
СИСТЕМНЫЙ АНАЛИЗ, УПРАВЛЕНИЕ И ОБРАБОТКА ИНФОРМАЦИИ

SYSTEM ANALYSIS, CONTROL, AND INFORMATION PROCESSING

УДК 629.78+629.7.013.3+629.7.013.5
DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-3-191-197

ОЦЕНИВАНИЕ ЭНЕРГОМАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ ЕГО ВЫВЕДЕНИИ НА ВЫСОКУЮ ОРБИТУ С УНИВЕРСАЛЬНОЙ РОБОТИЗИРОВАННОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ПЛАТФОРМЫ

А. А. Сасункевич, С. Б. Силантьев*

Военно-космическая академия им. А. Ф. Можайского. Санкт-Петербург, Россия

* silantev2008@yandex.ru

Аннотация. Представлена методика выведения космического аппарата с низкоорбитальной платформы на геостационарную орбиту. Проведено оценивание эффективности реализации предложенной методики. При апробации методики учтена дополнительная масса стыковочного узла и системы управления сближением. Полученные результаты свидетельствуют о значительном увеличении массы выводимой полезной нагрузки и уменьшении массы затрачиваемого топлива при использовании предложенной методики.

Ключевые слова: универсальная роботизированная космическая платформа, геостационарная орбита, космический аппарат, полезная нагрузка, разгонный блок, ракета-носитель

Ссылка для цитирования: Сасункевич А. А., Силантьев С. Б. Оценивание энергомассовых характеристик космического аппарата при его выведении на высокую орбиту с универсальной роботизированной космической платформы // Изв. вузов. Приборостроение. 2025. Т. 68, № 3. С. 191–197. DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-3-191-197.

ASSESSMENT OF ENERGY-MASS CHARACTERISTICS OF A SPACE VEHICLE WHEN LAUNCHED INTO A HIGH ORBIT FROM A UNIVERSAL ROBOTIC SPACE PLATFORM

A. A. Sasunkevich, S. B. Silantyev*

A. F. Mozhaisky Military Space Academy, St. Petersburg, Russia

* silantev2008@yandex.ru

Abstract. A technique for launching a spacecraft from a low-orbit platform to a geostationary orbit is presented. The efficiency of the proposed technique is assessed. When testing the technique, the additional mass of the docking unit and the approach control system is taken into account. The results obtained indicate a significant increase in the mass of the payload being launched and a decrease in the mass of the fuel consumed when using the presented technique.

Keywords: universal robotic space platform, geostationary orbit, spacecraft, payload, booster block, launch vehicle

For citation: Sasunkevich A. A., Silantyev S. B. Assessment of energy-mass characteristics of a space vehicle when launched into a high orbit from a universal robotic space platform. *Journal of Instrument Engineering*. 2025. Vol. 68, N 3. P. 191–197 (in Russian). DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-3-191-197

Введение. Возможность оперативной доставки полезной нагрузки (ПН) требуемой массы на заданную орбиту позволит обеспечить ракетно-космическое лидерство России в мире. Для реализации этой возможности необходимо учитывать финансово-экономические аспекты, а именно снижение стоимости выведения 1 кг ПН на орбиту. Сегодня ракеты-носители (РН) и разгонные блоки (РБ), используемые как основные средства выведения полезных нагрузок, уже не могут удовлетворить растущим требованиям, предъявляемым к массе выводимой ПН

и затратам на ее выведение. В некоторых источниках [1, 2] предлагается решать указанную проблему путем осуществления парного пуска двух РН, однако этот способ имеет ряд недостатков [1]. Одним из перспективных направлений решения указанной проблемы представляется применение универсальных роботизированных космических платформ (УРКП) для запуска различного типа ПН на высокие орбиты. Реализация этого направления требует проведения всестороннего анализа и обоснования целесообразности с учетом необходимости осуществления сближения и стыковки орбитальных объектов.

Постановка задачи. Рассмотрим два варианта выведения КА с низкой околокруговой орбиты (НОО) на высокую околокруговую орбиту (ВОО).

1-й вариант. Две РН доставляют на НОО две однотипные ПН в виде орбитальных блоков (ОБ), каждый из которых включает в свой состав РБ и КА. После отделения от РН каждый из РБ доставляет по одному КА на ВОО.

2-й вариант. Две РН доставляют на УРКП, которая находится на НОО, две полезные нагрузки. Первая нагрузка состоит из РБ1, масса которого увеличена на массу КА (увеличиваются запасы топлива на РБ1), вторая нагрузка — из ОБ, в состав которого входят РБ2 и КА. РБ1 стыкуется с орбитальным блоком, после чего проводится запуск КА на ВОО. Выведение КА с низкоорбитальной платформы на высокую орбиту состоит из двух участков: на 1-м участке работает РБ1, на 2-м участке — РБ2.

Параметры НОО и ВОО характеризуются соответствующими радиус-векторами ($R_{\text{НОО}}$, $R_{\text{ВОО}}$) и наклонениями ($i_{\text{НОО}}$, $i_{\text{ВОО}}$). Массу ПН, выводимой РН на НОО, обозначим как $m_{\text{ПН}}$, массу конструкции РБ — как $m_{\text{РБ}}$, скорость истечения газов из сопла двигателя РБ — c .

Необходимо определить, какой из двух представленных вариантов предпочтительнее по массе КА, доставляемого на ВОО, и затратам компонентов топлива.

Оценивание эффективности выведения КА. При переводе КА с НОО на ВОО в общем случае необходимо увеличить высоту и изменить наклонение исходной орбиты. Для увеличения высоты орбиты используется энергетически оптимальный хомановский переход, схема которого представлена на рис. 1.

Скорость КА на исходной и целевой круговых орбитах радиусами R_1 и R_2 соответственно определяется выражениями

$$V_{1\text{kp}} = \sqrt{\mu/R_1}; \quad (1)$$

$$V_{2\text{kp}} = \sqrt{\mu/R_2}, \quad (2)$$

где $\mu = 398600,4418 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — постоянная тяготения Земли.

Для схода с исходной орбиты подается импульс ΔV_{1T} в тангенциальном направлении, а для формирования целевой орбиты — импульс ΔV_{2T} , значения которых определяются как

$$\Delta V_{1T} = V_{1\text{kp}} \left(\frac{V_{1\text{kp}}}{V_{\text{cp}}} - 1 \right); \quad (3)$$

$$\Delta V_{2T} = V_{2\text{kp}} \left(1 - \frac{V_{2\text{kp}}}{V_{\text{cp}}} \right), \quad (4)$$

где $V_{\text{cp}} = \sqrt{\frac{V_{1\text{kp}}^2 + V_{2\text{kp}}^2}{2}}$.

Для такого компланарного перехода суммарные затраты характеристической скорости оцениваются по формуле

$$\Delta V_{\text{компл}} = \Delta V_{1T} + \Delta V_{2T}. \quad (5)$$

Для изменения наклонения орбиты объекта, движущегося с орбитальной скоростью $V_{\text{орб}}$, на угол α (рис. 2) необходимо приложить дополнительный импульс

$$\Delta V_{\Pi} = 2V_{\text{орб}} \sin \alpha/2. \quad (6)$$

Общие суммарные затраты характеристической скорости на пространственный переход с одной орбиты на другую оцениваются по формуле

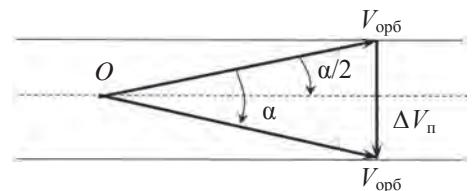


Рис. 2

$$\Delta V_{\Sigma} = \Delta V_{\text{компл}} + \Delta V_{\Pi}. \quad (7)$$

На основании формулы Циолковского [3]

$$\Delta V = c \ln \frac{m_0}{m_k} \quad (8)$$

при реализации 1-го варианта выведения КА масса ПН, доставляемой одним РБ с НОО на ВОО, рассчитывается в соответствии с выражением

$$m_{\text{ПН}}^{\text{ВОО1}} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} e^{-\frac{V_{\Sigma}}{c}}. \quad (9)$$

Масса КА, выводимого на ВОО, определяется как

$$m_{\text{КА}}^{\text{ВОО1}} = m_{\text{ПН}}^{\text{ВОО1}} - m_{\text{РБ}}, \quad (10)$$

а масса двух КА, выводимых на ВОО, — как

$$m_2^{\text{ВОО1}} = 2m^{\text{ВОО1}}. \quad (11)$$

Масса израсходованных компонентов топлива для двух РБ при реализации 1-го варианта выведения КА рассчитывается согласно выражению

$$m_{\text{T}}^{\text{ВОО1}} = 2m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} - 2m_{\text{ПН}}^{\text{ВОО1}} = 2(m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} - m_{\text{ПН}}^{\text{ВОО1}}). \quad (12)$$

При реализации 2-го варианта выведения КА на 1-м участке, когда работает РБ1, начальная масса равна

$$m_0^{-1} = 2m, \quad , \quad (13)$$

а конечная масса

$$m_k^{\text{РБ1}} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} - m_{\text{РБ}}. \quad (14)$$

Масса израсходованных компонентов топлива для РБ1 будет определяться выражением

$$m_{\text{TРБ1}} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} + m_{\text{РБ}}. \quad (15)$$

В соответствии с выражением (8) на 1-м участке, когда работает РБ1, будет получено прращение характеристической скорости

$$\Delta V_{\text{РБ1}} = c \ln(m_0^{\text{РБ1}} / m_k^{\text{РБ1}}). \quad (16)$$

Приращение характеристической скорости, которое должно быть получено за счет работы РБ2, определяется как

$$\Delta V_{\text{РБ}2} = \Delta V_{\Sigma} - \Delta V_{\text{РБ}1}. \quad (17)$$

На участке работы РБ2 начальная масса определяется выражением

$$m_0^{\text{РБ}2} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}}, \quad (18)$$

а конечная — в соответствии с выражением (9):

$$m_{\text{к}}^{\text{РБ}2} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} e^{-\frac{V_{\text{РБ}2}}{c}}. \quad (19)$$

Масса КА, выводимого на ВОО, при реализации 2-го варианта определяется выражением

$$m_{\text{КА}}^{\text{ВООII}} = m_{\text{к}}^{\text{РБ}2} - m_{\text{РБ}}, \quad (20)$$

а масса израсходованных компонентов топлива — выражением

$$m_{\text{тРБ}2} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} - m_{\text{РБ}} - m_{\text{КА}}^{\text{ВООII}}. \quad (21)$$

Тогда суммарная масса израсходованных компонентов топлива при реализации 2-го варианта выведения КА на ВОО равна

$$m_{\text{т}}^{\text{ВООII}} = m_{\text{тРБ}1} + m_{\text{тРБ}2}. \quad (22)$$

Предпочтительность 2-го варианта по отношению к 1-му по массе КА, доставляемого на ВОО, характеризуется разностью

$$\Delta m_{\text{КА}} = m_{\text{КА}}^{\text{ВООII}} - m_{\text{КА}}^{\text{ВООI}}. \quad (23)$$

Подставляя в (23) выражения (10), (11) и (17) – (20), получаем

$$\Delta m_{\text{КА}} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} e^{\frac{\Delta V_{\Sigma} - \Delta V_{\text{РБ}1}}{c}} - m_{\text{РБ}} - 2(m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}} - m_{\text{РБ}}). \quad (24)$$

С учетом (16) имеем

$$e^{\frac{V - V_1}{c}} = e^{\frac{V}{c}} \frac{m_0^1}{m_1^1}. \quad (25)$$

Подставляя (25) в (24) и учитывая (9), получаем

$$m_{\text{КА}} = m_{\text{ПН}}^{\text{ВООII}} \frac{m_0^{\text{РБ}1}}{m_{\text{к}}^{\text{РБ}1}} - m_{\text{РБ}} - 2(m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}} - m_{\text{РБ}}) = m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}} \left(\frac{m_0^{\text{РБ}1}}{m_{\text{к}}^{\text{РБ}1}} - 2 \right) + m_{\text{РБ}}. \quad (26)$$

С учетом (13) выражение (26) примет следующий вид:

$$m_{\text{КА}} = m_{\text{ПН}}^{\text{ВООII}} \left(\frac{2m_{\text{ПН}}^{\text{РН}}}{m_{\text{к}}^{\text{РБ}1}} - 2 \right) + m_{\text{РБ}} = \frac{-2m_{\text{РБ}} m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}}}{m_{\text{к}}^{\text{РБ}1}} + m_{\text{РБ}} = \frac{m_{\text{РБ}}}{m_{\text{к}}^{\text{РБ}1}} (m_{\text{к}}^{\text{РБ}1} - m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}}). \quad (27)$$

Так как $m_{\text{к}}^{\text{РБ}1} \approx 5 \dots 6 m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}}$, то $(m_{\text{к}}^{\text{РБ}1} - 2m_{\text{ПН}}^{\text{ВООI}}) > 0$. Две оставшиеся переменные в выражении (27) также больше нуля. Следовательно,

$$\Delta m_{\text{КА}} > 0.$$

Таким образом, при реализации 2-го варианта выведения КА на ВОО его масса будет больше, чем при реализации 1-го варианта.

Предпочтительность 2-го варианта по отношению к 1-му по затратам компонентов топлива характеризуется разностью

$$\Delta m_t - \Delta m_{\text{т}}^{\text{BOOII}} - m_t^{\text{BOOI}}. \quad (28)$$

Подставляя в (28) выражения (12) и (22), получаем

$$\Delta m_t = m_{t \text{ РБ} 1} + m_{t \text{ РБ} 2} - 2m_{\text{ПН}}^{\text{PH}} + 2m_{\text{ПН}}^{\text{BOOI}}. \quad (29)$$

С учетом (10), (11), (15) и (21) выражение (29) примет следующий вид:

$$\Delta m_t = m_{\text{ПН}}^{\text{PH}} - m_{\text{РБ}} + m_{\text{ПН}}^{\text{PH}} - m_{\text{РБ}} - m_{\text{КА}}^{\text{BOOII}} - 2m_{\text{ПН}}^{\text{PH}} + m_{\text{2КА}}^{\text{BOOI}} + 2m_{\text{РБ}} = m_{\text{2КА}}^{\text{BOOI}} - m_{\text{КА}}^{\text{BOOII}} = -\Delta m_{\text{КА}}. \quad (30)$$

Так как $\Delta m_{\text{КА}} > 0$, то $\Delta m_t < 0$.

Таким образом, при реализации 2-го варианта выведения КА на ВОО масса израсходованных компонентов топлива будет меньше, чем при реализации 1-го варианта.

Пример 1. Рассмотрим процесс выведения КА на геостационарную орбиту (ГСО). В качестве ракеты-носителя используется РН „Протон-М“, в качестве разгонного блока — „Бриз-М“. РН „Протон-М“ выводит на НОО высотой $H_{\text{НОО}} = 200$ км ($R_{\text{НОО}} = 6571$ км) и наклонением $i_{\text{НОО}} = 51,6^\circ$ полезную нагрузку, состоящую из РБ „Бриз-М“ и КА, массой $m_{\text{ПН}} = 22$ т. Параметры ГСО: $R_{\text{ГСО}} = 42\,164$ км, $i_{\text{ГСО}} = 0^\circ$. Изменение наклонения орбиты — $\alpha = 51,6^\circ$. Характеристики РБ „Бриз-М“ [4]: масса конструкции $m_{\text{РБ}} = 2,4$ т; максимальная масса топлива $m_{t \text{ РБ max}} = 20$ т; $c = 3300$ м/с.

На основании выражений (1) – (5) определяем соответственно:

$$\begin{aligned} V_{\text{НОО}} &= 7788 \text{ м/с}, V_{\text{ГСО}} = 3075 \text{ м/с}, V_{\text{ср}} = 5921 \text{ м/с}, \\ \Delta V_{1T} &= 2456 \text{ м/с}, \Delta V_{2T} = 1478 \text{ м/с}, \Delta V_{\text{компл}} = 3934 \text{ м/с}. \end{aligned}$$

В соответствии с выражением (6) находим значение импульса скорости $\Delta V_{\text{п}} = 1390$ м/с. При вычислении $\Delta V_{\text{п}}$ полагалось, что скорость $V_{\text{орб}}$ равна скорости в апогее переходной орбиты, а именно

$$V_{\text{орб}} = V_{\text{ГСО}} - \Delta V_{2T} = 1597 \text{ м/с}.$$

Общие суммарные затраты характеристической скорости на пространственный переход с НОО на ГСО в соответствии с выражением (7) составят

$$\Delta V_{\Sigma} = 5344 \text{ м/с}. \quad (31)$$

На основании выражения (9) определяем $m_{\text{ПН}}^{\text{ГСОI}} = 4356$ кг.

В соответствии с выражением (14) находим $m_k^{\text{РБI}} = 24\,400$ кг.

Разность масс КА, выводимых на ГСО с низкоорбитальной платформы и существующим способом, определяется в соответствии с выражением (27) и составляет $\Delta m_{\text{КА}} = 1543$ кг.

На основании выражения (30) затраты топлива в рассматриваемом случае уменьшаются на $\Delta m_t = 1543$ кг.

Пример 2. Рассмотрим, как изменятся энергомассовые характеристики при осуществлении запуска КА на ГСО с низкоорбитальной платформы с учетом дополнительной массы стыковочных узлов и систем управления сближением (СУССУ), необходимых для сближения и стыковки ПН, выводимых РН, с этой платформой. После доставки ракетами-носителями полезных нагрузок на низкоорбитальную платформу СУССУ демонтируются.

Известно, что масса приемопередающей аппаратуры системы управления сближением „Курс“ космического корабля типа „Союз“ не превышает 200 кг [5], а масса его бытового отсека, включающего в свой состав стыковочный узел, — в среднем 1300 кг [6]. С учетом этого можно предположить, что масса стыковочного узла составляет 300 кг, а суммарная масса системы

управления сближением и стыковочного узла — $m_{\text{СУССУ}} = 500$ кг. Полагаем, что затраты топлива на сближение и стыковку составляют $m_{\text{т,сбл}} = 100$ кг.

В рассматриваемом случае масса $\tilde{m}_{\text{ПН}}^{\text{РН}}$ ПН, доставленной РН на низкоорбитальную платформу, уменьшится и будет определяться в соответствии с выражением

$$\tilde{m}_{\text{ПН}}^{\text{РН}} = m_{\text{ПН}}^{\text{РН}} - m_{\text{СУССУ}} - m_{\text{т,сбл}}, \quad (32)$$

поэтому $m_{\text{ПН}}^{\text{РН}}$ заменяется на $\tilde{m}_{\text{ПН}}^{\text{РН}} = 21\,400$ кг.

С учетом изложенного на основании выражений (13) и (14) начальная масса РБ1 составит $m_0^{\text{РБ}1} = 42\,800$ кг, а конечная — $m_k^{\text{РБ}1} = 23\,800$ кг. Согласно (15) масса израсходованных компонентов топлива для РБ1 составит $m_{\text{т,РБ1}} = 19\,000$ кг.

На 1-м участке, когда работает РБ1, будет получено приращение характеристической скорости, определяемое выражением (16): $\Delta V_{\text{РБ1}} = 1937$ м/с. В соответствии с (17) и (31) в процессе функционирования РБ2 должно быть получено приращение характеристической скорости $\Delta V_{\text{РБ2}} = 3407$ м/с. Согласно (18) и (19) получаем $m_0^{\text{РБ2}} = 21\,400$ кг, $m_k^{\text{РБ2}} = 7621$ кг.

На основании выражения (20) масса КА, выводимого на ГСО, при реализации 2-го варианта составит $m_{\text{КА}}^{\text{ГСОII}} = 5221$ кг.

В соответствии с выражениями (21) и (22) масса израсходованных компонентов топлива для РБ2 составит $m_{\text{т,РБ2}} = 13\,779$ кг, а суммарная масса израсходованных компонентов топлива — $m_{\text{т}}^{\text{ГСОII}} = 32\,779$ кг.

С учетом выражений (9) — (12), (28) и (31) разность масс КА, выводимых на ГСО с низкоорбитальной платформы и существующим способом, составит $\Delta m_{\text{КА}} = 5221 - 3912 = 1309$ кг, а затраты топлива в рассматриваемом случае уменьшаются на величину $\Delta m_{\text{т}} = 35\,288 - 32\,779 = 2509$ кг.

Таким образом, если учитывать дополнительную массу стыковочных узлов и систем управления сближением, то выигрыш по массе уменьшается на 234 кг, но зато возрастает на 966 кг выигрыш по затратам топлива.

Представленные результаты доказывают предпочтительность выведения КА с низкоорбитальной платформы на ГСО. При стоимости выведения 1 кг груза ракетой-носителем „Протон-М“ на ГСО, равной 15 тыс. долл [7], экономический эффект составит 19,5 млн долл. Кроме того, уменьшение затрат на закупку компонентов топлива и выведение на ГСО уже готового КА со значительно увеличенной массой дадут дополнительный финансовый выигрыш.

Заключение. Предварительные расчеты, проведенные согласно разработанной методике на примере выведения КА с низкоорбитальной УРКП на ГСО с учетом дополнительной массы стыковочного узла и системы управления сближения, показали высокую эффективность предложенного способа.

При проведении более строгих расчетов следует учитывать гравитационные потери и потери на управление, первые из которых являются основными, но незначительными для рассматриваемых участков полета [8]. При этом необходимо отметить, что для рассмотренных двух способов выведения эти потери будут практически одинаковыми и не окажут существенного влияния на достоверность результатов сравнительного анализа.

Повышение эффективности реализации предложенного способа возможно за счет дозаправки разгонных блоков на платформах подобного рода, но это положение требует проведения отдельных исследований и получения соответствующих оценок.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Силантьев С. Б. Выведение космических аппаратов на геостационарную орбиту на основе применения универсальных роботизированных космических платформ // Тр. ВКА им. А. Ф. Можайского. 2021. № 678. С. 332–340.
2. Ведмеденко И. А. „Роскосмос“ рассекретил документы о полете советского космического аппарата на Луну [Электронный ресурс]: <https://naked-science.ru/article/cosmonautics/roskosmos-rassekretil-dokumenty-o-polete>, 14.02.2024.

3. Левантовский В. И. Механика космического полета в элементарном изложении. М.: Наука, 1980. 512 с.
4. Разгонные блоки семейства „Бриз“ [Электронный ресурс]: <https://www.roscosmos.ru/450>, 14.02.2024.
5. НИИ точных приборов — 65 лет на службе Отечеству / Под общ. ред. А. В. Шишанова. М.: Изд. дом „Бетрутдинов и Ко“, 2017. 288 с.
6. Союз (космический корабль) [Электронный ресурс]: [https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз_\(космический_корабль\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз_(космический_корабль)), 14.02.2024.
7. А сколько стоит что-нибудь отправить в космос? Часть 2 [Электронный ресурс]: <https://dzen.ru/a/XqTOpkMIFxprThrQ>, 14.02.2024.
8. Лобановский Ю. И. Прогноз величины характеристической скорости [Электронный ресурс]: <https://synerjetics.ru/article/prediction.pdf>, 14.02.2024.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

- Александр Анатольевич Сасункевич** — канд. техн. наук; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; E-mail: saa-soso@rambler.ru
- Сергей Борисович Силантьев** — канд. техн. наук, доцент; ВКА им. А. Ф. Можайского, кафедра автономных систем управления; доцент; E-mail: silantev2008@yandex.ru

Поступила в редакцию 28.06.24; одобрена после рецензирования 07.07.24; принята к публикации 28.01.25.

REFERENCES

1. Silantyev S.B. *Proceedings of the Mozhaisky Military Space Academy*, 2021, no. 678, pp. 332–340. (in Russ.)
2. <https://naked-science.ru/article/cosmonautics/roksosmos-rassekretil-dokumenty-o-polete>. (in Russ.)
3. Levantovsky V.I. *Mekhanika kosmicheskogo poleta v elementarnom izlozhenii* (Mechanics of Space Flight in Elementary Presentation), Moscow, 1980, 512 p. (in Russ.)
4. <https://www.roscosmos.ru/450/>. (in Russ.)
5. Shishanov A.V., ed., *NII tochnykh priborov — 65 let na sluzhbe Otechestvu* (Research Institute of Precision Instruments — 65 Years in Service to the Fatherland), Moscow, 2017, 288 p. (in Russ.)
6. [https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз_\(космический_корабль\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/Союз_(космический_корабль)). (in Russ.)
7. <https://dzen.ru/a/XqTOpkMIFxprThrQ>. (in Russ.)
8. <https://synerjetics.ru/article/prediction.pdf>. (in Russ.)

DATA ON AUTHORS

- Aleksander A. Sasunkevich** — PhD; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: saa-soso@rambler.ru
- Sergey B. Silantyev** — PhD, Associate Professor; A. F. Mozhaisky Military Space Academy, Department of Autonomous Control Systems; E-mail: silantev2008@yandex.ru

Received 28.06.24; approved after reviewing 07.07.24; accepted for publication 28.01.25.