

Предложенный подход к формированию программы управления может использоваться для оценки манёвренных возможностей аэрокосмического аппарата на этапе проектирования.

Библиографический список

1. Лазарев, Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов / Ю.Н. Лазарев. – Самара: Самарский научный центр РАН, 2007. – 274 с.
2. Храмов, А.А. Оптимизация комбинированного поворота плоскости орбиты аэрокосмического аппарата методом принципа максимума Понтрягина / А.А. Храмов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т.18. – №1. – С. 140-153.
3. Шкадов, Л.М. Механика оптимального пространственного движения летательных аппаратов в атмосфере / Л.М. Шкадов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1972. – 244 с.

УДК 629.78

Ишков С.А., Фадеенков П.В., Филиппов Г.А.

ПРОБЛЕМА ОПТИМИЗАЦИИ КОМБИНИРОВАННОГО ПЕРЕЛЁТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

Введение. Доставка полезных грузов на геостационарную орбиту (ГСО) при старте ракет-носителей с российских космодромов осуществляется, как правило, с использованием дополнительной разгонной ступени. В процессе выведения необходимо изменять угол наклона орбиты до нулевого значения. Такой манёвр относится к классу энергоёмких. Применение на разгонных ступенях электроракетных двигателей (ЭРД) позволит снизить затраты рабочего тела и тем самым повысить эффективность транспортной операции.

Постановка задачи. Рассматривается следующая баллистическая схема перелёта с комбинированной двигательной установкой. КА массой M_0 , состоящей из разгонного блока с ЖРД (КА1 массой M_{0_1}), разгонного блока с ЭРД (КА2 массой M_{0_2}) и полезного груза $M_{ПГ}$, с использованием разгонного блока с ЖРД переводится с круговой начальной орбиты на промежуточную эллиптическую с

частичным изменением наклона орбиты Δi_1 . Далее КА1 отделяется от КА2 и переводится на орбиту захоронения. КА2 совершает некомпланарный межорбитальный переход с высокоэллиптической орбиты на ГСО.

Рассмотрим постановку задачи комплексной оптимизации в обобщённом виде. Определим критерий оптимальности как:

$$\mu = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_0}. \quad (5)$$

Здесь $M_{\text{ПГ}}$ – масса полезного груза, выводимого на ГСО, M_0 – масса, выводимая на опорную орбиту.

Рассмотрим следующую линейную массовую модель компонентов, входящих в критерий оптимальности (5), без учёта затрат на утилизацию объектов:

$$\begin{aligned} M_{0_1} &= M_{T_1} + M_{\text{СПХ}_1} + M_{\text{КОН}_1} + M_{D_1}, \\ M_{0_2} &= M_{\text{РТ}_2} + M_{\text{ЭУ}_2} + M_{\text{СПХ}_2} + M_{D_2} + M_{\text{КОН}_2}. \end{aligned} \quad (6)$$

Здесь обозначено: $M_{T_1} = M_0 \left(1 - \exp \left(- \frac{V_{x_1}}{P_{\text{уд}_1}} \right) \right) = M_0 S_1$ – масса топлива КА с ЖРД, $M_{\text{СПХ}_1} = k_{\text{СПХ}_1} M_{T_1}$ – масса систем подачи и хранения топлива КА с ЖРД, $M_{\text{КОН}_1} = \alpha_{\text{КОН}_1} M_{0_1}$ – масса конструкций КА с ЖРД, $M_{D_1} = \gamma_{D_1} P_1$ – масса двигателя КА с ЖРД, $M_{\text{РТ}_2} = (M_{0_2} + M_{\text{ПГ}}) \left(1 - \exp \left(\frac{V_{x_2}}{C} \right) \right) = (M_{0_2} + M_{\text{ПГ}}) S_2$ – масса рабочего тела КА с ЭРД, $M_{\text{СПХ}_2} = k_{\text{СПХ}_2} M_{\text{РТ}_2}$ – масса систем подачи и хранения топлива КА с ЭРД, $M_{\text{ЭУ}} = \alpha_{\text{Э}} \frac{PC}{2\eta_{\text{T}}}$ – масса энергоустановки КА с ЭРД, $M_{D_2} = \gamma_{D_2} P_2$ – масса двигательной установки КА с ЭРД, $M_{\text{КОН}_2} = \alpha_{\text{КОН}_2} (M_{0_2} + M_{\text{ПГ}})$ – масса конструкций КА с ЭРД.

Приведённая массовая модель КА будет зависеть от проектных параметров: P_1, P_2 – тяги двигателей, $P_{\text{уд}_1}, C$ – удельной тяги ЖРД и скорости истечения реактивной струи ЭРД, V_{x_1}, V_{x_2} – характеристических скоростей межорбитальных перелётов, а также удельных массовых характеристик моделей: $k_{\text{СПХ}_1}, k_{\text{СПХ}_2}, \alpha_{\text{КОН}_1}, \alpha_{\text{КОН}_2}, \alpha_{\text{Э}}, \gamma_{D_1}, \gamma_{D_2}$, и тягового КПД ЭРДУ η_{T} . Получим выражение для

функции μ (5) с учётом введённой проектной модели (6). Для этого запишем функцию как:

$$\mu = \mu_1 \mu_2, \quad (7)$$

$$\text{где } \mu_1 = \frac{M_{0_2} + M_{\text{ПГ}}}{M_0}, \quad \mu_2 = \frac{M_{\text{ПГ}}}{M_{0_2} + M_{\text{ПГ}}}.$$

Определим граничные условия межорбитальных перелётов:

$$X_0 = (H_0, i_0), \quad X_{\text{пр}} = (R_{\pi_{\text{пр}}}, R_{\alpha_{\text{пр}}}, i_{\text{пр}}), \quad X_{\text{к}} = (H_{\text{ГСО}}, 0), \quad (8)$$

где H_0, i_0 – высота и наклонение начальной орбиты, $R_{\pi_{\text{пр}}}, R_{\alpha_{\text{пр}}}, i_{\text{пр}}$ – радиус перигея, апогея и наклонение промежуточной орбиты, $H_{\text{ГСО}} = 42164$ км – высота геостационарной орбиты.

Определим функции μ_1 и μ_2 в соответствии с (7) для проектной модели (6):

$$\mu_1 = 1 - \frac{S_1 (1 + k_{\text{СПХ}_1}) + \gamma_{\text{Д}_1} a_{0_1}}{1 - \alpha_{\text{КОН}_1}}, \quad (9)$$

где a_{0_1} – начальная тяговооружённость КА с ЖРД.

$$\mu_2 = 1 - \left(\alpha_{\text{КОН}_2} + \left(\frac{\alpha_{\text{Э}} C^2}{2T_2 \eta_{\text{T}}} + (1 + k_{\text{СПХ}_2}) + \frac{\gamma_{\text{Д}_2} C}{T_2} \right) S_2 \right), \quad (10)$$

где T_2 – время перелёта КА с ЭРД.

Задача комплексной оптимизации будет формулироваться следующим образом:

$$\mu = \max_{\substack{p \in \mathbf{P}, X_{\text{пр}} \in \mathbf{X} \\ u_1(t) \in U_1, u_2(t) \in U_2}} \left(\mu(p, u_1(t), u_2(t), X_{\text{пр}}) \Big| T = T_1 + T_{2_{\text{зад}}} \right), \quad (11)$$

где p – вектор проектных параметров КА1 и КА2. Для принятой модели, с учётом допущения об импульсном приложении тяги для КА1 и непрерывной постоянной тяге для КА2, вектор p будет состоять из одного параметра – скорости истечения реактивной струи КА2 – C , $u_1(t), u_2(t)$ – вектор управления тягой для КА1 и КА2 соответственно, $T_{2_{\text{зад}}}$ – заданное время перелёта КА2.

Выбор баллистической схемы перелётов для КА1 и КА2 и определение управлений $u_1(t), u_2(t)$ позволит построить проектно-баллистическую функцию – зависимость характеристических скоростей V_{x_1}, V_{x_2} от проектных параметров и

граничных условий перелёта. Таким образом, сформулированная проектная задача (11) требует проведения комплексной оптимизации проектных параметров, промежуточной орбиты и векторов управления тягой по участкам. Её можно отнести к разряду сложных вычислительных задач.

Решение динамической задачи оптимального управления. Наибольшую вычислительную сложность при решении баллистической задачи представляет межорбитальный перелёт с малой тягой между эллиптической и круговой орбитами с изменением наклона плоскости орбиты. Она рассматривалась многими авторами. В работах М.С. Константинова и В.Г. Петухова [1,2] с использованием принципа максимума Понтрягина получены оптимальные программы управления для ряда граничных условий. В соответствии с разработанной методикой расчёт сводится к многопараметрической краевой задаче, что существенно усложняет проведение проектных исследований.

В работах под руководством В.В. Салмина [3,4] поиск оптимального управления проводится на основе идеи локальной оптимизации, что позволяет авторам обойтись без решения краевой задачи. Для рассматриваемых задач построить проектно-баллистическую функцию не удаётся, поэтому рассматриваемые задачи далеки от своего разрешения. В данной работе делается попытка рассмотреть задачу проектного синтеза (11) в целом для выбранного параметризованного управления [5] вектором тяги и решить её методом последовательных приближений.

В соответствии с предлагаемой схемой управления осуществляется совместное изменение большой полуоси, эксцентриситета и наклона орбиты для варианта, когда линия апсид совпадает с узлом орбиты и её положение остаётся неизменным. При этом считалось, что электроракетный двигатель работает постоянно и создаёт тягу с разными значениями угла рыскания Ψ_α и Ψ_π в окрестности апогея и перигея эллиптической орбиты:

$$\Psi = 0.5[\Psi_\alpha - \Psi_\pi + (\Psi_\alpha + \Psi_\pi)\text{sign}(\cos(u))]. \quad (12)$$

Радиальная составляющая тяги равна нулю, а на одном витке Ψ_α и Ψ_π принимаются постоянными. Данная схема хорошо согласуется со схемой при оптимальном перелёте [1]. Пример решения оптимизационной задачи с использованием принципа максимума Понтрягина для усреднённой системы уравнений приведён на рис. 2. Расчёты проводились для исходных данных, приведённых в табл. 1.

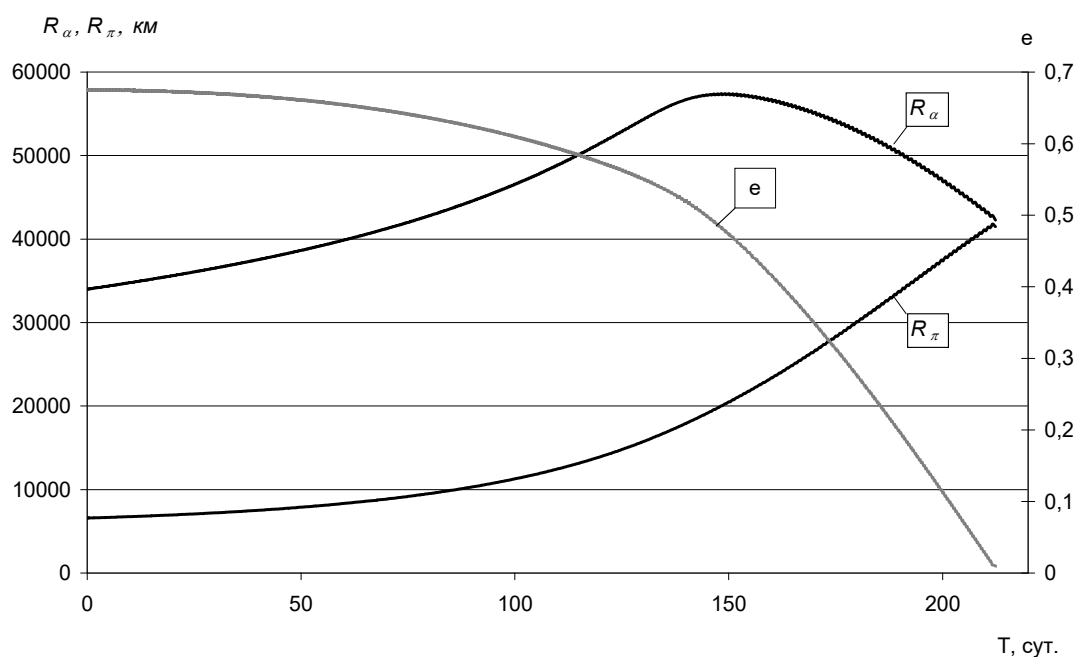


Рис. 1. Изменение радиуса апогея R_{α} , радиуса перигея R_{π} и эксцентриситета e от времени

Таблица 1. Исходные данные

Параметр	Размерность	Значение
большая полуось	км	20297,5
наклонение	град	63,17
эксцентриситет	—	0,07
начальное ускорение тяги	$м / с^2$	$2.13 \cdot 10^{-4}$
скорость истечения	км/с	15

Результат решения задачи комплексной оптимизации. Решалась задача выбора скорости истечения реактивной струи C для КА2 и параметров промежуточной орбиты $X_{пр}$ для заданного фиксированного времени перелёта $T_{2\text{зад}}$. Расчёты осуществлялись в виде последовательного решения динамической задачи для усреднённой модели и принятой структуры управления на витке и задачи максимизации целевой функции μ . Принятые массовые коэффициенты $k_{СПХ_1} = 0.02$, $\alpha_{к_1} = 0.1$, $\gamma_{ДВ_1} = 0.0015$ кг/Н, $k_{СПХ_1} = 0.07$, $\alpha_{к_1} = 0.1$, $\gamma_{ДВ_1} = 60$ кг/Н, $\eta_T = 0.5$, $\alpha_{\Theta} = 0.02$, начальная орбита круговая высотой 200 км и наклонением 51,6 градуса.

На рис. 2 построены зависимости целевой функции μ от задаваемого времени перелёта T_2 для ряда значений скорости истечения C . Полученные данные позволили определить зависимости μ_{\max} и радиуса апогея переходной орбиты R_{α} от скорости истечения C (рис. 3).

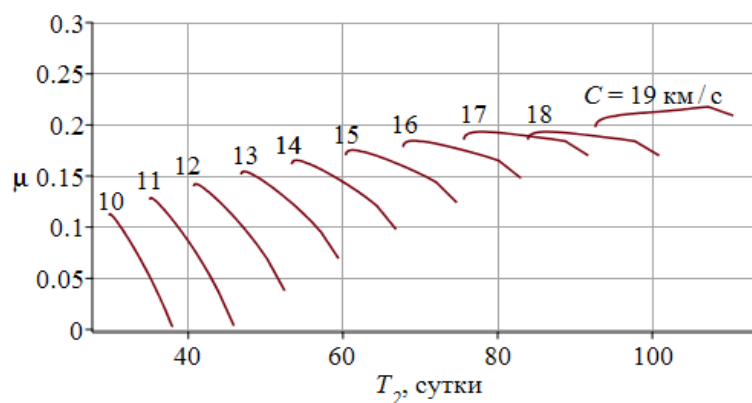


Рис. 2. Зависимости целевой функции μ от задаваемого времени перелёта T_2 для ряда значений скорости истечения C

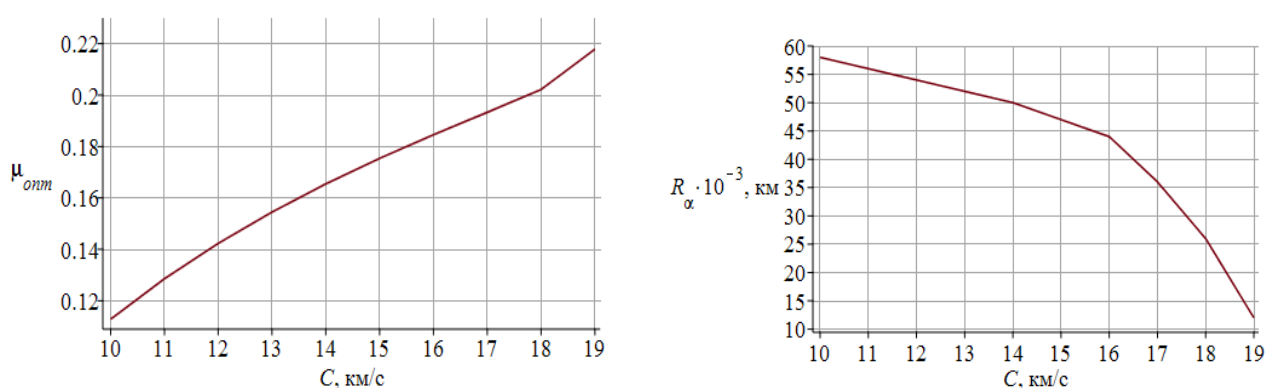


Рис. 3. Зависимости μ_{\max} и радиуса апогея переходной орбиты R_α от скорости истечения C

Полученные результаты позволяют сделать следующие выводы:

1. Оптимальное значение радиуса перигея промежуточной орбиты равно радиусу начальной круговой орбиты выведения.
2. Угол наклона промежуточной орбиты равен углу наклона начальной орбиты.
3. Величина радиуса апогея и эксцентриситет промежуточной орбиты изменяются в зависимости от заданного времени перелёта.
4. Диапазон возможных времён перелёта для принятых коэффициентов проектной модели составит величину 30...150 суток.

Библиографический список

1. Константинов, М.С., Мин Тейн. Метод оптимизации траектории выведения КА с электроракетной двигательной установкой на ГСО / М.С. Константинов, Тейн Мин // Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16. – №5. – С. 282–290.

2. Петухов, В. Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелёта с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами / В.Г. Петухов // Космические исследования. – 2011. – Т. 49. – №2. – С. 128–137.

3. Петрухина, К.В., Салмин, В.В. Оптимизация баллистических схем перелётов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги / К.В. Петрухина, В.В. Салмин // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2010. – Т. 12. – №4. – С. 186–201.

4. Салмин, В.В., Петрухина, К.В., Кветкин, А.А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. – 2019. – №4(27). – С. 94–108.

5. Fadeenkov, P. Low thrust spacecraft motion control with simultaneous changes in main orbital elements / P. Fadeenkov, S. Ishkov // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. – 2019. – Vol. 10. – №4. – P. 733–738.

УДК 629.783

Кветкин А.А.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММ УПРАВЛЕНИЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Введение. Схемы управления межорбитальными космическими аппаратами (КА), использующими электроракетные двигательные установки, отличаются сложностью и динамичностью программ изменения направления вектора тяги. Поэтому одной из важных задач формирования проектного облика электроракетного транспортного модуля является выбор способа управления углом отклонения вектора тяги.

Определяющими параметрами системы управления вектором тяги являются динамические характеристики КА при реализации программы управления, к