

Баллистическое проектирование ракеты-носителя со спасаемым головным обтекателем

© А.А. Шульга, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрена задача баллистического проектирования двухступенчатой ракеты-носителя для случая, когда спасение головного обтекателя происходит посредством использования его створок в качестве несущих поверхностей многоразовых ускорителей первой ступени. Раскрытие створок обтекателя необходимо проводить после прохождения пика скоростного напора. По этой причине траектория на участке работы ускорителей первой ступени полета принимается вертикальной. Полет по криволинейной траектории выполняется ускорителем второй ступени. Предложен алгоритм выбора проектных параметров. Разработана оригинальная программа в системе компьютерной алгебры Wolfram Mathematica. Найдены рациональные проектные параметры носителя.

Ключевые слова: проектирование ракеты-носителя, анализ траектории, спасение головного обтекателя, многоразовый ускоритель, принцип максимума Понтрягина

Введение. В настоящее время экономическая эффективность повторного использования космических транспортных систем с точки зрения энергетических характеристик еще не является очевидной. Однако существует важный аспект применения подобных систем — отсутствие полей падения отделяющихся частей ракет-носителей (РН) при проведении запусков космических аппаратов. Использование районов падения существенно ограничивает азимуты пусков с космодромов, а также требует значительных затрат на содержание специальных наземных служб [1]. В связи с этим проектирование многоразовых многоступенчатых РН, отделяемые элементы которых приземляются на заданные компактные площадки (аэродромы), является актуальной задачей развития средств выведения.

Применение многоразовых ускорителей (МРУ) первых ступеней уже достаточно хорошо отработано в США при эксплуатации транспортных систем Space Shuttle и Falcon 9. Известны российские проекты многоразовых первых ступеней, например, многоразовый блок А РН «Энергия» [2], ускоритель «Байкал» РН «Ангара» [3]. Однако кроме ускорителей в процессе пуска от РН отделяются и створки головного обтекателя (ГО). Для сокращения площади полей падения этих элементов предлагается осуществлять их управляемый спуск в атмосфере и парашютную посадку на заданные площадки [4–6]. Проведено несколько успешных операций по подхвату движущимся судном створок ГО РН Falcon 9 [7].

Обычно по циклограмме полета, определяемой оптимальной траекторией выведения, отделение ускорителей первой ступени и створок ГО происходит в разные моменты времени [8, 9]. Это усложняет операции по возвращению отделяемых частей и снижает их весовое совершенство, поскольку каждый из этих элементов нуждается в собственных подсистемах обеспечения посадки.

В настоящей статье предлагается новое решение, которое заключается в том, чтобы включить створки ГО в состав МРУ и использовать их в качестве дополнительных несущих поверхностей, что позволит повысить весовое совершенство многоразовой системы. Для комплексирования МРУ и створки ГО необходим новый подход к задаче баллистического проектирования многоступенчатой РН.

Известно несколько методик разделения массы РН между ступенями, в основу которых положена эффективность выполнения целевой задачи — максимизация массы полезной нагрузки (ПН) [10–14]. В предлагаемом варианте требуется разделить массу РН по ступеням исходя из другого критерия: раскрытие ГО и отделение МРУ должны происходить одновременно после уменьшения скоростного напора до уровня, безопасного для ПН. Способы ухода от больших скоростных напоров при разделении ступеней ракеты-носителя описаны, в частности, в работе [15].

Цель работы — поиск рациональных проектных параметров РН новой схемы, основанный на синтезе новой траектории полета РН, отличающейся тем, что для скорейшего прохождения пика скоростного напора траектория полета на участке работы МРУ первой ступени принимается вертикальной.

Постановка задачи. Рассматривается двухступенчатая РН, построенная по компоновочной схеме «пакет»: первая ступень состоит из четырех одинаковых боковых МРУ, которые расположены симметрично вокруг одноразового центрального ускорителя (ЦУ) и соединены с ним поясами силовых связей. ЦУ несет космическую головную часть (КГЧ), состоящую из разгонного блока и ПН. При этом створки ГО соединены с МРУ и закрывают КГЧ на атмосферном участке полета.

При старте двигатели МРУ и ЦУ запускаются одновременно, а РН производит вертикальный подъем, в конце которого МРУ и створки ГО отделяются от РН и возвращаются к месту старта для повторного использования. Для доставки КГЧ на орбиту выведения (ОВ) производится полет ЦУ по оптимальной криволинейной траектории.

В расчетах используется упрощающее предположение о том, что расход топлива двигательной установки (ДУ) является постоянной величиной, и характеристики, определяющие тягу ДУ, не изменяются в зависимости от высоты полета. Также для упрощения расчетов

Земля принята идеальным шаром с радиусом R_3 и гравитационным параметром μ_3 . Суточное вращение Земли не рассматривается.

Движение центра масс РН как материальной точки описывается радиусом-вектором $\vec{r} = [x, y, z]^T$ в неподвижной системе координат $O_i x y z$, начало которой совпадает с центром Земли O и оси которой параллельны осям начальной стартовой системы координат $O_0 x_{ln} y_{ln} z_{ln}$ и так же направлены, как и они [16]. При моделировании считается, что движение РН происходит в плоскости $O_i x y$. Вид траектории, состоящей из двух участков, показан на рис. 1.

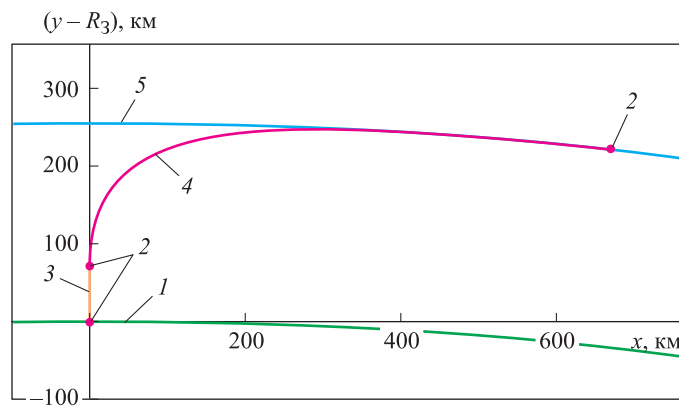


Рис. 1. Рассматриваемая траектория движения РН:

1 — поверхность Земли; 2 — граничные точки; 3 — первый участок полета; 4 — второй участок полета; 5 — орбита выведения

В процессе решения задачи определяются следующие функции времени (верхний индекс $k = 1, 2, \dots$, обозначает номер участка траектории): $m^{(k)}$ — текущая масса носителя; $h^{(k)} = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2} - R_3$ — высота РН над уровнем моря; $\vartheta^{(k)}$ — угол тангажа; $\mathbf{v}^{(k)} = [v_x, v_y, v_z]^T$, $\mathbf{a}^{(k)} = [a_x, a_y, a_z]^T$ — скорость и ускорение центра масс соответственно.

Первый участок полета. Поскольку траектория полета на первом участке задана вертикальной прямой взлета $O_i y$ (см. рис. 1), задача является одномерной ($\vartheta^{(1)} = \pi/2$). Допущение, дополнительно принимаемое на данном участке: поле сил тяготения считается плоскопараллельным. Движение РН в этом случае описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений (ОДУ)

$$\begin{cases} \dot{y}^{(1)} = v_y^{(1)}; \\ \dot{v}_y^{(1)} = \frac{P^{(1)} + X}{m^{(1)}} + g_y^{(1)} \end{cases} \quad (1)$$

с начальными условиями

$$y^{(1)}(0) = R_3; \quad v_y^{(1)}(0) = 0.$$

В системе (1) ускорение свободного падения задано выражением

$$g_y^{(1)} = -\mu_3 y^{(1)-2}.$$

Сила лобового сопротивления определена как

$$X = -C_x q S_m,$$

где C_x — безразмерный аэродинамический коэффициент силы сопротивления; $q = \rho (h^{(1)}) v^{(1)2} / 2$ — скоростной напор; S_m — площадь мишеля.

Тяга ускорителей первой ступени

$$P^{(1)} = I_{уд}^{ЦУ} \beta^{ЦУ} + 4 I_{уд}^{МРУ} \beta^{МРУ}$$

выражается через массовый расход двигательных установок ЦУ и МРУ

$$\beta^{ЦУ} = \frac{P^{ЦУ}}{I_{уд}^{ЦУ}}; \quad \beta^{МРУ} = \frac{P^{МРУ}}{I_{уд}^{МРУ}}.$$

Закон изменения массы РН принят линейным:

$$m^{(1)} = m_0 - \beta^{(1)} t,$$

где m_0 — стартовая масса РН, кг; $\beta^{(1)} = \beta^{ЦУ} + 4\beta^{МРУ}$ — суммарный массовый расход ускорителей первой ступени, кг/с.

Критерием завершения первого участка полета принято условие

$$q(T^{(1)}) = q_{доп}, \quad (2)$$

где $q_{доп}$ — остаточный скоростной напор, допустимый для раскрытия створок обтекателя с точки зрения безопасности полезной нагрузки.

Из решения уравнения (2) определяется длительность первого участка $T^{(1)}$.

Задача на первом участке траектории решается для ряда заданных значений стартовой массы РН $m_{0i} < m_0^{\max}$. Максимальная начальная масса РН находится из условия равенства тяги ускорителей первой ступени начальному весу РН:

$$m_0^{\max} = \frac{P^{(1)}}{g_y^{(1)}(0)}.$$

Набор значений стартовой массы определяется выражением

$$m_{0i} = m_0 + \Delta m_0 (i - 1), \quad i = 1, 2, \dots, n,$$

где m_0 — минимальная стартовая масса; Δm_0 — шаг изменения массы; $n \in N$ — число рассматриваемых вариантов.

Для дальнейшего выбора проектных параметров системы возвращения МРУ к месту старта также определяются параметры движения МРУ по инерции после отделения от ЦУ: максимальная высота подъема, моменты времени, соответствующие достижению наибольшей высоты и входу в атмосферу Земли, а также общее время свободного полета МРУ вне атмосферы. В качестве критерия входа в атмосферу принято условие (2).

Второй участок полета. Предполагается, что траектория полета на втором участке есть плоская кривая в плоскости выведения $O_i x y$ (см. рис. 1). Допущения, дополнительно принимаемые на данном участке: рассматривается центральное поле сил тяготения; влияние аэродинамических нагрузок пренебрежимо мало, так как на втором участке полета скоростной напор практически отсутствует. Движение РН описывается системой из четырех ОДУ

$$\begin{cases} \dot{x}^{(2)} = v_x^{(2)}; \\ \dot{v}_x^{(2)} = \frac{P^{(2)}}{m^{(2)}} \alpha_1 + g_x^{(2)}; \\ \dot{y}^{(2)} = v_y^{(2)}; \\ \dot{v}_y^{(2)} = \frac{P^{(2)}}{m^{(2)}} \alpha_2 + g_y^{(2)}. \end{cases} \quad (3)$$

Момент начала движения РН на втором участке взят за нулевой. Соответственно, начальные условия заданы так:

$$\begin{aligned} x^{(2)}(0) = 0; \quad y^{(2)}(0) = y^{(1)}(T^{(1)}); \\ v_x^{(2)}(0) = 0; \quad v_y^{(2)}(0) = v_y^{(1)}(T^{(1)}). \end{aligned} \quad (4)$$

Компоненты вектора ускорения свободного падения в (3):

$$g_x^{(2)} = -\frac{\mu_3 x^{(2)}}{|r^{(2)}|^3}; \quad g_y^{(2)} = -\frac{\mu_3 y^{(2)}}{|r^{(2)}|^3}.$$

Тяга двигателей второй ступени

$$P^{(2)} = P_{ЦУ}.$$

Закон изменения массы РН на втором участке также линейный:

$$m^{(2)} = m_c - \beta^{(2)} t, \quad (5)$$

где $\beta^{(2)}$ — массовый расход ускорителей второй ступени,
 $\beta^{(2)} = \beta_{ЦУ} = \frac{P_{ЦУ}}{I_{уд}}$.

В (5) m_c — масса РН в начале второго участка,

$$m_c = m^{(2)}(0) = m^{(1)}(T^{(1)}) - M_{сyx}^{(1)},$$

где $m^{(1)}(T^{(1)}) = m_0 - M_T^{(1)}$ — конечная масса на первом участке;
 $M_T^{(1)} = \beta^{(1)} T^{(1)} = M_T^{ЦУ} + 4M_T^{MPY}$ — масса топлива, израсходованного на первом участке;
 $M_T^{ЦУ} = \beta^{ЦУ} T^{(1)}$ — масса топлива, израсходованного ЦУ на первом участке;
 $M_T^{MPY} = \beta^{MPY} T^{(1)}$ — масса топлива, израсходованного МРУ на первом участке;
 $M_{сyx}^{(1)} = 4M_{сyx}^{MPY}$ — масса конструкции ускорителей первой ступени,
 $M_{сyx}^{MPY}$ — масса конструкции МРУ.

На втором участке $T^{(2)}$ конечное время полета определяется на основе критерия завершения полета

$$m^{(2)}(T^{(2)}) = m^{(2)}(0) - M_m^{(2)} = M_{сyx}^{ЦУ} + k_{ПН} M_{КГЧ},$$

где $M_T^{(2)} = \beta^{(2)} T^{(2)}$ — масса топлива, израсходованная ЦУ на втором участке;
 $M_{сyx}^{ЦУ} = M_{сyx}^{MPY}$ — масса конструкции ЦУ принимается рав-

ной массе конструкции МРУ; $k_{\text{ПН}}$ — коэффициент запаса по массе; $M_{\text{КГЧ}}$ — масса КГЧ, $M_{\text{КГЧ}} = M_{\text{ПН}} + M_{\text{РБ}}$ ($M_{\text{ПН}}$ — масса ПН, $M_{\text{РБ}}$ — масса разгонного блока). Общее время полета равно суммарной длительности двух участков полета:

$$T = T^{(1)} + T^{(2)}.$$

Оптимальная программа изменения направления вектора тяги $\bar{P}^{(2)}$ [16, с. 75] для выведения РН на заданную высоту при постоянном массовом расходе определяется законом изменения угла тангажа. Для его расчета, в соответствии с принципом максимума Л.С. Понтрягина, вводятся вспомогательные функции ψ_k ($k = 1, 2, 3, 4$). В системе (3) используются направляющие косинус и синус вектора тяги соответственно:

$$\alpha_1 = -\frac{\psi_2}{\psi}; \quad \alpha_2 = -\frac{\psi_4}{\psi}.$$

Здесь функция $\psi = \sqrt{\psi_2^2 + \psi_4^2}$ введена для нормировки направляющих косинуса и синуса. При этом угол тангажа определяется выражением $\text{tg} \vartheta^{(2)} = \psi_4 / \psi_2$.

Хотя в конце первого участка траектории РН движется вертикально, считается, что в момент начала движения на втором участке производится относительно быстрый программный разворот РН по тангажу, в результате которого устанавливаются $\vartheta^{(2)}(0) \neq \pi/2$ и начальные условия:

$$\psi_2(0) = -\cos \vartheta^{(2)}(0); \quad \psi_4(0) = -\sin \vartheta^{(2)}(0). \quad (6)$$

Для поиска неизвестных функций рассматривается сопряженная система четырех ОДУ [16, с. 81]:

$$\begin{cases} \dot{\psi}_1 = -\psi_2 \frac{\partial g_x}{\partial x} - \psi_4 \frac{\partial g_y}{\partial x}; \\ \dot{\psi}_2 = -\psi_1; \\ \dot{\psi}_3 = -\psi_2 \frac{\partial g_x}{\partial y} - \psi_4 \frac{\partial g_y}{\partial y}; \\ \dot{\psi}_4 = -\psi_3. \end{cases} \quad (7)$$

В конце второго участка движение РН должно удовлетворять двум условиям:

первое — достижение первой космической скорости на ОВ,

$$U_1 = \left| v^{(2)}(T^{(2)}) \right| - \sqrt{\frac{\mu_3}{\left| r^{(2)}(T^{(2)}) \right|}} = 0, \quad (8)$$

второе — направление вектора скорости по касательной к ОВ,

$$U_2 = \frac{x^{(2)}(T^{(2)})}{y^{(2)}(T^{(2)})} - \frac{v_y^{(2)}(T^{(2)})}{v_x^{(2)}(T^{(2)})} = 0. \quad (9)$$

Конечные условия (8) и (9) выполняются с использованием метода стрельбы для решения краевой задачи [17]. Для системы из восьми ОДУ, получаемой объединением систем (3) и (7), к шести начальным условиям (4) и (6) для сведения краевой задачи к задаче Коши добавляются два дополнительных начальных условия:

$$\begin{aligned} \psi_1(0) &= -\psi_2(0) = -\dot{\vartheta}_0^{(2)}; \\ \psi_3(0) &= -\psi_4(0) = \dot{\vartheta}_0^{(2)} \cos \vartheta^{(2)}(0), \end{aligned} \quad (10)$$

где $\dot{\vartheta}_0^{(2)}$ — заданная начальная скорость изменения угла тангажа, рад/с.

Задача на втором участке траектории решается для начальной скорости изменения угла тангажа $\dot{\vartheta}_{0_j}^{(2)}$ из заданного набора значений, описываемого выражением

$$\dot{\vartheta}_{0_j}^{(2)} = \dot{\vartheta}_0^{(2)} + \Delta \dot{\vartheta}_0^{(2)} (j-1), \quad j = 1, 2, \dots, s,$$

где $\dot{\vartheta}_0^{(2)}$ — минимальная угловая скорость, $\Delta \dot{\vartheta}_0^{(2)}$ — шаг изменения угловой скорости, $s \in N$ — число рассматриваемых вариантов.

Результаты расчетов. В проведенных расчетах рассматриваются РН легкого класса. Приняты масса КГЧ $M_{\text{КГЧ}} = 2000$ кг, запас по массе равным 5 %, ($k_{\text{ПН}} = 1,05$). Используются следующие характеристики Земли: $R_3 = 6371,2 \cdot 10^3$ м; $\mu_3 = G M_3 = 3,9860 \cdot 10^{24}$ м³/с². Аппроксимация зависимости плотности воздуха от высоты $\rho(h)$, кг/м³, вычисляется по модели стандартной атмосферы при $N = 7$ [18, с. 54].

На первом участке приняты площадь мишени РН $S_m = 19,22$ м², коэффициент сопротивления $C_x = 0,4$, допустимый остаточный скоростной напор $q_{\text{доп}} = 100$ кг/(м · с²).

В качестве ДУ для центрального ускорителя выбран отработанный РД-0124, для МРУ — перспективный РД-0169. Необходимые для расчета характеристики двигателей приведены в табл. 1 [19, 20]. На основе этих данных найдены значения тяги $P^{(1)} = 974,3$ кН и $P^{(2)} = P^{ЦУ} = 294,3$ кН, массового расхода ДУ и МРУ $\beta^{ЦУ} = 81,98$ кг/с и $\beta^{МРУ} = 48,43$ кг/с соответственно, $\beta^{(1)} = 275,71$ кг/с, $\beta^{(2)} = 81,98$ кг/с.

Таблица 1

Основные характеристики двигательных установок

Наименование	Компоненты топлива	Удельный импульс в вакууме, км/с	Тяга в вакууме, кН
РД-0124	Жидкий кислород, керосин	$I_{уд}^{ЦУ} = 3,590$	$P^{ЦУ} = 294,3$
РД-0169	Жидкий кислород, сжиженный природный газ	$I_{уд}^{МРУ} = 3,510$	$P^{МРУ} = 170,0$

Задается удельная масса конструкции МРУ:

$$\mu_{МРУ} = \frac{M_{сух}^{МРУ}}{M_T^{МРУ}},$$

где $M_{сух}^{МРУ}$ — масса конструкции МРУ; $M_T^{МРУ}$ — масса топлива, израсходованная одним МРУ на первом участке, $M_T^{МРУ} = \beta^{МРУ} T^{(1)}$. Анализ литературных источников показывает, что для современных РН значение параметра $\mu_{МРУ}$, называемого также весовым совершенством, находится в пределах от 0,10 до 0,04 [21]. Среднее значение можно принять равным 0,08 по аналогии с принятым для прототипа УРМ-1 [13, 22]. Однако поскольку в массу конструкции МРУ добавляются масса створки ГО и масса необходимых систем обеспечения мягкой посадки, в данной работе проведен расчет для вектора значений:

$$\{\mu_{МРУ}\} = [0,12 \quad 0,10 \quad 0,08]^T. \quad (11)$$

Для выбранных параметров ДУ максимальная начальная масса РН $m_0^{\max} = 99\,213$ кг. Решение задачи выполняется численно в программном комплексе компьютерной алгебры Wolfram Mathematica v. 11. Для каждого из трех значений (11) проводится поиск наилучшего решения по следующему алгоритму.

1. Рассматриваются наборы вариантов начальной массы

$$\{m_0\} = [50000 \quad 51000 \quad \dots \quad 99000]^T$$

$$(m_0 = 50000 \text{ кг}, \Delta m_0 = 1000 \text{ кг}, n = 50)$$

и начальной угловой скорости

$$\{\dot{\vartheta}_0^{(2)}\} = \pi / 180 \times [-0,5 \quad -1,0 \quad \dots \quad -12,5]^T$$

$$(\dot{\vartheta}_0^{(2)} = -0,5 \text{ град/с}, \Delta \dot{\vartheta}_0^{(2)} = -0,5 \text{ град/с}, s = 25).$$

При этом начальный угол тангажа принимается равным $\vartheta^{(2)}(0) = 85^\circ$ [16, с. 81].

2. Для полученного поля решений из $s \times n$ вариантов определяются функции $U_1(i, j)$, $U_2(i, j)$, которые описывают условия (8) и (9).

3. Путем линейной интерполяции строятся линии $U_1 = 0$ и $U_2 = 0$.

4. Рациональным вариантом считается такое сочетание параметров $(m_0, \dot{\vartheta}_0^{(2)})$, для которого линии $U_1 = 0$ и $U_2 = 0$ пересекаются, т. е. одновременно выполняются условия (8) и (9).

Проведенные расчеты показали, что в выбранном диапазоне изменения проектных параметров для каждого значения $\mu_{\text{МРУ}}$ имеется только одна точка пересечения линий $U_1 = 0$ и $U_2 = 0$ (рис. 2).

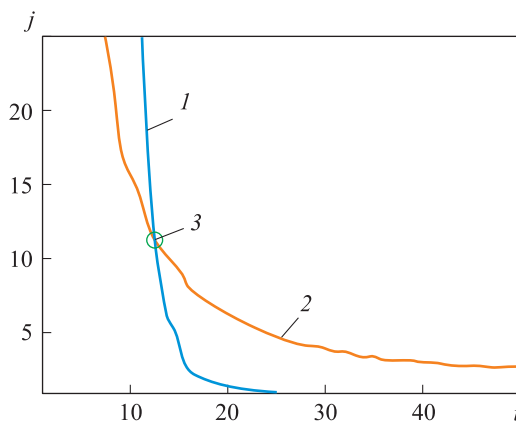


Рис. 2. Выбор рационального варианта для $\mu_{\text{МРУ}} = 0,08$:

1 — кривая $U_1 = 0$; 2 — кривая $U_2 = 0$; 3 — рациональное решение

Параметры рациональных вариантов для рассмотренных значений весового совершенства (11) даны в табл. 2. Общий вид рациональной траектории полета МРУ для $\mu_{\text{МРУ}} = 0,10$ показан на рис. 1. Зависимости параметров траектории от времени для найденных рациональных вариантов представлены на рис. 3–7. Массовые сводки рациональных вариантов РН приведены в табл. 3.

Рациональные варианты проектных параметров РН

Параметры ракет-носителей	Значения параметров при $\mu_{\text{МРУ}}$		
	0,12	0,10	0,08
Начальная масса РН m_0 , кг	72 985	65 114	61 451
Высота орбиты выведения КГЧ $H_{\text{ОВ}}$, км	234	255	253
Общее время полета T , с	454	407	388
Время достижения максимума скоростного напора, с	66	56	52
Скорость в момент отделения МРУ $v_y^{(1)}(T^{(1)})$, м/с	1332	1481	1549
Максимальная высота свободного полета МРУ, км	162	186	197
Момент достижения наибольшей высоты полета МРУ, с	292	294	294
Время свободного полета МРУ вне атмосферы, с	283	315	331
Момент времени входа МРУ в атмосферу, с	434	452	460
Максимальная перегрузка на первом участке	2,2	2,6	2,9
Максимальная перегрузка на втором участке	9,9	10,8	11,3

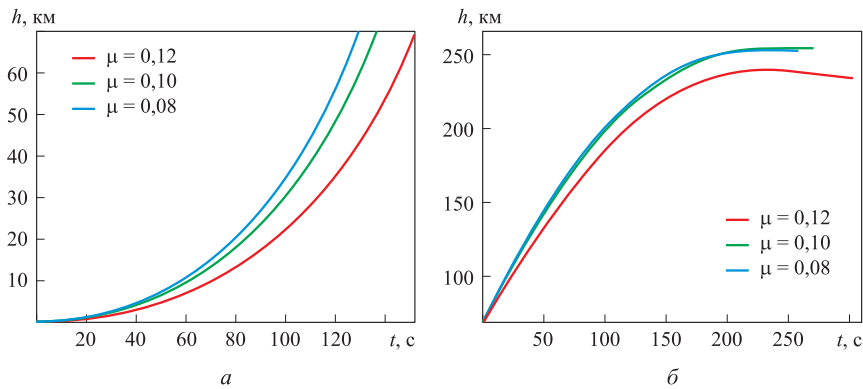


Рис. 3. Изменение высоты полета:

a — на первом участке $h^{(1)}(t)$; b — на втором участке $h^{(2)}(t)$

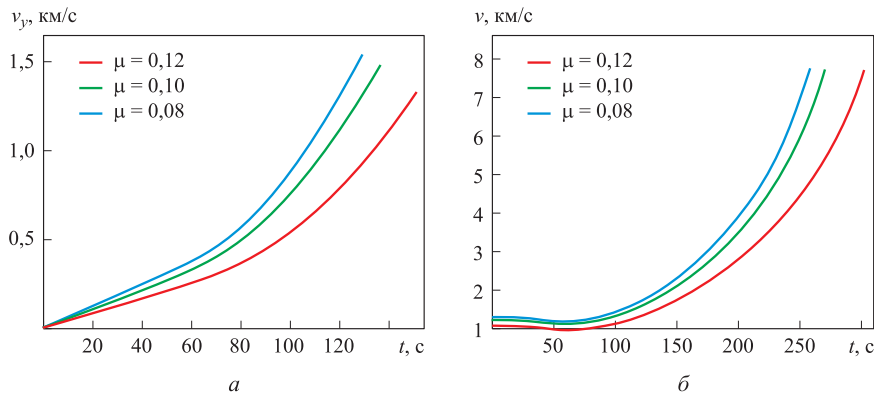


Рис. 4. Изменение модуля вектора скорости полета:

a — на первом участке $v_y^{(1)}(t)$; b — на втором участке $v^{(2)}(t)$

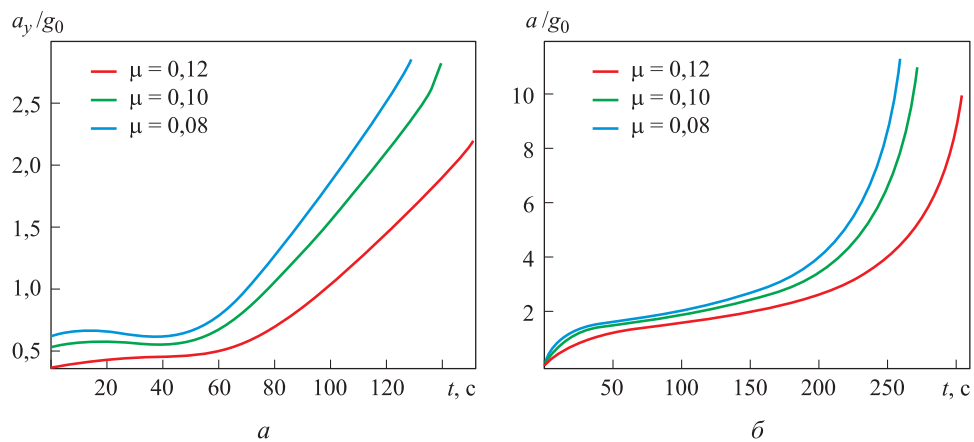


Рис. 5. Изменение перегрузки, рассчитанной по модулю вектора ускорения:
 a — на первом участке; b — на втором участке

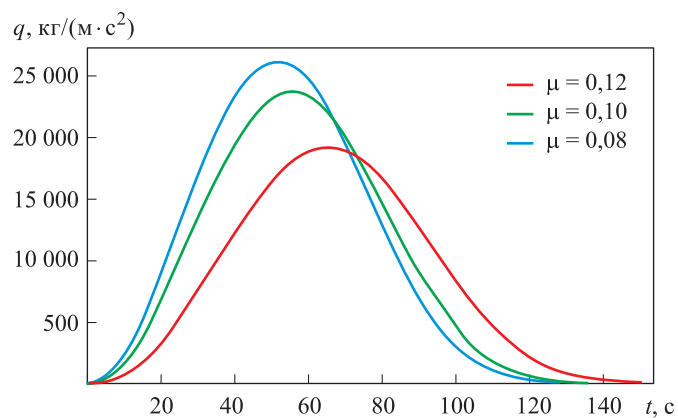


Рис. 6. Изменение скоростного напора на первом участке

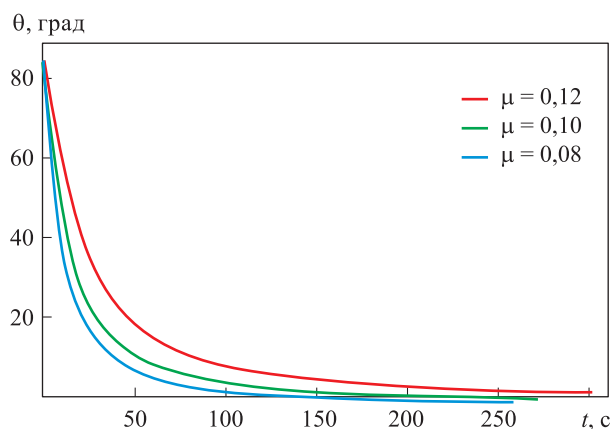


Рис. 7. Изменение угла тангажа на втором участке

Массовая сводка рациональных вариантов РН

Параметры ракет-носителей	Значения параметров при $\mu_{МРУ}$		
	0,08	0,10	0,12
<i>Первый участок полета</i>			
Начальная масса m_0 , кг	61 451	65 114	72 985
Масса топлива $M_T^{(1)}$, кг	35 567	37 497	41 632
Конечная масса $m^{(1)}(T^{(1)})$, кг	25 884	27 617	31 353
<i>Второй участок полета</i>			
Начальная масса $m^{(2)}(0)$, кг	23 884	24 983	27 843
Масса топлива $M_T^{(2)}$, кг	21 232	22 216	24 839
Конечная масса $m^{(2)}(T^{(2)})$, кг	2652	2767	3003
<i>МРУ</i>			
Масса топлива $M_T^{МРУ}$, кг	6248	6587	7313
Масса конструкции $M_{сух}^{МРУ} = \mu_{ЦУ} M_T^{МРУ}$, кг	500	659	878
Полная масса $M_{МРУ} = M_{сух}^{МРУ} + M_T^{МРУ}$, кг	6748	7246	8191
<i>ЦУ</i>			
Масса топлива $M_T^{ЦУ}$, кг	31 807	33 365	37 218
Масса конструкции $M_{сух}^{ЦУ} = \mu_{ЦУ} M_T^{ЦУ}$, кг	2545	3337	4466
Полная масса $M_{ЦУ} = M_{сух}^{ЦУ} + M_T^{ЦУ} + M_T^{(2)}$, кг	32 307	34 024	38 096
<i>КГЧ (КРБ + ПН)</i>			
Масса $M_{КГЧ}$, кг	2000		

Анализ полученных результатов показывает, что при увеличении коэффициента $\mu_{МРУ}$ от 0,08 до 0,10 параметры траектории изменяются в меньшей степени, чем при увеличении коэффициента $\mu_{МРУ}$ от 0,10 до 0,12. В первом случае отмечается увеличение начальной

массы РН на 6 %, а во втором — на 12 %. Полная масса МРУ не превышает 8 200 кг, а сухая масса конструкции ускорителя должна быть не более 880 кг, что накладывает жесткие ограничения на конструктивно-компоновочную схему. Недостатком полученных вариантов можно считать то, что масса спасаемых многоразовых элементов конструкции оказывается меньше, чем масса одноразовых конструкций.

Заключение. Проведенный баллистический анализ позволил найти рациональные проектные параметры частично многоразовой РН с новой схемой, в которой спасение головного обтекателя обеспечивается отделением его створок вместе с многоразовыми ускорителями. ПН массой 2 т может быть выведена на низкую околоземную орбиту при начальной массе РН не более 73 т, что сопоставимо с характеристиками существующих носителей легкого класса.

Предложенная в работе новая траектория дает проигрыш по массе ПН по сравнению с известными оптимальными траекториями РН. Однако это компенсируется многоразовостью применения ускорителей и отсутствием районов падения отделяющихся частей РН. Использование первого вертикального участка полета РН позволяет вернуть ускорители к месту старта, что сокращает время для их подготовки к следующему пуску. Неизбежное ухудшение массового совершенства в результате включения конструкции створки ГО в состав многоразового ускорителя компенсируется тем, что створку можно использовать в качестве дополнительной несущей поверхности. Обнаружено, что при рассмотренных параметрах допустимым уровнем весового совершенства является значение $\mu_{\text{МРУ}} = 0,10$. Дальнейшие работы будут направлены на синтез конструктивно-компоновочных схем многоразовых ускорителей, которые могут обеспечить данное весовое совершенство.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] ЦЭНКИ. Районы падения. URL: <https://www.russian.space/298/> (дата обращения 12.04.2021).
- [2] Вариант «Энергия-2» или ГК-175. URL: <https://www.buran.ru/htm/41-3.htm> (дата обращения 12.04.2021).
- [3] Максимовский В. «Ангара» — «Байкал». О разгонном ракетном модуле многоразового использования. *Крылья Родины*, 2002, № 4, с. 17–18.
- [4] Назарова Д.К. *Определение аэродинамических характеристик отделяемых от ракеты-носителя элементов конструкции в виде оболочек и разработка способов их аэродинамической стабилизации*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2019, 176 с.
- [5] *Draft Environmental Assessment for SpaceX Falcon Launches at Kennedy Space Center and Cape Canaveral Air Force Station*. Federal Aviation Administration, 2020, 121 p. URL: https://www.faa.gov/space/environmental/nepa_docs/media/SpaceX_Falcon_Program_Draft_EA_508.pdf (дата обращения 12.04.2021).

- [6] Bonetti D., Medici G., Arnao G.B., Salvi S., Fabrizi A., Kerr M. Reusable Payload Fairings: Mission Engineering and GNC Challenges. *Proceedings of 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*. URL: <https://eucass.eu/9-news/79-eucass-2019-fois-of-full-papers-2> (дата обращения 12.04.2021).
- [7] Wall M. *Watch SpaceX catch an entire rocket nose cone that fell from space for the 1st time (video)*. July 21, 2020. URL: <https://www.space.com/spacex-falcon-9-rocket-payload-fairing-catch-success.html> (дата обращения 12.04.2021).
- [8] Беляев А.В., Зеленцов Вл.В., Щеглов Г.А. *Средства выведения космических летательных аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 56 с.
- [9] Мишин В.П., ред. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Москва, Машиностроение, 1985, 360 с.
- [10] Сердюк В.К. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Медведев А.А., ред. Москва, Машиностроение, 2009, 504 с.
- [11] Мишин В.П., Карраск В.К., ред. *Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1991, 416 с.
- [12] Бранец В.Н. К задаче оптимизации структуры ракеты-носителя. *Прикладная математика и механика*, 2020, т. 84, № 3, с. 280–303.
- [13] Баранов Д.А., Еленев В.Д. Определение массово-энергетических соотношений для параметрического ряда модификаций ракеты-носителя. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2011, № 2 (26), с. 10–17.
- [14] Коровин В.В. Определение массовых характеристик двухступенчатой ракеты. *Международный научный журнал «Инновационная наука»*, 2017, № 03-1, с. 40–44.
- [15] Гушин Е.Н., Вон Л.Е. Способы ухода от больших скоростных напоров при разделении ступеней ракеты-носителя. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2004, № 1, с. 37–42.
- [16] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. 3-е изд. Москва, БИНОМ, Лаборатория знаний, 2015, 410 с.
- [17] Калиткин Н.Н. *Численные методы*. Москва, Наука, 1978, 512 с.
- [18] Ярошевский В.А. Аппроксимация модели стандартной атмосферы. *Ученые записки ЦАГИ*, 2009, т. 40, № 3, с. 53–59.
- [19] *Ракетные двигатели АО КБХА*. URL: <https://kpkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/> (дата обращения 12.04.2021).
- [20] Брегвадзе Д.Т., Габидулин О.В., Гуркин А.А., Заболотько И.А. Применение топлива «кислород+метан» в жидкостных ракетных двигателях. *Политехнический молодежный журнал*, 2017, № 12 (17), с. 1. DOI: 10.18698/2541-8009-2017-12-205
- [21] *Spaceflight 101. Space News and Beyond*. URL: <https://spaceflight101.com/spacerockets> (дата обращения 12.04.2021).
- [22] *The URM-1 rocket module for the Angara family*. URL: http://www.russianspaceweb.com/angara_urm1.html (дата обращения 12.04.2021).

Статья поступила в редакцию 19.07.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:
Шульга А.А., Щеглов Г.А. Баллистическое проектирование ракеты-носителя со спасаемым головным обтекателем. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 9. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-9-2109>



Шульга Александр Андреевич — студент шестого курса кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана.
e-mail: sozencz@mail.ru



Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специалист в области динамики конструкций аэрокосмических систем. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Ballistic design of a launch vehicle with a reusable payload fairing

© A.A. Shulga, G.A. Shcheglov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper focuses on the problem of the ballistic design of a two-stage launch vehicle for the case when the payload fairing is returned by using its flaps as the lifting surfaces of the first-stage reusable boosters. The fairing flaps must be opened after the velocity pressure reaches its maximum value. Therefore, the trajectory in the operation section of the first-stage boosters is assumed to be vertical. The flight along the curved part of the trajectory is carried out by the second-stage booster. In this study, we introduced an algorithm for selecting design parameters, developed an original program in the Wolfram Mathematica computer algebra system, and found the rational design parameters of the launch vehicle.

Keywords: launch vehicle design, trajectory analysis, payload fairing return, reusable booster, Pontryagin maximum principle

REFERENCES

- [1] *TsENKI. Raiony padeniya* [TsENKI. Missile stage impact areas]. Available at: <https://www.russian.space/298/> (accessed April 12, 2021).
- [2] *Variant «Energia-2» ili GK-175* [“Energy-2” or GK-175]. Available at: <https://www.buran.ru/htm/41-3.htm> (accessed April 12, 2021).
- [3] Maksimovskiy V. *Krylya Rodiny (Wings of the Motherland)*, 2002, no. 4, pp. 17–18.
- [4] Nazarova D.K. *Opreделение aerodinamicheskikh kharakteristik otdelyaemykh ot rakety-nositelia elementov konstruksii v vide obolochek i razrabotka sposobov ikh aerodinamicheskoy stabilizatsii. Diss. kand. tekhn. nauk* [Assessment of the aerodynamic characteristics of shell-type structural elements separated from the launch vehicle and the development of methods for their aerodynamic stabilization. Cand. eng. sc. diss.]. Moscow, 2019, 176 p.
- [5] *Draft Environmental Assessment for SpaceX Falcon Launches at Kennedy Space Center and Cape Canaveral Air Force Station*. Federal Aviation Administration, 2020, 121 p. Available at: https://www.faa.gov/space/environmental/nepa_docs/media/SpaceX_Falcon_Program_Draft_EA_508.pdf (accessed April 12, 2021).
- [6] Bonetti D., Medici G., Arnao G.B., Salvi S., Fabrizi A., Kerr M. Reusable Payload Fairings: Mission Engineering and GNC Challenges. *Proceedings of the 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS)*. Available at: <https://eucass.eu/9-news/79-eucass-2019-fois-of-full-papers-2> (accessed April 12, 2021).
- [7] Wall M. *Watch SpaceX catch an entire rocket nose cone that fell from space for the 1st time (video)*. July 21, 2020. Available at: <https://www.space.com/spacex-falcon-9-rocket-payload-fairing-catch-success.html> (accessed April 12, 2021).
- [8] Belyaev A.V., Zelentsov V.I., Shcheglov G.A. *Sredstva vyvedeniya kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Spacecraft launch vehicles]. Moscow, BMSTU Publ., 2007, 56 p.
- [9] Mishin V.P., ed. *Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov (transportnye sistemy)* [Aircraft design fundamentals (transport systems)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 360 p.

- [10] Serdyuk V.K. *Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Design of spacecraft launch vehicles]. Medvedev A.A., ed. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009, 504 p.
- [11] Mishin V.P., Karrask V.K., ed. *Osnovy konstruirovaniya raket-nositeley kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of spacecraft launch vehicle design]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1991, 416 p.
- [12] Branets V.N. *Prikladnaya matematika i mekhanika — Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 2020, vol. 84, no. 3, pp. 280–303.
- [13] Baranov D.A., Elenev V.D. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta — Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2011, no. 2 (26), pp. 10–17.
- [14] Korovin V.V. *Innovatsionnaya nauka (Innovative science)*, 2017, no. 03-1, pp. 40–44.
- [15] Guschin E.N., Von L.E. *Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal «Polet», — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2004, no. 1, pp. 37–42.
- [16] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics and guidance]. 3rd ed., Moscow, BINOM, Laboratoriya znaniy Publ., 2015, 410 p.
- [17] Kalitkin N.N. *Chislennyye metody* [Numerical methods]. Moscow, Nauka Publ., 1978, 512 p.
- [18] Yaroshevskiy V.A. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2009, vol. 40, no. 3, pp. 53–59.
- [19] *Raketnye dvigateli AO KBKhA* [Rocket engines of JSC KBKhA]. Available at: <https://kbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/> (accessed April 12, 2021).
- [20] Bregvadze D.T., Gabidulin O.V., Gurkin A.A., Zabolotko I.A. *Politekhniceskii molodezhny zhurnal — Politechnical student journal*, 2017, no. 12 (17), p. 1.
- [21] *Spaceflight 101. Space News and Beyond*. Available at: <https://spaceflight101.com/spacerockets> (accessed April 12, 2021).
- [22] *The URM-1 rocket module for the Angara family*. Available at: http://www.russianspaceweb.com/angara_urm1.html (accessed April 12, 2021).

Shulga A.A., 6th year student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: sozencz@mail.ru

Shcheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. Research interests: dynamics of aerospace systems. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru