

ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ВНИИЭМ В ОБЛАСТИ ИССЛЕДОВАНИЯ, РАЗРАБОТКИ И ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.П. Ходненко

Рассматриваются результаты работы, проводимой АО «Корпорация «ВНИИЭМ» по использованию, разработке и применению электроракетных двигателей (ЭРД) и двигательных установок на их основе (ЭРДУ), начиная с конца 50-х годов прошлого столетия до настоящего времени и в ближайшей перспективе. Деятельность в этой области условно разбита на пять больших этапов. На первом этапе (конец 50-х – начало 70-х гг.) создана первая в Советском Союзе и в мировой практике ЭРДУ с импульсными плазменными двигателями (ИПД), предназначенная для ИСЗ «Омега-3». К сожалению, ожидаемый запуск ИСЗ «Омега-3» не состоялся в связи с необходимостью ускоренной разработки нового космического аппарата (КА) «Метеор». На втором этапе (начало 70-х – середина 80-х гг.) впервые в мире проведены космические испытания ЭРДУ со стационарными плазменными двигателями (СПД) «Эол-1». Приведены результаты лётных испытаний ЭРДУ с СПД и ионными двигателями («Зефир») на КА «Метеор» № 10, а также задачи и результаты применения ДУ с СПД в дальнейшем на пяти КА разработки ВНИИЭМ. В начале 70-х гг. для коррекции орбиты КА «Метеор» и «Ресурс-О1» созданы и в дальнейшем (1981 – 1985 гг.) установлены на пяти КА, включая геостационарный КА «Электрон», ЭРДУ с электронагревными двигателями (ЭНД) на аммиаке. На третьем этапе (середина 80-х – конец 90-х гг.) созданы системы питания и управления (СПУ) корректирующей двигательной установки (КДУ) с СПД для КА «Ресурс-О» и системы коррекции и разгрузки на базе ЭРДУ с ЭНД. На четвёртом этапе (настоящее время) успешно применяются СПД на малых космических аппаратах (МКА) «Канопус-В» № 1 и БКА. В создаваемом космическом комплексе «Ионозонд» в составе орбитальной группировки МКА используются для коррекции орбиты КДУ на базе АИПД-95. Продолжением работ по КА гидрометеорологического обеспечения является создание КА «Метеор-М» № 3 и КК четвёртого поколения «Метеор-МП» с КА, в системах коррекции (СК) которых устанавливаются КДУ на базе СПД-100В. Приведены состав и основные характеристики СК на базе СПД-100В.

Ключевые слова: космический аппарат, электроракетный двигатель, импульсный плазменный двигатель, стационарный плазменный двигатель, электронагревной двигатель, корректирующая двигательная установка.

Деятельность ВНИИЭМ в области исследования, разработки и применения электроракетных двигателей (ЭРД) можно условно разбить на пять больших этапов.

Первый этап, конец 50-х – начало 70-х гг.

Академик А.Г. Иосифьян ещё в предвоенные годы стал интересоваться вопросами электродвижения, и в 1938 г. для Генштаба Красной Армии (РККА) им был подготовлен отчёт «Электрические орудия дальнего боя». И вполне естественно, что в послевоенные годы этот интерес перетёк в новое направление техники в связи с появлением в начале 50-х годов многочисленных публикаций по ускорению плазмы.

С 1958 г. начались работы по исследованию, разработке и применению электроракетных двигателей (ЭРД) и двигательных установок на их основе (ЭРДУ). Были сформированы следующие поисковые направления:

- импульсные электрогидравлические и электроэрозийные двигатели;
- стационарные двигатели со скрещенными полями;
- электродуговые двигатели.

Поскольку на начальном этапе наиболее заметные результаты по выходным параметрам, проработанности и ресурсу были получены на электроэрозийном направлении, то, естественно, там с

1961 г. и были сосредоточены основные силы по созданию лётных образцов ЭРД.

В результате огромных усилий коллектива отдела первая в Советском Союзе, да и в мире, электроракетная двигательная установка (ЭРДУ) с импульсными плазменными двигателями (ИПД), с автономной системой питания и преобразования, термостатирования и с собственным программным устройством (рис. 1) была разработана и изготовлена в рекордно сжатые сроки (около одного года) и сдана заказчику в 1962 г. ЭРДУ с ИПД предназначалась для ИСЗ «Омега-3» и её работа была проверена совместно с ИСЗ: на борт спутника поступали команды и обратно телеметрия, а ЭРД, имевший гальваническую связь с корпусом ИСЗ, испускал струю плазмы в пристыкованную к нему вакуумную камеру.

К сожалению, ожидаемый запуск ИСЗ «Омега-3», с установленной на нём ЭРДУ, не состоялся в связи с необходимостью ускоренной разработки нового КА «Метеор».

Изготовленная ЭРДУ была предложена А.Г. Иосифьяном академику С.П. Королёву для установки на один из КА, разрабатываемых ОКБ-1. Однако ЭРДУ не была принята, поскольку, как потом оказалось, в это время ОКБ-1 и Институт Атомной Энергии (ИАЭ, директор академик А.П. Александров) готовили для КА «Зонд» свой импульсный электротермический двигатель.

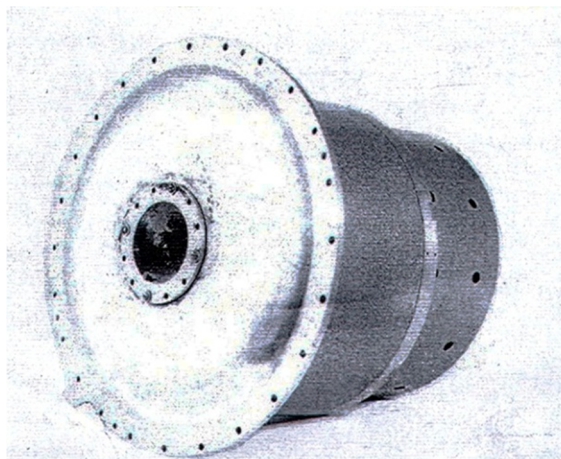


Рис. 1. ЭРДУ с ИПД

Необходимо отметить, что на конструкцию трехэлектродного эрозионного ИПД этой ЭРДУ было получено первое в Филиале ВНИИЭМ авторское свидетельство [1].

В дальнейшем разработка импульсных ЭРД с использованием в качестве рабочего тела (р. т.) диэлектриков и металлов была продолжена с целью создания двигателей для систем ориентации и коррекции КА «Метеор».

К концу 60-х гг. созданный ВНИИЭМ КА «Метеор» входит в метеорологическую космическую систему (МКС), состоящую из 2 – 3 спутников, которая требует, чтобы плоскости орбит, входящих в неё КА, были определённым образом разнесены по долготам восходящих узлов. Так, например, при создании системы из двух КА, восходящие узлы их орбит должны быть разнесены на $90 - 100^\circ$ по долготе на экваторе, а при создании системы из трёх КА на 60° .

Кроме того, через некоторое время после запуска КА, вследствие прецессии орбит, их проекции на земную поверхность (трассы) будут сходиться или, наоборот, расходиться на недопустимые расстояния.

В результате этого КА будут осматривать одну и ту же местность или оставлять непросмотренными значительные территории.

Такое нежелательное явление возникает из-за разности высот орбит, на которые выводятся КА. Чтобы избежать этого явления, необходимо после запусков КА проводить коррекцию параметров их орбит. Для этой цели на борту метеорологических КА должны быть установлены корректирующие двигательные установки (КДУ) на базе наиболее эффективных среди различных типов реактивных двигателей – ЭРД.

Кроме того, необходимо отметить, что на основе КА «Метеор» во ВНИИЭМ в конце 60-х гг. началась разработка КА «Метеор-Природа» для исследования природных ресурсов Земли и экологического мониторинга.

Перед КА этого типа ставились задачи детального наблюдения участков Земли с определённой периодичностью, регулярностью и относительно высоким разрешением (до 20 – 30 м). Это требовало вывода КА на специальные орбиты, стабилизированные по времени и долготе, а именно: широтно-стабилизированные, солнечно-синхронные и др., и точного их регулирования и поддержания в течение достаточно длительного времени.

Таким образом, естественным явилось то, что после переговоров директора ИАЭ академика А.П. Александрова и Главного конструктора ИСЗ «Метеор» академика А.Г. Иосифьяна, было принято решение об установке на спутнике «Метеор» двух типов ЭРДУ: со стационарным плазменным (СПД) и ионными двигателями (ИД).

В декабре 1968 г. ВНИИЭМ направил в ИАЭ для проработки исходные данные для ИСЗ «Метеор-Э» с СПД и ИД, которые впоследствии были утверждены академиком М.В. Келдышем и руководством Министерства среднего машиностроения. Сразу, после получения исходных данных, в ИАЭ началась работа по созданию ЭРДУ, в процессе которой сложилась следующая кооперация организаций:

- ОКБ «Факел» (г. Калининград) – головной разработчик ЭРДУ с СПД;
- ИАЭ – научное руководство и разработка макета установки с СПД, головной разработчик ЭРДУ с ИД;
- ОКБ «Заря» – разработчик системы преобразования и управления (СПУ) ЭРДУ с СПД, высоковольтных блоков (БВВ) и блока автоматики с питанием (БАП) ЭРДУ с ИД;

ВНИИЭМ – разработка технического задания (ТЗ) на ЭРДУ с СПД и ИД, программ и методик лётных испытаний (совместно с кооперацией), конструктивная и функциональная привязка ЭРДУ к объекту, проведение наземных и космических испытаний в составе ИСЗ «Метеор».

Второй этап, начало 70-х – середина 80-х гг.

29 декабря 1971 г. в Советском Союзе был осуществлен запуск очередного ИСЗ «Метеор». На борту спутника были установлены ЭРДУ со стационарными плазменными и ионными двигателями (рис. 2).

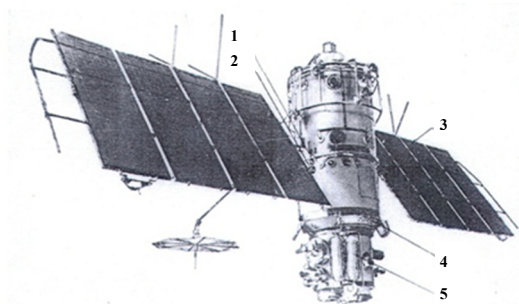


Рис. 2. ИСЗ «Метеор» с установленными на нём ЭРДУ с СПД («Эол-1») и ИД («Зефир»):
1 – СПД; 2 – ИД; 3 – СБ; 4 – БВВ; 5 – СХП

Целью испытаний, проведённых в феврале 1972 г., являлось:

- определение характеристики ЭРДУ в космических условиях;
- проверка их совместимости с бортовыми системами спутника;
- отработка методики космических испытаний ЭРДУ;
- подтверждение возможности их применения в системах коррекции и ориентации ИСЗ.

В космосе были испытаны ионные двигатели, и, впервые, стационарные плазменные двигатели.

В состав ЭРДУ с СПД («Эол-1») (рис. 3) входили два двигательных блока (ДБ), система подачи и хранения (СПХ) рабочего тела (р. т.) – ксенона и СПУ.

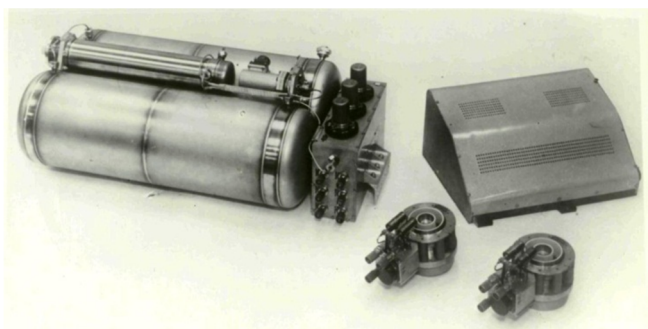


Рис. 3. ЭРДУ «Эол-1» с СПД

ДБ был выполнен в виде собственно СПД с двумя катодами-компенсаторами (КК) – основным и резервным.

Основные технические характеристики ЭРДУ «Эол-1» представлены в табл. 1.

«Эол-1» имела 5 управляющих команд и 8 телеметрических каналов.

ЭРДУ с ИД «Зефир» (рис. 4) состояла из двух ионных двигательных модулей ДМ1 и ДМ2, двух блоков высоковольтных выпрямителей БВВ-1 и БВВ-2 и блока автоматики и преобразователей

(БАП). ЭРДУ «Зефир» имела 5 управляющих команд и 13 телеметрических каналов. Основные характеристики ЭРДУ «Зефир» представлены в табл. 1.

Двигательные блоки ЭРДУ были установлены на спутнике на специальных кронштейнах для того, чтобы иметь возможность определить тягу двигателей по возмущающему моменту, возникающему при их работе.

СПХ и БВВ размещались с внешней стороны, а СПУ и БАП – внутри гермоотсека спутника.

Космические испытания ЭРДУ проводились в три этапа. На первом этапе для проверки работоспособности СПД и ИД осуществлялись кратковременные (~ 1,5 мин) их включения в зоне радиовидимости. На втором этапе измерение тяги СПД и ИД. Третий этап включал в себя длительное функционирование ЭРДУ.

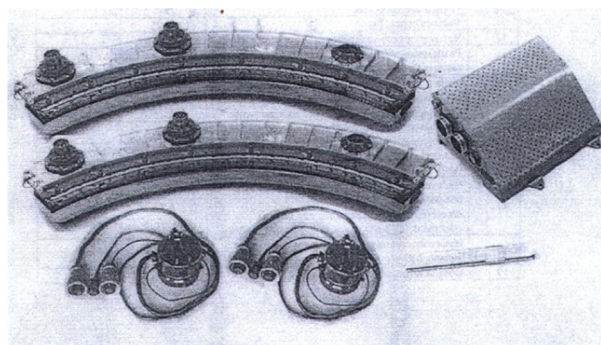


Рис. 4. ЭРДУ «Зефир» с ИД

Проведённые впервые в мире лётные испытания в космосе ЭРДУ с СПД и испытания ЭРДУ с ИД позволили:

1. Подтвердить работоспособность СПД и ИД в космосе и соответствие параметров ЭРДУ, полученных в наземных и космических условиях.
2. Провести измерение тяги СПД и ИД двумя способами – по измерению параметров орбиты и с помощью специального датчика тяги. Кроме того, для ЭРДУ «Зефир» с ИД была определена тяга расчётным путём, исходя из значения тока в пучке I_a и ускоряющего напряжения U_a ($F = 0,208 I_a \sqrt{I_a}$).
3. Подтвердить совместимость ЭРДУ с бортовыми системами ИСЗ (энергопитания – солнечные и аккумуляторные батареи, ориентации, терморегулирования) и отсутствие нарушения радиосвязи спутника с Землей.
4. Впервые в мировой практике решить с помощью ЭРДУ «Эол-1» практическую задачу – изменить высоту орбиты на 16,9 км за 170 ч работы СПД и осуществить перевод ИСЗ «Метеор» на орбиту, близкую к условно-синхронной.

Таблица 1

Основные характеристики ЭРДУ с СПД и ИД

Характеристика	«Эол-1»	«Эол-2»	«Эол-3»	«Зефир»
Тяга, мН	16 – 19	15 – 21	22 – 25	7 – 8
Потребляемая мощность, Вт	420 – 460	380 – 400	< 450	470
Отработанный импульс тяги, кН·с:				
– на два двигателя	11,7	39	8,7	0,07
– на двигатель	11,02	0,6	–	0,05
Число включений	≤ 15	≤ 273	≤ 180	≤ 10
Время сохранения характеристик двигателя, ч	128	40	90	2
Удельный импульс, Н·с/кг	$(7,9 – 9,8) \times 10^3$	$(8,7 – 9,2) \times 10^3$	$(1 – 1,2) \times 10^4$	–
Разрядное напряжение, В	170 – 188	161 – 172	175 – 185	2600
Ток разряда, А	1,9 – 2,1	1,82 – 2,1	1,9 – 2,15	0,078
Время подготовки, с	46 – 49	46 – 49	< 60	> 330

5. Подтвердить возможность и перспективность использования СПД в системах коррекции орбиты (СКО) КА.

Таким образом, успешные испытания ЭРДУ «Эол-1» создали предпосылки и явились первым шагом к широкому внедрению СПД на КА в системах прецизионной коррекции параметров орбиты [2].

В дальнейшем, на протяжении более 10 лет, на КА типа «Метеор», «Метеор-Природа», «Астрофизика», в системе коррекции орбиты эффективно

использовались корректирующие ЭРДУ с СПД «Эол-2» и «Эол-3» (см. табл. 1 и рис. 5 и 6). После выхода на орбиту КА «Метеор-Природа» № 1 (05.07.1974 г.) началась систематическая эксплуатация корректирующей ЭРДУ с СПД.

В 1974 – 1976 гг. были отработаны принципиальные вопросы работоспособности и надёжности СПД в космосе, стабильности тяги, интеграции с КА, методы введения ЭРДУ в штатную эксплуатацию и проведения различных видов коррекции.

В 1977 – 1983 гг., с целью установления кратных орбит, была создана и отработана методика проведения оптимальных по времени и расходу электроэнергии коррекций.

На этом этапе получен опыт оперативного управления КА на орбите с помощью двигателей малой тяги, также была апробирована методика оперативного прогнозирования параметров орбиты при коррекции.

При эксплуатации шести КА суммарная наработка ЭРДУ типа «Эол» составила более 1000 ч. Отказов при работе ЭРДУ практически не было, в течение срока активного существования (САС) КА они оставались работоспособными (табл. 2).

С целью решения важной проблемы по совместимости СПД с КА был проведён широкий круг как натурных, так и лабораторных исследований, по полноте и завершённости которых практически нет аналогов до настоящего времени [3]:

1. Масс-спектрометрические измерения околоспутниковой среды на высоте ~ 900 км при работе СПД зафиксировали увеличение её плотности вокруг КА до 10^{-5} см^{-3} и энергии ионов, бомбардирующих поверхность аппарата до 30 эВ, изменение потенциала КА до минус 10 В.

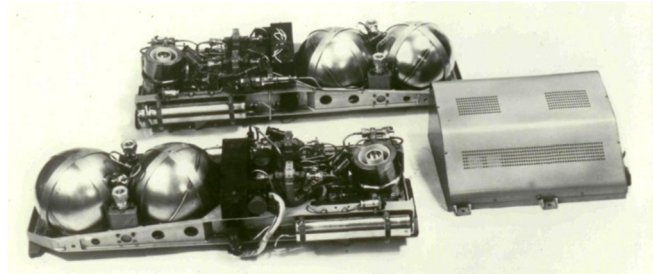


Рис. 5. ЭРДУ с СПД «Эол-2»

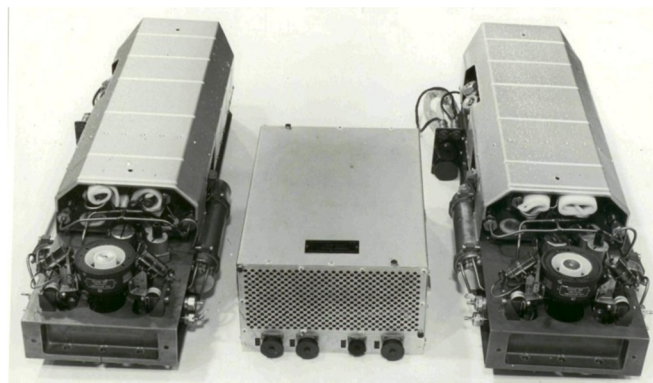


Рис. 6. ЭРДУ с СПД «Эол-3»

Таблица 2

Задачи и результаты применения ЭРДУ с СПД на КА разработки ВНИИЭМ

Наименование КА и дата запуска	Параметры орбиты	Тип ЭРДУ	Задачи	Результаты испытаний и эксплуатации
«Метеор» №18 29.12.1971 г.	Круговая, средняя высота 900 км, наклонение 82°	СПД «Эол-1»	Определение работоспособности, основных параметров, включая тягу, и совместимости с КА	Подтверждены работоспособность СПД в космосе и совместимость ЭРДУ с бортовыми системами КА. Определена тяга (16 – 19) мН и другие параметры на уровне проектных. Общая наработка 180 ч, высота орбиты КА изменена на 17 км
«Метеор-Природа» №1 09.07.1974 г.	Круговая, средняя высота 900 км, наклонение 82°	СПД «Эол-2»	1. Подтверждение работоспособности и оценка стабильности параметров СПД при длительном космическом полёте 2. Продолжение исследования совместимости с системами КА 3. Проведение маневров по коррекции орбит применительно к космическим системам ИПРЗ	1. Подтверждена длительная и надёжная работа ЭРДУ в течение 2 лет и 3 месяцев. Общая наработка составила более 600 ч при 273 включениях (одного СПД более 475 ч при 217 включениях, одного катода – более 300 ч). Выработан суммарный импульс тяги 39 кН·с 2. Подтверждено практическое отсутствие влияния ЭРД на солнечные батареи, систему ориентации, радиосистемы и радиосвязь с КА 3. Проведены маневры по изменению параметров орбит: уменьшению эксцентриситета на $\Delta e = 5 \cdot 10^{-4}$, изменению фазы на $\Delta \varphi = 30^\circ$, периода обращения T и др. 4. КА установлен на синхронно-широтную орбиту с точностью (по периоду) $\Delta T = 6 \cdot 10^{-4}$ мин. Осуществлена привязка трасс с точностью ± 1 км. Периодичность осмотра земной поверхности увеличена с 27 суток до 13 Отработана методика маневрирования КА с помощью ЭРД
«Метеор-Природа» №2-1 15.05.1976 г.	Круговая, средняя высота 900 км, наклонение 82°	СПД «Эол-2»	1. Обеспечение штатной коррекции орбиты для оптимальной эксплуатации КА 2. Проведение экспериментов в интересах ГК	1. Осуществлена установка КА на требуемую по условиям эксплуатации синхронно-долготную орбиту. Продолжительность маневра около 39 ч при 35 включениях, точность установки по периоду 10 с. Дополнительно подтверждена надёжность функционирования ЭРД 2. Проведено исследование околоспутниковой среды и электромагнитного поля при работе СПД «Эол-2» с помощью анализаторов состава окружающей среды (АСОС) и электромагнитного поля (АЭМП)
«Метеор-Природа» №2-2 29.06.1977 г.	Синхронно-солнечная, средняя высота 650 км, наклонение 97°	СПД «Эол-3»	Обеспечение штатной коррекции для оптимальной эксплуатации КА	1. КА установлен на орбиту с пятисуточным циклом повторения трасс и точностью $2 \cdot 10^{-3}$ с. Продолжительность начальной коррекции 68 ч при 88 включениях 2. Проведены регулярные коррекции поддержания 3. Общая наработка ЭРДУ – 90 ч
«Астрофизика» 23.12.1978 г.	Круговая, средняя высота 900 км, наклонение 82°	СПД «Эол-2»	1. Проведение штатной коррекции 2. Эксперименты в интересах ГК	1. Обеспечено наведение трассы КА на заданные районы и удержание с высокой точностью. Отклонение от центра тестового полигона ~ 6,6 км, а ежесуточное смещение трассы не более 0,6 км 2. Проведено исследование околоспутниковой среды с использованием АСОС
«Метеор-Природа» №2-4 («Болгария – 1300») 10.07.1981 г.	Синхронно-солнечная, средняя высота 650 км, наклонение 97°	СПД «Эол-3»	Обеспечение штатной коррекции для оптимальной эксплуатации КА	1. Обеспечено регулярное (ежедневное) прохождение трассы КА через тестовые полигоны СССР и Болгарии 2. КА установлен на ССО с четырёхсуточным циклом повторения трасс. Смещение трассы по долготе (5 – 10 км) 3. Общая наработка более 100 ч

2. При исследовании струи СПД, инжектируемой с борта ИСЗ, была обнаружена сильная зависимость плотности плазменной струи и энергии ионов в области КА от направления инъекции выходной струи СПД по отношению к вектору геомагнитного поля.

3. С помощью специальных антенн и анализатора электромагнитного поля (АЭМП) проведено измерение интенсивности шумового сигнала СПД и электромагнитных полей вокруг КА при работе СПД. АЭМП зафиксировал низкочастотные электромагнитные колебания в диапазоне 5 – 20 кГц с величиной напряжённости поля – 0,1 В/м при работе катода-компенсатора. Появление разряда приводило к генерации высокочастотных колебаний циклотронной частоты 0,8 – 1,5 МГц напряжённостью 0,005 В/м. При попадании в зону плазменной струи дипольных антенн, расположенных на панелях солнечной батареи (СБ) и работающих на частоте 40 МГц, уровень помех возрастал с 10 до 20 – 30 мВ.

4. Измерение возмущающих моментов, возникающих на КА при частичном попадании плазменной струи СПД на панели СБ, показало, что моменты могут достигать значительных величин (до 0,007 Н·м) и зависят от взаимного расположения СПД и СБ.

5. Существенной деградации характеристик СБ в ходе лётных испытаний при работе СПД длительно до нескольких сотен часов, не обнаружено.

Лабораторное исследование стойкости панелей СБ при воздействии струи и теплового излучения модели СПД мощностью 0,4 кВт показало незначительное изменение вольтамперных характеристик (ВАХ) СБ за 50 ч работы СПД. Применительно к модели СПД мощностью 19,5 кВт за то же время обнаружено заметное ухудшение ВАХ (25 – 50) % в основном за счёт воздействия теплового потока.

В результате проведения на данном этапе всего комплекса работ, связанных с созданием, исследованием и эксплуатацией КА с ЭРДУ, был получен большой опыт и создана база для дальнейшего широкого использования СПД в космической технике.

Сотрудникам ВНИИЭМ, в начале 70-х гг., для решения задач коррекции орбиты КА «Метеор» и «Ресурс-О1», для синхронизации полос обзора поверхности Земли аппаратурой дистанционного зондирования (ДЗЗ), была поставлена задача создания ЭРДУ с более низкой, чем у СПД, ценой тяги и, соответственно, с более низким удельным импульсом.

Созданные для этой задачи ЭРДУ с электронагревными двигателями (ЭНД), использовавшие аммиак в качестве рабочего тела, успешно работали в системах

коррекции орбиты КА серии «Метеор-2», «Метеор-3» и «Ресурс-О1» в 1981 – 1985 гг.

Характеристики ЭРДУ для указанных КА представлены в табл. 3. Общий вид аммиачного ЭНД-15 представлен на рис. 7.

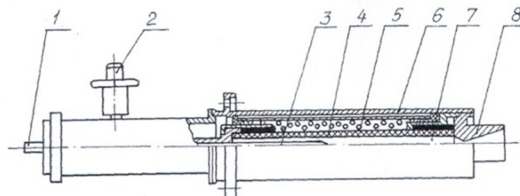


Рис. 7. ЭНД с прямым нагревом р. т.: 1 – электрод; 2 – регулятор расхода р. т.; 3 – датчик температуры; 4 – пористый нагреватель; 5 – изолятор; 6 – внешняя камера; 7 – внутренняя камера; 8 – сопло

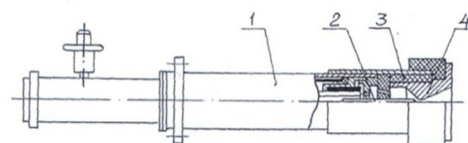


Рис. 8. Конструктивная схема электродугового двигателя (ЭДД): 1 – двигатель; 2 – катод; 3 – изолятор; 4 – сопло (анод)

Для перспективных КА был разработан двигатель с нагревом р. т. в дуге (рис. 8). В таких двигателях рабочим телом мог быть аммиак или гидразин.

Основные параметры аммиачного электродугового двигателя

Энергопотребление	790 – 870 Вт, из которых 640 – 710 Вт уходило на создание электрической дуги;
Секундный расход р. т.	33 – 42 г/с;
Тяга	0,17 – 0,2 Н;
Удельный импульс	4500 – 5200 Н·с/кг.

Третий этап, середина 80-х – конец 90-х гг.

Во ВНИИЭМ, при создании системы питания и управления (СПУ) корректирующей двигательной установки (КДУ) с СПД (совместно с ОКБ «Факел»), для КА «Ресурс-О», входящего в космическую систему исследования природных ресурсов Земли (ИПРЗ), были разработаны следующие методы повышения эффективности работы ЭРДУ с СПД [4]:

1. «Смешанный» способ питания катода-компенсатора (К-К) стабилизированным током, а затем стабилизированным напряжением, позволяющий уменьшить максимальные значения мощности и тока более чем в 1,6 и 2,3 раза соответственно.

Таблица 3

Характеристики КА и ЭРДУ с аммиачными ЭНД

Характеристика	«Метеор-Природа»	«Метеор-Природа»	«Метеор-3»	«Ресурс-01»	«Электро»
Параметры орбиты КА	650	650	1200	650	36000
– высота, км	98	98	82	98	0
– наклонение, град					
Начало летных испытаний (ЛИ) КА, год (продолжительность)	1981 (1)	1983 (1)	1985 (5)	1985 (2)	1994 (4)
Масса КА, кг	1500	1500	1800	1800	2400
Суммарный импульс тяги ЭРДУ, кН·с:	23	66	60	90	130
Удельный импульс ЭРДУ, Н·с/кг	2300	2500	2700	2700	2700
Тяга ЭРДУ, Н	0,15	0,15	0,15	0,15	0,15
– коррекция					0,15
– ориентация					
Цена тяги ЭРДУ, Вт/мН	3	3	3	3	3
Масса ЭРДУ, кг	60	70	58	80	120
Масса рабочего тела, кг	10	20	20	30	50

2. Способ определения момента готовности СПД к пуску непосредственно по величине тока эмиссии с К-К, позволяющий улучшить пусковые характеристики ЭРДУ за счёт уменьшения вероятности перегрева и недогрева К-К.

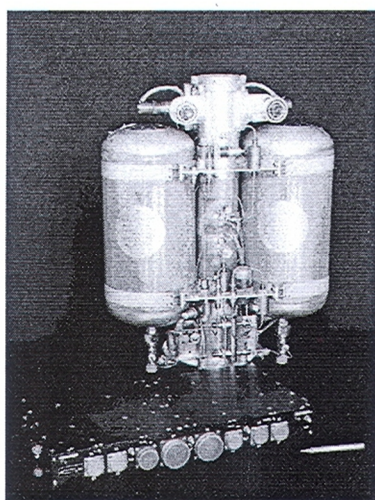
3. Способ улучшения динамических характеристик ЭРДУ за счёт стабилизации тока и напряжения источника питания анода. Указанный способ стабилизации тяги с точностью, не хуже 5 %, реализован при создании ЭРДУ КА «Ресурс-О».

4. Контроль и диагностика неисправностей ЭРДУ за счёт дополнительного диагностирования характера отклонений методом проб (отключений и повторных включений двигателя), а также по времени их существования.

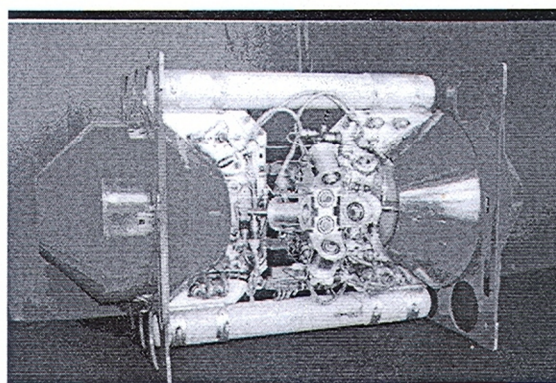
5. Повышение надёжности и эффективности СПУ за счёт использования программируемых постоянных запоминающих устройств (ППЗУ) и оптимизации структуры резервирования.

Основным событием рассматриваемого этапа явился запуск первого отечественного геостационарного гидрометеорологического КА «Электро» № 1 (ГОМС), который был осуществлён с космодрома Байконур 31.10.1994 г.

Момент старта в течение суток (17 ч 30 мин 56 с московского декретного времени) был выбран оптимальным по критерию минимума отклонения орбитальной плоскости от экваториальной на трёхгодичном интервале функционирования КА без коррекции наклонения орбиты.



а



б

Рис. 9. ЭРДУ с ЭНД-15: а – ДБ коррекции; б – ДБ успокоения и разгрузки

В состав бортового комплекса управления (БКУ) КА «Электро» входила система коррекции и разгрузки (СКР) на базе ЭРДУ, которая являлась совокупностью исполнительных органов в виде электронагревных двигателей ЭНД-15 в количестве 16 штук, предназначенных для управления положением (коррекцией) КА на орбите и его движением относительно центра масс.

СКР в целом обеспечивала:

- сброс начального кинетического момента, полученного КА после отделения от ракеты-носителя (успокоение);

- перевод в заданный экваториальный рабочий диапазон ($76 \pm 0,5$)° ВД и дальнейшую стабилизацию в этом диапазоне;

- периодический сброс кинетического момента КА, накапливаемого двигателями-маховиками в процессе орбитального полёта КА (разгрузка).

В состав СКР входили:

- общий блок хранения и подготовки рабочего тела (аммиака);

- двигательные блоки коррекции (рис. 9, а) (две пары по оси $\pm X$);

- двигательные блоки успокоения и разгрузки (рис. 9, б) (шесть пар двигателей по трём осям КА).

Тяга одного двигателя 0,15 Н, полный импульс тяги СКР – 130 кН·с, масса – 120 кг.

После выведения КА на геостационарную орбиту (промежуточную точку 90,53° ВД) был осуществлён перевод аппарата с помощью СКР в точку «стояния» ($76 \pm 0,5$)° ВД.

В дальнейшем с помощью регулярных коррекций, КА «Электро» постоянно удерживался в рабочем интервале долгот около заданной точки «стояния» на геостационарной орбите.

В течение всего срока активного существования (САС), при необходимости, с помощью СКР, производилась разгрузка двигателей-маховиков системы ориентации КА «Электро».

Необходимо отметить, что при подготовке КА «Электро» к ЛКИ было проведено расчётное исследование влияния работы аммиачного ЭНД на конструкцию и бортовые системы аппарата.

Значения суммарных потоков массы от струи ЭНД на расстоянии $\sim 0,5$ м от сопла по направлению истечения составляли $\sim 10^{-3}$ кг/м² с, а давление вокруг КА $\sim 7 \cdot 10^{-3}$ Па, что по оценкам, на два порядка превышает плотность собственной внешней атмосферы (СВА) около аппарата, обусловленную газовой выделением из конструктивных материалов.

Величина продуктов истечения струи, в частности H₂O, и время существования плёнки-конденсата на поверхности КА, свидетельствовали практически об отсутствии загрязнения аппарата.

Расчётным путём получено более чем в 2 раза снижение тяги одного из двигателей разгрузки (по оси $-Y$). Натурные измерения обнаружили снижение тяги данного двигателя примерно на 60 % за счёт частичного попадания струи на панель СБ, что хорошо согласуется с расчётными оценками. Указанный факт, однако, не влиял на работу КА и не приводил к дополнительному нагреву СБ.

В целом ЛКИ КА «Электро» подтвердили достоверность результатов расчётных исследований и работоспособность ЭРДУ при выполнении целевых задач.

Четвёртый этап – настоящее время

Настоящее время характеризуется применением стационарных плазменных двигателей на малых космических аппаратах (МКА) разрабатываемых АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

В орбитальной группировке, успешно функционирующей на солнечно-синхронной орбите (ССО) высотой 510 км одновременно с МКА «Канопус-В» № 1 (рис. 10) находится белорусский КА (БКА), являющийся прототипом первого. В нашем случае орбитальная группировка состоит из двух МКА, находящихся в одной плоскости и разведённых по фазе на $\sim 180^\circ$.

АО «Корпорация «ВНИИЭМ» в свое время разработала концепцию использования перспективных миниспутников (100 – 500 кг) в орбитальных структурах КА дистанционного зондирования Земли, которая была успешно реализована при запуске КА «Канопус-В» № 1 и БКА.

Необходимо отметить, что МКА «Канопус-В» является первым опытом в мировой практике использования СПД на миниспутниках.

Назначение КДУ КА «Канопус-В» и «БКА»:

- начальная коррекция ошибок выведения КА на орбиту;

- формирование орбитальной группировки КА с разведением аппаратов по фазе на угол $\varphi = 180^\circ$;

- текущая коррекция для компенсации тормозящего воздействия атмосферы;

- текущая коррекция, связанная с поддержанием углового расположения КА по аргументу широты.

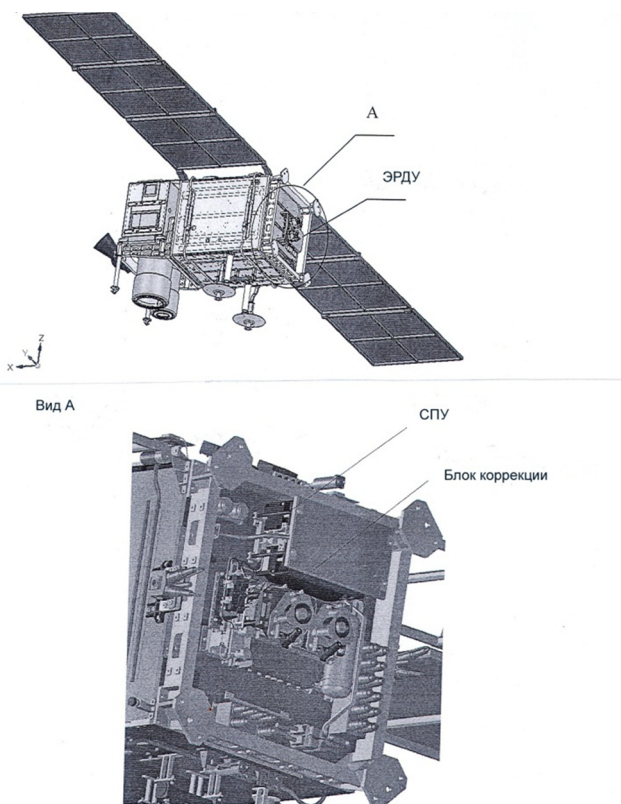


Рис. 10. КА «Канопус-В» с ЭРДУ на базе СПД-50

Для использования в составе КДУ КА «Канопус-В» и БКА выбран отечественный СПД (М-50), разработанный ОКБ «Факел» (г. Калининград).

Характеристики СПД (М-50)

Суммарный импульс тяги	40 кН·с;
Электропотребление	300 Вт;
Минимальная тяга	14 мН;
Удельный импульс тяги	850 – 900 с;
Ресурс по времени работы	800 ч;
Ресурс по количеству включений	2000;
Масса незаправленной КДУ	19,2 кг;
Масса заправляемого ксенона	5,2 кг;
Общий гарантийный срок	10 лет;
Срок активного существования	7 лет.

Общий вид блока коррекции с двумя СПД-50 МКА «Канопус-В» и БКА представлен на рис. 11.

Функциональная схема КДУ включает:

- два двигателя СПД-50 (основной и резервный);
- два модуля газораспределения МГР-50 (основной и резервный);
- блок подачи ксенона (БПК), содержащий основную и резервную ветви подачи ксенона в МГР-50;
- блок хранения ксенона (БХК), обеспечивающий хранение и подачу Хе в БПК;

– систему преобразования и управления СПУ-КВ, предназначенную для электропитания и управления блоками КДУ (разработчик ОАО НПЦ «Полус», г. Томск).

СПУ-КВ осуществляет приём и исполнение 22 команд управления, формирование и выдачу аналоговой и сигнальной ТМ-информации.

В настоящее время АО «Корпорация «ВНИИЭМ» создаёт по заказу Роскосмоса космический комплекс (КК) «Ионозонд», предназначенный для мониторинга геофизической обстановки путём измерения параметров верхней атмосферы, ионосферы, магнитосферы, солнечной активности и передачи полученных данных на Землю.

Предусматривается создание пяти спутников: четырёх КА «Ионосфера» и одного аппарата «Зонд». КА «Ионосфера» должны функционировать на круговых ССО высотой 820 км и располагаться в двух орбитальных плоскостях (по два КА в каждой плоскости), и должны быть разведены на угол $\sim 180^\circ$. КА «Зонд» должен функционировать на круговой околотерминаторной орбите с высотой на экваторе 600 – 650 км.

Схема расположения КА «Ионосфера» и «Зонд» в составе орбитальной группировки КК «Ионозонд» показана на рис. 12.

В течение САС КА в каждой из пар должна сохраняться заданная конфигурация группировки, т. е. КА каждой пары должны располагаться на угловом расстоянии $180^\circ \pm 30^\circ$, а положение восходящих узлов каждой пары относительно проекции Солнца на экватор не должно изменяться более чем на 2° в год в течение всего САС группировки.

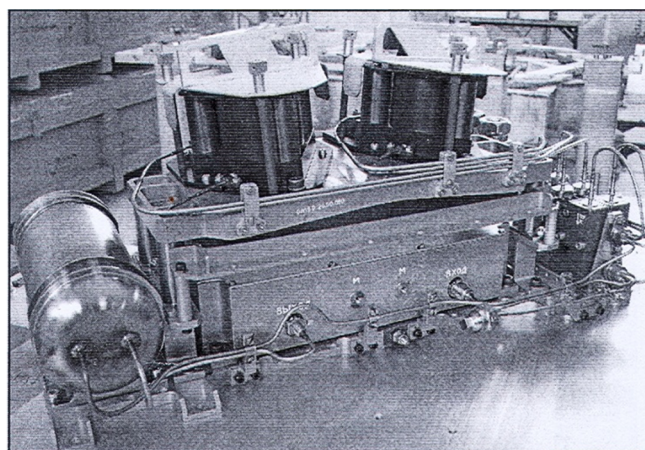


Рис. 11. Блок коррекции МКА «Канопус-В» и БКА

К баллистической схеме построения орбитальной группировки КА космического комплекса «Ионозонд» предъявлены следующие требования:

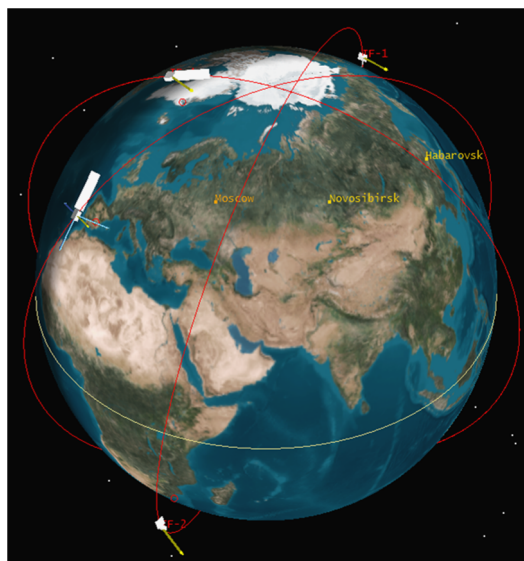


Рис. 12. Орбитальная группировка КК «Ионозонд»

– первая пара КА должна быть выведена на круговую ССО с долготой восходящего узла на 90° меньше, чем прямое восхождение Солнца, эта орбита близка к плоскости терминатора на Земле (два КА «Ионосфера-Т»);

– вторая пара КА должна быть размещена на круговой ССО с долготой восходящего узла, равной прямому восхождению Солнца (два КА «Ионосфера-М»);

– в течение САС КА в каждой из пар КА («Ионосфера-Т» и «Ионосфера-М») должна сохраняться заданная конфигурация группировки, а именно, космические аппараты каждой пары должны располагаться на угловом расстоянии 180° относительно друг друга, а положение восходящих узлов каждой пары КА относительно проекции Солнца на экватор не должно изменяться более чем на 2° в год в течение САС группировки.

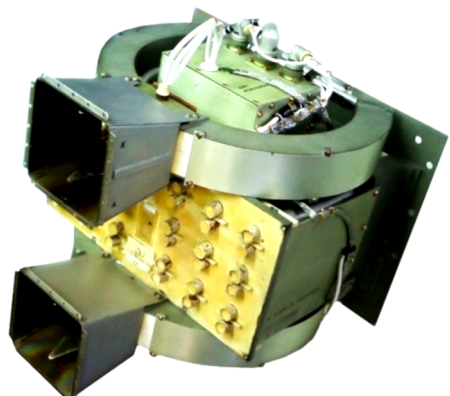


Рис. 13. Система коррекции КА «Ионосфера» и «Зонд» на базе АИПД-95

Баллистический анализ показал, что существование одиночного КА «Ионосфера» на расчётной целевой орбите в течение САС возможно и в бескоррекционном режиме, однако необходимость поддержания фазового положения в группировке из двух аппаратов и синхронизация движения с КА «Зонд» требует применения на них корректирующей двигательной установки (КДУ).

Относительно небольшой суммарный импульс тяги ($26 \text{ кН}\cdot\text{с}$), необходимый для поддержания фазового сдвига между двумя КА, позволяет применить для этих целей КДУ (разработчик АО «НИИЭМ» г. Истра, Московской обл.) на базе абляционного импульсного плазменного двигателя АИПД-95 разработки ФГНУ НИИ ПМЭ, которая отличается простотой и дешевизной по сравнению, например, с КДУ на базе стационарных плазменных двигателей СПД-50, применяемыми на КА «Канопус-В».

Основные характеристики КДУ на базе АИПД-95

Суммарный импульс тяги, (с учётом резервирования ускорительного канала)	52 кН·с
Тяга двигателя	3,6 мН
Удельный импульс тяги	1400 с
Энергопотребление	175 Вт
Время набора тяги до номинального значения от момента подачи команды на включение КДУ	1,0 с
Полная масса (с рабочим телом и элементами крепления)	19 кг
Конструктивная конфигурация	Моноблок вместе с СПУ
Доля затраченного времени на проведение коррекции от 8 лет САС	3,0 – 5,0 %.

Достоинствами КДУ с АИПД является простота в конструктивном исполнении, преимущество в динамике и управлении: они выполнены в виде моноблока, в них отсутствует блок хранения и подачи рабочего тела с соответствующей арматурой (клапаны, редукторы, жиклеры и т. д.). Кроме того, они не требуют специальных мероприятий по подготовке к работе, а номинальный тяговый режим устанавливается практически сразу после подачи команды на включение двигателя.

Конструктивно КДУ с АИПД хорошо вписывается в КА рамочной конструкции прямоугольной формы. Недостатком КДУ с АИПД является относительно малая тяга, что сказывается на увеличении времени проведения корректирующих манёвров.

Однако в целом для КА «Ионосфера» с САС восемь лет, время, затраченное на проведение коррекции, по расчётным оценкам не должно превышать 3 – 5 % от времени пребывания КА на орбите, что является вполне приемлемым.

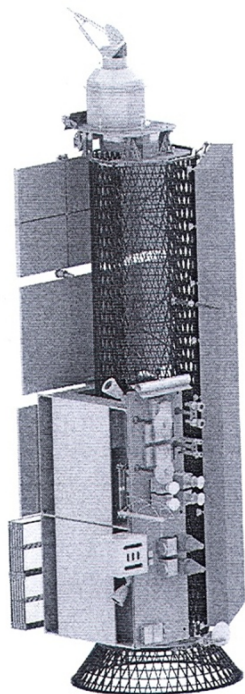


Рис. 14. КА «Метеор-М» № 3

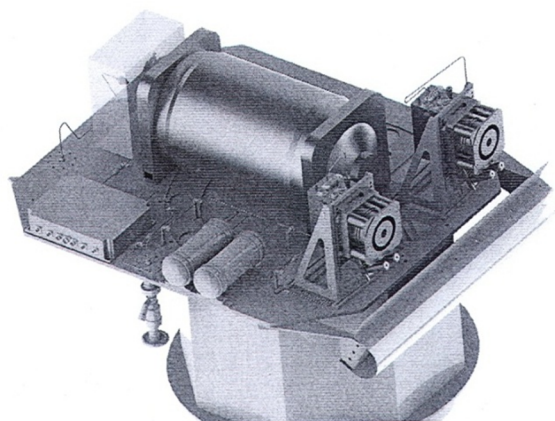


Рис. 15. Система коррекции КА «Метеор-М» № 3

Конструктивной особенностью КДУ с АИПД является полное резервирование. Это обстоятельство, а также применение цифровой системы ориентации, обеспечивающей развороты КА, и наличие привода СБ позволяет обойтись установкой только одного двигательного блока КДУ (по оси – X), а коррекция в противоположном направлении может быть обеспечена разворотом КА на 180°.

Макет системы коррекции на базе АИПД-95 представлен на рис. 13.

Перспектива

Продолжением работ по КА гидрометеорологического обеспечения (традиционная тематика АО «Корпорация «ВНИИЭМ») является создание КА «Метеор-М» № 3 (рис. 14).

КА «Метеор-М» № 3 должен иметь океанографическую и гидрологическую направленность.

Основными задачами космического комплекса четвертого поколения «Метеор-МП» являются задачи всего тематического спектра дистанционного зондирования: от научного изучения нашей планеты и окружающего космического пространства до картографии и мониторинга чрезвычайных ситуаций.

Назначение СК для вышеуказанных КА совпадает, а именно:

- начальная коррекция орбиты по периоду ΔT , наклонению Δi , эксцентриситету Δe и аргументу перигея $\Delta \omega$;
- периодическая коррекция поддержания солнечной синхронности в течение всего САС;
- снижение орбиты КА по завершению САС («захоронение»).

Основные характеристики СК на базе СПД-100В

Суммарный импульс тяги, кН·с	не менее 1000
Энергопотребление, Вт	не более 1370
Рабочее тело	ксенон
Энергопотребление СПД-100В, Вт	не более 1350
Время подготовки БК к включению, с	не более 300
Номинальное значение тока разряда, А	4,5
Номинальное значение напряжения питания разряда, В	300
Номинальное значение тяги, мН	83
Отклонение тяги в процессе выработки ресурса, %	не более 11
Продолжительность цикла включения:	
– максимальная, ч	50
– минимальная, с	60
Время орбитальной работы СПД-100В, ч	не менее 3560
Число включений	не менее 5000
Масса рабочего тела (ксенона), кг	63,26
Полная масса СК, кг	не более 110
Срок службы СК, лет, в том числе:	не менее 10
– срок эксплуатации на орбите, лет	не менее 7
Срок эксплуатации и сохраняемости в наземных условиях, лет	не менее 3

СК КА «Метеор-М» № 3 (рис. 15) предназначена для создания управляющих тяговых усилий в четырёх направлениях.

В состав СК входят:

- два блока коррекции (БОК), каждый с одним СПД-100В, двумя модулями газораспределения (МГР), блоком нагревателей (БН), двумя датчиками температуры (ДТ);
- блок подачи ксенона (БПК);
- блок хранения ксенона (БХК);
- система питания и управления (СПУ).

Литература

1. Тайнов Ю. Ф., Ходненко В. П. История развития работ по ЭРД в НПП ВНИИЭМ и НИИЭМ. Актуальные проблемы российской космонавтики // Труды XXXII

Поступила в редакцию 15.10.2014

Владимир Павлович Ходненко, д-р техн. наук, главный научн. сотрудник, т. (495) 624-94-98, e-mail: vniiem@orc.ru. АО «Корпорация «ВНИИЭМ».

VNIEM ACTIVITIES in the AREA of RESEARCH, DEVELOPING and APPLICATION of ELECTROJET ENGINES

V.P. Khodnenko

In the article, results of work performed in 'VNIEM Corporation' JC concerning research, developing and application of electro-jet engines (EJE) and EJE-based propulsion installations (EJEPI), beginning from the late 1950s of the previous century up till now, as well as in the coming years, have been considered. Activities in that area have been roughly split into five large stages. At the first stage (from the late 1950s until early 1970s) in the Soviet Union, the first in the world EJEPI, using pulse plasma propulsion (PPP) designed for the AES (Artificial Earth Satellite) 'Omega-3', was developed. Unfortunately the planned launch of the AES 'Omega-3' was cancelled because of demanded accelerated developing of a new Spacecraft (SC) 'Meteor'. At the second stage (from the early 1970s until the mid-1980s), the first in the world space-born tests of EJEPI with stationary plasma engines (SPE) 'Eol-1', were conducted. In the article, results of flight tests conducted for EJEPI with SPE and ion engines ('Zephir'), installed on SC 'Meteor' No. 10 have been presented, as well as tasks and results of application of the propulsion installation (PI) with SPE at later stages on the five VNIEM SC, have been described. In the early 1970s, EJEPI with hydrogen nitride electro-thermal propulsion (ETP) had been developed for orbit correction of SC 'Meteor' and 'Resurs-O1', and later (1981–1985) installed on five SC including geostationary SC 'Electro'. At the third stage (from the mid-1980s until the late 1990s), power supply and control systems (PSCS) for the correction propulsion installation (CPI) with SPE, which was designed for SC 'Resurs-O' and for correction and load-relief system based on the EJEPI with ETP, were developed. At the fourth stage (presently), SPE are used successfully on the small Spacecraft (SSC) 'Kanopus-V' No.1 and USC (unmanned SC). In the Spacecraft 'Ionozond', which is being developed as a part of SSC constellation, for orbit correction, CPI based on the AIPD-95 will be used. Developing of fourth generation SC 'Meteor-M' No. 3 and SS (Spaceship) 'Meteor-MP' with SC, which have correction systems (CS) with installed CPI based on the SPE-100V, continues works on hydro-meteorological support SC. In the article, components and main characteristics of SC based on SPE-100V have been listed.

Key words: Spacecraft, electro-jet engine, pulse plasma propulsion (PPP), stationary plasma propulsion, arcjet propulsion, correcting propulsion installation.

List of References

1. Tainov U.F., Khodnenko V.P. Development history of works on EJE in RPE VNIEM and in NIEM. Contemporary issues of Russian Cosmonautics. // Works of XXXIIth academic Cosmonautics readings (Moscow, from January 29, 2008 through February 1, 2008). – М., 2008.
2. Developing of stationary plasma propulsion (SPP) and it's testing on the AES 'Meteor' / I. M. Andronov, K. N. Kozubskii, A. I. Morozov, V. P. Khodnenko et al. // Space research. – 1974, May and June. – V. XII. – Issue 3.
3. SPP are operating in Space / K. N. Kozubskii, V. Kim, V. M. Murashko, V. P. Khodnenko et al. // Plasma physics. – 2003, March. – V. 29. – No 3.
4. VNIEM activities in the area of research, developing and application of SPP / V. P. Khodnenko // Electric propulsion engines designed and developed in the Experimental Design Bureau 'Fakel': Collected documents and articles. – Kaliningrad, 2010.

Vladimir Pavlovich Khodnenko, Doctor of Technical Sciences (D.Sc.), Chief Researcher. T.: (495) 624-94-98. E-mail: vniiem@orc.ru. JC 'VNIEM Corporation'.