

Е. А. ТЕЙШЕВ

6.258

Т.30



208829

ПРИМЕНЕНИЕ
ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ
ДЛЯ ЭНЕРГОПИТАНИЯ
КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ

ОТДЕЛЕНИЕ ВНИИЭМ ПО НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ,
СТАНДАРТИЗАЦИИ И НОРМАЛИЗАЦИИ В ЭЛЕКТРОТЕХНИКЕ
(ИНФОРМСТАНДАРТЭЛЕКТРО)

СО Д Е Р Ж А Н И Е

	<i>Стр.</i>
Топливные элементы на космическом корабле «Джемини» . . .	4
Топливные элементы для космических кораблей, предназна- ченных для полета на Луну	9
Перспективы применения топливных элементов для длитель- ных полетов	24
Литература	27

В последние годы большое внимание уделяется разработке топливных элементов для космических целей. Это объясняется рядом преимуществ, которые имеют топливные элементы перед другими источниками энергии при использовании их в космосе [1, 2, 3]. Наиболее важными из этих преимуществ являются следующие:

- 1) высокий к. п. д.;
- 2) отсутствие саморазряда;
- 3) низкотемпературные топливные элементы могут быть помещены непосредственно в кабину космического корабля;
- 4) блочный способ конструирования допускает большое разнообразие напряжений на выходе. Блоки можно помещать в свободные отсеки корабля и заменять без остановки системы;

5) вода, являющаяся продуктом реакции при работе водородно-кислородных элементов, пригодна для питья без какой-либо очистки;

6) топливные элементы с ионообменными и капиллярными мембранами в качестве электролита надежно работают в условиях невесомости;

7) использование регенеративных топливных элементов в сочетании с солнечными батареями позволит снизить необходимый запас топлива, а следовательно, уменьшить вес всей системы.

Сопоставление веса системы водородно-кислородных топливных элементов (по данным американской фирмы «Аллис-Чалмерс») и герметичных серебряно-цинковых аккумуляторов, наиболее часто применяемых в космосе [4], показало, что топливные элементы имеют преимущество перед аккумуляторами даже при небольшом времени работы (рис. 1). Общее напряжение



Рис. 1. Сравнение веса аккумуляторов и топливных элементов
1 — аккумуляторы; 2 — топливные элементы

в обоих случаях принималось равным 28 в. Удельная энергоемкость серебряно-цинковых аккумуляторов 110 вт·ч/кг. Вес системы с топливными элементами включал в себя вес собственно элементов, топлива с 20%-ным запасом, вспомогательных агрегатов, баков и системы термостатирования с холодильником-излучателем.

В настоящее время полностью разработаны энергоустановки для космоса, использующие батареи водородно-кислородных элементов с ионообменной мембраной (программа «Джемини»), капиллярной мембраной и 85%-ной щелочью (программа Аполло») [7, 8].

ТОПЛИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ НА КОСМИЧЕСКОМ КОРАБЛЕ «ДЖЕМИНИ»

Основная бортовая энергоустановка на космическом корабле «Джемини» имеет суммарную емкость 200 квт·ч при двухнедельном полете и 50 квт·ч при двухдневном полете, среднее напряжение на клеммах 24 в; потребляемый ток при длительном режиме работы 18 а, в течение нескольких часов 60 а, при перерузках 70 а, надежность 0,998.

Установка включает батарею топливных элементов, разработанную фирмой «Дженерал электрик», блок серебряно-цинковых аккумуляторов, систему хранения и подачи водорода и кислорода, систему удаления продуктов реакции, систему охлаждения, систему автоматического управления. Перечисленные системы располагаются во вспомогательном отсеке космического корабля, а блок серебряно-цинковых аккумуляторов помещается в отсеке экипажа.

Батарея водородно-кислородных топливных элементов состоит из двух секций. Каждая секция в свою очередь состоит из трех блоков, соединенных параллельно. Блоки смонтированы на общей раме и заключены в герметичный титановый кожух. Свободное пространство кожуха заполнено пенообразным материалом, который служит изолятором и ограничивает объем свободного кислорода. Длина контейнера 650 мм, диаметр 320 мм. Вес обеих секций и связанного с ними оборудования 65,7 кг. Средняя выходная мощность каждой секции 600 вт, пиковая мощность 1000 вт. Напряжение на выходных клеммах 22—30 в.

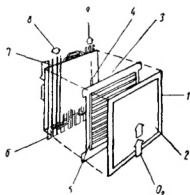
Каждый блок содержит 32 последовательно соединенных топливных элемента [9]. Элемент (рис. 2) состоит из кислотной ионообменной мембраны (полимер, обработанный полистиролсульфоновой кислотой), к боковым поверхностям которой прижаты электроды, выполненные в виде сетки, покрытой платиновой чернью. Размеры элемента 178×203 мм, ток 15 а (плотность тока 50 ма/см²) при напряжении 0,8 в [10]. Необходимо

отметить, что повышенная нагрузка значительно сокращает срок службы батареи, а хранение с залитым электролитом ухудшает ее работоспособность.

Весь узел крепится к токосъемникам из гофрированного титанового листа. Со стороны водородного электрода топливные

Рис. 2. Топливный элемент с ионообменной мембраной фирмы «Дженерал электрик»

1 — ионообменная мембрана; 2 — электрод; 3 — токоотвод водородного электрода; 4 — патрубок для ввода водорода; 5 — распределительные каналы для водорода; 6 — водосборные фитили; 7 — токоотвод кислородного электрода; 8 — вход хладоносителя; 9 — выход хладоносителя



элементы герметизированы; водород подводится и отводится через специальные патрубки. Со стороны кислородного электрода к токосъемнику прикрепляются фитили для отвода образующейся воды и трубки, в которых циркулирует охлаждающая жидкость. Рабочая температура элементов 38—60°С.

Водород и кислород хранятся в криогенном состоянии при сверхкритическом давлении. Вес водорода и кислорода для 14-дневного полета 90 кг. Емкости для хранения имеют две оболочки: внутреннюю из сплава инконель-718 и внешнюю из титанового сплава. Между оболочками помещается экранно-вакуумная изоляция. Давление в емкостях поддерживается при помощи электрических подогревателей мощностью 78 вт, представляющих собой позолоченную нить, намотанную на сферическую поверхность.

Водород и кислород перед подачей в батарею подогреваются в теплообменнике и редуцируются до рабочего давления (таблица).

Давление и температура водорода и кислорода в системе хранения и подачи

Характеристики	Водород	Кислород
Давление в емкости, кг/см ²	25	50
Температура в емкости, °С:		
в начале работы	—252	—182
в конце работы	—218	—106
Давление в топливных элементах, кг/см ²	1,6	1,65
Температура в топливных элементах, °С	10	60

Оборудование для хранения и подачи газов изготавливается фирмой «Эйрсарч Кэррет» (Airesearch Carret).

При работе водородно-кислородной батареи образуется вода (0,2—0,25 кг/ч). В топливных элементах с кислотной ионообменной мембраной вода выделяется с кислородной стороны и удаляется из зоны реакции путем испарения в кислородную распределительную камеру (рис. 3). Пары воды конденсируются на охлаждаемом кислородном токоотъемнике и с помощью водосборных фитилей вода отводится к пластинчатому сепаратору, где она отделяется от кислорода. В условиях невесомости разделение двухфазного потока происходит за счет капиллярных сил и перепада давления в двух системах: системе топливных элементов (1,65 кг/см²) и системе жизнеобеспечения (1,45 кг/см²). Из сепаратора вода поступает в бачок для питьевой воды.

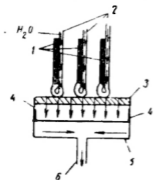


Рис. 3. Схема отвода воды

1 — топливные элементы;
2 — водосборные фитили;
3 — распределительные фитили;
4 — пластинчатый сепаратор;
5 — водосборный коллектор;
6 — труборовод к бачку для воды

На космическом корабле «Джемини-5» вода оказалась вполне пригодной для питья, хотя была не совсем чистой и с кислым привкусом.

После заполнения бачка вода направляется в испаритель. Когда и испаритель заполнен, излишек воды сбрасывается за борт в виде жидкости или в виде пара (если требуется дополнительное охлаждение).

Система охлаждения бортовой энергоустановки включена в общую систему терморегулирования космического корабля.

Система автоматического управления связывает между собой все системы и обеспечивает нормальную работу установки при изменении электрической нагрузки, условий сброса тепла и температуры газов в емкостях.

Для удаления примесей из топливных элементов проводится периодическая продувка: при токе 30 а через 6 ч, при токе 60 а — через 4 ч и при токе 90 а — через 2 ч.

Серебряно-цинковые батареи (четыре основных и три запасных) предназначены для аварийного энергообеспечения в течение полутора оборотов вокруг Земли [11], а также для энергоснабжения при старте, входе в плотные слои атмосферы, после отделения вспомогательного отсека, при посадке и после посадки. Предусматривается возможность одновременной работы топливных элементов и аккумуляторов при пиковой нагрузке. Вес основной батареи 10 кг, емкость 45 а · ч; вес запасной батареи 3,6 кг, емкость 12 а · ч.

Основные характеристики водородно-кислородных элементов с ионообменной мембраной фирмы «Дженерал электрик» приведены ниже.

Рабочая температура, °С	25—60
Давление газов, кг/см^2	0,5—2
Плотность тока, ма/см^2 , при напряжении:	
0,9 в	6,0
0,7 в	70
0,5 в	190
К. п. д., %, при напряжении:	
0,9 в	60
0,7 в	47
0,5 в	33
Продолжительность работы, ч	2000
Удельная мощность:	
весовая, вт/кг	32
объемная, вт/л	20
Стоимость электроэнергии, долл/вт	47,5

Топливные элементы надежно работали в условиях невесомости при относительной влажности до 100% и перегрузках до 15 g во всех направлениях, в температурном диапазоне от -50 до $+70^\circ\text{C}$ при давлении 10^{-9} ата и от 5 до 70°C при давлении 1 ата.

На 1966 г. фирма «Дженерал электрик» запланировала производство и серийный выпуск топливных элементов того типа, который использовался на космическом корабле «Джемини» [12]. Выпуск намечено начать с топливных элементов мощностью 12 вт. Срок службы элементов предполагается увеличить за счет применения мембраны из полимера типа тефлона, чрезвычайно стойкого к окислению и воздействию повышенных температур. Опытное производство налажено на заводе топливных элементов в г. Линне (штат Массачусетс).

Топливные элементы с электродами, аналогичными предложенным фирмой «Дженерал электрик», разрабатываются во Франции [13]. Удельная мощность электродов составляет 40 мвт/см^2 , удельная весовая мощность батареи 40 вт/кг . Предполагается в дальнейшем эту величину повысить до $50—100 \text{ вт/кг}$.

Фирмой «Дженерал электрик» проведены испытания пятнадцати блоков топливных элементов и трех полных комплектов батарей. Нагрузка менялась от постоянно малой (1—4,5 а) до нагрузки, значительно превышающей потребление космического корабля «Джемини» (10—15 а). Большинство испытаний проводилось с учетом полетного задания экипажу корабля «Джемини».

Впервые топливные элементы использовались в космосе на борту корабля «Джемини-2» в январе 1965 г. во время кратковременного суборбитального полета без экипажа. На космическом корабле «Джемини-5» топливные элементы обеспечивали энергопитание бортовых систем, однако вследствие недоработок в системе подогрева топлива и удаления воды имели место перебои в питании, что заставило космонавтов в эти моменты

резко ограничивать расход электроэнергии [14, 15]. Кроме того, наблюдались неполадки в системе подачи кислорода.

Для устранения и предупреждения неполадок при подготовке к полету космического корабля «Джемини-7» (на корабле «Джемини-6» топливные элементы не использовались) были проведены следующие доработки:

1) пространство между наружной и внутренней оболочками емкостей дополнительно вакуумировалось;

2) трубопровод для водорода прокладывался ближе к поверхности емкости и дополнительно изолировался, а вся емкость покрывалась экраном, в результате чего температура наружной оболочки должна была снизиться с $+3$ до -101°C ;

3) между системами подачи кислорода к топливным элементам и в кабину космонавтов устанавливался трубопровод с перепускным клапаном, чтобы в случае падения давления в одной из этих систем можно было открыть клапан и использовать давление другой системы.

Во время полета космического корабля «Джемини-7» космонавтам пришлось воспользоваться этим клапаном в самом начале полета. Через 23 мин после старта, когда давление в системе подачи кислорода к топливным элементам упало до 7 кг/см^2 , космонавты открыли перепускной клапан и подняли давление до $17,5 \text{ кг/см}^2$. После включения электрического подогревателя давление кислорода увеличилось до 21 кг/см^2 . По мере расхода кислорода давление в емкостях вначале увеличилось и достигло при 50%-ном заполнении емкости 50 кг/см^2 , а затем снова уменьшилось. В дальнейшем перепускной клапан открывался при продувке топливных элементов. Продувку использовали не только для вывода из элементов инертных примесей, но и для удаления воды. В одном из блоков батареи возникла неисправность в системе удаления воды, что привело к накоплению воды в блоке и снижению характеристик. При продувке вода уносилась потоком кислорода и характеристики элементов восстанавливались.

На корабле «Джемини-7» вновь обнаружился неполадки, связанные с чрезмерным накоплением воды в системе хранения.

Вращение корабля в результате выделения водорода через дренажный клапан, имевшее место при полете «Джемини-5», удалось устранить, сбрасывая водород через центр тяжести аппарата.

После успешных полетов космических кораблей «Джемини» представитель фирмы «Дженерал электрик» сообщил, что срок службы создаваемых в настоящее время топливных элементов будет более чем в 4 раза превышать срок службы топливных элементов, установленных на «Джемини» [16]. Увеличение срока службы достигается благодаря применению нового электролитоносителя из ионообменного материала. Значительные успехи

достигнуты также при разработке топливных элементов, использующих дешевые углеводородные топлива — природный газ, пропан и жидкое топливо.

ТОПЛИВНЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ КОРАБЛЕЙ, ПРЕДНАЗНАЧЕННЫХ ДЛЯ ПОЛЕТА НА ЛУНУ

В качестве основного источника энергоснабжения космических кораблей, разрабатываемых в соответствии с проектом «Аполло» для полета человека на Луну, предполагается использовать батареи водородно-кислородных топливных элементов, созданные американскими фирмами «Прэт энд Уитни» и «Аллис-Чалмерс».

Энергоустановка фирмы «Прэт энд Уитни» для проекта «Аполло» имеет мощность 563—1420 вт при напряжении 27—31 в и рассчитана на работу в течение более 400 ч; пиковая мощность 2295 вт при напряжении не менее 20,5 в. Расход реагентов при мощности 1420 вт составляет 0,55 кг/ч. Вес установки без вспомогательного оборудования 100 кг [17].

В элементах фирмы «Прэт энд Уитни» используются дуэ-слойные никелевые электроды, давление газов равно 1 атм. Рабочая температура в элементе 260°С, электролитом служит 85%-ный раствор КОН. Большая работа была проведена фирмой по созданию воспроизводимой технологии изготовления электродов. Использование карбоната аммония в качестве поробразователя активного слоя приводило к большому разбросу характеристик электродов, и от этого вещества пришлось отказаться. В настоящее время электроды изготавливаются спеканием никелевого порошка в свободном состоянии с последующей прокаткой

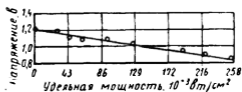


Рис. 4. Характеристика топливного элемента фирмы «Прэт энд Уитни» при температуре 260°С и давлении 1,055 кг/см²

На рис. 4 показана зависимость выходного напряжения элемента от удельной электрической мощности. К.п.д. элемента пропорционален напряжению и близок к 90% при низких значениях удельной мощности. При данной плотности тока удельная мощность уменьшается с понижением температуры (рис. 5). Этот эффект не так резко выражен при низких плотностях тока, однако при высоких плотностях желательно поддерживать температуру не ниже 260°С. Использование более высоких темпе-

ратур затруднительно из-за проблем герметизации и подбора коррозионностойких материалов. При любой данной концентрации наблюдается увеличение мощности при повышении давления (рис. 6). Установлено, что отношение веса к мощности минимально при давлении 4 атм.

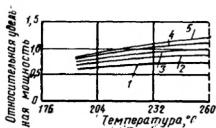


Рис. 5. Зависимость удельной мощности топливного элемента фирмы «Прэт энд Уитни» от температуры при плотности тока
 1—108 мА/см^2 ; 2—135 мА/см^2 ; 3—161 мА/см^2 ; 4—188 мА/см^2 ; 5—215 мА/см^2 .
 Давление в элементе 1,055 кг/см^2 , 15% H_2O , электроды без катализатора

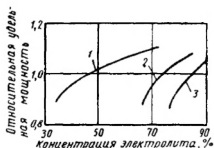


Рис. 6. Характеристика топливного элемента при температуре 260°С и плотности тока 161 мА/см^2
 Давление в элементе: 1—27 ат; 2—4 ат; 3—1 ат

На рис. 7 представлена схема элемента фирмы «Прэт энд Уитни». Между электродами находится электролит, изменение объема которого компенсируется за счет деформации гофрированных трубок. При работе электродов с двойной пористостью допустимы некоторые отклонения перепада давления от номинального без существенного изменения зоны реакции. Все уплотнительные прокладки в элементе выполнены из тефлона. Кислородный электрод поддерживается перфорированной никелевой пластиной, а водородный электрод крепится самостоятельно. Нагреватель служит для разогрева элемента при пуске и компенсации тепловых потерь при работе с малой мощностью. Элементы в батарее соединяются последовательно, и, поскольку водородный и кислородный коллекторы, а также выходная трубка являются общими для всех элементов, раздаточные трубки должны быть электрически изолированы от коллекторных трубок.

При сборке батарей элементы крепятся болтами. Внешний диаметр блока 432 мм; пространство между элементами блока с наружным диаметром 355 мм и корпусом блока заполнено инертным газом (обычно азотом) для герметизации электролитного пространства. Корпус блока представляет собой цилиндр с эллипсоидальными торцевыми крышками. Электрические соединения и подача реагентов осуществляются через эти крышки. Электрическая мощность одного блока составляет 2 кВт при напряжении 30 в.

Образование воды при токообразующей реакции в элементе происходит на водородном электроде, вблизи поверхности раздела между запорными и активным слоями. Водяные пары удаляются из элемента в смеси с циркулирующим водородом и отделяются от него в конденсаторе. Вода, полученная при этом, имеет $pH=6,7$ при отсутствии бактерий и полностью отвечает требованиям, предъявляемым к питьевой воде.

При вычислении веса избыточного водорода, необходимого для вывода воды из элементов, принимают, что количество удаляемой воды должно быть равно количеству воды, образовавшейся при работе элементов. Применяя расчетные методы и предположив, что в системе поддерживается тепловой и материальный баланс, удалось установить соотношение (рис. 8) между концентрацией электролита, влажностью водорода на входе и кратностью циркуляции (отношение веса циркулирующего водорода, к весу водорода, вступающего в реакцию). С целью поддержания постоянного объема электролита работа системы осуществляется при фиксированной кратности циркуляции и удельной влажности на входе.

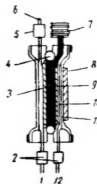


Рис. 7. Схема топливного элемента фирмы «Прэт энд Уитни»

1 — подача водорода; 2, 5 — изоляторы; 3 — электролит ($KOH+H_2O$); 4 — уплотнение; 6 — выходной патрубок; 7 — компрессорная крышка; 8 — двойной пористый слой; 9 — перфорированная пластина; 10 — нагреватель; 11 — подача кислорода



Рис. 8. Зависимость кратности циркуляции водорода от концентрации электролита (КОН) при температурах
1 — 26,7° С; 2 — 60° С; 3 — 93° С

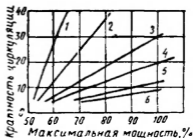


Рис. 9. Зависимость кратности циркуляции водорода от мощности при температурах
1 — 216° С; 2 — 232° С; 3 — 204° С;
4 — 177° С; 5 — 121° С; 6 — 76° С

При работе элементов тепло за счет потери мощности выделяется на обоих электродах. При удельной мощности $145 \cdot 10^{-3}$ вт/см² термический к.п.д. составляет 70%, а 30% тепла сбрасывается. Даже при наличии криогенных компонентов количество сбрасываемого тепла слишком велико, чтобы использовать их в качестве теплоносителей для снижения температуры.

Тепло из батареи удаляется за счет излучения, теплопроводности через корпус и циркулирующим водородом. Во время работы при фиксированной температуре сброс тепла излучением и теплопроводностью не зависит от мощности. На рис. 9 показана зависимость необходимой для сброса тепла кратности циркуляции водорода от мощности при различных температурах.

Кратность циркуляции в значительной степени определяется перепадом температур на входе и выходе из батареи. Когда температура на входе достигает 260°C и температурный перепад приближается к нулю, необходимая для охлаждения батареи кратность циркуляции стремится к бесконечности. С изменением мощности изменяется и температура циркулирующего водорода. Но поскольку температура водорода выше, чем это требуется для конденсации его из паро-водородной смеси, необходимо, чтобы температура в конденсаторе была ниже той, которая требуется для удаления тепла из батареи.

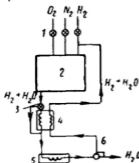


Рис. 10. Схема энергоустановки с конденсатором-излучателем

1 — регуляторы давления; 2 — батарея топливных элементов; 3 — вентиль; 4 — промежуточный теплообменник; 5 — конденсатор-излучатель; 6 — насос-сепаратор

В энергоустановке, представленной на рис. 10, конденсация образующейся воды осуществляется при низкой температуре, а охлаждение — при более высокой температуре. В промежуточном теплообменнике, расположенном между батареей и излучателем, тепло, сбрасываемое батареей, передается паро-водородной смеси, проходящей в излучатель. Этот теплообменник необходим в том случае, когда батарея работает при значительных колебаниях электрической мощности. Водород, циркулирующий в системе, выходит из топливного элемента, проходит через промежуточный теплообменник в конденсатор-излучатель, где часть тепла сбрасывается в космос. Большая часть водяного пара конденсируется и поступает в сепаратор, где вода отделяется от газа и подается в систему хранения. Водород, содержащий некоторое количество водяных паров, вновь подается в водородный коллектор топливной батареи через промежуточный теплообменник. Если температура циркулирующего водорода слишком низка, поток минует промежуточный теплообменник.

Для обеспечения нормальной работы энергоустановки в космосе был проведен тщательный анализ каждого этапа программы, включающей испытания на Земле, запуск, полет на околоземной орбите, встречу в космосе и возвращение на Землю. При этом принимались во внимание температурные условия, возможность перегрузок и облучения каждого агрегата. Цель проведенного анализа — подбор материалов, компоновка систе-

мы и выбор режима ее работы, обеспечивающего успешный полет космического корабля.

При полете на Луну энергоустановка работает в самых различных условиях: на поверхности Земли, во время запуска с Земли на орбиту, на околоземной орбите, в космическом пространстве, на лунной орбите, во время спуска на поверхность Луны, на лунной поверхности, во время запуска с Луны.

Исследования показали, что проблемы, связанные с облучением, столкновением с метеоритом, механическими перегрузками и высоким вакуумом, могут быть решены путем совершенствования конструкции. Большие трудности при обеспечении надежной работы энергоустановки возникают из-за изменения перепада температур, необходимого для теплового излучения. При работе на Луне величина этого перепада изменяется на 315°C .

Установлено, что при наличии в системе конденсатора, являющегося излучателем, нельзя сбрасывать тепло на лунной поверхности, так как при фиксированной площади излучателя электролит замерзает в космическом пространстве. Для надежной работы энергоустановки с топливными элементами при экстремальном значении перепада температур и фиксированной площади излучателя необходимо иметь промежуточный контур с жидким теплоносителем. Теплоноситель циркулирует через конденсатор и охлаждает смесь водорода с водяным паром. После излучателя часть теплоносителя идет обратно через промежуточный теплообменник, а часть, минуя его, — через вентиль. Количество теплоносителя, проходящего через вентиль, определяется температурой конденсатора. Электромотор центробежного насоса для перекачки электролита питается аккумулятором.

Такая энергоустановка обеспечивает: отвод тепла от топливной батареи; фиксированную площадь излучателя; работоспособность в космосе, на окололунной орбите и на лунной поверхности без ориентации; рабочую температуру теплоносителя, позволяющую использовать обычные жидкости; простоту системы контроля. Рабочая жидкость должна обладать устойчивостью при рабочих температурах, совместимостью с конструктивными материалами, небольшой вязкостью и высокой теплоемкостью, высокой теплопроводностью при минимальной площади излучателя и низкой упругостью пара для обеспечения минимального веса конструкции. Этим требованиям отвечает смесь воды с глицеролом.

При оптимизации энергоустановки с точки зрения улучшения весовых характеристик учитывались ее основные параметры: температура в топливном элементе, давление и плотность тока.

Установлено, что при увеличении рабочей температуры сверх 260°C удельная мощность повышается незначительно. Влияние температуры на вес энергоустановки без топлива в интервале

температур 149—260° С ничтожно, поэтому минимальный вес энергоустановки будет при температуре 260° С.

При увеличении давления характеристики элемента также улучшаются. Однако существует максимум, после которого вес всей системы начинает увеличиваться. Минимальный вес системы и минимальный размер излучателя будут при давлении газа $4,21 \text{ кг/см}^2$, позволяющем работать при высоких температурах конденсации.

Плотность тока элемента при данном напряжении является основным параметром, определяющим вес системы. Для любой задачи может быть найдена величина плотности тока, при которой общий вес энергоустановки и реагентов будет минимальным в любой точке полета.

При низких плотностях тока вес батареи увеличивается, но расход топлива относительно мал. При высоких плотностях тока вес батареи уменьшается, но увеличивается расход топлива. В то же время необходимо учитывать напряжение и пиковые нагрузки. Расчетная плотность тока батареи фирмы «Прэт энд Уитни» составляла 130 ма/см^2 [18], а плотность тока при пиковой нагрузке — 325 ма/см^2 .

С использованием моделирования был проведен расчет оптимальных параметров блока преобразования мощности, содержащего 6 отдельных трансформаторов, обеспечивающих 12 ступенчатых выходов [19]. Расчетная входная мощность блока преобразования составляла 150 вт при напряжении 120 в и частоте 60 гц .

Батарея фирмы «Прэт энд Уитни» надежно работала в течение 400 ч в условиях, имитирующих космические [20].

Топливный элемент фирмы «Аллис-Чалмерс» (рис. 11) состоит из двух электродов и асбестовой мембраны, пропитанной электролитом (30%-ный раствор КОН) [4]. Мембрана, являющаяся электролитоносителем, должна иметь высокую пористость и малый размер пор, хорошо смачиваться электролитом, обладать достаточной механической прочностью, способностью выдерживать чередующиеся циклы смачивание — высыхание, колебания температуры при длительной работе топливного элемента и иметь высокое электрическое сопротивление [21].

Критическое давление мембраны, определяемое как перепад давлений, при котором электролит вытесняется из поры с наибольшим диаметром, во много раз превышает рабочее давление в элементе. Это свойство мембраны делает работу элемента независимой от наличия сил тяжести, обеспечивает равномерное распределение электролита и быстрый перенос гидроксильных ионов между электродами. Поскольку поверхность раздела между электролитом и электродами поддерживается в идеальных условиях капиллярными силами, отпадает необходимость в защите электродов от проникновения в них воды.

Электроды изготовлены из никеля и покрыты платиновым и палладиевым катализатором. При работе элементов с такими

электродами реализовалась плотность тока 140 ма/см^2 при напряжении $0,78 \text{ в}$.

Серьезные успехи достигнуты фирмой в разработке способов активизации электродов менее дефицитными материалами: боридом никеля и фталоцианином кобальта. Борид никеля по активности в реакции электроокисления водорода не уступает платине и палладию. Его получают при взаимодействии солей никеля с боргидридом калия в водном растворе [22]. Наиболее активный катализатор с размером частиц борида 200 \AA был получен при использовании уксуснокислого никеля. Затем мелкодисперсный катализатор смешивали с тефлоном и наносили на никелевую сетку в количестве 20 мг/см^2 .

Электрохимическая активность такого электрода исследовалась при работе на водороде и этилене с температурой 80 и 150° C ; электролитом служил 8 н. раствор КОН [23]. Анод диаметром $2,8 \text{ см}$, активированный боридом никеля, был разрезан на две части, которые затем прижимались к электролитонесителю — асбестовой мембране на расстоянии 1 мм друг от друга. Меньшая часть электрода поляризовалась во время измерений и использовалась для сравнения. Площадь работающего анода, соприкасающегося с газом, составляла $2,5 \text{ см}^2$. Напряжение разомкнутой цепи водородно-кислородного топливного элемента было равно $0,8 \text{ в}$ при температуре 80° C и $1,0 \text{ в}$ при 150° C .

Ранее было установлено, что 90° C является оптимальной температурой для работы водородных электродов, активированных боридом никеля, и дальнейшее повышение температуры приводит к весьма незначительному улучшению характеристик. Полученные результаты (рис. 12) подтвердили, что при температуре 150° C не наблюдается увеличения напряжения элемента при плотностях тока до 250 ма/см^2 . Однако при напряжении $0,59 \text{ в}$ реализуется плотность тока до 720 ма/см^2 , а предельная плотность тока составляет 800 ма/см^2 .

При работе этиленового электрода наблюдается незначительная поляризация вплоть до плотности тока 20 ма/см^2 . Однако при дальнейшем увеличении плотности тока этиленовый электрод заполяризовывался до потенциала кислородного электрода. При размыкании цепи э. д. с. быстро восстанавливается, но плотность тока элемента составляет не более 1 ма/см^2 . Ухудшение характеристик этиленового электрода, активированного боридом никеля, может происходить в результате необратимого окисления или частичной блокировки его поверхности продуктами окисления этилена и осажденными карбонатами.

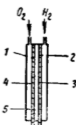


Рис. 11. Водородно-кислородный элемент с капиллярной мембраной фирмы «Аллис-Чалмерс»

1 — кислородная камера; 2 — водородная камера; 3 — водородный электрод; 4 — кислородный электрод; 5 — электролитонеситель

Сопrotивление этиленового топливного элемента составляло 0,8 ом, что значительно выше сопротивления водородно-кислородного элемента. Возможно, это связано с образованием на аноде из борида никеля барьерного слоя в результате реакции этилена при разомкнутой цепи.

В случае работы водородно-кислородного элемента при высоких плотностях тока наблюдаются локальные перегревы. Это явление крайне нежелательно, поскольку борид никеля начинает спекаться при температуре 200°С, что приводит к сокращению поверхности. В результате уменьшается хемосорбция водорода и снижается э. д. с. (0,4 в) водородно-кислородного топливного элемента с отрицательными электродами, активированными боридом никеля, спеченным при температуре 500°С.

Недостатком борида никеля является растворимость в кислотах, поэтому его применение ограничивается щелочными электролитами.

При изготовлении положительных электродов никелевая пластина пропитывалась раствором фталоцианина кобальта [24]. В другом варианте этот катализатор наносился на никелевую сетку в смеси с ацетиленовой сажой и тефлоном. Такой электрод испытывался в элементе с платинированной никелевой сеткой в качестве водородного электрода. Между электродами помещалась асбестовая диафрагма, пропитанная 35%-ным раствором КОН. При температуре 80°С и давлении газа 2 атм на элементе реализовалась плотность тока 80 ма/см² при напряжении 0,7 в. Эти характеристики удалось повысить, предварительно поляризуя положительный электрод до потенциала выделения водорода. После такой обработки при работе элемента достигалось напряжение 0,81 в при той же плотности тока. При одинаковой плотности тока 100 ма/см² напряжение элемента с фталоцианином кобальта на 0,1 в ниже, чем у элементов с платиновым и серебряным катализаторами, однако фталоцианин кобальта — недефицитный и сравнительно недорогой материал.

Пористость электродов составляет 85%, при этом допустимо изменение концентрации электролита от 27 до 45%. Использование таких электродов в комбинации с капиллярной мембраной исключает необходимость контроля поверхности трехфазной границы (газ — электролит — электрод), как в электродах с запорным слоем.

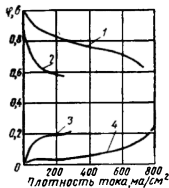


Рис. 12. Характеристики водородного электрода и элемента фирмы «Аллис-Чалмерс»

1 — напряжение элемента при температуре 150°С; 2 — напряжение элемента при 80°С; 3 — потенциал водородного электрода при 80°С; 4 — потенциал водородного электрода при 150°С

До сборки топливного элемента капиллярная мембрана насыщается раствором электролита. При сборке электроды плотно прижимаются к мембране, и некоторая часть электролита выдавливается из мембраны в электроды, образуя необходимую поверхность контакта между электролитом и катализатором.

Мембрана после сборки остается целиком пропитанной электролитом. Вода, образующаяся в результате реакции, выделяется на отрицательном электроде. Ее необходимо отводить из зоны реакции для предотвращения затопления элемента. С другой стороны, если удалять воду с большей скоростью, чем она образуется, возможно смещение зоны реакции к капиллярной мембране, что резко ухудшает работу элемента. В связи с этим удаление воды — центральная проблема при создании топливных элементов с капиллярной мембраной в качестве электролитоносителя.

На первом этапе разработки конструкции единственным эффективным способом удаления воды была продувка водородом, циркулирующим в системе. Газообразный водород продувается через элемент в дренажную линию при помощи соленоидного клапана. Система удаления воды регулируется датчиком, измеряющим напряжение каждого элемента и сравнивающим его величину с контрольным значением напряжения.

Для создания оптимальной системы энергоснабжения были рассчитаны рабочие характеристики топливного элемента с капиллярной мембраной. Рабочей точкой в первоначальной конструкции была выбрана такая точка, в которой мощность при нагрузке составляет не менее 37 вт при напряжении $1,6 \text{ в}$ для двух элементов, соединенных последовательно. Расчетная плотность тока составляла 97 ма/см^2 при напряжении $0,78 \text{ в}$ на элемент. В процессе разработки системы рабочая температура элемента была увеличена до $93,3^\circ \text{C}$, благодаря чему улучшились условия вывода воды и оптимизации запаса топлива для работы в течение 50 ч .

При расчете необходимого количества реагентов (водорода и кислорода) принималось, что работают два топливных элемента при токе $31,6 \text{ а}$ и напряжении $0,8 \text{ в}$ на каждом элементе; интервал рабочих температур $87,8\text{—}93,3^\circ \text{C}$, давление газов $1,75 \text{ кг/см}^2$. Газообразный водород ($0,816 \text{ кг}$) хранится в сферическом сосуде диаметром $45,7 \text{ см}$ под давлением 351 кг/см^2 , а газообразный кислород ($1,08 \text{ кг}$) — в сферическом сосуде диаметром 21 см под тем же давлением. Общий вес топлива и окислителя вместе с баками не более 32 кг . Давление газа перед редуктором топливных элементов, равное $6 \pm 0,7 \text{ кг/см}^2$, поддерживается при помощи первичного редуктора, однако во время полета на орбите это давление будет уменьшено на 1 кг/см^2 .

При регулировании системы удаления воды по напряжению напряжение каждого модуля должно быть не более $1,64 \text{ в}$, поскольку при большем напряжении элементы не продуваются, и

оно вновь снижается до значения менее 1,64 в. При этом вода, образовавшаяся в результате реакции, не удаляется из элементов.

Для случая, когда элемент работает в интервале температур 38—93,3° С при постоянном давлении топлива и окислителя

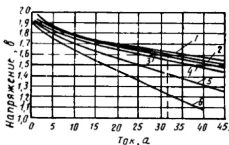


Рис. 13. Вольт-амперные характеристики топливных элементов фирмы «Аллис-Чалмерс» при рабочих температурах

1 — 82° С; 2 — 93° С; 3 — 71° С; 4 — 60° С;
5 — 49° С; 6 — 38° С

му работы, когда несмотря на увеличение температуры, быстрый рост давления насыщенных паров воды приведет к снижению выходной мощности (см. рис. 13). В качестве рабочей была выбрана температура $90,5 \pm 3^\circ \text{С}$.

Наряду с описанной системой продувки газом с одновременным контролем напряжения разрабатывается статический метод удаления воды. Статическая система работает более устойчиво, и концентрация КОН в топливном элементе остается почти неизменной при постоянной нагрузке, в условиях равновесной температуры и давления.

Конструкция топливного элемента со статической системой удаления воды и одновременного отвода тепла аналогична описанным ранее. Кроме того, в каждом элементе имеется диффузионная мембрана, при помощи которой осуществляется непрерывный контроль за содержанием воды в электролите.

Когда элемент работает при постоянной температуре, вода, испаряющаяся из водородного электрода, проходит через каркас электрода к мембране переноса воды. Водяной пар конденсируется и абсорбируется мембраной. Поскольку концентрация КОН в этой мембране уменьшается (первоначальная концентрация равна 45%), давление насыщенных паров над ней увеличивается. Каркас водородного электрода, изготовленный из того же материала, что и электрод, но без катализатора, помещается между мембраной для переноса воды и каркасом кислородного электрода следующего элемента. Сторона каркаса электрода, соприкасающаяся с каркасом мембраны для переноса воды, име-

ет желобки. В образовавшейся полости создается вакуум, контролируемый специальным регулятором. Вода испаряется из мембраны и переносится через пористый каркас в вакуум. Этот способ удаления воды более простой и надежный по сравнению с ранее описанным, поскольку позволяет обойтись без циркуляционных насосов, холодильников и водяных сепараторов [25].

Обработанное тепло удаляется либо циркулирующим воздухом с ребер на каркасах держателей электродов, либо посредством радиации. Во втором случае в системе отсутствуют насосы, охладитель и соответственно уменьшается расход энергии. Регулирование температуры осуществляется изменением величины излучающей поверхности с помощью механизма, открывающего и закрывающего шторы. При низкой выходной мощности (и слабом разогреве) шторы частично или полностью закрываются. По мере увеличения мощности (и выделения значительного количества тепла) шторы автоматически открываются.

Положение штор со всех сторон топливного элемента контролируется при помощи датчиков, чувствительных к изменению температуры. Разработанная система успешно испытана на спутнике без человека на борту; общая мощность энергоустановки 200 вт при напряжении 28 в. Вольт-амперные характеристики топливного элемента со статической системой удаления воды при различных температурах представлены на рис. 14.

Поскольку топливный элемент создавался для работы в космосе, была проведена серия испытаний в специальных условиях. Динамические испытания (вибрация, удар и перегрузки) и тепловые испытания в вакууме проводились с учетом условий, возникающих в момент запуска и при работе на орбите. Виброиспытания включали воздействие как синусоидальных, так и беспорядочных вибраций.

Анализ многочисленных способов поддержания и контроля температуры топливных элементов при работе на орбите показал, что наилучшим способом терморегулирования является сочетание системы нагревания и охлаждения с использованием радиаторной поверхности на топливном элементе. Температура оболочки спутника, окружающей батарею топливных элементов, изменялась в пределах от -1 до $+74^{\circ}\text{C}$, а степень черноты внутренней поверхности была более 0,8. Тепловые потери через изоляцию (тепловое сопротивление изоляции $5 \text{ кал/ч}\cdot\text{град}$) составили менее $1,5 \text{ ккал/ч}$, и ими можно пренебречь.

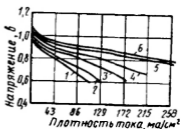


Рис. 14. Вольт-амперные характеристики элементов со статической системой удаления воды при температуре

1 — 21°C ; 2 — 38°C ; 3 — 54°C ; 4 — 65°C ; 5 — 93°C ; 6 — 115°C . Постоянное парциальное давление водородо-
рода $1,26 \text{ кг/см}^2$

Чистое излучение топливного элемента на оболочку можно определить из уравнения

$$Q_{\text{излуч}} = \varepsilon A_s F_a F_e (T_c^4 - T_o^4),$$

где F_e — приведенная степень черноты,

$$F_e = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_c} + \frac{1}{\varepsilon_o} - 1};$$

σ — постоянная Стефана-Больцмана;

ε_c — степень черноты элемента;

ε_o — степень черноты оболочки (0,8);

T_o — температура оболочки, °C;

T_c — температура элемента (366°K);

A_s — площадь поверхности топливного элемента, включая бак с теплоносителем без изоляции (0,28 м²);

F_a — коэффициент затенения оболочкой (1,0).

Баланс энергии для одного элемента:

$$Q_{\text{излуч}} = Q_{\text{пот}} + Q_{\text{всп}} + Q_{\text{к}},$$

где $Q_{\text{пот}}$ — количество тепла, выделяющегося в элементе, поскольку его к. п. д. отличен от единицы (19,7 ккал/ч);

$Q_{\text{всп}}$ — количество тепла, необходимое для питания вспомогательных элементов (соленодные клапаны и т. п.) и рассеиваемое внутри капсулы (8,5 ккал/ч);

$Q_{\text{к}}$ — количество тепла, подводимое к элементу или удаляемое из него для поддержания постоянной температуры (93,3°С).

На рис. 15 представлены результаты, полученные при решении уравнений (1) и (2).

Чтобы обеспечить необходимый нагрев, к клеммам топливных элементов подключают нагреватели напряжением 1,5 в и мощностью 50 вт. Когда необходимо охлаждение, открывается соленодный клапан системы термостатирования и вода испаряется в космическое пространство. При расчете количества воды, необходимого для охлаждения испарением, принимали, что скрытая теплота испарения составляет 546 ккал/кг. Для случая, когда на выходе батареи необходимо получить мощность 35 вт при минимальных затратах воды, наиболее подходящее значение приведенной степени черноты (см. рис. 15) составляет 0,25. Это значит, что при степени черноты оболочки, равной 0,8, степень черноты топливного элемента должна быть 0,27. Этого можно достичь, нанося на ребристую поверхность покрытие, состоящее из 70% алюминиевой фольги и 30% черной акриловой краски. При значительном изменении температуры поверхности элемента и бака с охлаждающей водой покрытие можно подобрать так, чтобы получить необходимый суммарный эффект. В системе не

используется изоляция, и минимальное количество воды поддерживается за счет того, что элемент легче охлаждается при более высоких температурах оболочки.

Следует отметить, что при использовании описанной системы термостатирования не требуется активного регулирования, когда температура оболочки близка к середине допускаемого диапазона температур.

Поскольку при конструировании спутников в первую очередь учитывается объем и вес оборудования, основной задачей было достижение наименьших габаритов при максимальной продолжительности работы и минимальном числе контрольных точек. В ходе полета при помощи системы телеметрии регистрируются следующие параметры: напряжение (на каждом топливном элементе U_1 и во всей батарее U_2); давление кислорода на входе, давление водорода на входе, давление кислорода на выходе, давление водорода на выходе, температура элемента (три точки), температура водорода на входе, температура кислорода на входе, давление в водородном баке, давление в кислородном баке.

Избыточное количество кислорода используется для удаления небольших количеств воды, скапливающейся на кислородном электроде, и вывода инертных газов.

Система с батареей топливных элементов напряжением 28 в надежно работала в широком интервале мощностей, от 800 до 2300 вт). Помимо электроэнергии, система вырабатывала до 9—11 л воды в сутки, что достаточно для экипажа космического корабля из двух человек. Установка испытывалась со сложным профилем нагрузки, который, как предполагается, является типичным для энергетических потребностей в космическом полете. Общее время испытаний в соответствии с программой 1000 ч. В конце первого цикла испытаний (390 ч) при средней мощности 1000 вт напряжение снизилось до 98% первоначальной величины, а в последующее время — до 95% начального напряжения.

В дальнейшем разработанная система совершенствовалась и была повторно испытана в течение 1300 ч; это время, необходимое для девяти полетов на Луну и обратно. За 1300 ч работы батарея топливных элементов выработала свыше 1430 кВт·ч электроэнергии, и при средней мощности 1800 вт напряжение составило 94,5% первоначального значения. Испытания проводились с технически чистыми реагентами. Статистическое удаление

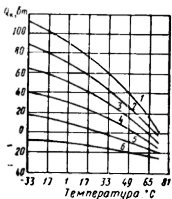


Рис. 15. Тепловой контроль в батарее топливных элементов

1 — $F_e = 0,6$; 2 — $F_e = 0,5$; 3 — $F_e = 0,4$; 4 — $F_e = 0,3$; 5 — $F_e = 0,2$; 6 — $F_e = 0,1$

воды осуществлялось двумя способами: по первому варианту влага, образующаяся в элементе, выбрасывается в космос, по второму — вода улавливается и используется для создания запасов питья.

Испытания систем топливных элементов с капиллярной мембраной показали их стабильность в широком интервале мощностей вплоть до 2300 *вт* и подтвердили возможность их использования в качестве автономного источника энергии для космических полетов длительностью от 30 до 45 дней, в частности, при создании космических станций на околоземной и окололунной орбитах.

Испытания батарей водородно-кислородных топливных элементов для космических аппаратов проводились также американской фирмой «Эйр форс ресёрч энд текнолоджи дивижн». (Air Force Research and Technology Div) [26]. Блок топливных элементов надежно работал в наземных условиях при сильной вибрации, перегрузках и в вакууме. Рабочие температуры менялись в диапазоне от -33 до $+74^{\circ}\text{C}$. Проведенные опыты показали высокую надежность системы энергопитания разработанной конструкции. Во время летных испытаний предполагается определить стойкость блока к перегрузкам, возникающим при движении ракеты на активном участке траектории, и продемонстрировать способность топливного элемента с электролитом-носителем и отдельных подсистем блока работать в условиях невесомости и космического вакуума.

* *
*

Исследованием возможности использования топливных элементов в космосе занимается, помимо отмеченных выше фирм, еще ряд организаций.

Американская фирма «Локспейс миссائل энд спейс корп.» (Lockspace Missile and Space Corp.) испытала батарею водородно-кислородных элементов мощностью 1800 *вт* и весом 44 *кг* [27]. Батарея рассчитана на энергопитание космического корабля в течение месяца. Во время работы генерируется вода, пригодная для питья (0,75 *л/ч*). Вес реагентов (водорода и кислорода) вместе с баллонами 635 *кг*.

Фирмой «Вестингауз» (США) разработана система получения кислорода для экипажа из четырех человек [28]. Система весит 27—32 *кг* и занимает объем 28 *л*. Для получения кислорода используется батарея высокотемпературных топливных элементов с твердым окисным электролитом ($\text{ZrO}_2 \cdot \text{CaO}$), обладающим кислородной проводимостью. Батарея работает при температуре 980°C . Элементы представляют собой небольшие полые керамические цилиндры с нанесенными на стенки электродами. Несколько трубок из таких цилиндров, надетых один на другой, образуют батарею. CO_2 и H_2O подаются внутрь трубок, а к ба-

тарее подключается напряжение от внешнего источника; с внешней стороны трубок собирается образующийся кислород. Разработанный система потребляет мощность 900—1000 *вт*.

Исследуется возможность применения высокотемпературных топливных элементов с расплавленным электролитом в качестве бортового источника электроэнергии для космического корабля. Высокая рабочая температура (600—650°C) позволяет значительно увеличить скорость сброса тепла с единицы поверхности излучателя по сравнению с низко- и среднетемпературными топливными элементами. Для источников энергии, имеющих одинаковую мощность и к. п. д., при температуре 600°C требуется излучатель в 18 раз меньший, чем при 100°C, и в 38 раз меньший, чем при 25°C. При этом уменьшается метеоритная опасность и количество необходимой для охлаждения жидкости, а также устраняется недостаток, связанный со снижением эффективности излучателя при попадании на него солнечного света, что является существенным при температуре излучателя ~282°C.

Другим важным преимуществом высокотемпературных топливных элементов с карбонатным электролитом является то, что продукты реакции (H_2O и CO_2) легко удаляются из элемента, не разбавляя электролит.

В Texas Instruments Co. (США) разработан высокотемпературный топливный элемент, в котором электролитом служит пористый диск из окиси магния, пропитанный расплавленной смесью карбонатов лития и натрия [28]. Электролит удерживается в порах матрицы капиллярными силами, что позволяет считать такой элемент пригодным для работы в условиях невесомости. К диску с обеих сторон крепятся металлические электроды. Батарея мощностью 22 *вт* при напряжении 0,7 *в*, состоявшая из 6 элементов и работавшая при температуре 600°C, имела удельную мощность 2,2 *вт/кг*. Предполагается повысить удельную мощность до 13 *вт/кг*, заменив некоторые стальные детали конструкции керамическими из окиси алюминия (Al_2O_3) и увеличив плотность тока с 10 до 220 *мА/см²*. В качестве топлива для элемента можно использовать неочищенный водород: при работе на конвертированном пропане, например, мощность элемента составляет 80—85% мощности, получаемой на чистом водороде. Один из элементов ежедневно в течение 30 дней подвергался тепловому удару (600—25—600°C), однако заметного снижения характеристик не произошло.

Разработанные высокотемпературные элементы обладают большой надежностью при длительной работе (75 дней), необходимой для космических полетов. Дальнейшие исследования ведутся в направлении повышения удельной мощности за счет увеличения плотности тока до 220 *мА/см²* при напряжении 0,7 *в* и облегчения конструкции, а также в направлении разработки удовлетворительной системы отвода CO_2 от топливного электрода к воздушному и системы удаления воды.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ ДЛИТЕЛЬНЫХ ПОЛЕТОВ

Топливные элементы предполагается использовать при полете на Луну и для питания электрооборудования орбитальных станций. В первом случае в систему включается радиатор, обеспечивающий надежную работу энергоустановки в дневное время при высокой температуре, и нагреватель для подогрева батарей во время лунной ночи [16].

Изучалась проблема надежности батарей топливных элементов, применяемой для энергопитания космических аппаратов [30]. Система состояла из отдельных модулей, собранных в блоки из последовательных и параллельных цепей. Мощность одного модуля 750 *вт* при напряжении 7 *в* и токе 110 *а*; общая мощность батарей 6 *квт*.

Рассмотрены два варианта соединения модулей в батарею: соединение цепей последовательно включенных модулей в параллельную группу и соединение параллельно включенных групп модулей в последовательную цепь. Предполагалось, что в батарее отсутствуют грубые технологические дефекты и при разряде возможны только случайные отказы, для которых надежность может быть определена по методу биномиального распределения.

Надежность системы определялась как произведение независимых функций надежности одного модуля R_m , числа модулей и надежности вспомогательных частей системы (насоса, теплообменника, двигателя и т. п.). Для высоких значений R_m ($>0,8$) большая надежность получается при соединении большого количества модулей малой мощности; при $R_m < 0,8$ надежность выше при составлении системы из малого числа модулей большой мощности. Величина R_m , установленная экспериментально при разряде постоянным током на топливных элементах с угольными электродами, равна 0,95.

При определении R_m играет роль количество проведенных испытаний; для заданной степени достоверности интервал значений R_m тем уже, чем больше число испытанных модулей. Установлено, что надежность системы зависит от схемы соединения модулей в батарею. Для фиксированного R_m наибольшая надежность соответствует соединению параллельных групп модулей в последовательную цепь. Для такой системы рассчитаны вероятности отказа при выходе из строя модулей, соединенных параллельно в группу. В случае больших R_m надежность определяется вспомогательными устройствами. В результате проведенного исследования установлено, что источник энергии с высокой надежностью легче изготовить низковольтным, чем высоковольтным.

Для обеспечения надежности при создании практических батарей топливных элементов для космоса предусматривается не-

которая избыточная мощность: например, в системе, предназначенной для проекта «Аполло», имеется несколько запасных модулей, включенных параллельно с основной батареей. Реагенты (водород и кислород) при длительных полетах предполагается хранить в жидком виде, поскольку при использовании других способов хранения значительно увеличивается вес системы.

Интересно соотношение между весом системы для хранения водорода и весом собственно водорода в зависимости от времени работы батареи топливных элементов. При продолжительности работы до двух месяцев это соотношение 2 : 1, при работе в течение трех месяцев—3 : 1, а при более длительной работе начинает резко увеличиваться.

Были рассчитаны весовые характеристики энергетических систем на основе топливных элементов мощностью 0,5—4 *квт* при продолжительности работы до 120 дней. Система мощностью 2 *квт*, рассчитанная на работу в течение 15 дней, будет весить 810 *кг*.

Подробно рассматривались вопросы энергоснабжения космической станции с экипажем 12 человек и необходимым оборудованием. Источники энергии должны обеспечивать работу аппаратуры станции на следующих этапах программы: I—выход на заданную орбиту, II—маневр высадки, III—возвращение на исходный рубеж. Продолжительность каждого из этих этапов 24 ч. Общее количество энергии, необходимой для их выполнения, 101,7 *квт·ч*. Между I и III этапами возможен интервал до шести месяцев. При таких условиях для энергопитания предпочтительно использовать химические источники тока, в частности водородно-кислородные и гидразино-кислородные топливные элементы, а также радиоизотопы — Po^{210} и Pu^{238} .

Весьма перспективны с точки зрения использования при длительных космических полетах регенеративные топливные элементы. Длительность работы этих элементов в качестве автономных источников энергии не ограничивается запасом активных веществ, поскольку эти вещества регенерируются из продуктов токообразующей реакции за счет внешних источников энергии, в основном солнечных, тепловых или ядерных.

Наиболее удачно сочетаются свойства топливного элемента и одновременно электролизера в батареях с капиллярной и ионообменной мембраной. Главное их преимущество заключается в том, что твердый электролит не выходит за пределы своего нормального положения между электродами: газы при электролизе образуются с противоположных сторон твердой мембраны; водород и кислород достаточно надежно разделены, так что не требуется специальных диафрагм, а в условиях невесомости не возникает проблемы отделения газа от жидкости.

В одном из регенеративных элементов, предназначенных для использования в космосе, водородный и кислородный электроды идентичны и изготовлены из платинированного пористого ни-

келя [32]. Асбестовый электролитонеситель пропитан раствором едкого кали. Фланцы элементов изготовлены из нержавеющей стали и уплотнены кремнийорганической смолой. Для хранения газов служат миниатюрные газовые баллоны из нержавеющей стали. В ходе испытаний батареи из девяти элементов получен

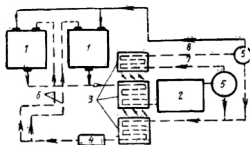


Рис. 16. Регенеративный литий-водородный топливный элемент

1 — топливный элемент; 2 — регенератор; 3 — теплообменник; 4 — насос; 5 — газо-жидкостной сепаратор; 6 — литий и электролит; 7 — газ и пар; 8 — жидкость и пар

ток 2,5 а при напряжении 6 в и комнатной температуре и 4 а при том же напряжении и температуре 65°С. При циклировании отдельные элементы заряжались током 108 ма в течение 65 мин и разряжались током 200 ма в течение 35 мин. Напряжение оставалось постоянным в течение 3000 циклов на протяжении 5000 ч. Батарея успешно прошла механические испытания.

Из элементов с термической регенерацией исходных продуктов наиболее разработан литий-водородный топливный элемент (рис. 16) [33]. Водородный электрод изготовлен из металлической микропористой пластины, а литиевый электрод состоит из перевернутого сосуда, погруженного в электролит и питаемого через систему трубок. При пуске элемент нагревают до 570°С, одновременно продувая аргоном через водородный электрод. После достижения рабочей температуры вместо аргона начинают продувать водород, литий плавится и всплывает на поверхность вместе с сосудом. Э. д. с. такого элемента близка к теоретическому значению. Однако по мере насыщения электролита гидридами напряжение падает до 0,25 в. Разложение образовавшегося при работе элемента гидроксида лития осуществляется в регенераторе, где электролит, обогащенный гидридом, нагревается до температуры 900°С. Водород поднимается по системе трубок на поверхность и попадает на положительный электрод топливного элемента. Свободный металлический литий также возвращается в элемент к отрицательному электроду. Тепло, выделяющееся при работе элемента, используется для поддержания в нем рабочей температуры.

Теоретический к. п. д. элемента 32%, однако потери в насосе, теплообменниках и элементе снижают эту величину до 16%. Установка мощностью 0,5 кВт, предназначенная для использования в космосе, весит 58 кг и занимает объем 20 дм³. Элементы работали при плотности тока 200 ма/см² и напряжении 0,45 в. При этом удельная объемная мощность составила 200 вт/дм³. Для увеличения удельной мощности регенеративного литий-водород-

ного элемента предполагается в нижней части корпуса делать тонкое радиоактивное покрытие, содержащее α -излучающие изотопы урана, плутония, церия или америция в графитовой матрице. Покрытие излучает в минуту примерно $1,1 \cdot 10^8$ — $1,1 \cdot 10^9$ частиц на 1 см^2 поверхности электрода. α -излучение ускоряет диффузию водорода через мембрану, что позволяет повысить характеристики элемента [34].

Излучалась также возможность применения в космосе регенеративных элементов на основе системы литий — висмут и натрий — висмут [35]. Второй элемент работал при температуре 600°C со следующими характеристиками: плотность тока 200 — 400 ма/см^2 и напряжение $0,5 \text{ в}$. Образовавшийся при работе элемента сплав натрий — висмут разлагался при 1000°C , при этой температуре натрий испарялся.

Основной недостаток регенеративных топливных элементов — необходимость сложного вспомогательного оборудования (насосы, трубопроводы, контрольная и регулирующая аппаратура), наличие которого не только повышает вес системы, но и снижает ее надежность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Tschanter E.— „Elektro-Techn.“, 1966, 48, № 12, p. 250—252.
2. Lemaigrier I.— „Inds atom“, 1966, v. 10, № 3—4, p. 69—70.
3. Cohn E. M.— „Mechanical Engineering“, 1966, v. 88, № 6, p. 22—27.
4. Robert L., Kerr, Noel P.— „IEEE Transactions on Aerospace“, 1964, v. 2, № 2, April, p. 789.
5. Roman P.— „Space-Aeronautics“, 1964, v. 42, № 2, p. 70—75.
6. Coffman S. W., Fono P., Gould C. L.— „Space Power System Engng“, Acad. Press, 1966, p. 375—389.
7. Barak M.— „Electron. and Power“, 1965, № 11, Oct., p. 352—356.
8. Gardner A. R.— „Product Engineering“, 1966, v. 37, № 13, p. 76—79.
9. Bierman H.— „Electron Design“, 1965, v. 13, № 13, p. 6—9.
10. Martin T.— „Armee“, 1965, № 52, p. 42—49.
11. Product Engineering, 1965, v. 36, № 16, p. 39—40.
12. Lydon I.— „Electron. News“ 1965, v. 10, № 506, p. 1, 28.
13. Bloch O., Breelle M. V., Degobert M. P.— „Usine nouvelle“, 1966, v. 22, p. 529, 531—532, 541, 543, 545, 547—548, 557, 559, 561.
14. „Advanced Energy conversion“, 1966, v. 6, № 1.
15. „Funkschau“, 1966, № 6, S. 164—165.
16. „Signal“ (USA), 1965, v. 20, № 3, p. 46—47.
17. Foley I.— „Rev. energ. prim.“, 1965, v. 1, № 3, p. 38—44.
18. Laroche I.— „Rev. franç. energie“, 1965, v. 17, № 175, p. 103—108, IX, XVII, XXV.
19. Mc Kechnil R. M.— „Space Electron. Sympos.“. American astronaut. Soc., 1965, p. 35—45.
20. „Fuel cell progress“, 1964, v. 2, № 10, 11, 12.
21. Wynveen R. A.— „Proc. 1-st Austral Conf. Electrochem.“, Pergamon Press, 1965, p. 642—656.
22. Iasinski R., Mc Mullen C., Swette L.— „Rev. energ. prim.“, 1966, v. 2, № 2, p. 38—41.
23. Thacker R.— „Nature“, 1965, v. 206, № 4980, p. 186—187.
24. Iasinski R.— „J. Electrochem. Soc.“, 1965, v. 112, № 5, p. 526—528.
25. „Fuel cell progress“, 1965, v. 3, № 10—12.

26. Chesner R. I., Prestridge I. C.—„Paper Amer. Soc. Mech. Engrs“, 1965, № AV-28.
27. „New scientist“, 1966, v. 31, № 503, p. 17.
28. Diesenhaus T.—„Columbia Engng. Quart“, 1966, v. 19, № 3, 15, 32.
29. Peattie C. G. et al. „Power Syst. Space Flight“, Acad. Press, 1965, p. 269—278.
30. Evans G. E.—„Space Power System Engng“. Acad. Press, 1966, p. 1049—1061.
31. Haines C. D.—„Space Power System Engng“. Acad. Press, 1966, p. 323—334.
32. Frank H. A.—„Power Syst. Space Flight“. Acad. Press, 1965, p. 261—268.
33. Plambeck I. A., Elder I. P., Laitinen H. A.—„Journal of Electrochemical Society“, 1966, v. 113, № 9, p. 931.
34. Crouthamel C. E., Heinrich R. R. Патент США, кл. 136—86, № 3208883, опубли. 28.09.65.
35. „Power“, 1965, v. 109, № 7, p. 61.
36. Elinan L., Archer D. H., Lahradnic R.—„Chem. Engng. Progr. Sympos. Ser.“, 1966, v. 62, № 63, p. 29—37.
37. Langford D., Stubner A. Пат. США, кл. 136—86, № 3227585, опубли. 04.01.66.

Сканирование и сборка Шубин П.С. shubinpavel@mail.ru

ТС-22

Редакторы: Шафалович А. Ф., Козлова Т. В.
Технич. редактор Гарнухина Л. А.
Корректор Алиева В. А.

Т-13322. Подписано к печати 16/IX-67 г.	Объем 1,75 печ. л.,	1,76 уч.-изд. л.
Формат бумаги 60×90 ¹ / ₁₆ .	Тираж 1400.	Цена 12 к. Зак. 1258

Отделение ВНИИЭМ по научно-технической информации, стандартизации и нормализации в электротехнике (Информстандартэлектро)
Москва, Е-123, 2-я Плехановский пер., 12