

УДК 629.784

Исследование движения межорбитального буксира для обеспечения заданного периода снижения

Швецов Михаил Владимирович^(*)

sir-miha@mail.ru

SPIN-код: 3166-5743

Беляев Андрей Алексеевич

belyaevaa@bmstu.ru

Корянов Всеволод Владимирович

vkoryanov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрена эффективность применения межорбитального буксира для доставки грузов к РОС. Основной гипотезой исследования являлось наличие возможности подбора баллистического параметра КА такого, что период перелета буксира к РОС и обратно на опорную орбиту соответствовал бы периоду запусков буксира к РОС. Кроме того, в исследовании предположено, что снижению высоты МОБ происходит за счет атмосферы и неравномерности гравитационного поля Земли, то есть отсутствуют топливные затраты на этот маневр. Таким образом, топливные затраты будут сопоставимы с затратами на довывод ТГК «Прогресс», но сохраниться возможность многократного использования одного и того же КА для доставки грузов, что позволит перенаправить освободившиеся ресурсы космической отрасли на ускоренную реализацию государственных программ. Результатом работы является вычисление диапазона баллистических коэффициентов, подходящих для реализации такой концепции.

Ключевые слова: межорбитальный буксир, космические грузоперевозки, моделирование движения, инфраструктура РОС, автоматизация, метод оскулирующих элементов

Analysis of interorbital tug motion to achieve a specified descent period

Shvetsov Mikhail Vladimirovich

sir-miha@mail.ru

SPIN-code: 3166-5743

Belyaev Andrey Alekseevich

belyaevaa@bmstu.ru

Koryanov Vsevolod Vladimirovich

vkoryanov@mail.ru

BMSTU, Moscow, Russia

Abstract. This work examines the efficiency of using an interorbital tug for cargo delivery to the ROS. The main hypothesis of the study was the possibility of selecting a ballistic parameter for the spacecraft such that the tug's round-trip flight time to the ROS and back to the reference orbit would match the launch period of tugs to the ROS. Furthermore, the study assumes that the decrease in the interorbital tug's altitude is achieved through atmospheric drag and the non-uniformity of Earth's gravitational field, meaning no propellant is expended for this maneuver. Consequently, the propellant costs would be comparable to those for boosting the Progress M Cargo Transport Vehicle, while retaining the capability

to reuse the same spacecraft for multiple cargo deliveries. This would allow for the reallocation of freed-up resources within the space industry to accelerate the implementation of state programs. The result of this work is the calculation of a range of ballistic coefficients suitable for implementing this concept.

Keywords: *interorbital tug, space cargo transportation, motion simulation, ROS infrastructure, automation, method of osculating elements*

Введение. Современные космические программы стремятся обеспечить автономность и многоразовое использование космических аппаратов, поэтому переход к технологии межорбитального буксира является своевременным и потенциально экономически эффективным. Концепция межорбитальных буксиров (МОБ) заключается в применении специального космического аппарата, который располагается на низкой околоземной орбите. При необходимости доставить грузы в космос с Земли запускается аппарат, стыкующийся с буксиром. После этого МОБ перевозит груз на необходимую орбиту или стыкуется с орбитальной станцией.

Актуальность темы особенно обусловлена предстоящим запуском Российской орбитальной станции (РОС), который запланирован на 2027–2030 гг. [1], так как сейчас имеется возможность предусмотреть в планируемой конструкции станции специальные узлы для присоединения буксира. В контексте взаимодействия с РОС имеются различные возможности по размещению опорной орбиты буксира. Примеры представлены на рис. 1 и 2.

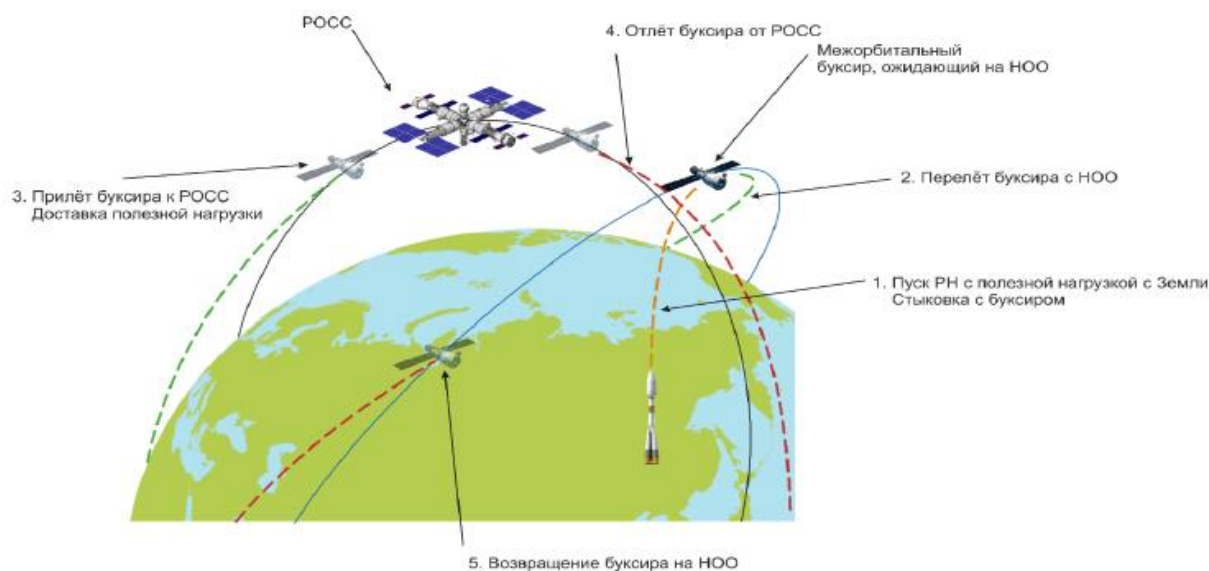


Рис. 1. Концепция функционирования МОБ с опорной орбитой с наклоном $51,6^\circ$

Экономическая эффективность заключается в отсутствии необходимости производить транспортно-грузовые корабли (ТГК), такие как «Прогресс», что высвобождает производственные мощности под другие задачи отрасли, в том числе научные и оборонные. Однако возникают вопросы, связанные с топлив-

ными затратами на поддержание орбиты МОБ. В ходе исследования рассматривалась возможность минимизации периода поддержания орбиты за счет согласовывания периодичности спуска МОБ на низкую околоземную орбиту (250 км) и запусков грузов к нему, за счет чего топливные затраты будут идти, в первую очередь, на увеличение высоты орбиты, корректировку и стыковку.

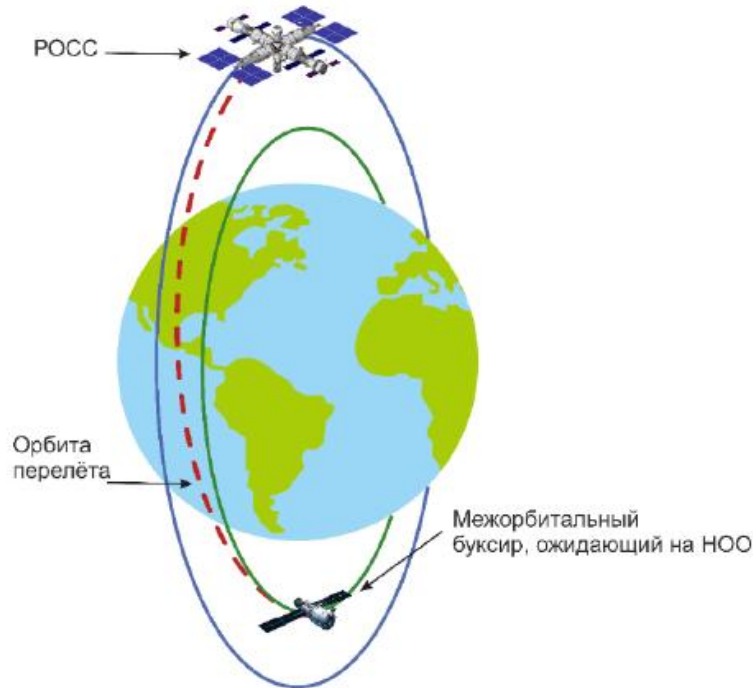


Рис. 2. Концепция функционирования МОБ на орбите, квазикомпланарной орбите РОС (ССО)

Методы и инструменты. В ходе работы применялся метод оскулирующих элементов [2–4], заключающийся в рассмотрении истинной траектории как огибающей семейства оскулирующих, то есть невозмущенных, орбит. Основные формулы представлены ниже:

$$\left\{ \begin{array}{l} a_{n+1} = a_n + \left(\frac{da}{dE} \right)_D 2\pi; \\ e_{n+1} = e_n + \left(\frac{de}{dE} \right)_D 2\pi; \\ i_{n+1} = i_n + \left(\frac{di}{dE} \right)_D 2\pi; \\ \Omega_{n+1} = \Omega_n - \left(\frac{3J_2}{2p_n^2} \cos i_n \right) 2\pi; \\ \omega_{n+1} = \omega_n + \left[\frac{3J_2}{2p_n^2} \left(2 - \frac{5}{2} \sin^2 i_n \right) \right] 2\pi; \\ (M_0)_{n+1} = (M_0)_n + n_n \left[\frac{3J_2}{2} \frac{\sqrt{1-e_n^2}}{p_n^2} \left(1 - \frac{3}{2} \sin^2 i_n \right) \right] \bar{P}. \end{array} \right. \quad (1)$$

В ходе расчетов учитывалось полярное сжатие Земли (J2) и модель атмосферы COESA 76, так как эти факторы оказывают наибольшее влияние при рассмотрении низких орбит. Для интегрирования использовался интегратор `dop853` из модуля `scipy.integrate`, использующий метод Рунге-Кутты порядка 8 (5, 3), где 8 — это порядок метода, 5 порядок оценщика ошибки, 3 — порядок точности результатов.

В качестве исходных данных использовались параметры орбиты РОС [1]: высота орбиты: 372 км; наклонение: 96,9°.

Низкую опорную орбиту МОБ предлагается расположить на таком же наклонении и на высоте 250 км.

Предполагаемая периодичность запусков грузовых кораблей была взята исходя из расписания запусков ТГК «Прогресс» [5], согласно которому грузы на МКС доставляются в среднем раз в 3 месяца.

В ходе моделирования начальная орбита МОБ располагается на высоте РОС и начинает терять высоту из-за воздействия атмосфера и гравитационного поля Земли. Моделировались различные времена спуска аппарата в зависимости от баллистического коэффициента МОБ. Формула баллистического коэффициента указана ниже (2):

$$S_b = \frac{F C_d}{M}. \quad (2)$$

Результаты. Итогом исследования стало вычисление диапазона баллистического коэффициента, при наличии которого высота МОБ снижается до 250 км за 3 месяца с диапазоном в неделю с обеих сторон. Рассчитанный диапазон коэффициента: 0,0204–0,0172. На рис. 3 представлен график изменения высот для МОБ с разными коэффициентами.

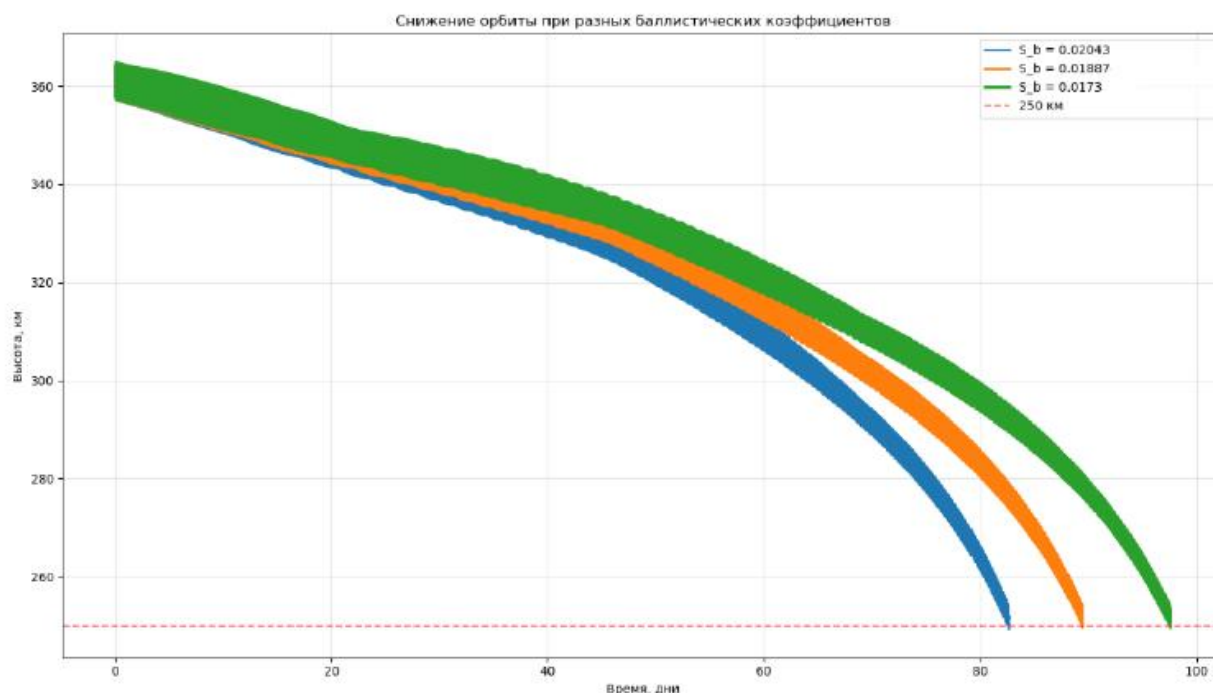


Рис. 3. График изменения высот

Таким образом, если у МОБ будет баллистический коэффициент, находящийся в указанном диапазоне, то он сможет придерживаться расписания полетов без дополнительных расходов топлива.

Обсуждение полученных результатов. Показанные расчеты указывают на то, что с баллистической точки зрения есть возможность создать такой МОБ, который сможет без затрат топлива снижаться в соответствии с разработанным планом запусков. Однако могут возникнуть трудности с конструктивной стороной такого проекта, так как целевой функцией МОБ является перевозка большого количества груза, из-за чего при разработке конструкции грузоподъемность может стать более важным параметром, нежели баллистический коэффициент, поэтому при разработке будет необходимо уделить особое внимание этим показателям.

Заключение. В дальнейшем исследовании планируется уточнить расчеты, добавив в них не учтенные в данной работе возмущающие факторы. Также необходимо учесть прецессию орбиты и разработать метод уменьшения затрат от изменения угла орбиты. По итогам планируется создание программного продукта, позволяющего рассчитывать необходимую величину баллистического коэффициента по заданным высотам орбит и периоду запусков.

*Исследование выполнено при поддержке Министерства науки
и высшего образования Российской Федерации по государственному заданию
(проект № FSN-2025-0016).*

Список источников

- [1] Голобородько Д.В. Российская орбитальная служебная станция. *Актуальные проблемы авиации и космонавтики. X Междунар. науч.-практ. конф.: сб. тр.* Красноярск, Сибирский государственный университет науки и технологий им. академика М.Ф. Решетнева, 2024, т. 1, с. 159–161.
- [2] Суханов А.А. *Астродинамика*. Москва, Институт космических исследований РАН, 2010, 201 с.
- [3] Санникова Т.Н., Холшевников К.В. Уравнения движения в оскулирующих элементах в различных системах отсчета. *Вестник Санкт-Петербургского университета*, 2013, сер. 1, вып. 4, с. 134–145.
- [4] Корянов В.В., Казаковцев В.П. *Основы теории космического полета. Ч. 2. Возмущенное движение космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 60 с.
- [5] Лахин О.И. Особенности постановки задачи планирования программы полета и грузопотока российского сегмента международной космической станции. *Вестник Самарского государственного технического университета. Серия. Технические науки*, 2015, № 3 (47), с. 32–46.

