

УДК 629.764

Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-68-84

Для цитирования: Бордачев В. А., Кольга В. В. Исследование траектории вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 1. С. 68–84. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-68-84.

For citation: Bordachev V. A., Kolga V. V. [Study of the payload extraction trajectory heavy class carrier rocket]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 1, P. 68–84. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-1-68-84.

Исследование траектории вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса

В. А. Бордачев, В. В. Кольга *

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
*E-mail: kolgavv@yandex.ru

С увеличением веса и сложности полезного груза, который необходимо вывести на орбиту, возрастает актуальность рационального выбора траектории для обеспечения максимальной эффективности и минимальных затрат на доставку полезного груза на заданную орбиту.

Рациональный выбор траектории ракеты-носителя тяжёлого класса имеет ряд важных практических применений. Во-первых, он позволяет увеличить грузоподъемность ракеты-носителя и сократить затраты на доставку полезного груза на целевую орбиту. Это особенно важно в условиях развития космической индустрии, когда все больше компаний и организаций проявляют интерес к запуску собственных спутников и других космических аппаратов в условиях жесткой экономической конкуренции. Выбор рациональной траектории вывода на орбиту полезного груза позволит значительно снизить стоимость запусков и сделать их доступными для более широкого круга потенциальных заказчиков.

Во-вторых, выбор параметров траектории ракеты-носителя имеет важное значение для обеспечения безопасности и минимизации рисков при запусках космических аппаратов. Благодаря рациональному выбору траектории возможно уменьшение неблагоприятных воздействий на окружающую среду и исключение возможности аварийных ситуаций, связанных с потерей контроля над полетом ракеты-носителя.

Рациональный выбор параметров траектории ракеты-носителя является сложной задачей, требующей комплексного исследования и учета различных факторов, таких как аэродинамические параметры атмосферы, масса и характеристики полезного груза (космического аппарата), параметры работы двигателя, характеристики целевой орбиты, особенности запуска ракеты-носителя и многих других факторов. Более тщательное и системное изучение влияния этих параметров позволит значительно улучшить эффективность и надежность выведения космических аппаратов на орбиту.

Таким образом, выбор рациональных параметров траектории ракеты-носителя является актуальной и важной темой для научного исследования. Повышение грузоподъемности ракеты, снижение затрат на доставку космического аппарата на заданную орбиту и обеспечение безопасности запусков – это задачи, зависящие от выбранной формы и параметров траектории ракеты.

Цель исследования – выбор рациональных параметров траектории ракеты-носителя тяжёлого класса при выводе полезного груза. Основной задачей является определение параметров траектории полета, которые позволят достичь максимальной эффективности и точности доставки полезного груза на заданную орбиту.

Для достижения цели исследования требуется анализ различных факторов влияния на параметры вывода космического аппарата, таких как конструктивные и аэродинамические характеристики ракеты, влияние аэродинамических факторов и гравитационного поля Земли на траекто-

рию полета. С учетом этих факторов проведены численные расчеты на базе системы дифференциальных уравнений движения с помощью компьютерной программы, созданной в программном пакете MAPLE. На основе расчетов проведено моделирование формы и параметров траектории полета ракеты-носителя.

В ходе исследования проведен выбор рациональных параметров траектории ракеты-носителя тяжелого класса. Расчеты проводились с помощью численного моделирования параметров траекторий вывода полезного груза, сделан анализ полученных траекторий. В качестве основного критерия рационального выбора траектории была обозначена минимизация времени полета ракеты, что позволяет увеличить эффективность запуска и сэкономить энергоресурсы. В качестве дополнительных критериев приняты увеличение массы полезного груза и минимизация расхода топлива.

Предлагаемый в работе порядок выбора рациональных параметров траектории ракеты-носителя тяжелого класса позволит улучшить точность доставки и надежность запусков космических аппаратов на этапе баллистического анализа при проектировании ракет. Результаты исследования имеют практическую значимость для разработки будущих миссий ракет-носителей тяжелого класса и повышения эффективности космических запусков.

Ключевые слова: ракета-носитель, ракетный двигатель, траектория вывода полезного груза, космический аппарат, орбита.

Study of the payload extraction trajectory heavy class carrier rocket

V. A. Bordachev, V. V. Kolga*

Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

*E-mail: kolgavv@yandex.ru

Relevance. As the weight and complexity of the payload that needs to be launched into orbit increases, the relevance of rational trajectory selection to ensure maximum efficiency and minimum costs for delivering the payload to a given orbit increases.

Rational choice of the trajectory of a heavy-class launch vehicle has a number of important practical applications. Firstly, it allows you to increase the payload capacity of the launch vehicle and reduce the cost of delivering payload to the target orbit. This is especially important in the context of the development of the space industry, when more and more companies and organizations are showing interest in launching their own satellites and other spacecraft in conditions of fierce economic competition. Choosing a rational trajectory for launching a payload into orbit will significantly reduce the cost of launches and make them available to a wider range of potential customers.

Secondly, the choice of launch vehicle trajectory parameters is important for ensuring safety and minimizing risks during spacecraft launches. Thanks to the rational choice of trajectory, it is possible to reduce adverse impacts on the environment and eliminate the possibility of emergency situations associated with loss of control over the flight of the launch vehicle.

Rational selection of launch vehicle trajectory parameters is a complex task that requires comprehensive research and consideration of various factors, such as aerodynamic parameters of the atmosphere, mass and characteristics of the payload (spacecraft), engine operating parameters, characteristics of the target orbit, features of the launch of the launch vehicle and many other factors. A more thorough and systematic study of the influence of these parameters will significantly improve the efficiency and reliability of launching spacecraft into orbit.

Thus, the choice of rational parameters for the launch vehicle trajectory is a relevant and important topic for scientific research. Increasing the rocket's payload capacity, reducing the cost of delivering a spacecraft to a given orbit, and ensuring launch safety are tasks that depend on the chosen shape and parameters of the rocket's trajectory. Such research has important practical

significance and can become the basis for the development of new technologies and methods in the space industry.

The purpose of the study is to study and select rational parameters for the trajectory of a heavy-class launch vehicle when launching a payload. The main task is to determine the flight path parameters that will allow achieving maximum efficiency and accuracy in delivering the payload to a given orbit.

To achieve the goal of the study, an analysis of various factors influencing the launch parameters of the spacecraft is required, such as the structural and aerodynamic characteristics of the rocket, the influence of aerodynamic factors and the Earth's gravitational field on the flight path. Taking these factors into account, numerical calculations were carried out on the basis of a system of differential equations of motion using a computer program created in the MAPLE software package. Based on calculations, modeling of the shape and parameters of the launch vehicle flight path was carried out.

Research results. During the study, the rational parameters of the trajectory of a heavy-class launch vehicle were selected. Calculations were carried out using numerical modeling of the parameters of payload launch trajectories, and an analysis of the resulting trajectories was carried out. Minimizing the rocket's flight time was identified as the main criterion for the rational choice of trajectory, which allows increasing launch efficiency and saving energy resources. An increase in payload mass and minimization of fuel consumption were adopted as additional criteria.

Conclusion. The procedure for choosing rational parameters for the trajectory of a heavy-class launch vehicle proposed in this work will improve the delivery accuracy and reliability of spacecraft launches at the stage of ballistic analysis when designing rockets. The results of the study have practical significance for the development of future heavy-duty launch vehicle missions and improving the efficiency of space launches.

Keywords: launch vehicle, rocket engine, payload launch trajectory, spacecraft, orbit.

Введение

Космическое пространство – это участки Вселенной, которые находятся вне границ атмосфер небесных тел. Освоение человеком космического пространства и небесных тел ведутся как с помощью пилотируемых космических перелётов, так и с помощью автоматических космических аппаратов.

Существуют три основных направления прикладной космонавтики:

1) космические информационные комплексы – современные системы связи, метеорология, навигация, системы дистанционного зондирования Земли и контроля использования природных ресурсов, охрана окружающей среды [1–3];

2) космические научные системы – научные исследования и натурные эксперименты в космосе;

3) космическая индустриализация – производство в условиях космоса фармакологических препаратов, новых материалов для электронной, электротехнической, радиотехнической и других отраслей. В перспективе – разработка ресурсов Луны, других планет Солнечной системы и астероидов, удаление в космос отходов вредных промышленных производств, космический туризм [4; 5].

Для дальнейшего развития этих направлений космической деятельности необходимо насыщение орбитальной спутниковой группировки космическими аппаратами (КА) с современным оборудованием. Современные космические аппараты, используемые для выполнения научно-технических задач в космосе и проведения исследовательских работ на поверхности небесных тел, ограничены размерами и массой. Однако расширяющийся круг задач требует создания новых КА, которые выходят за рамки ограничений тактико-технических характеристик современных ракет-носителей (РН). Это, в свою очередь, активизирует процесс разработки новых более мощных ракетных двигателей. Так, например, самый мощный жидкостный ракетный двигатель РД-170 [6] за последние два года был дважды модернизирован со значительным улучшением своих энергетических характеристик.

Современные жидкостные ракетные двигатели

Для вывода КА большой массы компания НПО «Энергомаш» разработала новый жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) РД-171МВ (рис. 1) [7]. РД-171МВ – это двигатель российского производства, который разрабатывался для применения на ракете-носителе «Ангара-А5». Он является модификацией известного двигателя РД-171, который был создан для ракеты-носителя «Русь». Сравнительный анализ основных двигателей этой серии приведен в табл. 1 [7].

Таблица 1

Основные параметры двигателей семейства РД-171

Вариант двигателя	РД-171	РД-171М	РД-171МВ
Топливо	Кислород + керосин		
Применение	Зенит-2 и Зенит-3SL (грузовой, пилотируемый запуск)	Зенит-3SL, Зенит-3SLБ, Зенит-3Ф (грузовой, пилотируемый запуск)	Союз-5 и РН СТК (грузовой, пилотируемый запуск)
Количество камер сгорания	4	4	4
Возможность качания камер	Тангенциальная плоскость	Тангенциальная плоскость	Тангенциальная плоскость
Количество ТНА	1 (одновальная схема)	1 (одновальная схема)	1 (одновальная схема)
Тяга, земная/пустотная, тс (кН)	740 / 806 (7257 / 7904)	740 / 806,2 (7257 / 7906)	* / 806,2 (* / 7906)*
Удельный импульс, земной/пустотный, с	309 / 337	309,5 / 337,2	* / *
Давление в камере сгорания, кгс/см ²	250	250	*
Масса, сухая/залитая, кг	9500 / 10500	9300 / 10300	9300 / 10300
Габариты, высота/диаметр, мм	4150 / 3565	4150 / 3565	4150 / 3565
Время работы, с	140	150	180
Режим работы	Прерывистая/непрерывная подача топлива		

Примечание. * – данные значения не известны.

Особо следует отметить перспективу его дальнейшего многократного использования. Его ресурс составляет примерно 10–15 полетов.

Одной из особенностей двигателя РД-171МВ является его высокая тяга и относительно невысокая масса. Это делает его привлекательным для использования на ракетах-носителях тяжелого класса (рис. 2). Под этот двигатель ракетно-космическая корпорация «Энергия» разрабатывает новую ракету-носитель тяжелого класса «Иртыш» («Союз-5», «Сункар») [8].

Транспортные ракетно-космические системы

Вопросы проектирования современных ракет-носителей и совершенствования их конструктивно-силовых схем всегда находились в перечне перспективных разработок ракетной техники [9–16]. Новые возможности двигателя РД-171МВ стимулировали развитие и совершенствование новых ракет-носителей. Основной целью создания ракеты «Союз-5» является замена устаревшей ракеты-носителя «Союз-2», которая сейчас

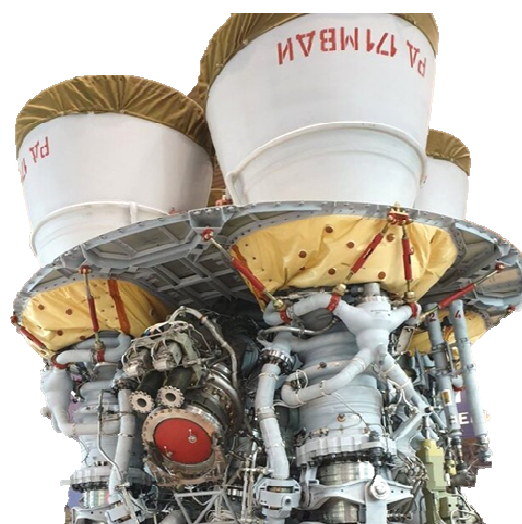


Рис. 1. Двигатель РД-171МВ

Fig. 1. RE-171MB engine

является основным носителем для вывода российских космических аппаратов на орбиту. Новая ракета предназначена для запуска с космодромов Байконур и Восточный.



Рис. 2. Эскизный проект новой ракеты-носителя «Союз-5»

Fig. 2. Preliminary design of the new Soyuz-5 launch vehicle

«Союз-5» будет оснащен двигателем РД-171МВ, разработанным в НПО «Энергомаш», с тягой двигателя первой ступени более 800 тс, что значительно превосходит тяговые характеристики двигателей первых ступеней других современных российских ракет-носителей.

«Союз-5» проектируется с возможностью запуска не только грузовых космических аппаратов, но и пилотируемых кораблей, таких как «Союз МС» и «Орлан», что требует исследования траекторий вывода на орбиту полезного груза в широком диапазоне массово-габаритных характеристик. Это позволит России

укрепить свои позиции в сфере коммерческих запусков КА и пилотируемых запусков на Международную космическую станцию, а в ближайшей перспективе – на другие космические объекты.

Точные параметры ракеты «Союз-5», такие как грузоподъемность и стоимость запуска, пока окончательно не определены. Однако планируется, что «Союз-5» сможет вывести на низкую околоземную орбиту полезный груз (ПГ) массой до 17,5 т и на солнечно-синхронную орбиту – до 7,5 т. Также предполагается, что ракета в перспективе будет иметь возможность многократного применения благодаря новому двигателю и системе посадки первой ступени.

Создание ракеты «Союз-5» является важной частью стратегии России по модернизации средств вывода в космическое пространство и укреплению позиций на международном рынке космических услуг. Разработка и испытания ракеты планируются в период с 2021 по 2025 гг., а первый пилотируемый запуск запланирован на 2026 г. Эффективное использование ракеты-носителя «Союз-5» возможно только при исследовании её баллистических возможностей при выводе на орбиту полезного груза и выбора наименее энергозатратной траектории.

Расчет траектории полета

Рассмотрим классическую траекторию прямого вывода космического аппарата ракетой-носителем (рис. 3) [17].

При активном выводе космического аппарата необходимо задать следующие параметры траектории движения ракеты в зависимости от времени: скорость $V = V(t)$, дальность $x = x(t)$, высота $y = y(t)$, угол тангажа $\theta = \theta(t)$.

Примем следующие допущения:

1. Траектория полета ракеты плоская кривая.
2. Силу тяжести считаем постоянной, т. е. $g = 9,81$.
3. Коэффициент лобового сопротивления изменяется по закону:

$$\begin{cases} C_x = 0,25, & V_i \leq 270 \frac{\text{М}}{\text{с}}, \\ C_x = 0,0029 \cdot V_i - 0,51, & V_i \leq 363 \frac{\text{М}}{\text{с}}, \\ C_x = 170 \cdot \frac{1}{V_i} + 0,091, & V_i \geq 363 \frac{\text{М}}{\text{с}}. \end{cases} \quad (1)$$

где V_i – скорость ракеты-носителя в различные моменты времени при полете в атмосфере.

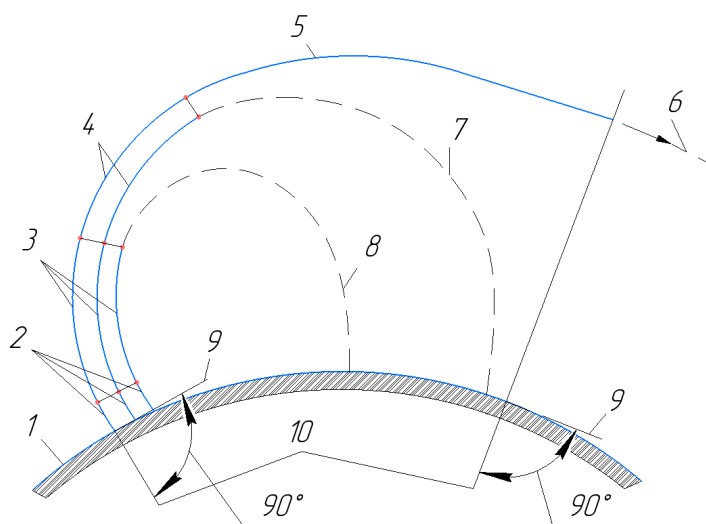


Рис. 3. Траектория прямого вывода ракетой-носителем: 1 – поверхность Земли; 2 – вертикальный участок полета; 3 – активный участок полета 1-й ступени; 4 – активный участок полета 2-й ступени; 5 – активный участок полета 3-й ступени; 6 – орбита КА; 7 – пассивный участок полета ракетного блока 2-й ступени; 8 – пассивный участок полета ракетного блока 1-й ступени; 9 – местный горизонт; 10 – направление радиуса Земли

Fig. 3. The trajectory of the launch vehicle: 1 – Earth; 2 – vertical flight section of the 1st stage; 3 – active flight section of the 2nd stage; 4 – active flight section of the 3rd stage; 5 – spacecraft orbit; 6 – passive flight section rocket block of the 2nd stage; 7 – passive flight of the rocket block of the 1st stage; 8 – local horizon; 9 – the direction of the Earth's radius

Активный участок траектории (АУТ) полета ракеты-носителя при прямом выводе разделим на три участка (рис. 4).

Используем классическую систему дифференциальных уравнений движения ракеты [11]:

$$\frac{dx_i}{dt_i} = V_i \cdot \cos \theta_i, \quad (2)$$

$$\frac{dy_i}{dt_i} = V_i \cdot \sin \theta_i, \quad (3)$$

$$m_i \cdot \frac{dV_i}{dt} = P_i \cdot \cos \alpha - G_i \cdot \sin \theta - X_i, \quad (4)$$

$$m_i = m_0 - \dot{m} \cdot t_i, \quad (5)$$

$$P_i = \dot{m} \cdot \omega_a + F_a \cdot (p_a - p_h), \quad (6)$$

$$X_i = 0,5 \cdot C_{x_i} \cdot p_h \cdot S_M \cdot V_i^2, \quad (7)$$

$$Npr_i = \frac{dV_i}{dt}, \quad (8)$$

где dx_i – промежуток дальности, м; dy_i – промежуток высоты, м; dt_i – промежуток по времени, с; m_i – масса в i времени, кг; P_i – тяга в i времени, Н; G_i – вес в i времени, Н; X_i – лобовое сопротивление в i времени; m_0 – стартовая масса, кг; \dot{m} – массовый расход топлива, кг/с; ω_a – эффективная скорость истечения газов на срезе сопла, м/с; F_a – площадь на срезе сопла, м; p_a – давление на срезе сопла, Па; p_h – атмосферное давление, Па; S_M – площадь ракет, м.

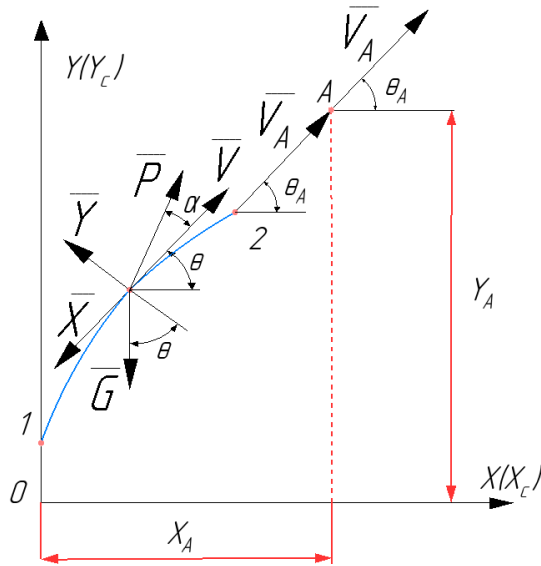


Рис. 4. Траектория полета ракеты-носителя:
 «0–1» – вертикальный участок траектории; «1–2» – программный участок разворота;
 «2–А» – наклонный (или прямой) участок траектории

Fig. 4. Launch vehicle flight path:
 “0–1” – vertical section of the trajectory; “1–2” – program turn section;
 “2–A” – inclined (or straight) section of the trajectory

Приведенная выше система уравнений является нелинейной, замкнутой и ее можно решить любым численным методом.

Используем метод последовательных приближений. Для этого преобразуем уравнение (4) с учетом уравнения (7).

$$m_i \cdot \frac{dV_i}{dt} = P_i \cdot \cos \alpha - G_i \cdot \sin \theta - 0,5 \cdot C_{x_i} \cdot \rho \cdot S_M \cdot V_i^2 \tag{9}$$

$\mu = \frac{m_{\text{сух}}}{m_0}$ – относительная масса, где $m_{\text{сух}}$ – масса ракеты без топлива;

$T = \frac{m_0}{\dot{m}}$ – идеальное время полета.

$$\mu = \frac{m_{\text{сух}}}{m_0} = \frac{m_0 - \dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{\dot{m} \cdot t}{m_0} = 1 - \frac{t}{T},$$

$$\mu = 1 - \frac{t}{T} \Rightarrow t = T \cdot (1 - \mu).$$

Поделим левую и правую часть уравнения (9) на массу m_i :

$$\frac{dV_i}{dt} = \frac{P_i}{m_i} \cdot \cos \alpha - g \cdot \sin \theta - \frac{0,5 \cdot C_{x_i} \cdot \rho_i \cdot S_M \cdot V_i^2}{m_i}. \tag{10}$$

Для решения преобразуем уравнение (10) в уравнение с разделенными переменными:

$$\frac{P}{m} = \frac{\dot{m} \cdot W_a + F_a(p_a - p_h)}{\mu \cdot m_0}, \tag{11}$$

$$P = m \cdot W_a + F_a \cdot p_a - F_a \cdot p_h \cdot \frac{p_h}{p_E}, \tag{12}$$

$$P_{\text{в пустоте}}^h = \dot{m} \cdot W_a + F_a \cdot p_a, \quad (13)$$

$$P_{\text{на Земле}}^E = \dot{m} \cdot W_a + F_a \cdot p_a - F_a \cdot p_3, \quad (14)$$

$$P^h - P^E = F_a \cdot p_3, \quad (15)$$

$$P = \underbrace{m \cdot W_a + F_a \cdot p_a}_{P^h} - \underbrace{F_a \cdot p_h}_{P^h - P^E} \cdot \frac{P_h}{p_3}, \quad (16)$$

$$p = P^h - (P^h - P^E) \cdot \frac{P_h}{p_3}. \quad (17)$$

$\frac{P_h}{\dot{m}} = W_h$ – эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя в пустоте. Она всегда больше истинной или реальной.

$\frac{p_3}{\dot{m}} = W_3$ – эффективная скорость истечения продуктов сгорания из сопла двигателя на Земле.

$$\frac{P}{m} = \frac{\dot{m} \cdot W_a + F_a(p_a - p_h)}{\mu \cdot m_0} = \frac{P^h - (P^h - P^E) \cdot \frac{P_h}{p_3}}{\mu \cdot T \cdot \dot{m}} = \frac{W_h - (W_h - W_3) \cdot \frac{W_h}{W_3}}{\mu \cdot T}, \quad (18)$$

$$\frac{0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot S_M \cdot V^2}{m} = \frac{0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot S_M \cdot V^2}{\mu \cdot m_0} = \frac{0,5 \cdot C_x \cdot \rho \cdot V^2}{\mu \cdot \frac{m_0}{S_M}} = \frac{q \cdot C_x}{\mu \cdot P_M}. \quad (19)$$

$\frac{m_0}{S_M} = P_M$ – стартовая нагрузка на мидель ракеты, величина постоянная для данной ракеты;

$q = \frac{\rho \cdot V^2}{2}$ – скоростной напор.

После преобразований уравнение (10) примет следующий вид:

$$\frac{dV}{dt} = \frac{W_h - (W_h - W_3) \cdot \frac{W_h}{W_3}}{\mu \cdot T} - g \cdot \sin \theta - \frac{q \cdot C_x}{\mu \cdot P_M}, \quad (20)$$

$$dV = \left[\frac{W_h}{\mu \cdot T} - g \cdot \sin \theta - \frac{q \cdot C_x}{\mu \cdot P_M} - \frac{W_h - W_3}{\mu \cdot T} \cdot \frac{p_h}{p_3} \right] \cdot dt, \quad (21)$$

$$t = T \cdot (1 - \mu)$$

$$dt = -T \cdot d\mu, \quad (22)$$

$$dV = -W_h \cdot \frac{d\mu}{\mu} - T \cdot g \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu + \frac{T}{P_M} \cdot \frac{q \cdot C_x}{\mu} \cdot d\mu + \frac{(W_h - W_3) \cdot \frac{W_h}{W_3}}{\mu} \cdot d\mu. \quad (23)$$

Полученное уравнение (23) решается методом последовательных приближений. В первом приближении учитываются только первые два слагаемых, двумя последними пренебрегаем. Проинтегрируем уравнение (23):

$$\int_{V_0}^V dV = -W_h \cdot \int_{\mu_0}^{\mu} \frac{d\mu}{\mu} + T \cdot \int_{\mu_0}^{\mu} g \cdot \sin \theta \cdot d\mu,$$

$$V^I - V_0 = -W_h \cdot \ln \mu - T \cdot \int_{\mu}^1 g \cdot \sin \theta \cdot d\mu,$$

$$V^I = V_0 - W_h \cdot \ln \mu - T \cdot \int_{\mu}^1 g \cdot \sin \theta \cdot d\mu - \text{первый интеграл Королева.}$$

В первом приближении определяем только высоту полета. Для этого запишем уравнение (2) с учетом (22):

$$\frac{dY}{dt} = V \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \rightarrow dY = V \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot dt,$$

$$dY = -T \cdot V \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu,$$

$$\int_{y_0}^{y^I} dY = -T \cdot \int_{\mu_0}^{\mu} V^I \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu,$$

$$Y^I = y_0 + T \cdot \int_{\mu}^1 \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu - \text{высота полета в первом приближении.}$$

Таким образом, скорость полета ракеты в первом приближении равна идеальной скорости минус потери скорости на преодоление силы тяжести.

При вычислении скорости во втором приближении необходимо учитывать влияние атмосферы и изменение давления на срезе сопла двигателя:

$$dV^II = -\frac{W_h}{\mu} + T \cdot g \cdot \sin \theta_{\text{прогр}} \cdot d\mu + \frac{T}{P_M} \cdot \frac{q^I \cdot C_x^I}{\mu} \cdot d\mu + (W_h - W_3) \cdot \frac{P_h^I}{P_3} \cdot \frac{d\mu}{\mu}. \quad (24)$$

После интегрирования уравнения (24) получаем:

$$V^II = V_0 - W_h \cdot \ln \mu - T \cdot J_1 - \frac{T}{P_M} \cdot \int_{\mu}^1 \frac{q^I \cdot C_x^I}{\mu} \cdot d\mu + (W_h - W_3) \cdot \int_{\mu}^1 \frac{P_h^I}{P_3} \cdot \frac{d\mu}{\mu},$$

где

$$q^I = \frac{\rho^I \cdot (V^I)^2}{2},$$

$$\rho_h^I = \rho_0 \cdot H(Y^I).$$

Посчитанный скоростной напор q близок к истинному q на траектории полета ракеты, так как он определяется по завышенной скорости и заниженной плотности. Значение коэффициента лобового сопротивления C_x в зависимости от скорости принимаем, согласно уравнению (1).

$$\frac{P_h^I}{P_3} = f(Y^I) - \text{эта величина в общем случае занижена, так как определяется по завышенной}$$

высоте.

Но сама величина третьего интеграла незначительна, поэтому эта неточность не оказывает существенного влияния на конечное значение скорости ракеты.

Принято обозначать:

$$J_2 = \int_{\mu}^1 \frac{q^I \cdot C_x^I}{\mu} \cdot d\mu - \text{второй интеграл Королева;}$$

$$J_3 = \int_{\mu}^1 \frac{P_h^I}{P_3} \cdot \frac{d\mu}{\mu} - \text{третий интеграл Королева.}$$

Таким образом, с учетом потерь получим:

$$V^{II} = V_0 - W_h \cdot \ln \mu - T \cdot J_1 - \frac{T}{P_M} \cdot J_2 + (W_h - W_3) \cdot J_3 - \text{формула скорости ракеты во втором и}$$

окончательном приближении.

Зная скорость ракеты, можно найти высоту и дальность полета.

$$\frac{dX}{dt} = V \cdot \cos \theta,$$

$$\frac{dY}{dt} = V \cdot \sin \theta,$$

После всех преобразований получим формулы для определения высоты и дальности во втором приближении:

$$X = X_0 + \int_{\mu}^1 V^{II} \cdot \cos \theta(\mu) \cdot d\mu,$$

$$Y = Y_0 + \int_{\mu}^1 V^{II} \cdot \sin \theta(\mu) \cdot d\mu,$$

Программа выведения

Под программой выведения КА понимается совокупность управляющих функций, которые регламентируют порядок изменения вектора тяги в номинальном движении, задают закон изменения массового расхода топлива и угловую ориентацию ракеты в пространстве и времени. Программа выведения автономно выполняется системой управления в соответствии с функциями, определенными еще на стадии проектирования ракеты. Этими функциями являются закон изменения расхода топлива и закон изменения угла тангажа на участке выведения.

С развитием ракетной техники и расширением перечня решаемых задач менялся и подход к выбору программы выведения на орбиту полезного груза. Наиболее простая программа выведения представляет собой заданный закон изменения угла тангажа. Массовый расход топлива на маршевых участках, как правило, не регулируется и остается практически постоянным. Если РН предназначена для выведения КА или грузового модуля, то используется одна программа выведения, если РН предназначена для пилотируемого запуска, то другая.

В целом, выбор программы представляет собой поиск комбинации параметров траектории, удовлетворяющих полетному заданию с минимальными энергетическими затратами. Но на этот поиск наложены ограничения, связанные, в первую очередь, с конструктивными и эксплуатационными особенностями самой ракеты-носителя, например, её энергетическими способностями. Поскольку двигательная установка (РД-171МВ) проектируемой ракеты является более мощной, ряд ограничений значительно изменяется, расширяя баллистические возможности ракеты. Для исследования возможностей ракеты-носителя, оснащенной двигателем РД-171МВ, проведем вариативный анализ траекторий вывода КА с помощью разработанной компьютерной программы, созданной в программном пакете MAPLE [18].

Рассмотрим некоторые программы выведения КА ракетой-носителем (рис. 5). В качестве варьируемого параметра примем изменение угла тангажа в процессе полета (рис. 6). Раннее начало разворота ракеты (траектория 4) на требуемый конечный угол выведения КА (для круговой орбиты он равен нулю градусов) приводит к значительному отклонению по дальности от точки старта до заданной точки на целевой орбите. При этом время доставки КА на заданную

орбиту будет максимальным. Поздний разворот с затяжным вертикальным подъемом (траектория 1) обеспечивает минимальное время доставки КА на целевую орбиту с минимальным отклонением по дальности от точки старта. Кроме того, на рис. 5 и 6 показаны промежуточные траектории. Точки на графиках траекторий соответствуют подаче импульса на изменение угла тангажа. Количество и время таких включений также может варьироваться.

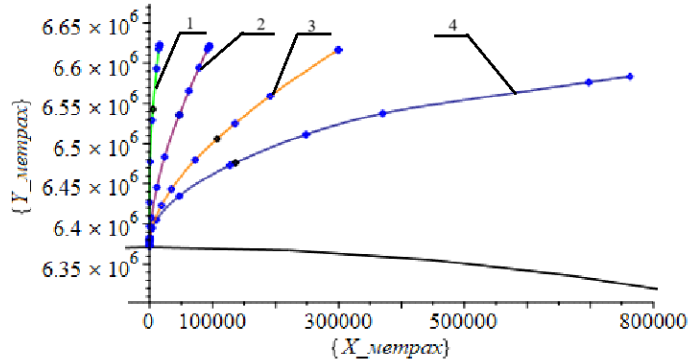


Рис. 5. Зависимость высоты орбиты (Y) от дальности полета (X) для разных программ выведения космического аппарата

Fig. 5. Dependence of orbit altitude (Y) on flight range (X) for different spacecraft launch programs

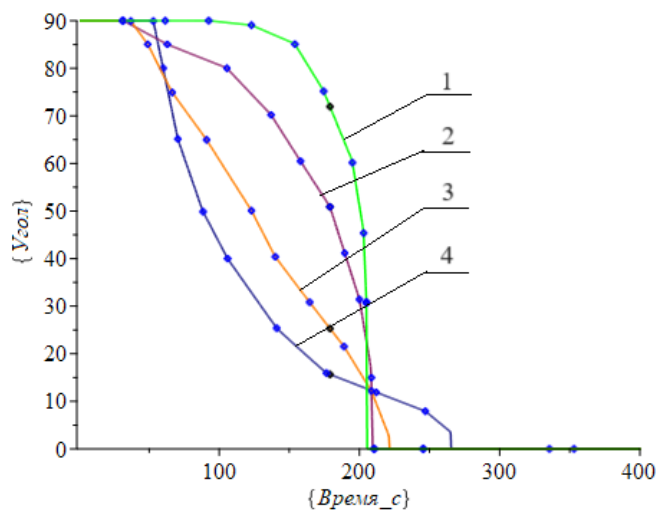


Рис. 6. Изменение угла тангажа в процессе полета для разных траекторий выведения космического аппарата

Fig. 6. Changing the pitch angle during flight for different launch trajectories of the spacecraft

В зависимости от выбранной траектории будет меняться конечная скорость ракеты, время вывода КА на целевую орбиту, перегрузка и т. д.

Таким образом, с учетом требований разработчика мы можем подобрать параметры траектории выведения КА [18], варьируя изменением угла тангажа для заданных значений конечной скорости и перегрузки на активном участке траектории.

Расчет «Союз 5»

С помощью разработанной компьютерной программы [18] определим наиболее рациональные параметры траектории вывода полезного груза для ракеты-носителя «Союз-5» (рис. 7).

Основные характеристики ракеты-носителя «Союз-5» приведены в табл. 2 [8].

Таблица 2

Технические характеристики ракеты-носителя «Союз-5»

Наименование	Первая ступень	Вторая ступень
Диаметр миделя, м	4,1	
Вид топлива	жO ₂ + РГ – 1	
Длина ракеты, м	35	7,77
Стартовая масса ракеты, т	564,5	
Сухая масса конструкции ракеты, т	30,5	6,5
Масса топлива, т	398	60
Маршевый двигатель	РД-171МВ	РД-0124МС
Массовый расход топлива, кг/с	2390	83
Тяга в пустоте, кН	7904,16	294,3
Удельный импульс тяги в пустоте, с	337	359
Время работы, с	180	300

В табл. 2 приведены максимальные возможности ракеты. Поэтому под каждую задачу требуется корректировка массы топлива по ступеням.

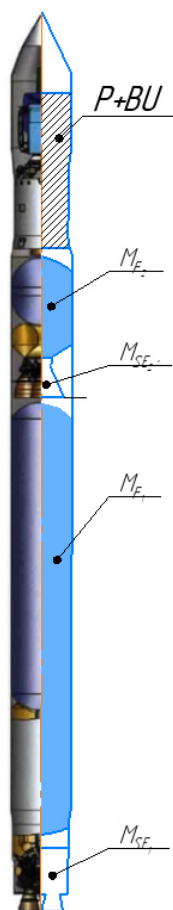


Рис. 7. Эскиз ракеты «Союз-5»:

P – полезный груз; BU – разгонный блок; M_{F_2} – масса топлива второй ступени; M_{SE_2} – масса двигателя второй ступени; M_{F_1} – масса топлива первой ступени; M_{SE_1} – масса двигателя первой ступени

Fig. 7. Sketch of the Soyuz 5 rocket:

P – payload; BU – booster unit; M_{F_2} – the mass of the second stage fuel; M_{SE_2} – the mass of the second stage engine; M_{F_1} – the mass of the first stage fuel; M_{SE_1} – the mass of the first stage engine

Для определения конечных параметров ракеты, необходимо задаться видом и массой полезной нагрузки. По имеющейся информации «Союз-5» [8] может выводить на геостационарную орбиту спутник с массой до 2500 кг. Значит, на низкую опорную орбиту (высотой 200 км) «Союз-5» должен вывести ПГ с полностью заправленным разгонным блоком. Масса спутника «Глонасс-К» равна 935 кг. Масса разгонного блока «Фрегат» с заправленным топливом равна

6280 кг. Примем значения ПГ равным 7215 кг. Для стабильного нахождения ПГ на орбите, скорость должна составлять не меньше:

$$V_{\text{орбиты}} = \sqrt{\frac{g \cdot R_{\text{земли}}}{R_{\text{земли}} + H_{\text{орбиты}}}} = \sqrt{\frac{9,81 \cdot 6378,1}{6378,1 + 200}} \approx 7,783 \frac{\text{км}}{\text{с}} = 7783 \frac{\text{м}}{\text{с}}.$$

Для дальнейших расчетов траектории полета ракеты воспользуемся разработанной компьютерной программой [18]. В программе задаются тактико-техническими характеристиками (ТТХ) ракеты и программой изменения угла тангажа. По ТТХ ракеты определяется время работы двигателя, общее время полета на активном участке траектории, тяга двигателя, массовый расход и т. д. По полученным данным проводится расчет траектории полета ракеты методом последовательных приближений. Полученные расчетные параметры траектории (перегрузка, высота, скорость, ускорение, лобовое сопротивление и т. д.) выводятся в виде графиков и численных значений.

Численный эксперимент

Рассмотрим программы выведения космического аппарата на опорную орбиту двухступенчатой ракетой, используя ТТХ ракеты-носителя «Союз-5» (табл. 2). Используем варианты программы разворота ракеты, рассмотренные ранее (рис. 6.). Данные расчетов представлены в табл. 3.

Таблица 3

Параметры траектории доставки космического аппарата на опорную орбиту с различными программами выведения

Траектория	Время доставки КА на орбиту, с	Перегрузка по осям			Скорость в конце АУТ, км/с
		X (продольная)	Y (поперечная)	Полная	
Траектория 4	353	6,8379	1,79	7,1568	3,904
Траектория 3	245,5	6,4554	2,8933	7,1595	3,394
Траектория 2	210,5	4,5563	5,4248	7,1213	3,078
Траектория 1	205	2,2457	6,723751	7,0972	3,059

Конечная скорость для всех траекторий не достаточная для стабильного функционирования КА на выбранной низкой опорной орбите. Однако для всех траекторий после достижения необходимой высоты орбиты остается запас топлива, который можно потратить для «доразгона» РН. Используя топливный остаток, проведем расчеты коррекции скорости ПГ на целевой орбите. Результаты расчетов приведены в табл. 4.

Таблица 4

Конечная скорость космического аппарата на опорной орбите после коррекции траектории

Траектория	Скорость, км/с.
Траектория 4	7,635
Траектория 3	7,335
Траектория 2	6,433
Траектория 1	5,613

Как видно из табл. 4, скорость по-прежнему недостаточна, поэтому проведем коррекцию массы полезного груза, что в свою очередь отразится и на массе ракеты (табл. 5).

Таким образом, анализ возможностей вывода полезной нагрузки ракетой-носителем «Союз-5» с двигателем РД-171МВ (табл. 2–4) позволяет выбрать траекторию с минимальными временем доставки КА на орбиту ($t_k = 205$ с), стартовой массой ракеты ($m_0 = 551,5$ т) и продольной перегрузкой ($n = 2,25$) (траектория 1). Однако при этом КА испытывает максимальную поперечную перегрузку ($n = 6,7$) и имеет меньшую массу полезного груза ($m_{пг} = 4,5$ т).

Массовые характеристики ракеты-носителя «Союз-5» для доставки полезного груза на опорную орбиту (H = 200 км)

Траектория	Масса ПГ, т	Стартовая масса ракеты, т
Траектория 4	17	564
Траектория 3	14,5	561,5
Траектория 2	10,5	557,5
Траектория 1	4,5	551,5

Программа вывода с максимальным временем доставки ($t_k = 353$ с) (траектория 4) обеспечивает максимальную массу выводимого полезного груза ($m_{пг} = 17$ т) и минимальную поперечную перегрузку ($n = 1,79$), несмотря на некоторое увеличение стартовой массы ракеты ($m_0 = 564$ т) и значительное увеличение продольной перегрузки (до $n = 6,84$) по сравнению с траекторией 1. Тем не менее, этот вариант траектории будем считать предпочтительным, так как существуют конструктивные методы снижения влияния осевых перегрузок на конструкцию КА и возможность снижения перегрузок для проектируемых КА с учетом изменения требований заказчика путем оптимизации программы вывода.

Заключение

В рамках исследования был проведен анализ использования новейшего ракетного двигателя РД-171МВ с улучшенными энергетическими и массово-габаритными характеристиками на новой ракете-носителе тяжелого класса «Союз-5». На основе системы дифференциальных уравнений баллистики были проведены расчеты с использованием программы Maple для моделирования траекторий вывода полезного груза ракетой-носителем тяжёлого класса на низкоопорную орбиту. По результатам расчетов были предложены траектории с различными баллистическими параметрами, учитывающие возможные изменения требований заказчика к проектируемым КА. Проведенный анализ семейства траекторий ракет-носителей позволяет обеспечить эффективный и энергетически выгодный вывод полезной нагрузки на целевую орбиту. Представленные результаты могут быть использованы в дальнейшем для оптимизации энергозатрат вывода на орбиту проектируемых КА.

Библиографические ссылки

1. Параметрический анализ анизогридного корпуса космического аппарата для очистки орбиты от космического мусора / И. Д. Белоновская, В. В. Кольга, И. С. Ярков, Е. А. Яркова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 1. С. 94–105. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
2. Оптимизация расположения мест крепления приборной панели космического аппарата на основе модального анализа / В. В. Кольга, М. Е. Марчук, А. И. Лыкум, Г. Ю. Филипсон // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 328–338. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.
3. Данеев А. В., Русанов М. В., Сизых В. Н. Концептуальные схемы динамики и компьютерного моделирования пространственного движения больших конструкций // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2016. № 4. С. 17–25.
4. Кустов, А. В., Рожкова Е. А., Бордачев В. А., Композиционные материалы в ракетно-космической отрасли // Наука. Технологии. Общество – НТО–II–2022: II Всерос. науч. конф. Красноярск, (28–30 июля 2022 г.) С. 101–109.
5. Изобретен аристид – материал, который в 10 раз легче алюминия [Электронный ресурс]. URL: <https://fabricators.ru/article/v-10-raz-legche-alyuminiya-novyuy-chudo-material-iz-pereslavlya-zaleskogo-mozhet-izmenit>, свободный (дата обращения: 01.07.2023).

6. РД-170 – самый мощный ЖРД [Электронный ресурс]. URL: <https://is2006.livejournal.com/533563.html> свободный (дата обращения: 01.02.2024).
7. Преемник «Энергии»: на что способен ракетный двигатель РД-171МВ [Электронный ресурс]. URL: <https://www.techinsider.ru/technologies/483921-naslednik-energii-na-chto-sposoben-noveyshiy-raketnyy-dvigatel-rd-171mv/> свободный (дата обращения: 01.02.2024).
8. Ракета-носитель «Союз-5»: успеем ли в последний вагон [Электронный ресурс]. URL: <https://topwar.ru/233555-raketa-nositel-sojuz-5-uspeem-li-v-poslednij-vagon.html> свободный (дата обращения: 01.02.2024).
9. Исследование статической устойчивости модельной ракеты / В. А. Бордачев, В. В. Кольга, Е. А. Рожкова // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 1. С. 64–75. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.
10. Рожкова Е. А., Кольга В. В., Бордачев В. А. Анализ ракет сверхлегкого класса // Достижения науки и технологий-ДНТ-11-2023 : сб. науч. ст. по материалам II Всерос. науч. конф.(27–28 февраля 2023 г.). 2023. Т. 7. С. 40–46.
11. Бордачев В. А., Разработка схемы крепления орбитального корабля к ракете-носителю // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практ. конф. в 3 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 75–77.
12. Бордачев В. А., Кольга В. В. Разработка конструкций ракетоплана // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 13–14.
13. Бордачев В. А. Проектирование крепления конструкций ракетоплана к ракете-носителю // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 15–16.
14. Давыдик В. А., Кольга В. В., Рязанова А. С. Разработка метода отделения головной части модели ракеты // Решетневские чтения : материалы XXV Междунар. науч. конф. (10–12 ноября 2021, г. Красноярск): в 2 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. Ч. 1. С. 20–22.
15. Бордачев В. А., Кольга В. В. Сравнительный анализ конструкций адаптеров космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VIII Междунар. науч.-практ. конф. : в 3 ч. / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. Ч. 1. С. 88–90.
16. Каргополов Д. Д., Кольга В. В. Разработка системы воздушного старта ракет // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы VII Междунар. науч.-практ. конф. : в 3 ч. Ч. 1 / СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2021. С. 90–93.
17. Мухамедов Л. П., Кириевский Д. А. Приближенная методика проектировочного баллистического расчета двухступенчатых ракет-носителей // Изв. вузов. Машиностроение. 2022. № 2 (743). С. 94–104. Doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-94-104.
18. Патент № 2023663818 Российская Федерация. Расчет траектории вывода космического аппарата на опорную орбиту двухступенчатой ракетой / Кольга В. В., Бордачев В. А.; заявл. № 2023662702, от 21. 06. 2023 ; опубл. 28.06.2023, бюл. № 7.

References

1. Belonovskaya I. D. Kolga V. V., Yarkov I. S., Yarkova E. A. [Parametric analysis of the anisogrid body of a spacecraft for cleaning the orbit from space debris]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2021, Vol. 22, No. 1, P. 94–105 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-1-94-105.
2. Kolga V. V., Marchuk M. E., Lykum A. I., Filipson G. Y. [Optimization of the location of the attachment points of the instrument panel of the spacecraft based on modal analysis]. *Sibirskiy aerokosmicheskij zhurnal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 328–338 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-328-338.
3. Daneev A. V., Rusanov M. V., Sizykh V. N. [Conceptual schemes of dynamics and computer modeling of spatial motion of large structures]. *Sovremennyye tekhnologii. Sistemnyy analiz. Modelirovaniye*. 2016, No. 4, P. 17–25 (In Russ.).

4. Kustov A. V., Rozhkova E. A., Bordachev V. A. [Composite materials in the rocket and space industry]. *Science, Technology, society - NTO-II-2022 : collection of scientific articles based on the materials of the II All-Russian Scientific Conference*, Krasnoyarsk, (July 28–30, 2022), P. 101–109 (In Russ.)
5. *Izobreten aristid – material, kotoryy v 10 raz legche alyuminiya* [Invented aristide – a material that is 10 times lighter than aluminum] (In Russ.). Available at: <https://fabricators.ru/article/v-10-raz-legche-alyuminiya-novyy-chudo-material-iz-pereslavlya-zalesskogo-mozhet-izmenit> (accessed: 01.02.2024).
6. *RD-170 – samyy moshchnyy ZHRD* [RD-170 – the most powerful rocket engine] (In Russ.). Available at: <https://is2006.livejournal.com/533563.html> (accessed: 01.02.2024).
7. *Preyemnik «Energii»: na chto sposoben raketnyy dvigatel' RD-171MV* [Successor to Energia: what the RD-171MV rocket engine is capable of]. (In Russ.). Available at: <https://www.techinsider.ru/technologies/483921-naslednik-energii-na-chto-sposoben-noveyshiy-raketnyy-dvigatel-rd-171mv/> (accessed: 01.02.2024).
8. *Raketa-nositel «Soyuz-5»: uspeem li v posledniy vagon* [Soyuz-5 launch vehicle: will we make it to the last carriage?]. (In Russ.). Available at: <https://topwar.ru/233555-raketa-nositel-soyuz-5-uspeem-li-v-poslednij-vagon.html> (accessed: 01.02.2024).
9. Bordachev V. A., Kolga V. V., Rozhkova E. A. [Investigation of static stability of a model rocket] *Sibirskiy aerokosmicheskiy zhurnal*. 2023, Vol. 24, No. 1, P. 64–75 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-1-64-75.
10. Rozhkova E. A., Kolga V. V., Bordachev V. A. [Analysis of ultralight class rockets]. *Achievements of Science and Technology-DNiT-11-2023 : Collection of scientific articles based on the materials of the II All-Russian Scientific Conference* (February 27–28, 2023). Vol. 7. Krasnoyarsk, 2023. P. 40–46 (In Russ.).
11. Bordachev V. A. [Development of a scheme for attaching an orbital ship to a launch vehicle]. *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. “Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki”* [Materials of the VII International scientific and practical conference “Actual problems of aviation and cosmonautics”]. Krasnoyarsk, 2021. Part 1, P. 75–77 (In Russ.).
12. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Development of rocket plane structures]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2021. Part 1, P. 13–14 (In Russ.).
13. Bordachev V. A. [Design of fastening structures of a rocket plane to a launch vehicle]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2021. Part 1, P. 15–16 (In Russ.).
14. Davydik V. A., Kolga V. V., Ryazanova A. S. [Development of a method for separating the head part of a rocket model]. *Materialy XXV Mezhdunar. nauch. konf. “Reshetnevskie chteniya* [Materials XXV Intern. Scientific. Conf “Reshetnev reading”]. Krasnoyarsk, 2021, Part 1, P. 20–22 (In Russ.).
15. Bordachev V. A., Kolga V. V. [Comparative analysis of the designs of adapters of space apparatuses]. *Materialy VIII Mezhdunar. nauch. konf. “Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki”* [Materials of the VIII International scientific and practical conference “Actual problems of aviation and cosmonautics”]. Krasnoyarsk, 2022, P. 88–90 (In Russ.).
16. Kargopolov D. D., Kolga V. V. [Development of an air launch system for rockets] // *Materialy VII Mezhdunar. nauch. konf. “Aktual'nyye problemy aviatsii i kosmonavtiki”* [Materials of the VII International scientific and practical conference «Actual problems of aviation and cosmonautics”]. Part 1, Krasnoyarsk, 2021, P. 90–93 (In Russ.).
17. Mukhamedov L. P., Kirievsky D. A. [Approximate methodology for design ballistic calculation of two-stage launch vehicles]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroyeniye*. 2022, No. 2 (743), P. 94–104 (In Russ.). Doi: 10.18698/0536-1044-2022-2-94-104.

18. Kolga V. V., Bordachev V. A. *Raschet trayektorii vyvoda kosmicheskogo apparata na opornuyu orbitu dvukhstupenchatoy raketoy* [Calculation of the trajectory of launching a spacecraft into a reference orbit by a two-stage rocket]. Patent RU2023663818, 2023.

© Бордачев В. А., Кольга В. В., 2024

Бордачев Владимир Александрович – студент; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vladimir27032001@mail.ru.

Кольга Вадим Валентинович – доктор педагогических наук, профессор, кандидат технических наук, профессор кафедры летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: kolgavv@yandex.ru.

Bordachev Vladimir Alexandrovich – student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vladimir27032001@mail.ru.

Kolga Vadim Valentinovich – Dr. Sc., professor, Professor of Department of Aircraft; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: kolgavv@yandex.ru.
