

УДК 629.78

ПОДДЕРЖАНИЕ ЗАДАННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

© 2013 В. В. Салмин, В. В. Волоцуев, С. В. Шиханов

Самарский государственный аэрокосмический университет
имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет)

Рассматривается задача поддержания параметров низкой эллиптической орбиты ИСЗ электрореактивным двигателем (ЭРД) малой тяги. Основным возмущением служит сила аэродинамического сопротивления, величина которой известна недостаточно точно. Предложенный алгоритм коррекции орбиты предполагает поддержание периода обращения космического аппарата (КА) в заданном интервале с периодическим включением электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ) с учётом доступной электрической мощности на борту.

Электрореактивный двигатель, низкая орбита, проектные характеристики, баллистический коэффициент, сила тяги, среднесуточная мощность.

Задачей проектировочного расчёта траекторий спутников Земли с двигателем малой тяги является получение приближенных решений, позволяющих выбрать структуру и параметры закона управления, определить энергетику манёвра как функцию граничных условий и величины тяговооруженности космического аппарата (КА). Эти решения должны обладать простотой и наглядностью и по возможности представляться в аналитической форме. Обычно на первом этапе формируется задача оптимального управления. При этом используются различные подходы: от попыток «прямого» решения задачи оптимизации, приводящих к сложным процедурам и множеству численных решений, затрудняющих качественный анализ, до приёмов, основанных на идеях локальной оптимизации и отдельного управления элементами орбиты. В ряде работ эффективно используется метод усреднения, в конечном итоге сводящий её к численному поиску квазиоптимального управления.

Современные ЭРД имеют тяговые характеристики такие, что придаваемое ими ускорение низкоорбитальному КА одного порядка с возмущающими воздействиями окружающей среды. Следовательно, для них неприменимы модели,

описывающие импульсную коррекцию орбиты двигателем "большой" тяги в апогейно-перигейных точках.

Применимость ЭРДУ для коррекции низких орбит КА будем рассматривать применительно к задаче ликвидации накопленного изменения периода обращения под действием верхней атмосферы Земли за цикл коррекции. Условие возможности осуществления коррекции описывалось системой уравнений:

$$\begin{aligned} \Delta T_{\text{э}} &= \frac{1}{2} \cdot (2 \cdot (m+n) - 1) \cdot dT(h_p, n), \\ \Delta T_{\text{к}} &= \frac{12 \cdot p^2 \cdot A^3}{K} \cdot \sqrt{\frac{A \cdot (1 - e^2)}{K}} \cdot a_k \cdot n, \quad (1) \\ \Delta T_{\text{к}} &\geq \Delta T_{\text{э}}, \end{aligned}$$

где $\Delta T_{\text{э}}$ - уменьшение периода обращения за $(m+n)$ витков под действием аэродинамического сопротивления; n - количество активных витков; m - количество пассивных витков; $dT(h_p, n)$ - уменьшение периода на одном витке; $\Delta T_{\text{к}}$ - увеличение периода обращения за цикл коррекции под действием корректирующего ускорения a_k ; A - большая полуось орби-

ты КА; K - гравитационный параметр Земли; e - эксцентриситет орбиты.

Соответственно эффективной для коррекции низкой орбиты КА являлась такая ЭРДУ, которая была способна придать спутнику корректирующее ускорение, определяемое по формуле:

$$a_k = \frac{[2 \cdot (m+n) - 1] \cdot K \cdot \sqrt{K}}{24 \cdot p^2 \cdot n \cdot A^3 \cdot \sqrt{A \cdot (1-e^2)}} \cdot d\Gamma(h_p, n). \quad (2)$$

Сведём проблему управления орбитой к целевому изменению периода обращения спутника. На эволюцию низкой орбиты основное влияние оказывает верхняя атмосфера Земли, которая больше всего изменяет большую полуось орбиты A и эксцентриситет орбиты e . На рис. 1 приведён пример изменения высоты околокруговой низкой орбиты во времени под действием возмущающего аэродинамического ускорения при различных уровнях индекса солнечной активности.

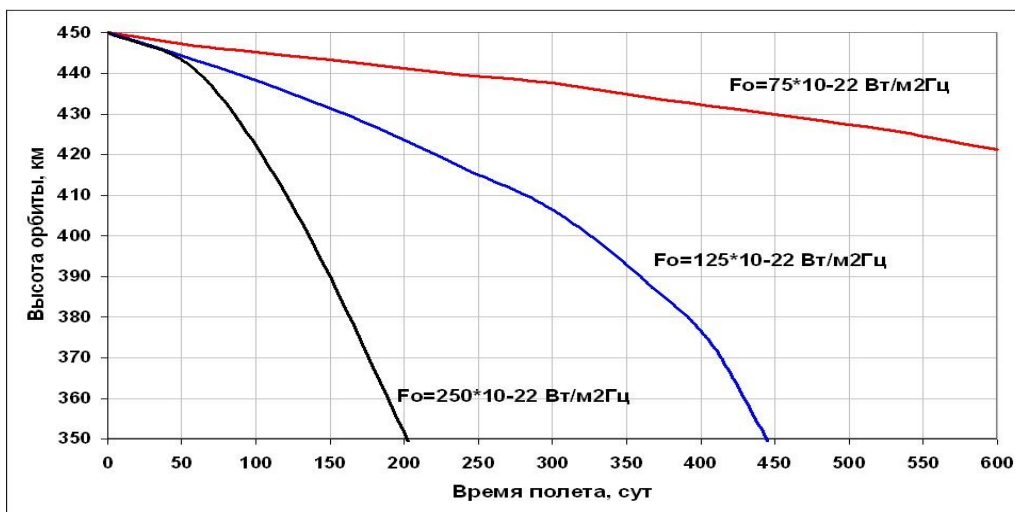


Рис. 1. Характер изменения высоты околокруговой орбиты КА ($S_{cp} \approx 0,009 \text{ м}^2 / \text{кг}$) при различных состояниях атмосферы Земли

В первом приближении условием выполнения коррекции высоты низкой орбиты КА с помощью ЭРДУ будет являться следующее неравенство:

$$\int_0^T \tilde{s}_{КА} \cdot r(t) \cdot V^2(t) \cdot dt \leq \int_0^T \frac{F_T}{M_{КА}} \cdot a(t) \cdot dt, \quad (3)$$

где $\tilde{s}_{КА}$ - среднее значение баллистического коэффициента КА; $r(t)$ - плотность атмосферы; V - скорость КА относительно атмосферы; F_T - сила тяги от ЭРДУ; $M_{КА}$ - масса КА; $a(t)$ - относительное время работы ЭРДУ на витке ($a(t) = T_M / T$); T - заданный интервал времени; T_M - моторное время работы ЭРДУ.

Левая часть неравенства (3) выражает суммарные интегральные возмущающие воздействия со стороны атмосферы, а правая – интегральные корректирующие воздействия. Соответственно в неравенстве присутствуют параметры, отражающие факторы воздействия окружающей среды ($r(t), V(t)$), и проектные параметры, характеризующие облик космического аппарата ($\tilde{s}_{КА}, M_{КА}$) и облик ЭРДУ ($F_T, a(t)$).

При этом достижению заданной величины корректирующего ускорения удовлетворяют все точки соотношения массы спутника и силы тяги электрореактивной двигательной установки, принадлежащие областям, указанным на рис. 2.

Сила тяги ЭРДУ связана с потребляемой электрической мощностью следующим уравнением:

$$N_{\text{ЭРДУ}} = \frac{c}{2 \cdot h_{\text{ЭРДУ}}} \cdot F_T, \quad (4)$$

где $N_{\text{ЭРДУ}}$ - мощность, потребляемая при работе ЭРДУ; c - скорость истечения ра-

бочего тела; $h_{\text{ЭРДУ}}$ - коэффициент полезного действия ЭРД.

Область допустимых сил тяг ЭРДУ и потребляемых электрических мощностей приведена на рис. 3.

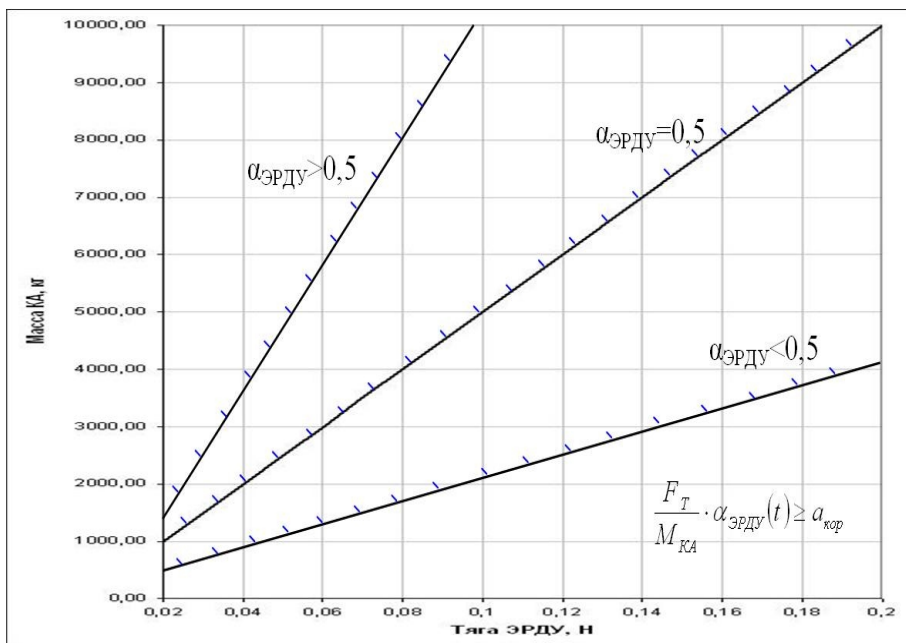


Рис. 2. Области допустимых масс КА и сил тяг ЭРДУ, удовлетворяющих выполнению условия коррекции

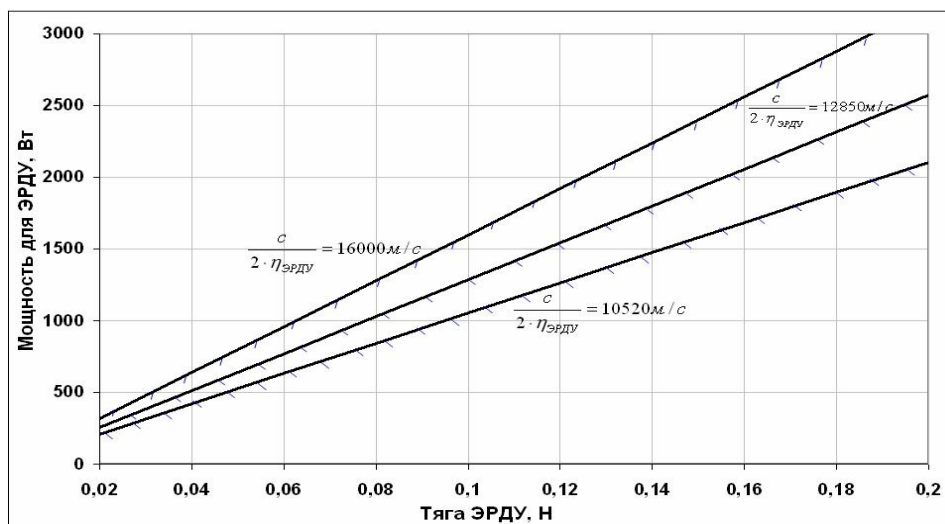


Рис. 3. Области допустимых сил тяг ЭРДУ и электрических мощностей для работы ЭРДУ, удовлетворяющих выполнению условия коррекции

Пользуясь рис. 2 и 3, можно определить диапазон допустимых проектных параметров для создания низкоорбитального КА с корректирующей ЭРДУ. К примеру, если спроектирован спутник с корректирующей ЭРДУ массой $M_{КА} = 2000 \text{ кг}$, силой тяги ЭРДУ $F_T = 0,04 \text{ Н}$, относительным временем работы ЭРДУ $a(t) = 0,5$, то коррекция орбиты такой системы будет возможна при любых состояниях верхней атмосферы на околокруговой орбите высотой не менее 350 км при баллистическом коэффициенте $\tilde{S}_{КА} \leq 0,003 \text{ м}^2 / \text{кг}$ или на околокруговой орбите высотой не менее 400 км при баллистическом коэффициенте $\tilde{S}_{КА} \leq 0,006 \text{ м}^2 / \text{кг}$. ЭРДУ при своём включении при эффективной скорости истечения $c / 2h_{ЭРДУ} = 16000 \text{ м} / \text{с}$ будет потреблять не менее 700 Вт электрической мощности.

Потребуем, чтобы на отрезке $[0, t_k]$ период обращения находился в диапазоне

$$S_{КА}^0 \rightarrow dZ_{возм} \rightarrow dZ_{корр} \rightarrow T_M \left(\frac{F_T}{M_{КА}}, x, a, T_{сущ}, N_{ЭУ} \right) \rightarrow M_{РТ} \rightarrow M_{ЭРДУ} \rightarrow S_{КА}^1,$$

где $dZ_{возм}$ - изменение параметров орбиты спутника под действием атмосферных возмущений; $dZ_{корр}$ - компенсирующее изменение параметров орбиты, необходимое для восстановления орбиты ($dZ_{возм} = dZ_{корр}$); $T_M \left(\frac{F_T}{M_{КА}}, x, a, T_{сущ}, N_{ЭУ} \right)$ - моторное время работы ЭРДУ, определяемое характеристиками ЭРДУ, массой КА, программой включений-выключений на витке, сроком существования КА и характеристиками энергоустановки; $S_{КА}^0, S_{КА}^1$ - начальное и конечное значения баллистического коэффициента.

Введём отдельно вектор проектных переменных ЭРДУ $\dot{P}_{ЭРДУ}(F_T, N_{ЭРДУ}, c, M_{РТ})$, вектор проектных переменных КА $\dot{P}_{КА}(M_{КА}, S_{КА})$, вектор управления циклограммами коррекции орбиты спутника за срок активного существования $\dot{q}(dT_{дон}, x, a, T_{сущ})$.

$T_p + dT_{дон}$, где T_p - расчетное значение периода обращения; $T_{дон}$ - допустимое отклонение.

Весь интервал управления разобьем на N равных подынтервалов, каждый из которых состоит из m пассивных и n активных витков. На пассивных витках двигатель выключен, а на активных витках ЭРД создает постоянное по величине реактивное ускорение a_k . В результате за $m+n$ витков период восстанавливается. Отметим, что на активных витках необходимо не только компенсировать влияние силы аэродинамического сопротивления, но и ликвидировать ошибки периода обращения, накопившиеся на пассивных витках.

Построим следующую замкнутую логическую цепочку взаимовлияния проектных характеристик КА и динамических характеристик его движения:

Здесь $F_T, N_{ЭРДУ}, c$ - сила тяги, потребляемая мощность и эффективная скорость истечения рабочего тела ЭРДУ (характеристики, определяемые выбранной маркой ЭРД и структурой двигательной установки в целом); $M_{РТ}$ - масса запасов рабочего тела для работы ЭРДУ; $dT_{дон}$ - допустимое отклонение периода обращения спутника; x, a - угловые величины, определяющие циклограмму включений ЭРДУ на активном витке; $T_{сущ}$ - планируемый срок активного существования спутника.

Используя указанные понятия, в зависимости от цели исследования формулируется либо задача анализа эволюции орбит, либо задача синтеза проектных характеристик и законов управления движением.

Основными проектными характеристиками ЭРДУ являются сила тяги установки F_T , масса установки $M_{ЭРДУ}$, удельный импульс рабочего тела I , потребляе-

мая при работе мощность $N_{ЭРДУ}$. Потребная мощность для включения пропорциональна силе тяги двигателя и скорости истечения рабочего тела, то есть напрямую зависит от характеристик двигателя.

Тенденции изменения потребной тяги F_T для поддержания орбиты и потребной мощности для включения ЭРДУ $N_{ЭРДУ}$ приведены на рис. 4.

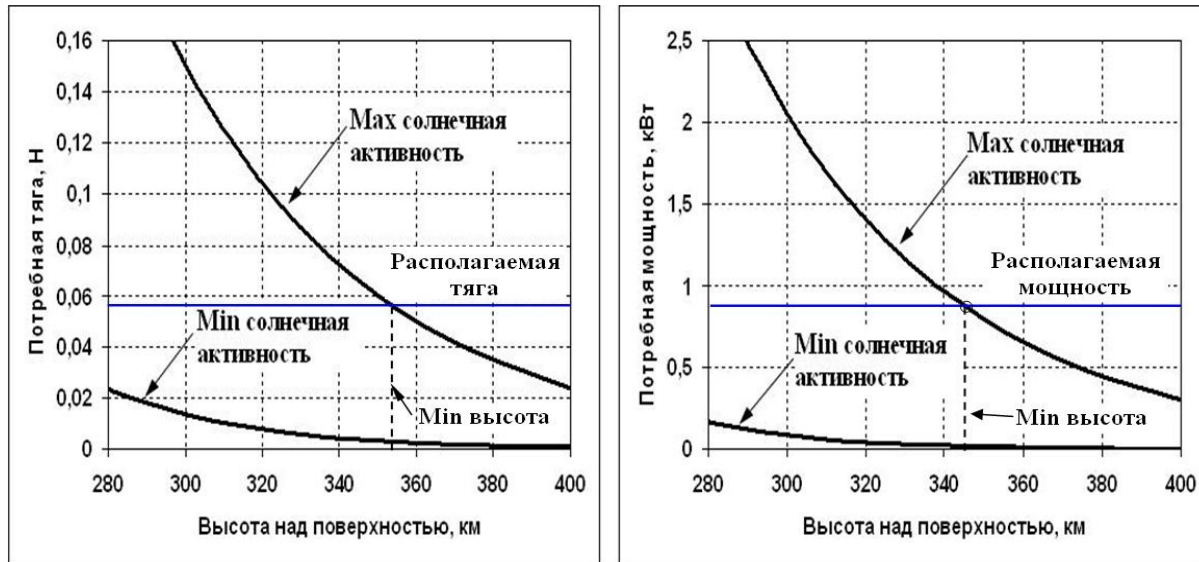


Рис. 4. Зависимость минимальной потребной тяги и потребной мощности ЭРДУ для осуществления коррекции от высоты перигея орбиты при крайних уровнях плотности атмосферы для КА ($S_{cp} = 0,002 \text{ м}^2/\text{кг}$)

Модель среднесуточной мощности, вырабатываемой энергоустановкой спутника, можно представить в следующем виде:

$$N_{cp.cym} = N_{yd.cb}^S \cdot S_{cb} \cdot \cos a_{cp}, \quad (5)$$

где $N_{yd.cb}^S$ - удельная мощность, снимаемая с единицы площади солнечной батареи при условии максимальной освещенности [$\text{Вт}/\text{м}^2$]; S_{cb} - площадь солнечных батарей; $\cos a_{cp}$ - среднеинтегральный за один виток косинус угла между направлением на Солнце и нормалью к поверхности солнечной батареи.

На проектируемом низкоорбитальном КА с корректирующей ЭРДУ данная среднесуточная мощность расходуется на работу бортовой аппаратуры (БА) и на включение-выключение двигательной установки:

$$N_{cp.cym} = N_{cp.cym.BA} + N_{cp.cym.ЭРДУ}, \quad (6)$$

где $N_{cp.cym.BA}$ - среднесуточная мощность, потребляемая БА; $N_{cp.cym.ЭРДУ}$ - среднесуточная мощность, потребляемая ЭРДУ;

$$N_{cp.cym.BA} = \frac{\sum_{i=1}^n N_i \cdot t_i}{T_{сут}},$$

$$N_{cp.cym.ЭРДУ} = \frac{\sum_{k=1}^m a_{ЭРДУ}(t_k) \cdot N_{ЭРДУ}}{T_{сут}}, \quad (7)$$

где N_i - номинальная мощность потребления i -й БА при включении; t_i - время работы i -й БА; $T_{сут}$ - продолжительность одних рабочих суток КА ($T_{сут} \approx 24 \text{ ч}$); $N_{ЭРДУ}$ - номинальная мощность, потребляемая ЭРДУ при включении; $a_{ЭРДУ}$ - относительное время работы ЭРДУ на витке.

Условие ограничения по энергетике при использовании для включения ЭРДУ

резерва мощности можно представить следующим неравенством:

$$N_{\text{ср.сут.ЭРДУ}} \leq (1 - b_{\text{ср}}) \cdot N_{\text{ср.сут}}, \quad (8)$$

где $b_{\text{ср}}$ - среднее относительное время функционирования бортовой аппаратуры за сутки.

При наращивании мощности солнечной энергоустановки КА масса солнечных батарей, величина которой прямо пропорциональна размерам солнечных батарей, будет возрастать. Следовательно, ограничения по потребляемой мощности

будут определяться выполнением неравенства (3), а граничное условие по энергетике можно представить в виде математических моделей (5-8). Структура режима управления орбитой на активном витке с учётом ограничений по энергетике будет выглядеть следующим образом: на активных витках включение ЭРДУ производится на участках оптимального управления параметрами орбиты с учётом наличия доступного резерва мощности для работы ЭРДУ на текущий момент (рис. 5).

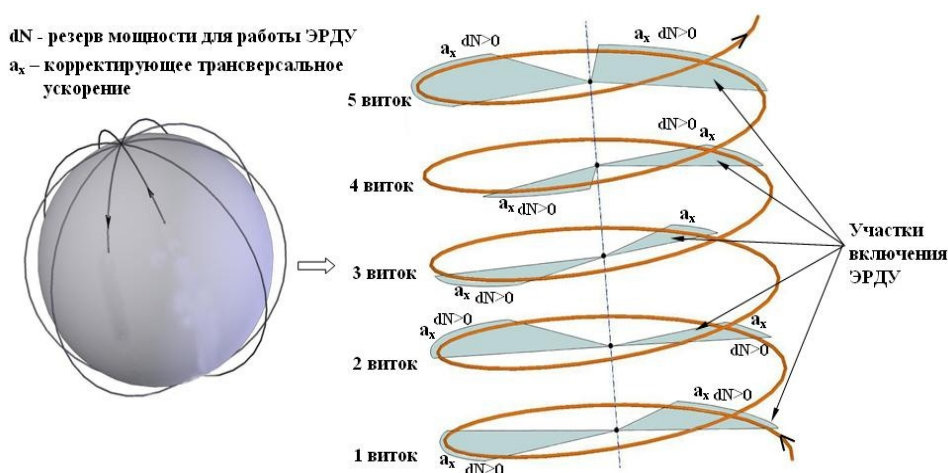


Рис. 5. Схема формирования циклограмм коррекции на активных витках с учётом ограничений по энергетике и неопределённостью плотности атмосферы

Для анализа структур циклограмм коррекции орбиты КА с различными проектными характеристиками (массой КА, баллистическим коэффициентом, мощностью энергоустановки, параметрами ЭРДУ) и вычисления соответствующих затрат рабочего тела на коррекцию предлагается проведение математического моделирования с помощью специального программного обеспечения, в которое в качестве исходных данных закладываются:

- проектные параметры, описывающие спутник (масса КА, баллистический коэффициент КА, среднесуточный резерв электрической мощности для включений ЭРДУ);
- проектные параметры, описывающие ЭРДУ (масса ЭРД; количество ЭРД,

сила тяги ЭРД, энергопотребление ЭРД, удельный импульс);

- баллистические параметры движения КА;
- параметры плотности верхней атмосферы Земли.

Библиографический список

1. Конструирование автоматических космических аппаратов [Текст]/ Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков [и др.] - М.: Машиностроение, 1996. - 448 с.
2. Методы системного анализа и исследования операций в задачах проектирования летательных аппаратов [Текст]: учеб. пособие / В.В. Салмин, А.С. Кучеров, О.Л. Старинова [и др.] - Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. - 271 с.

3. Салмин, В.В. Концепция применения электроракетных двигателей для управления движением малых низкоорбитальных космических аппаратов многофункционального назначения [Текст] / В.В. Салмин, В.В. Волоцуев, И.С. Ткаченко // Системный анализ, управление и

навигация: тез. докл. - М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. - С. 22-23.

4. Глибицкий, М.М. Системы питания и управления электрическими ракетными двигателями [Текст]/ М.М. Глибицкий. - М.: Машиностроение, 1981. - 136 с.

SPACECRAFT PRESET ORBITAL PARAMETERS CONTROL BY MEANS OF THRUSTERS

© 2013 V. V. Salmin, V. V. Volotsuev, S. V. Shikhanov

Samara State Aerospace University

To clause the problem of a choice of design characteristics low-orbit space vehicle, incorporating Electric Rocket Propulsion System (ERPS) for correction of parameters of an orbit is considered. The mathematical models describing interrelation of factors of an environment, design parameters of onboard systems (including ERPS) and design characteristics low-orbit space vehicle as a whole are considered.

Electrorocket engine, low orbit, design parameters, баллистический коэффициент, power force, electrical power.

Информация об авторах

Салмин Вадим Викторович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

Волоцуев Владимир Валериевич, кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

Шиханов Сергей Викторович, аспирант кафедры летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: sputnik@ssau.ru. Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

Salmin Vadim Viktorovich, Doctor of Sciences (Engineering), Professor, Head of Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University. E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of space vehicles.

Volotsuev Vladimir Valerievich, Candidate of Sciences (Engineering), Associate Professor of Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University. E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of space vehicles.

Shikhanov Sergey Viktorovich, post-graduate student of Aircraft Design Department, Samara State Aerospace University. E-mail: sputnik@ssau.ru. Area of research: designing of space vehicles.