

## АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ КОРРЕКЦИИ НИЗКИХ ОРБИТ ИСКУССТВЕННЫХ СПУТНИКОВ ЗЕМЛИ

Модель задачи оптимизации управления движением спутника на низкой орбите посредством двигательной установки малой тяги достаточно сложна, а эллиптичность орбиты требует аккуратного описания ее "медленной" эволюции орбиты на больших интервалах времени. В таких задачах на первый план выходит стратегия гарантированного результата, как при выборе законов управления, так и при оптимизации параметров корректирующей двигательной установки.

Для задачи совместного управления оскулирующими элементами орбиты  $(A, e, \omega, \Omega, i)$ , а также относительным угловым положением  $\Delta u$  спутника, обеспечивающего минимум характеристической скорости, в работе [1] с использованием метода усреднения была получена структура оптимального управления на отдельном витке орбиты, показанная на рисунке 1. Здесь  $\eta$  – эксцентрическая аномалия центра разгонного участка ( $a_x > 0$ ),  $\xi$  – половина ширины разгонного участка для трансверсальной тяги,  $\alpha$  – ширина одного пассивного участка трансверсальной тяги,  $\zeta$  – аргумент широты центра участка с  $a_x > 0$ ,  $\varphi$  – половина ширины рабочего участка с  $a_x > 0$ ,  $\beta$  – ширина одного пассивного участка для бинормальной составляющей тяги.

Для этой структуры управления получена математическая модель эволюции орбиты в поле земного сфероида, с учетом возмущающего влияния атмосферы и малой тяги с оптимальной структурой управления:

$$\begin{aligned} \frac{dA}{dt} &= \frac{4a_1}{\pi} \sqrt{\frac{A^3}{\mu}} \left( \xi + \frac{\alpha - \pi}{2} \right) - 2\sigma \rho_{cp} \sqrt{\mu A}, \\ \frac{de}{dt} &= \frac{a_1}{\pi} \sqrt{\frac{A}{\mu}} \left[ -3e \left( \xi + \frac{\alpha - \pi}{2} \right) + 4 \sin \left( \xi + \frac{\alpha}{2} \right) \cos \frac{\alpha}{2} \cos \eta - \frac{e}{2} \sin 2 \left( \xi + \frac{\alpha}{2} \right) \cos \alpha \cos 2\eta \right] - 2e \sigma \rho_{cp} \sqrt{\frac{\mu}{A}}, \\ \frac{d\omega}{dt} &= \frac{a_1}{\pi \cdot e} \sqrt{\frac{A}{\mu}} \left[ 4 \sin \left( \xi + \frac{\alpha}{2} \right) \cos \frac{\alpha}{2} \sin \eta - \frac{e}{2} \sin 2 \left( \xi + \frac{\alpha}{2} \right) \cos \alpha \sin 2\eta \right] + \frac{\varepsilon (5 \cos^2 i - 1)}{2 \mu^{0.5} A^{1.5}}, \\ \frac{dsu}{dt} &= \sqrt{\mu} (A^{-1.5} - A_k^{-1.5}) \\ \frac{di}{dt} &= \frac{a_3}{\pi} \sqrt{\frac{A}{\mu}} \left[ 2 \sin \left( \varphi + \frac{\beta}{2} \right) \cos \frac{\beta}{2} \cos \zeta - 3\lambda_1 \left( \varphi + \frac{\beta}{2} - \frac{\pi}{2} \right) - \right. \\ &\quad \left. - \frac{3}{2} \sin 2 \left( \varphi + \frac{\beta}{2} \right) \cos \beta \cdot (\lambda_1 \cos 2\zeta + \lambda_2 \sin 2\zeta) \right], \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{a_3}{\pi \cdot \sin i} \sqrt{\frac{A}{\mu}} \left[ 2 \sin \left( \varphi + \frac{\beta}{2} \right) \cos \frac{\beta}{2} \sin \zeta - 3\lambda_2 \left( \varphi + \frac{\beta}{2} - \frac{\pi}{2} \right) - \right. \\ &\quad \left. - \frac{3}{2} \sin 2 \left( \varphi + \frac{\beta}{2} \right) \cos \beta \cdot (\lambda_2 \cos 2\zeta + \lambda_1 \sin 2\zeta) \right] - \frac{\varepsilon \cos i - 1}{\mu^{0.5} A^{1.5}}, \end{aligned}$$

где  $a_1, a_3$  – составляющие ускорения, направленные по трансверсали и бинормали, соответственно.

Эта модель удобна тем, что позволяет существенно сократить время расчета. Для исследования задачи управления плоскостными параметрами орбиты достаточно использовать первые четыре уравнения системы (1).

Задача поддержания орбиты формулируется как задача ликвидации вековых возмущений периода обращения  $T$ , возникающих из-за действия силы аэродинамического сопротивления [2]. Потребуем, чтобы на отрезке  $[0, t_k]$  период обращения находился в диапазоне  $T_p + \delta T_{доп}$ , где  $T_p$  – расчетное значение периода обращения;  $T_{доп}$  – допустимое отклонение.

Весь интервал управления разбивается на  $N$  равных подынтервалов, каждый из которых состоит из  $m$  пассивных и  $p$  активных витков. На пассивных витках электрореактивный двигатель (ЭРД) выключен, а на активных витках он создает постоянное по величине реактивное трансверсальное ускорение  $a_x$ .

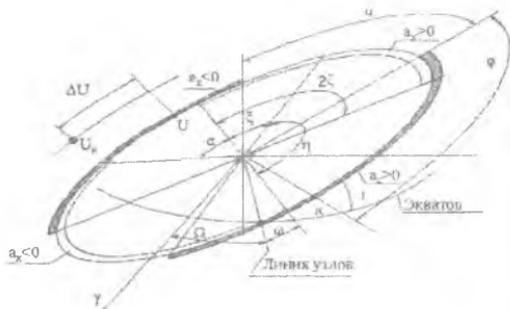


Рис. 1. Структура оптимального управления на витке

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.

Для создания необходимых корректирующих ускорений требуется включение ЭРД на определенных интервалах времени. При своем функционировании ЭРД потребляют электроэнергию. При этом потребная мощность для включения пропорциональна силе тяги двигателя и скорости истечения рабочего тела, то есть напрямую зависит от характеристик двигателя.

При проектировании следует задавать сочетание характеристик питающей энергоустановки и электроракетной двигательной установки таким образом, чтобы располагаемой мощности было достаточно для работы бортовой аппаратуры и включения ЭРД на заданном промежутке времени.

В общем виде математические модели потребной тяги и потребной мощности записываются следующим образом:

$$F_T = M_{KA} \cdot a_K, \quad (2)$$

$$N = \frac{F_T \cdot C}{2 \cdot \eta}, \quad (3)$$

где  $F_T$  – потребная сила тяги,  $N$  – потребная мощность для включения ЭРДУ,  $M_{KA}$  – масса КА,  $C$  – скорость истечения рабочего тела,  $\eta$  – КПД ЭРДУ,  $a_K$  – потребное корректирующее ускорение.

Для коррекции орбиты КА с массой 6400 кг и средним баллистическим коэффициентом  $\sigma_{эф} = 0,0036 \text{ м}^2/\text{кг}$  зависимости потребной тяги и потребной мощности приведены на рисунке 2.

Видно, что для различных высот орбит в зависимости от уровня солнечной активности требуются различные уровни потребной тяги двигательной установки и потребной мощности.

Дополнительную мощность для работы ЭРДУ можно найти за счет уменьшения времени работы бортовой аппаратуры (отдельных ее компонентов). Тогда ограничение по мощности выглядит следующим образом:

$$\frac{\sum N_{ЭРДУ} \cdot t_{\text{раб. ЭРДУ на витке}}}{T_{\text{обр}}} = \xi_{ЭРДУ} \cdot \sum N_{\text{эрд}}, \quad (4)$$

где  $\xi_{\text{ЭРДУ}}$  – относительное время работы ЭРДУ за один виток ( $\xi_{\text{ЭРДУ}} = t_{\text{раб.ЭРДУнавит}} / T$ );  
 $T$  – период обращения КА,  $t_{\text{раб.ЭРДУнавит}} – активное время работы ЭРДУ на одном вит.$   
 ке.

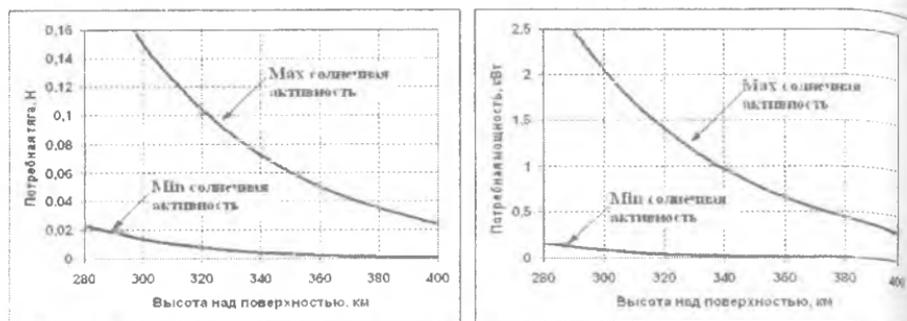


Рис. 2. Зависимость минимальной потребной тяги и потребной мощности ЭРДУ для осуществления коррекции от высоты перигея орбиты при крайних уровнях плотности

При численном интегрировании с учетом ограничений по мощности систему уравнений (1) следует дополнить зависимостью располагаемой мощности от времени:

$$N_{\text{расп}} = f(t) \quad (5)$$

В результате комплексная модель, отображающая алгоритм коррекции орбиты спутника с помощью ЭРДУ, образуется путем наложения друг на друга следующих моделей:

- 1) математическая модель эволюции орбиты в поле земного сфероида с учетом возмущающего влияния атмосферы при малой тяги с оптимальной структурой управления;
- 2) задача ликвидации вековых возмущений периода обращения  $T$ ;
- 3) зависимость располагаемой мощности от времени (5), как функция ограничения включения ЭРДУ.

При численном моделировании процессов коррекции на основе описанных моделей можно проводить синтез проектных параметров ЭРДУ и алгоритмов управления для исследуемого ИСЗ.

Например, на основе численного моделирования процессов коррекции орбит спутника с массой 6400 кг, баллистическим коэффициентом  $0,0036 \text{ кг/м}^2$ , среднесуточным энергопотреблением бортовой аппаратуры 300 Вт, использующим ЭРДУ с двигателями семейства стационарных плазменных двигателей (СПД) производства ОКБ "Факел", получены следующие характерные циклограммы коррекции (рис. 3-6).



Рис. 3. Циклограмма коррекций большой полуоси и эксцентриситета околокруговой орбиты высотой 350 км с эксцентриситетом 0,01 (максимум солнечной активности)



Рис. 4. Циклограммы коррекций большой полуоси и эксцентриситета околокруговой орбиты высотой 350 км с эксцентриситетом 0,0183 (максимум солнечной активности)



Рис. 5. Циклограммы коррекций большой полуоси и эксцентриситета околокруговой орбиты высотой 350 км с эксцентриситетом 0,01 (минимум солнечной активности)

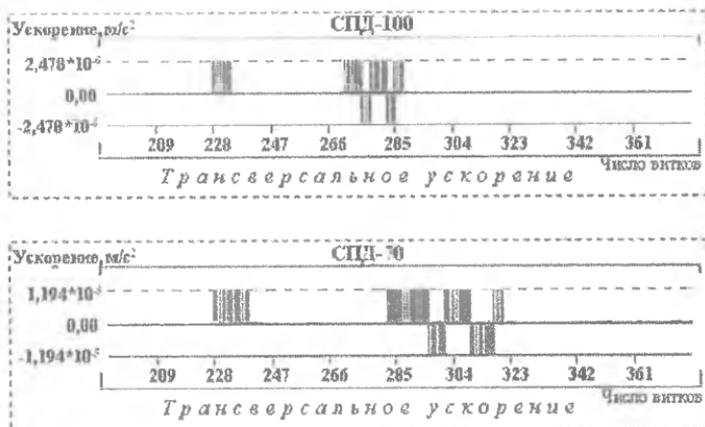


Рис. 6. Циклограммы коррекций большой полуоси и эксцентриситета околокруговой орбиты 350 км с эксцентриситетом 0,0183 (минимум солнечной активности)

Анализ результатов моделирования показывает, что лучше всего для коррекции орбиты рассматриваемого спутника подходит двигатель СЦД-100, как имеющий наибольшую тягу. Однако в большинстве случаев он не удовлетворяет ограничениям по энергетике, накладываемым энергетической установкой. Подходящей для использования, является установка на базе двигателей СЦД-70.

#### Библиографический список

1. Салмин В.В., Васильев В.В., Ишков С.А., Романенко В.А., Соколов В.О., Старикова О.Л., Юрий В.В. Приближенные методы расчета оптимальных перелетов космических аппаратов с двигателями малой тяги / Обзорная статья, 2005, 52 с.
2. Васильев В.В., Салмин В.В. Многошаговые алгоритмы коррекции орбиты спутника Земли двигателями малой тяги, "Космические исследования", 1984 г., Т. 22, №4, с. 507-519.