

# ТЕПЛОВОЕ НАГРУЖЕНИЕ КОНСТРУКЦИИ ОТРАБОТАННОЙ СТУПЕНИ РАКЕТЫ ПРИ БАЛЛИСТИЧЕСКОМ СПУСКЕ

В. Ю. Куденцов<sup>1</sup>, А. В. Куденцов<sup>1</sup>, Н. А. Кузина<sup>1</sup>, В. И. Биматов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Омский государственный технический университет,  
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11  
<sup>2</sup>Томский государственный университет,  
Россия, 634050, г. Томск, пр. Ленина, 36

Представлены результаты численного расчета аэродинамического нагрева элементов конструкции отработанной ступени ракеты при управляемом спуске ее по баллистической траектории. Определено влияние начальных траекторных параметров на удельный конвективный и лучистый потоки тепла. Для оценки теплового нагружения конструкции отработанной ступени ракеты введен параметр суммарного удельного потока энергии. Установлено, что в диапазоне начальных скоростей движения отработанной ступени ракеты от 1800 м/с до 2600 м/с, увеличение начальной скорости на 200 м/с приводит к увеличению удельного конвективного потока в среднем на 11 % для хвостового отсека и бака горючего и на 5 % — для бака окислителя. Доля отведенного от поверхности удельного лучистого потока энергии по отношению к удельному конвективному потоку энергии составляет от 0,15 до 0,19 для хвостового отсека, от 0,12 до 0,15 — для бака горючего и не более 0,009 — для бака окислителя. Для предварительного этапа оценки температурного состояния конструкции отработанной ступени ракеты при движении на баллистической траектории предложены эмпирические зависимости. Погрешность результатов расчета по предложенным зависимостям не превышает 12 %.

**Ключевые слова:** тепловые потоки, ступень ракеты, аэродинамический нагрев, баллистическая траектория.

## Введение

Разработка перспективных и совершенствование существующих ракетных средств выведения с учетом минимизации техногенного воздействия на окружающую среду является актуальной задачей. Одним из подходов по решению данной задачи является сокращение и минимизация районов падения отработанных ступеней (ОС) ракет космического назначения. Российскими и зарубежными разработчиками представлены различные технические решения. В работах [1–3] представлены технические решения по возвращению ОС ракет к месту старта, специальных мест или платформ для посадки. Торможение ОС на нисходящем участке траектории осуществляется одним или несколькими штатными жидкостными ракетными двигателями, работающими на основных компонентах ракетного топлива (КРТ). В работах [4, 5] предлагается подход по использованию энергетического ресурса, заключенного в испарившихся КРТ, находящихся в топливных баках ОС ракеты. В частности, в работе [6] предлагается обеспечить управляемый увод аварийной ступени ракеты в безопасный район ее падения с учетом наличия значительных остатков КРТ в топливных баках ОС.

Для оценки внутрибаковых процессов, в том числе определения количества испарившихся жидких остатков КРТ, оценки температурно-прочностного состояния конструкции ОС ракеты необходимо определить тепловое аэродинамическое воздействие на баллистическом участке траектории.

## Постановка задачи

Аналитическому и численному исследованию аэродинамического нагрева тел при движении их на нисходящей баллистической траектории в атмосфере Земли посвящено значительное количество работ [7–15]. Анализ данных работ показал, что аналитические зависимости по расчету аэродинамического нагрева получены для тел простой формы в случае наиболее неполнонагруженного состояния в пределах передней критической точки. Отмечается, что большинство зависимостей получены для гиперзвукового обтекания, в некоторых случаях со скоростями входа в атмосферу Земли более 7 км/с.

При разделении ступеней ракет космического назначения ОС первой ступени (или вторая ступень при аварийном режиме работы) движется со скоростями от 1700 м/с до 2800 м/с с углами наклона вектора скорости к горизонту в точке старта от 40 град. до 70 град. При движении ОС ракеты на нисходящем участке траектории, за счет аэродинамического торможения, скорость уменьшается от гиперзвуковой до дозвуковой. Применительно для расчета температурного состояния поверхности ОС ракеты на баллистической траектории имеющиеся аналитические зависимости имеют значительные погрешности.

Рассмотрим решение задачи температурного нагружения конструкции ОС ракеты при движении на баллистической траектории за счет аэродинамического нагрева.

Принимаем следующую схему движения ОС ракеты. После разделения ступеней включается в работу система стабилизации движения, при этом за счет работы газореактивной системы происходит разворот ОС ракеты в положение, при котором дальнейшее движение ОС ракеты осуществляется хвостовым отсеком вперед по траектории. Время разворота ОС ракеты не превышает 15 сек.

### Математические модели и расчётные зависимости

Траекторные параметры движения ОС ракеты определяются из системы дифференциальных уравнений, записанных при движении в плоскости тангажа [16],

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \frac{-X}{M} \cos \alpha - \frac{Y}{M} \sin \alpha - g \sin \vartheta \\ \dot{\Theta} &= \frac{1}{V} \left[ \frac{-X}{M} \sin \alpha - \frac{Y}{M} \cos \alpha + \left( \frac{V}{R_3 + H} - g \right) \cos \vartheta \right] \\ \dot{L} &= \frac{R_3}{R_3 + H} V \cos \vartheta \\ \dot{H} &= V \sin \vartheta \end{aligned} \quad (1)$$

Угол тангажа на участке баллистической траектории определяется:

$$\varphi = \vartheta - \chi + \alpha. \quad (2)$$

При этом угол тангажа и угол наклона вектора скорости к местному горизонту связаны соотношениями:

$$\varphi = \Theta + \alpha, \quad \vartheta = \Theta + \chi. \quad (3)$$

В уравнениях (1)–(3) приняты следующие обозначения:  $X, Y$  — осевая и подъемная аэродинамические силы;  $M$  — масса ОС;  $g$  — ускорение земного притяжения на высоте;  $\alpha, \vartheta, \Theta, \chi$  — соответственно угол атаки, угол наклона вектора скорости к местному горизонту, угол наклона вектора скорости к горизонту в точке старта и угол траектории;  $V, L, H$  — соответственно текущие значения скорости, дальности и высоты полета ОС;  $R_3$  — радиус Земли.

При расчете аэродинамического нагрева ОС ракеты воспользуемся расчетными зависимостями [17].

В зависимости от скорости движения ОС ракеты удельный конвективный тепловой поток определяется по следующим зависимостям:

— в области до  $M \leq 0,3$

$$q_k = \alpha_i (T_0 - T_w); \quad (4)$$

— в области до  $0,3 < M \leq 10$

$$q_k = \frac{\alpha_i}{c_p} (I_e - I_w). \quad (5)$$

Критериальные уравнения на изотермической непроницаемой поверхности имеют вид:

для ламинарного пограничного слоя

$$Nu_w = 0,332 Pr_w^{0,4} Re_w^{0,5} KK_{хим}; \quad (6)$$

для турбулентного пограничного слоя

$$Nu_w = 0,0296 Pr_w^{0,43} Re_w^{0,8} KK_{хим}. \quad (7)$$

Критерии подобия Нуссельта ( $Nu_w$ ), Прандтля ( $Pr_w$ ), Рейнольдса ( $Re_w$ ) определяются по следующим зависимостям:

$$Nu_w = \frac{\alpha_i x_{эф}}{\lambda_w}; \quad Pr_w = \frac{\mu_w c_p}{\lambda_w}; \quad Re_w = \frac{\rho_w u_1 x_{эф}}{\mu_w}. \quad (8)$$

В зависимостях (4)–(8) приняты следующие обозначения:  $\alpha_i$  — коэффициент теплоотдачи для ламинарного или турбулентного режима течения;  $c_p$  — теплоемкость воздуха;  $I_e, I_1, I_w$  — соответственно полные энтальпии газового потока при температуре восстановления, температуре вне пограничного слоя и стенки  $I_e = I_1 + r \frac{u_1^2}{2}$ ;  $I_1 = \sum_{i=1}^n (I_i)_1 (C_i)_1$ ;  $I_w = \sum_{i=1}^n I_{iw} C_{iw}$ ,  $r$  — коэффициент восстановления энтальпии, равный для ламинарного пограничного слоя  $Pr^{0,5}$ , а для турбулентного —  $Pr^{1/3}$ ;  $I_i, C_i$  — соответственно полная энтальпия и массовая концентрация  $i$ -го компонента;  $u_1$  — скорость газового потока вне пограничного слоя;  $\mu_w, \lambda_w, \rho_w$  — коэффициенты динамической вязкости, теплопроводности и плотности газового потока, определяемые при температуре стенки;  $x_{эф}$  — эффективная длина.

Коэффициент  $K$ , учитывающий переменность параметров в пограничном слое, можно рассчитать по следующим формулам:

для ламинарного режима

$$K = \left( \frac{\mu^* \rho^*}{\mu_w \rho_w} \right)^{0,5}, \quad (9)$$

где  $\mu^*, \rho^*$  вычисляются при условной энтальпии

$$I^* = 0,5(I_w + I_1) + 0,22 \left( \frac{k-1}{2} M_1^2 \right); \quad (10)$$

для турбулентного режима

$$K = \left( \frac{I_w}{I_e} \right)^m \left( 1 + \frac{k-1}{2} r M_1^2 \right)^{0,11}, \quad (11)$$

показатель степени  $m = 0,4 + 0,2 \exp \left( - \frac{k-1}{2} r M_1^2 \right)$ .

Коэффициент  $K_{хим}$ , учитывающий влияние диссоциации и других реакций на теплопередачу для химически замороженного пограничного слоя, равен

$$K_{хим} = 1 + (Le^{0,63} - 1) \frac{Q}{I_1 - I_w}, \quad (12)$$

где  $Le$  — критерий Льюиса;  $Q$  — приведенный тепловой эффект диссоциации и рекомбинации воздуха.

Для рассматриваемого диапазона скоростей движения ОС ракеты можно принять [17]  $Le = 1,26 \dots 1,23$ ;  $Q = (0,4 \dots 0,45) \cdot 10^4$  кДж/кг.

Вязкость воздуха определяется по формуле Саутерленда [18]

$$\mu = 17,2 \cdot 10^{-6} \frac{273,2 + C}{T + C} \left[ \frac{T}{273,2} \right]^{1,5}. \quad (13)$$

Постоянная  $C$  имеет следующие значения:  $C = 124$  при  $T > 1900$  °С,  $C = 113$  при  $0$  °С  $< T < 1900$  °С.

Коэффициент теплопроводности воздуха определяется по формуле [18]:

$$\lambda = 2,44 \cdot 10^{-2} \frac{273,2 + 123,6}{T + 123,6} \left[ \frac{T}{273,2} \right]^{1,4}. \quad (14)$$

Отмечается, что в инженерных расчётах принимают, что переход от ламинарного пограничного слоя к турбулентному на плоской пластине происходит в диапазоне  $(Re_{x,кр}) = (2...5) \cdot 10^5$ . Согласно [17], переходная область наблюдается при  $(Re_{x,кр}) = 3,2 \cdot 10^5$ . Переход от формулы ламинарного теплообмена (6) к формуле турбулентного теплообмена (7) на поверхности ОС ракеты происходит в точке траектории, в которой значения критерияльных уравнений совпадают.

Необходимо отметить, что с увеличением высоты (более 80 км) значительно уменьшается плотность атмосферного воздуха. При этом процессы теплообмена рассматриваются с позиций теории движения тел в разреженной среде. Для оценки выбора области течения среды используют число Кнудсена ( $Kn = \lambda / L_{хар}$ ), характеризующее соотношение значения длины свободного пробега молекулы к характерному размеру тела (в данном случае размеру ОС ступени).

При достаточно больших числах Re можно использовать соотношение, при котором  $Kn \sim M/Re^{0,5}$ . При малых значениях Re, когда размер области течения около тела имеет порядок размера самого тела, число Кнудсена  $Kn \sim M/Re$ .

В работе [19] выделены следующие границы областей течения газа:

- 1)  $M/Re < 0,01$ ;  $Kn < 0,01$  — область континуума;
- 2)  $0,01 < M/Re < 0,3$ ;  $0,01 < Kn < 10$  — переходная область;
- 3)  $M/Re > 3$ ,  $Kn > 10$  — область свободномолекулярного течения.

Расчет аэродинамического нагрева в области континуума проводим по зависимостям (4) – (14).

Течение в переходной зоне наименее всего изучено. Точное решение получается на основе уравнений Больцмана, которые позволяют определить функцию распределения скоростей молекул.

Для быстрого расчета воспользуемся эмпирическими формулами, полученными для случая течения вдоль плоской пластины при нулевом угле атаки [17].

Расчетные соотношения имеют следующий вид:

$$\frac{St}{St_s} = \frac{1}{2} (1 - th(0,91 \lg Kn^* + 1,1)), \quad (15)$$

$$\text{где } St_s = \left( 0,368 \frac{T_w}{T_{01}} + 0,0684 \right) \left( \frac{M_1}{\sqrt{c/Re_x}} \right)^{1,5}, \quad (16)$$

$$Kn^* = \sqrt{\frac{T_w}{T_{01}}} \frac{M_1^2 c}{Re_x}, \quad (17)$$

$$St = \frac{q_k}{\rho_1 u_1 c_p (T_{01} - T_w)}, \quad (18)$$

$$Re_x = \frac{\rho_1 u_1 x}{\mu_1}, \quad (19)$$

$$c = \frac{\mu_w T_1}{\mu_1 T_w}, \quad (20)$$

$$T_{01} = T_1 \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right). \quad (21)$$

Формула (17) справедлива для  $Kn^* < 0,1$ . Для больших значений  $Kn^*$  можно воспользоваться зависимостью, полученной на основе обработки графика [17],

$$\frac{St}{St_s} = 0,4 - 0,25 Kn^*. \quad (22)$$

В области свободно-молекулярного течения воспользуемся зависимостью, полученной для случая теплообмена при тении вдоль пластины с нулевым углом атаки [17].

Удельный тепловой поток определяется по формуле

$$q_k = \frac{\eta \rho_1 u_1^3}{2 M_1 \sqrt{2 \pi k}}. \quad (23)$$

Расчет обтекания ОС ракеты проведен с использованием программного комплекса ANSYS-CFX. В качестве расчетного метода был принята математическая модель, базирующаяся на основе численного решения уравнений Навье – Стокса, осреднённых по Рейнольдсу. В качестве модели турбулентности использована SST (Shear Stress Transport) модель [20].

Суммарный удельный тепловой поток на поверхность теплообмена ОС ракеты определяется по выражению

$$q_{\Sigma} = q_k - q_{\lambda}. \quad (24)$$

Здесь  $q_k$ ,  $q_{\lambda}$  — соответственно удельный конвективный и лучистый тепловые потоки ( $Вт/м^2$ ).

Для оценки суммарной подведенной энергии к ОС ракеты при её движении по баллистической траектории за счет аэродинамического воздействия по аналогии с выражением (24) введём параметр суммарного удельного потока энергии:

$$q_{\Sigma OC} = q_{k OC} - q_{\lambda OC}. \quad (25)$$

В выражении (25)  $q_{k OC}$ ,  $q_{\lambda OC}$  — соответственно удельный конвективный и лучистый потоки энер-

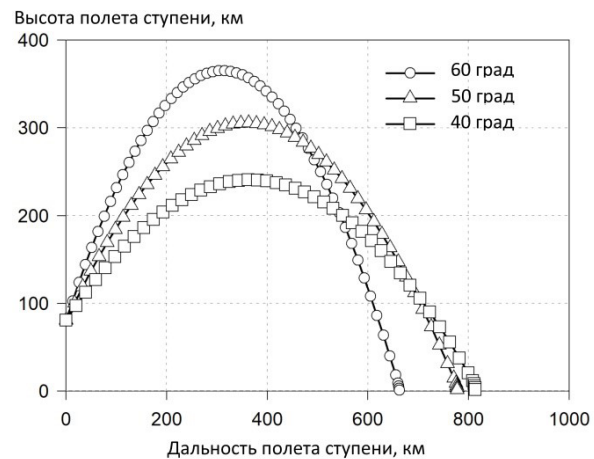


Рис. 1. График траектории движения отработанной ступени ракеты на баллистическом участке  
Fig. 1. Graph of the trajectory of the spent rocket stage in the ballistic section

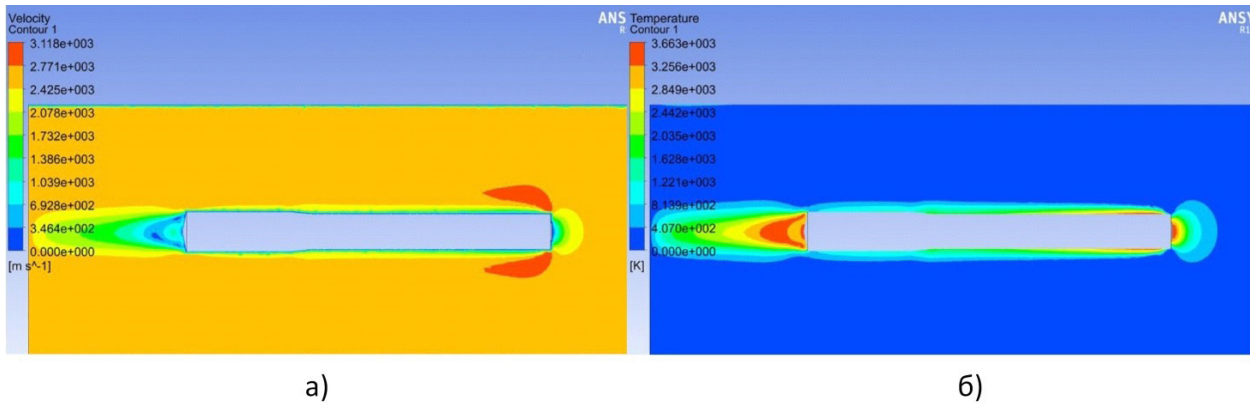


Рис. 2. Результаты моделирования аэродинамического обтекания отработавшей ступени ракеты: а) скорости; б) температуры  
 Fig. 2. The results of modeling the aerodynamic flow around the spent rocket stage: a) speed; b) temperature

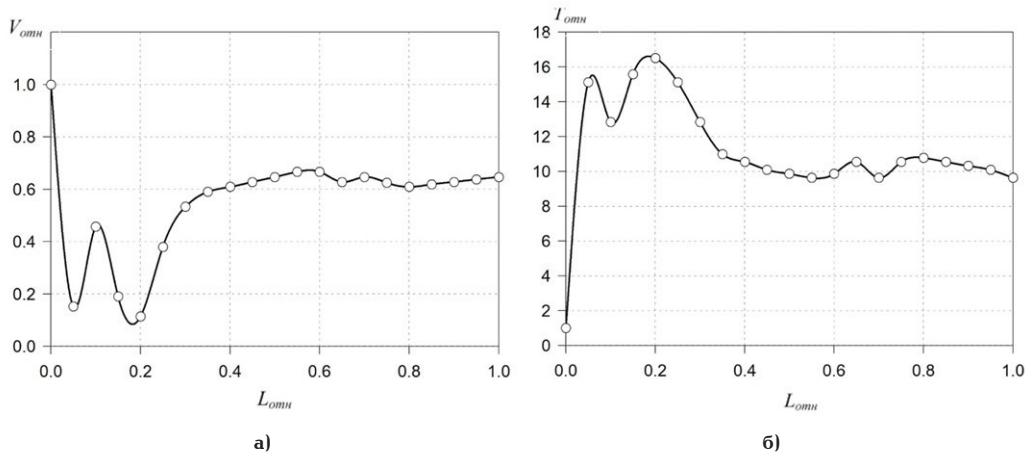


Рис. 3. Графики относительной скорости (а) и температуры (б) в пристеночной области отработавшей ступени ракеты  
 Fig. 3. Graphs of relative velocity (a) and temperature (b) in the wall region of the spent rocket stage

гии (Дж/м<sup>2</sup>), определяемые по следующим зависимостям:

$$q_{кОС} = \int_0^{T_{бал}} q_k dt; \quad q_{лОС} = \int_0^{T_{бал}} q_l dt, \quad (26)$$

где  $T_{бал}$  — полное время полета ОС ракеты по баллистической траектории.

### Результаты и обсуждение

Результаты численного расчета аэродинамического нагрева ОС ракеты при полете на баллистической траектории показал, что наиболее существенное воздействие начинает проявляться с высоты 60 км. При этом максимум наблюдается на высоте 30 км. На тепловое нагружение ОС ступени оказывает влияние угол наклона вектора скорости к горизонту в точке старта.

На рис. 1 представлен график траектории движения ОС ракеты на баллистическом участке при различных начальных углах наклона траектории к стартовому горизонту. В качестве прототипа по массовым характеристикам приняты параметры ОС ракеты космического назначения «Ангара-1.2». Параметры на начало движения по баллистической траектории: скорость — 2600 м/с; масса ОС раке-

ты — 15,3 т; площадь миделева сечения — 10,18 м<sup>2</sup>. Параметры атмосферы регламентировались [21].

На рис. 2 приведены результаты аэродинамического обтекания ОС ракеты для скорости (рис. 2а) и температуры (рис. 2б), полученные при моделировании в программном комплексе ANSYS-CFX. Представленные результаты моделирования получены при следующих параметрах: скорость движения ОС ракеты  $V=2625$  м/с, высота траектории полета  $H=30$  км, параметры атмосферы на данной высоте [21]: давление  $p=1172$  Па, плотность воздуха  $\rho=1,8 \cdot 10^{-2}$  кг/м<sup>3</sup>, температура воздуха  $T_0=226$  К.

На рис. 3 представлены графики относительной скорости (рис. 3а) и относительной температуры (рис. 3б) в пристеночной области ОС ракеты. Параметр  $V_{отн} = V_{присч} / V_0$ ,  $T_{отн} = T_{присч} / T_0$  — соответственно относительная скорость и температура.  $V_{присч}$ ,  $T_{присч}$  и  $V_0$ ,  $T_0$  — соответственно текущая скорость и температура в пристеночной области, скорость и температура невозмущенного потока на высоте. Параметр  $L_{отн} = L_{мек} / L_{ОС}$  — относительная длина ОС ракеты.  $L_{мек}$  и  $L_{ОС}$  — соответственно текущая длина ОС ракеты, отсчитываемая от торцевого шпангоута хвостового отсека и полная длина ОС ракеты.

В области хвостового отсека наблюдается торможение потока в пристеночной области, которое сопровождается повышением температуры.

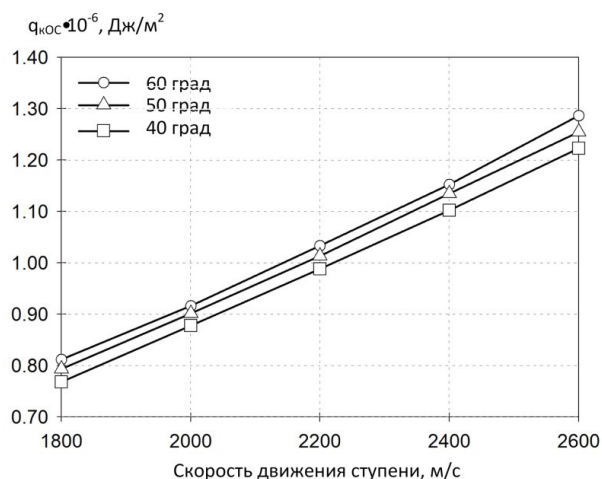


Рис. 4. График удельного конвективного потока энергии для хвостового отсека  
 Fig. 4. Graph of the specific convective energy flow for the tail compartment

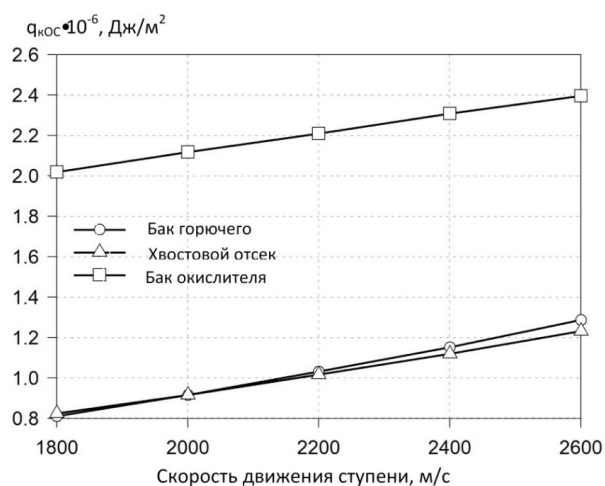


Рис. 5. График удельного конвективного потока энергии, подведенного к поверхности отработавшей ступени ракеты  
 Fig. 5. Graph of the specific convective energy flow brought to the surface of the spent rocket stage

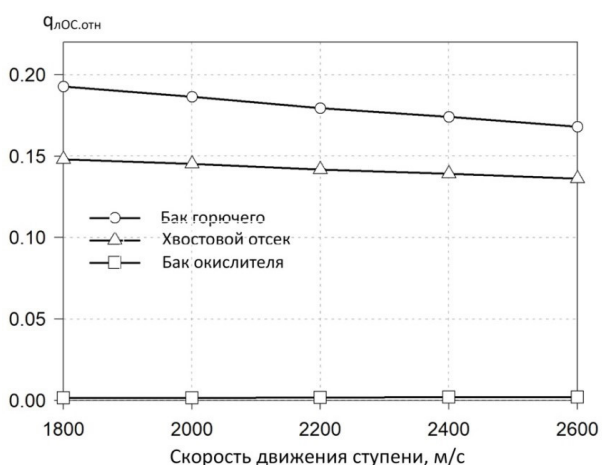


Рис. 6. График доли удельного лучистого потока энергии, отведенного от поверхности отработавшей ступени ракеты  
 Fig. 6. Graph of the fraction of the specific radiant energy flux diverted from the surface of the spent rocket stage

На рис. 4 представлен график удельного конвективного потока энергии для хвостового отсека для различных начальных скоростей и начальных углах наклона вектора скорости к горизонту в точке старта ( $\Theta = 40, 50, 60$  град.). Увеличение начальной скорости на 200 м/с приводит к увеличению удельного конвективного потока в среднем на 11 %, увеличение угла наклона вектора скорости к горизонту в точке старта на 10 град. приводит к увеличению удельного конвективного потока на 1 %.

На рис. 5 и рис. 6 соответственно приведены графики, характеризующие удельный конвективный поток энергии ( $q_{кон}$ ) и долю отведенного от поверхности удельного лучистого потока энергии ( $q_{лос,отн} = q_{лос}/q_{кон}$ ) для хвостового отсека и топливных баков окислителя и горючего.

Зависимости получены для различных начальных значений скорости движения ОС ракеты, при начальном угле наклона вектора скорости к горизонту в точке старта ( $\Theta = 60$  град.).

Отличие тренда на рис. 5 и 6 для бака окислителя объясняется температурой поверхности стенки ёмкости. В качестве окислителя используется криогенный кислород. В качестве горючего — жидкий керосин, имеющий более высокую температуру эксплуатации.

В диапазоне начальных скоростей движения отработавшей ступени ракеты от 1800 м/с до 2600 м/с, увеличение начальной скорости на 200 м/с приводит к увеличению удельного конвективного потока в среднем на 11 % для хвостового отсека и бака горючего и на 5 % — для бака окислителя.

Доля отведенного от поверхности удельного лучистого потока энергии по отношению к удельному конвективному потоку энергии составляет от 0,15 до 0,19 для хвостового отсека, от 0,12 до 0,15 — для бака горючего и не более 0,009 — для бака окислителя.

Для предварительного этапа оценки температурного состояния конструкции ОС ракеты при движении на баллистической траектории можно рекомендовать следующие расчетные зависимости:

— для хвостового отсека

$$q_{\Sigma XO} = 10,2V_{OC}^{1,4}\Theta^{0,18}; \quad (27)$$

— для бака горючего

$$q_{\Sigma БГ} = 4,56V_{OC}^{1,5}\Theta^{0,18}; \quad (28)$$

— для бака окислителя

$$q_{\Sigma БО} = 0,275V_{OC}^{1,97}\Theta^{0,18}. \quad (29)$$

В зависимостях (27) – (29)  $V_{OC}$  выражена в м/с;  $\Theta$  — в град.

Отмечается, что погрешность результатов расчета по зависимостям (27) – (29) не превышает 12 %.

### Заключение

Представлены результаты численного моделирования аэродинамического нагрева элементов конструкции ОС ракеты при её движении на баллистическом участке при различных начальных баллистических параметрах.

Показано, что увеличение начальной скорости движения ОС ракеты приводит к практически линейному увеличению удельного конвективного потока, подводимого к поверхности теплообмена.

На основе результатов моделирования теплового нагружения разработаны эмпирические зависимости по расчету тепловых потоков к элементам конструкции ОС ракеты на баллистическом участке траектории.

#### Список источников

1. Horvath T. J., Aubuchon V. V., Rufer S. [et al.]. Advancing Supersonic Retro-Propulsion Technology Readiness: Infrared Observations of the SpaceX Falcon 9 First Stage // 2017 AIAA SPACE Forum, Sept. 12–14, 2017. Orlando, Florida, 2017. DOI: 10.2514/6.2017-5294.
2. Harris M. The heavy lift: Blue origin's next rocket engine could power our return to the moon // IEEE Spectrum. 2019. Vol. 56, Issue 7. P. 26–30. DOI: 10.1109/MSPEC.2019.8747308.
3. Пат. 2309089 Российская Федерация, МПК В 64 G 1/14, В 64 G 1/62. Способ возвращения на космодром многоэтапной первой ступени ракеты / Дегтярь В. Г., Данилкин В. А., Телицын Ю. С. [и др.]. № 2006110150/11; заявл. 29.03.06; опубл. 27.10.07, Бюл. № 30.
4. Трушляков В. И., Куденцов В. Ю., Лемперт Д. Б. Разработка дополнительных бортовых систем космических средств выведения // Подёт. Общероссийский научно-технический журнал. 2010. № 3. С. 3–10.
5. Шатров Я. Т., Баранов Д. А., Трушляков В. И. [и др.]. Определение направлений разработки методов, технических решений и средств снижения техногенного воздействия на окружающую среду для реализации на борту космических средств выведения // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева (национального исследовательского университета). 2011. № 1 (25). С. 38–48.
6. Трушляков В. И., Урбанский В. А., Шатров Я. Т. [и др.]. Сценарии управления полётом ракеты-носителя при аварийном выключении жидкостного ракетного двигателя // Космонавтика и ракетостроение. 2021. № 2 (119). С. 141–150.
7. Брыкина И. Г., Егорова Л. А. Аппроксимационные формулы для радиационного теплового потока при больших скоростях // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2019. № 4. С. 123–134 DOI: 10.1134/S0568528119040030.
8. Глазунов А. А., Гольдин В. Д., Зверев В. Г. [и др.]. Аэродинамический нагрев топливных баков космического разгонного блока при спуске в атмосфере // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 4 (16). С. 79–95.
9. Fay J. A., Riddell F. R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air // Journal of the Aerospace Sciences. 1958. Vol. 25. P. 73–85.
10. Боголепов В. В., Елькин Ю. Г. Обтекание сферически затупленных конусов гиперзвуковым потоком невязкого излучающего газа // Ученые записки ЦАГИ. 1971. Т. 2, № 2. С. 24–33.
11. Румынский А. Н., Чуркин В. П. Обтекание затупленных тел гиперзвуковым потоком вязкого излучающего газа // Журнал вычислительной математики и математической физики. 1974. Т. 14, № 6. С. 1553–1570.
12. Suttles J. T., Sullivan E. M., Margolis S. B. Curve fits of predicted inviscid stagnation-point radiative heating rates, cooling factors, and shock standoff distances for hyperbolic earth entry // NASA TN D-7622. 1974. 45 p.
13. Tauber M. E., Sutton K. Stagnation-Point Radiative Heating Relations for Earth and Mars Entries // Journal of Spacecraft and Rockets. 1991. Vol. 28, № 1. P. 40–42.
14. Стулов В. П., Мирский В. Н., Вислый А. И. Аэродинамика болюдов. Москва: Наука: ФИЗМАТЛИТ, 1995. 236 с. ISBN 5-02-015178-5.
15. Brandis A. M., Johnston C. O. Characterization of Stagnation-Point Heat Flux for Earth Entry // 45th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conf. AIAA 2014–2374. 2014. 20 p.
16. Феодосьев В. И. Основы техники ракетного полета. Москва: Наука, 1979. 494 с.
17. Авдудевский В. С., Галицейский Г. М., Глебов Г. А. [и др.] Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / под общ. ред. В. С. Авдудевского, В. К. Кошкина. Москва: Машиностроение, 1992. 528 с.
18. Брегшнайдер С. Свойства газов и жидкостей. Инженерные методы расчёта. Москва, Ленинград: Химия, 1966. 535 с.
19. Bird G. A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. New York: Oxford Science Publications, Oxford University Press Inc., 1994. 476 p.
20. Menter F. R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer. 4th ed. / K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers. Begell House, Inc., 2003. P. 625–632.
21. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 1982–07–01. Москва: Изд-во стандартов, 1982. 181 с.

**КУДЕНЦОВ Владимир Юрьевич**, доктор технических наук, доцент (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение» Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск. SPIN-code: 3688-4590

AuthorID (RSCI): 610271

ORCID: 0000-0002-4521-2379

AuthorID (SCOPUS): 55318654800

ResearcherID: E-6640-2014

Адрес для переписки: kvu\_om@mail.ru

**КУДЕНЦОВ Артем Владимирович**, студент гр. ПРК-172 факультета транспорта, нефти и газа ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-code: 2561-1640

AuthorID (RSCI): 1090558

Адрес для переписки: kudentsov143@gmail.com

**КУЗИНА Наталья Александровна**, доцент кафедры «Государственное, муниципальное управление и таможенное дело», ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-code: 2100-8960

AuthorID (RSCI): 665341

**БИМАТОВ Владимир Исмаилович**, доктор технических наук, доцент (Россия), заведующий кафедрой динамики полета Томского государственного университета, г. Томск.

SPIN-code: 4875-1856

AuthorID (RSCI): 146975

Адрес для переписки: vbimatov@mail.ru

#### Для цитирования

Куденцов В. Ю., Куденцов А. В., Кузина Н. А., Биматов В. И. Тепловое нагружение конструкции отработанной ступени ракеты при баллистическом спуске // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 1. С. 101–108. DOI: 10.25206/1813-8225-2022-6-1-101-108.

Статья поступила в редакцию 09.02.2022 г.

© В. Ю. Куденцов, А. В. Куденцов, Н. А. Кузина, В. И. Биматов

# THERMAL LOADING OF SPENT ROCKET STAGE STRUCTURE DURING BALLISTIC DESCENT

V. Yu. Kudentsov<sup>1</sup>, A. V. Kudentsov<sup>1</sup>, N. A. Kuzina<sup>1</sup>, V. I. Bimatov<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Omsk State Technical University,  
Russia, Omsk, 11 Mira Ave., 644050

<sup>2</sup> Tomsk State University,  
Russia, Tomsk, 36 Lenin Ave., 634050

The results of a numerical calculation of the aerodynamic heating of a spent rocket stage structural elements during its controlled descent along a ballistic trajectory are presented. The influence of the initial trajectory parameters on the specific convective and radiant heat fluxes is determined. To assess the thermal loading of the spent rocket stage structure, the parameter of the total specific energy flux is introduced. It has been established that in the range of initial speeds of the spent rocket stage from 1800 m/s to 2600 m/s, an increase in the initial speed by 200 m/s leads to an increase in the specific convective flow by an average of 11 % for the tail compartment and the fuel tank and by 5 % for the oxidizer tank. The share of the specific radiant energy flux withdrawn from the surface in relation to the specific convective energy flux is from 0,15 to 0,19 for the tail compartment, from 0,12 to 0,15 for the fuel tank and not more than 0,009 for the oxidizer tank. Empirical dependencies are proposed for the preliminary stage of assessing the temperature state of the spent rocket stage structure when moving on a ballistic trajectory. The error of the calculation results according to the proposed dependencies does not exceed 12 %.

**Keywords:** heat flows, rocket stage, aerodynamic heating, ballistic trajectory.

## References

1. Horvath T. J., Aubuchon V. V., Rufer S. [et al.]. Advancing Supersonic Retro-Propulsion Technology Readiness: Infrared Observations of the SpaceX Falcon 9 First Stage // 2017 AIAA SPACE Forum, Sept. 12–14, 2017. Orlando, Florida, 2017. DOI: 10.2514/6.2017-5294. (In Engl.).
2. Harris M. The heavy lift: Blue origin's next rocket engine could power our return to the moon // IEEE Spectrum. 2019. Vol. 56, Issue. 7. P. 26–30. DOI: 10.1109/MSPEC.2019.8747308. (In Engl.).
3. Patent 2309089 Russian Federation, IPC B64G 1/14, B64G 1/62. Sposob vozvrashcheniya na kosmodrom mnogorazovoy pervoy stupeni rakety [Method of return of non-expendable first stage of rocket to cosmodrome] / Degtyar V. G., Danilkin V. A., Telitsyn Yu. S. [et al.]. No. 2006110150/11. (In Russ.).
4. Trushlyakov V. I., Kudentsov V. Yu., Lempert D. B. Razrabotka dopolnitel'nykh bortovykh sistem kosmicheskikh sredstv vyvedeniya [Developing supplementary avionics for space launch vehicles] // Polyot. Obshcherossiyskiy nauchno-tekhnicheskii zhurnal. *Polyot (Flight) All-Russian Scientific-Technical Journal*. 2010. No. 3. P. 3–10. (In Russ.).
5. Shatrov Ya. T., Baranov D. A., Trushlyakov V. I. [et al.]. Opredeleniye napravleniy razrabotki metodov, tekhnicheskikh resheniy i sredstv snizheniya tekhnogennogo vozdeystviya na okruzhayushchuyu sredu dlya realizatsii na borte kosmicheskikh sredstv vyvedeniya [Definition of directions of developing methods, technical decisions and means of decreasing the technogenic influence on the environment for the implementation on board of space launch vehicles] // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. S. P. Koroleva (natsional'nogo issledovatel'skogo universiteta). *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2011. No. 1 (25). P. 38–48. (In Russ.).
6. Trushlyakov V. I., Urbanskiy V. A., Shatrov Ya. T. [et al.]. Stsenarii upravleniya poletom rakety-nositelya pri avariynom vyklyuchanii zhidkostnogo raketnogo dvigatelya [Flight control scenarios for the launch vehicle in case of an emergency shutdown of the liquid-propellant rocket engine] // Kosmonavtika i raketostroyeniye. *Kosmonavtika i Raketostroyeniye*. 2021. No. 2 (119). P. 141–150. (In Russ.).
7. Brykina I. G., Egorova L. A. Approksimatsionnyye formuly dlya radiatsionnogo teplovogo potoka pri bol'shikh skorostyakh // [Approximation formulas for the radiative heat flux at high velocities] // Izvestiya RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza. *Fluid Dynamics*. 2019. No. 4. P. 123–134. DOI: 10.1134/S0568528119040030. (In Russ.).
8. Glazunov A. A., Gol'din V. D., Zverev V. G. [et al.]. Aerodinamicheskii nagrev toplivnykh bakov kosmicheskogo razgonnogo bloka pri spuske v atmosfere [Aerodynamic heating of fuel tanks of a space upper stage at descent in the atmosphere] // Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika. *Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 2011. No. 4 (16). P. 79–95. (In Russ.).
9. Fay J. A., Riddell F. R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air // Journal of the Aerospace Sciences. 1958. Vol. 25. P. 73–85. (In Engl.).
10. Bogolepov V. V., Elkin Yu. G. Obtekaniye sfericheskoi zatuplennykh konusov giperzvukovym potokom nevyazkogo izluchayushchego gaza [Flow around spherically blunted cones by a hypersonic flow of inviscid radiating gas] // Uchenyye zapiski TsAGI. *TsAGI Science Journal*. 1971. Vol. 2, no. 2. P. 24–33 (In Russ.).
11. Rumynskiy A. N., Churkin V. P. Obtekaniye zatuplennykh tel giperzvukovym potokom vyazkogo izluchayushchego gaza [Flow around blunted bodies by a hypersonic flow of viscous radiating gas] // Zhurnal vychislitel'noy matematiki i matematicheskoy

fiziki. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*. 1974. Vol. 14, no. 6. P. 1553–1570. (In Russ.).

12. Suttles J. T., Sullivan E. M., Margolis S. B. Curve fits of predicted inviscid stagnation-point radiative heating rates, cooling factors, and shock standoff distances for hyperbolic earth entry // NASA TN D-7622. 1974. 45 p. (In Engl.).

13. Tauber M. E., Sutton K. Stagnation-Point Radiative Heating Relations for Earth and Mars Entries // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 1991. Vol. 28, no. 1. P. 40–42. (In Engl.).

14. Stulov V. P., Mirskiy V. N., Vislyy A. I. Aerodinamika bolidov. [Aerodynamics of cars]. Moscow, 1995. 236 p. ISBN 5-02-015178-5. (In Russ.).

15. Brandis A. M., Johnston C. O. Characterization of Stagnation-Point Heat Flux for Earth Entry // 45th AIAA Plasmadynamics and Lasers Conf. AIAA 2014–2374. 2014. 20 p. (In Engl.).

16. Feodos'yev V. I. Osnovy tekhniki raketnogo poleta [Basics of rocket flight technology]. Moscow, 1979. 494 p. (In Russ.).

17. Avduyevskiy V. S., Galitseyskiy G. M., Glebov G. A [et al.] Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike [Fundamentals of heat transfer in aviation and rocket and space technology] / Ed. by V. S. Avduyevskogo, V. K. Koshkina. Moscow, 1992. 528 p. (In Russ.).

18. Bretshnayder S. Svoystva gazov i zhidkostey. Inzhenernyye metody rascheta. [Properties of gases and liquids. Engineering calculation methods]. Moscow, 1966. 535 p. (In Russ.).

19. Bird G. A. Molecular gas dynamics and the direct simulation of gas flows. New York: Oxford Science Publications, Oxford University Press Inc., 1994. 476 p. (In Engl.).

20. Menter F. R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // *Turbulence, Heat and Mass Transfer*. 4th ed. / K. Hanjalic, Y. Nagano, M. Tummers. Begell House, Inc., 2003. P. 625–632. (In Engl.).

21. GOST 4401-81. Atmosfera standartnaya. Parametry [Standart atmosphere. Parameters]. Moscow, 1982. 181 p. (In Russ.).

**KUDENTSOV Vladimir Yuriyevich**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of

Aviation and Rocket Engineering Department, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 3688-4590

AuthorID (RSCI): 610271

ORCID: 0000-0002-4521-2379

AuthorID (SCOPUS): 55318654800

ResearcherID: E-6640-2014

Address for correspondence: kvu\_om@mail.ru

**KUDENTSOV Artem Vladimirovich**, Student gr. PRK-172 of Transport, Oil and Gas Faculty, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2561-1640

AuthorID (RSCI): 1090558

Address for correspondence: kudentsov143@gmail.com

**KUZINA Natalia Alexandrovna**, Associate Professor of Government and Municipal Control, Customs Affairs Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 2100-8960

AuthorID (RSCI): 665341

**BIMATOV Vladimir Ismagilovich**, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Flight Dynamics Department, Tomsk State University, Tomsk.

SPIN-code: 4875-1856

AuthorID (RSCI): 146975

Address for correspondence: vbimatov@mail.ru

#### For citations

Kudentsov V. Yu., Kudentsov A. V., Kuzina N. A., Bimatov V. I. Thermal loading of spent rocket stage structure during ballistic descent // *Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2022. Vol. 6, no. 1. P. 101–108. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-1-101-108.

Received February 09, 2022.

© V. Yu. Kudentsov, A. V. Kudentsov, N. A. Kuzina, V. I. Bimatov