

Т. Г. МАММАДЗАДА

*Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан
tmamedzadeh@gmail.com*

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВЫВЕДЕНИЯ СПУТНИКОВ ДЛЯ РАДИАЦИОННОГО МОНИТОРИНГА С ПОМОЩЬЮ ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ И МАЛОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ

В статье рассматриваются задачи выведения спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли с помощью разгонного блока, предварительно выведенного на опорную круговую орбиту и оснащенного двигателями большой тяговооруженности – химическими ракетными двигателями (ХРД), и малой тяговооруженности – электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Проводится построение и расчёт траекторий выведения спутников с помощью ХРД и ЭРДУ и сравнительный анализ результатов выведения. Перелёт космического аппарата с помощью ХРД аппроксимируется импульсным воздействием, а траектория перелёта космического аппарата на участке ЭРДУ рассчитывается при условии минимизации времени перелёта с применением принципа максимума Понтрягина. Полученные результаты демонстрируют преимущества выведения спутников как с помощью двигателей большой тяговооруженности, так и с малой, а также техническую реализуемость задачи выведения спутников на заданные орбиты.

Ключевые слова: *большая тяга, малая тяга, электроракетные двигательные установки, химические ракетные двигатели, орбитальный анализ, импульсная аппроксимация, принцип максимума, радиационный мониторинг.*

Введение. Принцип действия химических ракетных двигателей (ХРД) заключается в химической реакции горения топлива, за счет чего нагретые до высокой температуры и стремительно расширяющиеся продукты сгорания с большой скоростью вытекают из реактивного сопла. В электроракетной двигательной установке (ЭРДУ) электрическая энергия бортовой энергоустановки космического аппарата используется в качестве источника энергии для создания тяги. ХРД работают сравнительно короткое время, при этом может создаваться реактивное ускорение, превышающее ускорение свободного падения Земли. При этом ЭРДУ обладают высокой скоростью истечения рабочего тела, что обеспечивает существенно меньший расход топлива по сравнению с химическими ракетными двигателями. Однако манёвры с малой тягой могут быть достаточно продолжительными [1].

В статье рассматривается выведение спутников для радиационного мониторинга Земли с помощью двигателей большой и малой тяговооруженности – соответственно, с ХРД и ЭРДУ. Траектория движения блока выведения с помощью ХРД аппроксимируется импульсным воздействием, а построение траектории выведения с малой тягой реализуется при условии минимизации продолжительности перелёта.

Выведение группировки спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли осуществляется с помощью разгонного блока (РБ) сухой массой 1000 кг, предварительно выведенного на опорную орбиту (круговую орбиту высотой 200 км). После выведения всех спутников, с целью ускорения выведения РБ в атмосферу (для

предотвращения увеличения объемов космического мусора в околоземном пространстве), высота перигея РБ снижается до 100 км.

Рассматриваются **три задачи** выведения спутников на заданные орбиты:

1. Спутник массой 100 кг выводится на орбиту с параметрами [высота апогея (R_a) = 8000 км, высота перигея (R_p) = 600 км, наклонение (i) = 64.3°, аргумент перигея (ω) = 300°, долгота восходящего узла (Ω) – свободная] попутно с выводом основного спутника массой 1000 кг на орбиту типа «Молния», имеющую те же наклонение и высоту перигея, но аргумент перигея 270° и величину большой полуоси 26555 км.

2. Два спутника массой 100 кг выводятся на орбиту с параметрами [R_a = 8000 км, R_p = 600 км, i = 64.3°, ω = 300°] с разницей в долготах восходящего узла орбит 30°.

3. Спутник массой 100 кг выводится на орбиту с параметрами [R_a = 2000 км, R_p = 800 км, i = 80°, ω = 300°, Ω – свободная] попутно с выводением основного спутника (или группы спутников) массой 1000 кг на круговую орбиту с тем же наклонением и высотой 800 км.

Целью работы является построение и сравнительный анализ траекторий выведения спутников для радиационного мониторинга Земли с помощью химических двигателей и электроракетной двигательной установки.

Построение схем выведения спутников. Уравнения движения в прямоугольной системе координат с использованием импульсной аппроксимации и с учетом второй зональной гармоники (сплюснутости Земли у полюсов) в аналитической форме описывается следующим образом [2]:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = v_x(t) \\ \dot{y}(t) = v_y(t) \\ \dot{z}(t) = v_z(t) \\ \dot{v}_x(t) = - \left(\mu \frac{x(t)}{r^3(t)} \left(1 + \frac{3}{2} j_2 \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right) + a_x \right) \\ \dot{v}_y(t) = - \left(\mu \frac{y(t)}{r^3(t)} \left(1 + \frac{3}{2} j_2 \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \left(1 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right) + a_y \right) \\ \dot{v}_z(t) = - \left(\mu \frac{z(t)}{r^3(t)} \left(1 + \frac{3}{2} j_2 \left(\frac{r_{eq}}{r} \right)^2 \left(3 - 5 \frac{z^2}{r^2} \right) \right) + a_z \right) \end{cases}$$

с начальными условиями $x_0 = x(t_0)$, $y_0 = y(t_0)$, $z_0 = z(t_0)$, $\dot{x}_0 = \dot{x}(t_0)$, $\dot{y}_0 = \dot{y}(t_0)$, $\dot{z}_0 = \dot{z}(t_0)$,

где $x(t)$, $y(t)$, $z(t)$ – координаты центра масс КА в момент времени t ,

$r = \sqrt{x^2(t) + y^2(t) + z^2(t)}$ – расстояние от КА до центра масс в момент времени t , v_x , v_y , v_z

– компоненты вектора скорости центра масс КА в момент времени t , a_x , a_y , a_z – компоненты вектора реактивного ускорения в момент времени t (равны нулю на пассивных участках кеплеровой дуги), J_2 – вторая зональная гармоника Земли ($J_2 = 1082.628 \cdot 10^{-6}$, что примерно в 1000 раз больше остальных зональных гармоник), r_{eq} – радиус Земли (6 378 137 м), μ – гравитационный параметр.

В точке приложения импульса происходит мгновенное приращение скорости, и масса КА (масса аппарата с топливом) изменяется согласно формуле Циолковского [3]:

$$m_+ = m_- e^{\frac{-\Delta V}{g_e I_{sp}}}$$

где m_+ – масса после маневра, m_- – начальная масса, ΔV – изменение скорости, I_{sp} – удельная тяга, g_e – ускорение свободного падения Земли.

Орбитальный переход при помощи ЭРДУ требует более значительных временных затрат, чем химические ракетные двигатели, поэтому при выборе стратегии оптимизации выведения спутников с помощью малой тяги предпочтение отдаётся минимизации длительности перелёта.

Дифференциальные уравнения движения КА с ЭРДУ, записанные в геоинерциальной декартовой системе координат, имеют вид [4]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{d^2 x}{dt^2} = -\frac{\mu}{r^3} x + Q \frac{\partial U}{\partial x} + \frac{\delta u}{m} e_p \\ \frac{dm}{dt} = -\frac{\delta P}{\omega} \end{array} \right\}$$

с начальными условиями $x_0 = x(t_0)$, $\dot{x}_0 = \dot{x}(t_0)$,

где x – вектор положения КА, μ – гравитационный параметр, t – время, r – расстояние от притягивающего центра до КА, δ – функция включения двигателя (равен 0 или 1), u – величина реактивной тяги, m – масса КА, ω – скорость истечения ЭРДУ, e_p – единичный вектор вдоль вектора тяги ЭРДУ, Q – матрица поворота для учета вращения Земли, U – функция, обусловленная сплюснутостью Земли.

Задача минимизации длительности перелёта космического аппарата с малой тягой сводится к численно решаемой нелинейной краевой задаче с помощью принципа максимума Понтрягина. Задача решается по вычислительной схеме с использованием модифицированного метода Ньютона. Задача Коши интегрировалась методом Рунге-Кутты 8-го порядка с автоматическим выбором шага.

Результаты. В качестве инерциальной декартовой системы координат используется международная геоинерциальная система координат ICRS, определённая конвенцией 2003 года Международной службы вращения Земли и систем координат (IERS) [5]. С целью решения динамической задачи оптимизации выведения спутников космический аппарат (разгонный блок со спутниками) рассматривается в качестве материальной точки, без учета проектных параметров аппарата. В случае использования ХРД рассчитываются двухимпульсные одновитковые манёвры с двигателем удельным импульсом 333,2 сек. В случае ЭРДУ – двигателя постоянной тяги 0,332 Н и постоянным удельным импульсом 1500 сек.

В случае использования химических ракетных двигателей получаем, что в первой задаче, в котором рассматривалось выведение спутника массой 100 кг на орбиту с высотой апогея 8000 км и перигея 600 км попутно с выведением спутника массой 1000 кг на орбиту типа «Молния», затраты топлива составили **2858 кг**. Во второй задаче (выведение спутников массой 100 кг на орбиту высотой апогея 8000 км и перигея 600 км с разницей в долготе восходящего узла орбит в 30°) затраты топлива составили

2415 кг. В третьей задаче (выведение спутника массой 100 кг на орбиты высотой апогея 2000 км и перигея 800 км попутно с выводением спутника массой 1000 кг на круговую орбиту высотой 800 км) затраты топлива составили **414 кг.**

Результаты выведения спутников с помощью ХРД приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Результаты задач выведения спутников на заданные орбиты с помощью ХРД.

	Сц. 1	Сц. 2	Сц. 3
Полный ΔV (м/с)	2856,7	4741,2	799,1
Масса топлива (кг)	2858	2415	414
Масса спутников (кг)	1100	200	1100

В случае выведения с помощью электроракетной двигательной установки получаем, что в первой задаче затраты топлива составили **1061 кг.** Выведение спутников по данной схеме может быть осуществлено в течение **543 суток.** Во второй задаче затраты топлива составили **679 кг** (выведение спутников за **348 суток**). В третьей задаче затраты топлива составили **116 кг** (выведение спутников за **59 суток**).

Результаты выведения спутников с помощью ЭРДУ приведены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты задач выведения спутников на заданные орбиты с помощью ЭРДУ.

	Сц. 1	Сц. 2	Сц. 3
Полный ΔV (м/с)	6217,2	6404,5	1197,7
Масса топлива (кг)	1061,2	678,9	115,9
Масса спутников (кг)	1100	200	1100
Общее время миссии (суток)	543	348	59

Таким образом, продемонстрирована техническая реализуемость задачи выведения спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли с помощью ХРД и ЭРДУ. При этом, использование ЭРДУ позволило сократить расходы топлива в **2.69 раз** в первой задаче, в **3.55 раз** во второй задаче и в **3.57 раз** в третьей задаче, но при этом, за счет значительно большей длительности перелёта (Таблица 3).

Таблица 3 – Результаты задач выведения спутников на заданные орбиты, где dV – полный ΔV (м/с), M – масса топлива (кг), T – время выведения спутников (в сутках).

	Сц. 1			Сц. 2			Сц. 3		
	dV	M	T	dV	M	T	dV	M	T
Большая тяга	2857	2858	0,3	40741	2415	0,2	799	414	0,1
Малая тяга	6217	1061	529	6404	679	342	1198	116	48

Заключение. В статье рассматривается задача выведения спутников для радиационного мониторинга Земли с помощью химических ракетных двигателей – двигателей большой тяговооруженности, и электроракетной двигательной установкой – двигателей малой тяги. Электрореактивные двигатели малой тяги обладают высокой

скоростью истечения рабочего тела, что обеспечивает существенно меньший расход рабочего тела по сравнению с химическими ракетными двигателями – двигателями большой тяговооружённости. Однако манёвры с малой тягой могут быть достаточно продолжительными.

В работе траектория движения блока выведения с помощью ХРД аппроксимируется импульсным воздействием, а построение траектории выведения с малой тягой реализуется при условии минимизации продолжительности перелёта. Было продемонстрировано, что за счет использования ЭРДУ возможно значительно сократить расходы топлива, и таким образом, увеличить максимально допустимую массу полезной нагрузки. Однако использование двигателей малой тяги, по сравнению с двигателями большой тяги, приводит к увеличению длительности перелёта.

На практике, с целью нахождения компромисса между длительностью перелёта и расходом топлива, требуемого для выведения спутников с ЭРДУ или ХРД, также используется комбинация химической и электроракетной двигательных установок [6]. Такой подход позволяет использовать преимущества двигателей большой и малой тяги, сводя их недостатки к допустимому уровню с учетом требований и ограничений в поставленной задаче.

ЛИТЕРАТУРА

1 Салмин В. В., «Опимальное управление комбинированной системой, состоящей из двигателя ограниченной скорости истечения и двигателя ограниченной мощности,» *Космические исследования*, 1970, т. 8, № 4, pp. 545-541.

2 Izzo D., Problem description for the 9th Global Trajectory Optimisation Competition, Noordwijk, 2201 AZ The Netherlands: European Space Agency, 2017, pp. 9.

3 Левантовский В.И., *Механика космического полёта в элементарном изложении*, М.: Наука, 1980, с. 512.

4 Петухов В.Г. Оптимальные многовитковые траектории выведения космического аппарата с малой тягой на высокую эллиптическую орбиту. *Космические исследования*, 2009, том 47, № 3, с. 271-279.

5 McCarthy D. D. and Petit G., IERS Technical Note No. 32., IERS Conventions (2003), IERS Conventions Centre, Frankfurt am Main, 2004, pp. 127.

6 Григорьев И.С., Заплетин М.П., Самохина А.С. и Самохина М.А. Оптимизация экспедиции к Фобосу космического аппарата с комбинированной тягой с возвращением к Земле, *Инженерный журнал: наука и инновации*, издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана (Москва), 2017, № 7, с. 1-24.

REFERENCES

1 Salmin V. V., «Opimal'noe upravlenie kombinirovannoj sistemoj, sostoyashchej iz dvigatelya ogranichennoj skorosti istecheniya i dvigatelya ogranichennoj moshchnosti,» *Kosmicheskie issledovaniya*, 1970, t. 8, № 4, pp. 545-541.

2 Izzo D., Problem description for the 9th Global Trajectory Optimisation Competition, Noordwijk, 2201 AZ The Netherlands: European Space Agency, 2017, pp. 9.

3 Levantovskij V.I., *Mekhanika kosmicheskogo polyota v elementarnom izlozhenii*, M.: Nauka, 1980, s. 512.

4 Petuhov V.G. Optimal'nye mnogovitkovye traektorii vyvedeniya kosmicheskogo apparata s maloj tyagoy na vysokuyu ellipticheskuyu orbitu. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2009, tom 47, № 3, s. 271-279.

5 McCarthy D. D. and Petit G., IERS Technical Note No. 32., IERS Conventions (2003), IERS Conventions Centre, Frankfurt am Main, 2004, pp. 127.

6 Grigor'ev I.S., Zapletin M.P., Samohin A.S. i Samohina M.A. Optimizaciya ekspedicii k Fobosu kosmicheskogo apparata s kombinirovannoj tyagoj s vozvrashcheniem k Zemle, Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii, izdatel'stvo MGTU im. N.E. Bauman (Moskva), 2017, № 7, s. 1-24.

T. H. MAMMADZADA

Azerbaijan National Aviation Academy

COMPARATIVE ANALYSIS OF THE LAUNCH OF SATELLITES FOR THE RADIATION MONITORING USING LOW AND HIGH THRUST ENGINES

This article considers the comparative analysis of the launch of satellites for the Earth radiation monitoring using low-thrust engines – electric propulsion system (EPS), and high thrust – chemical rocket engines (CRE). The launch scheme assumes successive delivery of satellites to the predetermined orbits with the help of a space tug, previously launched into a base circular orbit and equipped with CRE or EPS. The parameters of the trajectories are calculated – considering both the form of ridershare launch of a satellite and the clustered launch of two satellites into specified elliptical orbits. The flight of the spacecraft with the CRE is approximated by impulsive maneuvers, and the flight with the EPS is calculated under the condition of minimizing the flight time using the maximum principle of Pontryagin. The results obtained demonstrate the technical feasibility and advantages of satellite delivery into specified orbits using low and high thrust engines – chemical rocket engines and electric propulsion system.

Keywords: high thrust, low thrust, electric propulsion system, chemical rocket engine, orbital analysis, impulsive maneuvers, maximum principle, radiation monitoring.

T. G. МАММАДЗАДА

Ұлттық авиация академиясы, Баку, Әзірбайжан
tmamedzadeh@gmail.com

ҮЛКЕН ЖӘНЕ КІШІ ТАРТҚЫШ ҚОЗҒАЛТҚЫШТАРДЫҢ КӨМЕГІМЕН РАДИАЦИЯЛЫҚ БАҚЫЛАУ ҮШІН СПУТНИКТЕРДІ ШЫҒАРУДЫ САЛЫСТЫРМАЛЫ ТАЛДАУ

Мақалада жерді радиациялық бақылау үшін спутниктерді орбитаға шығару міндеттері қарастырылады, олар алдын-ала тірек айналмалы орбитаға шығарылған және үлкен тартқыш қозғалтқыштармен – химиялық зымыран қозғалтқыштарымен (RDD) және аз тартқышпен-электр зымыран қозғалтқышымен (EDDU) жабдықталған үдеткіш блоктың көмегімен қарастырылады. ХРТ және ЭРДУ көмегімен спутниктерді шығару траекторияларын құру және есептеу және шығару нәтижелерін салыстырмалы талдау жүргізіледі. Ғарыш аппаратының ХДҚ көмегімен ұшу импульстік әсермен жуықталады, ал ЭРДУ учаскесіндегі ғарыш аппаратының ұшу траекториясы понтрягиннің максимум принципін қолдана отырып, ұшу уақытын азайту шартымен есептеледі. Алынған нәтижелер үлкен тартқыш және кіші қозғалтқыштардың көмегімен спутниктерді шығарудың артықшылықтарын, сондай-ақ спутниктерді берілген орбиталарға шығару міндетінің техникалық орындылығын көрсетеді.

Түйін сөздер: үлкен тарту, төмен тарту, электр зымыран қозғалтқыштары, химиялық зымыран қозғалтқыштары, орбиталық талдау, импульстік жуықтау, максимум принципі, радиациялық бақылау.