

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.01, 629.76

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-99-107

## Выбор оптимального коэффициента тяговооруженности первых ступеней ракет-носителей сверхлегкого класса

Л.П. Мухамедов<sup>1</sup>, Д.А. Кириевский<sup>2</sup><sup>1</sup> МГТУ им. Н.Э. Баумана<sup>2</sup> АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

## Selection of the optimal thrust-to-weight ratio of the first stages of small-lift launch vehicles

L.P. Muhamedov<sup>1</sup>, D.A. Kirievskiy<sup>2</sup><sup>1</sup> Bauman Moscow State Technical University<sup>2</sup> JSC Khrunichev State Research and Production Space Center

Ракеты-носители сверхлегкого класса относятся к самым эффективным средствам доставки малых спутников на целевые орбиты. Среди частных задач баллистического проектирования, решаемых на ранних этапах разработки новых образцов сверхлегких носителей, весьма актуальным является выбор наиболее выгодного сочетания проектно-баллистических параметров. Под ними обычно понимают совокупность минимального числа параметров, которые при заданной массе полезной нагрузки однозначно определяют траекторию движения ракеты-носителя и ее массово-энергетические характеристики. Рассмотрены вопросы, связанные с выбором стартовой нагрузки на тягу (коэффициента тяговооруженности) первых ступеней одноразовых ракет-носителей сверхлегкого класса. Этот параметр не входит в состав формулы Циолковского, он определяет потери характеристической скорости на гравитацию, аэродинамику и противодавление. В связи с этим его влияние на конечную скорость ракеты не так существенно по сравнению с такими параметрами, как пустотный удельный импульс или относительная конечная масса первой ступени. Выбор оптимального коэффициента тяговооруженности ракеты-носителя является ответственной задачей, так как от него зависит не только масса, но и стоимость проектируемого изделия. Кроме пустотного удельного импульса, относительной конечной массы и коэффициента тяговооруженности на тягу к проектно-баллистическим параметрам первой ступени относятся удельный импульс тяги у поверхности Земли (или коэффициент высотности двигательной установки) и нагрузка на мидель.

**Ключевые слова:** задача баллистического проектирования, проектно-баллистические параметры, ракета-носитель сверхлегкого класса, малые космические аппараты, потери характеристической скорости

Ultralight launch vehicles are among the most efficient means of inserting small satellites in the target orbits. Particular ballistic design problems being solved at the early stages in the

ultralight launch vehicles development include rather actual selection of the most advantageous combination of the so-called design-ballistic parameters. They are usually understood as a set of the minimum possible number of parameters that, for a given payload mass, uniquely determine the rocket trajectory and its mass-energy characteristics. The paper considers issues related to selection of the thrust-to-weight ratio (launch load on thrust) of the first stages of disposable ultralight launch vehicles. This parameter is not included in the K. Tsiolkovsky formula; it determines the loss in the characteristic velocity for gravity, aerodynamics and backpressure. In this regard, its influence on the final rocket velocity is not that significant in comparison with such parameters as the specific void impulse or the relative final mass of the first stage. Selection of the optimal launch load on the rocket thrust is a responsible task, since it is determined by the thrust-to-weight ratio. Not only the mass, but also the cost of the designed product depends on its value. In addition to the specific void pulse, the relative final mass and the launch thrust load, the first stage design and ballistic parameters include the specific thrust pulse at the Earth surface (or the propulsion system altitude coefficient) and the load on the midsection.

**Keywords:** ballistic design problem, ballistic design parameters, ultralight launch vehicle, small spacecraft, characteristic velocity losses

Потребность в создании ракет-носителей (РН) сверхлегкого класса (СЛК) обусловлена стремительным ростом малых космических аппаратов [1–6]. Основным средством доставки малых спутников на целевые орбиты по-прежнему остается так называемое попутное выведение.

Тем не менее в публикациях последних лет отражены явные преимущества РН СЛК [7–12], применяемых в качестве средств выведения малых космических аппаратов на целевые орбиты, перед другими способами их доставки. Создание подобных носителей стало возможным благодаря разработке инновационных технологий в микроэлектронике, приборо- и двигателестроении, материаловедении и т. д.

Цель исследования — разработка методики выбора стартовой нагрузки на тягу (коэффициент тяговооруженности) на ранних этапах проектирования одноразовых РН СЛК, предназначенных для выведения на низкую околоземную орбиту полезной нагрузки (ПН) массой 50...3500 кг.

Анализ концепций проектов сверхлегких РН показал, что аналогом большинства из них является жидкостная двухступенчатая ракета, топливом которой служат пары кислород — керосин или кислород — метан. Топливные пары, содержащие токсичные компоненты, как правило, не рассматриваются. Жидкий кислород в паре с жидким водородом отклонен вследствие дороговизны последнего и взрывоопасности топливной пары.

Технико-экономический анализ показал, что во второй ступени двухступенчатой РН СЛК целесообразно использовать большинство ин-

новационных технологий и композитных конструкций, а в первой ступени (ПС) — дешевые материалы и традиционные технологии.

По результатам предварительных оценок установлено, что применение композитных конструкций в РН СЛК приводит, как правило, не только к снижению массы примерно на 20...30 %, но и к увеличению стоимости конструкции в несколько раз.

При проектировании жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) РН СЛК весьма актуальной является задача выбора схемы и способа подачи компонентов топлива в камеру сгорания. Анализ показал, что достаточно перспективным решением можно считать применение для подачи топлива электронасосного агрегата с литий-полимерными аккумуляторами.

При этом в некоторых концепциях проектов двухступенчатых РН СЛК на второй ступени предлагается использовать двигательную установку (ДУ) с одним высотным ЖРД, а на первой — от девяти до шестнадцати однотипных универсальных двигателей с укороченным соплом.

Электронасос имеет следующие основные достоинства:

- повышение надежности ДУ путем упрощения пневмогидравлической системы;
- эффективный запуск ЖРД в условиях невесомости;
- возможность глубокого дросселирования уровня тяги двигателя на заключительном этапе активного участка траектории за счет изменения частоты вращения электродвигателя.

Бесспорно, принцип унификации существенно экономит ресурсы, а также сокращает сроки разработки и создания проектируемого изделия. Однако стоимость шестнадцати двигателей с электронасосами на ПС может оказаться в несколько раз больше, чем одного ЖРД с турбонасосным агрегатом, выполненного по традиционной технологии.

Чтобы оценить эффективность принятия конструктивного решения, необходимо правильно выбрать ее критерий.

Проектные работы, как правило, начинаются с выбора наиболее выгодного сочетания проектно-баллистических параметров (ПБП). Задачу выбора ПБП обычно рассматривают как поэтапный итерационный процесс с возрастающим объемом информации. Первоначально, при выборе ПБП, в число которых входит коэффициент тяговооруженности  $v_0$ , широко используют статистический материал, общие рекомендации и предварительные расчеты.

По мере накопления информации о проектируемом объекте выполняют проектно-конструкторские проработки по уточнению исходных характеристик, и выбирают наиболее выгодное сочетание ПБП. Подобный итерационный процесс продолжается до тех пор, пока изменения выбираемых параметров не окажутся меньше погрешностей, вызываемых неопределенностью исходных характеристик [13–15].

Чтобы приступить к процессу оптимизации коэффициента тяговооруженности, необходима декомпозиция общей задачи баллистического проектирования на частные, решаемые в определенной последовательности. Среди частных задач на первое место по очередности можно поставить баллистическую [16]. Условие баллистики определяет соотношение проектных параметров, при которых решается поставленная краевая задача.

Второй частной задачей является массовый баланс (или массовый анализ), связывающий стартовую массу РН с массой ПН и ПБП. Третья задача — обеспечение условия экстремума критерия эффективности.

**Методика расчета.** Движение РН будем рассматривать в скоростной сферической системе координат при следующих допущениях [17, 18]: Земля — сферическая; поле тяготения — центральное; атмосфера Земли соответствует ГОСТ 4401–81; управляющие силы пренебрежимо малы; траектория полета лежит в плоскости орби-

ты выведения; вращение Земли не влияет на потери характеристической скорости.

С учетом принятых допущений система дифференциальных уравнений движения РН в функциях ПБП имеет вид

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{g_0 k_p}{v_0 \mu} \cos \alpha - g \sin \theta - \frac{\bar{c}_x q}{\sigma \mu} - \frac{g_0 (k_p - 1)}{v_0 \mu k_p} \frac{p_h}{p_0}; \\ \dot{\theta} = \frac{1}{v} \left[ \frac{g_0 k_p}{v_0 \mu} \left( 1 - \frac{k_p - 1}{k_p} \frac{p_h}{p_0} \right) \sin \alpha - \right. \\ \left. - g \cos \theta + \frac{v^2}{r} \cos \theta \right]; \\ \dot{h} = v \sin \theta; \quad \theta = \varphi + \eta - \alpha; \quad \dot{\mu} = -\frac{g_0 k_p}{v_0 I_{\text{п}}}; \\ q = \frac{\rho v^2}{2}; \quad g = \frac{\mu_{\oplus}}{r^2}; \quad \frac{v^2}{r} \cos \theta = v \dot{\eta}, \end{cases} \quad (1)$$

где  $v$  — скорость полета РН;  $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$ ;  $k_p$  — коэффициент увеличения удельного импульса тяги в пустоте;  $\mu$  — относительная масса;  $\alpha$  — программный угол атаки;  $g$  — ускорение свободного падения на высоте полета РН  $h$ ;  $\theta$  — угол наклона вектора скорости к местному горизонту;  $\bar{c}_x$  — безразмерный аэродинамический коэффициент;  $q$  — скоростной напор;  $\sigma$  — баллистический коэффициент;  $p_h$  и  $p_0$  — атмосферное давление на высоте полета  $h$  и у поверхности Земли;  $r$  — текущий радиус;  $\varphi$  — угол тангажа;  $\eta$  — полярный угол;  $I_{\text{п}}$  — пустотный удельный импульс тяги ДУ;  $\rho$  — плотность воздуха;  $\mu_{\oplus} = 398\,600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ .

В выражении (1):

$$\bar{c}_x = \bar{c}_x(M); \quad \rho = \rho(h); \quad \alpha = \alpha_{\text{пр}}(\mu, M); \quad M = \frac{v}{a_{\text{зв}}},$$

где  $M$  — число Маха,  $\alpha_{\text{пр}}$  — приведенный угол атаки;  $a_{\text{зв}}$  — скорость звука,  $a_{\text{зв}} = a_{\text{зв}}(h)$ .

Терминальные условия в конце активного участка траектории ПС двухступенчатой РН следующие:

$$E = \frac{v_{\text{к1}}^2}{2} - \frac{\mu_{\oplus}}{r_{\text{к1}}} = -57 \text{ км}^2/\text{с}^2;$$

$$Q = v_{\text{к1}} r_{\text{к1}} \cos \theta_{\text{к1}} = 19\,450 \text{ км}^2/\text{с},$$

где  $E$  — энергия материальной точки в центральном поле тяготения;  $v_{\text{к1}}$  — конечная скорость ПС;  $r_{\text{к1}}$  — радиус-вектор в конце АУТ первой ступени;  $Q$  — количество движения;  $\theta_{\text{к1}}$  — угол наклона траектории к местному горизонту, соответствующий моменту времени  $t_{\text{к1}}$ .

Типовая зависимость безразмерного относительного коэффициента лобового сопротивления от числа Маха приведена в таблице [18–21].

**Типовая зависимость безразмерного  
относительного коэффициента лобового  
сопротивления от числа Маха**

M	$\bar{c}_x$	M	$\bar{c}_x$	M	$\bar{c}_x$
0,30	0,47	1,07	1,00	3,0	0,50
0,80	0,62	1,20	0,96	5,0	0,35
1,00	0,92	2,0	0,65	10,0	0,34

В качестве программы использован закон изменения программного угла атаки, предложенный в работах [14, 17]:

$$\alpha = \begin{cases} 0 & \text{при } t_b \geq t; \\ \alpha_{\max} K(K-2) & \text{при } t \geq t_b \text{ и } M \leq 0,8; \\ 0 & \text{при } M > 0,8. \end{cases}$$

Здесь  $\alpha_{\max}$  — максимальное значение угла атаки;  $K = 2 \exp[5,33(M_b - M)]$ ,  $M_b$  — число Маха, соответствующее времени окончания подъема РН на вертикальном участке  $t_b$ , определяемое из условия, что относительная конечная масса этапа вертикального полета  $\mu_b = 0,95$  [12].

Время окончания подъема РН на вертикальном участке

$$t_b = 0,05 I_{\text{пл}} \frac{v_0}{k_p g_0},$$

где  $I_{\text{пл}}$  — пустотный удельный импульс тяги ПС.

Система дифференциальных уравнений движения интегрирована численным методом — методом Адамса третьего порядка.

Конечная масса ПС одноразовой РН СЛК с поперечным делением ступеней

$$m_{\text{к1}} = m_{\text{ПН1}} + a_{\text{ТО1}} m_{\text{т1}} + \frac{\gamma_{\text{ДУ1}} P_{\text{пл}}}{g_0} + \mu_{\text{ПЭ1}} m_0,$$

где  $m_{\text{ПН1}}$  — масса ПН ПС;  $a_{\text{ТО1}}$ ,  $\gamma_{\text{ДУ1}}$ ,  $\mu_{\text{ПЭ1}}$  — удельные массовые характеристики (массовые коэффициенты) ПС, определяющие топливные остатки (ТО), двигательную установку (ДУ) и суммарную массу прочих элементов (ПЭ);  $m_{\text{т1}}$  — масса топлива в ПС;  $P_{\text{пл}}$  — суммарная пустотная тяга ДУ ПС;  $m_0$  — стартовая масса РН.

Массовые коэффициенты ПС определяются следующими выражениями:

для топлива кислород + керосин

$$\mu_{\text{ПЭ1}} = 0,015(1 + 0,75e^{-0,0048m_0});$$

$$a_{\text{ТО1}} = 0,0425(1 + 0,55e^{-0,13m_{\text{т1}}});$$

$$\gamma_{\text{ДУ1}} = 0,021(1 + 1,05e^{-0,0046P_{\text{пл}}});$$

для топлива кислород + метан

$$\mu_{\text{ПЭ1}} = 0,015(1 + 0,75e^{-0,0048m_0});$$

$$a_{\text{ТО1}} = 0,0475(1 + 1,05e^{-0,13m_{\text{т1}}});$$

$$\gamma_{\text{ДУ1}} = 0,024(1 + 1,05e^{-0,0046P_{\text{пл}}}),$$

где

$$7 \text{ т} \leq m_0 \leq 150 \text{ т};$$

$$5 \text{ т} \leq m_{\text{к1}} \leq 100 \text{ т};$$

$$100 \text{ кН} \leq P_{\text{пл}} \leq 2500 \text{ кН}.$$

Зависимости массовых коэффициентов  $a_{\text{ТО1}}$ ,  $\gamma_{\text{ДУ1}}$ ,  $\mu_{\text{ПЭ1}}$  от коэффициента тяговооруженности  $v_0$  построены в основном по статистическим данным обработки прототипов ракетных блоков двухступенчатых РН легкого и сверхлегкого классов, а также по результатам предварительных проектировочных прочностных расчетов. При этом также использованы расчетные формулы, приведенные в работах [17, 22, 23] для ЖРД с турбонасосным агрегатом замкнутой схемы.

Первоначально в качестве критерия эффективности рассмотрена так называемая массовая отдача ПН ПС

$$\mu_{\text{ПН1}} = \frac{m_{\text{ПН1}}}{m_0} = \mu_{\text{к1}}(1 + a_{\text{ТО1}}) - a_{\text{ТО1}} - \frac{\gamma_{\text{ДУ1}}}{v_0} k_p - \mu_{\text{ПЭ1}},$$

где  $\mu_{\text{к1}}$  — относительная конечная масса ПС.

Однако анализ результатов предварительных расчетов показал, что при выборе коэффициента тяговооруженности этот критерий не работает, так как с его помощью минимизируется в основном дешевое топливо, составляющее примерно 75 % стартовой массы ракеты. В данной ситуации на первый план выходит критерий эффективности — стоимость, но поиск будет происходить, как правило, в условиях неопределенности исходных данных.

В качестве критерия эффективности предлагается использовать удельную стоимость ракетного блока ПС

$$\bar{c}_{\text{б1}} = \frac{c_{\text{кон1}} + c_{\text{ДУ1}} + c_{\text{т1}}}{m_{\text{ПН1}}}, \quad (2)$$

где  $c_{\text{кон1}}$  — стоимость конструкции и оборудования ракетного блока без ДУ;  $c_{\text{ДУ1}}$  — стоимость ДУ ракетного блока;  $c_{\text{т1}}$  — стоимость топлива ракетного блока ПС.

Разделим числитель и знаменатель выражения (2) на  $m_0$  и получим выражение удельной стоимости блока в функции ПБП

$$\bar{c}_{бл1} = \frac{[\bar{c}_{кон1}(a_{ТО1} - \Delta a_{ТО1}) + \bar{c}_{r1}](1 - \mu_{к1})}{\mu_{ПН1} + \frac{\bar{c}_{кон1}\mu_{ПЭ1} + \frac{\bar{c}_{ДУ1}\gamma_{ДУ1}k_p}{v_0}}{\mu_{ПН1}}}$$

где  $\Delta a_{ТО1} \approx 0,012$ ;  $\mu_{ПН1}$  — массовая отдача ПН ПС.

При формализации критерия эффективности вводим следующие допущения:

- пренебрегаем стоимостью топлива, которое составляет около 1 % таковой запущенного блока;
- принимаем за одну условную единицу (у.е.) стоимость конструкции и оборудования ракетного блока ПС без ДУ  $\bar{c}_{кон} = 1$  у.е.

Диапазон относительной стоимости ДУ ПС  $\bar{c}_{ДУ1}$ , представляющей собой отношение стоимости единицы массы ДУ к стоимости единицы массы конструкции и оборудования ракетного блока без ДУ, устанавливаем в пределах  $\bar{c}_{ДУ1} \approx 1,00...1,75$  у.е.

С точки зрения минимума стоимости пуска ПС для изготовления ее несущих топливных баков и сухих отсеков нет смысла использовать сверхлегкие и дорогие материалы. Здесь более эффективно применять отработанные технологии и традиционные схемы, а в камерах ДУ ПС можно внедрять инновационные подходы. В этом случае (по предварительным прогнозам)  $\bar{c}_{ДУ1}$  может достигать 2 у.е. и более.

Окончательное выражение для критерия эффективности имеет вид

$$\bar{c}_{бл1} = \frac{(a_{ТО1} - 0,12)(1 - \mu_{к1}) + \mu_{ПЭ1} + \frac{\bar{c}_{ДУ1}\gamma_{ДУ1}k_p}{v_0}}{\mu_{ПН1}}$$

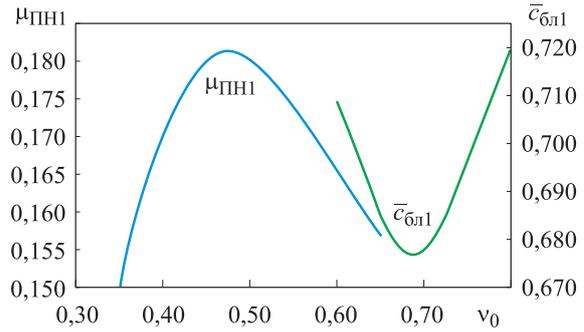
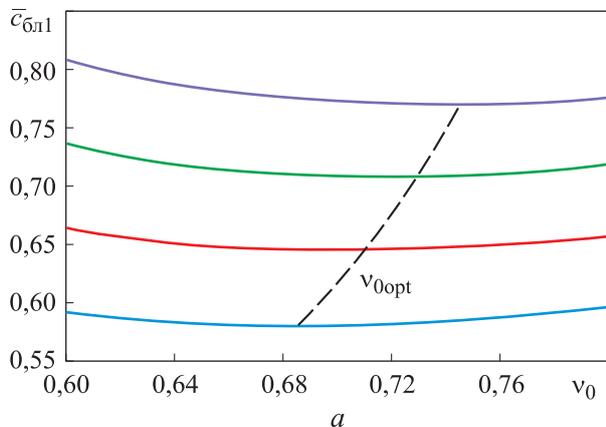


Рис. 1. Зависимости массовой отдачи ПН  $\mu_{ПН1}$  и удельной стоимости ракетного блока  $\bar{c}_{бл1}$  от коэффициента тяговооруженности  $v_0$

В проектно-конструкторских организациях значение  $\bar{c}_{ДУ1}$  можно с достаточной степенью точности определить на начальной стадии проектирования. Обычно при разработке технического предложения специалисты конструкторского бюро выполняют так называемое технико-экономическое обоснование целесообразности создания ракетно-космического комплекса и выпускают соответствующие документы.

Это означает, что на этом этапе в первом приближении становятся известными такие характеристики, как стартовая масса ракеты, массы конструкции ракетного блока и ДУ, а также себестоимость разработки и создания ракетных блоков и ДУ. Таким образом, на самых ранних этапах проектирования будут известны все характеристики, необходимые для формирования предлагаемого критерия эффективности.

Зависимости массовой отдачи ПН  $\mu_{ПН1}$  и удельной стоимости ракетного блока  $\bar{c}_{бл1}$  от коэффициента тяговооруженности  $v_0$  приведены на рис. 1. Видно, что оптимальное значение

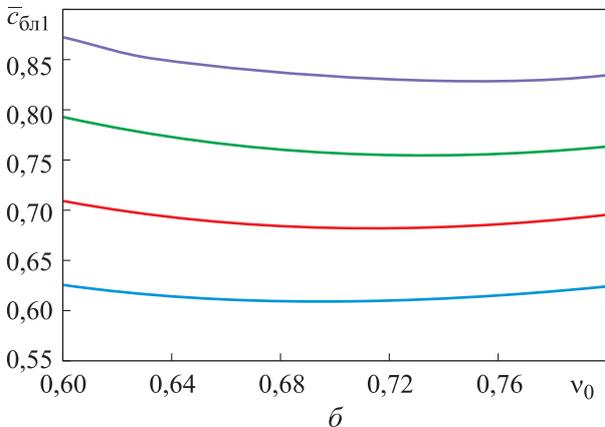


Рис. 2. Зависимости удельной стоимости ракетного блока ПС  $\bar{c}_{бл1}$  от коэффициента тяговооруженности  $v_0$  для топливных пар кислород — керосин (а) и кислород — метан (б) при различных значениях относительной стоимости ДУ ПС  $\bar{c}_{ДУ1} = 1,75$  (—),  $1,50$  (—),  $1,25$  (—) и  $1,00$  у.е. (—)

ние коэффициента тяговооруженности  $v_{0\text{опт}}$ , полученное из условия максимума массовой отдачи ПН, существенно занижено по сравнению с таковым, найденным из условия минимума стоимости.

Зависимости удельной стоимости ракетного блока ПС  $\bar{c}_{\text{бл}}$  от коэффициента тяговооруженности  $v_0$  для топливных пар кислород — керосин и кислород — метан при различных значениях относительной стоимости ДУ ПС  $\bar{c}_{\text{ДУ}}$  приведены на рис. 2, а и б. Здесь штриховой линией показано оптимальное значение коэффициента тяговооруженности для заданной топливной пары.

Графики очень похожи, хотя и имеют различия: удельная стоимость ракетного блока ПС с топливом кислород — керосин оказалась меньше, чем у ракетного блока с топливом кислород — метан.

## Выводы

1. Предложена методика выбора коэффициента тяговооруженности ПС двухступенчатой РН СЛК.

2. По результатам расчетов установлено, что массовая отдача будет максимальной при коэффициенте тяговооруженности  $v_0 \approx 0,45 \dots 0,47$ . Минимальная стоимость ракетного блока ПС практически не зависит от вида топливной пары, в основном на нее влияют массовый коэффициент  $\gamma_{\text{ДУ}}$  и относительная стоимость ДУ ПС  $\bar{c}_{\text{ДУ}}$ . Увеличение массового коэффициента  $\gamma_{\text{ДУ}}$  на 20 % приводит к возрастанию оптимального коэффициента тяговооруженности для обеих топливных пар примерно на 4...5 %.

3. Для топливной пары кислород — керосин оптимальный коэффициент тяговооруженности составил около 0,67...0,68 при относительной стоимости ДУ ПС  $\bar{c}_{\text{ДУ}} = 1,00$ , для пары кислород — метан — примерно 0,74...0,75 при  $\bar{c}_{\text{ДУ}} = 1,75$ .

4. Результаты работы могут быть полезны специалистам проектно-конструкторских организаций, а также студентам вузов при выполнении курсовых и дипломных проектов.

## Литература

- [1] Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Малые космические аппараты как эволюционная ступень перехода к микро- и наноспутникам. *Труды МАИ*, 2011, № 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28112>
- [2] Пайсон Д.Б. Малые спутники в современной космической деятельности. *Технологии и средства связи*, 2016, № 6, с. 64–69.
- [3] Проценко П.А., Хуббиев Р.В. Методика оценивания эффективности применения орбитальных систем малых космических аппаратов оптико-электронного наблюдения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 1, с. 29–41, doi: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-29-41>
- [4] Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты — новое направление космической деятельности. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2018, № 12–2, с. 84–91.
- [5] Петрукович А.А., Никифоров О.В. Малые спутники для космических исследований. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные методы*, 2016, т. 3, № 4, с. 22–31.
- [6] Каширин А.В., Глебанов И.И. Анализ современного состояния рынка наноспутников как прорывной инновации и возможности его развития в России. *Молодой ученый*, 2016, № 7, с. 855–867.
- [7] Ключников В.Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3, с. 58–71, doi: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71>
- [8] Концепции РН СЛК и разгонного блока, представленные на конкурс Аэронет. Круглый стол. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=W3HoGVPVt4o> (дата обращения: 15.12.2022).
- [9] Солодовников А.В., Акишин И.В., Голубятник В.В. и др. Оценка концепции создания жидкостного ракетного двигателя на основе инновационных технологий. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2017, т. 16, № 2, с. 127–134, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134>

- [10] Wekerle T., Filho J.B.P., Loures L. et al. Status and trends of smallsats and their launch vehicles — an up-to-date review. *J. Aerosp. Technol. Manag.*, 2017, vol. 9, no. 3, pp. 269–286, doi: <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i3.853>
- [11] Hertzfeld H.R. The state of space economic analyses: real questions, questionable results. *New Space*, 2013, vol. 1, no. 1, pp. 21–28, doi: <https://doi.org/10.1089/space.2013.0003>
- [12] Черный И. Electron готовится к первому пуску. *Новости космонавтики: журнал*, 2017, т. 27, № 5, с. 45.
- [13] Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. *Баллистика управляемых ракет дальнего действия*. Москва, Наука, 1966. 305 с.
- [14] Алифанов О.М., ред. *Баллистические ракеты и ракеты-носители*. Москва, Дрофа, 2004. 512 с.
- [15] Матвеев А.М., Алифанов О.А., ред. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы)*. Москва, Машиностроение, 2005. 375 с.
- [16] Феодосьев В.И. *Основы техники ракетного полета*. Москва, Наука, 1979. 496 с.
- [17] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 265 с.
- [18] Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А. Приближенная методика проектировочного баллистического расчета первых ступеней ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 6, с. 67–77, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-6-67-77>
- [19] Muhamedov L.P., Kirievskii D.A. An approximate determination of the characteristic velocity losses and the positioning of the end of the launching phase of the first stages of launch vehicles. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020001, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036342>
- [20] Петров К.П. *Аэродинамика транспортных космических систем*. Москва, Эдиториал УРСС, 2000. 368 с.
- [21] Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А. Приближенная методика проектировочного баллистического расчета двухступенчатых ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 2, с. 94–104, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2022-2-94-104>
- [22] Сердюк В.К., Медведев А.А., ред. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2009. 504 с.
- [23] Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Куренков В.И. *Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей*. Самара, Изд-во СамГТУ, 2015. 448 с.

## References

- [1] Alifanov O.M., Medvedev A.A., Sokolov V.P. Small-scale space vehicles as the evolutionary step of transition to micro and nano satellites. *Trudy MAI*, 2011, no. 49. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=28112> (in Russ.).
- [2] Payson D.B. Small satellites in modern space activities. *Tekhnologii i sredstva svyazi*, 2016, no. 6, pp. 64–69. (In Russ.).
- [3] Protsenko P.A., Khubbiev R.V. Method for estimating the efficiency of small orbital spacecraft systems for optoelectronic surveillance. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Bauman, Mashinost.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2020, no. 1, pp. 29–41, doi: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-1-29-41> (in Russ.).
- [4] Gansvind I.N. Small spacecraft — new direction in space activities. *Mezhdunarodnyy nauchno-issledovatel'skiy zhurnal* [International Research Journal], 2018, no. 12–2, pp. 84–91. (In Russ.).
- [5] Petrukovich A.A., Nikiforov O.V. Small satellites for scientific research. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye metody* [Rocket-Space Device Engineering and Information Systems], 2016, vol. 3, no. 4, pp. 22–31. (In Russ.).
- [6] Kashirin A.V., Glebanov I.I. Analysis of the current state of the nanosatellite market as a breakthrough innovation and opportunities for its development in Russia. *Molodoy uchenyy* [Young Scientist], 2016, no. 7, pp. 855–867. (In Russ.).

- [7] Klyushnikov V.Yu. Micro launch vehicles: the segment in the launch services market and promising projects. *Vozdushno-kosmicheskaya sfera* [Aerospace Sphere Journal], 2019, no. 3, pp. 58–71, doi: <https://doi.org/10.30981/2587-7992-2019-100-3-58-71> (in Russ.).
- [8] *Kontseptsii RN SLK i razgonnogo bloka, predstavlenyye na konkurs Aeronet. Kruglyy stol* [Concepts of SLK booster and upper stage submitted to Aeronet competition. Round table]. URL: <https://www.youtube.com/watch?v=W3HoGVPVt4o> (accessed: 15.12.2022). (In Russ.).
- [9] Solodovnikov A.V., Akishin I.V., Golubyatnik V.V. et al. Assessment of a liquid rocket engine concept based on innovative technologies. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aero-kosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie* [Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering], 2017, vol. 16, no. 2, pp. 127–134, doi: <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2017-16-2-127-134> (in Russ.).
- [10] Wekerle T., Filho J.B.P., Loures L. et al. Status and trends of smallsats and their launch vehicles — an up-to-date review. *J. Aerosp. Technol. Manag.*, 2017, vol. 9, no. 3, pp. 269–286, doi: <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i3.853>
- [11] Hertzfeld H.R. The state of space economic analyses: real questions, questionable results. *New Space*, 2013, vol. 1, no. 1, pp. 21–28, doi: <https://doi.org/10.1089/space.2013.0003>
- [12] Chernyy I. Electron prepares for the first launch. *Novosti kosmonavтики: zhurnal*, 2017, vol. 27, no. 5, pp. 45. (In Russ.).
- [13] Appazov R.F., Lavrov S.S., Mishin V.P. *Ballistika upravlyaemykh raket dalnego deystviya* [Ballistics of guided long-range missiles]. Moscow, Nauka Publ., 1966. 305 p. (In Russ.).
- [14] Alifanov O.M., ed. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli* [Ballistic missiles and launch vehicles]. Moscow, Drofa Publ., 2004. 512 p. (In Russ.).
- [15] Matveenko A.M., Alifanov O.A., eds. *Osnovy proektirovaniya letatelnykh apparatov (transportnye sistemy)* [Fundamentals of aircraft design (transportation systems)]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2005. 375 p. (In Russ.).
- [16] Feodosyev V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Fundamentals of rocket flight technique]. Moscow, Nauka Publ., 1979. 496 p. (In Russ.).
- [17] Mukhamedov L.P. *Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem* [Fundamentals of transport space systems design.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2019. 265 p. (In Russ.).
- [18] Mukhamedov L.P., Kirievskiy D.A. Approximate methodology for design ballistic calculations of the first stage of launch vehicles. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2020, no. 6, pp. 67–77, doi: <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-6-67-77> (in Russ.).
- [19] Muhamedov L.P., Kirievskii D.A. An approximate determination of the characteristic velocity losses and the positioning of the end of the launching phase of the first stages of launch vehicles. *AIP Conf. Proc.*, 2021, vol. 2318, art. 020001, doi: <https://doi.org/10.1063/5.0036342>
- [20] Petrov K.P. *Aerodinamika transportnykh kosmicheskikh sistem* [Aerodynamics of transport space systems]. Moscow, Editorial URSS Publ., 2000. 368 p. (In Russ.).
- [21] Mukhamedov L.P., Kirievskiy D.A. Approximate methodology for design ballistic calculation of two-stage launch vehicles. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2022, no. 2, pp. 94–104, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2022-2-94-104> (in Russ.).
- [22] Serdyuk V.K., Medvedev A.A., eds. *Proektirovanie sredstv vyvedeniya kosmicheskikh apparatov* [Design of spacecraft launch vehicles]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2009. 504 p. (In Russ.).
- [23] Kirilin A.N., Akhmetov R.N., Kurenkov V.I. *Vybor osnovnykh proektnykh kharakteristik i formirovanie konstruktivnogo oblika raket-nositeley* [Selection of basic design characteristics and formation of structural shape of launch vehicles]. Samara, Izd-vo SamGTU Publ., 2015. 448 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 15.12.2022

## Информация об авторах

**МУХАМЕДОВ Леонид Павлович** — кандидат технических наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: l.p.muhamedov@yandex.ru).

**КИРИЕВСКИЙ Дмитрий Алексеевич** — ведущий инженер. АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева» (121309, Москва, Российская Федерация, ул. Новозаводская, д. 18, e-mail: kda9700@mail.ru).

## Information about the authors

**MUHAMEDOV Leonid Pavlovich** — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Spacecrafts and Launch Vehicles Department. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2<sup>nd</sup> Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: l.p.muhamedov@yandex.ru).

**KIRIEVSKIY Dmitriy Alekseevich** — Leading Engineer. JSC Khrunichev State Research and Production Space Center (121309, Moscow, Russian Federation, Novozavodskaya St., Bldg. 18, e-mail: kda9700@mail.ru).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Мухамедов Л.П., Кириевский Д.А. Выбор оптимального коэффициента тяговооруженности первых ступеней ракет-носителей сверхлегкого класса. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 99–107, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-99-107

### Please cite this article in English as:

Muhamedov L.P., Kirievskiy D.A. Selection of the optimal thrust-to-weight ratio of the first stages of small-lift launch vehicles. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 99–107, doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-99-107



**Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана  
предлагает читателям учебник  
под редакцией Д.А. Ягодникова, А.И. Коломенцева  
«Основы теории и расчета  
жидкостных ракетных двигателей»**

Содержит термогазодинамические основы рабочего процесса в камере ЖРД; рассмотрены теория тяги, удельный импульс. Приведены высотные и дроссельные характеристики; даны расчеты процессов сгорания, истечения продуктов сгорания, основных размеров камеры сгорания ЖРД, устойчивости рабочего процесса в ЖРД, теория и расчет круглых и кольцевых сопел, а также историческая справка о развитии ракетного двигателестроения.

Для студентов технических университетов и машиностроительных вузов.

### По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;  
press@bmstu.ru; <https://bmstu.press>