

# СТРАНИЦЫ ИСТОРИИ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ МЕТЕОРОЛОГИИ

УДК 551.5

## ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ «ЭЛЕКТРО-М» И «ЭЛЕКТРО-М1»

В. П. Ходненко

**Р**ассматриваются двигательные установки (ДУ), предназначенные для геостационарных КА «Электро-М» и «Электро-М1». На основании требований, анализа вида и величины возмущений, воздействующих на геостационарный КА, с учётом угла расходимости струи двигателя определён уровень управляющего усилия (тяги) ДУ. Для КА «Электро-М» и «Электро-М1» принята величина тяги ДУ равная 30 мН (3 г). Приведён сравнительный анализ различных типов реактивных двигателей и массовых характеристик ДУ на их основе. Показано заметное преимущество ДУ на базе стационарных плазменных двигателей (СПД) во всём рассматриваемом диапазоне суммарных импульсов тяги. ДУ КА «Электро-М» должна обладать суммарным импульсом тяги  $I_{\Sigma} = 524$  кНс, полной массой – 97 кг и энергопотреблением – 500 Вт (при работе одного двигателя коррекции – ДК) и 1000 Вт при работе двух ДК ДУ КА «Электро-М1» имеет, соответственно,  $I_{\Sigma} = 271$  кНс, массу 55 кг и энергопотребление 500 и 100 Вт. Выбран вариант компоновки двигателей на КА, определены временные интервалы работы ДУ для коррекции долготы и широты и точность поддержания положения КА в рабочей точке. Проведены оценки и показано, что загрязняющее воздействие на аппарат от работы СПД не наблюдается.

**Ключевые слова:** геостационарный, космический аппарат, двигательная установка, коррекция орбиты, величина тяги, расходимость струи, система коррекции и разгрузки, электротермический, термокаталитический двигатель, стационарный плазменный двигатель, суммарный импульс тяги, масса двигательной установки, воздействие струи, коэффициент распыления, загрязняющее воздействие.

Двигательная установка (ДУ) системы коррекции и разгрузки (СКР) предназначена для обеспечения коррекции параметров орбиты геостационарных космических аппаратов (КА), а также для создания реактивных управляющих моментов необходимых для работы системы ориентации (СО) данных КА [1].

СКР не имеет в своём составе средств для определения положения центра масс на орбите или положения осей КА в пространстве и работает исключительно по «разомкнутому» циклу, т. е. создаются управляющие усилия и моменты, величина и времена выдачи которых определяются наземными (НКУ) и бортовыми (БКУ) комплексами управления и системой ориентации и коррекции (СОК).

СКР на борту представлена двигательной установкой с блоком управления, обеспечивающим управление процессами включения-выключения двигателей и контроль их работы.

ДУ СКР выполняет функции формирования требуемых уровней управляющих усилий (тяг) и моментов при:

– сбросе начального кинетического момента КА, полученного в результате отделения его от ракеты-носителя (успокоение);

– проведении начальной коррекции орбиты КА с целью приведения его в рабочую точку (разовый режим по командам от НКУ);

– штатной коррекции параметров орбиты КА для обеспечения его заданного положения в рабочей точке (возможны варианты коррекции как отдельно по долготе, так и одновременно по долготе и широте);

– сбросе кинетического момента исполнительных органов системы ориентации (СО) – двигателей-маховиков в течение всего срока активного существования (штатная регулярная разгрузка по инициативе СОК).

### Предельные погрешности выведения КА «Электро-М» и «Электро-М1» (при прямой схеме выведения)

по периоду обращения	$\Delta T = 350$ с
по наклонению	$\Delta i = 9$ мин
по эксцентриситету	$\Delta e = 0,001$

### Параметры орбиты в точке «стояния» при штатной эксплуатации:

период обращения	$T = 86164 \pm 1$ с;
наклонение	$i = \pm 0,1$ град.
эксцентриситет	$e < 0,001$
долгота точки стояния на ГСО	$76^\circ$ в. д.
допустимое отклонение по долготе	$\pm 0,1$ град.

Масса КА «Электро-М» и «Электро-М1» составляет, соответственно, 870 кг и 450 кг.

Срок активного существования (САС) – не менее 10 лет.

Начальный кинетический момент КА «Электро-М», обусловленный отделением от ракеты-носителя, не более 45 Нмс, для КА «Электро-М1» – 25 Нмс.

Начальные угловые скорости КА по осям крена, рыскания и тангажа для КА «Электро-М» составляют 4 град./с, для КА «Электро-М1» – 2 град./с.

Погрешности в режиме штатной ориентации и стабилизации обоих КА не превышают по всем осям 0,05 град и  $5 \cdot 10^{-4}$  град./с соответственно.

### Выбор величины тяги ДУ

Коррекция орбиты геостационарного КА складывается из начальной коррекции, перемещения в заданную точку орбиты и поддержания положения аппарата в рабочей точке над поверхностью Земли.

В общем виде начальная коррекция связана с изменением периода обращения –  $\Delta T$ , наклона орбиты –  $\Delta i$ , эксцентриситета –  $\Delta e$  и переводом КА из точки выведения в точку «стояния».

Несферичность Земли по экватору приводит к колебаниям КА в западно-восточном направлении с амплитудой  $90^\circ$  и периодом свыше 3-х лет около ближайшей стабильной точки  $72,7^\circ$  или  $252,7^\circ$  восточной долготы.

Первоначальное направление и величина этих колебаний зависят только от долготы и положения КА и не превышают 0,44 градуса в день.

Для КА «Электро-М» и «Электро-М1» с точкой стояния  $76^\circ$  в. д. годовой прирост скорости, необходимой для компенсации смещения КА в восточном направлении, составляет  $\Delta V \sim 6$  м/с.

Горизонтальная составляющая ускорения силы тяги, приводящая к перемещению КА вдоль орбиты, аналитически выражается следующим образом:

$$\int_{\theta} = \frac{3G(I_2 - I_1)}{2R^4} \sin 2\theta, \quad (1)$$

где  $\int_{\theta}$  – горизонтальная составляющая ускорения, м/с<sup>2</sup>;  $G$  – постоянная всемирного тяготения,  $6,622 \cdot 10^{-11}$  м<sup>3</sup>/кгс;  $(I_2 - I_1)$  – разность экваториального и полярного моментов инерции Земли кгм<sup>2</sup>;  $R$  – радиус орбиты,  $4,21 \cdot 10^7$  м;  $\theta$  – угловое положение относительно большой оси Земли в плоскости экватора.

Численное значение величины  $\int_{\theta}$  составляет в нашем случае  $\sim 10 \cdot 10^{-7}$  м/с<sup>2</sup> с направлением на восток.

Для КА «Электро-М» массой 870 кг действующая в восточном направлении сила будет равна  $\sim 0,8 \cdot 10^{-3}$  мН, а для КА «Электро-М1» –  $\sim 0,46 \cdot 10^{-3}$  мН соответственно.

Своеобразие законов механики орбитального движения проявляется в том, что под действием силы, стремящейся сообщить ускорение в восточном направлении, КА будет дрейфовать в западном направлении.

Применительно к КА «Электро-М» и «Электро-М1» минимальная частота, с которой следует корректи-

ровать положение точки стояния, соответствует 15 – 30 суткам.

Более сильное влияние по сравнению с возмущениями в плоскости орбиты оказывают возмущения, действующие по нормали к ней. Эти возмущения, обусловленные влиянием Луны и Солнца, заставляют плоскость орбиты медленно поворачиваться относительно линии, примерно нормальной к плоскости эклиптики, в направлении, обратном движению КА.

Постепенный уход КА в направлении «Север – Юг» может быть скомпенсирован созданием управляющих воздействий по этому направлению при прохождении КА узловых точек орбиты.

Средняя амплитуда колебания геостационарного КА в указанном направлении составляет  $\sim 0,85^\circ$  в год.

Таким образом, колебательный дрейф геостационарного КА можно скорректировать путём приложения тяги нормально к плоскости орбиты в направлении «Север – Юг», когда КА проходит через экваториальную плоскость Земли (узлы) и симметрично относительно каждого из узлов.

Годовой прирост характеристической скорости  $\Delta V$ , необходимый для компенсации указанного дрейфа, применяется от 41 до 51 м/с циклическим образом.

В общем случае требуемый прирост скорости может быть определён следующим образом:

$$\Delta V = V_0 \Delta i \beta / \sin \beta, \quad (2)$$

где  $\beta$  – половинный угол действия тяги относительно узла;  $\Delta i$  – наклонение плоскости орбиты относительно экваториальной плоскости;  $V_0$  – орбитальная скорость.

Коррекция направления «Север – Юг» может осуществляться двумя различными способами:

- способ I – тяга  $F_1$  прикладывается в направлении «Север» и «Юг»;
- способ II – тяга  $F_2$  прикладывается в направлении «Север» или «Юг».

Выражение тяги для указанных случаев имеет вид:

$$\text{способ I} \quad F_1 = \frac{M_{\text{ка}} V_0 \omega \sum_{i=1}^n \Delta i}{4n \sin \omega \tau / 2n}; \quad (3)$$

$$\text{способ II} \quad F_2 = \frac{M_{\text{ка}} V_0 \omega \sum_i \Delta i}{2n \sin \omega \tau / 2n}, \quad (4)$$

где  $\tau$  – время работы ДУ;  $n$  – срок активного существования;  $M_{\text{ка}}$  – масса КА;  $\omega$  – орбитальная угловая скорость.

Анализ показывает, что предпочтительным является способ I с использованием двух пар двигателей, одна из которых создаёт импульс тяги в направлении «Север», другая в направлении «Юг».

Таким образом, каждый двигатель работает половину общего времени  $\tau$  ДУ.

Если тяга прикладывается в угле  $\pm\beta$  около каждого узла, то эффективная тяга  $F_{\text{эфф}}$ , необходимая для увеличения скорости  $\Delta V$  в направлении «Север – Юг», может быть довольно точно определена.

Принимая, что сила притяжения Луны и Солнца и масса КА постоянны,  $F_{\text{эфф}}$  определяется с достаточной точностью из следующего приближённого выражения:

$$F_{\text{эфф}} = \frac{\pi c M_{\text{ка}} V_0}{2 \sin \beta}, \quad (5)$$

где  $V_0 = 3,74$  км/с – орбитальная скорость;  $M_{\text{ка}}$  – масса КА в кг;  $c$  – годовой дрейф наклона орбиты град./год.

Фактор  $\sin \beta$  в этом выражении характеризует снижение эффективности тяги  $K_F$  с увеличением расстояния от узлов, где  $K_F$  зависит от отношения  $\sin \beta / \beta$ . При  $\beta = 30^\circ$  снижение эффективности тяги достигает не более 5%. Максимальное значение потери тяги составит  $\sim 37\%$  и соответствует углу  $\beta = 90^\circ$ .

Кроме того, необходимо учитывать ещё одно обстоятельство. В связи с тем, что для предотвращения или минимизации влияния выходной струи двигателя на солнечные батареи, двигатели должны устанавливаться на борту КА под некоторым углом  $\alpha$  к направлению «Север – Юг», что также снижает эффективность тяги.

С учётом угла установки двигателей  $\alpha$  дополнительное снижение эффективности тяги определяется фактором  $\cos \alpha$ .

Тогда окончательное значение коэффициента эффективности тяги станет равным:

$$K'_F = \cos \alpha \sin \beta / \beta. \quad (6)$$

Как было отмечено выше, более эффективным является высокое значение тяги. Однако, кроме высокого значения тяги электроракетного двигателя (ЭРД), при повышении его эффективности, должны учитываться и другие факторы, и в первую очередь повышенное энергопотребление.

Минимальный же уровень тяги  $F_{\text{min}}$  (теоретический) может быть получен из уравнения (5) при  $\beta = 90^\circ$ . При этом тяга должна прикладываться постоянно на каждом витке.

Для  $c = 0,9$  ( $\Delta V = 50$  м/с)  $F_{\text{min}} = 2,17$  мН (0,22 г) для  $M_{\text{ка}} = 870$  кг («Электро-М») и  $F_{\text{min}} = 1,12$  мН (0,12 г) для  $M_{\text{ка}} = 450$  кг («Электро-М1»).

Если вектор тяги отклонён на угол  $\alpha = 30^\circ$  и  $45^\circ$  относительно направления «Север – Юг», то значения  $F_{\text{min}}$  увеличиваются соответственно: 2,5 мН и 1,3 мН для  $\alpha = 30^\circ$ ; 3,1 мН и 1,6 мН для  $\alpha = 45^\circ$ .

При выборе уровня тяги необходимо также исходить из допустимого ресурса двигателя. При использовании пары двигателей, как говорилось выше, ресурс каждого двигателя может быть снижен в 2 раза и составляет  $\tau/2$ . Соотношение между тягой, временем работы двигателя и углом  $\beta$  можно получить из уравнения (5) с учётом выражения  $M_{\text{ка}} n \Delta V = F_{\text{эфф}} \cdot \tau$  и  $\tau = N t n$ , где  $N$  – число дней в году, в которые проводится коррекция;  $t$  – полное время работы двигателя в день и  $n$  – срок активного существования КА.

Принимая во внимание, что  $t = 24$  (4 $\beta$ /360) ч, можно определить значение  $t$  как функцию от  $\beta$ , а затем, используя выражение  $M_{\text{ка}} n \Delta V = F_{\text{эфф}} \leftarrow \tau$  можно найти эквивалентные значения  $F_{\text{эфф}}$  и  $\tau$ .

Действительное значение тяги  $F$  может быть получено из выражения  $F_{\text{эфф}} = K'_F \cdot F$ , где  $K'_F$  определяется уравнением (6).

Из уравнения (6) следует, что при малых значениях  $\beta$  ( $\leq 5$  град.) отношение  $\sin \beta / \beta \approx 1$  и величина  $K'_F$  определяется в основном значением угла  $\alpha$ .

Для того, чтобы окончательно определить эффективное значение тяги необходимо выбрать угол установки двигателей  $\alpha$ , для чего рассмотрим ниже вопрос расходимости струи.

### Влияние расходимости струи на выбор величины тяги

В определённые периоды времени взаимное расположение Солнца, Земли и геостационарного КА становится таким, что вращающийся вокруг оси  $Y$  панели солнечных батарей (СБ) должны пересекать плоскость установки двигателей. Степень влияния струи двигателя СБ в большей степени зависят от размеров, формы панелей СБ и расходимости струи при конкретном их взаимном расположении.

Чтобы избежать воздействия струи на СБ, СПД-60 должен быть включён в тот момент, когда угол между панелью СБ и плоскостью расположения двигателя становится меньше заданного угла  $\pm \Psi$  (рис. 1) или при компоновке должна быть обеспечена свободная зона истечения струи.

Естественно, что второй случай является более предпочтительным. Для выбора оптимального взаимного расположения СПД и панелей СБ

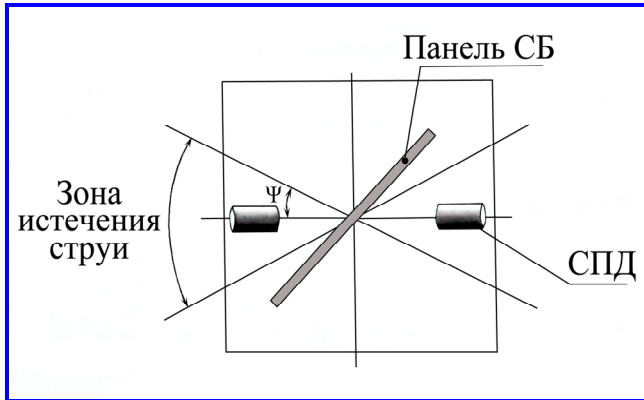


Рис. 1. Относительное расположение двигателей и панелей СБ

необходимо знать параметры истекающей из двигателя струи, в первую очередь, угловую расходимость.

Зная выходные параметры СПД можно провести оценки распределения концентрации ионов, и тем самым в силу квазинейтральности плазмы – концентрацию электронов  $n_e$  в потоке, истекающем из двигателя.

Среднему значению разрядного тока СПД мощностью  $\sim 400 - 500$  Вт, равному  $\sim 2,3$  А (при полном ионном токе из двигателя, составляющем, по оценкам,  $2/3$  разрядного тока) соответственный поток ионов  $N = 10^{19}$  шт/с, с другой стороны средняя скорость ионов равна  $V = 1,2 \cdot 10^4$  м/с.

Две полученные величины  $N$  и  $V$  вместе с относительным распределением потока быстрых частиц (в космосе ионов) по радиусу полностью определяют распределение  $n_e(r, z)$ , где  $r$  – радиус, перпендикулярный оси СПД;  $z$  – координата вдоль оси СПД, отсчитываемая от условного фокуса, из которого выходят все ионы.

Тогда  $n_e(r, z) = n_o \int(r)$ , где  $n_o$  – плотность электронов (ионов) в центре струи;  $\int(r)$  – относительное распределение потока быстрых частиц на расстоянии;  $z_o$  – распределение скорости по радиусу не учитывается.

Функция  $\int(r)$  даётся в табл. 1.

Таблица 1

$r, \text{ см}$	0	0,1	0,2	0,3	0,4	0,5	0,6	0,7	0,8
$\int(r)$	1	0,98	0,84	0,575	0,395	0,305	0,285	0,215	0,180
$r, \text{ см}$	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7
$\int(r)$	0,160	0,140	0,120	0,10	0,09	0,075	0,065	0,055	0,045
$r, \text{ см}$	1,8	1,9	2,0	2,1	2,2	2,3	2,4	2,5	2,6
$\int(r)$	0,038	0,029	0,023	0,016	0,01	0,003	0	–	–

Полный ток  $N$  выражается в зависимости от  $\int(r)$  следующим образом:

$$N = 2\pi V n_o \int_0^R r \int(r) dr. \quad (7)$$

Из уравнения (7) определяется величина  $n_o = 6,0 \cdot 10^{10}$  шт/см<sup>3</sup>.

Учитывая, что частицы потока разлетаются по прямым линиям, для любого расстояния  $Z$  (без учёта рекомбинации) можно получить следующее распределение

$$n_e(r, z) = n_o \left(\frac{z_o}{z}\right)^2 \cdot \int\left(r \frac{r_o}{z}\right). \quad (8)$$

Формула (8) применима к расстояниям  $z > z_o$ , в то время как при  $z < z_o$  радиальное распределение должно заметно изменяться.

Оценки, проведённые с использованием зависимости (8), дали угол расходимости струи СПД-60 на уровне  $\approx 40 - 50^\circ$ .

В наземных экспериментах была показана справедливость модели бесстолкновительного расширения струи плазмы и возможность использования результатов для оценки параметров струи в космических условиях.

По результатам эксперимента, полуугол разлёта струи, определённой по величине ионного тока, составит  $\sim 45^\circ$  и характеризует некоторые угловые границы струи.

При этом эффективный полуугол расхождения струи, соответствующий равномерной по сечению струи плоскости тока, оказался равным  $20^\circ$ .

Эти результаты хорошо согласуются с результатами, полученными в других экспериментах, где угол расходимости струи на уровне 90% ионного тока составил  $\sim 43^\circ$ , а значительная часть ионного потока ( $\sim 75\%$ ) заключена в угле  $\sim 20^\circ$ .

Приведённые выше результаты относятся к следующим режимам работы СПД: разрядное напряжение  $V_p = 150 - 200$  В, расход р. т. –  $x_{em} = 2 - 3$  мг/с.

Опасной можно считать зону внутри конуса с вершиной, расположенной в месте крепления двигателя, и осью, совпадающей с осью двигателя и полууглом при вершине  $\sim 20^\circ$ . Так, если принять в качестве предельно допустимой плотности тока  $j_i = 0,25$  А/м<sup>2</sup>, то для СПД с параметрами, указанными выше, эта зона будет иметь вид, представленный на рис. 2.

Таким образом, на основании изложенного, угол установки двигателей  $\alpha$  принимается равным  $30^\circ$  и  $45^\circ$  (с некоторым запасом).

Выбрав возможные углы установки двигателей, были проведены оценки действительного значения тяги  $F$  двигателей для КА «Электро-М» и «Электро-М1».



Расчёты показали, что для  $n = 10$  лет ( $N = 365$  дней и  $\Delta V = 50$  м/с)  $\alpha = 30^\circ$  и  $45^\circ$ ,  $M_{ка} = 870$  кг и реально-го ресурса двигателей  $\approx 2500$  ч, значение  $\beta$  должно составлять  $\approx 2,5^\circ$  и  $3^\circ$ , и величина  $F$  порядка 30 мН (3 г), а для  $M_{ка} = 450$  кг значение  $\beta$ , соответственно,  $-1,3^\circ$  и  $1,5^\circ$ , а  $F = 20$  мН (2 г).

Принимая во внимание желание унифицировать КА «Электро-М» и «Электро-М1» в части ДУ СКР, окончательно выбирается действительное значение тяги двигателей  $F = 30$  мН (3 г).

### Выбор двигательной установки СКР

При выборе типа СКР определяющими являлись требования обеспечения заданных параметров, высокой надёжности и минимальной массы ДУ при заданной электрической мощности системы электроснабжения.

Оптимизация решения по минимуму массы при выборе типа ДУ требует, чтобы увеличение удельного импульса и связанные с ним усложнения конструкции снижали массу ДУ без снижения надёжности.

В самом начале XXI века для реального применения в ДУ СКР КА «Электро-М» и «Электро-М1» могут быть рассмотрены несколько типов двигателей малой тяги (ДМТ):

- газореактивные на холодном газе (только для начального успокоения КА);
- стационарные плазменные двигатели (СПД) на ксеноне;
- аммиачные электронагревные двигатели (ЭНД);
- термokatалитические двигатели (ТКД) на гидразине;
- комбинация двигателей: СПД для решения задач коррекции по наклонению и аммиачные ЭНД – для остальных задач;
- комбинация двигателей: СПД для решения задач коррекции по наклонению и гидрозивные ТКД – для остальных задач;

Двигатели, использующие энергию сжатого газа, истекающего при температуре окружающей среды, наиболее просты. Основной недостаток, ограничивающий применение газореактивных двигателей на холодном газе, сравнительно невысокая экономичность (малый удельный импульс).

В качестве рабочего тела в таких двигателях применяются обычно такие газы, как воздух, азот, аммиак и т. д.

С удельным импульсом  $I_{уд} = (400 - 700)$  Нс/кг ЭНД относится к классу электротермических двигателей, в которых нагрев р. т. осуществляется за счёт джоулева тепла, выделяющегося в твёрдом тугоплавком полупроводнике при протекании тока. В ЭНД используется газодинамический способ создания тяги, и они имеют удельный импульс на уровне (2300 – 2700) Нс/кг.

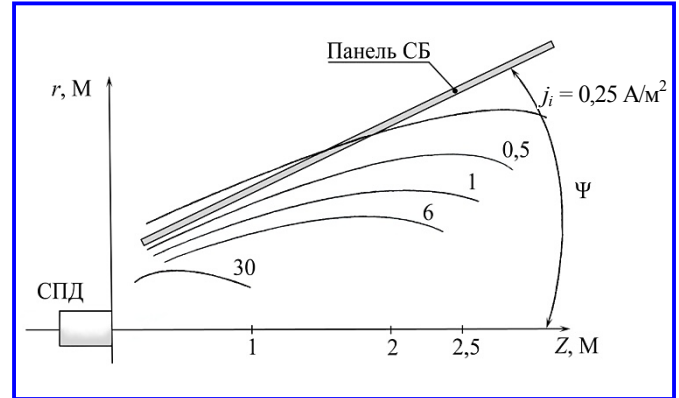


Рис. 2. Линии равной плотности тока в струе СПД

В термokatалитических двигателях (ТКД) на гидразине происходит разложение р. т. С выделением тепла. Продукты реакции, расширяясь в сопле и истекая, создают тягу. ТКД на гидразине обладают достаточно простой конструкцией и рабочим процессом и удельный импульс составляет 2000 – 2300 Нс/кг.

В стационарных плазменных двигателях ионы ксенона ускоряются в электрическом поле с последующей нейтрализацией ионного пучка.

Более подробно схема и принцип действия СПД изложены ниже. СПД обладает удельным импульсом – 1200 – 2000 Нс/кг.

Сравнительные характеристики различных типов двигателей, которые могут рассматриваться в качестве основных для применения в ДУ СКР КА «Электро-М» и «Электро-М1», приведены в табл. 2.

Анализ данных в табл. 1 показывает, что СПД является наиболее подходящим двигателем для решения задач коррекции и разгрузки КА «Электро-М» и «Электро-М1», обладая высоким удельным импульсом, приемлемыми ценной тяги и массоэнергетическими характеристиками.

Перспективность использования СПД базируется на достигнутых характеристиках двигателя и реально существующей возможности их улучшения. Кроме того, степень отработанности СПД в составе КА также является фактором, определяющим перспективность их применения.

Принципиальная схема СПД показана на рис. 3. Основными элементами двигателя являются: коксиальная магнитная система 1 с катушками намагничивания; кольцевая диэлектрическая камера 2, расположенная между полюсами магнитной системы; анод 3, являющийся одновременно газораспределителем; магистраль подачи основного расхода р. т. 4.

Катод-компенсатор (К-К) 5 расположен вблизи среза канала. Магнитная система создаёт в объёме ускорительного канала реальное магнитное поле  $H$  (рис. 3).

Таблица 2

Сравнительные характеристики двигателей малой тяги

Параметр	ТКД на гидразине	ЭНД на аммиаке	ЭНД-15 на аммиаке	СПД-50 на ксеноне	СПД-60 на ксеноне
Тяга, Н	0,1	0,05	0,15	0,02	0,03
Нестабильность тяги, %	8	10	10	5 – 10	5 – 10
Энергопотребление, Вт	20	600	600	350	500
Удельный импульс, Нс/кг(с)	2200 (220)	2700 (270)	2700 (270)	$1,3 \cdot 10^4$ (1350)	$1,4 \cdot 10^4$
Цена тяги, Вт/мН	~1	4	4	17,5	17
Тяговый КПД	0,8	0,3	0,3	0,35	0,37
Импульс воздействия	0,03	0,02 – 0,03	0,03 – 0,05	$(1-2) \cdot 10^3$	$2 \cdot 10^{-3}$
Время подготовки, с	–	–	–	50*	50**
Время включения, с	0,6	≤ 1	≤ 1	0,01 – 0,1	0,01 – 0,1
Ресурс, ч	50	-	200	2250**	2500**
Масса, кг	0,25	0,3	0,4	0,8	1,2

Примечание: \*время подготовки определяется способом запуска двигателя и при импульсном (холодном) запуске может отсутствовать; \*\*ресурс, подтвержденный к началу XXI столетия.

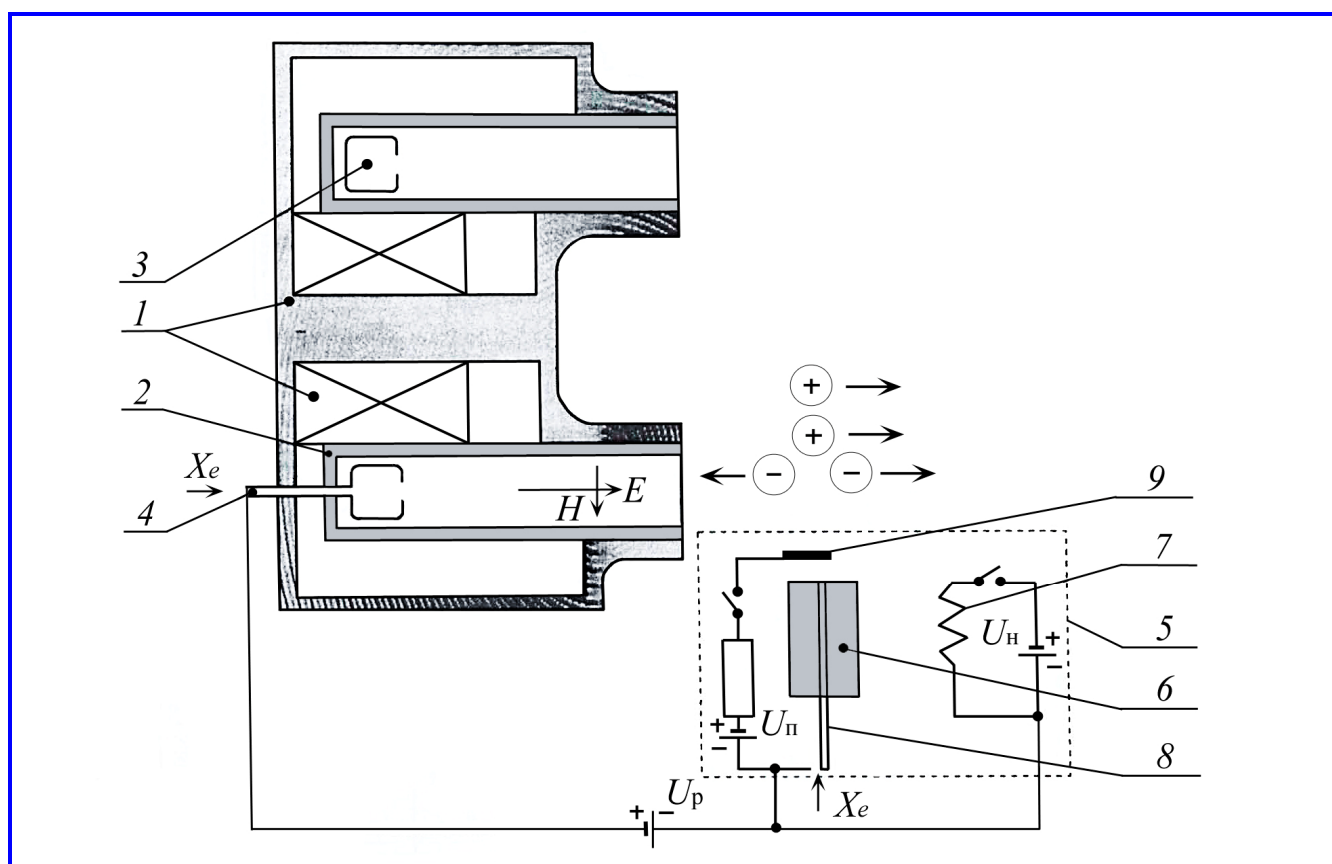


Рис. 3. Принципиальная схема СПД

Питание катушек намагничивания осуществляется обычно от основного источника при включении катушек в разрядную цепь последовательно, что позволяет, применительно к СПД, сократить число каналов электрического питания двигателя.

В качестве К-К обычно используется газоразрядный источник электронов. Он включает: эмит-

тер электронов 6 из гексаборида лантана, дающего значительную термоэмиссию нагревателя 7, а также магистраль подачи ртутью 8. Зажигание разряда определяется с помощью поджигающего электрода 9. Как правило КК работает в авторежиме, т. е. температура поддерживается за счёт мощности разряда. Горение разряда обеспечивается приложенным меж-

ду катодом и анодом напряжением, образующим продольное электрическое поле  $E$ . Разряд, горящий в скрещённых  $F \times H$  полях, обеспечивает ионизацию р. т. – ксенона.

Р. т. подаётся через полость анода в кольцевой канал, где происходит ионизация газа электронным ударом. Электроны плазмы замагничены и дрейфуют в скрещённых полях по азимуту. Воздействие магнитного поля на ионы слабее, так что они практически ускоряются только под влиянием электрического поля вдоль ускорительного канала. На протяжении всего канала положительный объёмный заряд ионов скомпенсирован электронами, что позволяет ускорить ионы в нейтральной плазме.

В связи с этим СПД может работать при достаточно высоких плотностях тока. Кроме того, геометрические размеры СПД могут быть уменьшены, что приводит к увеличению отношения мощности в струе к массе двигателя. К-К обеспечивает необходимое количество электронов для объёмной и токовой компенсации. Выходящий полностью скомпенсированный поток плазмы создаёт тягу.

Характерным в СПД является то, что плотность тяги пропорциональна квадрату напряжённости магнитного поля, поэтому абсолютная величина тяги в таких двигателях может быть гораздо выше, чем в классических электростатических двигателях, типа ионных.

СПД в принципе является широкодиапазонным и легко управляемым двигателем, позволяющим даже в одном типоразмере обеспечить изменение величины тяги и удельного импульса в довольно широких пределах простым изменением электрических параметров и расхода р. т.

Физические процессы в СПД позволяют за счёт выбора р. т. менять в широких пределах скорость истечения, и в то же время использовать сравнительно узкий диапазон разрядных напряжений.

Как показывает анализ, СПД целесообразно использовать в прецизионных системах ориентации высокоорбитальных КА ( $R_{орб} \geq 15 \cdot 10^3$  км) для создания стабильных по значению (не хуже 5 – 10 %) управляющих моментов на уровне  $(1,5 - 3) \cdot 10^{-2}$  Н·м. В таком случае использование магнитного поля Земли для создания управляющих моментов не эффективно.

СПД хорошо дополняют двигатели-маховики при использовании их для сброса кинетического момента благодаря сравнительно низкому значению (не более 0,05 Н) и высокой стабильности (~ 5%) тяги.

### Массовые характеристики ДУ

Двигательная установка СКР для выполнения необходимых корректирующих моментов должна

обладать следующим суммарным (полным) импульсом тяги:

$$I_{\Sigma} = M_{ка} \sum_j \Delta MV_j n, \quad (9)$$

где  $j$  – индекс корректирующего маневра;  $M_{ка}$  – масса КА;  $\Delta V_j$  – приращение скорости КА за год;  $n$  – срок активного существования КА в годах.

Уравнение (9) справедливо, если в первом приближении принять, что величина  $M_{ка}$  остаётся постоянной в течение всего срока активного существования (САС) КА.

Точное уравнение, связывающее суммарный импульс тяги с приращением скорости должно иметь следующий вид:

$$I_{\Sigma} = M_{ока} \Delta V [1 - 1/2 \frac{\Delta V}{V_e} + \frac{1}{6} (\frac{\Delta V}{V_e})^2 - \dots], \quad (10)$$

где  $M_{ока}$  – начальная масса КА;  $V_e$  – истечения р. т.;  $\Delta V$  – приращение скорости.

Однако, поскольку рассматривается применение двигателей (в основном электроракетных) с высоким удельным импульсом, можно использовать уравнение (9).

Для геостационарных КА «Электро-М» и «Электро-М1» с долготой точки «стояния»  $76^\circ$  в. д. приращение характеристической скорости составляет:

- для начальной коррекции при переводе КА из точки выведения в точку «стояния» –  $\Delta V_1 = 30$  м/с;
- для коррекции долготы –  $\Delta V_2 = 6$  м/с в год;
- для коррекции наклона –  $\Delta V_3 = 50$  м/с в год.

Для САС 10 лет и массы КА 450 кг и 870 кг суммарный импульс тяги ДУ коррекции  $I_{\Sigma}$  составит, соответственно, 265,5 кНс и 513 кНс.

Необходимый суммарный импульс тяги ДУ ориентации СКБ для начального успокоения и штатной разгрузки двигателей-маховиков для  $M_{ка} = 450$  кг составит 0,035 кНс и 5,2 кНс, а для  $M_{ка} = 870$  кг, соответственно, 0,065 кНс и 10,5 кНс.

Масса двигательной установки определялась следующим образом:

$$m_{ду} = \frac{I_{\Sigma}}{I_{уд}} (1 + K_{сст}) + p m_{дв} + m_{кэ} + m_{бу}, \quad (11)$$

где  $I_{\Sigma}$  – суммарный импульс тяги;  $I_{уд}$  – удельный импульс тяги;  $K_{сст}$  – коэффициент, учитывающий долю конструкции системы хранения и подачи р. т. в общей массе ДУ;  $p$  – количество двигателей;  $m_{дв}$  –

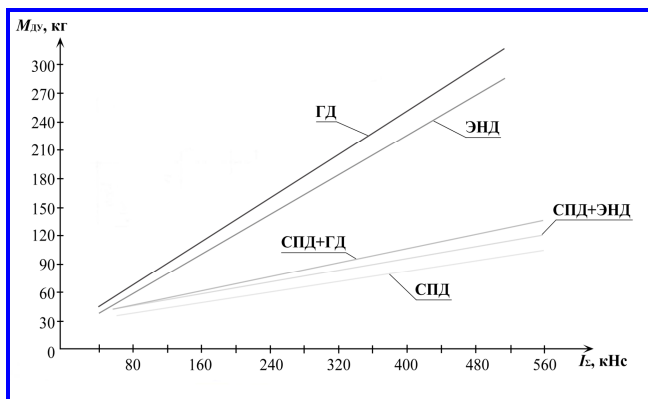


Рис. 4. Зависимость массы ДУ от суммарного импульса тяги

Таблица 3

Тип ДУ коррекции	Масса двигательной установки				
	ТКД К-10 на гидразине	ЭНД-5 на аммиаке	Комбинированные		
			СПД-60 (x <sub>e</sub> )	СПД (x <sub>e</sub> )	СПД (x <sub>e</sub> )
Суммарный импульс тяги, кНс			ГРС ускор. (x <sub>e</sub> )	ТКД (N <sub>2</sub> H <sub>4</sub> )	СПД (NH <sub>3</sub> )
271	173	147	55	82	78
524	325	275	97	118	115

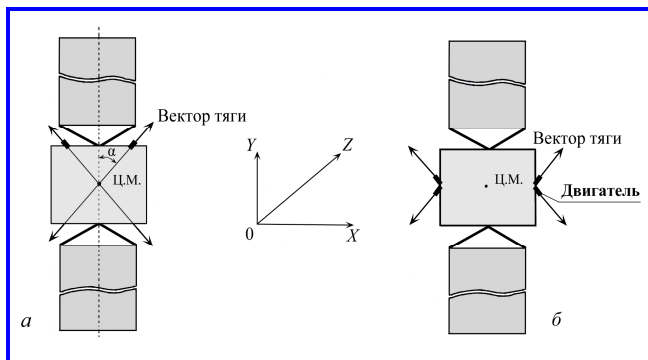


Рис. 5. Схема расположения двигателей на КА

масса двигателя;  $m_{кз}$  – масса конструкционных элементов;  $m_{бу}$  – масса блоков управления.

Первый член приведённого выражения определяет полную массу системы хранения и подачи р. т. и, следовательно, двигатели с большим удельным импульсом, что позволяет уменьшить запас р. т. и, соответственно, массу двигательной установки в целом.

В табл. 3 приведены значения полной массы ДУ для значений суммарных импульсов тяги, определённых применительно к КА «Электро-М» и

«Электро-М1», для различных типов двигателей (см. табл. 2) и их комбинаций, а масса ДУ в зависимости от суммарного импульса тяги.

Анализ данных табл. 3 показывает заметные преимущества по массе ДУ на базе СПД (с двигателями на сжатом газе в системе успокоения КА) перед ДУ других типов, несмотря на некоторый проигрыш по энергопотреблению (см. табл. 2).

Рис. 4, на котором представлена зависимость  $M_{ДУ} = \int(I_{\Sigma})$ , отчётливо показывает явное преимущество в массовом отношении ДУ на базе СПД.

В целом выбор типа и характеристик ДУ существенно влияет на конструктивно-компоновочный и структурный облик КА и требует конкретного учёта многих факторов.

В итоге целесообразным представляется применение единой системы управления и коррекции параметров орбиты и для стабилизации пространственного положения КА. Поэтому для целей разгрузки двигателей-маховиков принято применение тех же двигателей, что и для коррекции, а именно СПД-60.

### Компоновка двигателей

Из рассмотрения возможных вариантов компоновки двигателей на КА следует, что наиболее приемлемым является расположение двигателей, представленное на рис. 5.

Схема расположения (рис. 6) представляет интерес с точки зрения исключения влияния струи на солнечные батареи, так как конструкция КА экранирует панели СБ ввиду того, что векторы отдельных двигателей не проходят через центр масс КА.

Однако только в случае схемы (а) вектор тяги любого двигателя может проходить через центр масс КА, минимизируя возмущающие моменты, действующие на КА, которые могут возникать из-за углового отклонения вектора тяги, разнотяговости двигателей и смещения центра масс КА.

Таким образом, схема (а) рассматривается в дальнейшем как основной вариант расположения СПД на КА «Электро-М» и «Электро-М1».

При этом необходимо определить положение двигателей: или они должны располагаться в плоскости YOZ с расположенным в ней радиусом-вектором КА – Земля (рис. 6, а), или в плоскости YOX, содержащей вектор орбитальной скорости и перпендикулярной плоскости YOZ (6, б).

Для СПД-60 допустимое отклонение вектора тяги составляет  $\leq 1^\circ$  в полуугле раствора конуса. Если возмущения создаются при работе двух пар двигателей, и при этом они не скомпенсированы, то среднее значение прироста скорости в день даёт величину  $8,2 \cdot 10^{-4}$  м/с.



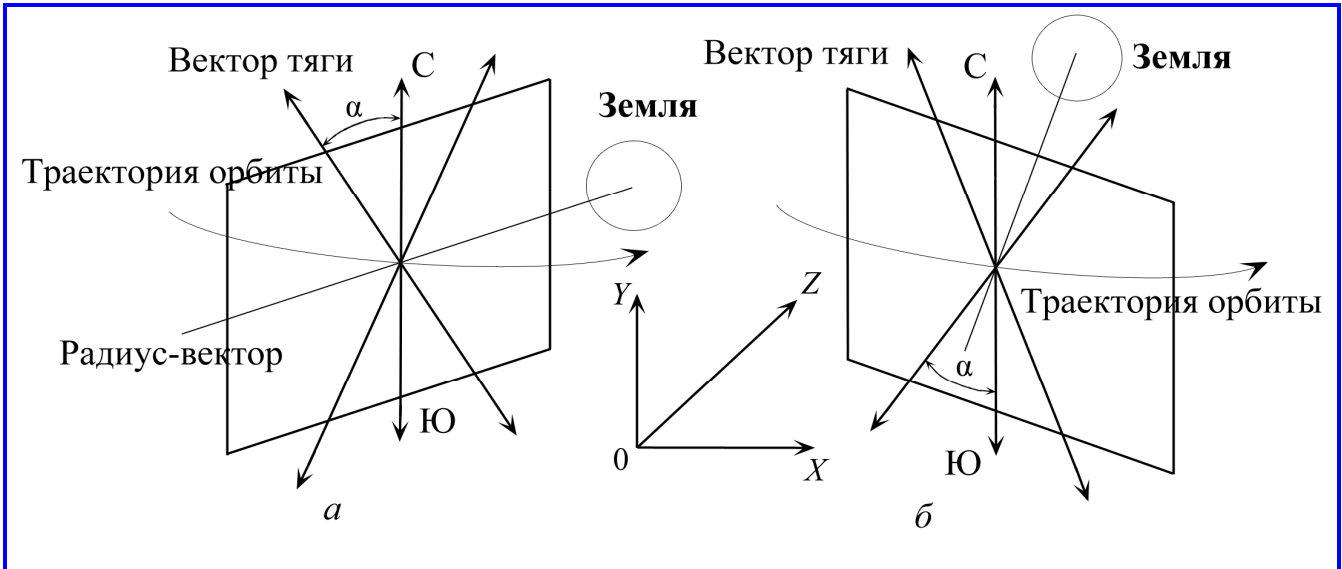


Рис. 6. Возможные направления векторов тяги при коррекции положения геостационарного КА

При этом необходимо учитывать разнотяговость одной пары и тогда среднее увеличение скорости в результате работы обеих пар двигателей составит величину  $2,3 \cdot 10^{-3}$  м/с в день. Суммарный же прирост орбитальной скорости составит  $\Delta V = 2,9 \cdot 10^{-3}$  м/с.

Это увеличение скорости может происходить в направлении радиуса-вектора Земли или тангентиально к траектории орбиты в зависимости от схемы расположения двигателей.

Тангентиальное возмущение большой полуоси «а» даёт прирост  $\Delta a = 2\Delta V/\omega = 80$  м.

Это увеличение большой оси приведёт к долготному дрейфу, равному 0,001 град./день.

Изменение эксцентриситета будет иметь значение  $\Delta e = 2\Delta V/V_0 = 1,89 \cdot 10^{-6}$ , что приведёт к ежедневным вибрациям около основной долготы КА, составляющим  $\sim 0,00022$  град., которыми в первом приближении можно пренебречь.

Анализ показал, что эффект пары сил может приводить к изменению большой полуоси орбиты и, следовательно, к скорости долготного дрейфа КА. Если положение «Запад – Восток» поддерживается независимо, то ежедневное воздействие парой сил для осуществления направления «Север – Юг» может приводить к заметному дрейфу КА, и это надо учитывать при планировании стратегии манёвров.

В случае, если прирост  $\Delta V$  осуществляется чисто в радиальном направлении, то  $\Delta a$  выражается следующим образом:

$$\Delta a = \frac{2e}{\omega\sqrt{1-e^2}} \Delta V \sin U,$$

так как  $e \leq 1$ , то  $\Delta a \approx \frac{2e}{\omega} \Delta V \sin U$ ,

где  $U$  – истинная аномалия, к которой прикладывается импульс.

Для оценок можно принять  $|a|_{\max} = \omega \frac{ze\Delta V}{\omega} I$ .

Так как эксцентриситет для околокруговых геостационарных орбит  $e \ll 1$ , то изменение большой оси мало, и им можно пренебречь в схеме (а) рис. 5.

Изменение эксцентриситета, в этом случае, незначительно и составляет  $|\Delta e| = 0,95 \cdot 10^{-6}$ . Оценки показывают, что в схеме расположения двигателей (б) орбитальные возмущения из-за отклонений в работе двигателя необходимо корректировать.

Вышеприведённый анализ можно отнести к случаю, когда один двигатель из пары не работает. В результате изменение большой полуоси составит  $-0,55$  км и скорость долготного дрейфа  $-0,0076$  град. в день, что существенно сказывается на точности поддержания положения «Запад – Восток».

Предпочтительнее оказывается схема установки при которой двигатели размещаются в плоскости  $YOZ$ , содержащей радиус-вектор к Земле. Это даёт, в частности преимущество в массе используемого рабочего тела.

Такой вариант расположения двигателей оказывается предпочтительным и в том случае, когда коррекция долготы осуществляется независимыми двигателями, так как при таком расположении двигателей (рис. 6) эффективность их работы для коррекции направления «Восток – Запад» низка.

В случае использования только четырёх двигателей как для коррекции широты, так и долготы

предпочтительней является схема расположения рис. 6 по вышеуказанным обстоятельствам.

Схема установки двух пар двигателей (СПД) на КА показана на рис. 7. Значение угла  $\alpha$  выбрано равным  $45^\circ$ . Однако с учётом снижения в данном случае эффективного значения тяги, в дальнейшем необходимо рассмотреть вариант компоновки двух пар двигателей при  $\alpha = 30^\circ$  для коррекции только для положения по широте и использования отдельно двух двигателей коррекции долготы.

Использование четырёх двигателей СПД-60 1-4 (рис. 7) может обеспечить поддержание положения КА «Электро-М» и «Электро-М1» в двух направлениях по долготе и широте. При этом, как уже отмечалось ранее, коррекция по широте должна осуществляться одновременным включением пары двигателей коррекции долготы может осуществляться как включением одного, так и пары двигателей.

Принципиально возможны два способа осуществления коррекции положения КА.

При первом (обычном) способе. Коррекция может проводиться 1 – 2 раза в месяц по мере приближения КА к границам зоны удержания по долготе и широте в течение суток.

Второй способ коррекции реализуется ежесуточно на малых временных интервалах. При этом имеется выигрыш в запасе р. т. и общая продолжительность коррекции сокращается приблизительно в 1,5 раза.

Предварительный анализ показывает, что предпочтительным является второй способ коррекции не только по указанным выше причинам, но также из-за того, что первый способ не даёт возможность обеспечить высокую точность поддержания положения КА и, кроме того, создаёт большую нагрузку на систему энергоснабжения.

При выбранной схеме проведения коррекции положения КА с использованием СПД необходимо учесть возможные варианты отказа двигателей. При отказе одного из любой пары двигателей, удержание КА по широте может осуществляться одной парой двигателей при увеличении общего времени ДУ в два раза, а коррекция периода обращения может проводиться либо двумя двигателями при сохранении направления, либо одним двигателем при длительности включения вдвое большим. Кроме того, при возможных отказах двигателей применительно к КА «Электро-М» и «Электро-М1» можно рассматривать варианты использования программных поворотов аппарата.

### Режим работы ДУСКР

Учитывая реальную энерговооружённость КА, принимается стратегия проведения коррекции по

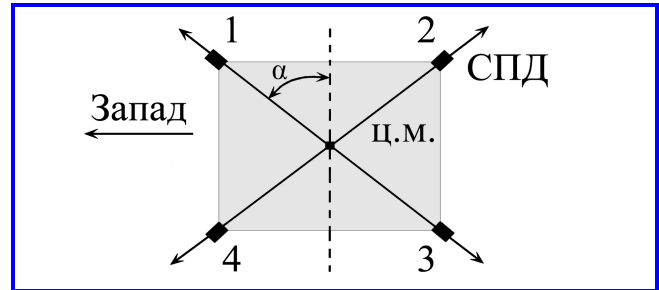


Рис. 7. Схема расположения СПД на КА «Электро-М»

долготе поочередно одним двигателем. Время коррекции удваивается по сравнению с одновременной работой пары двигателей.

### Описание двигательной установки СКР

Единая для КА «Электро-М» и «Электро-М1» двигательная установка с СПД состоит из: сопел

### Основные технические характеристики ДУ СКР

	«Электро-М»	«Электро-М1»
Суммарный импульс тяги (кНс), в том числе:	524	271
успокоение, не менее	0,065	0,035
начальная коррекция, не менее	26,1	13,5
штатная коррекция по долготе, не менее	52,2	27
штатная коррекция по наклонению	435	225
штатная разгрузка, не менее	10,5	5,2
Типы двигателей коррекции и разгрузки	СПД	
Рабочее тело сопел ДК, ДР	Ксенон ( $x_e$ )	
Тяга сопел на холодном газе, $x_e$	0,1 Н (10 г)	
Тяга двигателей коррекции и разгрузки	0,03 Н ( 3 г)	
Нестабильность тяги ДК и ДР, не более	5%	
Удельный импульс: сопел на холодном газе, $x_e$ двигателей ДК и ДР	200 Нс/кг (20 с) $1,4 \cdot 10^4$ Нс/кг (1400 с)	
Время включения сопел, не более	1 с	
Время подготовки ДК и ДР, не более	55 с	
Время включения ДК и ДР, не более	1 с	
Количество включений сопел, не менее	100	
Запас рабочего тела, не менее	43 кг	22,5 кг
Энергопотребление: при включении одного сопла, не более	5 Вт	
при работе одного ДК или ДР, не более	500 Вт	
Полная масса, не более	97 кг	55 кг

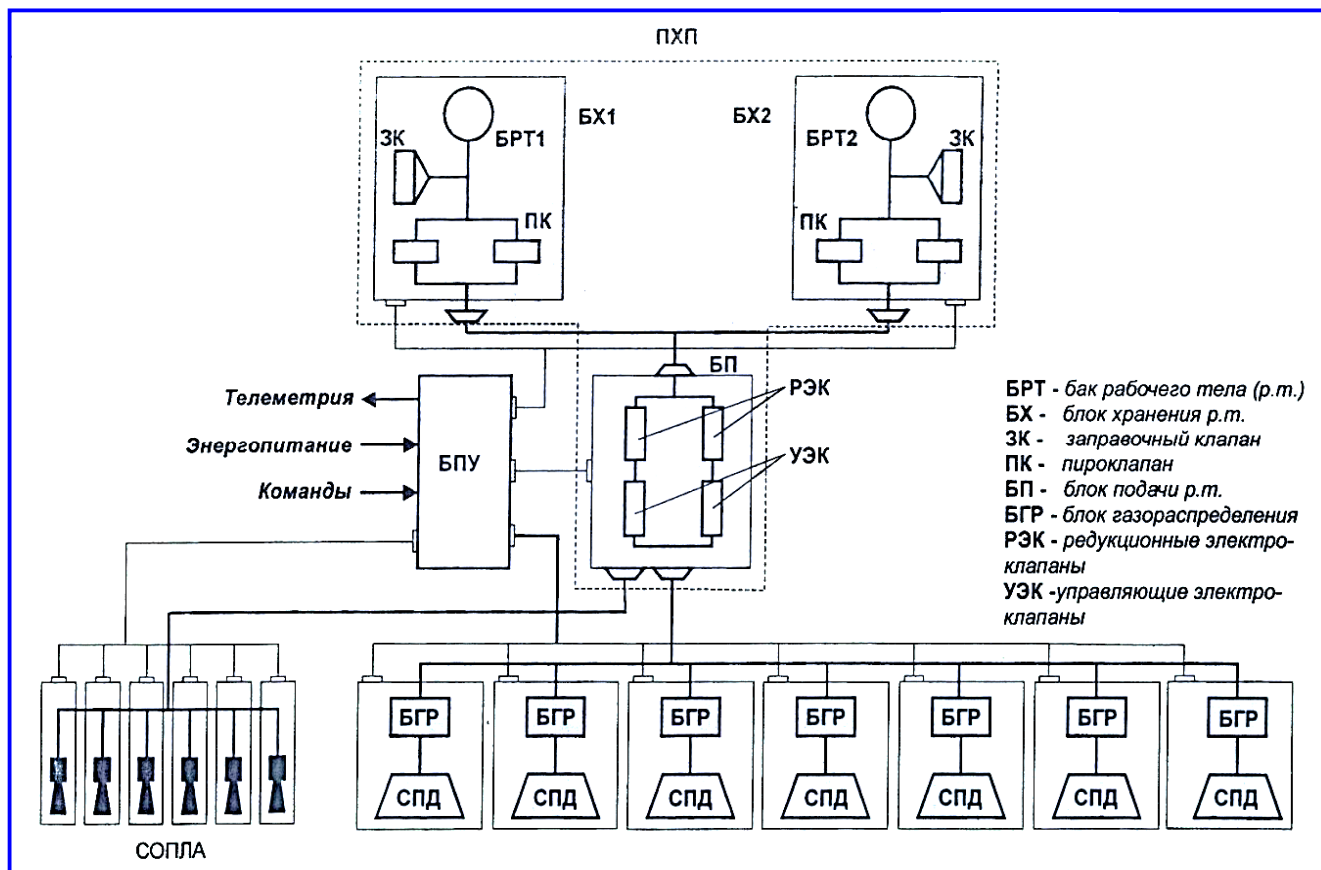


Рис. 8. Функциональная схема двигательной установки

на холодном газе – 6 шт.; двигателей коррекции (ДК) – 4 шт.; двигателей разгрузки (ДР) – 4 шт.; подсистемы хранения и подачи р. т. (ПХП); блока питания и управления (БПУ); соединительных трубопроводов [2].

Функциональная схема ДУ СКР представлена на рис. 8.

### Литература

1. Перспективный геостационарный гидрометеорологический космический комплекс. Эскизный проект (Шифр

«Электро») ОМ9.51.00.700 геостационарный гидрометеорологический комплекс. Основные принципы. – Т. 1. – М., 2001. – 130 с.

2. Перспективный геостационарный гидрометеорологический космический комплекс. Эскизный проект (Шифр «Электро») ОМ9.51.00.700 Геостационарный космический аппарат гидрометеорологического назначения «Электро-М». – Т. 2. (Система коррекции и разгрузки космического аппарата «Электро-М»). – Книга 8. – М., 2001. – 36 с.

Поступила в редакцию 02.03.2018

**Владимир Павлович Ходненко**, доктор технических наук, главный научный сотрудник, т. (495) 624-94-98.

E-mail: vniiem@orc.ru.

(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

## PROPULSION SYSTEMS FOR GEOSTATIONARY SATELLITES «ELECTRO-M» AND «ELECTRO-M1»

**V. P. Khodnenko**

The article describes propulsion systems designed for geostationary satellites 'Electro-M' and 'Electro-M1'. The level of control thrust of propulsion system is defined on the basis of requirements and analysis of type and magnitude of disturbances acting upon the geostationary satellite, taking into account the divergence angle of engine blast. The assumed value of thrust of propulsion system for 'Electro-M' and

'Electro-M1' satellites is 30mN (3g). A comparative analysis of various types of thrusters and the mass budgets of propulsion systems comprising those thrusters is provided. It is pointed out in the article that propulsion systems with stationary plasma thrusters have a significant advantage in the whole range of total burn under consideration. The 'Electro-M' propulsion system shall have a total burn  $I_{\Sigma}$  of 524 kNs, a total mass of 97 kg and power consumption of 500 W (with one correction engine in operation) and 1000 W (with two correction engines in operation). The 'Electro-M1' propulsion system shall have respectively a total burn  $I_{\Sigma}$  of 271 kNs, a mass of 55 kg and power consumption of 500 and 100 W. The configuration of engines to be integrated on the satellites, as well as the time intervals of propulsion system operation for correction of longitude and latitude and the satellite station-keeping and attitude control, have been selected. As a result of performed assessment, it was demonstrated that no contamination of satellite structures due to stationary plasma thrusters operation is observed.

**Key words:** geostationary, satellite, propulsion system, orbit correction, thrust, blast divergence, orbit correction and momentum dumping system, electrothermal, thermocatalytic engine, stationary plasma thruster, total burn, propulsion system mass, engine blast effect, sputtering ratio, contamination.

### References

1. Advanced geostationary hydrometeorological space system. Preliminary design (Code 'Electro') OM9.51.00.700. Geostationary hydrometeorological space system. – V. 1. – M., 2001. – P. 130.
2. Advanced geostationary hydrometeorological space system. Preliminary design (Code 'Electro') OM9.51.00.700 Geostationary hydrometeorological satellite 'Electro-M'. – V. 2. ('Electro-M' orbit correction and momentum dumping system). – Book 8. – M., 2001. – P. 36.

*Vladimir Pavlovich Khodnenko, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.), Chief Researcher, tel.: +7 (495) 624-94-98.  
E-mail: vniiem@orc.ru.  
(JC «VNIEM Corporation»).*