

УДК 62-97/-98; 629.7.036; 629.785

Разработка электронного банка данных энергодвигательных установок космических аппаратов

**Коршун В.Е., Маркианов А.В., Русаков А.В., Сизов А.А.,
Твердохлебова Е.М., Хомин Т.М.***

*Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,
ЦНИИмаш, ул. Пионерская, 4, Королев, Московская область, 141070, Россия*

**e-mail: tsniimash1205@gmail.com*

Аннотация

Разрабатывается постоянно действующий электронный банк данных (ЭБД) по космическим энергодвигательным установкам (ЭДУ), содержащий рабочие характеристики составных элементов двигательных (ДУ) и энергетических установок (ЭУ), а также сведения о составе энергодвигательных установок космических аппаратов (КА) различного назначения. В ЭБД включены штатные и перспективные ДУ и ЭУ КА, востребованные для задач российской космонавтики. Наличие такого ЭБД позволит комплексно оценить состояние научно-технических разработок в данной сфере как на сегодняшний день, так и в перспективе, а также облегчит разработчикам КА, ДУ и ЭУ поиск требуемых элементов при проектно-конструкторских и других работах.

Ключевые слова: электронный банк данных, космический аппарат, система энергоснабжения, энергетическая установка, двигательная установка, энергодвигательная установка.

Введение

Развитие современной космонавтики требует оперативного информационного обеспечения всех ее отраслей. В обеспечение решения данной задачи, на основании анализа научных статей, материалов конференций и других печатных изданий, а также материалов, представленных организациями-производителями и разработчиками, начата разработка электронного банка данных, предназначенного для аккумуляции и систематизации имеющихся сведений о рабочих характеристиках составных узлов бортовых ДУ и ЭУ, производящихся как в России, так и за рубежом. ЭБД предназначен для ОКБ и НИИ, занимающихся разработкой и созданием КА и бортовых ДУ и ЭУ.

ЭБД включает характеристики следующих элементов ЭУ и ДУ КА: первичные источники энергии; вторичные источники энергии, двигатели КА, аппаратура регулирования и контроля (АРК), а также сведения о составе ЭДУ конкретных КА. Структурно ЭБД состоит из двух разделов: системы энергоснабжения (СЭС) КА и двигатели КА.

ЭБД должен содержать сведения об УЭ и ДУ КА, необходимых разработчикам для решения текущих и перспективных задач российской космонавтики, в связи с чем в рамках данной работы проведен обзор характеристик современных и перспективных ЭУ и ДУ КА, определены наиболее востребованные из них с целью формирования структуры ЭБД и планирования дальнейших работ по его актуализации. Под востребованными понимаются элементы ЭУ и ДУ, производящиеся штатно, а из разрабатываемых – наиболее подходящие для решения перспективных задач российской космонавтики.

Системы энергоснабжения КА

В общем случае система энергоснабжения КА состоит из следующих элементов:

- первичный источник энергии;
- вторичный источник энергии;
- аппаратура регулирования и контроля;
- вспомогательные системы (система хранения и подачи рабочего вещества, система терморегулирования и др.).

На данный момент в ЭБД включены различные первичные и вторичные источники энергии и АРК.

Солнечные энергоустановки

Солнечные энергоустановки (СЭУ) можно условно разделить по методу преобразования энергии на машинные и безмашинные (рисунок 1).

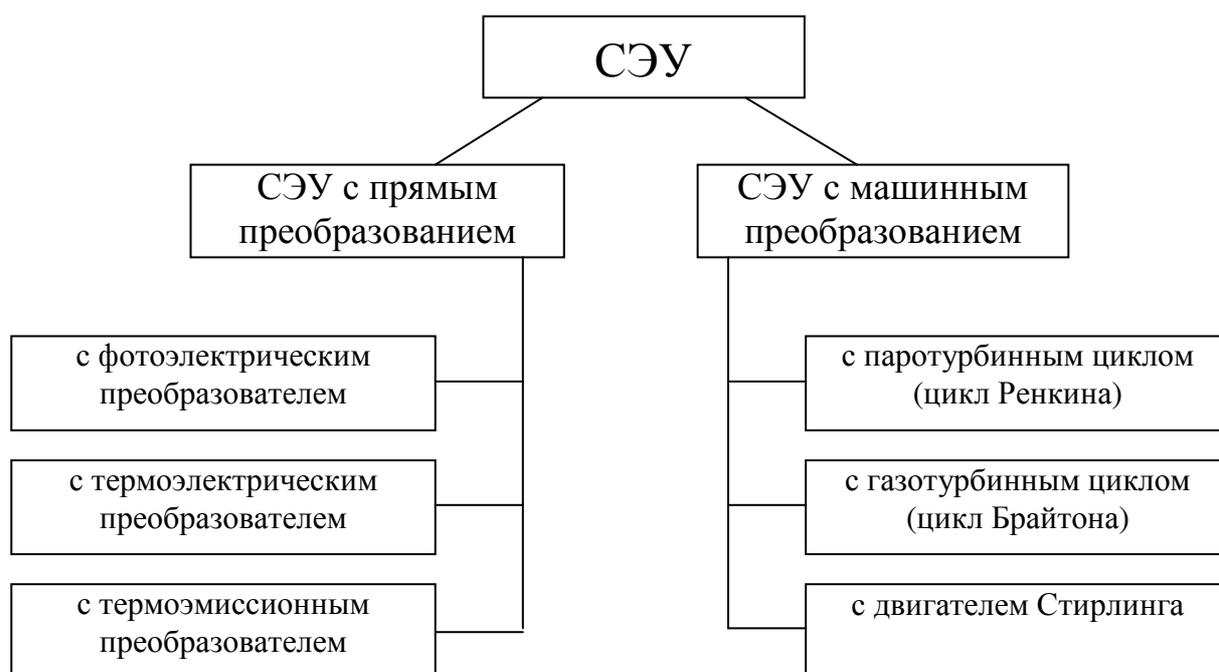


Рисунок 1 – Классификация СЭУ

СЭУ с машинным преобразованием (МП) обладают большим КПД, но меньшей надежностью из-за наличия движущихся частей и рядом технических сложностей в изготовлении по сравнению с СЭУ с прямым преобразованием (ПП), поэтому в космической технике пока не применяются. Однако при устранении указанных недостатков могут стать более эффективными при создании систем энергообеспечения перспективных КА.

Из СЭУ с прямым преобразованием энергии распространение получили энергоустановки с фотоэлектрическим преобразователем (ФЭП). СЭУ с термоэлектрическим методом преобразования не применяются в космической технике из-за относительно низкого КПД, а также относительной сложности конструкции и меньшего ресурса, чем у СЭУ на базе ФЭП.

Главным показателем эффективности СЭУ с ФЭП является КПД ФЭП и напрямую связанная с ним величина – удельная мощность на единицу площади солнечной батареи (СБ) P_S (Вт/м²).

Срок активного существования (САС) КА в значительной степени определяется ресурсом элементов систем электропитания (СЭП) и их стойкостью к воздействию факторов космического пространства с учетом особенностей функционирования СЭП на рабочих орбитах. Важными характеристиками СБ являются начальная и конечная удельная мощность на единицу площади, показывающие степень деградации СБ за время эксплуатации. Также в ЭБД включены удельная мощность на единицу массы СБ P_M (Вт/кг) и удельная масса на единицу площади M_S (кг/м²).

В настоящее время, помимо доминирующих на рынке кристаллических кремниевых объемных моно- и мульти- ФЭП (с-Si), различают следующие типы тонкопленочных (ТП) ФЭП [1]:

- кремниевые аморфные – α -Si;
- микрокристаллические μ -Si (иногда их называют тандемные аморфно-микроморфные α -Si/ μ Si);
- на основе теллурида кадмия (CdTe);
- на основе селенида меди-индия-(галлия) CI(G)S;
- на основе каскадных структур GaAs/Ge;
- сенсбилизированные красителем (dye-sensitized solar cell, DSC);
- органические (полимерные) ФЭП (OPV);
- неорганические тонкопленочные кремниевые ФЭП с-Si.

Достигнутые показатели и прогнозы параметров ФЭП различных типов сведены в таблице 1.

Таблица 1 – Параметры ФЭП различных типов и прогноз развития [1]

		2007	2010	2015	2020
КПД, %	Объемные ФЭП на кристаллич. с-Si	13-18	15-20	16-21	20-25
	ТП ФЭП на CdTe	-	11	12	15
	ТП ФЭП на SiCIGS	-	10	11-12	18-20
	ТП ФЭП на α -Si	6-8	8-10	10-12	-
	ТП ФЭП тандемные на α -Si/ μ Si	-	-	10-12	12-15
	ТП ФЭП на GaAs/Ge с концентраторами	20	20-25	25-30	30-35
	ТП ФЭП сенсбилизированные красителем (DSC)	НИР		прототипы	массовое пр-во
	ТП органические ФЭП (OPV)	НИР		прототипы	массовое пр-во
	ТП ФЭП на кристаллич. с-Si	НИР		прототипы	
Время жизни модуля, лет		20	20-25	25-30	35-40

В настоящее время в России штатно производятся СБ на основе кристаллического и аморфного кремния, имеющие низкую стоимость, но уступающие по КПД и удельной мощности арсенидгаллиевым. За рубежом штатно выпускают СБ с ФЭП на основе GaAs на базе сложных многопереходных структур типа InGaP/InGaAs/Ge. В России производство СБ с ФЭП из GaAs для геостационарных аппаратов (типа «Экспресс АМ44») основано на импортных покупных ФЭП, промышленное производство ФЭП с GaAs отсутствует, но их разработка является перспективным направлением. Разработана отечественная СБ с ФЭП на базе GaAs, параметры которой показаны в таблице 2.

Таблица 2 – Параметры СБ с ФЭП на GaAs разработки НПП «Квант» [2]

Параметры одной панели	СБ	Параметры ФЭП	GaAs
Площадь, м ²	46,5	Габариты, мм	20x20
Масса, кг	225	Длит. эксплуатации, лет	15
Мощность, кВт	4,8	Деграция мощн., %/год	8
Удельная мощн., Вт/м ²	103	Удельная мощн., Вт/м ²	140

Химические источники тока

Электрохимические энергетические установки КА используют в своем составе химические источники тока (ХИТ) и в большинстве случаев (за исключением малых КА (МКА) с малым САС) используются как вторичные источники тока в СЭУ.

По возможности повторного использования ХИТ делятся на:

- источники тока с гальваническими элементами (ГЭ) (первичные ХИТ) с запасенными рабочими компонентами, которые из-за необратимости протекающих в них реакций на электродах невозможно перезарядить;

- электрические аккумуляторы (химические аккумуляторные батареи – вторичные ХИТ) – перезаряжаемые гальванические элементы, которые, используя реакцию восстановления исходных компонентов (реакцию перезарядки), с помощью внешнего источника тока допускают значительное количество циклов перезарядки (от 10^2 до 10^4 циклов);

- электрохимические генераторы (ЭХГ) (топливные элементы) – устройства, подобные гальваническим элементам, но отличающиеся от них тем, что вещества для электрохимической реакции запасены в специальных емкостях и подаются извне к электродам, а продукты реакций удаляются, что позволяет ЭХГ функционировать длительное время.

Для сравнения различных типов ХИТ в ЭБД приведены следующие характеристики: удельная энергия по массе ($\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$) и по объему ($\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{дм}^3$), длительность эксплуатации (в заправленном состоянии по времени (в годах) и по числу циклов разряда/заряда).

В дальнейшем ЭБД планируется пополнить такими важными для разработчиков КА характеристиками, как диапазон рабочих температур, конечное напряжение разряда, глубина разряда, нормированный ток разряда, ток саморазряда, наличие и объем газовыделения.

Типичные ЭХГ для КА на сегодняшний день характеризуются мощностью до 100 кВт, удельным энергосодержанием 400–800 $\text{Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$, удельной мощностью 50–80 $\text{Вт}/\text{кг}$, КПД 50–70%, подтвержденным ресурсом до 2500 часов.

ЭХГ имеют высокие показатели по массо-габаритным характеристиками и удельной мощности по сравнению с парой СБ и аккумуляторная батарея (АБ),

однако они требуют запаса топлива, потому применяются на аппаратах с САС от нескольких дней до 1–2 месяцев.

ЭХГ в России производятся на Уральском электрохимическом комбинате и в ОАО РКК «Энергия». На КА ЭХГ активно использовались в СССР, сейчас используются за рубежом и разрабатываются в России (таблица 3).

Первичные ХИТ используются для электропитания аппаратуры спускаемого аппарата, пирсредств, системы аварийного спасения, систем управления разгонных блоков и ракет-носителей.

Таблица 3 – Характеристики летных и разрабатываемых ЭУ с ЭХГ

Характеристики	«Джемини»	«Аполлон»	ЛОК	«Шаттл»	«Буран»	«Клипер»
Годы создания	1965	1966-1972	1967-1972	с 1981	1988	2006
Максимальная мощность, кВт	1,28	2,7	3,3	21	40	5
Напряжение, В	24...31	26,5...31	25...33	27,5...32,5	29...34	30...38
Энергоемкость, кВт·ч	160	660	500	2000	2000	80
КПД, %	55	63	58	60...70	65...70	70
Ресурс, ч	400	500	1000	2000	2000	4500
Удельная энергоемкость, кВт·ч/кг	0,680	0,800	0,770	0,880	0,860	0,446
Хранение	криогенное					газ

В таблице 4 дано сравнение характеристик современных и перспективных аккумуляторов энергии.

На сегодняшний день на борту отечественных КА в качестве накопителей энергии (вторичных источников) используются в основном химические АБ. В отечественной космической технике внедрены и продолжают совершенствоваться

никель-кадмиевые аккумуляторы и батареи (НКАБ) на их основе. Наряду с этим ряд КА использует никель-водородные аккумуляторные батареи (НВАБ) (в первую очередь новые геостационарные аппараты) ввиду их высокой удельной мощности и длительности эксплуатации. Недостатком НВАБ является высокая стоимость (на два порядка выше любых других АБ ввиду содержания дорогостоящих материалов – платина, карбонильный никель, высоконикелевые сплавы и др.) и быстрая саморазрядка, поэтому разрабатываются альтернативные.

Перспективной является разработка никель-металл-гидридных АБ (НМГАБ), схожих по параметрам и цене с НКАБ, но обладающих большей удельной энергией (40 – 70 кВт/ч по сравнению с 30 – 50 кВт/ч у НКАБ). Кроме того, они не содержат токсичный кадмий.

Российские разработчики спутников в настоящее время используют наиболее передовые зарубежные литий-ионные АБ на основе аккумуляторов французской фирмы (запущенный «Метеор-3», проектируемый «Экспресс-АМ5»), заключившей в 2008 г контракт с ОАО «ИСС» на поставку литий-ионных батарей для геостационарных спутников на основе платформы «Экспресс-1000Н».

Таблица 4 – Сравнение характеристик современных и перспективных аккумуляторов энергии [3, 4, 5, 6, 7]

Характеристики	Pb-PbO ₂ стационарный	Cd-NiOOH герметичный	MH-Ni-OOH	Zn-AgO	Li-ион Li-полимер	H ₂ -NiOOH	АЭВЦ
	свинцовые	никель-кадмиевые	никель-металл-гидридные	серебряно-цинковые	литий-ионные/литий-полимерные	никель-водородные	с водородным циклом
1. Напряжение, В	1,8 – 2,0	1,0 – 1,25	1,1 – 1,25	1,25 – 1,5	3,5 – 3,7 / 3	1	12 – 380
2. Удельная энергия, Вт·ч/кг аккумулятора 80% разряда	25 – 40	30 – 50	40 – 70	100 – 120	$\frac{90-150}{130-150}$	50 – 60	700
3. Удельная энергия Вт·ч/л	30 – 50	60 – 150	100 – 250	170 – 200	$\frac{230-350}{250-350}$	80 – 90	10 – 15
4. Ресурс при глубине разряда до 80 % (кол-во циклов разряд-заряд)	1000 – 2000	400 – 800	400 – 800	60 – 100	$\frac{800}{1000}$	1000	15000
5. Саморазряд за месяц при 20°C, %	15 – 20	15 – 20	15 – 20	15 – 20	$\frac{6-10}{3-4}$	90	0,1
6. Рабочая температура, °C	-10 – 40	-40 – 45	-20 – 45	-40 – 50	$\frac{-20-60}{-10-50}$	-10 – 50	-50 – +50
7. Отдача по электрической энергии (КПД), %	70 – 80	60 – 70	60 – 70	60 – 70	70/70	70	50
8. КПД когенерационного цикла: эл. + тепло	-	-	-	-	-	-	85
9. Нормированный ток разряда/заряда	0,1C/1C	0,2C/5C	0,2C/4C	4C/0,4C	0,01C/1C	0,5C/0,5C	Опред. задачей
10. Допустимость тока короткого замыкания	да	да	да	да	нет	да	да
11. Возможность отбора водорода, кислорода	нет	нет	нет	нет	нет	нет	да
12. Ремонтпригодность	нет	нет	нет	нет	нет	нет	да
13. Относительная стоимость (за единицу принята стоимость свинцового аккумулятора)	1	10	10	15	8 / 10	1000	30
14. Возможность прямого контроля степени заряженности	нет	нет	нет	нет	нет	да	да
15. Накапливаемая энергия в накопителе, кВт·ч	1000	100	100	100	$\frac{40}{40}$	5	Более 5000

В настоящее время в нашей стране проводятся интенсивные работы с целью создания промышленного производства литий-ионных аккумуляторов (и батарей на их основе (ЛИАБ) космического применения. По начальным удельным характеристикам ЛИАБ (90–150 Вт·ч/кг) существенно превосходят НВАБ (50–60 Вт·ч/кг). В России разрабатываются ЛИАБ, практически не уступающие по своим характеристикам зарубежным батареям. С 2005 года на предприятиях космической отрасли ведутся работы по созданию параметрического ряда литий-ионных аккумуляторов емкостью от 10 А·ч до 120 А·ч призматической формы. Первая отечественная ЛИАБ с декабря 2008 года проходит летные испытания (летная квалификация) в составе СЭП КА «Глонасс-М» [8].

Однако в части надежности и живучести НВАБ существенно превосходят ЛИАБ. Эти характеристики наиболее актуальны при эксплуатации КА на низкой околоземной орбите (НОО).

Другим перспективным направлением развития ХИТ являются серебряно-цинковые аккумуляторы (СЦАБ), обладающие уникально большой удельной энергией (170–200 Вт·ч/кг, что в 2 раза больше чем у НВАБ). Критическим недостатком СЦАБ является малая длительность эксплуатации (1 – 9 месяцев у штатно выпускаемых в России эта цифра может быть увеличена до 2 лет [9]).

Таким образом, наиболее эффективными из отработанных являются НВАБ, обладающие высокой удельной энергией (50–60 Вт·ч/кг) и самым большим ресурсом (1000 циклов разряд-заряд), но обладающие, тем не менее,

важными недостатками: высокая скорость саморазряда (в 5–6 раз выше, например НМГАБ) и цена (на 2 порядка выше любых других АБ). Поэтому перспективной является разработка СЦАБ (170 – 200 Вт·ч/кг, но ресурс 60 – 100 циклов) и НМГАБ (40 – 70 Вт·ч/кг, 400–800 циклов). Цена СЦАБ в 1,5 раза выше цены НМГАБ. Российские разработчики стремятся довести до штатного производства перспективные ЛИАБ (90–150 Вт·ч/кг, 800 циклов). В долгосрочной перспективе система аккумулирования энергии с водородным циклом (АЭВЦ) позволит увеличить энергию и ресурс вторичных источников тока до 700 Вт·ч/кг и 15000 циклов.

Ядерные энергетические установки

Доведенные на сегодняшний день до летных или наземных испытаний образцы ядерных энергетических установок (ЯЭУ) (отечественные – БУК, Топаз, Топаз 2; США – SNAP-2, SNAP-10А, SNAP-8) не могут конкурировать с СЭУ ввиду низкой удельной мощности (1,7–7,7 Вт/кг) [10].

Целесообразность использования ЯЭУ определяется необходимостью достижения космическим средством требуемого уровня эффективности решения задач, когда с помощью никаких других (неядерных) источников энергии достичь этого уровня невозможно.

Основной упор в проведении исследований в США связан с разработкой ЯЭУ с машинным преобразованием, где США имеет бесспорный приоритет.

В России наибольшие научно–технические и производственные ресурсы и экспериментальные установки традиционно были ориентированы на методы

прямого преобразования тепловой энергии в электрическую – термоэлектрическим преобразователем (ТЭП) и термоэмиссионным генератором (ТЭГ). В ЭБД не включены ЯЭУ с магнитогидродинамическим (МГД) преобразованием энергии. Термоэмиссионный метод преобразования энергии по ряду параметров представляется наиболее подходящим для применения в космическом пространстве.

На сегодняшний день в России ведутся разработки перспективных бортовых ЯЭУ. Существуют проекты ЯЭУ с газотурбинной установкой (ГТУ). Их проектная мощность изменяется в диапазоне 1–5 МВт при удельной мощности 18–112 Вт/кг. Также разрабатывается модельный ряд ЯЭУ с ТЭГ (в форсированном режиме 35–400 кВт при 55,6–18 Вт/кг, соответственно) [11].

Помимо ГТУ, в ЭБД представлены такие ЯЭУ машинного преобразования, как паротурбинные установки (ПТУ).

В ЭБД основные характеристики ЯЭУ представлены полезной электрической мощностью, КПД, тепловой мощностью, типом преобразования и реактора, массой ЯЭУ, типом топлива и теплоносителя и др.

Радиоизотопные источники тока (РИТ)

Радиоизотопные источники тока – устройства различного конструктивного исполнения, преобразующие тепловую энергию распада радиоактивных изотопов в электрическую. Радиоизотопный источник энергии принципиально отличается от ЯЭУ тем, что в нем используется не управляемая цепная реакция, а энергия естественного распада радиоактивных изотопов.

Наибольшее распространение в космической технике получили РИТ с термоэлектрическим генератором (РИТЭГ), в связи с простотой исполнения, высокой надежностью и высокой длительностью эксплуатации, что было необходимо для обеспечения электропитания межпланетных АКА.

РИТЭГ были и остаются основными источниками энергии, обеспечивающими реализацию космических программ США по отправке межпланетных аппаратов начиная с 1961 г. В СССР РИТЭГ активно внедрялись, но в России ввиду отказа от межпланетных миссий с МКА отказались от использования РИТ в космосе. Так, РИТЭГ использовались для КА серии «Космос». В сентябре 1965 в составе аппаратов «Космос-84» и «Космос-90» были запущены РИТЭГ «Орион-1» с электрической мощностью 20 Вт. Вес РИТЭГ составлял 14,8 кг, расчетный ресурс – 4 месяца.

Опыт эксплуатации РИТЭГ показал, что данные источники энергии безопасны, надежны, не требуют технического обслуживания и могут на протяжении десятков лет обеспечивать тепловую и электрическую энергию даже при неблагоприятных внешних условиях. При авариях ракет-носителей конструкция РИТЭГ оправдала себя в 1969, когда, несмотря на полное разрушение объектов, топливный блок, содержащий 25000 Ки полония-210, остался герметичным.

В США разработки РИТЭГ ведутся и в настоящее время. NASA сообщает о шести действующих КА с межпланетными миссиями с РИТ [12].

В США недавно разработан РИТЭГ мощностью 290 Вт, источником тепловой энергии в котором служит стержневой топливный элемент GPHS

(General Purpose Heat Source). Каждый GPHS состоит из четырех топливных таблеток из Pu-238 с оболочкой из иридия. Такая таблетка высотой 5 см и диаметром примерно 3,5 см весит 1,44 кг. В одном РИТЭГ используется 18 стержней типа GPHS [13].

В СЭС аппарата «Galileo» для обеспечения постоянной мощности 600 Вт использовались два радиоизотопных генератора GPHS-RTG (General Purpose Heat Source–Radioisotope Thermoelectric Generator), каждый из которых вырабатывает около 300 Вт электрической мощности и весит около 108 кг.

Последней разработкой США в области РИТЭГ является модуль MMRTG (Multi-Mission Radioisotope Thermoelectric Generator – многоцелевой РИТЭГ). Его особенностями являются повышенная безопасность и возможность применения для решения широкого спектра задач от бортового электропитания КА до энергоснабжения напланетных потребителей энергии. В MMRTG используется тепло от восьми стержней GPHS и традиционные термоэлектрические материалы, использовавшиеся на КА Voyager. Стартовая электрическая мощность модуля MMRTG составляет 110 Вт, тепловая мощность 2000 Вт, полная масса 45 кг, ресурс – более 14 лет.

Также, в США ведутся работы по созданию РИТ с машинным преобразованием по циклу Стирлинга и уже получен летный образец бортовой ЭУ – Advanced Stirling Radioisotope Generator (ASRG) (Перспективный радиоизотопный генератор Стирлинга). Стартовая электрическая мощность модуля ASRG составляет 130 Вт, КПД – 26%, полная масса 32 кг, габариты 76x46x39 см, проектный ресурс – около 17 лет.

В таблице 5 содержатся характеристики передовых летных радиоизотопных генераторов США, а также созданные в СССР. Приведены данные для одного модуля.

Таблица 5 – Характеристики летных радиоизотопных генераторов [13]

Название РИТ	GPHS-RTG	MMRTG	ASRG	Лимон-1	Орион-1
Использование в КА	Galileo, Cassini, Ulysses, New Horizons	Летный образец	Летный образец	Экспериментальная модель	Космос-84
Стартовая электрическая мощность, Вт	290–300	110	130	5,8	20
Полная масса, кг	~108	45	32	3,2	14,8
Удельная мощность, Вт/кг	~2,7	2,4	4,1	1,8	1,35
Ресурс	–	> 14 лет	17 лет	3 мес.	4 мес.

Несмотря на низкие показатели максимальной и удельной мощности, РИТ незаменимы для полетов МКА к дальним планетам.

Структура раздела «Системы энергоснабжения космических аппаратов»

На основании представленных выше востребованных типов СЭС сформирована структура раздела ЭБД. Схематически она изображена на рисунке 2. На синем фоне обозначены типы ЭУ КА, штатно выпускаемые в России или за рубежом. На оранжевом фоне – перспективные для задач российской космонавтики разработки. Данные разработки планируется отслеживать с целью выяснения характеристик. На белом фоне – проектные работы, по которым пока отсутствуют разработки или они не являются приоритетными. Пока они не включены в ЭБД.

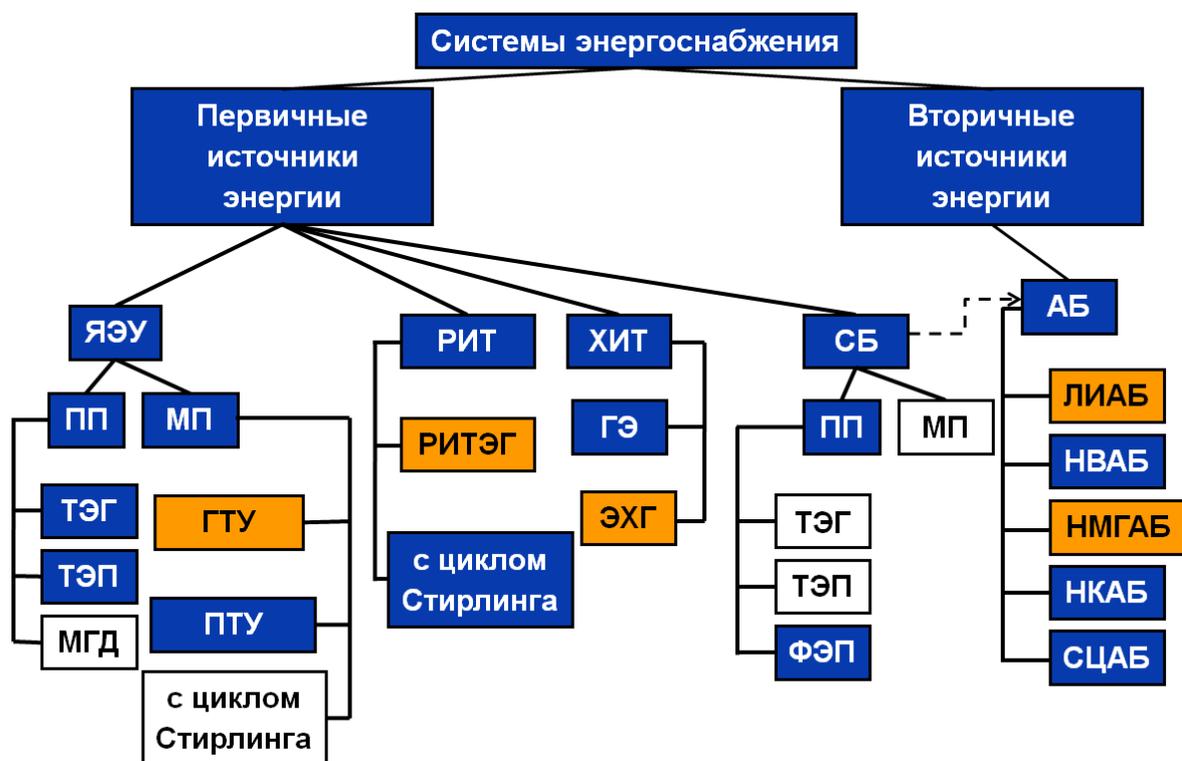


Рисунок 2 – Структура раздела «Системы энергоснабжения КА»

Двигатели космических аппаратов

Раздел «Двигатели космических аппаратов» структурно состоит из четырех больших подразделов: жидкостные ракетные двигатели (ЖРД), газовые ракетные двигатели (ГРД), ядерные ракетные двигатели (ЯРД), электроракетные двигатели (ЭРД).

Классификация двигателей КА, принципиально отличающихся способом работы и решаемыми задачами, в общем случае приведена на рисунке 3.

Жидкостные ракетные двигатели – ракетные двигатели, работающие на жидком ракетном топливе. ЖРД классифицируются по кратности использования и включения, по назначению, по способу организации рабочего процесса, по способу поступления топлива в камеру ЖРД [14]. ЭБД содержит характеристики, присущие всем типам ЖРД по данной классификации (тяга,

удельный импульс, суммарный импульс, ресурс, масса, единичный импульс тяги), поэтому раздел пока не разбит на подразделы. В ЭБД включены ЖРД малой тяги – которые могут применяться для КА, орбитальных систем и транспортных кораблей, на данный момент это двигатели с тягой до 3000 Н.

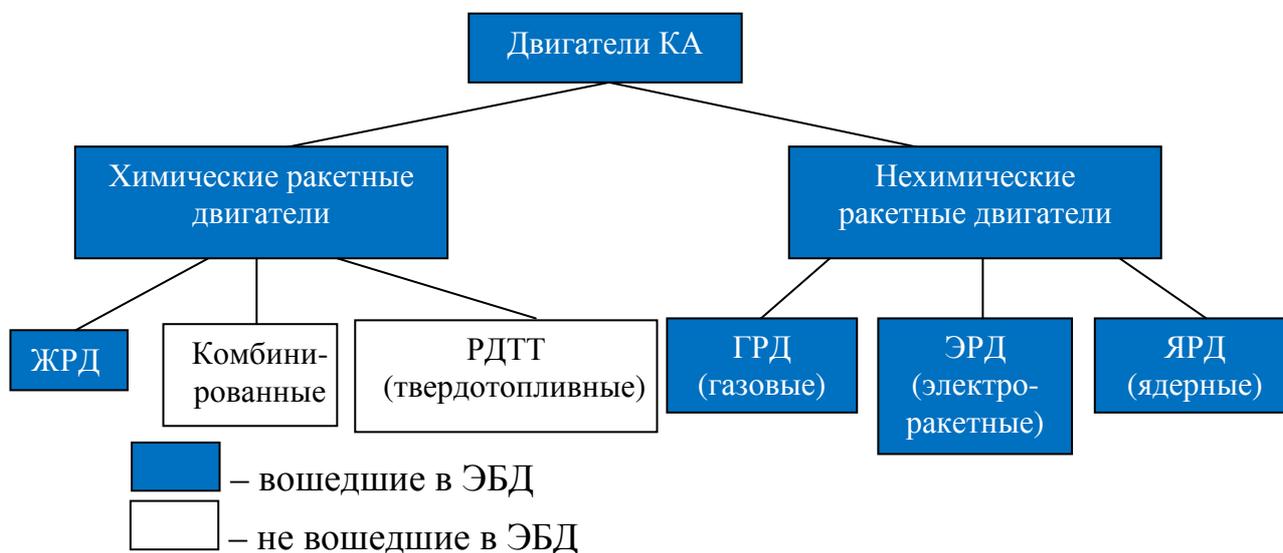


Рисунок 3 – Классификация двигателей КА

Газовые ракетные двигатели – ракетные двигатели, рабочим телом которых является газ [15]. Большинство ГРД работает на сжатом газе, поступающем из баллона высокого давления через редуктор. Существуют также ГРД на испаренном рабочем теле и продуктах сублимации твердого рабочего вещества. Основные включенные в ЭБД характеристики данных двигателей те же, что и у ЖРД. Кроме них добавлено давление газа на входе.

Ядерные ракетные двигатели

Традиционный ЯРД в целом представляет собой конструкцию из ядерного реактора и двигателя. Рабочее тело (чаще — аммиак или водород) подается из бака в активную зону реактора, где, проходя через нагретые

реакцией ядерного распада каналы, разогреваются до высоких температур и затем выбрасывается через сопло, создавая реактивную тягу.

Существуют различные типы ЯРД – твердофазный, жидкофазный и газофазный, соответственно агрегатному состоянию ядерного топлива в активной зоне реактора — твердое, расплав или высокотемпературный газ (либо плазма). Схемы отличаются принципиально, по каждой из них были проведены теоретические и экспериментальные работы в СССР и США.

Основные характеристики ЯРД, включенные в ЭБД: тяга и удельный импульс в вакууме, тепловая мощность реактора, ресурс по числу включений и времени работы, компоненты топлива, масса ДУ.

Электроракетные двигатели

Двигатели с рабочим веществом в плазменном состоянии, использующие для создания и некоторые – для ускорения потока плазмы электрическую энергию. Существует множество различных схем таких двигателей, которые принципиально отличаются составными узлами, рабочим циклом и др. Поэтому раздел разбит на несколько подразделов. Основные включенные в ЭБД характеристики различных типов ЭРД: тяга, удельный импульс, потребляемая мощность, напряжение на имеющихся электродах двигателя и катод-компенсаторе, ресурс, тяговый КПД, суммарный импульс, масса ЭРД, ток и напряжение, подаваемые в магнитную систему и др.

В соответствии с доминирующим механизмом ускорения потока рабочего тела ЭРД обычно делят на три класса:

- электротермические двигатели (ЭТД), в которых электрическая энергия используется для нагрева потока рабочего тела и последующего его ускорения в «газодинамическом» сопле, которое может быть сформировано либо твердотельным соплом, либо магнитным полем;

- электростатические двигатели (ЭСД), в которых частицы рабочего тела ионизируются или заряжаются, а затем ускоряются в электростатическом поле;

- электромагнитные двигатели (ЭМД), в которых поток рабочего тела преобразуется в плазменное состояние пропусканием электрического тока через него и ускоряется силой взаимодействия этого тока с внешним или созданным самим током магнитным полем.

В настоящее время в мировой практике ЭРД ряда типов успешно используются в космической технике. К числу таких ЭРД относятся:

- импульсные плазменные двигатели (ИПД);

- ионные двигатели (ИД) с «объемной» ионизацией потока рабочего тела (РТ) различными способами в газоразрядной камере и электростатическим ускорением полученных ионов;

- электродуговые (ЭДД) и электронагревные двигатели (ЭНД), относящиеся к ЭТД;

- так называемые стационарные плазменные двигатели (СПД), относимые к классу ЭМД.

Помимо перечисленных двигателей практически с самого начала работ по ЭРД исследовались и разрабатывались двигатели следующих типов:

- двигатели с анодным слоем (ДАС) с аналогичным СПД механизмом ускорения;

- сильноточные плазменные двигатели с внешним магнитным полем, называвшиеся в СССР торцевыми холловскими двигателями (ТХД), и магнитоплазодинамические двигатели (МПДД) (торцевые сильноточные двигатели) с «собственным» магнитным полем, относящиеся к классу ЭМД;

- коллоидные двигатели (КД), в которых жидкие или твердые микрочастицы заряжаются и ускоряются в электростатическом поле;

- ИД с поверхностной ионизацией и ИД с ионизацией потока РТ в сильном электростатическом поле;

- среди ЭТД разрабатываются проекты с взрывным испарением РТ, лазерным излучением (ЛЭТД). Наиболее перспективна схема с высокочастотным нагревом РТ в геликоновом разряде (ГЭТД).

Большинство из вышеназванных двигателей продолжает изучаться и разрабатываться. Следует также отметить, что за прошедшие годы по ЭРД выполнено огромное число работ. Поэтому в ЭБД входят лишь штатно выпускаемые ЭРД, и из разрабатываемых, – востребованные для будущих задач российской космонавтики. К ним относятся задачи с повышенными требованиями к мощности ЭРД: маршевые двигатели для транспортного обеспечения лунной миссии, марсианского экспедиционного комплекса, транспортного энергетического модуля.

На рисунке 4 показана структура подраздела «Электроракетные двигатели КА». Используемые цвета фона для различных типов ЭРД трактуются аналогично цветам на рисунке 2 для систем электропитания.

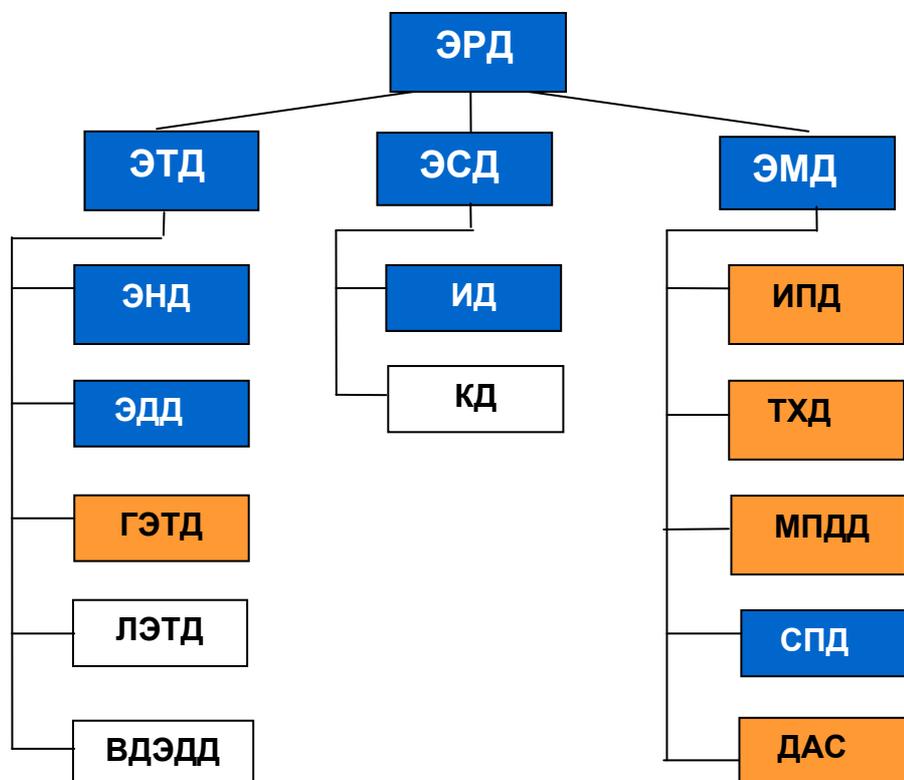


Рисунок 4 – Структура подраздела «Электроракетные двигатели космических аппаратов»

В ЭБД представлены следующие типы ЭРД:

- отдельные представители которых в данный момент штатно производятся в России (СПД);
- технический уровень разработки которых в мире доведен до летного образца (ДАС, ИПД, ЭНД, ЭДД).

Перспективные двигатели представлены наиболее вероятными для применения в решении вышеуказанных будущих задач.

К ЭРД, технология которых принципиально не ограничивает получение образцов мегаватной мощности, относятся МПДД и ТХД. Сложностью в их разработке является нерешенная проблема обеспечения ресурса, но в России ведутся работы по их проектированию, поэтому они также включены в ЭБД и данные по ним будут актуализироваться.

Появившиеся в последнее время безэлектродные двигатели с магнитной изоляцией стенок (подобные ГЭТД) при мощностях порядка 1 МВт являются значительно более перспективным направлением по сравнению со всем рядом электродных двигателей, возможности совершенствования которых в значительной мере исчерпаны. Новое направление сконцентрировало в себе ряд последних достижений научно-технического прогресса. Существуют модели ГЭТД (Vasimg) мощностью 200 кВт, которые уже прошли наземную отработку для испытаний на МКС [16].

Библиографический список

- 1 Плеханов С.И., Каган М.Б., Наумов А.В., Кульчицкий Н.А. О некоторых особенностях современного состояния тонкопленочной солнечной энергетики // Журнал «Автономная энергетика» – Вып. 31, 2013, с. 25–38.
- 2 Зернов А.С., Кузьмин В.В., Николаев В.Д. Системы электропитания космических аппаратов (развитие и результаты эксплуатации) // Журнал «Автономная энергетика» – Вып. 26, 2009, с. 21–26.
- 3 <http://www.rigel.ru/rigel/akk/>
- 4 <http://www.niai-istochnik.ru/>
- 5 <http://www.saturn.kuban.ru/>
- 6 <http://www.saftbatteries.com/>

-
- 7 Филин В.М., Соколов Б.А., Щербаков А.Н. и др. Концепция энергообеспечения лунной базы на основе солнечных батарей и аккумуляторов энергии с водородным циклом // Перспективные энергетические технологии на Земле и в космосе. Сб. статей / под ред. академика А.С. Коротеева – М., ЗАО «Светлица», 2008. – с. 40–53.
- 8 Волчков Г.В., Выставкин А.Г. Космическая ядерная энергетическая установка с паротурбинным преобразованием энергии // Электронный журнал «Труды МАИ» – Вып. № 45, 2011.
- 9 Каменев Ю.Б., Чезлов И.Г. Современные химические источники тока. Гальванические элементы, аккумуляторы, конденсаторы. - СПб.: СПбГУКиТ, 2009.– 90 с.
- 10 Пилотируемая экспедиция на Марс / Под ред. А.С. Коротеева.– М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006.– 318 с.
- 11 Коротеев Д.С., Акимов В.Н., Гафаров Д.Д. Создание и перспективы применения космической ядерной энергетики в России // Журнал «Полет» – Вып. № 7, 2007. – с. 3–15.
- 12 <http://solarsystem.nasa.gov/rps/discovery.cfm>
- 13 <http://solarsystem.nasa.gov/rps/factsheets.cfm>
- 14 ГОСТ 17655-89 Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения. 58 с.
- 15 Космонавтика: Энциклопедия / Гл. ред. В.П. Глушко.– М.: Сов. энциклопедия, 1985. 528 с.
- 16 J.P. Squire, C.S. Olsen, F.R. Chang Díaz, et. al. VASIMR® VX-200 Operation at 200 kW and Plume Measurements: Future Plans and an ISS EP Test Platform // IEPC-2011-020, 32nd International Electric Propulsion Conference, 11-15 September 2011, Wiesbaden, Germany.