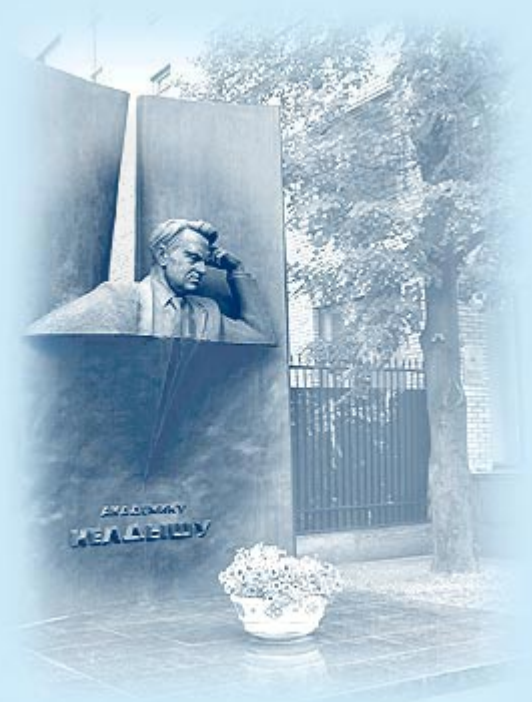




ИПМ им.М.В.Келдыша РАН • Электронная библиотека

Препринты ИПМ • Препринт № 30 за 2025 г.



ISSN 2071-2898 (Print)
ISSN 2071-2901 (Online)

К.С. Суслов

**Баллистические аспекты
вывода на
высокоэллиптическую орбиту
малого космического
аппарата для исследования
магнитосферы Земли**

Статья доступна по лицензии
[Creative Commons Attribution 4.0 International](https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/)



Рекомендуемая форма библиографической ссылки: Суслов К.С. Баллистические аспекты вывода на высокоэллиптическую орбиту малого космического аппарата для исследования магнитосферы Земли // Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2025. № 30. 21 с. EDN: [PEXNWJ](https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-30)
<https://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2025-30>

О р д е н а Л е н и н а
ИНСТИТУТ ПРИКЛАДНОЙ МАТЕМАТИКИ
имени М.В. Келдыша
Р о с с и й с к о й а к а д е м и и н а у к

К.С. Суслов

**Баллистические аспекты вывода
малого космического аппарата
на высокоэллиптическую орбиту
для исследования магнитосферы Земли**

Москва — 2025

Сулов К.С.

Баллистические аспекты вывода малого космического аппарата на высокоэллиптическую орбиту для исследования магнитосферы Земли

Работа посвящена исследованию баллистических аспектов миссии по исследованию хвоста магнитосферы Земли на базе группировки из микроспутников. Анализируется возможность вывода группировки на целевую высокоэллиптическую орбиту путём попутного запуска космических аппаратов на промежуточную орбиту и последующего довывода с помощью собственной двигательной установки. Производятся оценки затрат топлива и времени вывода при перелёте между промежуточной и целевой орбитами, делаются выводы о реализуемости миссии с точки зрения баллистики.

Ключевые слова: микроспутник, баллистический анализ, попутный запуск, двигатель малой тяги

Kirill Sergeevich Suslov

Ballistic aspects of launching a small spacecraft into a highly elliptical orbit to explore the Earth magnetosphere

In this paper, the ballistic aspects of the mission to explore the Earth magnetotail using a group of microsatellites are studied. The possibility of launching the formation into a target highly elliptical orbit by ridesharing launch of the spacecraft to an intermediate orbit and then transferring them using their own propulsion system is analyzed. Estimations of fuel costs and transfer times are made to conclude the feasibility of the mission in the ballistic means.

Key words: microsatellite, ballistic analysis, ridesharing launch, low-thrust engine

1. Введение

Космические формации представляют собой перспективную платформу для научных экспериментов в космосе. Тетраэдрическая конфигурация из четырех космических аппаратов (КА), оснащенных магнитометрами, может исследовать магнитосферу Земли и ее электрические токи в различных областях околоземного пространства. Измерения магнитного поля в точках пространства, соответствующих вершинам невырожденного тетраэдра, дают возможность измерять градиенты магнитных электрических токов в разных направлениях, что позволяет вычислять полный вектор индукции магнитного поля. В настоящее время наиболее интересными для науки являются измерения вблизи линии Земля-Солнце — в областях магнитопаузы и хвоста магнитосферы [1, 2], а также полярных каспов — областей магнитосферы, имеющих вид воронки и разделяющих силовые линии дневной магнитосферы и геомагнитного хвоста [3, 4, 5, 6]. Ранее подобные миссии по исследованию магнитосферы Земли с использованием формаций базировались на больших КА [7]. КА выводились на близкие высокоэллиптические орбиты с одинаковым периодом, а затем формировали тетраэдрическую конфигурацию для совместных измерений несколько раз за виток.

Аналогичный проект миссии на базе малых КА, в том числе типа CubeSat, обсуждается в [8] и [9]. В связи с развитием идей миниатюризации и универсальности в области космической техники обсуждение и проектирование научных миссий на базе группировок, состоящих из малых КА, является общемировой практикой. В настоящее время специалисты Института космических исследований РАН и Института солнечно-земной физики СО РАН разрабатывают малогабаритный магнитометр для работы на аппаратах типа CubeSat [10] и планируют его лётные испытания. Одна из проблем, которую надо решить при создании группировки с использованием магнитометров, — это формирование рабочих орбит аппаратов и управление их взаимным положением. Электрореактивные двигатели малой тяги уже широко используются в качестве маршевых двигателей на больших и малых КА [11, 12]. Такие двигатели обладают высоким удельным импульсом и снижают расход топлива при выводе группировки на целевую орбиту. При этом существенно меньшая тяга по сравнению с жидкостными ракетными двигателями приводит к тому, что траектории вывода аппаратов на целевые орбиты имеют спиральный, многовитковый вид, а время полёта составляет от нескольких недель до нескольких месяцев. Эти особенности траекторий вывода делают построение траекторий интересной задачей для специалистов по проектированию миссий.

Результаты предварительного баллистического анализа такой миссии были представлены в [9], где проведён обзор существующих электрореактивных двигателей, а также произведены оценки затрат топлива на перелёт между целевой орбитой и несколькими потенциальными опорными орбитами.

Исследование показало, что вывод с низких, солнечно-синхронных и геопереходных орбит затруднён слишком большими затратами топлива малого аппарата и слишком большим временем перелёта, что приводит к длительному нахождению в радиационных поясах и, следовательно, к высоким рискам потери миссии.

Альтернативным сценарием вывода группировок является попутный запуск. При запуске крупных КА их собственных двигательных установок (ДУ) недостаточно для вывода на целевую орбиту или они вовсе отсутствуют. В таких случаях используются разгонные блоки, которые после вывода аппарата с помощью ракеты-носителя на низкую опорную орбиту доставляют КА на необходимую рабочую орбиту. При подобных схемах вывода есть возможность установить на разгонный блок дополнительные КА и после вывода основного аппарата совершить серию манёвров для вывода попутной нагрузки.

Целью данной работы является расширенное исследование возможностей вывода группировки из четырёх микроспутников на высокоэллиптическую орбиту, необходимую для проведения исследования магнитосферы Земли в рамках попутного запуска. Для этого анализируется возможность попутного запуска группировки вместе с различными аппаратами на разгонном блоке «Фрегат»: оцениваются затраты топлива разгонного блока для вывода группировки на промежуточную орбиту, а также затраты топлива аппаратов группировки для довывода с промежуточной орбиты на целевую.

Материалы организованы следующим образом: раздел 2 посвящен описанию целевой орбиты для работы группировки; в разделе 3 проводится анализ возможностей разгонного блока по выводу группировки на различные орбиты; в разделе 4 описана методика оценки затрат топлива для довывода на целевую орбиту единичного аппарата; в разделе 5 представлены рассматриваемые варианты массогабаритных характеристик платформы; в разделе 6 представлены результаты оценки затрат топлива и времён перелёта для довывода одного микроспутника на целевую орбиту и сделан общий вывод о реализуемости рассматриваемой миссии.

2. Выбор целевой орбиты

Выбор целевой орбиты тесно связан с научной миссией, основной целью которой является проведение групповых измерений в областях хвоста магнитосферы и полярного каспа. Область хвоста магнитосферы расположена в окрестности линии Солнце–Земля на расстоянии 120 000 км от центра Земли, поэтому апоцентр орбиты должен располагаться там. Другое ограничение возникает из-за необходимости пересечения полярного каспа, расположенного над Северным полюсом Земли на высоте 25 000 км. Для выполнения этих условий целевая орбита принимается полярной с радиусом перицентра $r_{\pi} = 20\,000$ км, чтобы группировка пролетала через полярный касп, и радиусом апоцентра $r_{\alpha} = 120\,000$ км, чтобы в дальней точке орбиты микроспутники

проходили через хвост магнитосферы. Таким образом, для целевой орбиты большая полуось, эксцентриситет и наклонение определены как $a_1 = 70\,000$ км, $e_1 = 0,71$ и $i_1 = 90^\circ$. Поскольку элементы околоземной орбиты определяются в геоцентрической инерциальной системе координат GCRS, а большая полуось целевой орбиты должна лежать на линии Солнце–Земля, долгота восходящего узла Ω_1 и аргумент перицентра ω_1 зависят от положения Солнца. Считая траекторию движения Солнца относительно Земли почти круговой орбитой, определим её элементы как $a_s = 1\text{ а.е.} = 149,6$ миллионов км, $e_s = 0$, $i_s = 23,44^\circ$, $\Omega_s = 0^\circ$, $\omega_s = 0^\circ$, $f_s = (d - d_0) / 365,25 \times 360^\circ$, где d — юлианская дата прибытия аппарата на целевую орбиту, d_0 — юлианская дата весеннего равноденствия, ближайшего к d . Множество околоземных орбит, чьи апоцентры лежат на линии Земля–Солнце за Землёй, может быть параметризовано углом $\varphi \in [0, 2\pi)$ между плоскостью эклиптики и плоскостью целевой орбиты (рис. 1).

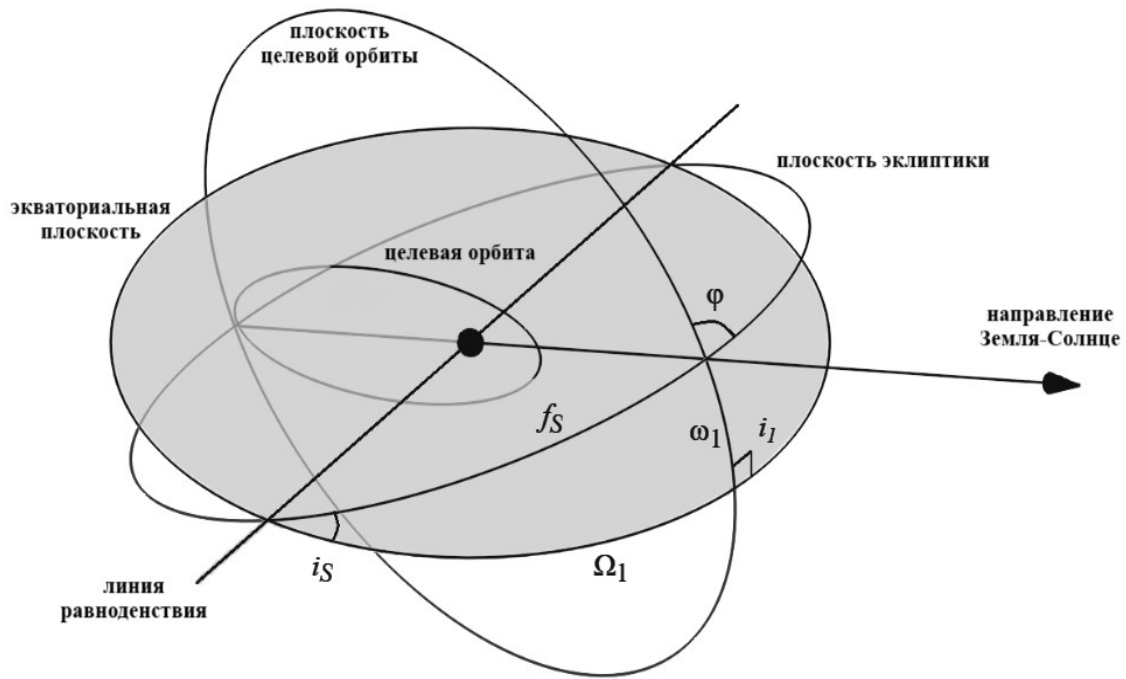


Рис. 1. Построение целевой орбиты

Исходя из построения Ω_1 , ω_1 и φ могут быть вычислены из значений $i_s, \Omega_s, \omega_s, f_s$ и i_1 по теоремам синусов и косинусов для сферического треугольника:

$$\omega_1 = \arcsin(\sin i_s \sin f_s), \quad (1)$$

$$\varphi = 2 \arctg \left(\cos \frac{f_s + \omega_1}{2} \sec \frac{f_s - \omega_1}{2} \tg \frac{i_s + i_1}{2} \right), \quad (2)$$

$$\Omega_1 = \arctg \left(\cos \frac{i_s - \varphi}{2} \sec \frac{i_s + \varphi}{2} \tg \frac{f_s}{2} \right) - \arctg \left(\sin \frac{i_s - \varphi}{2} \operatorname{cosec} \frac{i_s + \varphi}{2} \tg \frac{f_s}{2} \right). \quad (3)$$

Таким образом, значения орбитальных элементов целевой орбиты однозначно определяются значением или, что аналогично, датой прибытия аппарата на целевую орбиту.

3. Оценка возможности попутного запуска группы микроспутников

Реализовать миссию по исследованию магнитосферы Земли предлагается на базе микроспутников. Их использование является перспективной альтернативой миссиям на базе больших аппаратов за счёт возможности пусков в качестве попутного груза с тяжёлыми аппаратами или с помощью разрабатываемых лёгких ракет-носителей.

В данной работе оценивается возможность попутного запуска группы из четырёх микроспутников с целью использовать разгонный блок для предварительного подъёма стартовой орбиты. Это позволит снизить требования к количеству рабочего тела, необходимого для вывода на целевую орбиту, и, следовательно, расширит возможности по установке полезной нагрузки на аппарат. В качестве основной выводимой нагрузки рассмотрим три космических аппарата, планируемых к запуску с использованием разгонного блока «Фрегат» в ближайшее время: гидрометеорологический аппарат серии «Метеор-М», радиолокационный аппарат «Кондор-ФКА-М» и гелиофизические аппараты «Ионосфера-М». Характеристики аппаратов представлены в таблице 1. Все они выводятся на свои целевые орбиты с помощью разгонного блока «Фрегат».

Таблица 1

Характеристики рассматриваемых основных выводимых нагрузок

	«Метеор-М»	«Кондор-ФКА-М»	«Ионосфера-М»
Выводимая масса, кг	3250	2000	400 × 2
Высота орбиты, км	832	520	820
Наклонение орбиты, °	98,77	97,44	98,80
Солнечное время	09:30	06:30	03:00

Попутный запуск состоит из следующих этапов: 1) разгонный блок вместе с основной и попутной нагрузками выводится ракетой-носителем на опорную орбиту, 2) разгонный блок выводит основную нагрузку на её целевую орбиту, 3) основная нагрузка отделяется от разгонного блока, 4) разгонный блок выводит попутную нагрузку на промежуточную орбиту, 5) попутная нагрузка отделяется от разгонного блока и с помощью собственной ДУ выводится на целевую орбиту, 6) разгонный блок выходит на траекторию затопления.

Как несложно вывести из формулы Циолковского, суммарные затраты топлива составного КА, состоящего из нескольких блоков (разгонного блока, основного аппарата и попутно запускаемых аппаратов), вычисляются по формуле

$$m_{fuel} = m_{ST} \frac{1 - \Pi_{US}}{\Pi_{US}} + m_{PSC} \frac{1 - \Pi_{PSC}}{\Pi_{PSC}} + m_{SSC} \frac{1 - \Pi_{SSC}}{\Pi_{SSC}}, \quad (4)$$

где m_{ST} — сухая масса разгонного блока вместе с адаптером, осуществляющим отделение основного и попутных аппаратов, m_{PSC} — масса основного аппарата, m_{SSC} — суммарная масса попутно запускаемых аппаратов, а Π — соответствующие произведения экспонент импульсных манёвров, в которых участвует тот или иной элемент выводимой массы. Экспоненты манёвров вычисляются по формуле

$$e_m = \exp\left(-\frac{\Delta V}{I_{sp} g_0}\right), \quad (5)$$

где ΔV — величина изменения скорости после импульса, $I_{sp} = 320$ с — удельный импульс ДУ разгонного блока «Фрегат», $g_0 = 9,807$ м/с² — ускорение свободного падения на уровне моря. Так как в процессе попутного запуска необходимо трижды совершить изменение орбиты, а количество включений ДУ разгонного блока ограничено (максимум 7 включений), вычисление необходимых приращений скорости проводится на основе двухимпульсных гомановских перелётов. Включения ДУ совершаются в перицентре и апоцентре орбит, как в наиболее энергетически эффективных точках приложения импульсов скорости. При этом линии узлов всех орбит остаются постоянными, если не учитывать влияние несферичности Земли.

Были проведены расчёты массы топлива, необходимого для проведения попутного запуска группировки четырёх микроспутников в зависимости от радиусов перицентра и апоцентра промежуточной орбиты. Масса каждого аппарата принимается равной 100 кг, как верхняя граница класса микроспутников. Промежуточная орбита считается полярной для минимизации затрат топлива ДУ КА на изменение плоскости орбиты. Результаты для каждой из рассмотренных выше основных нагрузок представлены на рисунке 2.

Максимальный запас топлива, доступный для попутного запуска, определяется возможностями ракеты-носителя и вычисляется по формуле

$$m_{max}^{fuel} = (M - m_{ST} - m_{PSC} - m_{SSC}) \cdot (1 - k), \quad (6)$$

где M — максимально возможная масса, которую может вывести на опорную орбиту ракета-носитель (РН). Для РН «Союз-2.1б» и опорной орбиты с высотой 200 км и наклонением 98° эта величина составляет 7000 кг. Сухая масса m_{ST} базовой модификации разгонного блока «Фрегат» вместе с адаптером «ASAP-S» для попутного запуска составляет 1370 кг. Коэффициент k — доля топлива, резервируемого на корректирование маршрута разгонного блока, в расчётах она считается равной 10%.

Обнаружено, что возможности подъёма промежуточной орбиты сильно зависят от массы основной выводимой нагрузки (рис. 2): после вывода на целевую орбиту пары аппаратов «Ионосфера-М» микроспутники могут быть выведены сразу на свою целевую высокоэллиптическую орбиту, в то время как после вывода «Метеора-М» апоцентр промежуточной орбиты попутной нагрузки можно поднять лишь до 16,8 тыс. км без изменения радиуса перигея. Случай «Кондора-ФКА-М» является промежуточным: апоцентр промежуточной орбиты можно поднять до соответствующего целевой орбите, при этом подняв перигей до примерно 10 тыс. км.

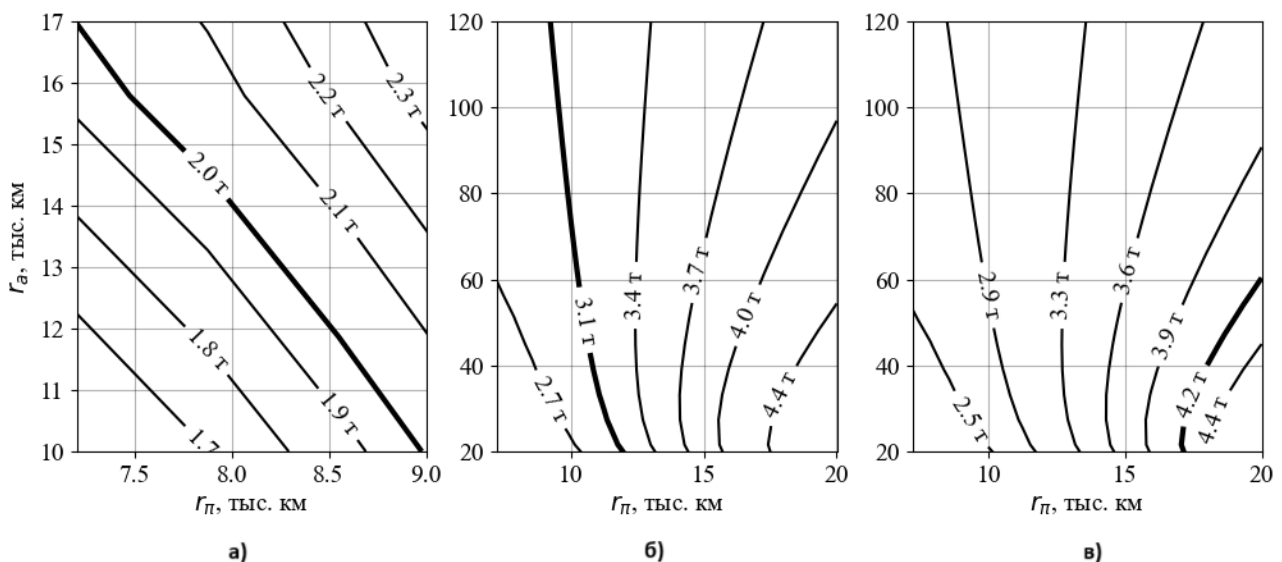


Рис. 2. Затраты топлива разгонного блока на вывод микроспутников на промежуточную орбиту, (а) отвечает аппарату «Метеор-М», (б) — «Кондор-ФКА-М», (в) — парным аппаратам «Ионосфера-М». Жирной линией обозначен максимальный запас топлива, доступный разгонному блоку

Таким образом, для достижения целевой орбиты потребуется намного меньшее количество топлива по сравнению с перелётом с низкой околоземной

орбиты. В следующем разделе проведена оценка необходимого количества рабочего тела для довывода микроспутников с промежуточной на целевую орбиту.

4. Оценка затрат топлива и времени вывода на целевую орбиту

В случаях, когда промежуточная орбита, на которую микроспутники выводятся разгонным блоком, не совпадает с целевой, необходимо использовать собственную ДУ аппарата для его довыведения. Построение траектории перелёта на целевую орбиту осложняется тем фактом, что её орбитальные элементы зависят от положения Солнца, а значит, и от времени. Для упрощения вычислений обратим внимание на две особенности задачи.

Во-первых, микроспутники выводятся на промежуточную орбиту разгонным блоком с орбит вывода основных нагрузок. Так как в данной работе в качестве этих орбит рассматриваются круговые солнечно-синхронные орбиты, аргумент перицентра промежуточной орбиты можно сделать любым, подобрав момент включения двигателей разгонного блока при выводе попутной нагрузки. Для упрощения задачи будем считать, что аргументы перицентра промежуточной и целевой орбит равны между собой.

Во-вторых, так как целевые орбиты основных выводимых нагрузок являются солнечно-синхронными, расположение их плоскостей относительно проекции линии Солнце–Земля на экваториальную плоскость является известным и не меняющимся во времени (рис. 3).

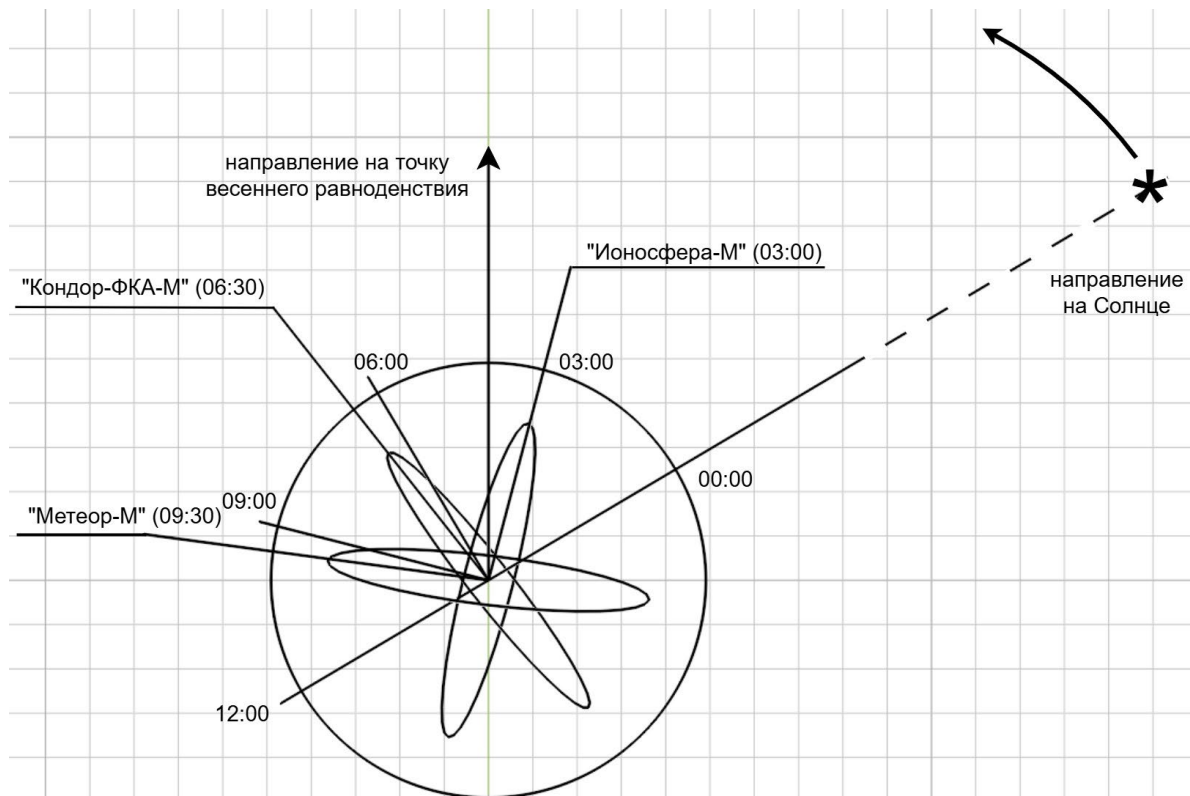


Рис. 3. Проекция на экваториальную плоскость целевых солнечно-синхронных орбит. Направление на Солнце также указано в проекции

Эту связь можно использовать для экономии топлива, затрачиваемого для вывода на целевую орбиту. Предлагается следующий подход: при проектировании траектории перелёта выбирается такое значение ДВУ промежуточной орбиты Ω_0 , чтобы затраты топлива на перелёт были минимальны. Считаем, что на орбите с перигеем 20 000 км и апогеем 120 000 км влиянием несферичности Земли на орбитальные элементы можно пренебречь, тогда долгота восходящего узла и аргумент перицентра аппарата после выхода на целевую орбиту будут постоянными. Значит, для выхода на необходимую целевую орбиту достаточно, чтобы время вывода на целевую орбиту было не больше, чем время, за которое линия Земля–Солнце успеет переместиться из положения, соответствующего Ω_0 , в положение совпадения с линией узлов целевой орбиты. Выполнение этого условия будет означать, что микроспутник выйдет на целевую орбиту заранее и будет ожидать, пока линия Солнце–Земля сместится до совпадения с линией узлов орбиты аппарата.

Значение долготы восходящего узла промежуточной орбиты, отвечающее минимальным затратам топлива, находится с помощью однопараметрической оптимизации. На каждой итерации оптимизатора строится многовитковая траектория перелёта с промежуточной на целевую орбиту, при этом управление осуществляется на основе функции Ляпунова. Уравнения орбитального

движения КА с двигателем малой тяги запишем в терминах оскулирующих элементов орбиты и угловой переменной:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{K}(\mathbf{x}, L) \left(\frac{\mathbf{F}_t}{m} + \mathbf{a}_{J_2} \right), \quad (7)$$

$$\dot{L} = n(\mathbf{x}, L) + \mathbf{b}^T(\mathbf{x}, L) \left(\frac{\mathbf{F}_t}{m} + \mathbf{a}_{J_2} \right). \quad (8)$$

Здесь $\mathbf{x} = (p, e_x, e_y, i_x, i_y)^T$ — вектор модифицированных равноденственных элементов, L — истинная долгота и

$$\mathbf{K}(\mathbf{x}, L) = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \frac{1}{\sigma} \begin{pmatrix} 0 & 2p & 0 \\ \sigma \sin L & e_x + (1 + \sigma) \cos L & -e_y (i_x \sin L - i_y \cos L) \\ -\sigma \cos L & e_y + (1 + \sigma) \sin L & e_x (i_x \sin L - i_y \cos L) \\ 0 & 0 & (1 + i_x^2 + i_y^2) \frac{\cos L}{2} \\ 0 & 0 & (1 + i_x^2 + i_y^2) \frac{\sin L}{2} \end{pmatrix}, \quad (9)$$

$$n(\mathbf{x}, L) = \frac{\mu \sigma^2}{p^3}, \quad (10)$$

$$\mathbf{b}(\mathbf{x}, L) = \left(0 \quad 0 \quad \sqrt{\frac{p}{\mu}} (i_x \sin L - i_y \cos L) / \sigma \right)^T, \quad (11)$$

$$\sigma = 1 + e_x \cos L + e_y \sin L. \quad (12)$$

Уравнения движения учитывают возмущающее ускорение $\mathbf{a}_{J_2}$ от второй зональной гармоники, вычисляемое по формуле

$$\mathbf{a}_{J_2} = -\frac{6\mu J_2 R_E^2 \sigma^4}{p^4 (1 + i_x^2 + i_y^2)^2} \begin{pmatrix} \frac{1}{4} (1 + i_x^2 + i_y^2)^2 - 3(i_x \sin L - i_y \cos L)^2 \\ (i_x^2 - i_y^2) \sin 2L - 2i_x i_y \cos 2L \\ (1 - i_x^2 - i_y^2)(i_x \sin L - i_y \cos L) \end{pmatrix}, \quad (13)$$

где $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационный параметр Земли, $R_E = 6371 \text{ км}$ — радиус Земли, $J_2 = 1,082 \cdot 10^{-3}$ — значение второй зональной гармоники.

Управление тягой на основе метода Ляпунова описано в [13] и определяется следующим образом:

$$\mathbf{F}_t = \frac{\mathbf{w}}{|\mathbf{w}|} F_{\max}, \mathbf{w} = -K^T(\mathbf{x}, L)(\mathbf{x} - \mathbf{x}_t). \quad (14)$$

Здесь $\mathbf{x}$ — текущий вектор оскулирующих элементов, $\mathbf{x}_t$ — целевой вектор оскулирующих элементов. Преимущество этого управления в том, что оно не требует построения процедуры оптимизации. Это особенно эффективно при решении задач проектирования многовитковых траекторий (с сотнями оборотов вокруг центрального тела), когда классические методы оптимизации не сходятся. Кроме того, можно показать, что при $|\mathbf{w}| > 0$ это управление гарантирует сходимость $\mathbf{x}$ к $\mathbf{x}_t$. Если управление задано указанным выражением, то производная функции Ляпунова

$$V = (\mathbf{x} - \mathbf{x}_t)^T (\mathbf{x} - \mathbf{x}_t) \quad (15)$$

отрицательна из-за уравнений движения, что эквивалентно сходимости $\mathbf{x}$ к $\mathbf{x}_t$ при стремлении времени перелёта к бесконечности. На практике уравнения движения с этим управлением интегрируются до тех пор, пока разность между $\mathbf{x}$ и $\mathbf{x}_t$ не станет достаточно малой (для определенности, меньше 10^{-3} в безразмерных величинах).

Важно отметить, что $|\mathbf{w}|$ становится равным нулю, когда $\mathbf{x} - \mathbf{x}_t \in \ker K^T(\mathbf{x}, L)$, что приводит к вырождению функции управления. Для решения этой проблемы рассматривается модифицированный закон управления [14]

$$\mathbf{F}_t = \frac{\mathbf{w}}{|\mathbf{w}|} \frac{F_{\max}}{\epsilon} \min(\epsilon, |\mathbf{w}|), \mathbf{w} = -K^T(\mathbf{x}, L)(\mathbf{x} - \mathbf{x}_t), \epsilon \ll 1, \quad (16)$$

где ϵ — малый параметр. Когда $|\mathbf{w}| = 0$, легко показать, что $F_t = 0$, и КА переходит в пассивное движение до тех пор, пока не изменится значение $|\mathbf{w}|$. Однако, если параметр ϵ слишком мал, интегратор не может удовлетворить точности, когда вектор $\mathbf{w}$ мал и меняет свое направление. В данной работе значение ϵ установлено равным 10^{-3} . Необходимо отметить, что это управление стремится уменьшить разницу между текущим и целевым элементами орбиты и не оптимизирует затраты топлива во время полёта, поэтому полученные на основе данного управления затраты топлива и времени перелёта являются оценками сверху для оптимальных значений, при этом разница в значениях составляет около 10% [14].

5. Облик и массогабаритные характеристики аппарата

Возможные варианты компоновок микроспутника для реализации рассматриваемой миссии уже были рассмотрены в [15]. Во время доставки микроспутников на рабочую орбиту планируется использование собственных

ДУ на базе электрореактивного двигателя. В таблице 2 представлены характеристики рассматриваемых в работе двигателей: СПД-50М производства АО «ОКБ «Факел»[11] и КМ-35 производства АО ГНЦ «Центр Келдыша» [16, 00:33:00].

Таблица 2

Характеристики электрореактивных двигателей СПД-50М и КМ-35

Параметр	СПД-50М	КМ-35
Тяга, мН	18,0	17,5
Удельный импульс, с (м/с)	1 200 (11 772)	1320 (12 949)
Суммарный импульс тяги, МН·с	> 0,2	> 0,2
Время безотказной работы, сутки	> 208	> 166

Использование собственной ДУ для довывода на целевую орбиту приводит к тому, что КА будет нести на себе баллоны с рабочим телом. Предварительные оценки затрат топлива для подобной миссии показали, что для вывода может понадобиться от 5 до 20 кг рабочего тела [9]. При использовании ксенона в качестве рабочего тела один баллон МКБ-4 имеет внутренний объем 4 литра и вмещает до 8 килограммов рабочего тела. Габариты баллонов не позволяют использование стандартных типоразмеров формата CubeSat, поэтому предлагается разработка аппарата типа CubeSat повышенного типоразмера. Пример структурного облика КА типоразмера 40U с двумя баллонами МКБ-4 представлен на рисунке 4.

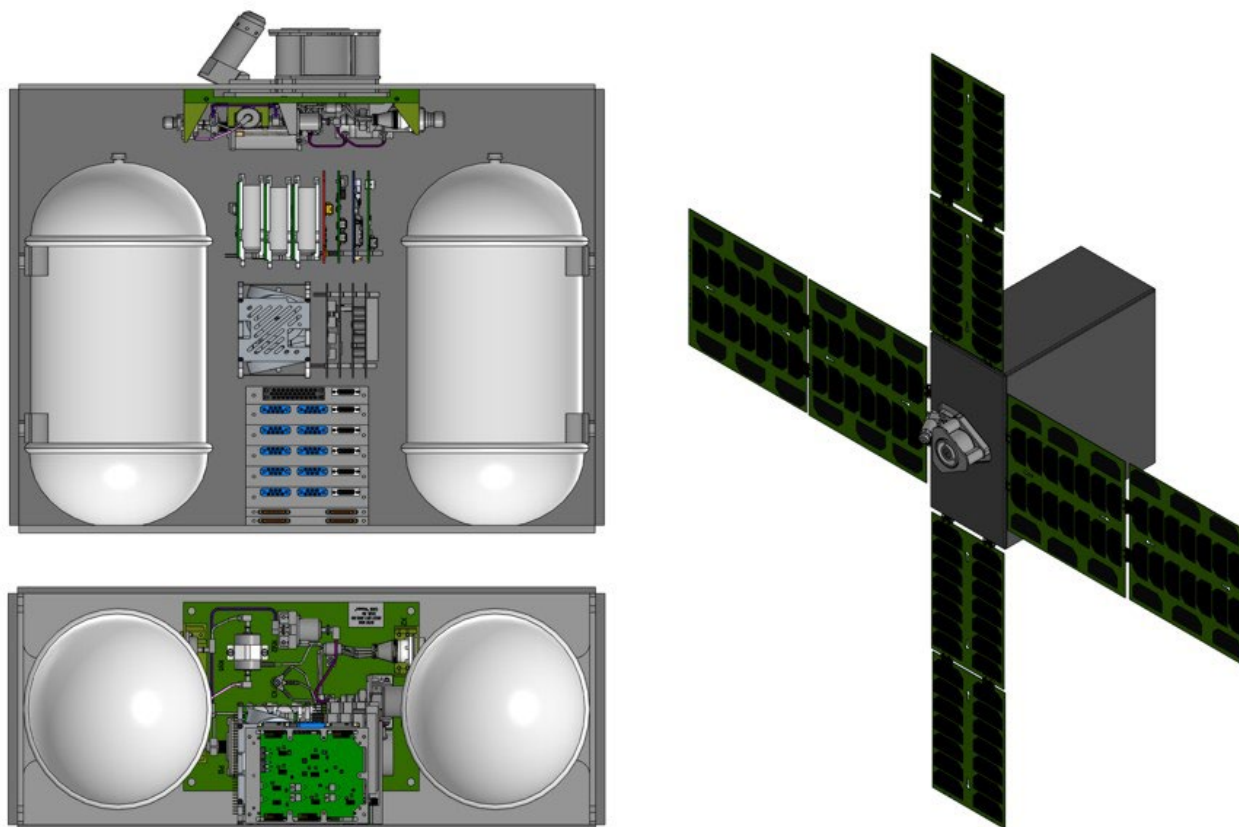


Рис. 4. Структурный облик КА типоразмера 40U с двумя баллонами для ксенона

Также возможно использование одного баллона, если для довывода КА на целевую орбиту необходимо меньшее количество топлива. Для этого требуется перекомпоновка ввиду необходимости расположения баллона симметрично оси двигателя для обеспечения равномерного смещения центра масс КА в процессе выработки РТ.

Неотъемлемым и важнейшим с точки зрения миссии элементом КА является его полезная нагрузка. Для исследования магнитных полей и электрических токов в области хвоста магнитосферы и полярного каспа Земли планируется оснастить аппарат магнитометром [10]. Датчик будет размещён на штанге вне корпуса аппарата, чтобы уменьшить влияние электронных систем КА на измерения. Суммарная масса магнитометра, штанги и сопутствующей электроники оценивается в 700 грамм.

Оценка массы отдельных элементов и всего КА для случаев одного и двух баллонов ксенона представлены в таблице 3. Так как массовые и технические характеристики рассматриваемых электрореактивных двигателей близки, далее в работе будет рассмотрена ДУ на базе СПД-50М. Масса аппарата оценивается в 36 и 46 килограмм соответственно, что находится в пределах рассматриваемого класса аппаратов массой до 100 кг, а потому оценки затрат топлива разгонного блока, проведённые в разделе 3, могут быть применены к подобной миссии. В следующем разделе представлены результаты оценки

затрат топлива и времени полёта для довывода микроспутника с промежуточной на целевую орбиту в случае предложенных массогабаритных характеристик.

Таблица 3

Варианты компоновки КА для исследования хвоста магнитосферы Земли

Элемент микроспутника	масса, кг	
	вариант с 1 баллоном	вариант с 2 баллонами
Каркас	14,30	
Гиродин	1,30	
Электроника	3,10	
Магнитометр со штангой	0,70	
ДУ на базе СПД-50М	6,60	
Баллон МКБ на 4 литра	2,00 x 1 = 2,00	2,00 x 2 = 4,00
Ксенон	8,00	16,00
Итого	36,00	46,00

6. Результаты расчётов

Оценки затрат топлива и времени перелёта на целевую орбиту были проведены для различных значений перицентра и апоцентра промежуточной орбиты в диапазоне от 7 тыс. км до 20 тыс. км и от 10 тыс. км до 120 тыс. км соответственно. Результаты этих оценок отображены на рисунках 5 и 6.

Из оценок затрат топлива видно, что аппарат массой 46 кг с 16 кг рабочего тела на борту способен совершить перелёт на целевую орбиту практически с любой рассматриваемой в работе промежуточной орбиты, в то время как для аппарата с меньшим запасом рабочего тела обязателен подъём перицентра минимум до 25 тыс. км.

Одновременный учёт требований к разгонному блоку, запасу топлива микроспутника и времени перелёта с промежуточной на целевую орбиту позволяет выделить область значений радиусов перицентра и апоцентра промежуточных орбит, позволяющих осуществить вывод группировки по исследованию хвоста магнитосферы Земли на её целевую орбиту.

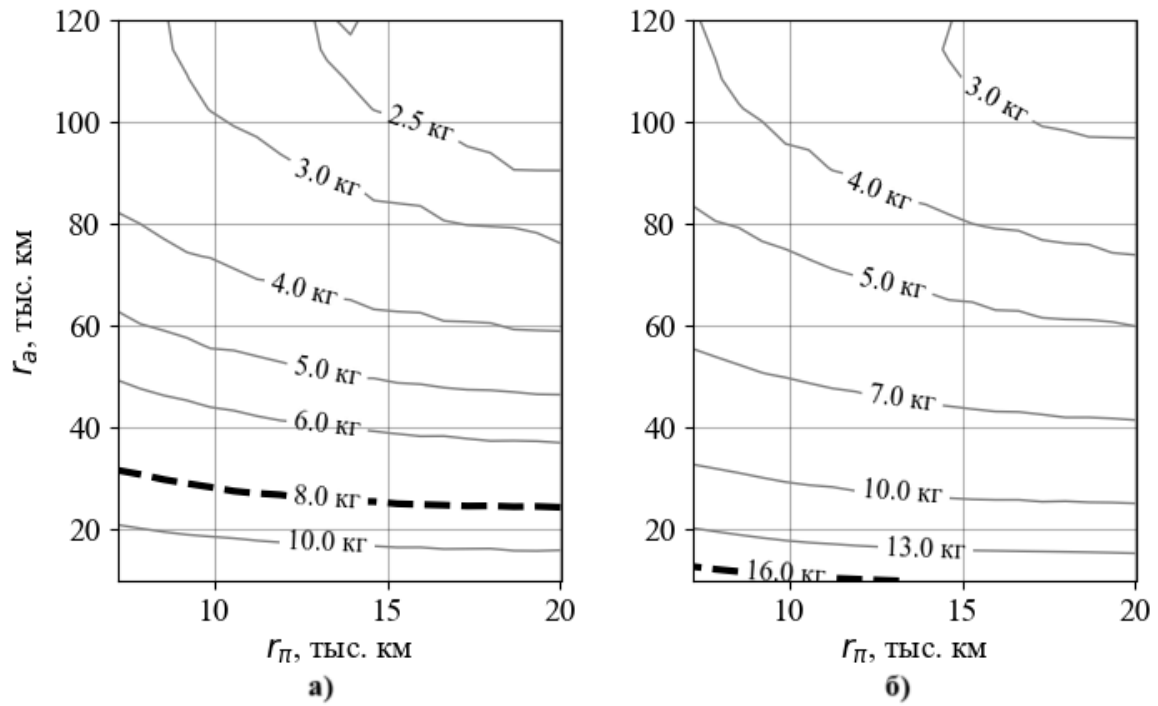


Рис. 5. Изолинии затрат топлива для вывода микроспутника с различных промежуточных орбит на целевую орбиту. График а) отвечает аппарату массой 36 кг, б) — 46 кг. Жирная штриховая линия отвечает максимальному запасу топлива микроспутника

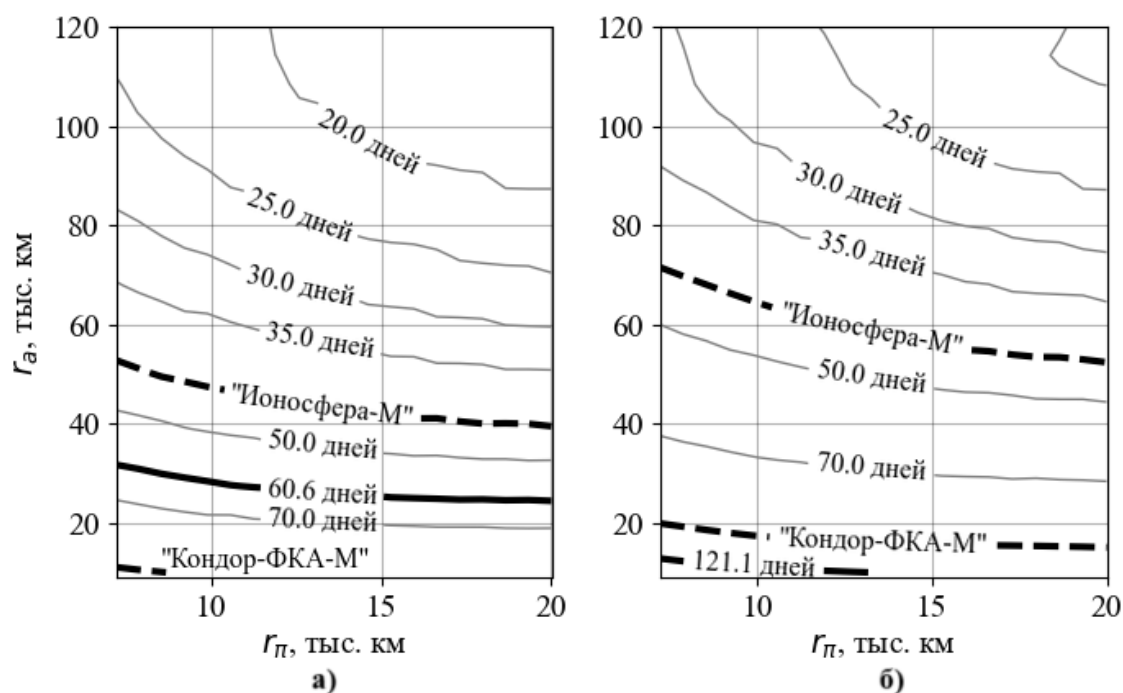


Рис. 6. Изолинии времён перелёта. График а) отвечает аппарату массой 36 кг, б) — 46 кг. Жирная линия отвечает времени расхода всего запаса топлива. Штриховые линии отображают время, за которое линия Солнце–Земля, соответствующая солнечно-синхронной орбите, достигает линии узлов целевой орбиты

Результаты анализа представлены на рисунке 7. Оказывается, запуск микроспутников массой по 36 кг попутно с аппаратом «Метеор-М» не позволяет вывести аппараты на достаточно высокую промежуточную орбиту, чтобы они смогли достичь целевой орбиты с имеющимся у них запасом рабочего тела: на правом верхнем графике отсутствует пересечение областей доступных промежуточных орбит. Для всех остальных комбинаций основной выводимой нагрузки и компоновки микроспутников существуют такие промежуточные орбиты, на которые группировку можно вывести и с которых она может самостоятельно достичь целевой орбиты.

Как уже отмечалось, при попутном запуске с парой аппаратов «Ионосфера-М» группировка может быть сразу выведена на целевую орбиту. В остальных случаях промежуточную орбиту можно выбрать из различных соображений. Можно максимально увеличить радиус апоцентра для снижения затрат топлива на довывод, что следует из графика 5. Или, наоборот, можно максимизировать радиус перицентра, если микроспутники обладают слабой радиационной защитой и необходимо уменьшить время нахождения в области радиационных поясов Земли.

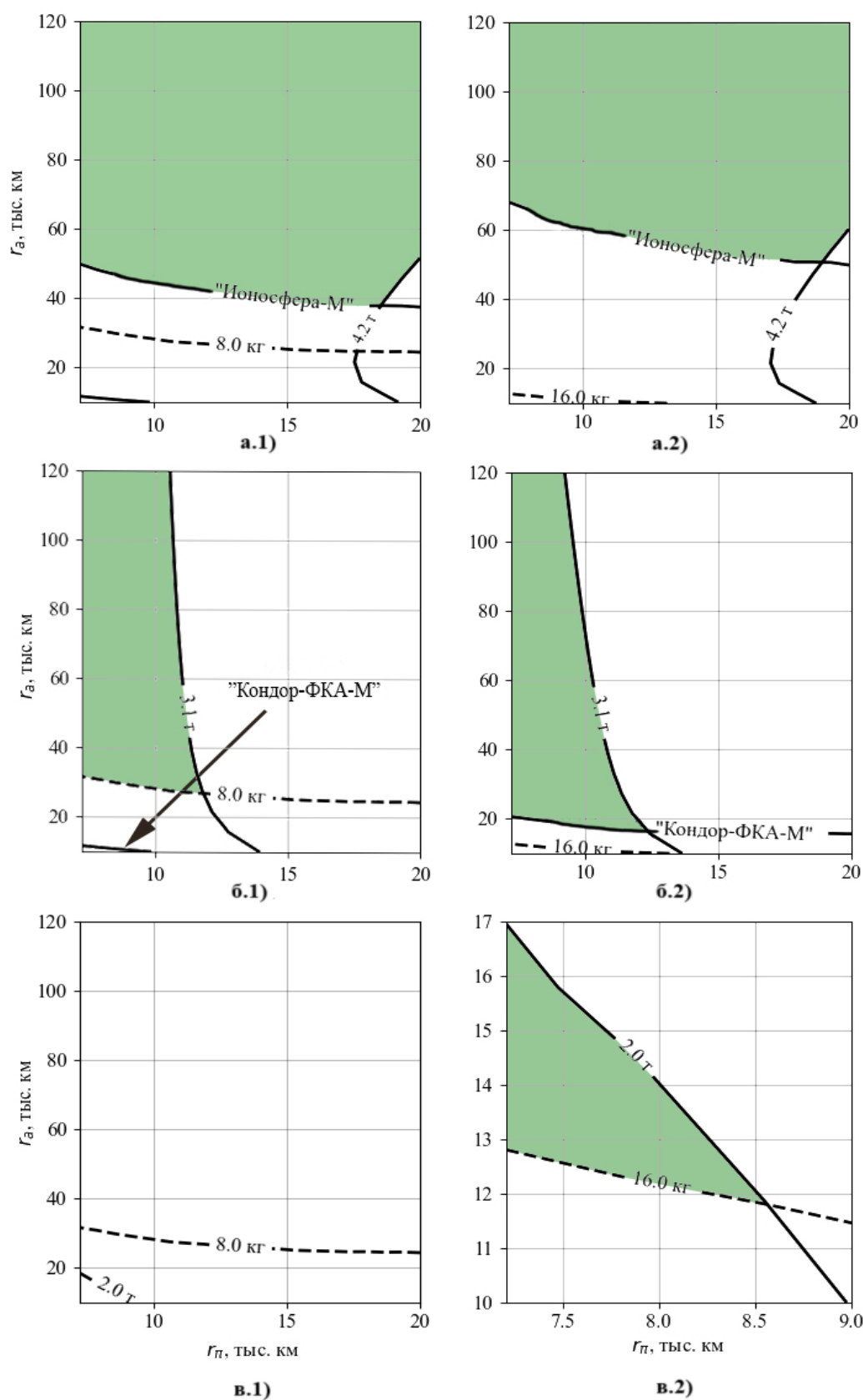


Рис. 7. Области допустимых промежуточных орбит. Графики слева отвечают аппарату массой 36 кг, а справа — 46 кг. Графики сверху отвечают аппаратам «Ионосфера-М», по центру — «Кондор-ФКА-М», снизу — «Метеор-М»

7. Заключение

Баллистический анализ миссии по исследованию хвоста магнитосферы Земли группировкой микроспутников показал её реализуемость за счёт попутного запуска. Рассмотрение различных масс основных выводимых нагрузок даёт знание о возможностях разгонного блока по формированию промежуточной орбиты микроспутников. В случаях, когда возможности разгонного блока не позволяют вывести группировку непосредственно на целевую орбиту, ресурсы собственной ДУ позволяют осуществить довывод на требуемую высокоэллиптическую орбиту, что следует из оценок затрат топлива и времён перелёта.

Результаты проведённого исследования подтверждают реализуемость рассматриваемой перспективной миссии с помощью микроспутников с современными отечественными ЭРДУ.

Библиографический список

- [1] Sckopke N., Paschmann G., Brinca A. et al. Ion Thermalization in Quasi-Perpendicular Shocks Involving Reflected Ions // J. Geophys. Res. 1990. Vol. 95. P. 6337–6352. DOI: 10.1029/JA095iA05p06337.
- [2] Pollock C., Chen L., Schwartz S. et al. Dynamics of Earth's bow shock under near-radial interplanetary magnetic field conditions // Physics of Plasmas. 2022. Vol. 29. No. 11. DOI: 10.1063/5.0089937.
- [3] Haerendel G., Paschmann G., Sckopke N. et al. The Frontside Boundary Layer of the Magnetosphere and Problem of Reconnection // J. Geophys. Res. 1978. Vol. 83. P. 3195–3216. DOI: 10.1029/JA083iA07p03195.
- [4] Berchem J., Raeder J., Ashour-Abdalla M. Magnetic Flux Ropes at the High-Latitude Magnetopause // Geophys. Res. Lett. 1995. Vol. 22. P. 1189–1192. DOI: 10.1029/95GL01014.
- [5] Lockwood M., Smith M. Low-Altitude Signature of the Cusp and Flux Transfer Events // Geophys. Res. Lett. 1989. Vol. 16. P. 879–882. DOI: 10.1029/GL016i008p00879.
- [6] Sibeck D., Croley D. Solar Wind Dynamic Pressure Variations and Possible Ground Signatures of Flux Transfer Events // J. Geophys. Res. 1981. Vol. 96. P. 5489–5495. DOI: 10.1029/90JA02357.
- [7] Escoubet C., Schmidt R., Goldstein M. Cluster – Science and Mission Overview // Space Sci. Rev. 1997. Vol. 79. P. 11–32. DOI: 10.1023/A:1004923124586.

- [8] Богачев С.А., Овчинников М.Ю., Шувалов В.А. Основные задачи исследования магнитного поля и электрических токов в магнитосфере Земли с помощью малых космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2024. № 1(134). С. 158–169.
- [9] Suslov K.S., Shirobokov M.G., Bogachev S.A. Ballistic Analysis of a Small Spacecraft Mission for Studying the Earth's Magnetosphere // Cosmic Research. 2024. Vol. 62. № 6. P. 632–642. DOI: 10.1134/S0010952524600987.
- [10] Богачев С.А., Головин А.А., Дятков С.Ю. и др. Малоразмерный космический магнитометр для наноспутника «Ярило» № 3 // Космонавтика и ракетостроение. 2023. № 1(130). С. 123–134.
- [11] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А. и др. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов – опыт лётного применения и новые разработки // Космическая техника и технологии. 2023. № 4(43). С. 36–55.
- [12] Ловцов А.С., Селиванов М.Ю., Томилин Д.А., Шагайда А.А., Шашков А.С. Основные результаты разработок центра Келдыша в области ЭРДУ // Известия РАН. Энергетика. 2020. № 2. С. 3–15.
- [13] Atmaca D., Pontani M. Near-Optimal Feedback Guidance for Low-Thrust Earth Orbit Transfers // Aerotec. Missili Spaz. 2024. Vol. 103. P. 245–253. DOI: 10.1007/s42496-024-00213-9.
- [14] Широбоков М.Г. и др. Анализ траекторий легкого лунного буксира с электрореактивной двигательной установкой // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2024. № 28. 23 с. DOI: 10.20948/prepr-2024-28.
- [15] Васильев Д.С. и др. Перспективные проекты применения двигателей АО «ОКБ «Факел» // Космическая техника и технологии. 2025. № 3. (В печати).
- [16] Пленарная сессия «Новые проекты Геоскана: 3D-съемка Луны и Марса» [Видеозапись] / Geoscan Group. — VK Видео, 2025. — URL: https://vkvideo.ru/playlist/-95056764_15/video-95056764_456239554 (дата обращения: 05.05.2025).

Оглавление

1. Введение	3
2. Выбор целевой орбиты.....	4
3. Оценка возможности попутного запуска группы микроспутников	6
4. Оценка затрат топлива и времени вывода на целевую орбиту	9
5. Облик и массогабаритные характеристики аппарата	12
6. Результаты расчётов	15
7. Заключение	198
Библиографический список.....	198