

## ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ ТРАНСПОРТНОЙ ОПЕРАЦИИ МАЛОГО РАЗГОННОГО БЛОКА

Г.А. Щеглов  
Н.И. Суслов  
И.А. Казаку

shcheglov\_ga@bmstu.ru  
protonvostok@yandex.ru  
ilyakazaku2013@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

---

### Аннотация

В рамках решения проблемы несоответствия малых полезных нагрузок и существующих средств выведения рассмотрена одна из задач проектирования малого разгонного блока, предназначенного для оказания периферийных пусковых услуг в ходе кластерного запуска спутников. Выбраны рациональные параметры транспортной операции малого разгонного блока, оснащенного двигателями с малым допустимым временем непрерывной работы и большим ресурсом по числу включений. Исследовано компланарное движение маневрирующего малого разгонного блока в центральном гравитационном поле под действием кратковременных импульсов ракетного двигателя малой тяги. Проанализированы как традиционные сценарии транспортной операции, предполагающие использование квазигомановских орбит, так и новые сценарии, позволяющие ускорить транспортную операцию за счет применения орбит нового типа. Оценка эффективности транспортной операции выполнена для заданной высоты подъема круговой орбиты по запасу характеристической скорости, массе топлива и времени перелета. Отмечено, что наилучшие параметры транспортной операции соответствуют спиральным траекториям, позволяющим совершить компланарный перелет с начальной круговой орбиты высотой 500 км на целевую круговую орбиту высотой 1500 км менее чем за 6 ч при перерасходе топлива не более 3,5 %. При малых высотах целевой орбиты более эффективными оказываются транспортные операции, использующие спиральные квазигомановские траектории

### Ключевые слова

*Малый разгонный блок,  
транспортная операция,  
компланарный перелет,  
переходная орбита,  
запас топлива, время  
перелета*

Поступила 19.09.2023

Принята 28.09.2023

© Автор(ы), 2023

---

*Работа выполнена в рамках реализации программы развития ПИШ  
МГТУ им. Н.Э. Баумана «Системная инженерия ракетно-космической техники»*

**Введение.** В настоящее время значительное число выводимых на околоземные орбиты космических аппаратов (КА) составляют малые и сверхмалые спутники различных форматов, наиболее распространенным из которых является CubeSat [1–4]. Однако для КА подобной размерности возникает проблема несоразмерности массы полезных нагрузок (ПН) и грузоподъемности существующих средств выведения, что тормозит наращивание группировки таких КА. Решить такую проблему можно либо путем разработки средств выведения сверхлегкого класса [5, 6], либо путем оказания нового вида пусковой услуги — периферийной пусковой услуги, которая позволит доставить малые спутники на индивидуальные орбиты при кластерном пуске с помощью малого разгонного блока (МРБ), расширяющего возможности разгонного блока среднего класса [7].

Периферийная пусковая услуга в настоящее время активно используется в миссиях серии Transporter ракеты-носителя (РН) Falcon 9. В стадии эксплуатации находятся МРБ SHERPA [8], ION [9] и Vigoride [10], Chimera LEO [11], в стадии разработки — Exotrail [12], SAB Launch Services [13] американского и европейского производства. Отметим, что отечественного аналога МРБ в настоящее время не существует и его создание является актуальной задачей, поскольку данный новый вид техники востребован на рынке пусковых услуг.

Разработка МРБ в России осуществляется в рамках конкурса, объявленного НКО «Национальная технологическая инициатива»<sup>1</sup>. В рамках данного конкурса с 2020 г. МГТУ им. Н.Э. Баумана разрабатывает МРБ «БОТ» (Бауманский орбитальный тягач). Данный КА, имеющий габаритные размеры  $1,2 \times 1,2 \times 0,5$  м и сухую массу 60 кг, предназначен для транспортных операций на низкой околоземной орбите с запасом характеристической скорости не более 500 м/с. Масса ПН при этом не превышает 150 кг, а полная масса космической головной части (КГЧ), включающей в себя заправленный МРБ и ПН, — не более 230 кг. Подробности компоновочной схемы МРБ приведены в работе [14].

Для достижения минимальной себестоимости изделия в силу требования высокой экономической эффективности в проекте МРБ «БОТ»

---

<sup>1</sup> Объявлены итоги второго этапа конкурса на создание ракеты-носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока. URL: <https://nti-aeronet.ru/blog/2022/05/25/objavleny-itogi-vtorogo-jetapa-konkursa-na-sozдание-rakety-nositelja-sverhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo-malogo-razgonnogo-bloka> (дата обращения 15.09.2023).

заложено использование ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), работающих на газообразных компонентах топлива кислород–метан [15, 16]. Двигательная установка (ДУ) МРБ состоит из четырех РДМТ тягой 50 Н каждый, с удельным импульсом  $J = 3200$  м/с, что позволит эффективно осуществлять транспортные операции. Особенностью конструкции двигателя является малое время непрерывной работы при большом ресурсе по числу включений двигателя. Вследствие специфики теплового режима длительность непрерывной работы двигателя не должна превышать 30...40 с. Данная особенность требует тщательного выбора параметров транспортной операции.

Для оценки функциональной эффективности МРБ в [17] предложено использовать критерий

$$E = \frac{M_0 \Delta H}{\tau M_T \Delta V}, \quad (1)$$

где  $M_0$  — начальная масса КГЧ;  $\Delta H$  — высота подъема круговой орбиты, реализуемая в результате транспортной операции;  $\tau$  — время перелета;  $M_T$  — масса топлива;  $\Delta V$  — запас характеристической скорости. Из (1) следует, что для повышения эффективности транспортной операции при заданных массе КГЧ, запасе характеристической скорости и высоте подъема орбиты требуется уменьшить массу топлива и сократить время перелета.

*Цель настоящей работы* — выбор рациональных параметров транспортной операции малого разгонного блока.

Достижение указанной цели требует построения рациональной траектории межорбитального перелета МРБ, учитывающей особенности применяемой двигательной установки.

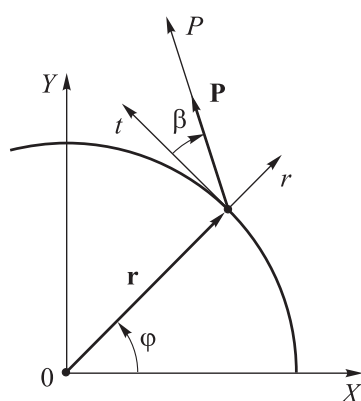


Рис. 1. Схема движения МРБ

**Материалы и методы решения задач, принятые допущения.** Рассмотрено компланарное движение маневрирующего МРБ в центральном гравитационном поле под действием кратковременных импульсов РДМТ. Обобщенные координаты приведены на рис. 1, где  $r$  — модуль радиуса-вектора  $r$  орбиты;  $\varphi$  — угол, отсчитываемый от точки включения двигателя;  $\beta$  — угол между направлением трансверсали  $t$  и вектором тяги  $P$  ДУ МРБ, имеющим модуль  $P$ .

Уравнения движения в плоскости орбиты имеют вид [18]:

$$\begin{aligned} \ddot{r} - r\dot{\phi}^2 &= PM^{-1} \sin \beta - \mu r^{-2}; \\ r\ddot{\phi} + 2\dot{r}\dot{\phi} &= PM^{-1} \cos \beta, \end{aligned} \quad (2)$$

где  $M$  — масса КГЧ (МРБ и ПН);  $\mu$  — гравитационный параметр Земли.

Введем допущение, что при кратковременном импульсе масса КГЧ условно считается постоянной. После каждого разгонного импульса длительностью  $\Delta t$  текущая масса КГЧ  $M_i$  уменьшается на величину израсходованного топлива

$$M_{i+1} = M_i - \Delta t P J^{-1}, \quad (3)$$

где  $J$  — удельный импульс РДМТ.

Решение дифференциальных уравнений (2) выполнено численным методом в программе Wolfram Mathematica 11.3, с ограничением интервала интегрирования по времени в начале каждого участка. В качестве начальных условий приняты параметры движения МРБ в конце предыдущего участка. Для расчета первого активного участка начальные условия приняты равными  $r = R_0$ ,  $\phi = 0$ ,  $\dot{r} = 0$ ,  $\dot{\phi} = 0$ . Зная вектор состояния КГЧ  $\{r, \phi, \dot{r}, \dot{\phi}\}$ , по окончании каждого активного участка можно определить абсолютную скорость  $v = \sqrt{\dot{r}^2 + r^2\dot{\phi}^2}$ , фокальный параметр  $p = (r^2 \dot{\phi}^2) \mu^{-1}$  и оскулирующие элементы орбиты по формулам [18]: большая полуось орбиты  $a = \mu r (2\mu - rv^2)^{-1}$ ; эксцентриситет орбиты  $e = \sqrt{1 - p/a}$ ; радиус апогея  $r_\alpha = p(1 - e)^{-1}$ ; радиус перигея  $r_\pi = p(1 + e)^{-1}$ ; период обращения  $\tau_0 = 2\pi a^{3/2} \mu^{-1/2}$ .

Объектом исследования являются перелеты КГЧ с начальной массой  $M_0 = 230$  кг между круговыми низкими околоземными орбитами: начальной и целевой. Рассматриваются только такие траектории, которые целиком лежат между начальной и целевой орбитами. В соответствии с техническим заданием<sup>2</sup> начальная орбита имеет высоту  $H_0 = 500$  км, а диапазон высот целевых орбит лежит в интервале от 800 до 1500 км. В настоящей работе проанализированы границы и середина указанного диапазона, т. е. целевые орбиты высотой  $H_C = 800, 1150$  и  $1500$  км. Допустимое время

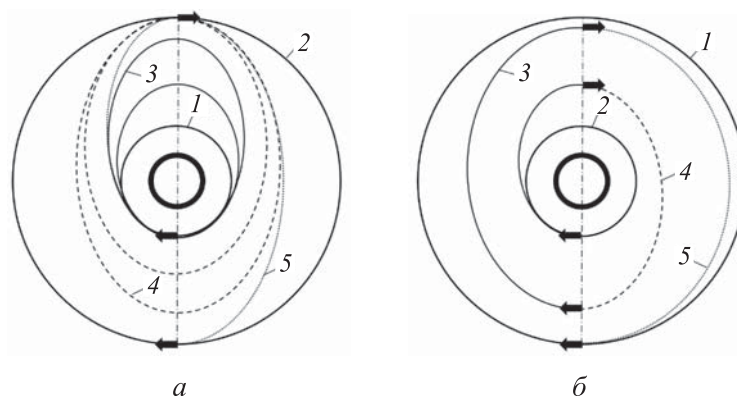
---

<sup>2</sup> Объявлены итоги первого конкурса концепций разгонного блока и РН СЛК. URL: <http://nti-aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleny-itogi-pervogo-konkursa-koncepcij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/> (дата обращения 15.09.2023).

работы РДМТ в одном включении для обеспечения запаса по надежности  $\Delta t_p = 30$  с.

Исследованы как традиционные сценарии транспортной операции, предполагающие использование квазигомановских орбит, так и новые сценарии, позволяющие ускорить транспортную операцию за счет применения орбит нового типа. Оценка эффективности транспортной операции проведена по критерию (1), для чего в каждом варианте для заданной высоты подъема круговой орбиты определены запас характеристической скорости, масса топлива и время перелета.

**Гомановские транспортные операции.** Известно, что оптимальным с точки зрения затрат характеристической скорости для перелетов между круговыми компланарными орбитами является двухимпульсный гомановский перелет [18]. Однако в случае МРБ «БОТ» ограничения по времени работы РДМТ позволяют осуществить транспортную операцию только как серию квазигомановских перелетов с фиксированной линией переключения. Проанализированы два сценария транспортной операции, схемы которых приведены на рис. 2.



**Рис. 2.** Схемы перелетов с фиксированной линией переключения, последовательным подъемом апогея и перигея (*а*) и чередованием подъема апогея и перигея (*б*) орбиты:  
1, 2, 5 — начальная, целевая и корректирующая орбиты;  
3, 4 — орбиты подъема апогея и подъема перигея

Сценарий последовательной транспортной операции (рис. 2, *а*) состоит из двух этапов.

*Этап 1. Подъем апогея орбиты.* На начальной орбите ДУ МРБ выдается трансверсальный разгонный импульс длительностью  $\Delta t_p$ , после чего КГЧ совершает полный виток по образовавшейся эллиптической переходной траектории, перигей которой лежит на начальной орбите.

В перигее переходной траектории ДУ МРБ выдает следующий разгонный импульс с такими же параметрами, тем самым поднимая апогей текущей переходной орбиты. Импульсы повторяются до тех пор, пока приращение характеристической скорости, необходимое для касания апогея текущей эллиптической и целевой круговой орбит, окажется меньше того, которое выдает РДМТ за  $\Delta t_p$  секунд. В конце данного этапа в перигее текущей переходной орбиты выдается корректирующий разгонный импульс, длительность которого вычисляется из условия равенства радиусов апогея переходной и целевой орбит.

*Этап 2. Подъем перигея орбиты.* Космическая головная часть совершает половину витка до точки касания переходной и целевой орбит, которая будет являться точкой выдачи импульса для последующих переходных орбит. Аналогично предыдущему этапу совершаются маневры подъема перигея переходной орбиты, которые завершаются корректирующим импульсом, выданным так, что орбита КГЧ с заданной точностью приобретает параметры целевой орбиты.

Как показали расчеты, при осуществлении транспортной операции перелет на орбиту  $H_C = 800$  км позволяет вывести ПН массой 158,7 кг за 9 ч с суммарным запасом характеристической скорости 160,8 м/с. При этом требуется три импульса подъема апогея и корректирующий импульс длительностью 2,1 с, а также два импульса подъема перигея и корректирующий импульс длительностью 28,9 с. Затраты топлива составляют 11,3 кг, а суммарное время работы ДУ МРБ равно 181 с.

Перелет на орбиту  $H_C = 1150$  км позволяет вывести ПН массой 147 кг за 20,3 ч с суммарным запасом характеристической скорости 335,9 м/с. При этом требуется шесть импульсов подъема апогея и корректирующий импульс длительностью 11 с, а также пять импульсов подъема перигея и корректирующий импульс длительностью 27,2 с. Затраты топлива составляют 23,0 кг, а суммарное время работы ДУ МРБ равно 368,2 с.

Перелет на орбиту  $H_C = 1500$  км позволяет вывести ПН массой 136,7 кг за 31,6 ч с суммарным запасом характеристической скорости 499 м/с. При этом требуется девять импульсов подъема апогея и корректирующий импульс длительностью 11,6 с, а также восемь импульсов подъема перигея и корректирующий импульс длительностью 11,8 с. Затраты топлива составляют 33,3 кг, а суммарное время работы ДУ МРБ равно 533,4 с.

Сценарий транспортной операции с формированием спиральной квазигомановской траектории основан на чередовании подъема апогея и перигея орбиты (рис. 2, б).

На начальной орбите ДУ МРБ выдается трансверсальный разгонный импульс длительностью  $\Delta t_p$ , после чего КГЧ совершает половину витка по эллиптической переходной траектории. В апогее переходной траектории ДУ МРБ выдает следующий разгонный импульс с такими же параметрами, тем самым поднимая перигей текущей переходной орбиты. Такие импульсы повторяются до тех пор, пока приращение характеристической скорости, необходимое для касания апогея текущей эллиптической орбиты и целевой круговой орбиты, окажется меньше того, которое выдает РДМТ за  $\Delta t_p$  секунд. В конце операции выдаются один или два корректирующих импульса, длительность которых вычисляется из условия формирования целевой круговой орбиты.

Расчеты показали, что при осуществлении данной транспортной операции перелет на орбиту  $H_C = 800$  км позволяет вывести ПН массой 158,7 кг за 4,9 ч с суммарным запасом характеристической скорости 161 м/с. При этом требуется пять импульсов длительностью  $\Delta t_p$  и один корректирующий импульс длительностью 31,3 с. Затраты топлива составляют 11,3 кг, а суммарное время работы ДУ МРБ равно 181,3 с.

Перелет на орбиту  $H_C = 1150$  км позволяет вывести ПН массой 146,9 кг за 12 ч с суммарным запасом характеристической скорости 337 м/с. При этом требуется 12 импульсов длительностью  $\Delta t_p$  и два корректирующих импульса длительностью 5,8 и 3,5 с. Затраты топлива составляют 23,1 кг, а суммарное время работы ДУ МРБ равно 369,3 с.

Перелет на орбиту  $H_C = 1500$  км позволяет вывести ПН массой 136,3 кг за 15,8 ч с суммарным запасом характеристической скорости 505,2 м/с. При этом требуется 17 импульсов длительностью  $\Delta t_p$  и один корректирующий импульс длительностью 29,6 с. Затраты топлива составляют 33,7 кг, а суммарное время работы ДУ МРБ равно 539,6 с.

**Ускоренная транспортная операция.** Для ускорения транспортной операции на основе анализа литературы [19] рассмотрена альтернативная переходная траектория, формируемая кратковременными импульсами двигательной установки МРБ, промежутки времени между которыми определяются скоростью остывания двигателя.

Принято, что за  $\Delta t_p$  секунд работы РДМТ нагревается от  $T_0 = 473$  К (200 °С) до  $T_1 = 1273$  К (1000 °С). Аналитическая оценка времени остывания от  $T_1$  до  $T_0$  путем излучения теплоты проводилась по закону Стеффана — Больцмана:

$$Q = \sigma \varepsilon A (T_\infty^4 - T^4),$$

где  $\sigma$  — постоянная Стефана — Больцмана;  $\varepsilon$  — степень черноты поверхности;  $A$  — площадь поверхности излучения;  $T_\infty$  — температура окружающей среды, которая была условно принята равной нулю. Учитывая соотношение

$$dT / dt = Q / (mc),$$

где  $m$  и  $c$  — масса и удельная теплоемкость материала, из которого изготовлен двигатель, время остывания можно найти как

$$\Delta t_0 = mc (T_1^{-3} - T_0^{-3}) (3\sigma\varepsilon A)^{-1}. \quad (4)$$

При аналитическом расчете для упрощения вычислений РДМТ смоделирован как стальная цилиндрическая оболочка толщиной 1,6 мм, высотой 200 и диаметром 110 мм. Использование формулы (4) дает время остывания  $\sim 840$  с. Проведенные методом конечных элементов в программе SolidWorks Simulation расчеты охлаждения геометрической модели РДМТ показали, что рассмотрение более точной геометрии двигателя с учетом формы и размеров сопла дает меньшее время остывания. На основе полученных результатов принято  $\Delta t_0 = 800$  с.

Сценарий ускоренной транспортной операции состоит из трех этапов.

*Этап 1. Подъем апогея переходной орбиты.* На начальной орбите ДУ МРБ выдает трансверсальный ( $\beta = 0$ ) разгонный импульс длительностью  $\Delta t_p$  (при этом  $P = 200$  Н), после чего происходит невозмущенное движение по образовавшейся эллиптической траектории в течение времени остывания  $\Delta t_0$  (при этом  $P = 0$ ). После остывания РДМТ выдается следующий разгонный импульс по трансверсали к текущей траектории движения длительностью  $\Delta t_p$ . Импульсы повторяются до тех пор, пока приращение характеристической скорости, необходимое для касания апогея текущей эллиптической и целевой круговой орбит, окажется меньше того, которое выдает ДУ МРБ за  $\Delta t_p$  при скруглении орбиты по схемам, приведенным на рис. 2.

*Этап 2. Подъем перигея переходной орбиты.* На этом этапе разгонные импульсы выдаются под углом  $\beta \neq 0$  между касательной к траектории и вектором тяги МДУ, который рассчитывается в точке включения МДУ из условия максимального приращения высоты перигея при минимальном приращении высоты апогея. Приращение радиуса перигея выводится на основе производной  $dr_\pi / d\beta$  и имеет вид:

$$\Delta r_\pi(\beta) = [(1 + e) \Delta p - p \Delta e] (1 + \Delta e)^{-2}, \quad (5)$$

где приращение эксцентриситета и фокального параметра орбиты выражаются формулами



$$\Delta p = 2pk(\Delta v \cos \beta)(1+e)^{-1}; \quad \Delta e = 2k(\Delta v \cos \beta); \quad k = \sqrt{p/\mu}.$$

Для обеспечения подъема перигея при решении нелинейного уравнения (5) выбирается наименьшее по модулю  $\beta < \pi/2$ .

Импульсы подъема перигея выдаются через промежутки времени  $\Delta t_0$  до тех пор, пока приращение характеристической скорости, необходимое для касания перигея текущей эллиптической и целевой круговой орбит, окажется меньше того, которое выдает МДУ за  $\Delta t_p$  при сглаживании орбиты по схемам, приведенным на рис. 2.

*Этап 3. Формирование целевой орбиты.* Формирование целевой круговой орбиты осуществляется двухимпульсным перелетом между текущей почти круговой и целевой круговой орбитами. Для скругления текущей эллиптической орбиты выдаются импульсы, точки приложения которых разнесены вдоль орбиты на угол  $180^\circ$  и лежат на линии переключения, проходящей через притягивающий центр. Положение линии переключения в рассматриваемом частном случае определяется выражением [18]:

$$\varphi^* = \arctg(f_y/f_x), \quad (6)$$

где  $f_x, f_y$  — компоненты вектора Лапласа в декартовой системе координат (см. рис. 1), определяемого выражением

$$\vec{f} = (\vec{v} \times (\vec{r} \times \vec{v})) - (\mu/r)\vec{r}. \quad (7)$$

Выбранная схема скругления подразумевает выдачу первого корректирующего импульса в перигее или апогее орбиты, сформированной после выдачи последнего импульса. Для определения времени пассивного полета до ближайшей апсидальной точки вычисляем аргумент широты перигея текущей орбиты по формуле (6).

Параметры переходной орбиты определяются формулами, в которых индекс «н» соответствует параметрам начальной эллиптической орбиты, а индекс «к» — параметрам конечной целевой орбиты [18]:

$$r_0 = (a_n + a_k)/2; \quad v_0 = \sqrt{\mu/r_0}; \quad \Delta a = (a_k - a_n)/r_0; \quad \Delta e = e_n. \quad (8)$$

Корректирующие импульсы скорости определяются по формулам [20]:

$$\Delta v_1 = v_0(\Delta a + \Delta e)/4; \quad \Delta v_2 = v_0(\Delta a - \Delta e)/4. \quad (9)$$

Для повышения точности определения параметров маневра применяется итерационная процедура [20], включающая в себя следующие операции (значениям, рассчитанным для уточняемой итерации по формулам (6)–(9) соответствует индекс  $j$ , а новым уточненными значениям — индекс  $j + 1$ ).

1. Определение параметров движения КГЧ  $\{r_j, \varphi_j, \dot{r}_j, \dot{\varphi}_j\}$  и параметров сформированной орбиты  $a_j, e_j$  в момент времени окончания работы ДУ МРБ при выдаче второго корректирующего импульса.

2. Вычисление  $\bar{f}_j, \varphi_j^*$  заново по формулам (6) и (7).

3. Вычисление отклонений параметров орбиты с использованием (8):

$$\Delta a_{j+1} = \Delta a_j + (a_k - a_j) / r_{0j}; \quad \Delta e_{j+1} = \sqrt{\Delta e_{xj+1}^2 + \Delta e_{yj+1}^2}, \quad (10)$$

где  $\Delta e_{xj+1} = \Delta e_{xj} - e_j \cos \varphi_j^*$ ;  $\Delta e_{yj+1} = \Delta e_{yj} - e_j \sin \varphi_j^*$ .

4. Определение по формулам (9) новых значений корректирующих импульсов  $\Delta v_{1j+1}, \Delta v_{2j+1}$  с использованием  $\Delta a_{j+1}, \Delta e_{j+1}$ .

5. Определение параметров конечной орбиты, которые сравниваются с параметрами целевой орбиты. Если разность параметров орбит удовлетворяет заданным требованиям точности, то расчет завершается, иначе начинается новая итерация.

Так, при реализации описанного алгоритма для уточнения параметров конечной орбиты радиусом 800 км с точностью по радиусам апогея и перигея орбиты менее чем на 0,001 %, по эксцентриситету орбиты менее 0,5 % потребовалось скорректировать долготу линии переключения на 97,55°, значение первого импульса на 0,1 %, а второго импульса на 2 %.

Пример траектории, полученной для ускоренной транспортной операции, приведен на рис. 3. Перелет на орбиту  $H_C = 800$  км позволяет вывести ПН массой 155,2 кг за 3,1 ч, на орбиту  $H_C = 1150$  км — ПН массой 143,3 кг за 4 ч, перелет на орбиту  $H_C = 1500$  км — ПН массой 136,3 кг за 15,8 ч с суммарным запасом характеристической скорости 505,2 м/с. Значения параметров выдаваемых импульсов приведены в табл. 1 (полужирным шрифтом).

**Рис. 3.** Траектория перелета на орбиту высотой 1500 км при ускоренном сценарии транспортной операции: красный и зеленый цвет — активные и пассивные участки траектории; черный и синий маркеры — точки выдачи корректирующего импульса

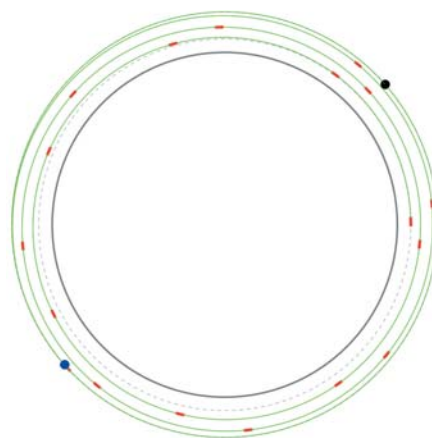


Таблица 1

**Значения выдаваемых импульсов для ускоренных транспортных операций**

№ п/п	$H_C = 500...800$ км			$H_C = 500...1150$ км			$H_C = 500...1500$ км		
	$\Delta V$ , м/с	$\Delta t$ , с	$\Delta m$ , кг	$\Delta V$ , м/с	$\Delta t$ , с	$\Delta m$ , кг	$\Delta V$ , м/с	$\Delta t$ , с	$\Delta m$ , кг
1	26,087	30	1,875	26,087	30	1,875	26,087	30	1,875
2	26,301	30	1,875	26,301	30	1,875	26,301	30	1,875
3	26,519	30	1,875	26,519	30	1,875	26,519	30	1,875
4	26,741	30	1,875	26,741	30	1,875	26,741	30	1,875
5	26,966	30	1,875	26,966	30	1,875	26,966	30	1,875
6	27,196	30	1,875	27,120	30	1,875	27,120	30	1,875
7	27,429	30	1,875	27,429	30	1,875	27,429	30	1,875
8	21,498	23,5	1,470	27,666	30	1,875	27,666	30	1,875
9	2,940	3,2	0,198	27,907	30	1,875	27,907	30	1,875
10	–	–	–	28,152	30	1,875	28,152	30	1,875
11	–	–	–	28,402	30	1,875	28,402	30	1,875
12	–	–	–	28,657	30	1,875	28,657	30	1,875
13	–	–	–	28,916	30	1,875	28,916	30	1,875
14	–	–	–	30,300	31,4	1,965	29,179	30	1,875
15	–	–	–	5,089	5,2	0,324	29,448	30	1,875
16	–	–	–	–	–	–	29,721	30	1,875
17	–	–	–	–	–	–	30,000	30	1,875
18	–	–	–	–	–	–	38,438	38,4	2,402
19	–	–	–	–	–	–	2,237	2,2	0,137
<b>Σ</b>	<b>211,678</b>	<b>236,7</b>	<b>14,793</b>	<b>392,328</b>	<b>426,6</b>	<b>26,664</b>	<b>515,962</b>	<b>550,6</b>	<b>34,414</b>

**Обсуждение полученных результатов.** Сравнение параметров транспортных операций, приведенных в табл. 2, показывает, что наиболее экономичной, обеспечивающей доставку наибольшей массы ПН, является последовательная транспортная операция. Однако необходимость совершать полные витки между импульсами в данном сценарии приводит к большой продолжительности выполняемого маневра (до 1,3 сут), что требует задействования излишних ресурсов бортовой аппаратуры и наземного комплекса управления, а также увеличивает риск снижения работоспособности выводимой ПН. Эти факторы снижают надежность миссии и, как следствие, ее эффективность по критерию (1).

Ускоренные транспортные операции, в которых формируются новые траектории, обеспечивают существенное уменьшение времени перелета, особенно в случае большого перепада высот. Например, при перелете

на орбиту высотой 1500 км время транспортировки ПН уменьшается более чем в 5,5 раз. Платой за сокращение времени перелета является перерасход топлива, который при малой разности высот может достигать 30 % для ускоренного сценария. Причиной перерасхода топлива являются в значительной степени потери характеристической скорости на поворот линии апсид, которые при увеличении перепада высот существенно уменьшаются. Изменение процента перерасхода топлива при использовании ускоренного сценария может быть аппроксимировано зависимостью

$$Q = 8 \cdot 10^{-6} H_C - 0,0588 H_C + 72,796 [\%], \quad 800 < H_C < 1500.$$

Таблица 2

**Сравнение параметров транспортных операций**

$H_C$ , км	800			1150			1500		
$\Delta H$	300			650			1000		
Сценарий*	П	С	У	П	С	У	П	С	У
Масса ПН, кг	158,7	158,7	155,2	147,0	146,9	143,3	136,7	136,3	135,6
Число импульсов	7	6	9	13	14	15	19	18	19
$\Delta V$ , м/с	160,8	161,0	211,7	335,9	337,0	392,3	499,0	505,2	516,0
$\tau$ , ч	9,0	4,9	3,1	20,3	12,0	4,0	31,6	15,8	5,6
$M_T$ , кг	11,3	11,3	14,8	23,0	23,1	26,7	33,3	33,7	34,4
Перерасход топлива, %	–	–	30,9	–	0,4	16,1	–	1,2	3,3
$E$	4,22	<b>7,74</b>	7,10	0,95	1,60	<b>3,57</b>	0,44	0,86	<b>2,31</b>

\* П — последовательный подъем апогея и перигея; С — спиральная траектория; У — ускоренная транспортная операция.

В табл. 2 указан критерий эффективности  $E$ , вычисленный по формуле (1). Наилучшие значения приведены полужирным шрифтом. Видно, что при малой разности высот наиболее эффективно использование спиральной траектории, а при больших перепадах — новой переходной траектории.

**Заключение.** Проведенное исследование показало, что наиболее рациональные параметры транспортной операции малого разгонного блока, оснащенного двигателями с малым допустимым временем непрерывной работы и большим ресурсом по числу включений, обеспечивают новые пе-

реходные траектории, позволяющие обеспечить компланарный перелет с начальной круговой орбиты высотой 500 км на целевую круговую орбиту высотой 1500 км менее чем за 6 ч при перерасходе топлива по сравнению с наиболее экономичным маневром не более чем 3,5 %.

При малых высотах целевой орбиты более эффективными оказываются транспортные операции с использованием спиральных траекторий. В частности, в процессе перелета с начальной круговой орбиты высотой 500 км на целевую круговую орбиту высотой 800 км при увеличении времени перелета с 3 до 5 ч перерасход топлива сокращается на 30 %, что дает увеличение массы ПН.

Работа выполнена в рамках проекта МРБ «БОТ». Полученные результаты будут использованы в данном проекте. Дальнейшие исследования будут направлены на поиск более эффективных сценариев транспортной операции при малых высотах целевой орбиты.

## ЛИТЕРАТУРА

- [1] Лопота В.А., Ермаков П.Н., Фролов И.В. Перспективы развития автоматических космических систем и космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1 (82), с. 5–16.
- [2] Балухто А.Н., Твердохлебова Е.М. Современный подход к исследованию эффективности космических систем дистанционного зондирования Земли. *Космонавтика и ракетостроение*, 2022, № 3, с. 122–136.
- [3] Williams C., Doncaster B., Shulman J. Nano/microsatellite market forecast. Atlanta, SpaceWorks Commercial, 2018.
- [4] New satellite market forecast anticipates 1.700 satellites to be launched on average per year by 2030 as new entrants and incumbents increase their investment in space. *euroconsult-ec.com: веб-сайт*.  
URL: <https://www.euroconsult-ec.com/press-release/new-satellite-market-forecast-anticipates-1700-satellites-to-be-launched-on-average-per-year-by-2030-as-new-entrants-and-incumbents-increase-their-investment-in-space> (дата обращения: 15.09.2023).
- [5] Герасимов Ю.В., Каретников Г.К., Селиванов А.Б. и др. Оценка относительной конечной массы наноспутника, доставляемой в околоземное пространство с помощью импульсных стартового и корректирующего устройств. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2013, № 3 (92), с. 69–76.
- [6] Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, № 5. DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>
- [7] Рыжикова Т.Н., Старожук Е.А., Шаповалов А.В. и др. Анализ эффективности периферийных пусковых услуг выведения полезных нагрузок малым разгонным блоком «БОТ». *Экономика космоса*, 2022, № 1, с. 46–56.

- [8] SHERPA rideshare mission. *directory.eoportal.org*: веб-сайт. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sherpa> (дата обращения: 15.09.2023).
- [9] D-Orbit S.p.A., a market leader in space logistics, to combine with Breeze Holdings Acquisition Corp. and become a publicly listed company. *prnewswire.com*: веб-сайт. URL: <https://www.prnewswire.com/news-releases/d-orbit-spa-a-market-leader-in-space-logistics-to-combine-with-breeze-holdings-acquisition-corp-and-become-a-publicly-listed-company-301469586.html> (дата обращения: 15.09.2023).
- [10] Momentus. *ecorospace.me*: веб-сайт. URL: <https://ecorospace.me/Momentus.html> (дата обращения: 15.09.2023).
- [11] Epic Aerospace. *epic-aerospace.com*: веб-сайт. URL: <https://epic-aerospace.com/spacecraft.html> (дата обращения: 19.02.2023).
- [12] Exotrail. *exotrail.com*: веб-сайт. URL: <https://www.exotrail.com> (дата обращения: 15.09.2023).
- [13] SAB launchservices. *sablaunchservices.com*: веб-сайт. URL: <https://www.sablaunchservices.com> (дата обращения: 15.09.2023).
- [14] Шаповалов А.В., Щеглов Г.А. Синтез рациональной компоновки малого разгонного блока на газообразных компонентах топлива. *Вестник МАИ*, 2023, т. 30, № 2, с. 70–77.
- [15] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород–метан в импульсном режиме работы. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2013, № 7, с. 11–20. DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2013-7-11-20>
- [16] Ворожеева О.А., Ягодников Д.А. Численное исследование влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкции ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород–метан при работе в импульсном режиме. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, № 1. DOI: <https://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1570>
- [17] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, № 8. DOI: <https://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [18] Космодемьянский А.А. Динамика космического полета. М., URSS, 2020.
- [19] Суханов А.А. Астродинамика. М., ИКИ РАН, 2010.
- [20] Баранов А.А. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. М., Спутник+, 2016.

**Щеглов Георгий Александрович** — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Суслов Никита Иванович** — студент кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Казаку Илья Александрович** — студент кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

**Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:**

Щеглов Г.А., Суслов Н.И., Казаку И.А. Выбор параметров транспортной операции малого разгонного блока. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2023, № 4 (147), с. 16–33.

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-4-16-33>

## SELECTING THE TRANSPORT OPERATION PARAMETERS FOR A SMALL SPACE TUG

G.A. Shcheglov

N.I. Suslov

I.A. Kazaku

shcheglov\_ga@bmstu.ru

protonvostok@yandex.ru

ilyakazaku2013@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

### Abstract

The paper considers one of the problems in designing a small upper stage to provide peripheral launch services during a cluster launch of satellites, as part of solving the problem of disproportion between small payloads and the existing launch vehicles. This work objective is to select rational parameters for the transport operation of a small space tug stage equipped with engines with short permissible continuous operation time and long lasting number of ignitions. Coplanar motion of the maneuvering small upper stage was studied in a central gravitational field exposed to short-term pulses of the low-thrust rocket engine. Both traditional transport operation scenarios involving the use of quasi-Hohmann orbits and new scenarios that make it possible to accelerate the transport operation through introduction of the transfer orbits were analyzed. The transport operation efficiency was assessed for the given circular orbit elevation altitude based on characteristic speed reserve, propellant mass and flight time. It is noted that the best parameters of the transport

### Keywords

*Small space tug, transport operation, coplanar flight, transfer orbit, propellant capacity, flight time*

operation are observed in the new proposed trajectories. This approach makes it possible to ensure the coplanar flight from a reference circular orbit at the altitude of 500 km to the target circular orbit at the altitude of 1500 km in less than 6 hours with the excess in propellant consumption of no more than 3.5 %. At the target orbit low altitudes, transport operations using the spiral trajectories are more efficient

Received 19.09.2023

Accepted 28.09.2023

© Author(s), 2023

---

*The work was performed as part of implementing the BMSTU AES program "Systems engineering in rocket and space technology"*

## REFERENCES

- [1] Lopota V.A., Ermakov P.N., Frolov I.V. Prospects of development of automatic space systems and spacecrafts. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2011, no. 1 (82), pp. 5–16 (in Russ.).
- [2] Balukhto A.N., Tverdokhlebova E.M. Modern approach to research of the effectiveness of space systems of remote sensing of the Earth. *Kosmonavtika i raketostroenie* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2022, no. 3, pp. 122–136 (in Russ.).
- [3] Williams C., Doncaster B., Shulman J. Nano/microsatellite market forecast. Atlanta, SpaceWorks Commerical, 2018.
- [4] New satellite market forecast anticipates 1.700 satellites to be launched on average per year by 2030 as new entrants and incumbents increase their investment in space. *euroconsult-ec.com: website*. Available at: <https://www.euroconsult-ec.com/press-release/new-satellite-market-forecast-anticipates-1700-satellites-to-be-launched-on-average-per-year-by-2030-as-new-entrants-and-incumbents-increase-their-investment-in-space> (accessed: 15.09.2023).
- [5] Gerasimov Yu.V., Karetnikov G.K., Selivanov A.B., et al. Evaluation of relative final mass of a nanosatellite delivered to the near-earth space using a pulsed launcher and a pulsed correcting thruster. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2013, no. 3 (92), pp. 69–76 (in Russ.).
- [6] Bechasnov P.M., Ilin A.M. Presumable principles in constructing a low budget ultralight launch vehicle. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2023, no. 5 (in Russ.). DOI: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271>
- [7] Ryzhikova T.N., Starozhuk E.A., Shapovalov A.V., et al. Efficiency analysis of peripheral launch services using "BOT" small upper stage. *Ekonomika kosmosa*, 2022, no. 1, pp. 46–56 (in Russ.).
- [8] SHERPA rideshare mission. *directory.eoportal.org: website*. Available at: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/sherpa> (accessed: 15.09.2023).



- [9] D-Orbit S.p.A., a market leader in space logistics, to combine with Breeze Holdings Acquisition Corp. and become a publicly listed company. *prnewswire.com: website*. Available at: <https://www.prnewswire.com/news-releases/d-orbit-spa-a-market-leader-in-space-logistics-to-combine-with-breeze-holdings-acquisition-corp-and-become-a-publicly-listed-company-301469586.html> (accessed: 15.09.2023).
- [10] Momentus. *ecorospace.me: website*. Available at: <https://ecorospace.me/Momentus.html> (accessed: 15.09.2023).
- [11] Epic Aerospace. *epic-aerospace.com: website*. Available at: <https://epic-aerospace.com/spacecraft.html> (accessed: 19.02.2023).
- [12] Exotrail. *exotrail.com: website*. Available at: <https://www.exotrail.com> (accessed: 15.09.2023).
- [13] SAB launchservices. *sablaunchservices.com: website*. Available at: <https://www.sablaunchservices.com> (accessed: 15.09.2023).
- [14] Shapovalov A.V., Shcheglov G.A. Rational layout synthesis of the upper stage running on gaseous components. *Vestnik MAI [Aerospace MAI Journal]*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 70–77 (in Russ.).
- [15] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Mathematical model and computational research of combustion chamber wall thermal state for gaseous-propellant oxygen–methane low-thrust rocket engine on a pulse mode. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie [BMSTU Journal of Mechanical Engineering]*, 2013, no. 7, pp. 11–20 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2013-7-11-20>
- [16] Vorozheeva O.A., Yagodnikov D.A. Numerical study of the operating condition effect on the thermal state of the structure of low thruster on oxygen–methane propellant operating in pulsed mode. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation]*, 2017, no. 1 (in Russ.). DOI: <https://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-1-1570>
- [17] Shcheglov G.A., Shapovalov A.V. The selection of the propulsion system of an advanced small space tug. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii [Engineering Journal: Science and Innovation]*, 2022, no. 8 (in Russ.). DOI: <https://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200>
- [18] Kosmodemyanskiy A.A. *Dinamika kosmicheskogo poleta [Dynamics of space flight]*. Moscow, URSS Publ., 2020.
- [19] Sukhanov A.A. *Astrodinamika [Astrodynamics]*. Moscow, IKI RAS Publ., 2010.
- [20] Baranov A.A. *Manevrirovaniye kosmicheskikh apparatov v okrestnosti krugovoy orbity [Maneuvering spacecraft in the vicinity of a circular orbit]*. Moscow, Sputnik+ Publ., 2016.

**Shcheglov G.A.** — Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Suslov N.I.** — Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Kazaku I.A.** — Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

**Please cite this article in English as:**

Shcheglov G.A., Suslov N.I., Kazaku I.A. Selecting the transport operation parameters for a small space tug. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2023, no. 4 (147), pp. 16–33 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2023-4-16-33>