на КА является необходимость применять системы принудительного отвода тепла, которое постоянно выделяется в РИГ. Это связано с тем, что в процессе предстартовой подготовки РИГ обычно установлен под обтекателем КА, сбрасываемым после прохождения КА плотных слоев атмосферы. Обеспечение теплового режима РИГ, находящегося под обтекателем на Земле, осуществляется принудительным обдувом его поверхности забортным воздухом или с помощью жидкостных магистралей, подводимых к корпусу РИГ. Это также приводит к некоторому увеличению массы КА.

РИГ в некоторых КА используется не только как источник электроэнергии, но и как источник тепла, что позволяет обеспечить тепловой режим КА. Кроме того, тепло РИГ может применяться для регенерации продуктов жизнедеятельности экипажа. Такое комплексное использование увеличивает КПД РИГ как тепловой машины. Отбор тепла от РИГ и подвод его к обогреваемым элементам КА осуществляются за счет теплопроводности элементов конструкции КА, с помощью газового (жидкостного) теплоносителя или тепловых труб.

Использование РИГ на КА предъявляет противоречивые требования к конструкции РИГ: например, обеспечение высоконадежной и радиационно безопасной на всех этапах эксплуатации работы РИГ при минимально возможной массе. Поэтому РИГ изготавливают из специальных конструкционных материалов с малыми удельными массами и высокой прочностью. Так, для изготовления корпуса РИГ, включая ребра и торцевые крышки, широко применяют бериллиевые и магний-ториевые сплавы. Для увеличения излучательной способности наружная поверхность РИГ имеет специальные покрытия. Чтобы обеспечить радиационную безопасность, в качестве абляционного материала в изотопных тепловых блоках широко применяются графит и пирографит, а изотопные капсулы выполняют многослойными из молибдена, вольфрама и других тугоплавких металлов.

Назначение КА часто накладывает ограничения на конструкцию РИГ и его компоновку. Например, на КА, предназначенном для измерения межпланетных магнитных полей, магнитные материалы и электрические цепи располагаются таким образом, чтобы свести к минимуму его магнитные поля. Кроме того, часть аппаратуры КА не допускает высокого радиоактивного облучения. Поэтому РИГ должен иметь радиационную защиту или должен быть отнесен на определенное расстояние от чувствительной к облучению аппаратуры. Все это приводит иногда к необходимости установки РИГ на специальном кронштейне, первоначально прижатом к корпусу КА и разворачиваемом после прохождения плотных слоев атмосферы.

2.4.3 Термоэлектрические преобразователи

Полупроводниковый термоэлектрический преобразователь (ТЭЛП) – это устройство, в котором осуществляется прямое преобразование тепловой энергии в электрическую. Работа ТЭЛП основана на использовании нескольких эффектов, основным из которых является эффект Зеебека. При наличии градиента температуры вдоль электрического проводника изменяется концентрация и средняя энергия носителей тока и происходит их диффузия в сторону более низкой температуры. Этот процесс продолжается до тех пор, пока не установится равновесие под действием возникающего электрического поля. Чем выше градиент температуры, тем большая степень диффузии соответствует равновесному состоянию.

В однотипных, но разных проводниках, например в двух разных металлах, диффундируют носители тока одного рода – электроны. Поэтому на концах разомкнутой цепи, составленной из двух разных металлов, появится разность потенциалов, пропорциональная при прочих равных условиях перепаду температуры. Эта разность потенциалов получила название термо-ЭДС. На этом принципе работают термопары.

Однако электрическая цепь может быть составлена из двух полупроводников разного типа – *p*-типа и *n*-типа. В связи с тем что в этих полупроводниках разный тип проводимости, в одном к холодному концу диффундируют дырки, а в другом – электроны. Последнее является причиной повышения термо-ЭДС, так как потенциалы концов электрической цепи приобретают разные знаки. Это и есть принцип действия ТЭЛП (рис. 2.13). При замыкании электрической цепи ТЭЛП на внешнюю нагрузку по ней будет проходить электрический ток, т. е. часть теплового потока преобразовывается в электрическую энергию.

КПД и ЭДС ТЭЛП зависят от разности температур «горячего» и «холодного» спаев, а также от величины добротности полупроводникового материала, которая является обобщенным параметром, характеризующим качество полупроводника. Чем больше разность температур и чем выше добротность, тем выше значения КПД, ЭДС и ряда других параметров ТЭЛП.

Итак, высокое значение термоэлектрической добротности материала является основным условием для его использования в ТЭЛП. Кроме того, материал должен обладать достаточно высокой механической прочностью, стабильностью свойств в течение продолжительного ресурса работы и иметь низкую упругость паров, достаточно высокую температуру плавления. Так как выполнить все требования при получении одного материала практически невозможно, то выбор материала ТЭЛП обычно проводят с учетом конкретных условий работы РИГ.

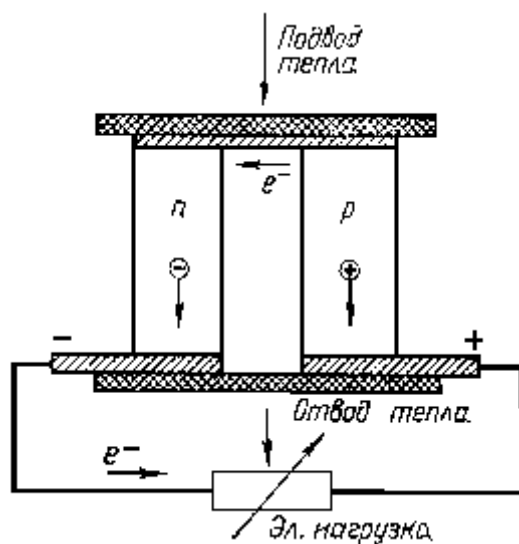


Рис. 2.13. Принцип действия ТЭЛП

Высоким значениям добротности разных термоэлектрических материалов соответствуют разные температуры «горячих» и «холодных» спаев. Поэтому термоэлектрические материалы условно делят на низкотемпературные (от -200 до $+300^{\circ}\text{C}$), среднетемпературные ($300 - 700^{\circ}\text{C}$) и высокотемпературные ($700 - 1000^{\circ}\text{C}$). Низкотемпературные термоэлектрические материалы для космических РИГ не используются, так как в условиях космоса сброс тепла с «холодных» спаев ТЭЛП может осуществляться только излучением, а это привело бы к необходимости применения для таких РИГ излучателей недопустимо больших размеров и массы.

Для ТЭЛП космических РИГ применяют в качестве среднетемпературных материалов сплавы на основе теллурида свинца или теллурида германия с висмутом и их твердые растворы, а в качестве высокотемпературных — сплавы на основе кремний-германия. Такие преимущества среднетемпературных материалов для ТЭЛП, как высокая добротность при умеренных рабочих температурах и относительно низкая температура «горячих» спаев ТЭЛП, позволяют создать РИГ с КПД до $6 - 8\%$, используя при этом сравнительные низкотемпературные ($800 - 900^{\circ}\text{C}$) изотопные тепловые блоки.

Среднетемпературные термоэлектрические материалы обладают заметной химической активностью в рабочем интервале температур и относительно высокими упругостью паров и скоростью сублимации. Поэтому их применение при длительном сохранении стабильности возможно лишь в среде нейтрального газа, чаще всего аргона или гелия, однако это требует герметизации объема, занимаемого ТЭЛП. Большая часть РИГ для КА, запущенных в космос до настоящего времени, была выполнена на основе среднетемпературных ТЭЛП. Их ресурс составляет $1 - 5$ лет.

Термоэлектрические материалы на основе кремний-германия наиболее стабильны при повышенных температурах, имеют большую добротность (хотя и несколько меньшую, чем у теллурида свинца) и могут работать в вакууме и в среде с наличием кислорода без герметизации объема, в котором находятся ТЭЛП. Основной трудностью применения в РИГ ТЭЛП на основе кремний-германия является создание изотопных тепловых блоков, способных работать при высоких температурах ($1000 - 1200^{\circ}\text{C}$). КПД

РИГ на основе высокотемпературных ТЭЛП достигает 4 – 6%. Их ресурс составляет 10 – 12 лет.

Для повышения КПД РИГ за счет увеличения интервала рабочих температур применяется сегментирование и каскадирование ТЭЛП. Под сегментированием понимается использование в ТЭЛП, в одной или обеих ветвях, двух (или более) различных по рабочему интервалу температур термоэлектрических материалов, соединенных в электрическом и тепловом отношении последовательно, а под каскадированием – использование нескольких ТЭЛП из различных термоэлектрических материалов, соединенных в тепловом отношении последовательно, а электрически – параллельно или последовательно.

Объединение лучших свойств двух или более термоэлектрических материалов в широком диапазоне температур при работе каждого ТЭЛП в оптимальных для него условиях позволяет создать РИГ с КПД до 10–12%. Однако изготовить такой РИГ в конструкционном и технологическом отношении значительно сложнее, чем РИГ на основе одного типа ТЭЛП.

Так как один ТЭЛП обеспечивает ЭДС не более десятых долей вольта, то для получения необходимого рабочего напряжения на выходных шинах РИГ требуется последовательное соединение большого количества ТЭЛП. Для получения же заданной мощности и высокой надежности применяют последовательно-параллельное соединение ТЭЛП. На рис. 2.14 представлены зависимости напряжения, КПД и мощности РИГ СНАП-19 от тока (видно, что максимальная мощность и КПД могут быть получены лишь при вполне определенной токовой нагрузке).

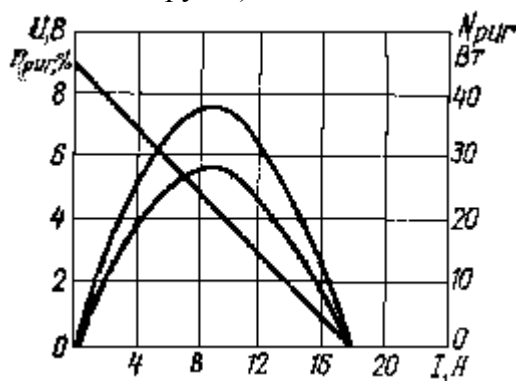


Рис. 2.14. Зависимость напряжения, КПД и мощности РИГ от тока

В процессе эксплуатации РИГ происходит снижение его энергетических характеристик из-за изменения свойств термоэлектрических материалов, что ведет к некоторому росту внутреннего сопротивления РИГ. Однако основное влияние на ухудшение энергетических характеристик РИГ оказывает распад изотопа. Уменьшение тепловой мощности изотопных тепловых блоков приводит к значительному уменьшению температуры «горячих» спаев ТЭЛП, в результате чего происходит ухудшение вольт-амперных характеристик, причем электрическая мощность РИГ для рабочих режимов уменьшится примерно в 2 раза быстрее, чем тепловая.

В рамках программы разработки первых космических РИГ в СССР было изготовлено несколько генераторов мощностью до 10 Вт, отличающихся конструкцией корпуса и способом крепления ТЭЛП к поверхности изотопного теплового блока. Один из этих РИГ был загружен полонием-210 и испытан на ресурс в течение 2000 ч. В других РИГ вместо изотопных тепловых блоков были встроены электронагреватели, что позволило всесторонне исследовать тепловые и электрические характеристики, надежность работы ТЭЛП и РИГ в целом.

После рассмотрения различных вариантов была выбрана конструкция РИГ, в которой изотопный тепловой блок в форме плоского параллелепипеда (шириной и длиной по 60 мм, высотой 13 мм) зажат с двух сторон термоэлектрическими преобразователями.

Тепло, генерируемое изотопным тепловым блоком, проходило через ТЭЛП, затем передавалось корпусу РИГ за счет теплопроводности и отводилось в окружающее пространство излучением.

Изотопный тепловой блок изготавливался из нержавеющей стали и имел пять глухих каналов для размещения ампул с радиоактивным изотопом. Заключенный в никелевую ампулу полоний-210 помещали в две оболочки из нержавеющей стали, которые герметизировались сваркой. Находящиеся в оболочках ампулы размещали в глухие каналы изотопного теплового блока, которые закрывались пробками с резьбой и герметизировали за счет обварки головок у пробок.

ТЭЛП изготавливались из кремний-германиевого сплава и крепились по 16 штук к двум сторонам изотопного теплового блока. Корпус генератора изготавливался из дюралюминия и был разделен на две части для обеспечения необходимого теплового контакта ТЭЛП с корпусом и изотопным тепловым блоком. В корпусе имелось отверстие для заполнения внутреннего объема теплоизоляцией и откачки воздуха. Этот РИГ обладал следующими основными характеристиками: $N_{эл} = 10$ Вт $\eta_{РИГ} = 3\%$, масса (без изотопного теплового блока) 3 кг, высота 128 мм, диаметр 195 мм.

В сентябре 1965 г. при помощи одной ракеты-носителя было выведено на орбиту пять искусственных спутников Земли серии «Космос». На одном из них в качестве основного источника электроэнергии был установлен РИГ. Вскоре после этого был запущен в космическое пространство более мощный РИГ на спутнике серии «Космос». Оба РИГ успешно завершили намеченную программу испытаний, при этом принимались меры, полностью исключающие возможность распыления радиоактивного изотопа в атмосфере и на поверхности Земли.

На советских автоматических аппаратах «Луноход» и «Луноход-2», доставленных на Луну в 1970 и 1973 гг. были установлены изотопные тепловые блоки, которые вырабатывали тепло для термостатирования приборного отсека каждого «Лунохода» в течение лунной ночи (14 земных суток).

2.4.4 КЭУ КА «Вояжер»

Беспилотный КА «Вояжер» предназначен для исследования Юпитера, Сатурна, Урана и Нептуна с пролетной траектории, используя силы гравитации этих планет. Длительность полета до Нептуна 12 лет. Конструкция такого КА и его КЭУ требует высокой степени автономии в работе, так как время передачи радиосигнала с Земли в район Нептуна и обратно составляет около 8 ч. Это исключает возможность использования наземного контроля с оперативным распознаванием и исправлением различных неисправностей систем КА и КЭУ.

Максимальная электрическая мощность, необходимая для нормальной работы системы КА в зависимости от стадии полета, составляет 250 – 400 Вт. Три РИГ типа МНВ являются единственным источником электроэнергии и вырабатывают в начале полета 435 Вт, а через 12 лет – 330 Вт (при напряжении 30 В). Необходимость обеспечения минимальной массы КЭУ и чрезвычайно длительный срок работы исключают использование буферной АБ.

РИГ типа МНВ в целом состоит из корпуса-излучателя с ТЭЛП и изотопным тепловым блоком. Сегментированные ветви ТЭЛП выполнены из сплава на основе кремний-германия (80% Si и 20% Ge), легированного бором для *p*-ветви и фосфором для *n*-ветви. С «холодной» стороны в ветвях имеется надставка из сплава кремний-германий с более низким содержанием кремния (63,5%). Ветви скоммутированы между собой с помощью медных шип. На «горючей» стороне ТЭЛП находятся теплоприемные «башмаки»; 312 ТЭЛП закреплены на корпусе-излучателе с помощью болтов.

Изотопный тепловой блок представляет собой оболочку, заполненную топливными шариками диаметром 33 мм. Каждый шарик содержит чистую двуокись плутония-238

(PuO₂) и выделяет около 100 Вт тепла. Рабочая температура топливных шариков 1370°C. Изотопное топливо помещается во внутреннюю иридиевую и внешнюю графитовую оболочки, имеющие ряд мелких отверстий для выхода гелия. Блок может содержать 18 – 24 топливных шарика и является несущей конструкцией РИГ.

В качестве материала для корпуса-излучателя, ребер теплосброса и торцевых крышек применяют бериллиевый сплав. Чтобы уменьшить окисление элементов конструкции РИГ в условиях атмосферы Земли, его герметизируют и заполняют внутреннюю полость инертным газом (ксеноном). После выхода КА на околоземную орбиту для улучшения работы экранно-вакуумной теплоизоляции из молибденовой фольги, между слоями которой проложена кварцевая стекловуаль, производят разгерметизацию РИГ.

Тепловой режим герметичного контейнера с электронным оборудованием обеспечивается за счет тепла, выделяемого этим оборудованием, а тепловой режим систем КА, расположенных вне этого герметичного контейнера, – подводом части тепла от РИГ жидким теплоносителем (или с помощью тепловых труб).

РИГ электрически соединены между собой параллельно и образуют основную шину постоянного тока. Регулирование напряжения на основной шине в диапазоне 30 В ($\pm 10\%$) осуществляется с помощью общего параллельного регулятора напряжения, причем шунтирующий элемент вынесен за пределы КА. Разделительные диоды служат для изоляции РИГ от шин КА, если в РИГ происходит короткое замыкание. Преобразование постоянного тока напряжением 30 В в переменный ток напряжением 50 В обеспечивается с помощью специального полупроводникового преобразователя.

Для обеспечения живучести КЭУ в течение 12 лет все ее элементы имеют многократное резервирование. Управляющаяся электронно-вычислительная машина контролирует состояние всех основных элементов КЭУ, и в случае неисправности в них подключает резервные.

Как известно, «Вояжер-1» и «Вояжер-2» были запущены соответственно 5 сентября и 20 августа 1977 г..

2.4.5 Пути совершенствования КЭУ на основе РИГ

Основным направлением совершенствования КЭУ на основе РИГ является улучшение параметров самого РИГ за счет: а) использования усовершенствованных ТЭЛП и соответственного повышения КПД РИГ; б) рационального отвода тепла от ТЭЛП и особенно в начальный период работы РИГ; в) применения более экономичных алюминиевых сплавов для корпуса и охлаждающих ребер, а также ряда конструктивных улучшений.

В настоящее время разрабатывается ряд новых РИГ, наиболее интересным из которых является РИГ на основе плутония-238 или кюрия-244 мощностью 400 Вт (после пяти лет работы). В нем используются ТЭЛП с селенидом меди в *p*-ветви и с селенидом гадолиния в *n*-ветви. Температура «горячего» спая 800°C; коммутация ТЭЛП по «холодным» спаям осуществляется медными шинами, а по «горячим» спаям – вольфрамовыми. КПД РИГ составляет 10% с перспективой роста до 13%. Для охлаждения ТЭЛП используются медноводяные тепловые трубы, которые выходят на изотермические ребра холодильника-излучателя.

В заключение необходимо отметить, что кроме СССР и США в настоящее время работы по КЭУ различных видов также ведутся в ФРГ, Японии, Франции и ряде других стран, причем по мере развития космической техники эти работы непрерывно расширяются и углубляются.

2.5 Краткая история развития КЭУ

С самого начала развития космической техники потребовались легкие, компактные, высоконадежные КЭУ, способные работать в условиях невесомости и космического вакуума.

Аккумуляторная батарея (АБ) первой КЭУ была установлена на советском «Спутнике-1» в 1957 г. Далее, на американском спутнике «Эксплорер-1» в 1958 г. АБ использовались затем в качестве основного (первичного) источника электроэнергии на пилотируемых советских КА «Восток», «Восход», «Союз-Т», на пилотируемом американском КА «Меркурий» (13,5 Вт•ч), при первых пилотируемых полетах КА «Джемини», в лунной кабине КА «Аполлон» (65 кВт•ч) и на некоторых беспилотных КА, в том числе на советском автоматическом грузовом КА «Прогресс». Мощность этих источников не превышала 1 – 1,5 кВт. В дальнейшем АБ использовались в основном в качестве электрического буфера в помощь основному (первичному) источнику электроэнергии, при этом кроме серебряно-цинковых использовались кадмиево-никелевые и серебряно-кадмиевые АБ.

Вслед за АБ были разработаны, испытаны в наземных и космических условиях и затем нашли применение КЭУ на основе солнечных батарей (СБ), радиоизотопных генераторов и электрохимических генераторов с водородно-кислородными топливными элементами. Кроме того, была выведена на орбиту Земли и прошла летные испытания КЭУ с ядерным реактором.

КЭУ на основе солнечных батарей (СБ) была установлена на спутнике «Авангард-1» в 1958 г. Она была выполнена из кремниевых фотопреобразователей и не имела автономной ориентации. Мощность СБ составляла лишь 50 мВт. Однако к середине 60-х гг. КЭУ на основе СБ в комбинации с буферными АБ становятся основным типом КЭУ. Прежде всего это КЭУ для беспилотных КА (метеорологические спутники «Метеор» и «Нимбус», спутники связи «Молния» и «Интелсат», КА для полетов к Венере и Марсу – «Венера», «Марс», «Маринер» и т. д.) и пилотируемых орбитальных станций («Салют», «Скайлэб»). КЭУ на основе СБ установлена также на советских пилотируемых КА «Союз», а также на автоматических аппаратах «Луноход-1» и «Луноход-2».

В течение 60-х гг. КПД собственно фотопреобразователей увеличился до 9 – 10% и в настоящее время достигает 11 – 12%. Ресурс СБ, рассчитанный на 3 – 5 лет, становится реальностью, правда, при ощутимом снижении их начальной мощности. В конце 60-х гг. мощность КЭУ на основе СБ составляла около 1 кВт.

В 1973 г. на станции «Скайлэб» (США) были установлены две КЭУ на основе СБ. Мощность каждой из них при наиболее благоприятном освещении составляла около 10 кВт при площади СБ около 110 м². В 1985 – 1990 гг. мощность КЭУ на основе СБ может возрасти до 40 – 50 кВт, причем в случае создания автономной электростанции на околоземной орбите мощность может, по-видимому, достигнуть 200 кВт.

КЭУ на основе радиоизотопных генераторов с термоэлектрическими преобразователями первый раз была установлена на навигационном спутнике ВМФ США «Транзит-4А», выведенном на околоземную орбиту в 1961 г. Электрическая мощность радиоизотопного генератора, работавшего на плутонии-238, составляла 2,7 Вт. На последующих спутниках этой серии устанавливались генераторы мощностью по 25 Вт. На борту метеорологического спутника «Нимбус-3», запущенного в 1969 г., размещались два радиоизотопных генератора мощностью по 30 Вт.

В 1969 г. экипаж КА «Аполлон-12» установил на поверхности Луны комплект научных приборов, электроэнергию для которых вырабатывал радиоизотопный генератор мощностью 73 Вт. В дальнейшем на Луну было доставлено еще четыре таких же генератора. Каждый из этих пяти генераторов проработал более 5 лет.

Два КА, «Пионер-10» и «Пионер-11», с КЭУ, содержащей четыре радиоизотопных генератора мощностью по 40 Вт, были запущены в сторону Юпитера в 1972 г. и в 1973 г.

соответственно. Для КА «Вояжер-1» и «Вояжер-2», предназначенных для исследования с пролетной траектории Юпитера, Сатурна и их спутников, была разработана КЭУ с тремя радиоизотопными генераторами. Мощность каждого из них составляет 150 Вт (с ресурсом работы до 10 – 12 лет).

В СССР на двух спутниках серии «Космос» были всесторонне исследованы два радиоизотопных генератора.

КПД современных радиоизотопных генераторов составляет 4 – 8% и может быть увеличен в дальнейшем до 10 – 13%. КЭУ на их основе применяются в основном на беспилотных КА, летящих в дальний космос или работающих в экстремальных окружающих условиях (условиях Марса, Венеры, Луны и т. д.). Мощность этих КЭУ составляет от нескольких десятков до нескольких сот ватт, ресурс – до нескольких лет (в отдельных случаях до 10 – 12 лет).

КЭУ на основе электрохимических генераторов с водородно-кислородными топливными элементами была впервые применена на пилотируемом КА «Джемини» в 1965 г. Электроэнергия вырабатывалась в топливных элементах в результате электрохимической реакции между водородом и кислородом, которые хранились на борту КА в криогенном состоянии. Продуктом реакции являлась вода, которая могла использоваться для питья и бытовых нужд космонавтов, а также для технических нужд КА (например, для работы испарительных устройств системы терморегулирования КА). Кислород, хранящийся в криогенных баках КЭУ, мог применяться для дыхания и для наддува жилых отсеков КА, что исключало необходимость самостоятельного хранения кислорода для этих целей. Время работы КЭУ «Джемини» до 14 сут. Мощность каждого из двух электрохимических генераторов составляла 640 Вт, энергоемкость КЭУ – 160 кВт•ч.

КЭУ пилотируемого КА «Аполлон» была разработана с учетом опыта КЭУ КА «Джемини» на основе трех электрохимических генераторов с мощностью каждого 1,4 кВт. Ресурс КЭУ до 14 сут, энергоемкость около 660 кВт•ч.

На спутнике «Биос», запущенном в 1969 г., была установлена КЭУ на основе электрохимического генератора мощностью 135 Вт.

В 1970 – 1975 гг. разработана, прошла отработку в ходе неземных и космических испытаний КЭУ пилотируемых орбитальных КА «Колумбия» и «Челленджер», которая также выполнена на основе электрохимических генераторов. Мощность каждого из трех генераторов – 10 кВт, ресурс при одном полете от 7 до 30 сут (при общем числе полетов до 50), энергоемкость при одном полете от 1650 до 14 400 кВт•ч.

КПД современных электрохимических генераторов составляет 50 – 70%, что значительно выше КПД любой тепловой машины (газотурбинного преобразователя открытого цикла, двигателя внутреннего сгорания, двигателя Стирлинга и т. д.). КЭУ на основе этих генераторов применяются в основном на пилотируемых КА при мощностях от нескольких сот ватт до нескольких десятков киловатт при времени работы от нескольких суток до 1 – 1,5 мес.

КЭУ на основе ядерного реактора (СНАП-10А) была запущена на околоземную орбиту в 1965 г. Реактор тепловой мощностью 40 кВт передавал тепло с помощью жидкометаллического теплоносителя (Na – 78% K) к термоэлектрическим преобразователям, которые вырабатывали 550 Вт электрической энергии. КЭУ проработала в космосе 43 сут (т. е. несколько более 1000 ч) и была выключена преждевременно из-за дефекта в регуляторе напряжения. Аналогичная КЭУ на Земле проработала более 10 000 ч.

В Советском Союзе разработаны и используются на КА энергетические установки с ядерным реактором. Так в августе 1982 г. был проведен запуск очередного искусственного спутника Земли, «Космос-1402», с ядерной энергетической установкой на борту.

Кроме работ по совершенствованию технических и эксплуатационных характеристик перечисленных КЭУ в последние 10 – 15 лет велись достаточно интенсивные проектные, экспериментальные и опытно-конструкторские работы по КЭУ других типов: а) на основе двигателя внутреннего сгорания, поршневой расширительной машины и газотурбинного преобразователя открытого цикла; б) на основе солнечных концентраторов с газотурбинными и паротурбинными преобразователями замкнутого цикла, а также с двигателем Стирлинга; в) ядерно-реакторная КЭУ с термоэлектрическими и термоэмиссионными преобразователями; г) ядерно-реакторная и ядерно-изотопная КЭУ с газотурбинными и паротурбинными преобразователями замкнутого цикла; д) регенеративная КЭУ на основе водородно-кислородных электрохимических генераторов и установок для электролиза воды.

Из перечисленных (не летавших) КЭУ, значительный практический интерес представляют регенеративные КЭУ на основе водородно-кислородных электрохимических генераторов и установок для электролиза воды и ядерные изотопные КЭУ на основе газотурбинных преобразователей замкнутого цикла.

Несмотря на обилие представленных в этом разделе КЭУ, в настоящее время широко применяются и будут применяться в ближайшие годы лишь несколько их типов; на основе водородно-кислородных электрохимических генераторов, на основе СБ и на основе радиоизотопных генераторов, которые мы и рассмотрим более подробно дальше. Во всех этих КЭУ, как правило, используются буферные АБ.

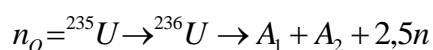
2.6 КЭУ на основе ядерных реакторов

Стабильные ядра химических элементов представляют собой прочно связанную систему нуклонов, отвечающую минимуму полной энергии. Масса ядра и энергия покоя ядра $E_{\text{я}} = m_{\text{я}} c^2$ всегда меньше суммы масс всех протонов и нейтронов, составляющих данное ядро. Средняя энергия связи на нуклон зависит от массового числа A и различна для разных элементов. Она выше энергии кулоновского отталкивания протонов и обеспечивает стабильность ядра. В то же время ее уменьшение для легких ядер, когда число нуклонов мало и ядро несимметрично, а также для очень тяжелых ядер, когда возрастают кулоновские силы растаскивания, дает возможность деления ядра с высвобождением ядерной энергии, соответствующей дефекту массы. Область малых массовых чисел A может обеспечивать возможность как реакций деления (третий), так и синтеза (дейтерий + тритий). Область больших массовых чисел A соответствует большей вероятности реакций деления.

Для энергетических установок мощностью свыше 5-10 кВт использование радиоизотопных генераторов с неуправляемой реакцией радиоактивного распада становится эксплуатационно невыгодным. Такой источник невозможно выключать на периоды хранения, до запуска, для транспортировки, технического обслуживания, он требует постоянной защиты от излучения и отвода вырабатываемой энергии, что при ее больших уровнях представляет сложную задачу.

Для ЭУ большой мощности целесообразно применение ядерных реакторов с управляемой реакцией деления. До своего первого запуска они практически радиационно безопасны. В качестве исходных делящихся веществ применяются как нуклиды естественные, например ^{235}U , получаемый обогащением природного урана, где его содержится 0,712%, так и искусственные ^{233}U , ^{239}Pu и др.

При захвате нейтрона ядром происходит распад с выделением осколков и нейтронов деления. Для ^{235}U реакция идет с образованием промежуточного изотопа ^{236}U :



Наиболее вероятные продукты деления имеют массовые числа $A_1 = 95$ и $A_2 = 139$, атомные номера $Z_1 = 38$ и $Z_2 = 54$, т. е. это стронций и ксенон. Могут образоваться и иные продукты, а число нейтронов n колеблется от 2 до 3. Преобладание вторичных нейтронов деления над исходным дает вероятность обеспечения цепной реакции деления. Если в результате всех процессов неактивного поглощения части нейтронов конструкционными материалами, осколками деления, теплоносителем и другими примесями, входящими в состав активной зоны реактора, а также утечки нейтронов через ее поверхность коэффициент размножения нейтронов $K_{эф} = n_2/n_1$ будет равен единице, то ядерный реактор при этом стабильно выделит энергию, а при $K_{эф} > 1$, разгоняясь, резко увеличит энерговыделение. С уменьшением энергии нейтронов эффективное сечение деления растет от $\sigma = 1,17$ барн при $E = 1$ МэВ для ^{235}U до 582,2 барн при тепловой энергии $E = 0,025$ эВ. Поэтому реакторы на быстрых нейтронах деления требуют большего обогащения делящимся изотопом, не менее 20%. Замедление нейтронов до тепловых энергий позволяет снизить обогащение до 2-10%, что характерно для стационарных реакторов АЭС, где размеры реактора и его масса не имеют столь строгих ограничений, как размеры реакторов транспортных и тем более космических установок, где обогащение достигает 90-95%. Для замедления используются материалы, достаточно слабо реагирующие с нейтронами, но активно обменивающиеся с ними энергией, т.е. с большим коэффициентом замедления: $2 \cdot 10^4$ - у тяжелой воды, 180 - у бериллия, 170 - у графита. В реакторах космических ЯЭУ в качестве замедлителя используется водородосодержащий гидрид циркония.

Реакторы КА сравнительно малой нейтронной и тепловой мощности до 400 кВт целесообразно использовать с замедлителем, а при повышении мощностей переходить к системам на промежуточных и быстрых нейтронах.

Из рис 2.15 следует, что обогащение ^{235}U влияет на загрузку реактора ядерным топливом. Использование отражателей, позволяя уменьшить утечку нейтронов, существенно влияет на критические размеры и загрузку реактора.

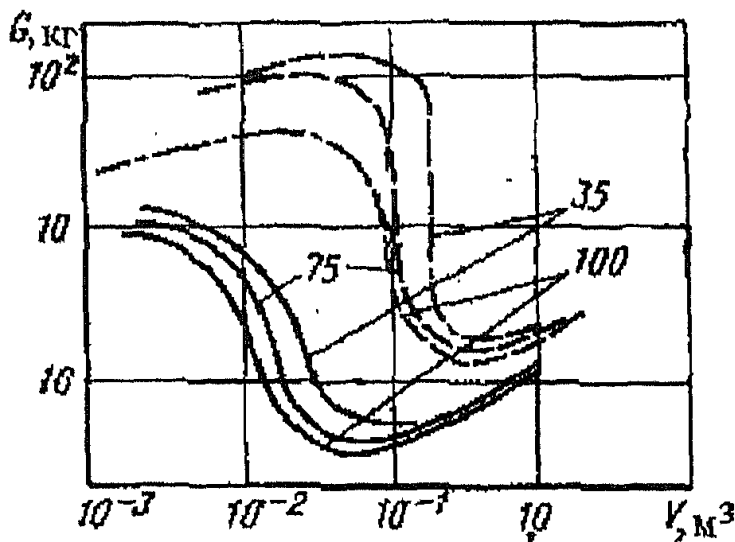


Рис. 2.15. Зависимость критической массы уран-бериллиевых реакторов от объема активной зоны при обогащении 35-100%: ----- бериллиевый отражатель; - - - - без отражателя

предыдущего и последующего поколений, обеспечивающий $K_{эф} = 1$ определяет эти параметры. Он должен рассчитываться с учетом всех процессов диффузии и замедления нейтронов, их взаимодействия с делящимся веществом, примесями, конструкционными материалами, теплоносителями по всему объему активной зоны с учетом реального распределения в ней температур, нейтронных потоков, их утечки через внешнюю поверхность и отражения. Расчет проводится в многогрупповом приближении, когда для каждой группы нейтронов определенного уровня энергии рассматривается

балансовое уравнение, учитывающее наряду с диффузией и поглощением нейтронов данной группы и переход нейтронов при их замедлении из одной группы в другую.

Коэффициент размножения нейтронов при работе реактора не остается постоянным. Изменения температур вызывают изменение сечений взаимодействия,

накопление продуктов деления сопровождается шлакованием реактора, неактивным поглощением нейтронов и его отравлением промежуточными, сильно поглощающими изотопами (йодная яма). Выгорание ^{235}U приводит к уменьшению потока нейтронов деления. Поэтому по времени $K_{эф}$ должен уменьшаться. Для того чтобы обеспечить длительную работу реактора в течение заданного ресурса, необходимо иметь запас по реактивности $\rho = K_{эф} - 1$, компенсированный в начале ресурса либо повышенным поглощением нейтронов (компенсирующие стержни, например из бористой стали, реакторов на тепловых нейтронах), либо повышенной утечкой (поворотные регулирующие барабаны в отражателе реактора на быстрых нейтронах). Этот запас реактивности $K_{эф}$ при выведенных стержнях или закрывающих отражателе барабанах рассчитан на постепенную компенсацию как выгорания ядерного горючего, так и компенсацию роста неактивного поглощения нейтронов продуктами распада. В начале работы компенсационные барабаны обеспечивают максимальную утечку, а стержни введены в активную зону.

С ростом температуры эффективные сечения уменьшаются и $K_{эф}$ должен падать. В этом случае реактор обладает отрицательным температурным коэффициентом реактивности:

$$\rho(t) = \alpha(T - T_0).$$

При случайном повышении мощности температура возрастает, $K_{эф}$ падает и возвращается к первоначальному значению со снижением мощности и температуры. Однако реактор может обладать и положительным коэффициентом за счет соответствующего изменения эффективных сечений неактивного поглощения, изменения геометрии при тепловых расширениях. Тогда система становится неустойчивой и для ее регулирования необходима очень чувствительная аппаратура управления регулирующими стержнями или барабанами. Необходимы датчики даже на производную возрастания нейтронного потока, чтобы успеть остановить возрастание нейтронного потока. Возможность регулирования обеспечивается тем, что не все нейтроны деления выбрасываются мгновенно при протекании реакции. Несколько групп так называемых запаздывающих нейтронов (0,65%) выбрасываются спустя $\tau = 12,24$ с. Поэтому, если реактор подкритичен для мгновенных нейтронов и становится критичным только с учетом запаздывающих, появляется реальная возможность его регулирования. Помимо компенсирующих по ресурсу и регулирующих по параметрам органов в реакторе предусмотрена также аварийная защита, практически мгновенно переводящая его в подкритическое состояние. Это могут быть стержни, барабаны, сброс отражателя или его части.

На рис. 2.16 представлена схема реактора с защитой. Помимо тяжелой круговой защиты для КА часто предлагается теньевая, создающая сектор, в котором можно располагать КА, аппаратуру и все подсистемы, требующие защиты. Защиту от γ -излучения обеспечивает тяжелый экран из материалов типа ^{238}U , W. Нейтронная защита требуется для достаточно быстрого замедления материалами, близкими по массовому числу к нейтрону. Применяется гидрид лития LiH, имеющий в своем составе водород. В соответствующей формы контейнер заливается LiH в расплавленном состоянии ($T_{пл} = 800$ K). Трубы теплоносителя и кабели должны прокладываться около него так, чтобы не дать возможности прямому пролету нейтронов. Так как интенсивность

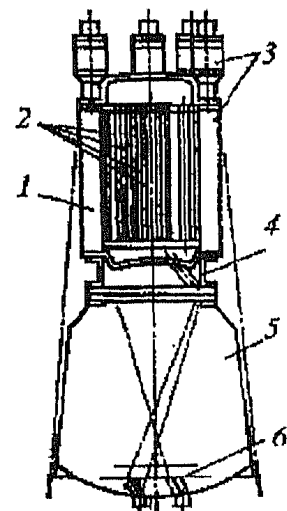


Рис. 2.16. Ядерный реактор с теньевой защитой: 1 - отражатель; 2 - тепловыделяющие элементы; 3 - барабаны с электроприводами; 4 - γ -защита; 5 - нейтронная защита; 6 - трубы теплоносителя

радиационного облучения падает пропорционально квадрату расстояния, ЯЭУ и ее реактор отодвигаются от полезной нагрузки КЛА на мачте, длина которой позволяет снизить массу блока радиационной защиты и оптимизируется.

Масса реактора зависит от уровня его мощности и может быть до расчета грубо оценена из следующих соображений. До определенной мощности и размера масса определяется нейтронно-физическими характеристиками и практически постоянна для любой тепловой мощности, т. е. удельная масса реактора, а, следовательно, и защита по его тепловой мощности меняются обратно пропорционально мощности. При больших мощностях масса и размеры реакторы определяются допустимой величиной тепловых потоков в элементах и тепловыделяющих элементах, и, следовательно, на этом участке удельная масса постоянна по мощности. Опубликованные в литературе значения удельных масс реакторов и теневой радиационной защиты ряда разрабатываемых космических ЭУ, как показывает рис. 2.17, хорошо согласуются с указанными закономерностями.

Масса теневой радиационной защиты зависит от характера полезной нагрузки (допустимых для нее доз облучения), длины мачты, нейтронной и тепловой мощности реактора и в ряде случаев близка к массе самого ядерного реактора.

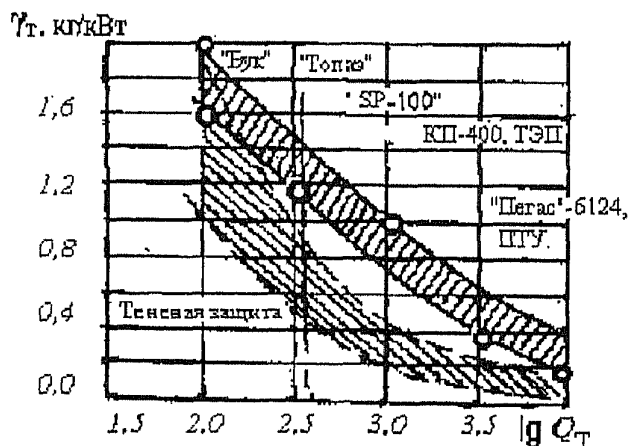


Рис. 2.17. Зависимость удельной массы от тепловой мощности от тепловой мощности:
— реактор; - - - теневая защита

2.7 Применение ядерных энергетических установок в космосе

2.7.1 Космические аппараты с радиоизотопными источниками энергии

Применение ядерных источников энергии на космических аппаратах сопряжено с решением большого комплекса проблем обеспечения радиационной безопасности — как биосферы Земли на участке выведения спутника, так и полезной нагрузки КА в космическом пространстве. Первый опыт решения этих задач в нашей стране был получен при запуске в космос космических аппаратов с радиоизотопными источниками энергии. В 1965 г. были запущены два экспериментальных КА связи типа «Стрела-1» с радиоизотопными термоэлектрическими генераторами (РИТЭГ) «Орион-1», работающими на полонии-210. Вес генераторов составлял 14,8 кг, электрическая мощность — 20 Вт, срок работы — 4 месяца. В последующие годы проводились работы, направленные на повышение мощности и ресурса РИТЭГ для луноходов и автоматических межпланетных станций. В то же время разработанные конструкции РИТЭГ отличались между собой применяемыми изотопами, термоэлектрическими материалами, конструктивными формами и т.п. Все это значительно усложняло и удорожало создание подобных энергетических установок.

Сравнительно низкая энергоёмкость, высокая стоимость РИТЭГ, сложности с решением проблем их использования в космосе, успехи в разработке энергетических установок на основе ядерного реактора явились причиной прекращения работ по новым РИТЭГ для космоса.

2.7.2 Термоэлектрические реакторы-преобразователи

Использование термоэлектрических и термоэмиссионных преобразователей энергии в сочетании с ядерными реакторами позволило создать принципиально новый тип установок, в которых источник тепловой энергии (ядерный реактор) и преобразователь тепловой энергии в электрическую объединены в единый агрегат – реактор-преобразователь.

Первый советский термоэлектрический реактор-преобразователь «Ромашка» был впервые запущен в Институте атомной энергии («Курчатовский институт») 14 августа 1964 г. Реактор на быстрых нейтронах имел тепловую мощность 40 кВт и использовал в качестве топлива карбид урана. Термоэлектрический преобразователь на кремний-германиевых полупроводниковых элементах выдавал мощность до 800 Вт. Основоположник практической космонавтики, академик С.П.Королев намеревался использовать «Ромашку» на космических аппаратах в сочетании с импульсными плазменными двигателями, но его уход из жизни в 1966 г. не дал осуществиться этим планам. Испытания «Ромашки» закончились в середине 1966 года, но реактор так и не был использован в космосе.

2.7.3 Американские космические аппараты с ЯЭУ

Первой в мировой практике ядерной энергетической установкой (ЯЭУ), примененной на космическом аппарате, стала американская ЯЭУ SNAP-10A, размещенная на космическом аппарате Snapshot, который был выведен на орбиту 3 апреля 1965 года. Предполагалось провести летные испытания реактора в течение 90 суток. Реактор на тепловых нейтронах использовал уран-235 в качестве топлива, гидрид циркония как замедлитель и натрий-калиевый расплав в качестве теплоносителя. Тепловая мощность реактора составляла около 40 кВт. Электрическая мощность, обеспечиваемая термоэлектрическим преобразователем, составляла от 500 до 650 Вт. Реактор успешно проработал 43 дня – до 16 мая 1965 года.

Тем не менее, США вскоре свернули свою программу по космическим ЯЭУ. Так, 18 мая 1968 г. был запущен последний, на сегодняшний день, американский спутник с ядерным реактором. Увы, на участке выведения потерпела катастрофу ракета-носитель «Тор-Аджена-Д», которая должна была вывести на орбиту метеорологический спутник «Нимбус-В» с ЯЭУ SNAP-19B2. Благодаря прочности конструкции аппарата он не разрушился. Позднее он был найден и поднят на борт корабля американских ВМС. К счастью, радиоактивного заражения мирового океана не произошло. После этого США запустили ряд космических аппаратов с радиоизотопными генераторами, включая межпланетные автоматические станции «Пионер» и «Вояджер», а также пилотируемые космические корабли «Аполлон». Последним американским космическим аппаратом с радиоизотопным генератором стал межпланетный зонд «NewHorizons», запущенный к Сатурну в январе 2006 г.

2.7.4 Советские космические аппараты с ЯЭУ

Первый советский спутник с ядерной энергетической установкой был запущен 3 октября 1970 г. Это был прототип космического аппарата радиолокационной разведки «УС-А» («Космос-367»), разработанный и изготовленный ЦКБ машиностроения (г.Реутов, генеральный конструктор В.Н.Челомей). Следует отметить, что к началу 1970-х годов ЦКБ машиностроения было загружено выполнением правительственных заданий по созданию новых противокорабельных крылатых ракет, космической орбитальной станции «Алмаз» и другими важными работами. Поэтому еще с мая 1969 г. весь комплекс работ по космическим аппаратам «УС-А», включая выпуск конструкторской и эксплуатационной

документации, освоение серийного производства, проведение наземной и летно-конструкторской отработки космических комплексов, сдачу их в эксплуатацию, проводился ленинградскими Конструкторским бюро и заводом «Арсенал» имени М.В.Фрунзе.

Космический аппарат «УС-А» (рис. 2.18) был оснащен радиолокатором одностороннего бокового обзора и был предназначен для обнаружения надводных кораблей и авианосных соединений противника. В качестве энергетической установки КА была использована ЯЭУ БЭС-5 «Бук» мощностью 3 кВт с термоэлектрическим преобразованием тепловой энергии (разработчик ЯЭУ – НПО «Красная Звезда»). Для обеспечения радиационной безопасности после завершения срока активного существования в составе КА была предусмотрена специальная твердотопливная двигательная установка, обеспечивающая увод энергетической части космического аппарата на орбиту с длительным сроком существования – продолжительностью не менее 10 периодов полураспада наиболее «живучих» изотопов ЯЭУ.



Рис. 2.18. Космический аппарат «УС-АМ»

За время серийного производства спутников типа «УС-А» удалось увеличить срок активного существования изделий с 45 до 120 суток, при этом были решены задачи по защите бортовой аппаратуры КА от радиационного воздействия ЯЭУ.

В эти же годы коллективом КБ «Арсенал» проводились работы по модернизации КА «УС-А», направленные на кардинальное улучшение тактико-технических характеристик и увеличение срока активного существования. Результатом этого стало создание во второй половине 1980-х гг. космического аппарата двухстороннего радиолокационного обзора – «УС-АМ». Срок активного существования КА «УС-АМ» составил около 300 суток, применение локатора двухстороннего обзора позволило существенно расширить возможности КА с точки зрения целевого применения.

2.7.5 ЯЭУ с термоэмиссионными преобразователями

В то же время в Советском Союзе параллельно с работами по созданию ЯЭУ с термоэлектрическими генераторами проектировались ЯЭУ с термоэмиссионными преобразователями. Термоэмиссионное преобразование по сравнению с термоэлектрическим позволяет увеличить КПД, повысить ресурс и улучшить массогабаритные характеристики энергоустановки и космического аппарата в целом. В 1970–1973 гг. были созданы и прошли наземные энергетические испытания первые три прототипа термоэмиссионной ЯЭУ. Эти испытания непосредственно подтвердили возможность стабильного получения удовлетворительных выходных параметров реактора-преобразователя. Работы шли по ЯЭУ двух типов: ТЭУ-5 «Тополь» (Топаз-1) и «Енисей» (Топаз-2). Летные испытания двух образцов ЯЭУ



Рис. 2.19. Макет ЯЭУ «Тополь»

«Тополь» были проведены в 1987–1988 гг. на КА «Плазма-А» разработки КБ «Арсенал» («Космос-1818» и «Космос-1867»). ЯЭУ на КА «Космос-1818» проработала в течение 142 суток, а ЯЭУ на «Космос-1867» – в течение 342 суток. В обоих случаях окончание работы ЯЭУ было связано с плановым исчерпанием запасов цезия, используемого при работе термоэмиссионного реактора-преобразователя.



Рис. 2.20

Отличительной чертой установки «Тополь» стало соединение реактора с термоэмиссионным (термоионным) преобразователем тепловой энергии в электрическую. Такой преобразователь подобен электронной лампе: катод из молибдена с вольфрамовым покрытием, нагретый до высокой температуры, испускает электроны, которые преодолевают промежуток, заполненный ионами цезия под низким давлением, и попадают на анод. Электрическая цепь замыкается через нагрузку.

Реактор (топливо – диоксид урана с 90% обогащением, теплоноситель – калий-натриевая смесь) имел тепловую мощность 150 кВт, причем количество урана-235 в реакторе было снижено до 11,5 кг по сравнению с 30 кг в БЭС-5 «Бук». Выходная электрическая мощность преобразователя составляла от 5 до 6,6 кВт.

В свою очередь, реактор-преобразователь «Енисей» разрабатывался ленинградским ЦКБ машиностроения по заказу НПО прикладной механики (г.Железногорск) для геостационарного КА непосредственного телевидения «Эстафета». Тепловая мощность «Енисея» была порядка 115–135 кВт, электрическая мощность 4,5–5,5 кВт. Расчетный срок службы был не менее 3 лет.

2.7.6 Международное сотрудничество по космическим ЯЭУ

Согласно ряду сообщений в прессе, в 1992 году США приобрели в России за 13 млн. долларов две ЯЭУ «Енисей». Один из реакторов, поставленных в США, предполагалось после тщательных наземных испытаний использовать в 1995 г. в «Космическом эксперименте с ядерно-электрической двигательной установкой». Однако в 1996 г. этот довольно дорогостоящий проект был закрыт

Другие проекты космических реакторов 1990-х годов также не дошли до летных испытаний. Так, в 1993 г. были закрыты два американских проекта для Стратегической оборонной инициативы: ЯЭУ SP-100 с максимальной выходной электрической мощностью от 40 до 300 кВт и сроком службы от 3 до 7 лет и особо мощная установка на 5 МВт электрической мощности. В России проводилась разработка мощной

двухрежимной установки «Топаз-100/40» («Топаз-3») для геостационарного космического аппарата. В режиме 100 кВт установка должна была обеспечить перевод КА с помощью электроракетных двигателей с начальной радиационно-безопасной орбиты (800 км) на геостационарную, а в режиме 40 кВт – для питания целевой аппаратуры в течение 7 лет.

Немалую роль в прекращении эксплуатации космических аппаратов с ЯЭУ сыграло настороженное после чернобыльской катастрофы отношение мировой общественности к ядерной энергетике вообще. К концу 1980-х годов обывателю, по крайней мере, на Западе, уже было известно об авариях космических аппаратов с ядерными энергоустановками – как советскими, так и американскими.

2.7.7 Радиационные аварии космических ЯЭУ

Наиболее серьезные аварии (с радиационным загрязнением) со спутниками, оснащенными ЯЭУ, происходили, по сути, трижды. Первая случилась 21 апреля 1964 г., когда аварией закончился запуск американского навигационного спутника «Транзит-5В» с ядерной энергетической установкой SNAP-9А на борту, а находившиеся в ней 950 граммов плутония-238 рассеялись в земной атмосфере, вызвав существенное повышение естественного радиоактивного фона. Вторая произошла 24 января 1978 г. уже с советским КА радиолокационной разведки «УС-А» («Космос-954»). В результате неконтролируемого схода спутника с орбиты при прохождении плотных слоев земной атмосферы произошло разрушение космического аппарата, а его обломки упали в северо-западных районах Канады. Произошло незначительное радиоактивное загрязнение поверхности, правительство СССР выплатило Канаде компенсацию, но ущерб в этом случае был в большей степени политическим – СССР обвинили в милитаризации космоса, а КА «УС-А» пришлось дооснащать дублирующей системой обеспечения радиационной безопасности, и пуски таких аппаратов возобновились только в 1980 году. В феврале 1983 г. в пустынных районах Южной Атлантики снова упал КА «УС-А» («Космос-1402»). Однако в этот раз конструктивные доработки после предыдущей аварии позволили отделить активную зону от термостойкого корпуса реактора и предотвратить компактное падение обломков. Тем не менее, было зафиксировано незначительное повышение естественного радиационного фона.

Последний инцидент со спутником «УС-А» («Космос-1900») случился в 1988 г., когда, как казалось, было не избежать повторения канадского скандала, но за несколько дней до входа космического аппарата в плотные слои атмосферы сработала аварийная защитная система и активная зона реактора была успешно отделена и переведена на орбиту захоронения.

За месяц до этого был запущен модернизированный КА «УС-АМ» («Космос-1932»). И хотя в этот раз полет прошел нормально, от эксплуатации аппаратов с ядерными энергетическими установками было решено отказаться «до лучших времен». Тем более, что в это время на СССР оказывалось серьезное давление со стороны США и международных организаций, требовавших от Советского Союза «прекратить загрязнение космоса».

2.7.8 Экологическая безопасность космических ЯЭУ

В нашей стране с самого начала работ по космическим аппаратам с ЯЭУ огромное значение придавалось обеспечению экологической безопасности на всех этапах эксплуатации таких КА. С учетом специфики работы реактора, накопления в нем радиоактивности и ее последующего спада, были приняты следующие принципы обеспечения безопасности:

- сохранение реактора ЯЭУ в подкритичном состоянии (т.е. без протекания реакции деления) до выхода КА на орбиту, в том числе во всех аварийных ситуациях;

- включение реактора ЯЭУ только на рабочей орбите КА;
- обязательное выключение реактора после выполнения спутником заданной программы, а также при возникновении аварийной ситуации;
- изоляция ЯЭУ от населения Земли в течение времени, необходимого для снижения радиоактивности выключенного реактора до безопасного уровня;
- при невозможности изоляции – диспергирование (дробление) ЯЭУ до уровней, обеспечивающих безопасность населения на территории выпадения фрагментов установки.

Эти принципы были в дальнейшем одобрены Комитетом ООН по космосу и закреплены в ныне действующем документе «Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве», принятом Генеральной Ассамблеей ООН в 1992 году.

2.7.9 Перспективы развития космических ЯЭУ

Как видно из истории, использование ядерной энергии в космосе остается опасным и дорогостоящим делом, но игра всё же стоит свеч. В настоящее время в России ведется отработка и создание космических ядерных энергетических установок следующего поколения. Ранее созданные установки «Бук» и «Тополь» имели уровень мощности 3-10 кВт и ресурс работы от 3 месяцев до одного года. Имеется практический задел по созданию установок мощностью до 100 кВт и с ресурсом работы от 5 до 10 лет.

Применение ядерных энергоустановок в космосе в соответствии с принятой идеологией предусматривает их использование только в тех сферах, где нет возможности решить задачу с помощью других источников энергии. Главным источником энергии на околоземных орбитах являются солнечные элементы, мощность и КПД которых за последнее время значительно выросли. Если еще несколько лет назад разработчики ЯЭУ ориентировались на уровень мощности 20 кВт, то сегодня такой уровень планируется обеспечивать солнечными источниками энергии. В то же время для полетов в дальний космос использование ЯЭУ практически не имеет альтернативы. Для таких масштабных проектов, как экспедиция на Марс, преимущество использования ядерной энергетики не вызывает сомнений. Причем ЯЭУ может служить не только источником энергии для жизнеобеспечения экипажа и питания аппаратуры, но и средством, обеспечивающим движение, в том числе с помощью ядерного ракетного двигателя. В соответствии с современными представлениями это может быть транспортно-энергетический модуль, обеспечивающий вывод аппарата на орбиту или возможность смены орбиты. Такая двухрежимная установка с уровнем мощности около 100 кВт обеспечит вывод космического корабля на рабочую орбиту, и уже там обеспечит энергопитание на более низком уровне мощности.

2.7.10 Американские программы по атомным технологиям для космоса

В США после долгого перерыва решили вернуться к использованию космических ЯЭУ. В августе 2006 года президентом Бушем и конгрессом был принят очень важный документ – «Национальная космическая политика США». В нем недвусмысленно говорится о необходимости достижения государственного приоритета в области космических технологий, в том числе атомных. В США уже ведутся предварительные исследования по созданию первой в мире межпланетной станции, использующей ядерный реактор как источник питания бортовой электрореактивной двигательной установки и научной аппаратуры с высоким уровнем энергопотребления. Станция предназначена для исследования трех из четырех галилеевых спутников Юпитера – Европы, Ганимеда и Каллисто – и потому названа JMO (JupiterIcyMoonOrbiter, Орбитальный аппарат для

ледяных лун Юпитера). Она должна окончательно установить, существуют ли под ледяной корой этих больших спутников океаны, в которых может быть жизнь.



Рис. 2.21. Космический аппарат JIMO

Проект JIMO должен продемонстрировать безопасность ядерных реакторов и надежность эксплуатации ядерных реакторов в космосе. Ядерная энергетическая установка этого аппарата должна дать в 100 раз больше электроэнергии, чем энергетические установки, применявшиеся для межпланетных перелетов ранее. Все это откроет новые возможности для исследований, включая более гибкий план полетов, в меньшей степени зависящий от взаимного расположения планет, а значит, дающий большее время для целевых работ в одной миссии.

2.7.11 Концепция развития космической ядерной энергетики в России

В 1998 г. Правительство Российской Федерации приняло постановление «О концепции развития космической ядерной энергетики в России». Эта Концепция направлена на сохранение лидирующих позиций России в области космических ядерных технологий, высококвалифицированных кадров, уникальной экспериментальной и производственно-технологической баз, инфраструктуры научных центров и предприятий, которые осуществляют работы в данной области.

Таким образом, сейчас наблюдается настоящий ренессанс космической ядерной энергетики – для решения амбициозных энергоемких задач на околоземной орбите и в дальнем космосе требуется колоссальная энергия, дать которую в настоящее время способны только ядерные энергетические установки. При должном финансировании и внимании мирового ученого сообщества к этой технологии человечество уже в ближайшей перспективе будет способно подойти к промышленному освоению космоса, пилотируемому полету на Марс и исследованию дальних планет.

Рекомендуемая литература при изучении модуля 2:

1. Худяков, С. А. Космические энергоустановки. – М.: Знание, 1984. – 64 с, ил. – (Новое в жизни, науке, технике. Сер. «Космонавтика, астрономия»; № 7).
2. Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов / Л.А. Квасников, Л.А. Латышев, Н.Н. Пономарев-Степной, Д.Д. Севрук, В.Б. Тихонов. — Изд. второе, перераб. и доп. — М.: Изд-во МАИ, 2001. — 480 с.: ил.
3. Петровичев, М.А. Система энергоснабжения бортового комплекса космических аппаратов [Текст] : [учеб. пособие] / М. А. Петровичев, А. С. Гуртов ; Федер. агентство по образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. - Самара: Изд-во СГАУ, 2007. - 87 с.(40 экз)
4. Гущин, В.Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. – М.: Машиностроение, 2003. – 272 с.: ил.