

Выведение спутников для радиационного мониторинга Земли с помощью комбинированной тяги

© М.Г. Искандеров, Т.Г. Маммадзада

Национальная академия авиации, Баку, Азербайджан

Рассмотрена задача выведения спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли с помощью разгонного блока, предварительно выведенного на опорную круговую орбиту и оснащенного комбинированной двигательной системой — химическими ракетными двигателями и электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ). Комбинированная схема выведения подразумевает формирование промежуточной орбиты с использованием химических ракетных двигателей и дальнейшее поочередное довыведение спутников на целевые орбиты с помощью ЭРДУ. Приведен расчет параметров траекторий группового запуска спутников: попутного — одного и кластерного — еще двух на заданные эллиптические орбиты. На участке работы химических ракетных двигателей перелет космического аппарата аппроксимируется импульсным воздействием — с применением двухимпульсных апсидальных маневров, а траектория перелета космического аппарата на участке ЭРДУ рассчитывается при условии минимизации времени перелета с помощью принципа максимума Понтрягина. Полученные результаты демонстрируют техническую реализуемость задачи выведения спутников на заданные орбиты с использованием комбинированной тяги, а также преимущества комбинированной схемы выведения полезной нагрузки с целью уменьшения длительности перелета по сравнению с применением ЭРДУ на всем участке перелета.

Ключевые слова: комбинированная тяга, малая тяга, электроракетная двигательная установка, химический ракетный двигатель, гомановский перелет

Введение. Электроракетные двигательные установки (ЭРДУ) малой тяги обладают высокой скоростью истечения рабочего тела, что обеспечивает существенно меньший расход топлива по сравнению с расходом у химических ракетных двигателей (ХРД). Однако маневры с малой тягой могут быть достаточно продолжительными, поэтому на практике также рассматривается комбинация двигателей малой тяги с двигателями большой тяговооруженности, позволяющая уменьшить длительность перелета [1].

Рассматривается выведение группировки спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли с помощью разгонного блока (РБ) сухой массой 1000 кг, предварительно выведенного на опорную орбиту (круговую орбиту высотой 200 км) и оснащенного ХРД и ЭРДУ. Наклонение и долгота восходящего узла опорной орбиты подбираются таким образом, чтобы опорная орбита была на одной плоскости с плоскостью орбиты спутника, выводимого первым. После того как будут выведены все спутники, с целью увода РБ в атмосферу (для предотвращения увеличения объемов космического мусора в околоземном пространстве) высота перигея РБ снижается до 100 км.

Рассмотрим 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 $i = 64,3^\circ$, аргумент перигея $\omega = 300^\circ$, долгота восходящего узла Ω — свободная) попутно с выводением основного спутника массой 1000 кг на орбиту типа «Молния», имеющую те же наклонение и высоту перигея, но аргумент перигея 270° и величину большой полуоси 26 555 км.

2. Два спутника массой 100 кг выводятся на орбиту (с параметрами $R_a = 8000$ км, $R_p = 600$ км, $i = 64,3^\circ$, $\omega = 300^\circ$) с разницей в долготе восходящего узла орбит 30° .

3. Спутник массой 100 кг выводится на орбиту (с параметрами $R_a = 2000$ км, $R_p = 800$ км, $i = 80^\circ$, $\omega = 300^\circ$, Ω — свободная) попутно с выводением основного спутника (или группы спутников) массой 1000 кг на круговую орбиту с тем же наклонением и высотой 800 км.

Цель работы — построение комбинированной схемы выведения спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли, расчет параметров траекторий их выведения, а также сравнительный анализ комбинированной схемы с результатами выведения с малой тягой.

Схемы выведения спутников с комбинированной тягой. При использовании комбинированной системы для оптимального множества маневров предполагается использование на начальном участке двигателя большой тяги, а движение на последующем участке перелета обеспечивается двигательной установкой малой тяги. Такая схема считается компромиссной, потому что сочетает преимущества импульсных маневров с малым временем перелета и маневров с малой тягой с относительно меньшим расходом рабочего тела [2]. В данной работе при комбинированной схеме перелета предполагается использование как химического разгонного блока для формирования промежуточной орбиты, так и электрореактивной двигательной установки — для довыведения спутников на целевые орбиты.

Траектория движения блока выведения с ХРД аппроксимируется импульсным воздействием — движение космического аппарата (КА) на пассивных участках импульсной траектории происходит по кеплеровой дуге, а импульс результируется в приращении скорости. Рассматривается гомановский перелет, в частном случае предполагающий двухимпульсный перелет между двумя круговыми компланарными орбитами. При этом импульсы задаются в точках апсид начальной и промежуточной орбиты. В работе [3] утверждается, что перелет гоманова типа — абсолютно оптимальный двухимпульсный перелет с минимумом расхода топлива. При этом в работе А. Штернфельда [4] показано, что если радиус конечной орбиты превышает радиус начальной орбиты менее чем в 11,94 раза, именно двухимпульсные маневры являются оптимальными. Необходимые приращения

скорости (ΔV_1 и ΔV_2) и длительности перелета (T) рассчитывают следующим образом:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\frac{\mu}{r_1}} \left[\sqrt{\frac{2r_2}{r_1+r_2}} - 1 \right], \quad \Delta V_2 = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left[1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1+r_2}} \right], \quad T = \pi \sqrt{\frac{(r_1+r_2)^3}{8\mu}},$$

где μ — гравитационный параметр; r_1 и r_2 — радиус первой и второй орбиты соответственно.

В точке приложения импульса, где происходит мгновенное приращение скорости, масса КА (масса аппарата с топливом) изменяется согласно формуле Циолковского [5]

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

где m_+ — масса после маневра; m_- — начальная масса; ΔV — изменение скорости; g_e — ускорение свободного падения на Земле; I_{sp} — удельная тяга.

На орбитальный перелет с помощью ЭРДУ требуются более значительные временные затраты, чем в случае применения ХРД. Поэтому при выборе стратегии оптимизации выведения спутников с использованием малой тяги предпочтение отдается минимизации длительности перелета [6]. Уравнения Гаусса изменения орбитально-го положения КА имеют вид [7]

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = f(x, L) \frac{u}{m}, \\ \frac{dL}{dt} = g_0(x, L) + g_1(x, L) \frac{u}{m}. \end{cases}$$

Здесь вектор

$$\bar{x} = [a, e_x, e_y, h_x, h_y],$$

где a — большая полуось; e — эксцентриситет, $e_x = e \cos(\omega + \Omega)$, $e_y = e \sin(\omega + \Omega)$ (ω — аргумент перицентра, Ω — долгота восходящего угла); $h_x = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \cos(\Omega)$, $h_y = \tan\left(\frac{i}{2}\right) \sin(\Omega)$; $L = \omega + \Omega + v$ (v — истинная аномалия, i — наклонение); $g_0(x, L) = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \frac{D^2}{A^3}$, $g_1(x, L) =$

$$= \left[\begin{array}{ccc} 0 & 0 & \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{A}{D} (h_x \sin L - h_y \cos L) \end{array} \right] (L \text{ — истинная долгота});$$

$$f(x, L) = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{A}{D} \left[\begin{array}{ccc} \frac{2aBD}{A^2} & 0 & 0 \\ \frac{2(e_x + \cos L)D}{B} & \frac{-C}{B} & -e_y (h_x \sin L - h_y \cos L) \\ \frac{2(e_y + \sin L)D}{B} & \frac{E}{B} & e_x (h_x \sin L - h_y \cos L) \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}(1 + h_x^2 + h_y^2) \cos L \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}(1 + h_x^2 + h_y^2) \sin L \end{array} \right];$$

$$D = 1 + e_x \cos L + e_y \sin L; \quad A = \sqrt{1 - e_x^2 - e_y^2};$$

$$B = \sqrt{1 + 2e_x \cos L + 2e_y \sin L + e_x^2 + e_y^2};$$

$$C = 2e_x e_y \cos L - \sin L (e_x^2 - e_y^2) + 2e_y + \sin L;$$

$$E = 2e_x e_y \sin L + \cos L (e_x^2 - e_y^2) + 2e_x + \cos L.$$

В задаче минимизации длительности перелета двигатель КА управляется постоянно. Задача оптимального управления (перелет за минимальное время со свободной конечной истинной аномалией) формулируется следующим образом [7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min t_1; \\ \frac{dx}{dt} = f(x, L) \frac{u}{mg}; \\ \frac{dL}{dt} = g_0(x, L) + g_1(x, L) \frac{u}{m}; \\ \frac{dm}{dt} = -\frac{|u|}{g_e I_{sp}}; \\ x(t_0) = x_0, \quad x(t_1) = x_1; \\ L(t_0) = 0, \quad L(t_1) \text{ — своб.}; \\ m(t_0) = m_0, \quad m(t_1) \text{ — своб.}; \\ t_1 \text{ — своб.} \end{array} \right.$$

С помощью принципа максимума Понтрягина задача оптимизации траектории перелета КА с малой тягой при условии минимизации длительности перелета сводится к численно решаемой нелинейной краевой задаче. В настоящей работе эта задача решена по вычислительной схеме с использованием модифицированного метода Ньютона. Задача Коши интегрировалась методом Рунге — Кутты 8-го порядка с автоматическим выбором шага.

Для решения задачи методом Ньютона следует определить близкое к решению локальное начальное приближение, для подбора которого в задаче минимизации времени перелета сначала рассматривается задача минимизации энергетических затрат перелета (без ограничения модуля ускорения) [7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min_{|u| \leq u_{\max}} \int_{t_0}^{t_1} \frac{1}{2} u^2 dt; \\ \frac{dx}{dt} = f(x, L)u; \\ \frac{dL}{dt} = g_0(x, L) + g_1(x, L)u; \\ x(t_0) = x_0, \quad x(t_1) = x_1; \\ L(t_0) = L_0, \quad L(t_1) = L_1; \\ t_1 - \text{своб.} \end{array} \right.$$

Краевая задача состоит из 10 уравнений, в которых 5 неизвестных переменных $p_x(0)$ приравнены нулю в качестве начального предположения для ее решения. Таким образом, при решении задачи минимизации времени начальные значения переменных подбираются следующим образом [7, 8]:

- пять начальных значений p_x берутся из решения задачи минимизации энергетических затрат;
- начальное значение p_m равно -1 (так как оптимальное значение отрицательное);
- начальное значение L_1 устанавливается с учетом решения задачи минимизации энергетических затрат.

С целью определения параметров промежуточной орбиты за общую длительность перелета с комбинированной тягой ($T_{\text{комб}}$) принимается значение, которое в 2 раза меньше, чем длительность выведения только с ЭРДУ ($T_{\text{комб}} = T_{\text{ЭРДУ}}/2$). Параметры промежуточной орбиты вычисляются с помощью **метода декомпозиции** — численно исследуются различные варианты схем перелета с ХРД в импульсной

постановке и ЭРДУ при условии минимизации длительности перелета, вычисляются параметры тех вариантов, которые соответствуют условию по длительности перелета, а из множества схем необходимой длительности выбирается та, где расход топлива минимален.

Результаты. Космический аппарат — первоначально разгонный блок сухой массой 1000 кг со спутниками — развозит спутники с опорной круговой орбиты высотой 200 км по назначенным орбитам. После их выведения высота перигея разгонного блока снижается до 100 км для осуществления его увода с орбиты.

В качестве инерциальной декартовой системы координат используется международная геоинерциальная система координат ICRS, определенная конвенцией 2003 года Международной службы вращения Земли и систем координат (IERS) [9]. С целью решить динамическую задачу оптимизации выведения спутников космический аппарат (разгонный блок со спутниками) рассматривается в качестве материальной точки без учета его проектных параметров. На первом участке траектории выведения рассчитываются апсидальные двухимпульсные одновитковые маневры, обеспечиваемые двигателем с удельным импульсом 333,2 с. На втором участке перелет осуществляется с использованием ЭРДУ с постоянной тягой 0,332 Н и постоянным удельным импульсом 1500 с при условии минимизации длительности перелета.

Задача 1. Спутник массой 100 кг выводится с опорной орбиты (круговой, высотой 200 км) на орбиту (с параметрами $R_a = 8000$ км, $R_p = 600$ км, $i = 64,3^\circ$, $\omega = 300^\circ$) попутно с выведением большого спутника массой 1000 кг на орбиту типа «Молния», имеющую те же наклонение и высоту перигея, но аргумент перигея 270° и величину большой полуоси 26 555 км.

Выведение спутников на заданные орбиты с использованием только ЭРДУ (без ХРД) осуществляется за 530 сут. Таким образом, задается ограничение по времени выведения с комбинированной тягой в 2 раза меньшее — 265 сут. Переход с помощью химического двигателя на промежуточную орбиту с высотой апогея 7300 км производится с помощью одного апсидального импульса в перигее орбиты ($\Delta V = 1262$ м/с), при этом расходуется 1275 кг топлива. Затем с помощью двигателей малой тяги выполняется довыведение первого спутника на орбиту с высотой апогея 8000 км и высотой перигея 600 км, а далее осуществляется выведение спутника массой 1000 кг на орбиту типа «Молния» (рис. 1).

Результаты задачи выведения спутников в задаче 1 приведены ниже:

Расход топлива, кг	1820
Суммарный dV (полный ΔV), м/с	4976
Время перелета, сут	279 (265 + 14 на увод)
Число витков	1195

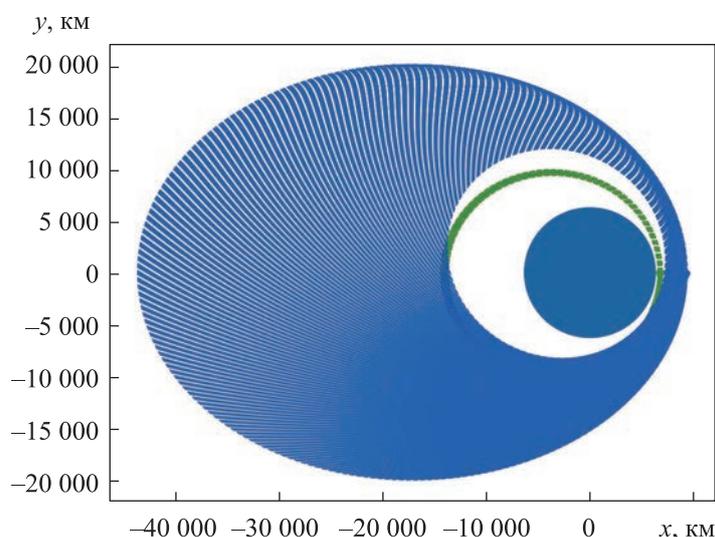


Рис. 1. Иллюстрация к задаче 1 выведения с комбинированной тягой: зеленая заштрихованная область соответствует области работы ЭРДУ для доведения с промежуточной орбиты первого спутника, синяя — для доведения второго спутника

Задача 2. Два спутника массой 100 кг выводятся на орбиты ($R_a = 8000$ км, $R_p = 600$ км, $i = 64,3^\circ$, $\omega = 300^\circ$) с разницей долготы восходящего узла орбит 30° .

Задается ограничение по времени выведения спутников с комбинированной тягой в 2 раза меньшее, чем только с ЭРДУ, — 171 сут. Переход с помощью химического двигателя на промежуточную орбиту с высотой апогея 7900 км и высотой перигея 600 км производится с помощью двух апсидальных импульсов в перигее начальной орбиты ($\Delta V = 1324$ м/с) и апогее переходной орбиты ($\Delta V = 85$ м/с), при этом расходуется 1337 кг топлива. Затем с помощью двигателей малой тяги выполняется доведение первого спутника на орбиту с высотой апогея 8000 км, далее осуществляется изменение долготы восходящего угла на 30° (рис. 2).

Результаты задачи выведения спутников в задаче 2 приведены ниже:

Расход топлива, кг	1682
Суммарный dV , м/с	5161
Время перелета, сут	177 (171 + 6 на увод)
Число витков	1223

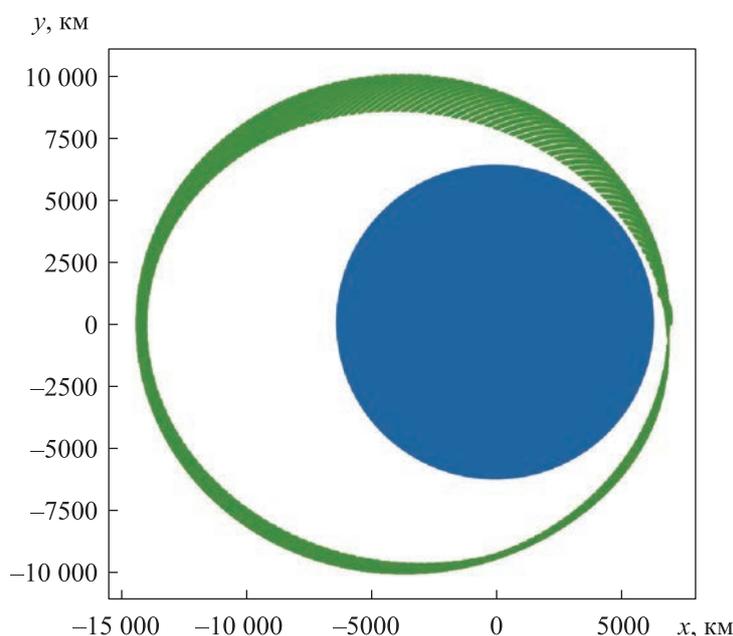


Рис. 2. Иллюстрация к задаче 2 выведения с комбинированной тягой: зеленая заштрихованная область соответствует области работы ЭРДУ для довыведения спутников с промежуточной орбиты

Задача 3. Спутник массой 100 кг выводится на орбиту (с параметрами $R_a = 2000$ км, $R_p = 800$ км, $i = 80^\circ$, $\omega = 300^\circ$) попутно с выведением основного спутника (или группы спутников) массой 1000 кг на круговую орбиту с тем же наклоном и высотой 800 км.

Задается ограничение по времени выведения спутников с комбинированной тягой в 2 раза меньшее, чем только с ЭРДУ, — 24 сут. Переход с помощью химического двигателя на промежуточную орбиту с высотой апогея 800 км и высотой перигея 700 км производится с помощью двух апсидальных импульсов в перигее начальной орбиты ($\Delta V = 168$ м/с) и апогее переходной орбиты ($\Delta V = 151$ м/с), расходуется 234 кг топлива. Затем с помощью двигателей малой тяги выполняется довыведение первого спутника на орбиту с высотой перигея 800 км, далее — выведение второго спутника на орбиту с высотой апогея 2000 км (рис. 3).

Результаты задачи выведения спутников в задаче 3 приведены ниже:

Расход топлива, кг	303
Суммарный dV , м/с	1083
Время перелета, сут	36 дней (24 + 12 на увод)
Число витков	470

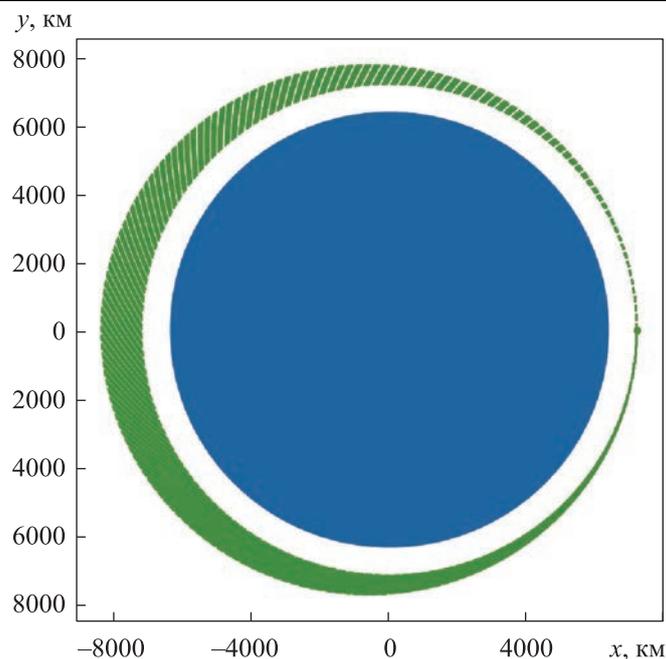


Рис. 3. Иллюстрация к задаче 3 выведения с комбинированной тягой: зеленая заштрихованная область соответствует области работы ЭРДУ для довыведения спутников с промежуточной орбиты

Таким образом, в задаче 1 (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») расход топлива составил 1820 кг. Выведение спутников по данной схеме может быть осуществлено за 265 сут. В задаче 2 (выведение спутников массой 100 кг на орбиту с высотой апогея 8000 км и перигея 600 км и с разницей в долготе восходящего узла орбит в 30°) расход топлива составил 1682 кг, выведение спутников выполнено за 171 сут. В задаче 3 (выведение спутника массой 100 кг на орбиты с высотой апогея 2000 км и перигея 800 км попутно с выведением спутника массой 1000 кг на круговую орбиту высотой 800 км) расход топлива составил 303 кг, выведение спутников может быть осуществлено в течение 24 сут (табл. 1).

Таблица 1

Основные результаты решения задач выведения спутников на заданные орбиты с помощью комбинированной тяги

Параметр	Задача 1	Задача 2	Задача 3
Полный ΔV , м/с	4976	5161	1083
Масса топлива, кг	1820	1682	303
Масса спутников, кг	1100	200	1100
Общее время миссии, сут	279	177	36

Как отмечено выше, с помощью комбинированной тяги возможно выведение большей массы полезной нагрузки, чем при использовании только ХРД, за время меньшее, чем в случае применения ЭРДУ. В табл. 2 приведены результаты решения задачи выведения спутников с помощью разгонного блока сухой массой 1000 кг с использованием комбинированной тяги, а также при работе только ЭРДУ с постоянной тягой 0,332 Н и постоянным удельным импульсом 1500 с при условии минимизации длительности перелета.

Таблица 2

Основные результаты решения задач выведения спутников на заданные орбиты

Тяга, Н	Задача 1			Задача 2			Задача 3		
	dV , м/с	M , кг	T , сут	dV , м/с	M , кг	T , сут	dV , м/с	M , кг	T , сут
Малая	6217	1061	529	6404	679	342	1198	116	48
Комбинированная	4976	1820	265	5161	1682	171	1083	303	24
Обозначения: dV — полный ΔV , M — масса топлива, T — время выведения спутников.									

Заключение. Электроракетные двигатели малой тяги обладают высокой скоростью истечения рабочего тела, что обеспечивает существенно меньший расход рабочего тела по сравнению с применением химических ракетных двигателей с большой тяговооруженностью. Однако маневры с малой тягой могут быть достаточно продолжительными, поэтому на практике также рассматривается их комбинирование, позволяющее уменьшить длительность перелета в сопоставлении с той, которую могут обеспечивать двигатели малой тяги. Сочетание ХРД и ЭРДУ считается компромиссным, так как появляются такие преимущества, как возможность импульсных маневров с малым временем перелета и маневров с малой тягой и относительно меньшими расходами рабочего тела.

В работе рассмотрена комбинированная схема перелета, предполагающая использование химического разгонного блока для формирования промежуточной эллиптической орбиты и электрореактивной двигательной установки для довыведения на целевую орбиту. Траектория движения блока выведения на первом участке аппроксимируется импульсным воздействием, а построение траектории довыведения с малой тягой реализуется при условии минимизации продолжительности перелета с использованием принципа максимума Понтрягина. Траектории перелета на участках работы ХРД и ЭРДУ вычисляются по отдельности, методом декомпозиции строится комбинированная схема выведения с учетом заданного условия по длительности перелета для выведения спутников.

В задаче 1 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 с величиной большой полуоси 26 555 км (орбита типа «Молния»). Затраты топлива в импульсной постановке составили 2858 кг, с помощью малой тяги — 1061 кг, с помощью комбинированной тяги — 1820 кг. При этом с применением ЭРДУ для выведения спутников понадобились 529 сут, а с использованием комбинированной тяги — 265 сут. В задаче 2 рассматривалось выведение спутников массой 100 кг на орбиту с высотой апогея 8000 км и перигея 600 км с разницей в долготе восходящего узла орбит в 30° . Затраты топлива в импульсной постановке составили 2415 кг, с помощью малой тяги — 679 кг, а с применением комбинированной тяги — 1682 кг. При этом с помощью ЭРДУ для выведения спутников понадобились 342 сут, а с использованием комбинированной тяги — 171 сут. В задаче 3 рассматривалось выведение спутника массой 100 кг на орбиты с высотой апогея 2000 км и перигея 800 км попутно с выведением спутника массой 1000 кг на круговую орбиту высотой 800 км. Затраты топлива в импульсной постановке составили 414 кг, с помощью малой тяги — 116 кг, а с применением комбинированной тяги — 303 кг. При этом с помощью ЭРДУ для выведения спутников понадобились 48 сут, а с применением комбинированной тяги — 24 сут.

Таким образом, в работе продемонстрирована техническая реализуемость задачи выведения группировки спутников на орбиты для радиационного мониторинга Земли с помощью комбинированной тяги, а также показана эффективность применения комбинированной схемы с целью уменьшить длительность перелета по сравнению со временем выведения с использованием малой тяги.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Григорьев И.С., Заплетин М.П., Самохин А.С., Самохина М.А. Оптимизация экспедиции к Фобосу космического аппарата с комбинированной тягой с возвращением к Земле. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1639>
- [2] Салмин В.В. Оптимальное управление комбинированной системой, состоящей из двигателя ограниченной скорости истечения и двигателя ограниченной мощности, *Космические исследования*, 1970, т. 8, № 4, с. 545–541.
- [3] Barrar R.V. An analytic proof that the Hoffman-type transfer is the true minimum two-impulse transfer. *Acta Astronautica*, 1963, vol. 9, pp. 1–11.
- [4] Shternfeld A. *A Soviet Space Science*. New York, Basic Books Inc., 1959, pp. 109–111.
- [5] Левантовский В.И. *Механика космического полета в элементарном изложении*. Москва, Наука, 1980, 512 с.

- [6] Петухов В.Г. Оптимальные многовитковые траектории выведения космического аппарата с малой тягой на высокую эллиптическую орбиту. *Космические исследования*, 2009, т. 47, № 3, с. 271–279.
- [7] Fourcade J., Geffroy S., Epenoy R. An averaging optimal control tool for low-thrust minimum-time transfers. *Centre National d'Etudes Spatiales*, 1991, pp. 2–11.
- [8] Geffroy S., Epenoy R. Optimal low-thrust transfers with constraints-generalization of averaging technics. *Acta Astronautica*, 1997, vol. 41, no. 3, pp. 171–197.
- [9] McCarthy D.D., Petit G. IERS Technical Note No. 32. *IERS Conventions (2003)*. IERS Conventions Centre, Frankfurt am Main, 2004, p. 127.

Статья поступила в редакцию 27.12.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Искандеров М.Г., Маммадзада Т.Г. Выведение спутников для радиационного мониторинга Земли с помощью комбинированной тяги. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-3-2262>

Искандеров Маис Гати оглу — канд. техн. наук, доцент кафедры «Летательные аппараты и авиационные двигатели» Азербайджанской национальной академии авиации. Область научных интересов: орбитальная механика, теория движения космических аппаратов, баллистика космических аппаратов, конструкция и прочность летательных аппаратов. e-mail: mais30@mail.ru

Маммадзада Тарлан Гамлет оглу — аспирант Азербайджанской национальной академии авиации. Область научных интересов: оптимизация траекторий космического полета, орбитальная механика. e-mail: tmamedzadeh@gmail.com

Launching Earth radiation monitoring satellites using the combined thrust

© M.G. Iskanderov, T.H. Mammadzada

Azerbaijan National Aviation Academy, Baku

The paper considers the problem of launching satellites into the orbits for Earth radiation monitoring using the upper stage previously inserted into a reference circular orbit and equipped with a combined propulsion system, i.e. chemical rocket engines and electric rocket propulsion system (ERPS). The combined launch scheme implies formation of the intermediate orbit using the chemical rocket engines and further successive satellites insertion into the target orbits using the electric rocket propulsion system. Calculation of the satellite group launch trajectory parameters is provided, single accompanying and two more in cluster formation, to the given elliptical orbits. The spacecraft flight is approximated at the chemical rocket engines operation phase by a pulse action using the double-pulse apsidal maneuvers; and the spacecraft flight trajectory in the ERPS phase is calculated under the condition of minimizing the flight time with the Pontryagin maximum principle. The results obtained demonstrate technical feasibility of the task of launching satellites into specified orbits using the combined thrust, as well as advantages of a combined scheme for launching a payload in order to reduce flight duration compared to using the ERPS throughout the entire flight.

Keywords: combined thrust, low thrust, electric rocket propulsion system, chemical rocket engine, Hohmann flight

REFERENCES

- [1] Grigoryev I.S., Zapletin M.P., Samokhin A.S., Samokhina M.A. Optimizatsiya ekspeditsii k Fobosu kosmicheskogo apparata s kombinirovannoy tyagoy s vozvrascheniem k Zemle [Optimization of Phobos mission with Hybrid propulsion returning to the Earth]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and innovation*, 2017, iss. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1639>
- [2] Salmin V.V. Opimalnoe upravlenie kombinirovannoy sistemoy, sostoyashchey iz dvigatelya ogranichennoy skorosti istecheniya i dvigatelya ogranichennoy moschnosti. *Kosmicheskie issledovaniya (Space Research)*, 1970, vol. 8, no. 4, pp. 545–541.
- [3] Barrar R.B. An analytic proof that the Hoffman-type transfer is the true minimum two-impulse transfer. *Acta Astronautica*, 1963, vol. 9, pp. 1–11.
- [4] Shternfeld A. *A Soviet Space Science*. New York, Basic Books, Inc., 1959, pp. 109–111.
- [5] Levantovskiy V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii* [Space flight mechanics in elementary presentation]. Moscow, Nauka Publ., 1980, p. 512.
- [6] Petukhov V.G. Optimal'nye mnogovitkovye traektorii vyvedeniya kosmicheskogo apparata s maloy tyagoy na vysokuyu ellipticheskuyu orbitu [Optimal multi-orbit trajectories of low-thrust spacecraft launching into a high elliptical orbit]. *Kosmicheskie issledovaniya (Space Research)*, 2009, vol. 47, no. 3, pp. 271–279.
- [7] Fourcade J., Geffroy S., Epenoy R. An averaging optimal control tool for low-thrust minimum-time transfers. *Centre National d'Etudes Spatiales*, 1991, pp. 2–11.

- [8] Geffroy S., Epenoy R. Optimal low-thrust transfers with constraints-generalization of averaging technics. *Acta Astronautica*, 1997, vol. 41, no. 3, pp. 171–197.
- [9] McCarthy D.D., Petit G. IERS Technical Note No. 32. *IERS Conventions (2003)*. IERS Conventions Centre, Frankfurt am Main, 2004, p. 127.

Iskanderov Mais, PhD in Engineering, Associate Professor at the Aircrafts and Aircraft Engines Department, Azerbaijan National Aviation Academy. Areas of interest: orbital mechanics, theory of spacecraft motion, spacecraft ballistics, aircraft design.
e-mail: mais30@mail.ru

Mammadzada Tarlan, PG, Azerbaijan National Aviation Academy. Areas of interest: optimization of spaceflight trajectory, orbital mechanics.
e-mail: tmamedzadeh@gmail.com