

СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

К.Г. Гордеев, А.А. Остапущенко, В.Н. Галайко, М.П. Волков

ОАО «Научно-производственный центр «Полус», г. Томск

E-mail: polus@online.tomsk.net

Рассмотрены системы питания и управления электрореактивными двигательными установками на базе стационарных плазменных двигателей для коррекции орбиты космических аппаратов. Дано описание схемы и алгоритмов управления электрореактивными двигательными установками. Представлены основные характеристики разработанных в ОАО «Научно-производственный центр «Полус» систем питания и управления, в том числе и для эксплуатации вне герметичного отсека космического аппарата.

Ключевые слова:

Система электропитания, электрореактивная двигательная установка, экстремальный регулятор, статический преобразователь.

Key words:

Power-supply system, electrojet propulsion device, optimal controller, static converter.

В России уже более 25 лет для коррекции орбиты геостационарных космических аппаратов (КА) применяются электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД).

По комплексу выходных характеристик, основными из которых являются тяга, удельный импульс тяги, КПД и ресурс огневой работы, СПД наиболее подходят для решения практических задач в космосе [1]. Следует также отметить относительную простоту конструкции этих двигателей по сравнению с другими (например, ионными, импульсными), что всегда совпадает с требованиями к надежности КА.

В целом за период с 1982 по 2009 гг. на орбиту в России было выведено более 50 КА, где используются СПД [2].

В состав ЭРДУ (рис. 1), как правило, входят от четырех до восьми СПД, система хранения и подачи (СХП) рабочего тела (РТ), блоки управления расходом (БУР) РТ, количество которых равно количеству двигателей, и система питания и управления (СПУ) двигательной установкой.

СХП состоит из блока хранения (БХ), в котором в течение всего срока активного существования хранится РТ (обычно ксенон) высокого давления, и блока подачи (БП) РТ, где с помощью ресивера происходит понижение давления до рабочего. Через систему трубопроводов и клапанов газ далее поступает в БУР, который с помощью термодросселя (ТД) обеспечивает его подачу в анод и катод СПД и регулирование расхода. ТД представляет собой трубку, нагреваемую электрическим током, через которую проходит РТ, поступающее в двигатель. В зависимости от температуры трубки изменяется расход РТ.

СПД конструктивно состоит из двух основных узлов — анодного блока и катода-компенсатора, который, являясь отрицательным электродом, служит в то же время источником электронов. После подготовки катода к работе (его разогрева) и подачи РТ между анодом и катодом прикладывается

разрядное ускоряющее напряжение. Под его действием электроны движутся с ускорением внутри разрядной камеры, попадают в магнитное поле, образуют в нем электронное облако, ионизирующее нейтральные атомы РТ.

Взаимодействие электрического тока электронов с магнитным полем создает электрическое поле, направленное вдоль продольной оси двигателя. Образовавшиеся ионы, имеющие существенно большую массу по сравнению с электронами, практически не чувствуют магнитного поля и под действием продольного электрического поля с большой скоростью вылетают из двигателя, создавая тягу.

Объемный положительный заряд ионов компенсируется зарядом электронов, при этом соблюдается условие квазинейтральности.

В настоящее время в космосе эксплуатируются в основном двигатели СПД-70 и СПД-100 (ОКБ «Факел», г. Калининград) на более сорока КА. Кроме этого, испытываются в космосе и новые российские разработки — КМ-5 (Центр им. М.В. Келдыша) и Д-55 (ЦНИИмаш). Основные параметры двигателей на основании данных [1] приведены в табл. 1.

Таблица 1. Основные параметры двигателей

Параметр	СПД-100	СПД-70	Д-55	КМ-5
Тяга, г	8	4	1	8,2
Удельный импульс тяги, с	1600	1450	–	1570
Потребляемая мощность, Вт	1350	650	650	1350
КПД, %	48	44	44	47
Экспериментальный подтвержденный ресурс, ч	9 000	3 100	–	2 000

СПУ является одним из основных блоков ЭРДУ, существенно влияющим на выходные параметры и эксплуатационные характеристики ЭРДУ.

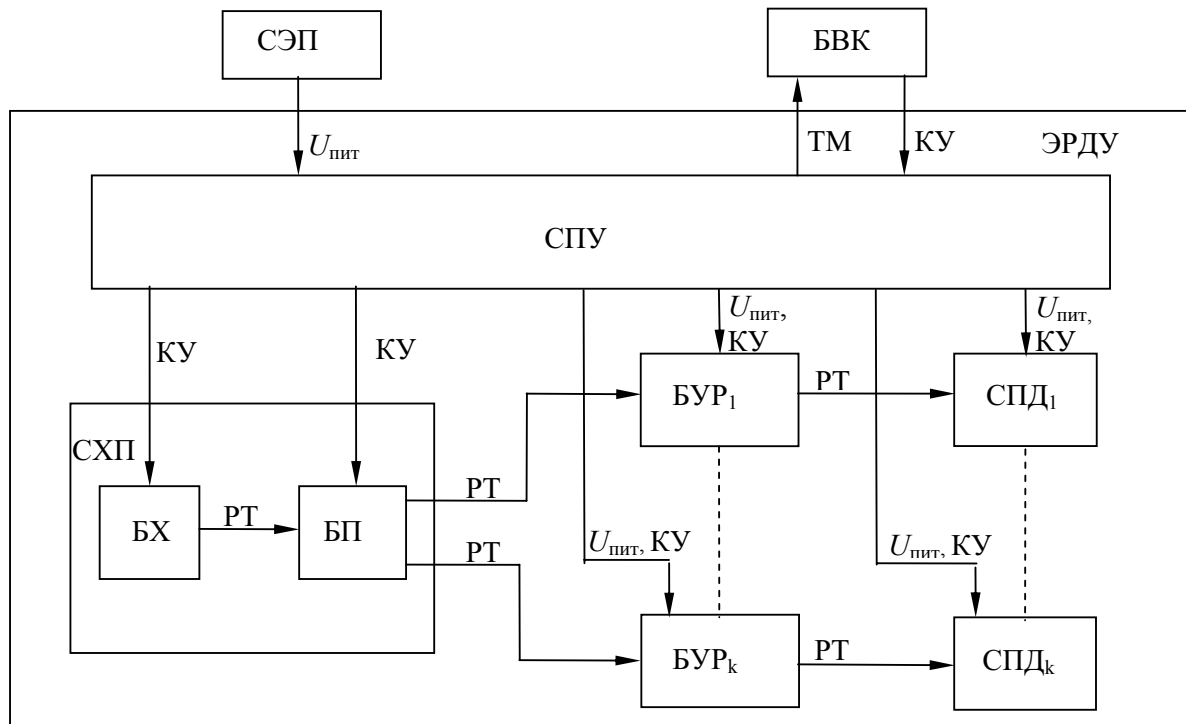


Рис. 1. Блок-схема электрореактивной двигательной установки: ТМ – телеметрическая информация; БВК – блок выдачи команд; КУ – команда управления

СПУ выполняет следующие основные функции:

- преобразование бортового напряжения – напряжения системы электропитания (СЭП) в напряжения, требуемые для работы элементов ЭРДУ;
- подготовка к пуску и пуск СПД по заданной программе;
- контроль режимов работы и стабилизация выходных параметров;
- диагностика аварийных ситуаций и восстановление работоспособности ЭРДУ по командам с БВК включением резервных устройств вместо отказавших;
- прием и исполнение команд управления (КУ), поступающих с бортового вычислительного комплекса;
- формирование и выдача телеметрической информации в БВК о работе блоков ЭРДУ.

Основное требование, предъявляемое к ЭРДУ, – обеспечение стабильности тяги, которая и определяет точность маневра по корректировке КА. Значение тяги СПД с достаточным приближением определяется по выражению [3]

$$f = \sqrt{U_a i_a \dot{m} \eta_{дв}},$$

где U_a , i_a – напряжение и ток анода двигателя; $\dot{m}$ – секундный расход РТ; $\eta_{дв}$ – КПД двигателя.

В качественно спроектированных и изготовленных двигателях значение тока прямо пропорционально значению расхода рабочего вещества, выраженному в токовых единицах, поэтому тягу можно представить как $f = i_a \sqrt{U_a K}$ [4].

Таким образом, если напряжение анода неизменно, то для стабилизации тяги двигателя достаточно поддерживать значение анодного тока на заданном уровне изменением секундного расхода РТ. Такой принцип управления реализован в большинстве разработанных и эксплуатируемых ЭРДУ.

На рис. 2 приведена структурная схема СПУ со стабилизацией тяги двигателя путем регулирования анодного тока, а на рис. 3 – временная диаграмма по управлению СПД. Вначале включаются стабилизатор накала катода (СНК) и источник питания термодросселя (ИПТД). Через 2...3 мин прогрева катода открывается клапан подачи РТ, газ поступает в анод и катод. Включенный ранее источник питания анода (ИПА) при достижении $I_a \approx 0,4 I_{a,ном}$ переходит из режима холостого хода в номинальный. СНК обеспечивает накал (разогрев) катода (НК) стабилизированным током $I_{нк} \approx 12$ А, а ИПТД – дежурный режим ТД, подогревая его током $I_{ТД,др} \approx 0,4 I_{ТД,мах}$. Затем с устройства поджига (УП) подается переменное напряжение между электродом поджига (ЭП) и катодом (К) с частотой ≈ 145 Гц – возникает малый разряд, который инициирует основной разряд между анодом и катодом. В этот момент за счет энергии, накопленной в емкостном накопителе (ЕН), происходит кратковременный

бросок анодного тока $I_{a.п.}$, значение которого почти в два раза превышает номинальное. После запуска двигателя, когда ток разряда (анода) достигает $i_a \approx 0,4I_{a.ном.}$ отключается накал катода и УП. При достижении $I_a = I_{a.ном.} + \Delta I_a$ ($\Delta I_a \approx 0,01I_{a.ном.}$) ИПТД по сигналу с датчика тока анода (ДТА) подает на дроссель максимальный ток $I_{ТД.мах.}$. Температура термодросселя резко повышается, гидравлическое сопротивление тракта увеличивается (что эквивалентно уменьшению проходного сечения), расход РТ уменьшается, вследствие чего уменьшается и разрядный ток. При достижении $I_a = I_{a.ном.} - \Delta I_a$ ИТД отключает ток термодросселя – происходит обратный процесс. Таким образом, путем регулирования расхода РТ обеспечивается стабильность разрядного тока, а значит, стабильность тяги двигателя. Для отключения двигателя закрываются его клапаны, прекращается подача РТ и разрядный ток, с анода снимается напряжение.

Таблица 2. Изменение основных характеристик СПУ

Характеристика	Значение	
	1990 г.	2009 г.
Напряжение питания, В	27...28	100...120
Максимальная мощность разряда, Вт	1350	4500
Максимальное напряжение разряда, В	300	2000
КПД	0,85...0,90	0,94...0,95
Срок активного существования, лет	7,5	15,0
Условия эксплуатации	В гермоконтейнере	В открытом космическом пространстве

В ОАО «НПЦ «Полус» накоплен большой опыт по разработке, изготовлению и сопровождению в штатной эксплуатации СПУ, применяемых для коррекции орбиты КА различного назначения. СПУ разработаны для всех известных типов отечественных двигателей, за последние годы значительно улучшены их характеристики (табл. 2).

На рис. 4, 5 в качестве примера представлены последние разработки СПУ для эксплуатации вне герметичного отсека, а в табл. 3 – их основные параметры.

Таблица 3. Основные параметры СПУ вакуумного исполнения при $U_{пит}=100$ В и КПД=0,94...0,95

Параметр	СПУ-КР	СПУ-ЭЭ
Выходное разрядное напряжение, В	550 при $I_p=3,5$ А	300 при $I_p=4,5$ А
Выходная мощность, Вт	1925/3850	1350/2700
Масса, кг	28,0	20,6
Тип двигателя	Д80 (Центр им. М.В. Келдыша)	М100 (ОКБ «Факел»)
Количество двигателей (в том числе одновременно работающих)	2(2)	4(2)
Габаритные размеры, мм	594×350×201	750×350×200

Основным блоком СПУ, определяющим его технические характеристики, является ИПА, предназначенный для преобразования напряжения СЭП в гальванически развязанное напряжение для питания анодной цепи СПД. Функционально ИПА (рис. 6) состоит из источника вспомогательных напряжений (ИВН), устройства управления (УУ), трех преобразовательных модулей (ПМ1-ПМ3) и LC-контура с датчиками тока и напряжения. ИВН служит для преобразования напряжения СЭП в напряжения, необхо-

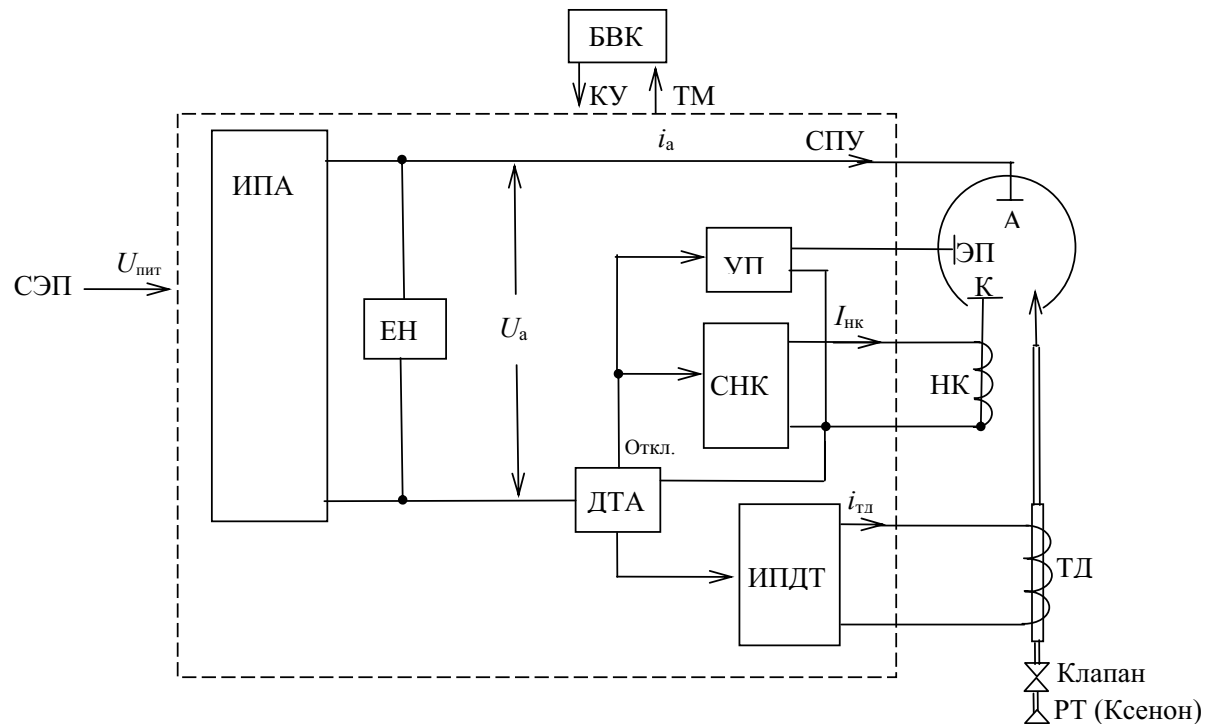


Рис. 2. Структурная схема питания и управления СПД

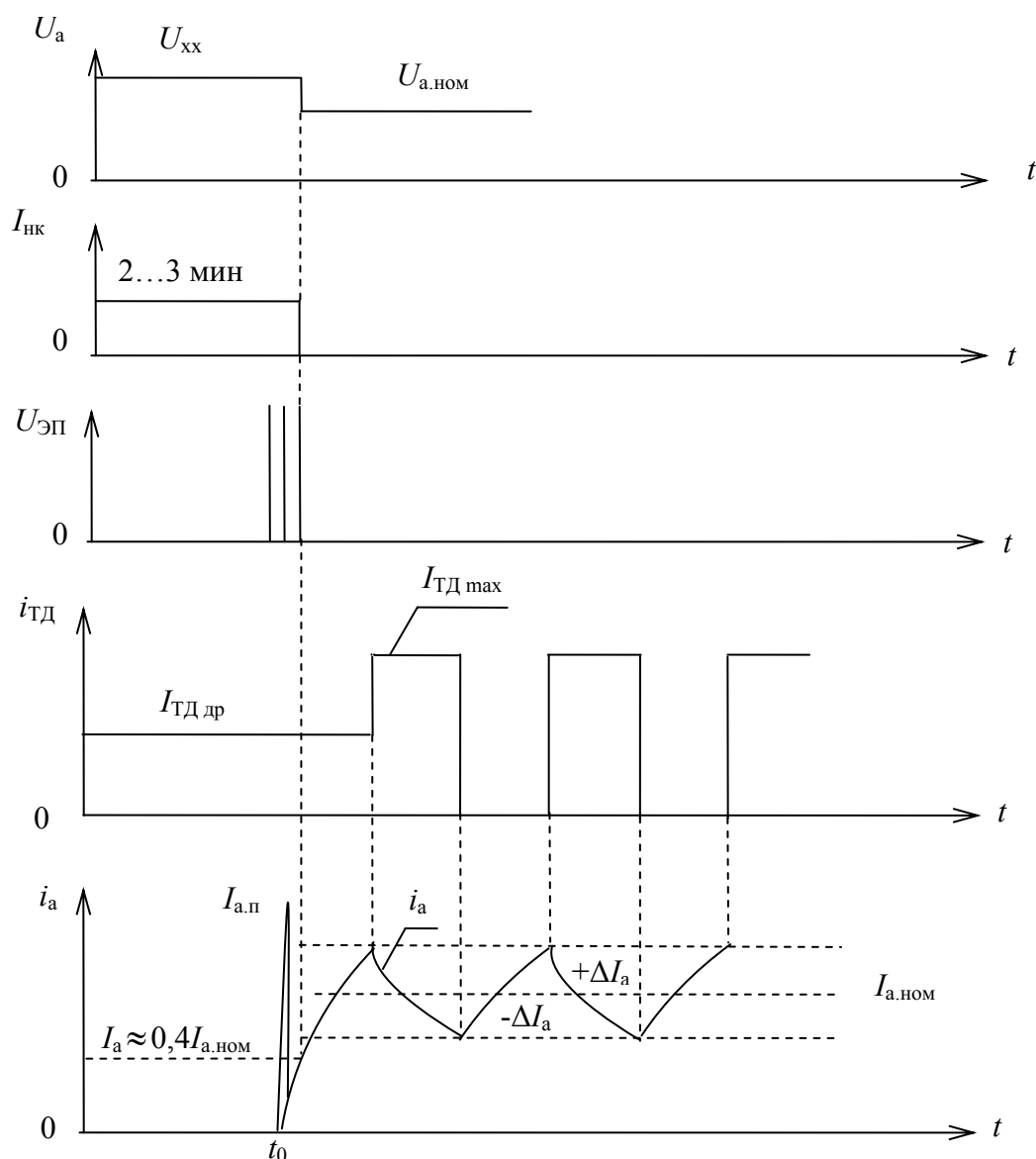


Рис. 3. Временная диаграмма запуска и работы СПД

димые для питания устройств управления и их гальванической развязки, а также для питания предварительного усилителя инвертора (УПИ).

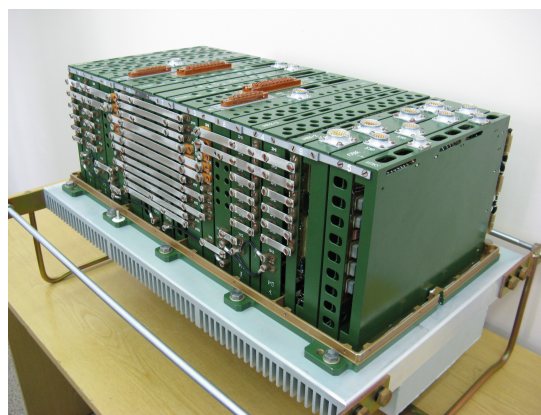


Рис. 4. Система СПУ-КР



Рис. 5. Система СПУ-23

УУ управляет инвертором в зависимости от напряжения и тока в анодной цепи двигателя.

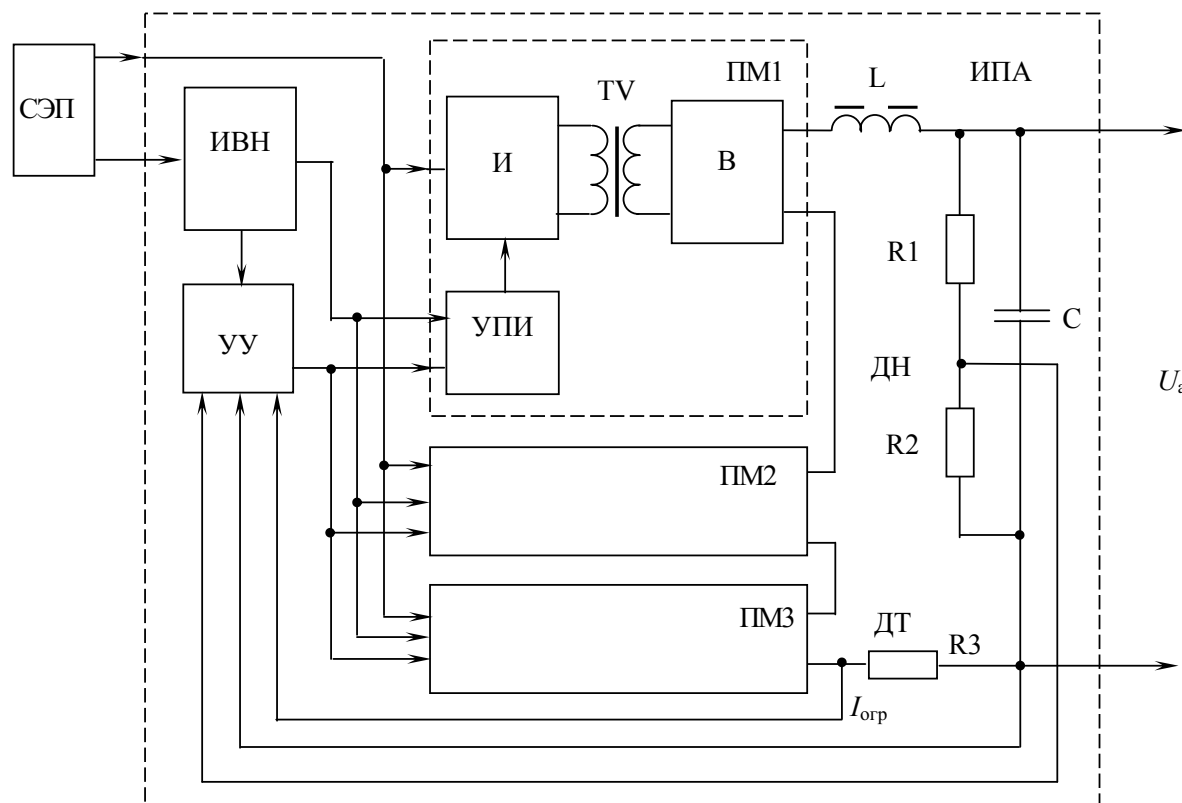


Рис. 6. Структурно-функциональная схема источника питания анода

ПМ предназначен для преобразования напряжения СЭП в гальванически развязанное повышенное напряжение и состоит из УПИ, инвертора (И), трансформатора (TV) и выпрямителя (В). Суммарное напряжение ПМ1-М3 подается на LC-контур и датчики тока и напряжения, сигналы с которых поступают на УУ ИПА. Таким образом, ИПА с помощью УУ и датчиков напряжения (ДН) и тока (ДТ) осуществляет стабилизацию номинального анодного напряжения и ограничение разрядного тока в случае превышения его максимально допустимого значения.

В последнее время в России разрабатывается новый класс малых геостационарных КА, доставляемых с помощью легких ракет-носителей на высокую эллиптическую переходную орбиту с дальнейшим доведением на ГСО с помощью ЭРДУ. Рассматриваются проекты использования СПД в качестве маршевых и тяговых двигателей КА для межпланетных перелетов. Энергоснабжение при этом возможно непосредственно от отдельных секций солнечной батареи (СБ), генерируемая мощность которой может изменяться в больших пределах, особенно при удалении от

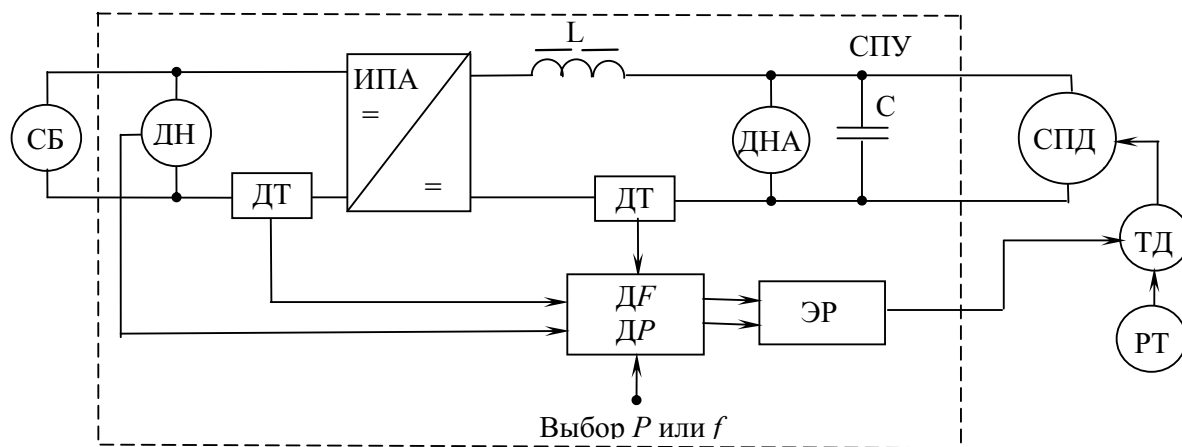


Рис. 7. Структурно-функциональная схема СПУ с экстремальным регулятором максимальной мощности или тяги двигателя: ДФ, ДР – датчики тяги и мощности; ДТ, ДН – датчики тока и напряжения; ДНА – датчик напряжения анода; ЭР – экстремальный регулятор

Солнца. В этом случае от СПУ требуется решение новых задач, а именно использование либо максимальной мощности СБ, либо максимальной тяги двигателя. Это достигается, как правило, с помощью экстремального регулятора, который регулирует расход РТ (разрядный ток СПД) таким образом, чтобы мощность потребления от СБ либо тяга двигателя была максимальной в каждый момент времени (рис. 7). Эффективность расходования РТ обеспечивается стабилизацией анодного напряжения СПД на максимально допустимом уровне.

Разработанные в ОАО «Научно-производственный центр «Полус» способы управления СПД и реализующие их устройства [4–9] обеспечивают возможность оптимального использования ЭРДУ

на КА различного конструктивного исполнения и назначения.

Заключение

Система питания и управления является одним из основных блоков электрореактивной двигательной установки, используемой для коррекции орбиты космического аппарата. За последнее время созданные в НПО «Полус» системы питания и управления улучшили свои характеристики – увеличены КПД с 0,85 до 0,95, напряжение и мощность разряда в 6 и 3 раза соответственно, срок активного существования с 7,5 до 15 лет, а также обеспечена возможность эксплуатации в открытом космическом пространстве.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / Под ред. акад. РАН А.С. Коротева. – М.: Машиностроение, 2008. – 278 с.
2. Ермошкин Ю.М. Основы теории и расчета электрореактивных двигателей и двигательных установок. – Красноярск: СибГАУ, 2003. – 159 с.
3. Глибицкий М.М. Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями. – М.: Машиностроение, 1981. – 195 с.
4. Пат. 2206787 РФ. МПК⁷ F03H 1/00. Способ регулирования тяги электроракетного плазменного двигателя и устройство для его осуществления / Ю.А. Шиняков, В.Н. Галайко, М.П. Волков, К.Г. Гордеев, И.Н. Горшков // Открытия. Изобретения. – 2003. – № 8.
5. Шиняков Ю.А., Галайко В.Н., Волков М.П., Гордеев К.Г., Горшков И.Н., Обухов В.А. Способы управления электрореактивными двигательными установками на базе стационарных плазменных двигателей, используемых в качестве маршевых и тяговых двигателей // Известия Самарского научного центра РАН. – 2003. – Т. 5. – № 1. – С 151–155.
6. Пат. 2220322 РФ. МПК⁷ F03H 1/00. Способ электропитания электроракетного плазменного двигателя и устройство для его осуществления / А.И. Чернышев, Ю.А. Шиняков, В.Н. Галайко, М.П. Волков, К.Г. Гордеев, И.Н. Горшков // Открытия. Изобретения. – 2003. – № 36.
7. Пат. 2249546 РФ. МПК⁷ B64G 1/42, 1/44, H05H 1/54. Способ регулирования мощности энергосиловой установки космического аппарата и устройство для его осуществления / Н.М. Катасонов // Открытия. Изобретения. – 2005. – № 10.
8. Пат. 2339846 РФ. МПК⁷ F03H 1/00. Способ регулирования тока анода электрореактивного плазменного двигателя и устройство для его осуществления // К.Г. Гордеев, В.Н. Галайко, М.П. Волков, А.А. Остапущенко // Открытия. Изобретения. – 2008. – № 33.
9. Пат. 2008524 РФ. МПК⁷ F03H 1/00, H05H 1/54. Способ электропитания электроракетных плазменных двигателей / В.Н. Галайко, Н.М. Катасонов, А.И. Чернышев // Открытия. Изобретения. – 1994. – № 4.

Поступила 04.09.2009 г.