УДК 629.78.01

СПОСОБЫ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЬНЫМИ УСТАНОВКАМИ НА БАЗЕ СТАЦИОНАРНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В КАЧЕСТВЕ МАРШЕВЫХ И ТЯГОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ КА

© 2003 Ю.А. Шиняков[1], В.Н. Галайко[1], М.П. Волков[1], К.Г. Гордеев[1], И.Н. Горошков[2], В.А. Обухов[3]

[1] НПЦ «Полюс», г. Томск,
[2] НПО им. С.А. Лавочкина, г. Химки,
[3] НИИПМЭ МАИ, г. Москва

Рассмотрены способы управления электрореактивными двигательными установками (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД), используемых в качестве маршевых и тяговых двигателей космических аппаратов (КА), при электроснабжении непосредственно от солнечной батареи (СБ), генерируемая мощность которой изменяется в больших пределах. Системы питания и управления ЭРДУ в этом случае существенно отличаются от применяемых ранее в системах коррекции орбиты КА, поскольку решают новую задачу: либо обеспечение максимальной тяги двигателя, либо максимальное использование мощности СБ. Это достигается с помощью экстремального регулятора, который изменяет расход рабочего вещества (и разрядный ток СПД) таким образом, чтобы тяга СПД или мощность потребления от СБ были максимальными в каждый момент времени. Эффективное расходование рабочего вещества обеспечивается стабилизацией анодного напряжения СПД на максимально допустимом уровне. Предложены структурно-функциональные схемы СПУ, реализующие указанные способы управления ЭРДУ.

В последнее время при создании КА для исследования Солнечной системы и околоземного космического пространства в качестве маршевых двигателей для межпланетных перелетов и тяговых двигателей для перевода КА с одной орбиты на другую рассматривают электрореактивные двигательные установки (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД), обладающих высоким удельным импульсом [1, 2].

Существенное влияние на выходные и эксплуатационные характеристики ЭРДУ оказывает система питания и управления (СПУ), которая в общем случае выполняет следующие основные функции:

- прием и исполнение команд управления, поступающих от бортового вычислительного комплекса (БВК) и обеспечивающих подготовку и пуск СПД по заданной программе;

- контроль режима работы и стабилизацию или регулирование выходных параметров ЭРДУ;

- диагностику аварийных ситуаций и автоматическое восстановление работоспособности ЭРДУ включением резервных устройств вместо отказавших;

- сбор информации о работе комплекса СПУ-ЭРДУ и выдачу ее в БВК.

До сих пор ЭРДУ на базе СПД применялись в системах коррекции орбиты КА, где требовалась стабилизация тяги двигателя. СПУ здесь выполняла функции ограничения разрядного анодного напряжения при холостом ходе и тока при запуске двигателя и аномальных процессах в нем, а также стабилизации разрядного тока. Напряжение разряда при этом стабилизировалось аппаратурой регулирования и контроля (АРК), служащей первичным источником питания комплекса СПУ-ЭРДУ. Мощность АРК значительно превышала максимально допустимую для СПД в процессе всего срока эксплуатации, поскольку была рассчитана не только на ЭРДУ, но и на все бортовые потребители КА..

Электропитание ЭРДУ, используемых в качестве маршевых и тяговых двигателей, предполагается осуществлять непосредственно от солнечной батареи (СБ) [2]. Данный способ электроснабжения имеет ряд преимуществ:

- повышение помехозащищенности по

шинам питания ввиду отсутствия общих шин между СПУ и другими потребителями;

- возможность выбора оптимального для комплекса СПУ-ЭРДУ напряжения СБ;

- уменьшение потерь благодаря отсутствию промежуточных звеньев преобразования электроэнергии между СБ и СПУ.

Вместе с тем вследствие деградационных процессов, а также в зависимости от условий эксплуатации генерируемая мощность, напряжение СБ и ее ВАХ могут изменяться в больших пределах, поэтому перед СПУ ставятся альтернативные задачи: либо обеспечение максимальной тяги СПД, либо максимальное использование мощности СБ, но с обязательным условием - экономным расходованием рабочего вещества (РВ), поступающего в СПД.

Рассмотрим реализацию поставленных перед СПУ задач при нестабилизированном источнике питания разряда. На рис. 1 показаны ВАХ СБ, зависимости мощности, потребляемой двигателем (p), и тяги двигателя (f) от напряжения СБ, которые определяются по формулам:

$$p = i_{\text{СБ}} u_{\text{СБ}} = \frac{i_{\text{а}} u_{\text{а}}}{\eta_{\text{СПУ}}}$$

и согласно [3]

$$f = \sqrt{2 u_{\text{а}} i_{\text{а}} \dot{m} \eta_{\text{дв}}}\,, \qquad (1)$$

где $i_{\text{СБ}}$ и $u_{\text{СБ}}$ – ток и напряжение СБ;

$i_{\text{а}}$ и $u_{\text{а}}$ – ток и напряжение анода СПД;

$\eta_{\text{СПУ}}$ – КПД СПУ;

$\dot{m}$ – секундный расход РВ;

$\eta_{\text{дв}}$ – тяговый КПД двигателя.

В соответствии с результатами испытаний СПД [4] разрядный (анодный) ток равен расходу рабочего вещества, выраженному в токовых единицах (А):

$$i_{\text{а}} = \frac{\alpha e \dot{m}}{M}\,, \qquad (2)$$

где e и M – заряд и масса электрона;

α - коэффициент пропорциональности (в хороших двигателях значение α может быть очень близко к единице).

Подставляя уравнение (2) в формулу (1), получаем окончательное выражение для тяги

$$f = i_{\text{а}} \sqrt{2 u_{\text{а}} \gamma}\,,$$

где $\gamma = \eta_{\text{дв}} \dfrac{M}{\alpha e}$.

Как указано на рис.1, напряжения СБ, при которых достигается максимум p и f ($U^{p}_{\text{СБ}}, U^{f}_{\text{СБ}}$), не совпадают. Следовательно, возможны два способа управления маршевыми ЭРДУ на базе СПД: либо максимальный отбор мощности от СБ, либо обеспечение максимальной тяги двигателя.

Структурно-функциональная схема СПУ, реализующая данные способы, представлена на рис. 2. Регулирование максимальной мощности СБ и максимальной тяги двигателя осуществляется с помощью экстремального регулятора (ЭР), служащего для

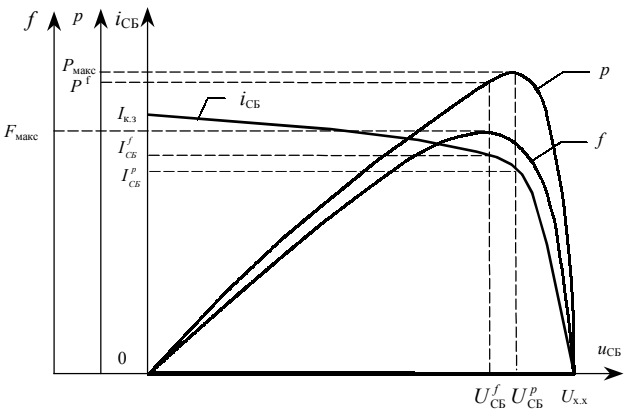


Рис. 1. Ток СБ, тяга и мощность потребления СПД в зависимости от напряжения СБ

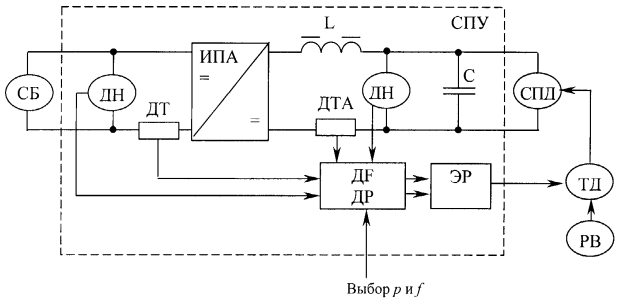


Рис. 2. Структурно-функциональная схема СПУ с экстремальным регулятором максимальной мощности или тяги двигателя:
ИПА – источник питания анода; ДТ, ДН – датчики тока и напряжения СБ; ДТА, ДНА – датчики тока и напряжения анода; ДР, ДF – датчики мощности и тяги; ЭР – экстремальный регулятор

определения рабочей точки на ВАХ, в которой энергия, генерируемая СБ, либо тяга СПД максимальна, при этом ЭР соответствующим образом воздействует на термодроссель (ТД), подающий РВ в двигатель. Если сравнить эти два способа управления ЭРДУ, то по расходу РВ более экономичен первый, так как $I_{СБ}^{p} < I_{СБ}^{f}$, а ток СБ прямо пропорционален току анода СПД и, в соответствии с уравнением (2), расходу РВ. Следовательно, обеспечение максимальной тяги двигателя применимо тогда, когда необходимо за возможно короткое время переместить КА в требуемую точку орбиты и когда имеется достаточный запас РВ и электроэнергии первичного источника.

Эти способы и реализующие их устройства по управлению тягой двигателя и отбору максимальной мощности от СБ разработаны в НПЦ «Полюс» (г. Томск) [5-7].

Сравним варианты питания СПД: стабилизированным, соответствующим максимально допустимому анодному напряжению двигателя, и нестабилизированным анодным напряжением. В качестве критерия оценки воспользуемся одним из основных показателей работы СПД – удельной тягой:

$$f_{уд} = \frac{f}{\dot{m}}. \qquad (3)$$

Подставляя уравнение (1) в формулу (3) и используя выражение (2), получаем

$$f_{уд} = \sqrt{2u_{а}K}, \qquad (4)$$

где $K = \eta_{дв}\dfrac{\alpha e}{M}$.

Из выражения (4) следует, что удельная тяга прямо пропорциональна $\sqrt{u_{а}}$. Следовательно, чем выше анодное напряжение, тем меньше расход РВ для создания одной и той же тяги. На рис. 3 представлены зависимости стабилизированного ($u_{а.с}$) и нестабилизированного напряжений анода, удельной тяги СПД и напряжения СБ от времени полета КА ($t_{п}$) при удалении его от Солнца ($u'_{а.нс}$, $f_{уд.нс}$, $u_{СБ}$) и при нахождении на околоземной орбите ($u_{а.нс}$, $f_{уд.нс}$, $u_{СБ}$). Экономия расходования РВ определяется отношением площади, ограниченной прямыми АВ и ВС и кривой $f_{уд.нс}''$ либо прямыми AD и АВ и кривой $f_{уд.нс}'$ к площади прямоугольника $0АВТ_{п.к}$. Например, при полете КА «Фобос-Грунт» к Марсу экономия РВ составляет 4-5 % [7].

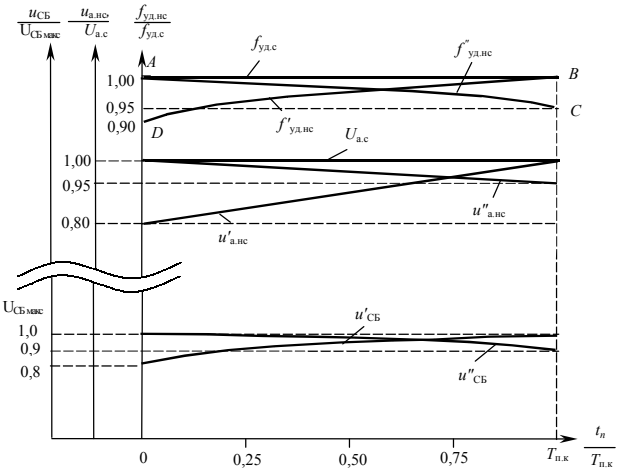


Рис. 3. Удельная тяга, напряжения анода СПД и СБ в зависимости от времени полета:
$f'_{уд.нс}$, $u'_{а.нс}$ и $u'_{СБ}$ - при удалении КА от Солнца и
$f''_{уд.нс}$, $u''_{а.нс}$ и $u''_{СБ}$ – при нахождении КА на околоземной орбите;
$T_{п.к}$ – конечное время полета

В связи с тем, что при полете КА «Фобос-Грунт» к Марсу мощность СБ уменьшается в два – два с половиной раза [8], перед СПУ остро ставится задача – максимальное использование мощности при создании суммарного импульса тяги СПД. Другими словами, СПУ должна регулировать входную мощность СПД ($p_{вх.СПД} = i_{а}u_{а}$) таким образом, чтобы мощность потребления от СБ в каждый момент времени была максимально возможной.

Поскольку $p_{потр} = \dfrac{p_{вх.СПД}}{\eta_{СПУ}}$, $\eta_{СПУ} = \text{const}$,

можно утверждать, что $p_{вх.СПД}$ и $p_{потр}$ находятся в прямой пропорциональной зависимости, поэтому оценку входной мощности двигателя можно проводить по мощности потребления от СБ.

На рис.4 представлены характеристики СБ: $i_{СБ} = f(u_{СБ})$ и $p_{СБ} = f(u_{СБ})$ в различных условиях эксплуатации, из которых следует, что мощность СБ, а следовательно, и входная мощность двигателя могут быть максимальными только при конкретных режимах работы СБ, т.е. в оптимальных точках ВАХ: a_1 ($I_{СБ1}$,

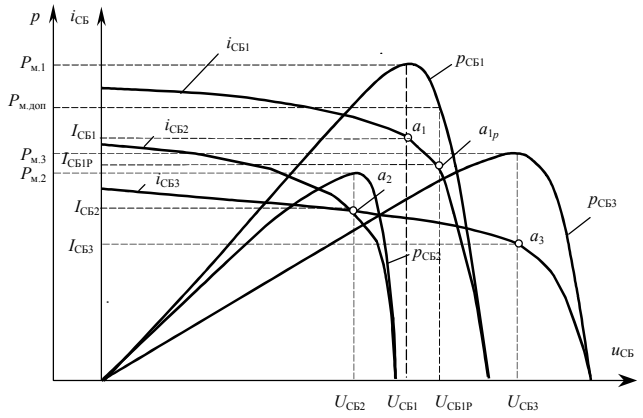


Рис.4. Характеристики СБ: $i_{СБ}=f(U_{СБ})$ и $P_{СБ}=f(U_{СБ})$ в различных условиях эксплуатации

$U_{СБ1}$), a_2 ($I_{СБ2}$, $U_{СБ2}$), a_3 ($I_{СБ3}$, $U_{СБ3}$).

Задача СПУ -- обеспечить работу двигателя в указанных выше точках ВАХ. Этого можно достигнуть поддержанием на максимальном уровне входной мощности двигателя, которую можно регулировать двумя параметрами -- $i_а$ и $u_а$. Однако с целью экономного расхода РВ согласно уравнению (4) необходимо поддерживать $u_а$ на максимальном уровне, т.е. равным максимально допустимому анодному напряжению двигателя.

Следовательно, обеспечить входную мощность двигателя, соответствующую оптимальной точке ВАХ, возможно только анодным током, т.е. изменением секундного расхода РВ с помощью термодросселя по сигналу с датчика тока анода, который пропорционален расходу РВ, при этом анодное напряжение СПД должно иметь максимально допустимое значение. В зависимости от мощности СБ должны быть сформированы два этапа ее регулирования.

На первом этапе мощность СБ превышает максимально допустимую входную мощность двигателя. В данном случае напряжение и ток анода стабилизируют на максимально допустимых для двигателя значениях. В результате в это время мощность СБ оказывается недоиспользованной на 25-17 % [8] (рис.5). Коэффициент использования мощности СБ можно увеличить параллельным включением двух двигателей с последующим отключением одного из них, когда мощность СБ становится равной или меньшей максимально допустимой входной мощности двигателя.

На втором этапе мощность СБ меньше максимально допустимой входной мощности двигателя. В этом случае напряжение анода стабилизируют на максимально допустимом для двигателя значении, а ток анода регулируют расходом РВ таким образом, чтобы мощность потребления от источника электропитания была максимальной. Зависимости $p_{СБ}$, $p_{потр}$, $u_а$, $i_а$ от времени приведены на рис. 5.

Электропитание на первом этапе показано на рис. 4 (см. характеристики СБ $i_{СБ1}=f(u_{СБ1})$ и $p_{СБ1}=f(u_{СБ1})$, где максимальная мощность СБ $P_{м.1}$ больше максимально допустимой входной мощности $P_{м.доп}$ и соответствует рабочей точке a_{1p} на ВАХ $i_{СБ1}=f(u_{СБ1})$ с параметрами $I_{СБ1Р}$ и $U_{СБ1Р}$). Вследствие деградационных процессов, как указывалось выше, мощность СБ уменьшается и становится меньше максимально допустимой входной мощности СПД. В этом случае электропитание двигателя осуществляется на рабочих точках a_2 на ВАХ $i_{СБ2}=f(u_{СБ2})$ с параметрами $I_{СБ2}$ и $U_{СБ2}$ и a_3 на ВАХ $i_{СБ3}=f(u_{СБ})$ с параметрами $I_{СБ3}$ и $U_{СБ3}$.

На рис. 6 приведена структурно-функциональная схема СПУ, обеспечивающей отбор от СБ максимальной мощности. Данная система разработана в процессе выполнения проекта «Фобос-Грунт» и работает следующим образом.

ИПА осуществляет стабилизацию анод-

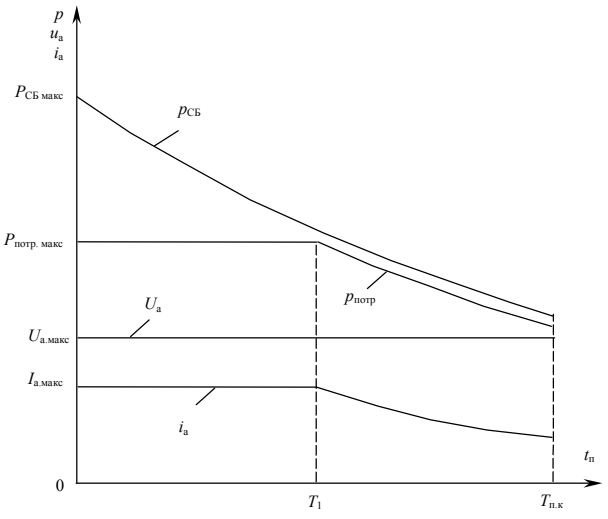


Рис.5. Мощность СБ ($p_{СБ}$), мощность потребления ($p_{потр}$), напряжение и ток анода СПД ($u_а$, $i_а$) в зависимости от времени полета

ного напряжения на уровне, равном максимально допустимому значению анодного напряжения СПД. После запуска (поджига) двигателя в цепи его питания возникает ток разряда (анода) I_a. Сигнал, пропорциональный анодному току, с датчика тока поступает на первый вход блока сравнения. На выходе датчика мощности, обрабатывающего информацию о напряжении и токе СБ, формируется напряжение, пропорциональное текущему значению потребляемой мощности. Это напряжение поступает на вход экстремального регулятора и пороговое устройство.

Пока мощность, генерируемая СБ, превышает максимально допустимую мощность двигателя, СПУ обеспечивает работу СБ в точке a_{1p} ВАХ (рис.4). ИПА с помощью контура обратной связи по току анода двигателя (ДТА, БС, УР, УФР и ТД) осуществляет стабилизацию тока анода на максимально допустимом для двигателя значении. При снижении мощности, генерируемой СБ, когда потребляемая мощность становится меньше максимально допустимой мощности двигателя, срабатывает ПУ и КЭ подключает второй вход БС к входу ЭР, выходное напряжение которого пропорционально мощности потребления и является эталонным для БС. ИПА с помощью описанного выше контура обратной связи по току анода двигателя стабилизирует ток анода на заданном уровне в каждый заданный момент времени.

Таким образом, применение ЭРДУ на базе СПД в качестве маршевых и тяговых двигателей КА требует от СПУ выполнения задачи обеспечения либо максимальной тяги, либо максимального использования СБ. Способ управления ЭРДУ с обеспечением максимальной тяги СПД применим там, где требуется за короткое время перемещение КА и имеется достаточный запас РВ и энергии первичного источника. Когда мощность СБ изменяется в больших пределах, рекомендуется применять способ управления ЭРДУ с максимальным использованием ее мощности, которое достигается регулированием анодного тока СПД. Экономный расход РВ достигается стабилизацией анодного напряжения СПД на максимально допустимом уровне.

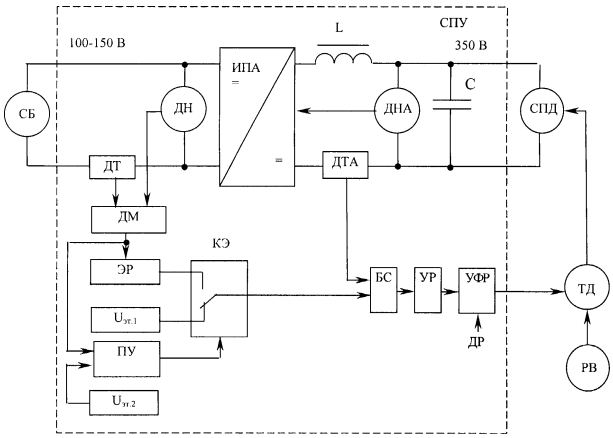


Рис. 6. Структурно-функциональная схема устройства СПУ по отбору от СБ максимальной мощности:
ИПА – стабилизированный источник питания анода; ДНА и ДТА – датчики напряжения и тока анода; ДН и ДТ –датчики напряжения и тока потребления СБ; ДМ – датчик мощности; ЭР – экстремальный регулятор; КЭ – коммутирующий элемент; ПУ – пороговое устройство; БС – блок сравнения; УР – усилитель рассогласования; ТД – термодроссель; $U_{эт.1}$ и $U_{эт.2}$ – эталонные напряжения, соответствующие максимальным значениям тока анода и входной мощности двигателя соответственно; УФР – устройство формирования режима ТД; ДР – дежурный режим

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Development of electric propulsion system based on SPT-140 «Phobos-Soil» mission / *G.A.Popov, V.A.Obukhov, M.S.Konstantinov, G.G.Fedotov, V.M.Murashko, B.A.Arkhipov, A.I.Koryakin, S.Yu.Pridannikov, M.B.Martinov, I.M.Morskoy* // 52nd International Astronautical Congress (1-5 Oct 2001, Toulouse, France). Paris, 2001. P.
2. Универсальный малый космический буксир с двигателями малой тяги / *Ю.Г.Егоров, В.М.Кульков, Г.А.Попов, В.А.Алмазов* //2-я Международная конференция – выставка «Малые спутники: Новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке». Секция 2: Средства выведения. Космические платформы. Королев, 2000.
3. *Глибицкий М.М.* Системы питания и управления электрическими двигательными установками на базе стационарных плаз-

менных двигателей. М.: Машиностроение. 1981. 80 с..
4. Разработка стационарного плазменного двигателя и его испытания на ИСЗ «Метеор» / *Л.А.Арцимович, И.М.Андронов, Ю.В.Есенчук и др.* // Изв. АН СССР. Космические исследования. 1974. Т. 12. Вып. 3. С. 451-459.
5. Решение о выдаче патента от 08.01.2003 по заявке № 2001117800 / 06 от 26.06.2001. МПК[7] F 03 H 1/00, H 05 H 1/54. 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.Горошков.*
6. Заявка № 2001127412 РФ МПК[7] F 03 H 1/00, H 05 H 1/54. 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.Горошков.* Заявл. 08.10.2001.
7. Пат. 2008524 РФ, (51)S F 03 H 1/00, H - 05 H 1/54. Способ электропитания электроракетных плазменных двигателей / *В.Н. Галайко, Н.М. Катасонов, А.И. Чернышев.* Изобретения. 1994. № 4.
8. Способы управления маршевыми электрореактивными двигательными установками на базе стационарных плазменных двигателей / *Ю.А.Шиняков, В.Н.Галайко, М.П.Волков, К.Г.Гордеев, И.Н.Горошков, В.А.Обухов* //Электронные и электромеханические системы и устройства: Сб. науч. трудов НПЦ «Полюс». Томск, 2001. С. 92-100.

CONTROL MEANS OF THRUSTER UNITS ON STATIONARY PLASMA THRUSTERS BASE AS SUSTAINER AND TRACTION THRUSTERS OF SPACE CRAFT

© 2003 Yu.A. Shinyakov[1] , V.N. Galayjko[1], M.P. Volkov [1], K.G. Gordeev[1], I.N. Goroshkov[2], V.A. Obukhov[3]

[1] NPC “Polyus”, Tomsk
[2] The S.A.Lavochkin’s NPO, Khimki;
[3] N I I PME MAI, Moscow

Are considered control means of thruster units (TU) on base of stationary plasma thrusters (SPT), used as sustainer and traction thrusters of the Space Craft (SC) under power supply from solar battery (SB) directly, generated power its is changed in large range. Supply and control systems of TU are differed importantly from used earlier in the SC orbit correction systems. In this case a new problem is solved: either supplying with thruster’s maximum traction or maximum using of SB power. It is reached by extreme regulator, which changes expenditure of working substance (and discharge current of SPT) up to maximum SPT traction or consumption power from SB in every time. Effective consumption of working substance is ensured by stabilization of SPT anode voltage at maximum permissible level. Are offered structural-functional diagrams of SPT, realizing stated control means of TU.