

УДК 629.78

МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫМ ЭЛЕКТРОРАКАТНЫМ МОДУЛЕМ

© 2011 В.В. Волоцьев

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 14.09.2011

В статье рассмотрена задача выбора проектных характеристик низкоорбитального космического аппарата (КА), имеющего в своем составе электроракетную двигательную установку (ЭРДУ) для коррекции параметров орбиты. Рассмотрены математические модели, позволяющие описать взаимосвязь факторов внешней среды, проектных параметров бортовых систем (включая ЭРДУ) и проектных характеристик низкоорбитального КА в целом.

Ключевые слова: низкая орбита, космический аппарат, электроракетный двигатель

ВВЕДЕНИЕ

Низкие орбиты (высотой до 500 км) изначально используются для решения прикладных задач в околоземном космическом пространстве. Основными преимуществами низких орбит являются: более низкие энергетические и стоимостные затраты на выведение КА относительно средних и высоких орбит; подходящие условия функционирования зондирующей (поверхность Земли и околоземное пространство) аппаратуры для достижения требуемого качества производимой информации. Общим недостатком многих видов низкоорбитальных КА является ограничение на срок активного существования, вызванное эволюцией высоты орбиты под действием верхней атмосферы Земли. При разработке низкоорбитального КА указанное ограничение вносит требование к наличию в составе бортовых систем средств коррекции параметров орбитального движения. Для реактивных средств коррекции параметров низкой орбиты срок существования, в большей степени, зависит от запасов рабочего тела для двигательной установки.

Для снижения массовых затрат рабочего тела предлагается использовать ЭРДУ на КА для коррекции параметров низкой орбиты. Отличительные характеристики современных электроракетных двигателей (ЭРД) следующие: удельный импульс порядка 15 000..20 000 м/с; энергопотребление порядка 15 кВт/Н; малые масса и габариты двигателя.

При интеграции ЭРДУ в состав бортовых систем низкоорбитального КА следует учитывать влияние параметров двигательной установки на проектные характеристики спутника в це-

*Волоцьев Владимир Валерьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры летательных аппаратов.
E-mail: volotsuev@mail.ru*

лом. Указанное влияние при первоначальном рассмотрении проявляется в следующем:

- 1) определяется степень и характер влияния верхней атмосферы Земли на параметры орбитального движения предварительно сформированного облика КА (в первой итерации рассчитаны массовые, геометрические, энергетические характеристики);
- 2) для обеспечения необходимого режима коррекции параметров орбиты определяется потребная тяга ЭРДУ;
- 3) определяется потребная мощность для работы ЭРДУ;
- 4) изменяются проектные характеристики системы энергопитания (СЭП) КА с учетом энергопотребления ЭРДУ;
- 5) изменяются проектные характеристики системы обеспечения теплового режима (СОТР) ввиду изменения энергетических параметров КА;
- 6) изменяются массовые и геометрические характеристики проектируемого КА;
- 7) изменяется степень и характер влияния верхней атмосферы Земли на параметры движения (величина аэродинамического сопротивления зависит от соотношения массовых и геометрических характеристик КА).

То есть, во-первых, выбор параметров ЭРДУ для коррекции параметров низкой орбиты КА является противоречивой, однозначно не решаемой, проектной задачей. Во-вторых, при интеграции ЭРДУ в КА требуется уточняющие расчеты параметров, по крайней мере, двух бортовых систем (СЭП, СОТР).

Для решения задачи выбора проектных характеристик низкоорбитального КА, имеющего в своем составе ЭРДУ для коррекции параметров орбиты, предлагается системный подход, в рамках которого объектом исследования является сложная техническая система (низкоорби-

тальный КА), состоящая из множества подсистем и элементов, включая ЭРДУ. Системный подход к решению указанной проектной задачи учитывает: совокупность альтернатив, критерии эффективности; взаимосвязь проектной и динамической задач; общие принципы решения оптимизационных задач; математическое моделирование процессы функционирования динамических систем в условиях воздействия возмущающих факторов.

СТРУКТУРА НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КА

При первоначальном рассмотрении КА состоит из множества приборов объединенных в бортовые системы и элементов конструкции. Структуру КА можно представить в виде схемы на рис. 1.

Среди бортовых систем КА можно выделить: целевую аппаратуру; обеспечивающие бортовые системы. Целевая аппаратура включает в себя приборы, предназначенные для решения научных и прикладных задач. Обеспечивающие бортовые системы предназначены для создания необходимых условий функционирования целевой аппаратуры: обеспечения требуемой траектории движения; обеспечения электроэнергией; создания необходимых температурных условий для приборов; организации управления программой (алгоритмом) функционирования; обеспечения каналов связи с наземными пунктами управления и приема информации.

Для проведения системного анализа и возможности описания функциональных связей в структуре КА введем понятие – компонент структуры. **Компонент структуры КА** – это

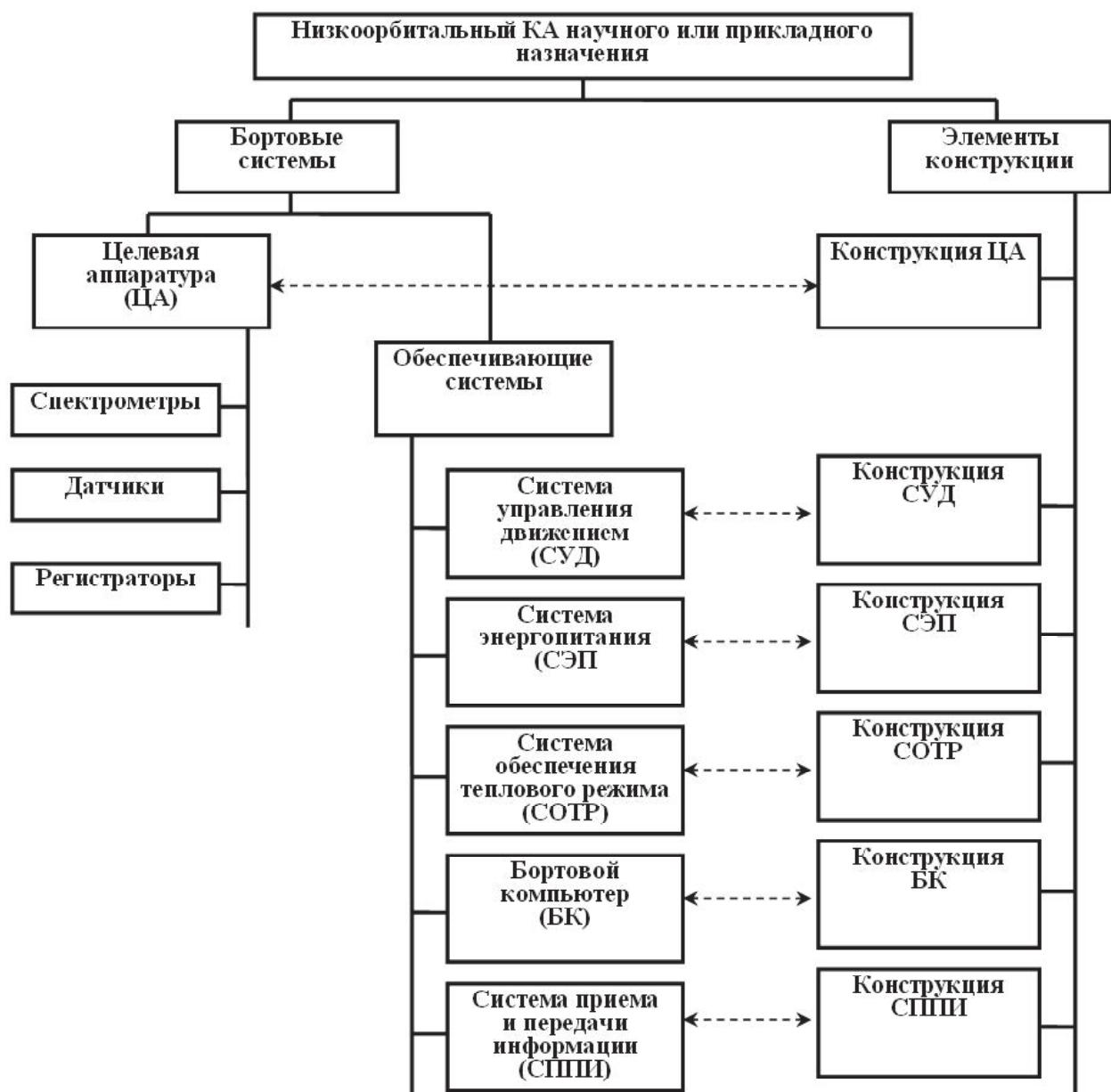


Рис. 1. Структура КА

объект в структуре сложной технической системы (например, КА), имеющий описание в форме массива проектных параметров, функционально связанных с параметрами других объектов данной системы. То есть компонентом системы может являться как бортовая система на первых структурных уровнях, так и прибор какой-либо бортовой системы и т.д.

Введем понятие – энергодвигательный электроракетный модуль. **Энергодвигательный электроракетный модуль (ЭЭМ)** является компонентом структуры низкоорбитального КА и объединяет в себе компоненты:

- 1) блок электроракетных двигателей (ЭРД);
- 2) блок хранения и подачи рабочего тела для ЭРД;
- 3) блок подачи электроэнергии для ЭРД;
- 4) блок управления включениями ЭРД.

Указанные блоки, входящие в состав энергодвигательного электроракетного модуля, также являются компонентами бортовых систем низкоорбитального КА. Структурные связи компонен-

тов модуля с компонентами низкоорбитального КА можно представить в виде схемы на рис. 2.

Так как компоненты ЭЭМ также являются компонентами бортовых систем низкоорбитального КА, то изменение проектных параметров компонентов ЭЭМ будет влиять на параметры бортовых систем, а, следовательно, и на характеристики КА в целом.

Функциональную структуру низкоорбитального КА с точки зрения синтеза проектных характеристик сложной технической системы можно представить в виде схемы на рис. 3. Согласно представленной схеме (см. рис. 3) для каждой из обеспечивающих бортовых систем и конструкции первоначально предъявляются требования со стороны целевой аппаратуры. На базе этих исходных данных, на первом шаге, для каждой бортовой системы по соответствующим моделям рассчитываются проектные характеристики (массовые – M , геометрические – Γ , энергетические – E). С помощью интегрирующей функции определяются характеристики низкоорбитального КА в первом приближении, а также осущес-

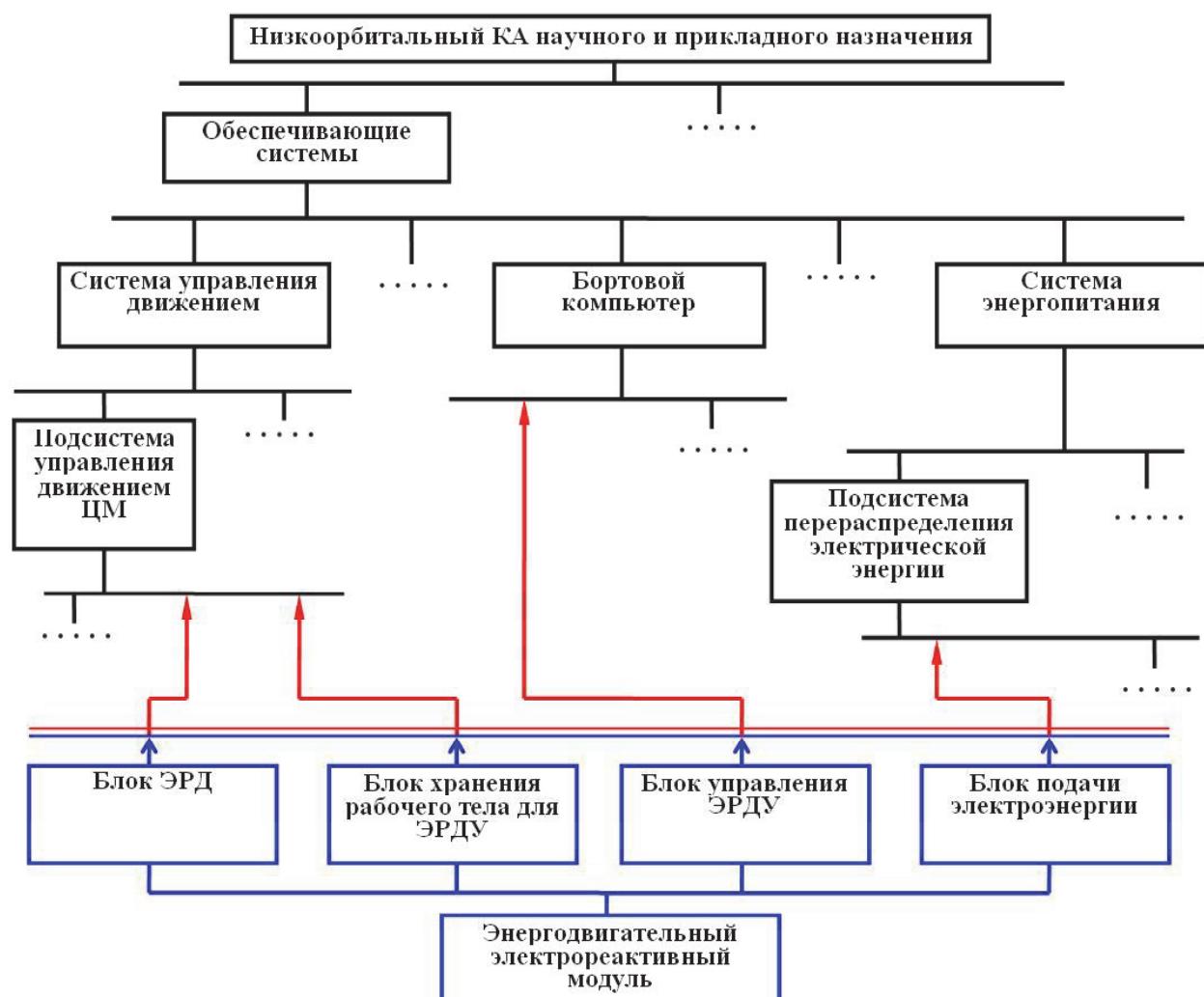


Рис. 2. Компоненты ЭЭМ в структуре низкоорбитального КА

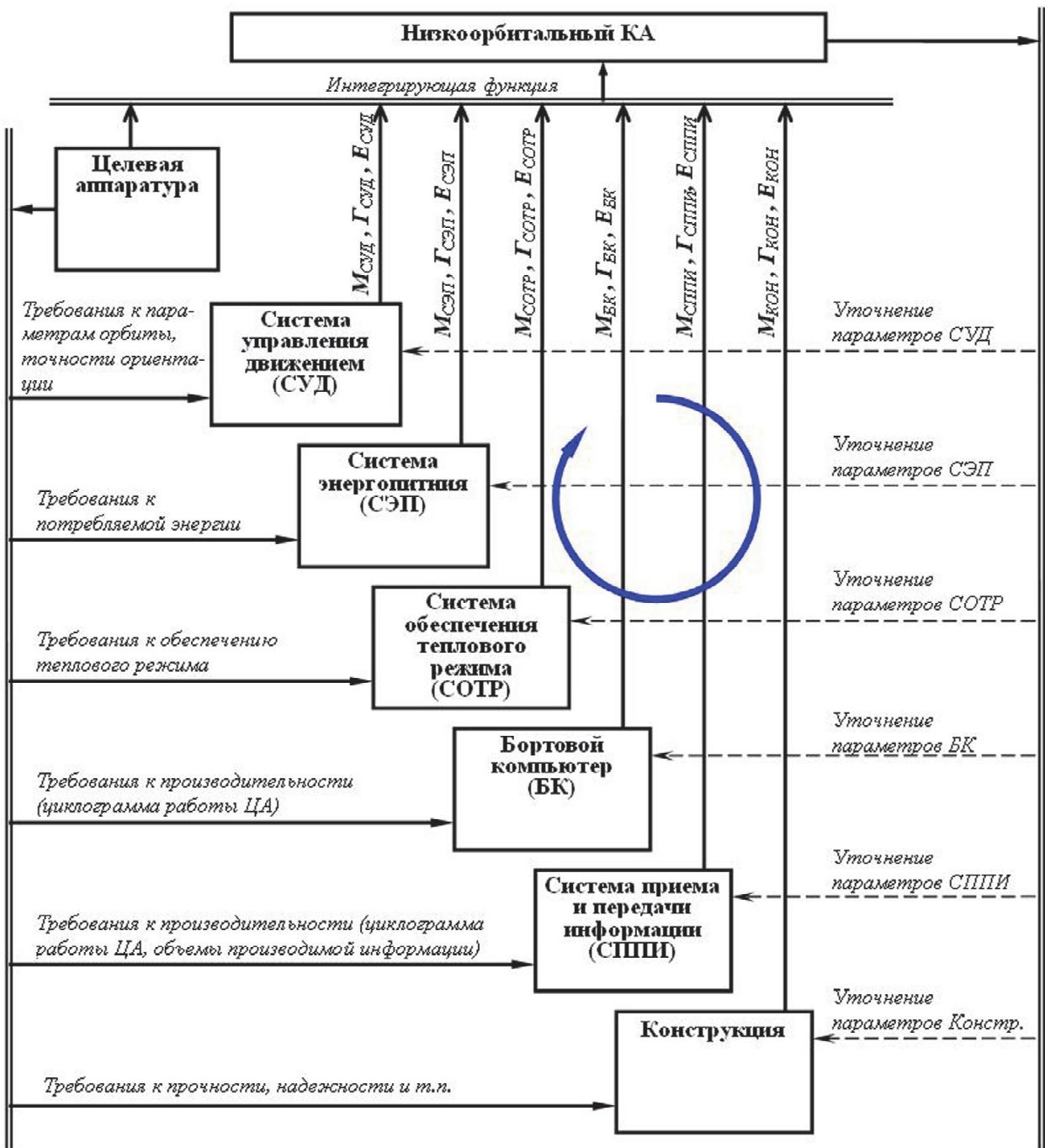


Рис. 3. Схема функциональной связи параметров в структуре низкоорбитального КА

ствляется коррекция исходных параметров, поступающих в модели расчета характеристик каждой бортовой системы. Далее итерационные циклы расчета выполняются до достижения необходимой точности проектных характеристик.

На рис. 4 более детально приведена схема функциональных связей компонентов ЭЭМ с компонентами бортовых систем низкоорбитального КА научного и прикладного назначения.

Из схемы на рис. 4 видно, что по исходной информации (требованиям к управлению параметрами рабочей орбиты низкоорбитального КА; массе КА; баллистического коэффициента КА) при использовании соответствующих моделей

определяется потребная тяга и выбирается фактическая тяга и циклограмма работы блока ЭРД. Исходя из потребной массы рабочего тела, рассчитываются проектно-конструкторские характеристики блока хранения рабочего тела. Потребная мощность для работы ЭРД включается в циклограмму энергопотребления бортовой аппаратуры КА, на основе которой можно рассчитать параметры энергоустановки КА. По циклограмме работы ЭРД в первом приближении можно рассчитать параметры блока управления ЭРД и учесть получившиеся изменения в параметрах бортового компьютера КА. Полученные параметры компонентов ЭЭМ далее используются

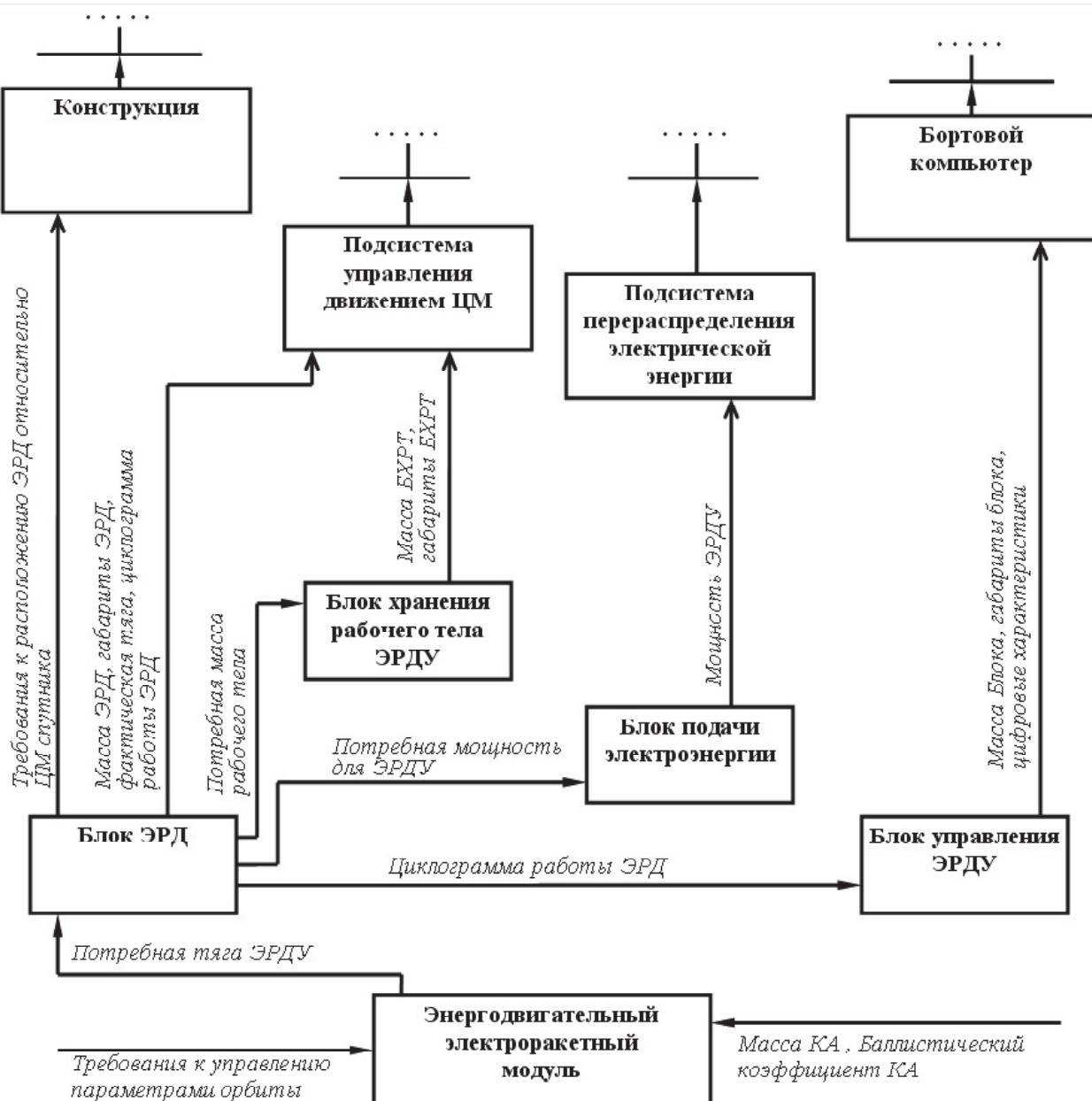


Рис. 4. Схема влияния параметров ЭЭМ на параметры бортовых систем КА

как исходные параметры в интегрирующих функциях подсистем и КА в целом на каждом шаге итерационного расчета.

МОДЕЛИ СТРУКТУРНЫХ КОМПОНЕНТОВ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КА С ЭЭМ

Каждый компонента в структуре низкоорбитального КА описывается вектором проектных параметров и вектором функциональных связей с другими компонентами. Предлагается следующий принцип описания характеристик бортовых систем КА и их элементов (см. рис. 5):

1. В качестве точки отсчета считаем объект (низкоорбитальный КА с ЭЭМ в целом), описываемый вектором проектных параметров

$$\Psi^1 = \{\psi_1^1, \dots, \psi_j^1, \dots, \psi_L^1\}, \quad j = 1, L$$

где L – количество проектных параметров, с помощью которых мы описываем свойства КА.

2. Начальный объект разбивается на несколько компонентов, который описываются векторами проектных параметров

$$\bar{\Psi}^i = \{\psi_1^i, \dots, \psi_j^i, \dots, \psi_L^i\}, \quad i = \overline{2, K}$$

где K – количество проектных параметров, с помощью которых мы описываем компоненты объекта.

3. Каждый из компонентов, если это требуется, разбивается на дополнительные подкомпоненты, которые описываются векторами проектных параметров

$$\tilde{\Psi}^i = \{\psi_1^i, \dots, \psi_j^i, \dots, \psi_L^i\}, \quad i = \overline{K, M}, \quad K \leq M$$

4. По мере необходимости осуществляется дальнейшая декомпозиция, с соответствующим вводом и описанием требуемых подкомпонентов.

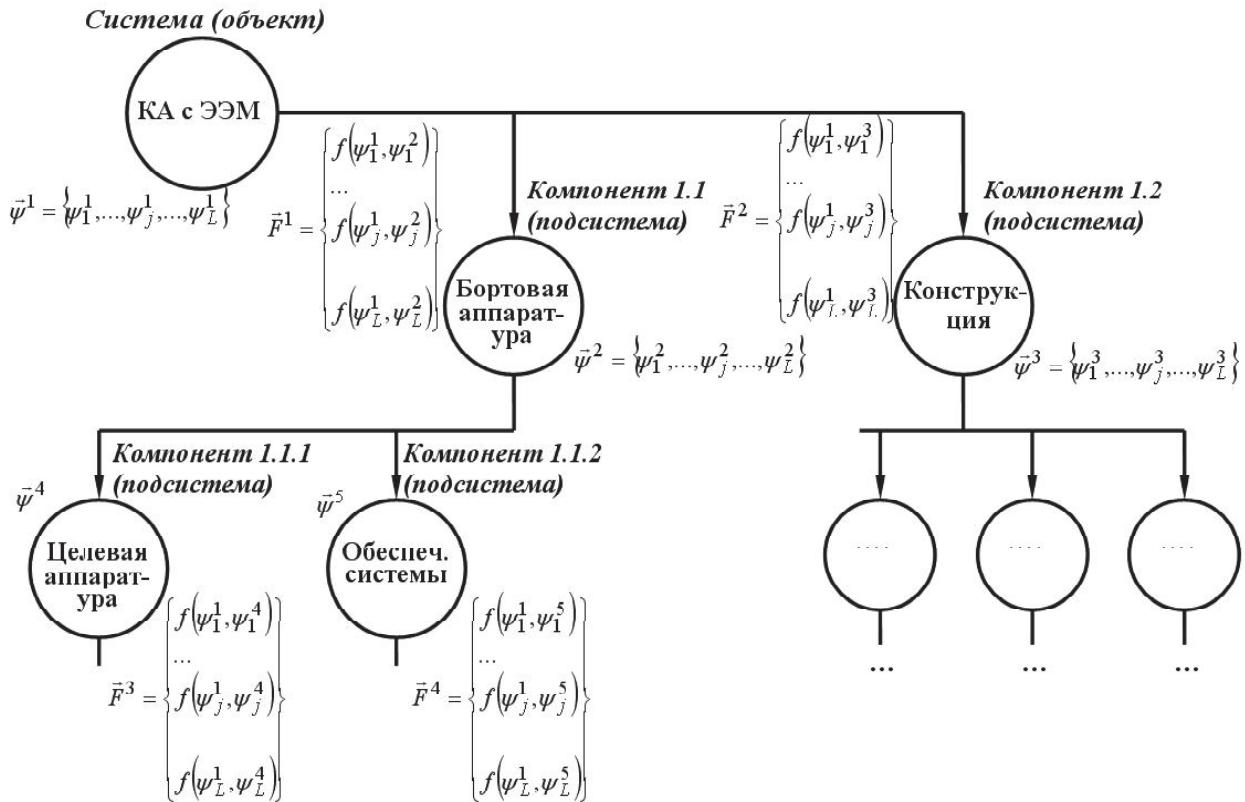


Рис. 5. Схема построения функциональных зависимостей между компонентами низкоорбитального КА с ЭЭМ

Чтобы описать взаимозависимость проектных параметров компонента и подкомпоненты вводятся функциональные связи. При этом каждый из компонентов имеет функциональные связи с надкомпонентом и подкомпонентом

$$\begin{aligned}\vec{F}^i &= \left\{ f(\psi_1^i, \psi_1^{i+h}), \dots, f(\psi_j^i, \psi_j^{i+h}), \dots, f(\psi_L^i, \psi_L^{i+h}) \right\} \\ \vec{F}^y &= \left\{ f(\psi_1^y, \psi_1^{y+t}), \dots, f(\psi_j^y, \psi_j^{y+t}), \dots, f(\psi_L^y, \psi_L^{y+t}) \right\}\end{aligned}\quad (1)$$

где \vec{F}^i – вектор функций, описывающих зависимость проектных параметров компонента и надкомпоненты; \vec{F}^y – вектор функций, описывающих зависимость проектных параметров компонента и подкомпонентов.

МОДЕЛЬ ВОЗМУЩАЮЩЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО УСКОРЕНИЯ

Величину возмущающего аэродинамического ускорения в текущий момент времени можно определить по формуле:

$$\vec{f}_a = \sigma_{KA} \cdot \rho \cdot V \cdot \vec{V}, \quad (2)$$

где ρ – плотность атмосферы, V – скорость космического аппарата относительно потока атмосферы, σ_{KA} – баллистический коэффициент КА, определяемый из выражения:

$$\sigma_{KA} = \frac{c_x \cdot S_M}{2 \cdot M_{KA}}, \quad (3)$$

где σ_{KA} – коэффициент характеризующий характер взаимодействия с атмосферой земли (зависит от свойств поверхности аппарата, $c_x = 2 \dots 2,5$),

S_M – площадь миделевого сечения (при неориентированном полете примерно составляет 25% от всей поверхности спутника), M_{KA} – масса космического аппарата в орбитальном полете.

Чтобы охарактеризовать зависимость среднего уровня плотности атмосферы от высоты можно использовать статическую модель плотности:

$$\rho_M = a_0 \cdot \exp \left[a_1 - a_2 \cdot (H - a_3)^{\frac{1}{2}} \right], \quad (4)$$

где ρ_M – модельная плотность атмосферы (средний уровень), a_1, a_2, a_3, a_4 – коэффициенты модели, используемые для расчета плотности атмосферы при различных значениях F_0 (табулированные значения), F_0 – фиксированное значение индекса солнечной активности $F_{10.7}$ за рассматриваемый период времени, $F_{10.7}$ – индекс солнечной активности равный плотности потока радиоизлучения на длине волны 10.7 см (частота 2800 МГц).

Плотность может существенно изменяться за сравнительно короткое время под действием внешних факторов. Как правило, состояния атмосферы характеризуют предельными уровнями плот-

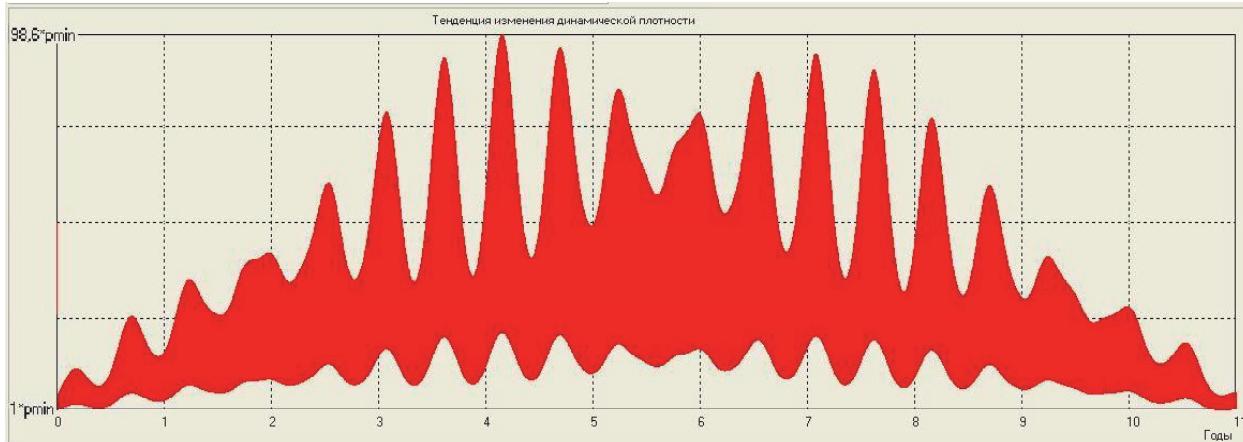


Рис. 6. Характер колебаний плотности атмосферы

ности атмосферы на текущей высоте при различных уровнях солнечной активности. Величина плотности изменяется в указанных пределах, в течение исследуемого интервала времени. Если рассматривать более широкий диапазон времени, то также следует учитывать полугодовые эффекты, геомагнитные возмущения и т.п.

В качестве эталонной модели, характеризующей текущее состояние атмосферы, можно использовать "динамическую" модель плотности атмосферы:

$$\rho = \rho_M \cdot k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot k_4 + \delta\rho, \quad (5)$$

где ρ_M – плотность ночной атмосферы; k_1 – коэффициент, учитывающий влияние суточного эффекта; k_2 – поправочный коэффициент, учитывающий полугодовой эффект, k_3 – коэффициент, учитывающий отклонение среднесуточного индекса солнечной активности от его среднего значения за период; k_4 – коэффициент, учитывающий корреляцию между плотностью атмосферы и геомагнитной возмущенностью; $\delta\rho$ – случайные флуктуации.

Данную модель плотности можно реализовать при имитационном моделировании возмущенного движения ИСЗ, в том числе и процесса коррекции высоты орбиты, основанном на решении системы уравнений в окулирующих элементах методом их численного интегрирования на ЭВМ.

МОДЕЛИ ДЛЯ РАСЧЕТА ЦИКЛОГРАММ РАБОТЫ БЛОКА ЭРД

Данные модели описывают алгоритм включений и выключений двигательной установки. Обеспечение требуемой траектории движения для низкоорбитального КА с ЭЭМ сводится к решению одной из двух задач: поддержание параметров рабочей орбиты; программное изменение параметров рабочей орбиты. Задача поддержания параметров рабочей орбиты сводится к

удержанию колебаний величин орбитальных параметров движения спутника в заданном диапазоне (см. рис. 7а):

$$\begin{cases} p(t) \in [p_{\min}^{\text{don}}, p_{\max}^{\text{don}}] \text{ или } \Delta p(t) \leq \Delta p_{\text{don}} \\ e(t) \in [e_{\min}^{\text{don}}, e_{\max}^{\text{don}}] \text{ или } \Delta e(t) \leq \Delta e_{\text{don}} \\ i(t) \in [i_{\min}^{\text{don}}, i_{\max}^{\text{don}}] \text{ или } \Delta i(t) \leq \Delta i_{\text{don}} \\ \omega(t) \in [\omega_{\min}^{\text{don}}, \omega_{\max}^{\text{don}}] \text{ или } \Delta \omega(t) \leq \Delta \omega_{\text{don}} \end{cases} \quad (6)$$

где $p(t)$ – фокальный параметр орбиты, изменяющийся во времени; $e(t)$ – эксцентриситет орбиты, изменяющийся во времени; $i(t)$ – наклонение орбиты, изменяющееся во времени; $\omega(t)$ – аргументperiцентра, изменяющийся во времени.

Весь интервал управления состоит из m пассивных и активных витков. На пассивных витках двигатель выключен, а на активных витках ЭРД создает постоянное по величине реактивное ускорение. Включение ЭРДУ производиться на участках оптимального управления параметрами орбиты (см. рис. 7б) с учетом наличия доступного резерва мощности для работы ЭРДУ на текущий момент.

При программном изменении параметров рабочей орбиты требуется реализовать управляющее воздействие, приводящее к требуемым изменениям параметров за заданный интервал времени.

МОДЕЛЬ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОБЛАСТИ ДОПУСТИМЫХ ПРОЕКТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КА С ЭЭМ

Для определения области допустимых проектных решений проводится совместный анализ проектных характеристик низкоорбитального КА с ЭЭМ и условия возможности поддержания параметров низкой рабочей орбиты:

$$\begin{cases} \bar{P} = (\tilde{\sigma}, M_{KA}, F_T, M_{PT}, N_{\text{3Y}}, N_{\text{ЭРДУ}})^T \subset P_D; \quad \tilde{\sigma} = \frac{c_X \cdot S_M}{2 \cdot M_{KA}}; \quad N_{\text{ЭРДУ}} = \frac{c}{2 \cdot \eta_{\text{ЭРДУ}}} \cdot F_T; \\ \int_0^{T_{\text{3Y}}} \tilde{\sigma} \cdot \rho(t) \cdot V^2(t) \cdot dt \leq \int_0^{T_{\text{3Y}}} \frac{F_T}{M_{KA}} \cdot \alpha(t) \cdot dt, \end{cases} \quad (7)$$

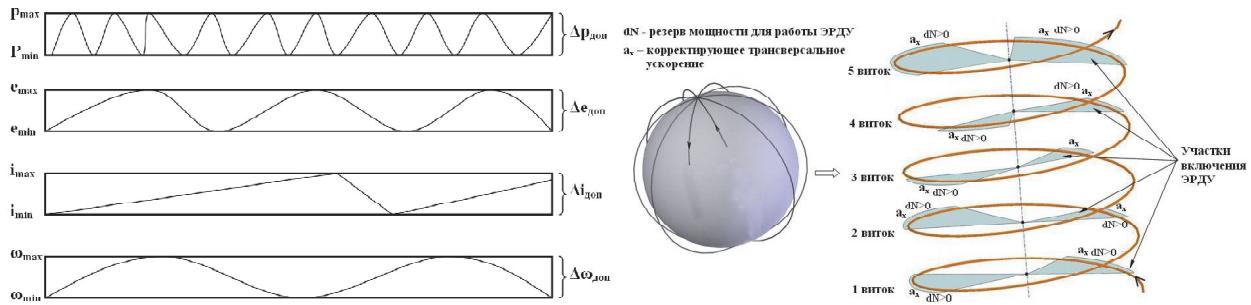


Рис. 7. Управление параметрами орбиты космического аппарата

где \bar{P} – вектор основных проектных характеристик низкоорбитального КА с корректирующей ЭРДУ; $\tilde{\sigma}$ - баллистический коэффициент КА; M_{KA} – масса КА в орбитальном полете; F_T - сила тяги от ЭРДУ; M_{PT} – масса рабочего тела для ЭРДУ; $N_{\text{ЭУ}}$ – мощность энергоустановки КА; $N_{\text{ЭРДУ}}$ – мощность энергопотребления ЭРДУ; $\rho(t)$ – плотность атмосферы (зависит от высоты орбиты и времени), $V(t)$ – скорость КА относительно атмосферы, $\alpha(t)$ – относительное время работы ЭРДУ на витке ($\alpha(t) = t_M / T$, t_M – время непрерывной работы ЭРДУ, T – период обращения спутника), c_X – коэффициент характеризующий характер взаимодействия с атмосферой земли (зависит от свойств поверхности КА, $c_X = 2..2,5$), S_M – площадь миделевого сечения КА (при неориентированном полете примерно составляет 25% от всей поверхности КА); $\eta_{\text{ЭРДУ}}$ – коэффициент полезного действия ЭРДУ; $T_{\text{сущ}}$ – срок активного существования КА.

Левая часть неравенства системы (7) выражает

интегральные возмущающие воздействия со стороны атмосферы, а правая – интегральные корректирующие воздействия. Соответственно в неравенстве присутствуют параметры, отражающие факторы воздействия окружающей среды ($\rho(t)$, $V(t)$), и проектные параметры, характеризующие облик КА ($\tilde{\sigma}$, M_{KA}) и ЭРДУ (F_T , $\alpha(t)$).

В результате анализа строится область применения ЭЭМ на низкоорбитальных КА. Графическое представление области приведено на рис. 8.

Горизонтальная плоскость “**a**” показывает уровень ускорения, придаваемого космическому аппарату ЭРДУ. Поверхности “**б**” отображают уровень возмущающих атмосферных ускорений при крайних состояниях плотности атмосферы. Из рисунка видно, что коррекцию высоты орбиты можно проводить при баллистических коэффициентах и высотах, где кривые “**б**” находятся ниже плоскости “**a**”, то есть в области более высоких корректирующих ускорений по сравнению с атмосферными ускорениями.

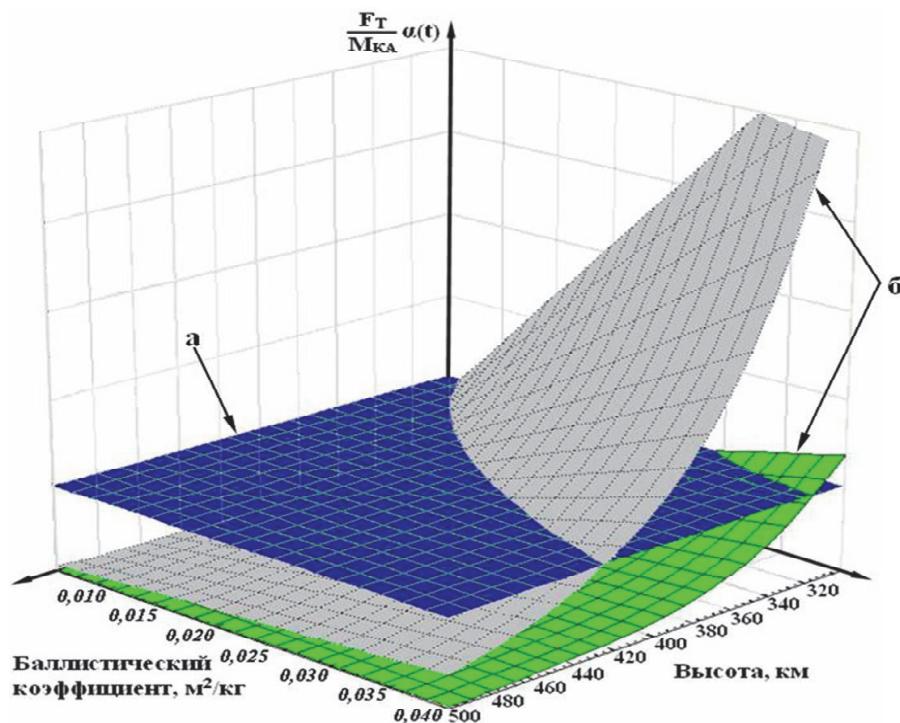


Рис. 8. Область применения корректирующей ЭРДУ на низкоорбитальных КА

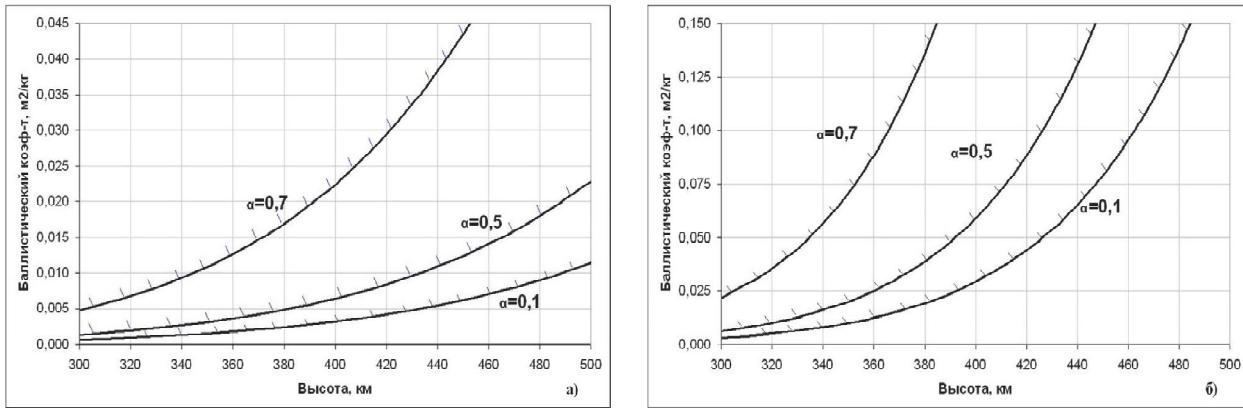


Рис. 9. Область применения корректирующей ЭРДУ на низкоорбитальных космических аппаратах при уровнях солнечной активности $F_0=250 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}/\text{м}^2\text{Гц}$ и $F_0=75 \cdot 10^{-11} \text{ Вт}/\text{м}^2\text{Гц}$

Если рассмотреть проекцию поверхности максимальных возмущающих воздействий на плоскость “**а**”, то мы получим область допустимых значений баллистического коэффициента КА в зависимости от величины корректирующего ускорения (см. рис. 9).

При этом достижению заданной величины корректирующего ускорения удовлетворяют все точки соотношения массы спутника, силы тяги и мощности блока ЭРД, принадлежащие областям, указанным на рис. 10.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Актуальность моделей для расчета проектных параметров низкоорбитального КА с ЭЭМ обусловлена прикладным аспектом их применения. На современном этапе уже возможно решение задачи выбора некоторых оптимальных проектных характеристик подобных КА.

Для примера решим задачу оснащения КА в форме куба 1м x 1м x 1м с первоначальной массой $M_{KA}=400 \text{ кг}$ и площадью солнечных батарей (СБ) $S_{CB0}=4 \text{ м}^2$ ЭЭМ на базе СПД-70 для

поддержания околокруговой орбиты высотой 400 км в течение 5 лет. Допускается увеличение общей массы спутника не более чем на 100кг, площади СБ – не более чем на 4 м^2 (см. рис. 11а).

В данной задаче срок активного существования КА является одним из ограничений ($T_{\text{сущ}} \geq 5 \text{ лет}$), поэтому для выбора основных проектных характеристик воспользуемся дополнительными критериями минимума массы КА, минимума дополнительной площади СБ, максимума производительности целевой аппаратуры.

При расчетах по описанным моделям оптимальным решением по критериям минимальной массы КА и максимальной производительности целевой аппаратуры является:

$$\begin{aligned} M_{KA} &= 450 \text{ кг}, \quad \tilde{\sigma} = 0,0085 \text{ м}^2/\text{кг}, \quad M_{ERDU} = 385 \text{ кг}, \\ M_{PT} &= 15,9 \text{ кг}, \quad S_{CB} = 6,24 \text{ м}^2, \quad N_{cp, \text{сум.}} = 280 \text{ Вт}, \\ N_{cp, \text{сум.ERDU}} &= 100 \text{ Вт}, \quad \text{ЭЭМ на базе СПД-70.} \end{aligned}$$

Проектный облик такого КА может быть как на рис. 11б.

Дальнейшее развитие математического описания такой сложной системы как низкоорбитальный КА с ЭЭМ позволит создавать методики автоматизированного расчета проектных ха-

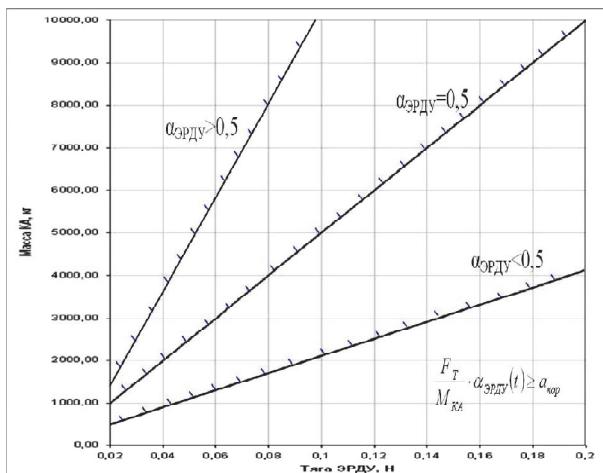


Рис. 10. Области допустимых масс КА и сил тяги блока ЭРД и мощностей блока ЭРД, удовлетворяющих выполнению условия коррекции

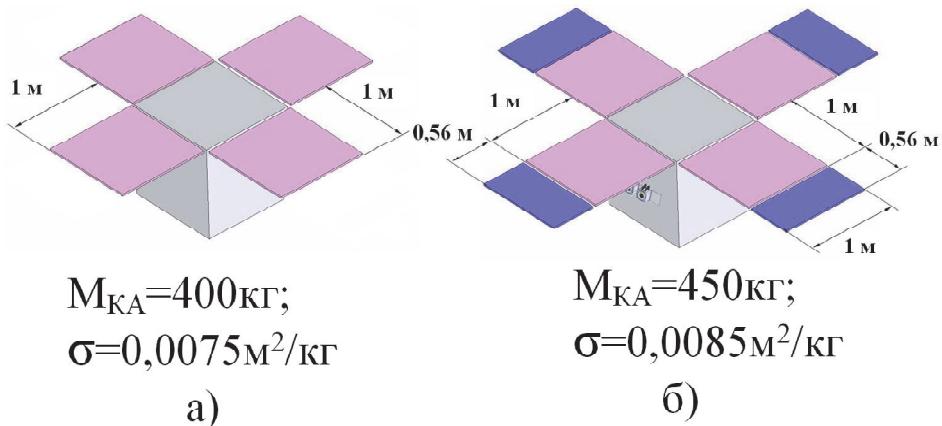


Рис. 11. Низкоорбитальный КА (а – первоначальный облик, б – оснащенный ЭЭМ)

рактеристик всех бортовых систем на базе реальных структурных компонентов.

Результаты исследований получены при выполнении поисковых научно-исследовательских работ в рамках федеральной целевой программы “Научные и научно-педагогические кадры инновационной России” на 2009-2013 годы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Малышев Г.В. Применение электроракетных двигателей для выведения, коррекции орбиты и поддержания группировок спутниковых систем // Полет. 2006. С.34-40.
2. Лебедев А.А. Введение в анализ и синтез систем. М.: Изд-во МАИ, 2001.

MODELS FOR CALCULATION OF DESIGN PARAMETERS LOW-ORBIT SPACE VEHICLE WITH THE ELECTROROCKET MODULE

© 2011 V.V. Volotsuev

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.

Key words: low orbit, space vehicle, electrorocket engine