

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.01, 629.76

doi: 10.18698/0536-1044-2023-8-126-135

Приближенное определение потерь характеристической скорости и приращения высоты полета верхних ступеней многоступенчатых ракет-носителей

Л.П. Мухамедов¹, Д.А. Кириевский²¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана² АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

Approximate determination of losses in characteristic velocity and increments in flight altitude of the multistage launch vehicle upper stages

L.P. Muhamedov¹, D.A. Kirievskii²¹ Bauman Moscow State Technical University² JSC Khrunichev State Research and Production Space Center

Результаты проектировочных баллистических расчетов являются необходимым условием решения общей многомерной краевой задачи баллистического проектирования. При этом условия баллистики определяют соотношение проектно-баллистических параметров, при которых решают краевую задачу, а ее алгоритмы можно использовать в качестве составных частей задач оптимизации более высокого уровня. В целях экономии машинного времени становится целесообразной разработка так называемых быстрых алгоритмов, реализуемых с помощью аналитических подходов к решению баллистической задачи. В логической цепочке расчетных выражений, входящих в состав алгоритмов баллистических расчетов, главными являются соотношения, связывающие потери характеристической скорости с проектно-баллистическими параметрами, под которыми понимают минимальную совокупность параметров, однозначно определяющих траекторию движения ракеты. Выведены аналитические расчетные зависимости потерь характеристической скорости и приращения высоты полета от проектно-баллистических параметров вторых и третьих ступеней трехступенчатых ракет-носителей.

Ключевые слова: потери характеристической скорости, задачи проектной баллистики, проектно-баллистические параметры, ракета-носитель

An important role is assigned to design-ballistic calculations at the initial stage of developing a new type of the launch vehicle. Results of such calculations are a necessary condition

in solving a more general multidimensional boundary value problem of the ballistic design. It should be noted that ballistic conditions determine the design-ballistic parameters ratio to solve the boundary value problem, and its algorithms could be used as components of the higher-level optimization problems. In order to save computer time, development of the so-called fast algorithms implemented using the analytical approaches to solving a ballistic problem becomes expedient. In the logical chain of calculation dependencies making part of the ballistic calculation algorithms, the main are those relations that connect losses in the characteristic velocity with the design and ballistic parameters. They are understood as the minimum set of parameters that uniquely determine the rocket trajectory. Analytical calculated dependences of the characteristic velocity losses and of the flight altitude increments on the design-ballistic parameters of the second and third stages of three-stage launch vehicles were derived.

Keywords: losses in characteristic velocity, design-ballistic problems, design-ballistic parameters, launch vehicle

В целях экономии машинного времени становится целесообразной разработка так называемых быстрых алгоритмов, реализуемых с помощью аналитических подходов к решению баллистической задачи [1–4]. В статье [4] предложена методика проектно-баллистического расчета активного участка траектории (АУТ) двухступенчатых ракет-носителей (РН).

Задача проектной баллистики становится особо актуальной в связи с исследованием создания носителей нового поколения. Это связано с проблемами как освоения дальнего космоса [5–11], так и построения низкоорбитальных спутниковых группировок с применением малых космических аппаратов [12–19].

Решение подобных задач подразумевает разработку РН сверхтяжелого и сверхлегкого классов. В настоящее время в проектных организациях, научно-исследовательских и учебных институтах прорабатываются различные варианты конструктивных решений двух- и трехступенчатых РН.

Цель статьи — формирование аналитических соотношений, связывающих потери характеристической скорости и приращения высоты полета с проектно-баллистическими параметрами (ПБП) как последних ступеней двух- и трехступенчатых РН, так и вторых ступеней трехступенчатых РН при выведении полезных нагрузок (ПН) на низкие опорные орбиты (НОО), которые нередко называют базовыми орбитами.

Для каждой из верхних ступеней имеем три независимых ПБП: удельный пустотный импульс тяги $I_{пi}$, относительную конечную массу μ_{ki} и стартовую нагрузку на тягу (коэффициент тяговооруженности) $v_{пi}$, где i — номер ступени. Первые два ПБП определяют

характеристическую (идеальную) скорость ракеты $v_{харi} = -I_{пi} \ln \mu_{ki}$. Она всегда больше фактической v_i , а разность между ними названа потерями характеристической скорости.

Рассмотрены два вида потерь характеристической скорости [3, 4]:

- на гравитацию

$$\Delta v_{gi} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} g \sin \theta dt;$$

- на искривление траектории за счет углов атаки (далее на углы атаки)

$$\Delta v_{\alpha i} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{v}_{харi} (1 - \cos \alpha) dt,$$

где t_i и t_{i-1} — моменты времени, соответствующие концу и началу АУТ i -й ступени РН; g — ускорение свободного падения на высоте полета РН; θ — угол наклона вектора скорости к местному горизонту; α — угол атаки.

Анализ траекторий полета вторых и третьих ступеней трехступенчатых РН показал, что их движение на безатмосферном участке осуществляется, как правило, с положительными углами атаки [20]. Определим причину их появления.

Как известно, программу движения РН выбирают из условия получения оптимальной траектории, обеспечивающей требуемые параметры НОО при экстремальном значении критерия эффективности. При этом минимум потерь характеристической скорости имеет место, когда тяга двигательной установки на АУТ направлена по касательной к траектории, а ее искривление достигается только за счет нормальной к траектории проекции гравитационных сил.

Такой закон управления, названный гравитационным разворотом, возможен. На первый взгляд может показаться, что он оптимален для любого случая полета. Тем не менее гравитационный закон управления является строго оптимальным только, если при выборе программы полета не учтено влияние коэффициента тяговооруженности i -й ступени v_{pi} на массовые и стоимостные характеристики РН.

Особенность гравитационного разворота заключается в том, что при заданных начальных условиях коэффициент тяговооруженности v_{pi} однозначно определяется параметрами НОО. При увеличении параметра v_{pi} снижаются не только масса и стоимость двигательной установки, но и высота НОО h^{HOO} , а также увеличивается время полета, что повышает потери на гравитацию и углы атаки.

Для обеспечения терминальных условий выведения на заданную базовую орбиту РН с новым значением v_{pi} необходима дополнительная нормальная к траектории составляющая силы тяги, которую можно получить за счет положительных углов атаки. Однако параметр v_{pi} целесообразно увеличивать до определенного предела, при котором снижение габаритных размеров, массы и стоимости ракетного двигателя полностью компенсируется ростом потерь характеристической скорости [21].

Таким образом, задача выбора оптимальной программы угла тангажа на безатмосферном участке траектории непосредственно связана с выбором оптимальных коэффициентов тяговооруженности ступеней РН, совершающих полет на таком участке.

Методика расчета. Расчетные соотношения получены на основе результатов баллистических расчетов, выполненных методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Движение РН рассмотрено в скоростной сферической системе координат при следующих общепринятых допущениях: Земля — сферическая; поле тяготения — центральное; управляющие силы пренебрежимо малы; движение плоское; переносное и кориолисово ускорения от вращения Земли отсутствуют; влияния атмосферы нет.

С учетом принятых допущений система дифференциальных уравнений движения РН в функциях ПБП имеет вид [3, 4, 20]

$$\begin{cases} \dot{v} = \frac{g_0}{v_{pi}\mu} \cos \alpha - g \sin \theta; \\ \dot{\theta} = \frac{1}{v} \left(\frac{g_0}{v_{pi}\mu} \sin \alpha - g \cos \theta + \frac{v^2}{r} \cos \theta \right); \\ \dot{h} = v \sin \theta; \quad \dot{L} = \frac{R}{r} v \cos \theta; \quad \theta = \varphi + \eta - \alpha; \\ r = R + h; \quad \dot{\mu} = -\frac{g_0}{v_{pi}I_{pi}}; \quad g = \frac{\mu_{\oplus}}{r^2}; \quad \frac{v^2}{r} \cos \theta = v\dot{\eta}; \\ \varphi = \varphi_{пр}(t); \quad v_{1к}^{HOO} = \sqrt{\frac{\mu_{\oplus}}{R + h^{HOO}}}, \end{cases} \quad (1)$$

где $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$; μ — относительная масса РН; r — текущий радиус; φ — угол тангажа; η — полярный угол; $R = 6371 \text{ км}$; I_{pi} — пустотный удельный импульс тяги двигательной установки; $\mu_{\oplus} = 398\,600 \text{ км}^3/\text{с}^2$; $v_{1к}^{HOO}$ — первая космическая скорость, соответствующая высоте h^{HOO} .

Приращение времени полета i -й ступени

$$\Delta t_i = \frac{v_{pi}I_{pi}}{g_0} (1 - \mu_{ki}).$$

В качестве программы полета на АУТ будем использовать угол тангажа [2–4, 19]

$$\varphi_{пр i}(t) = \varphi_{0i} + \dot{\varphi}_{0i} (t - t_{i-1}),$$

где φ_{0i} и $\dot{\varphi}_{0i}$ — постоянные коэффициенты.

Потери на углы атаки запишем как [20]

$$\begin{aligned} \Delta v_{\alpha i} &= \Delta v_{хар i} (1 - \cos \alpha)_{ср i} \approx \\ &\approx \Delta v_{хар i} [1 - \cos(\arcsin \alpha_{ср i})], \end{aligned} \quad (2)$$

где $\alpha_{ср i}$ — осредненное значение угла атаки.

Для определения структуры формулы, определяющей $\sin \alpha_{ср i}$, используем второе уравнение системы (1), преобразовав его к виду

$$v\dot{\theta} = \dot{v}_{\theta} = \dot{v}_{хар} \sin \alpha - g(1 - \bar{v}) \cos \theta, \quad (3)$$

где \dot{v}_{θ} — нормальное к траектории ускорение центра масс РН; \bar{v} — составляющая относительного переносного ускорения, $\bar{v} = v^2/v_{HOO}^2$ (v_{HOO} — скорость движения ракеты на круговой базовой орбите).

Согласно уравнению (3), выражение для синуса осредненного угла атаки i -й ступени представим в виде [20, 21]

$$\sin \alpha_{ср i} = \frac{C_{\alpha i} g_{ср i} \Delta t_i (1 - \bar{v})_{ср i} - v_{i-1} \sin(\theta_{i-1} - \theta_i)}{\Delta v_{хар i}},$$

где $C_{\alpha i}$ — поправочный коэффициент, учитывающий погрешности аппроксимации выраже-

ния (2), зависящий в основном от характера изменения угла атаки по времени полета; $g_{ср i}$ — осредненное значение ускорения свободного падения; $(1-\bar{v})_{ср i}$ — осредненное для i -й ступени относительное переносное ускорение; v_{i-1} — скорость полета в начале АУТ i -й ступени.

В общем виде осредненное для i -й ступени относительное переносное ускорение запишем как [20]

$$(1-\bar{v})_{ср i} = 0,55(1-\bar{v})_i + 0,45(1-\bar{v}_{i-1}),$$

где $(1-\bar{v}_i)$ и $(1-\bar{v}_{i-1})$ — относительное переносное ускорение в конце и начале АУТ i -й ступени, $\bar{v}_i = v_i^2/v_{1к}^2$ — отношение кинетической энергии i -й ступени в конце АУТ к кинетической энергии при движении с первой космической скоростью.

Далее для простоты в качестве первой космической скорости принимаем скорость движения ракеты на круговой базовой орбите $v_{1к} = v_{НОО}$. Осредненное значение ускорения свободного падения определяем по приближенной формуле [20]

$$g_{ср i} = 0,32g_{i-1} + 0,68g_i,$$

где g_{i-1} и g_i — ускорение свободного падения в начале и конце АУТ i -й ступени.

Потери на гравитацию в общем виде представим как

$$\Delta v_{gi} = \int_{t_{i-1}}^{t_i} g \sin \theta dt \approx g_{ср i} \Delta t_i \sin \theta_{ср i}.$$

Синус осредненного угла атаки i -й ступени аппроксимируем соотношением

$$\sin \theta_{ср i} = \frac{C_{\theta i} (h_i - h_{i-1})}{\Delta t_i (0,83v_{i-1} + 0,17v_i)}, \quad (4)$$

где $C_{\theta i}$ — поправочный коэффициент, учитывающий погрешности аппроксимации выражения (4); h_i , h_{i-1} и v_i , v_{i-1} — высота и скорость полета в конце и начале АУТ i -й ступени соответственно.

Отметим, что формулы, определяющие поправочные коэффициенты $C_{\alpha i}$ и $C_{\theta i}$ для последних ступеней РН отличаются по структуре от соответствующих значений для вторых ступеней трехступенчатых РН. Это объясняется тем, что для последних ступеней задача выбора программы угла тангажа требует определения терминальных параметров движения в инерциальной системе координат. Тогда как для промежуточных ступеней конечные значения тра-

екторных переменных являются начальными значениями последующей третьей ступени.

Введем дополнительные обозначения. Далее индекс «3» будет указывать на параметры последних (третьих) ступеней трехступенчатых РН, индекс «2» — вторых ступеней, индекс «1» — первых ступеней. Траекторные переменные с индексом «к» будут соответствовать конечному значению АУТ любой многоступенчатой РН.

С учетом изложенного задачу построения аналитических соотношений, связывающих суммарные потери характеристической скорости и приращение высоты полета в функции ПБП на безатмосферном участке траектории, можно условно представить в виде двух самостоятельных задач построения аналитических соотношений, определяющих:

– поправочные коэффициенты $C_{\alpha 2}$ и $C_{\theta 2}$ и приращения высоты полета $h_2 - h_1$ вторых ступеней трехступенчатых РН;

– поправочные коэффициенты $C_{\alpha 3}$ и $C_{\theta 3}$ третьих ступеней трехступенчатых РН.

Для вторых ступеней выражения $C_{\alpha 2}$ и $C_{\theta 2}$ можно аппроксимировать следующими эмпирическими выражениями:

$$C_{\alpha 2} = 0,75 (I_{п2}/3200)^{0,2} k_{\alpha 2}^{0,15} v_{п2}^{-0,1} + 0,85 \sin \theta_2;$$

$$C_{\theta 2} = 1,06 k_{\alpha 2}^{-0,11} v_{п2}^{0,06} - 0,35 \sin \theta_2.$$

Здесь

$$k_{\alpha 2} = \frac{g_{ср 2} \Delta t_2 (1-\bar{v})_{ср 2} \cos \theta_2}{v_{п} \sin (\theta_1 - \theta_2)}.$$

Приращение высоты полета представим как [21]

$$h_2 - h_1 = v_1 \Delta t_2 \sin \theta_{ср 2} + S_{хр 2} \left[\sin \theta_2 + k_h (\sin \theta_{ср 2} - \sin \theta_2) \right] \left(1 - \frac{\Delta v_{\Sigma 2}}{\Delta v_{хр 2}} \right)^2,$$

где $S_{хр 2}$ — характеристический путь; k_h — множитель; $\Delta v_{\Sigma 2}$ — суммарные потери характеристической скорости второй ступени трехступенчатой РН; $\Delta v_{хр 2}$ — запас характеристической скорости второй ступени.

Характеристический путь

$$S_{хр 2} = \frac{I_{п2}^2 v_{п2}}{g_0} [1 - \mu_{к2} (1 - \ln \mu_{к2})].$$

Множитель k_h определяем по приближенной эмпирической формуле

$$k_h = \frac{0,93 \sin \theta_2}{\sin \theta_{ср 2}}.$$

Потребную скорость движения в конце АУТ второй ступени трехступенчатой РН вычисляем как

$$v_2 = v_1 + \Delta v_{\text{хар}2} - \Delta v_{\Sigma 2}.$$

Угол наклона вектора скорости к местному горизонту второй ступени θ_2 является свободным параметром. Задачу определения оптимального значения траекторного угла можно решить приближенно, например, из условия [21]

$$\sin \alpha_{\text{ср}3} = (0,4 \dots 0,7) \sin \alpha_{\text{ср}2},$$

где $\alpha_{\text{ср}3}$ и $\alpha_{\text{ср}2}$ — осредненные углы атаки третьей и второй ступеней трехступенчатой РН.

Для третьих ступеней РН выражения поправочных коэффициентов аппроксимируем следующими приближенными эмпирическими соотношениями:

$$C_{\alpha 3} = 1,05(I_{\text{п}3}/3200)^{-0,05} k_{\alpha 3}^{0,17} v_{\text{п}3}^{-0,02} + 0,15 \sin \theta_3;$$

$$C_{\theta 3} = 1,04(I_{\text{п}3}/3200)^{0,1} v_{\text{п}3}^{0,35} - 0,38 \sin \theta_3,$$

где

$$k_{\alpha 3} = \frac{g_{\text{ср}3} \Delta t_3 (1 - \bar{v})_{\text{ср}3}}{v_2 \sin \theta_3}.$$

Терминальными параметрами движения в инерциальной системе координат являются: угол наклона вектора скорости к местному горизонту $\theta_k = 0$, высота НОО $h_k = h^{\text{НОО}}$, наклонение орбиты $i_k = i^{\text{НОО}}$, а также абсолютная конечная скорость движения $v_{\text{абс.к}}$, равная первой космической $v_{1\text{к}}^{\text{НОО}}$.

Выражение для определения относительной конечной скорости v_k (во вращающейся системе координат) находим из сферических треугольников [2]:

$$v_k^2 = v_{\text{абс}}^2 + v_{\omega}^2 - 2v_{\text{абс}}v_{\omega} \frac{\cos i^{\text{НОО}}}{\cos \varphi_c},$$

где $v_{\text{абс}}$ — абсолютная скорость движения РН; v_{ω} — скорость вращения Земли в точке старта; φ_c — широта точки старта.

Таким образом, для варианта аналитического определения потерь характеристической скорости решение краевой задачи, как и в случае дифференциальных связей, выполняют численным методом. Однако, несмотря на итерационный процесс решения краевой задачи, использование аналитического подхода позволяет на несколько порядков сократить машинное время.

Рассмотрим результаты баллистических расчетов двух вариантов вторых ступеней трехсту-

пенчатых РН и трех вариантов последних ступеней многоступенчатых РН.

Вариант № 1. ПБП: $I_{\text{п}} = 3201$ м/с; $\mu_k = 0,3552$; $v_{\text{п}} = 1,0$. Начальные условия: $v_1 = 1759$ м/с; $\theta_1 = 23^\circ$; $h_1 = 42,7$ км. Конечные значения: $v_2 = 4530$ м/с; $\theta_2 = 7,3^\circ$; $h_2 = 146,7$ км.

Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{\text{хар}}$ и ее потерь на гравитацию Δv_g и угол атаки Δv_{α} (графики даны с изменением масштаба в 2 раза) от времени полета t второй ступени РН «Протон-М» при выведении спутников «ГЛОНАСС» на НОО высотой 200 км приведены на рис. 1.

Вариант № 2. ПБП: $I_{\text{п}} = 3308$ м/с; $\mu_k = 0,5353$; $v_{\text{п}} = 0,75$. Начальные условия: $v_1 = 3027$ м/с; $\theta_1 = 13,2^\circ$; $h_1 = 80$ км. Конечные значения: $v_2 = 4807$ м/с; $\theta_2 = 7,83^\circ$; $h_2 = 159$ км.

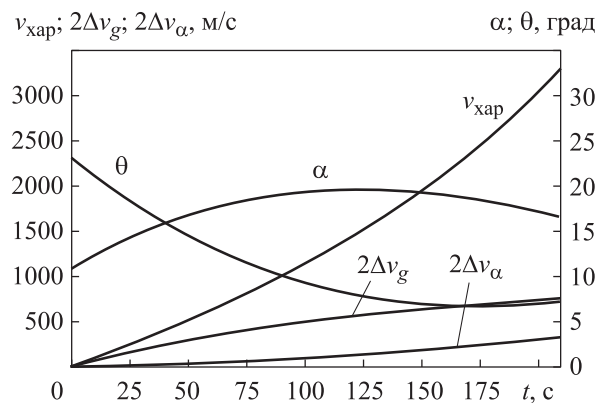


Рис. 1. Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{\text{хар}}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_{\alpha}$ от времени полета t второй ступени РН «Протон-М» при выведении спутников «ГЛОНАСС» на НОО высотой 200 км

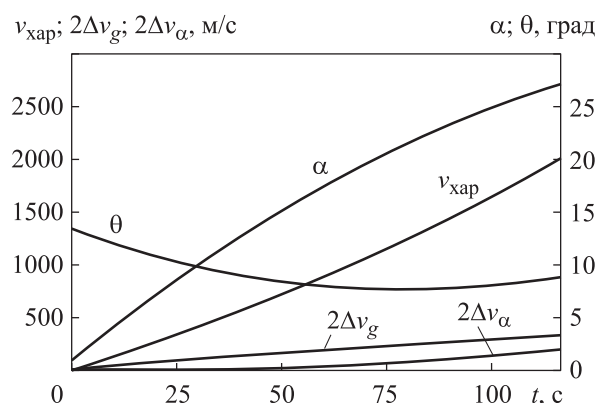


Рис. 2. Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{\text{хар}}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_{\alpha}$ от времени полета t второй ступени РН «Ангара-А5» с разгонным блоком «ДМ» при выведении ПН с космодрома «Восточный» на НОО высотой 180 км

Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t второй ступени РН «Ангара-А5» с разгонным блоком «ДМ» при выведении ПН с космодрома «Восточный» на НОО высотой 180 км приведены на рис. 2.

Вариант № 3. ПБП: $I_{п3} = 3187$ м/с; $\mu_{к3} = 0,3679$; $v_{п3} = 1,18$. Начальные условия: $v_2 = 4530$ м/с; $\theta_2 = 7,3^\circ$; $h_2 = 146,7$ км. Терминальные условия: $v_k = 7598$ м/с; $\theta_k = 0^\circ$; $h_k = 200$ км.

Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t третьей ступени РН «Протон-М» с разгонным блоком «ДМ» при выведении спутников «ГЛОНАСС» с космодрома «Байконур» приведены на рис. 3.

Вариант № 4. ПБП: $I_{п3} = 3515$ м/с; $\mu_{к3} = 0,4359$; $v_{п3} = 2,1$. Начальные условия: $v_2 = 4807$ м/с; $\theta_2 = 7,83^\circ$; $h_2 = 159$ км. Терминальные условия: $v_k = 7512$ м/с; $\theta_k = 0^\circ$; $h_k = 180$ км.

Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t третьей ступени РН «Ангара-А5» с разгонным блоком «ДМ» при выведении ПН на НОО с космодрома «Восточный» приведены на рис. 4.

Вариант № 5. ПБП: $I_{п2} = 4450$ м/с; $\mu_{к2} = 0,3736$; $v_{п2} = 1,3$. Начальные условия: $v_1 = 3450$ м/с; $\theta_1 = 13^\circ$; $h_1 = 98$ км. Терминальные условия: $v_k = 7506$ м/с; $\theta_k = 0^\circ$; $h_k = 193$ км.

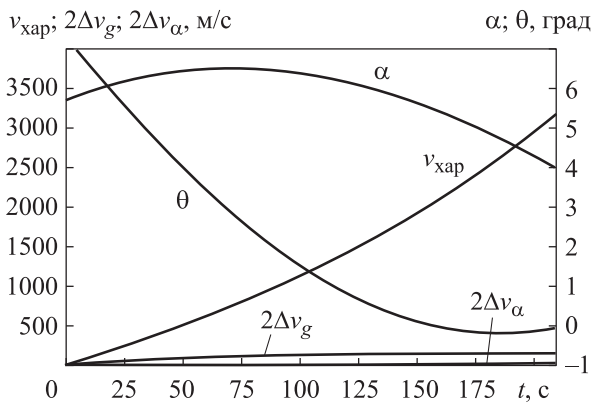


Рис. 3. Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t третьей ступени РН «Протон-М» с разгонным блоком «ДМ» при выведении спутников «ГЛОНАСС» с космодрома «Байконур»

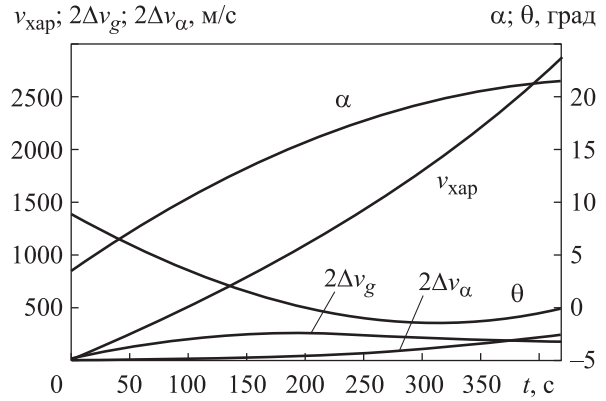


Рис. 4. Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t третьей ступени РН «Ангара-А5» с разгонным блоком «ДМ» при выведении ПН на НОО с космодрома «Восточный»

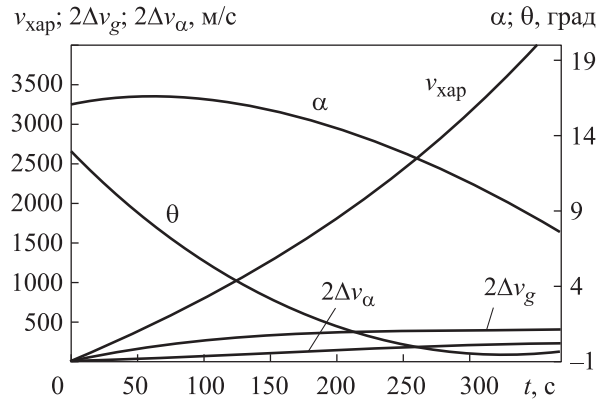


Рис. 5. Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t второй ступени двухступенчатой гипотетической РН с кислородно-водородным ЖРД при выведении полезной нагрузки на НОО с космодрома «Восточный»

Зависимости траекторного угла θ , угла атаки α , характеристической скорости $v_{хар}$ и ее потерь на гравитацию $2\Delta v_g$ и угол атаки $2\Delta v_\alpha$ от времени полета t второй ступени двухступенчатой гипотетической РН с кислородно-водородным жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) при выведении полезной нагрузки на НОО с космодрома «Восточный» приведены на рис. 5.

Значения потерь характеристической скорости на гравитацию Δv_g и углы атаки Δv_α , а также высоты полета h_2 вторых ступеней РН, полученные методом численного интегрирования уравнений движения и аналитическим методом, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Значения потерь характеристической скорости и высоты полета вторых ступеней трехступенчатых РН

Вариант РН	Потери характеристической скорости, м/с		Высота полета h_2 , км
	на гравитацию Δv_g	на углы атаки Δv_α	
1	379,1/381,6	163,52/164,50	144,7/146,7
2	198,9/191,7	88,1/82,8	159/156,1

Примечание. В числителе дроби указаны значения полученные методом численного интегрирования, в знаменателе — аналитическим методом.

Таблица 2

Значения потерь характеристической скорости третьих ступеней РН

Вариант РН	Потери характеристической скорости, м/с	
	на гравитацию Δv_g	на углы атаки Δv_α
3	81,1/84,4	18,5/22,4
4	109,2/123,9	163,1/156,3
5	199,6/200,8	119,0/133,4

Примечание. В числителе дроби указаны значения полученные методом численного интегрирования, в знаменателе — аналитическим методом.

Значения потерь характеристической скорости на гравитацию Δv_g и углы атаки Δv_α третьих ступеней РН, полученные методом численного интегрирования уравнений движения и аналитическим методом, приведены в табл. 2

Анализ данных, приведенных в табл. 1 и 2, показал, что погрешность определения потерь аналитическим методом не превышает ± 20 м/с.

Выводы

1. Предложены аналитические расчетные выражения для определения потерь характеристической скорости вторых ступеней трехступенчатых РН. Подобные выражения можно использовать при разработке приближенных ме-

тодик баллистического расчета верхних ступеней РН.

2. Установлено, что погрешность определения потерь аналитическим методом не превышает ± 20 м/с.

3. Приведенные соотношения рекомендовано использовать студентам втузов при выполнении курсовых и дипломных проектов по теме «Проектирование ракет-носителей». Также они могут быть полезны специалистам, занимающимся разработкой новых образцов космических ракетных комплексов.

4. На базе полученных соотношений запланирована разработка универсальной методики проектировочного баллистического расчета многоступенчатых ракет-носителей.

Литература

- [1] Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. *Баллистика управляемых ракет дальнего действия*. Москва, Наука, 1966. 305 с.
- [2] Алифанов О.М., ред. *Баллистические ракеты и ракеты-носители*. Москва, Дрофа, 2004. 512 с.
- [3] Сердюк В.К., Медведев А.А., ред. *Проектирование средств выведения космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 2009. 504 с.
- [4] 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>

- [5] Микрин Е.А. Перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики (к 110-летию со дня рождения С.П. Королева). *Космическая техника и технологии*, 2017, № 1, с. 5–10.
- [6] Брюханов Н.А., Легостаев В.И., Лобыкин А.А. и др. Использование ресурсов Луны для исследования и освоения Солнечной системы в XXI веке. *Космическая техника и технологии*, 2014, № 1, с. 3–14.
- [7] Fortescue P., Swinerd G., Stark J. *Spacecraft systems engineering*. Wiley, 2011. 728 p.
- [8] Григорьев М.Н., Охочинский М.Н., Вагнер И.В. Логистический подход к проекту создания российской Лунной базы. *Инновации*, 2016, № 7, с. 14–19.
- [9] Деречин А.Г., Жарова Л.Н., Синявский В.В. и др. Международное сотрудничество в сфере пилотируемых полетов. Часть 2. Создание и эксплуатация международной космической станции. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 2, с. 5–28.
- [10] Сирота А.А. Этапы строительства и особенности устройства международной лунной исследовательской станции (МЛИС). *Гагаринские чтения. Сб. тез. док. XLV Межд. науч. конф.* Т. 3. Москва, МАИ, 2018, с. 68–70.
- [11] Schrunk D., Sharpe B., Cooper B. et al. *The moon*. Springer, 2008. 261 p.
- [12] Данилюк А.Ю., Ключников В.Ю., Кузнецов И.И. и др. Проблемы создания перспективных сверхтяжелых ракет-носителей. *Вестник НПО им. С.И. Лавочкина*, 2015, № 1, с. 10–19.
- [13] Мужикова М.Н., Прусова О.Л. Современные проекты ракет сверхтяжелого класса. *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли. Мат. XII Всерос. науч. конф.* Омск, ОмГТУ, 2018, с. 62–68.
- [14] 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>
- [15] Черный И. Electron готовится к первому пуску. *Новости космонавтики*, 2017, т. 27, № 5, с. 45.
- [16] Пайсон Д.Б. Малые спутники в современной космической деятельности. *Технологии и средства связи*, 2016, № 6, с. 64–69.
- [17] 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>
- [18] Гансвинд И.Н. Малые космические аппараты — новое направление космической деятельности. *Международный научно-исследовательский журнал*, 2018, № 12–2, с. 84–91.
- [19] Петрукович А.А., Никифоров О.В. Малые спутники для космических исследований. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные методы*, 2016, т. 3, № 4, с. 22–31.
- [20] Феодосьев В.И. *Основы техники ракетного полета*. Москва, Наука, 1979. 496 с.
- [21] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 265 с.

References

- [1] 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.).
- [2] Alifanov O.M., ed. *Ballisticheskie rakety i rakety-nositeli* [Ballistic missiles and launch vehicles]. Moscow, Drofa Publ., 2004. 512 p. (In Russ.).
- [3] 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.).
- [4] 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.).

- [5] Mikrin E.A. Outlook for our country's manned spaceflight development (to mark the 110th anniversary of S.P. Korolev). *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2017, no. 1, pp. 5–10. (In Russ.).
- [6] Bryukhanov N.A., Legostaev V.I., Lobykin A.A. et al. Use of lunar resources for solar system exploration and exploitation in the 21st century. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2014, no. 1, pp. 3–14. (In Russ.).
- [7] Fortescue P., Swinerd G., Stark J. *Spacecraft systems engineering*. Wiley, 2011. 728 p.
- [8] Grigoryev M.N., Okhochinskiy M.N., Vagner I.V. Logistical approach to the project of the Russian moon base. *Innovatsii* [Innovations], 2016, no. 7, pp. 14–19. (In Russ.).
- [9] Derechin A.G., Zharova L.N., Sinyavskiy V.V. et al. International cooperation in the sphere of manned flights. Part 2. Development and operation of the international space station. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii* [Space Technique and Technologies], 2017, no. 2, pp. 5–28. (In Russ.).
- [10] Sirota A.A. [Construction stages and features of the International Lunar Research Station (ILRS)]. *Gagarinskie chteniya. Sb. tez. dok. XLV Mezhd. nauch. konf. T. 3* [Gagarin Readings. Abs. XLV Int. Sci. Conf. Vol. 3]. Moscow, MAI Publ., 2018, pp. 68–70. (In Russ.).
- [11] Schrunk D., Sharpe B., Cooper B. et al. *The moon*. Springer, 2008. 261 p.
- [12] Danilyuk A.Yu., Klyushnikov V.Yu., Kuznetsov I.I. et al. Problems of design & development of perspective super-heavy launch vehicles. *Vestnik NPO im. S.I. Lavochkina*, 2015, no. 1, pp. 10–19. (In Russ.).
- [13] Muzhikova M.N., Prusova O.L. [Modern projects of super heavy rockets]. *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. Mat. XII Vseros. nauch. konf.* [Problems of Designing, Manufacturing and Operation of Rocket-Space Technology and Training of Engineering Personnel for Aerospace Industry. Proc. XII Russ. Sci. Conf.]. Omsk, OmGTU Publ., 2018, pp. 62–68. (In Russ.).
- [14] 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.).
- [15] Chernyy I. Electron prepares for the first launch. *Novosti kosmonavtiki*, 2017, vol. 27, no. 5, pp. 45. (In Russ.).
- [16] Payson D.B. Small satellites in modern space activities. *Tekhnologii i sredstva svyazi*, 2016, no. 6, pp. 64–69. (In Russ.).
- [17] 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. Baumana, 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.).
- [18] 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.).
- [19] 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.).
- [20] Feodosyev V.I. *Osnovy tekhniki raketnogo poleta* [Fundamentals of rocket flight technics]. Moscow, Nauka Publ., 1979. 496 p. (In Russ.).
- [21] Mukhamedov L.P. *Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem* [Fundamentals of transport space systems design.]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2019. 265 p. (In Russ.).

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, 2nd 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. Приближенное определение потерь характеристической скорости и приращения высоты полета верхних ступеней многоступенчатых ракет-носителей. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 8, с. 126–135, doi: 10.18698/0536-1044-2023-8-126-135

Please cite this article in English as:

Muhamedov L.P., Kirievskii D.A. Approximate determination of losses in characteristic velocity and increments in flight altitude of the multistage launch vehicle upper stages. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 8, pp. 126–135, doi: 10.18698/0536-1044-2023-8-126-135



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям монографию

«Алгоритмы повышения точности предпосадочной подготовки беспилотных летательных аппаратов авианосного базирования»

**Авторы: Л. Чжан, К.А. Неусыпин, М.С. Селезнева,
А.В. Пролетарский**

Исследованы алгоритмы обработки информации современных навигационных систем и комплексов беспилотных летательных аппаратов. Представлены наиболее популярные численные критерии степени наблюдаемости, управляемости и идентифицируемости, используемые для определения качественных характеристик моделей. Разработан оригинальный численный критерий степени наблюдаемости переменных состояния одного класса нелинейных моделей с применением SDC-метода. Приведен способ оценки степени управляемости переменных состояния моделей критерия степени наблюдаемости и принципа дуальности. Разработана методика выбора используемого в НК информационного поля и навигационных систем НК для проведения коррекции ИНС с учетом условий функционирования БЛА. Предложены критерии формирования динамической рабочей структуры НК в процессе полета БЛА в меняющейся помеховой обстановке, базирующиеся на анализе оценок дисперсий приведенных измеряемых шумов.

Монография предназначена для специалистов в области навигации и систем управления летательными аппаратами.

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>