

УДК 536.24

## **Исследование характеристик теплозащитного покрытия аэроупругих тормозных устройств спускаемых в атмосфере планет аппаратов**

**Алифанов О.М.<sup>1\*</sup>, Иванков А.А.<sup>2\*\*</sup>, Нетелев А.В.<sup>1\*\*\*</sup>, Финченко В.С.<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>*Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

<sup>2</sup>*Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина, Московская область, Химки, ул. Ленинградская, 24, 141400, Россия*

*\*e-mail: O.alifanov@yandex.ru*

*\*\*e-mail: ival@laspace.ru*

*\*\*\*e-mail: netelev@mai.ru*

### **Аннотация**

Приведена математическая модель, реализованная в программном комплексе (ПК) для определения конструкционных параметров теплозащитных покрытий (ТЗП) аэроупругих, в частности, надувных тормозных устройств (НТУ) спускаемых аппаратов (СА) предназначенных для спуска на поверхности планет с атмосферой. Приведен пример расчета тепловой нагрузки и динамики прогрева абляционного ТЗП.

**Ключевые слова:** спускаемый аппарат, надувное тормозное устройство, теплозащитное покрытие, траектория, абляционные материалы

### **Введение**

В сфере внимания отечественных [1-8] и зарубежных [9, 10] специалистов, занимающихся проектированием космической техники нового образца, находятся исследования аэротермодинамики перспективных спускаемых в атмосферах планет

аппаратов, для эффективного торможения которых используются аэродинамические и теплозащитные экраны, частично [11, 12, 13] или полностью [14], выполненные в виде аэроупругих конструкций и, в частности, в виде герметичных, надуваемых газом, оболочек.

Одной из основных проблем реализации проектов таких СА с НТУ является создание системы тепловой защиты оболочек НТУ, формирующих лобовой аэродинамический экран (ЛАЭ) спускаемого аппарата. Особенность и основное преимущество такого ЛАЭ над теплозащитными экранами жесткой конструкции заключается в возможности при транспортировке СА с НТУ, в том числе и под обтекателями ракет-носителей, и на борту космического аппарата, укладывать НТУ в компактный объем.

Для оперативного расчета аэротермодинамики СА с НТУ при спуске в атмосфере и для решения основной целевой задачи – определение конструкционных характеристик гибкого теплозащитного покрытия (ГТЗП) его лобовой поверхности - целесообразно использовать комплексное математическое описание всех процессов, сопровождающих движения аппарата в атмосфере на всех режимах его обтекания газовым потоком.

Ниже приводятся краткое описание такой комплексной математической модели, указание на используемые численные методы решения ее составных частей и некоторые результаты параметрических расчетов основных аэротермодинамических характеристик спуска СА с НТУ выбранной конфигурации, имеющих различные баллистические параметры входа в атмосферу Земли – скорость и угол.

## **Математическая модель метода расчета аэротермодинамики СА с НТУ при движении в атмосфере планеты**

Математическая модель для расчета аэротермодинамики спускаемого в атмосфере планеты аппарата включает:

- систему уравнений газовой динамики;
- систему уравнений радиационной газовой динамики для расчета радиационного теплового потока в выбранных для расчета точках;
- аналитические и полуэмпирические формулы для расчета величин конвективного теплового потока при гипер- и сверхзвуковых скоростях обтекания СА для ламинарного и турбулентного режимов течения сплошной среды в пограничном слое на его поверхности;
- нестационарное уравнение теплопроводности для определения температуры в выбираемых точках по толщине конструкции ГТЗП;
- уравнения для определения скорости уноса массы абляционного материала ГТЗП и расхода его массы с поверхности ЛАЭ СА;
- систему уравнений движения СА в атмосфере планеты для определения его траекторных параметров под воздействием гравитационной и аэродинамических сил.

Система уравнений газовой динамики включает три основных уравнения:

- неразрывности

$$\nabla \cdot (\rho \cdot \vec{v}) = 0$$

- движения

$$(\vec{v} \cdot \nabla) \vec{v} + (1/\rho) \nabla P = 0 \quad (1)$$

- энергии  $\nabla[\rho\bar{V}(h+V^2/2)+\bar{H}]=0$ , где  $\bar{H}=\int_0^\infty\bar{H}_v dv$

где  $\bar{V}$  – вектор скорости газа;  $\rho$  – плотность,  $h=h(P,T)$  – удельная энтальпия,  $P$  – давление и  $T$  температура газа;  $\bar{H}_v$  – вектор монохроматического лучистого теплового потока.

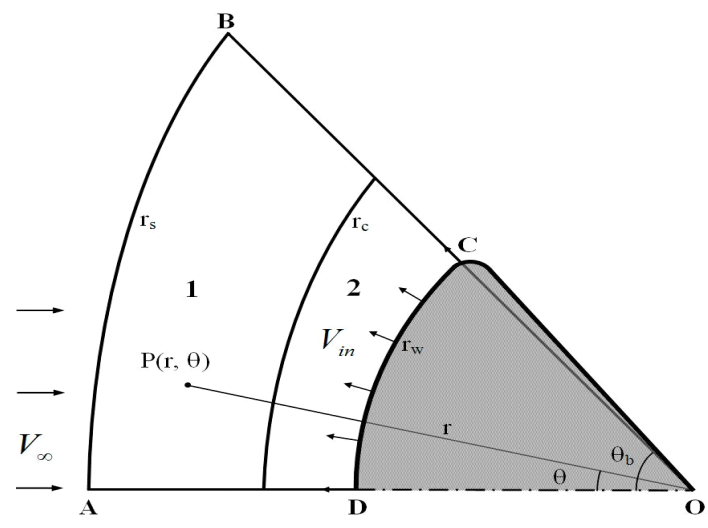


Рисунок 1 - Физическая картина обтекания

На рис. 1 приведена физическая картина, реализуемая при обтекании любого затупленного тела высокоскоростным потоком газа.

Решение задачи обтекания такого тела газовым потоком проводится численным методом [15], являющимся развитием схемы II метода интегральных соотношений Дородницына-Белоцерковского [16] и метода прямых Г.Ф. Теленина [17] в поле течения между ударной волной и поверхностью тела, ограниченном границами ABCD. Это поле течения включает две области – область течения 1 сжатого набегающего газа между ударной волной  $r_s$  и линией тангенциального разрыва  $r_c$ , отделяющей область 2 течения газов – продуктов разложения абляционного материала на поверхности тела  $r_w$ . Область 2 ограничена осью

симметрии поля течения (продольной осью СА) и лучом ОВ с углом наклона к оси ОА –  $\theta_b$ .

В области 1 в результате решения определяются все газодинамические параметры как функции  $P(r, \theta)$  полярной системы координат, а область 2 характеризуется нормальной скоростью  $V_{in}$  вдува продуктов разрушения материала с поверхности  $r_w$  ГТЗП СА с НТУ, определяющей импульс вдуваемой массы газов во встречный поток, обуславливающий отход линии раздела потоков  $r_c$  от поверхности обтекаемого тела.

Система уравнений радиационной газовой динамики в общей тензорной форме для расчета радиационного теплового потока в выбранных для расчета точках имеет вид:

$$\left. \begin{aligned} \nabla \cdot \Pi_v &= K_v \bar{H}_v \\ \Pi_v &= -\frac{4\pi}{3} \left( B_v - \frac{1}{4\pi K_v} \nabla \cdot \bar{H}_v \right) E + D_v \\ D_v &= \frac{2}{5K_v} \left[ \Phi_v - \frac{1}{3} (\nabla \cdot \bar{H}_v) E \right] \\ \Phi_v &= \frac{1}{2} \left[ \frac{d\bar{H}_v}{d\bar{r}} + \left( \frac{d\bar{H}_v}{d\bar{r}} \right)^* \right] \end{aligned} \right\}$$

$$B_v = \frac{2h_*c^2\nu^3}{\exp(h_*c\nu/kT) - 1}, \quad K_v = K_v(P, T)$$

где  $\Pi_v$  – симметричный тензор монохроматического излучения;  $c$  – скорость света в вакууме;  $h_*$  – постоянная Планка;  $k$  – постоянная Больцмана;  $E$  – единичный тензор;  $\Phi_v$  – симметричная часть производного тензора  $d\bar{H}_v/d\bar{r}$  от вектора  $\bar{H}_v$  по радиус-вектору  $\bar{r}$  с компонентами  $\{d\bar{H}_{vk}/dr_l\}$ ,  $k, l = 1, 2, 3$ ;  $(d\bar{H}_v/d\bar{r})^*$  – сопряженный тензор по

отношению к  $d\bar{H}_v/d\bar{r}$ ;  $D_v$  – девиатор тензора  $\Pi_v$ . При этом  $\rho, h, K_v$  – заданные функции своих аргументов – давления газа  $P$  и температуры  $T$ ; индекс « $v$ » относится к параметрам монохроматического излучения.

Решение системы уравнений (2) проводится с использованием  $P_1$ - и  $P_2$ -приближений метода сферических гармоник [18].

Соотношения для расчета величин конвективного теплового потока при различных режимах обтекания СА с НТУ и для ламинарного и турбулентного режимов течения сплошной среды в пограничном слое на поверхности аппарата в используемой методике приняты в следующих видах для каждого из режимов течения газа в набегающем потоке [19]:

- при обтекании Изделия свободномолекулярным потоком:

при  $0 \leq \theta \leq \pi/2$

$$q = a_6 P_\infty \left( \frac{RT_\infty}{2\pi\mu} \right)^{0.5} \left[ \left( S^2 + \frac{k}{k-1} - \frac{1}{2} \frac{(k+1) T_w}{(k-1) T_\infty} \right) \right] \chi(S_\theta) - 0.5 \exp(-S_\theta^2)$$

$$q = 0 \text{ при } \pi/2 \leq \theta \leq \pi,$$

где  $\chi(x) = \exp(-x^2) + \pi^{0.5} x(1 + \operatorname{erf}(x))$ ;

$$\operatorname{erf}(x) = 2\pi^{-0.5} \int_0^x \exp(-t^2) dt \text{ – функция ошибок;}$$

$$S = (k/2)^{0.5} M_\infty \text{ – скоростное отношение;}$$

$$S_\theta = S \cos(\theta);$$

$\theta$  – угол падения линии тока к поверхности обтекаемого элемента;

$\alpha_g = (E_i - E_r)/(E_i - E_w)$  коэффициент термической аккомодации, где  $E_i$ ,  $E_r$  – энергия соответственно падающих и отраженных молекул, а  $E_w$  – энергия отраженных молекул, как если бы все они отражались с максвелловским распределением скоростей, соответствующим температуре поверхности тела  $T_w$

- при обтекании СА потоком газ с переходным режимом течения конвективный тепловой поток при нормальном падении линии тока в точку поверхности элемента конструкции рассчитывается по зависимостям чисел Стантона  $St(K^2)$ , полученным обобщением большого количества экспериментальных и теоретических данных при обтекании элементов конструкции ОАТУ различной формы. С учетом выражения

$$St = St(K^2) = \frac{q_{0i}}{\rho_\infty V_\infty (I_\infty - I_w)},$$

где  $I_\infty$  и  $I_w$  – соответственно энтальпия торможения и энтальпия газа при температуре поверхности ГТЗП НТУ, выражение для конвективного теплового потока в критической точке элемента конструкции используется в виде [19]:

$$q_0 = St (K^2) \rho_\infty V_\infty (I_\infty - I_w).$$

Для расчета распределения тепловых потоков по сферической части поверхности НТУ используется аппроксимация работы для ламинарного пограничного слоя на сфере

$$q(\theta) = q_0 [0.55 + 0.45 \cos(2\theta)], \quad 0 \leq \theta \leq 90^\circ.$$

- при сплошном режиме течения расчет конвективных тепловых потоков проводится с помощью конечных соотношений, которые для ламинарного и турбулентного

пограничных слоев в расчетной точке поверхности обтекаемого тела имеют вид [20]:

$$\begin{aligned}q_L &= K_L(\theta) \cdot \rho_\infty^{0,5} \cdot R^{-0,5} \cdot V_\infty^{3,05} (1 - I_w / I_\infty), \\q_T &= K_T(\theta) \cdot \rho_\infty^{0,8} \cdot R^{-0,2} \cdot V_\infty^{3,3} (1 - I_w / I_\infty)\end{aligned}$$

где  $R$  – характерный линейный размер обтекаемого элемента конструкции, определяется по радиусу эквивалентной сферы, который формируется программным образом с помощью метода эффективной длины, а коэффициенты  $K_L$  для ламинарного и  $K_T$  для турбулентного пограничных слоев определяются по большому числу экспериментальных, в том числе, и летных данных.

При расчетах вдоль образующей лобовой поверхности СА с НТУ значения тепловых потоков  $q_L$  и  $q_T$  подсчитываются одновременно, сравниваются между собой, и в качестве расчетного значения выбирается наибольшее из сравниваемых значений.

Приведенные соотношения для удельных тепловых потоков используют предположения о полной каталитичности обтекаемой поверхности и о том, что газ находится в состоянии локального термодинамического равновесия с учетом равновесной диссоциации, ионизации и равновесных химических реакций в высокотемпературном газе.

Сшивка решений на границах различных режимов обтекания проводится программным способом с использованием линейных или кубических сплайнов.

Нестационарное уравнение теплопроводности для определения температуры в выбираемых точках в толщине конструкции ГТЗП используется в виде [21]



$$C\rho_m \frac{\partial T_m}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left[ \lambda(x) \frac{\partial T_m}{\partial x} \right] - C_g G_g \frac{\partial T_m}{\partial x} - Q_d, \quad 0 < x < \delta, \quad 0 < t \leq t_f, \quad (3)$$

где  $T=T(x, t)$  – температура материала стенки;  $C(x)$ ,  $\rho(x)$  и  $\lambda(x)$  соответственно теплоемкость единицы массы, плотность и коэффициент теплопроводности материала соответствующего слоя ГТЗП (с учетом газообразных продуктов разрушения);  $C_g=C_g(P, T)$  – теплоемкость единицы массы газообразных продуктов,  $G_g=G_g(P, T)$  – объем газа фильтрующегося через точку с координатой  $x$ ,  $P$  – давление газа;  $x$  – координата, отсчитываемая в направлении, нормальном к поверхности аппарата,  $x=0$  соответствует стороне, обтекаемой газом;  $\delta$  – толщина слоя ГТЗП;  $t$  и  $t_f$  – соответственно текущее и конечное время прогрева материала.

### **Уравнения для определения линейной скорости уноса и расхода массы абляционного материала с поверхности ГТЗП.**

Уравнение линейной скорости уноса массы с поверхности ГТЗП СА с НТУ определяется с помощью выражения

$$V_{d,0} = \frac{q_0 - \varepsilon_w \sigma T^4}{\rho_m I_{ef}} \quad (4)$$

где  $q_0$  – плотность падающего на поверхность ГТЗП аппарата суммарного теплового потока,  $\varepsilon_w$  – интегральная степень черноты поверхности ГТЗП,  $\sigma$  – постоянная Стефана-Больцмана,  $\rho_m$  – плотность абляционного материала ТЗП,  $I_{ef}$  – эффективная энтальпия разрушения абляционного материала ТЗП, определяемая при его испытаниях.

Скорость потери (расхода) уносимой с поверхности ГТЗП СА с НТУ массы разрушаемого материала определяется выражением:

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = 2\pi\rho_m \left( \int_0^{\theta_b} V_d r_w^2(\theta) \sin(\theta) \left( 1 + \left( \frac{dr_w}{rd\theta} \right)^2 \right)^{0.5} d\theta \right) \quad (5)$$

Система уравнений движения СА с НТУ в атмосфере Земли для определения его траекторных параметров при воздействии гравитационной и аэродинамических сил принимается в виде:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= -\sigma_x g_0 \frac{\rho V^2}{2} - g \sin \psi, & \frac{dL}{dt} &= V \frac{R_{i\bar{e}}}{R} \cos \psi \\ \frac{d\psi}{dt} &= \sigma_x K g_0 \frac{\rho V}{2} + \left( \frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \psi, & \frac{dH}{dt} &= V \sin \psi, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\sigma_x = \frac{c_{xa} S}{mg}, \quad K = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}, \quad g_0 = \gamma \frac{M_{i\bar{e}}}{R_{i\bar{e}}^2}, \quad g = g_0 \frac{R_{nl}^2}{R^2},$$

Здесь  $V$  – скорость движения центра масс СА;  $\theta$  – угол наклона вектора скорости к местному горизонту;  $H$  – высота полета СА над поверхностью планеты;  $L$  – дальность полета СА, отсчитываемая вдоль образующей поверхности планеты;  $\sigma_x$  – баллистический параметр;  $g_0, g$  – ускорение силы тяжести соответственно на поверхности планеты и на высоте  $H$ ;  $S$  – площадь миделевого сечения СА с НТУ;  $m=m(t)$  – переменная масса аппарата;  $R_{pl}, R = R_{pl} + H$  – радиус планеты и расстояние от ее центра до центра масс СА;  $c_{xa}=c_{xa}(t), c_{ya}$  – коэффициенты аэродинамических сил лобового сопротивления и подъемной силы СА с НТУ;  $K$  – аэродинамическое качество СА;  $\gamma$  – гравитационная постоянная;  $M_{pl}$  – масса планеты.

Метод, основанный на совместном решении систем уравнений (1)-(6), позволяет рассчитать газодинамические параметры (скорость, плотность, давление,

температуру) в поле течения сжатого высокотемпературного газа между ударной волной и поверхностью СА с НТУ.

Знание газодинамических параметров позволяет рассчитать изменение плотности конвективного теплового потока в выбранных точках поверхности гибкого теплозащитного покрытия системы теплозащиты СА с НТУ вдоль всей траектории спуска аппарата. Радиационная составляющая суммарного теплового потока определяется решением системы уравнений (2) радиационной газовой динамики.

Окончательными результатами численного решения системы уравнений (1)-(6) являются определяемые изменения по времени вдоль траектории спуска СА с НТУ в атмосфере планеты следующих основных параметров, важных для выбора конструкции ГТЗП СА с НТУ:

- уноса массы абляционного материала ГТЗП в выбранных расчетных точках на поверхности ЛАЭ;
- температуры в различных точках по толщине ГТЗП (обычно в точках соприкосновения соседних слоев ГТЗП);
- температуры несущего корпуса СА, в том числе и оболочки НТУ.

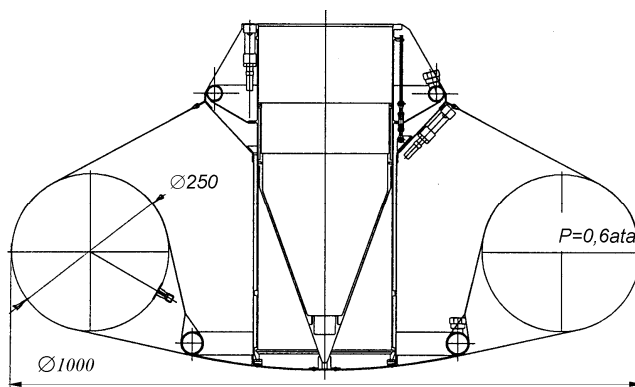


Рисунок 2 – Форма и размеры СА с НТУ

Управляющим расчетным процессом алгоритмом служит система уравнений (6).

### Основные результаты параметрических исследований параметров аэротермодинамики СА с НТУ

Далее приводятся результаты параметрических расчетов аэротермодинамики СА (рис. 2) с НТУ массой  $m_o$ , совершающего спуск в атмосфере Земли со скоростью входа  $V_e$  и углом входа  $\theta_e$ . Результаты получены для трех значений величин  $m_o$ ,  $V_e$  и  $\theta_e$ :

$m_o=25$  кг,  $V_e=7500, 8000$  и  $9000$  м/с,  $\theta_e:=$  минус 5, 10 и 15°.

При расчетах траекторных параметров и аэротермодинамики СА НТУ принято считать, что аппарат в полете сохраняет устойчивое пространственное положение с нулевым углом атаки. В таб. 1 приведена принятая для расчетов зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления  $C_{xa}$  от числа Маха.

Таблица 1 - Зависимость коэффициента аэродинамического сопротивления СА с НТУ от числа Маха  $M$

$M$	0.7	0.9	1.2	1.5	2.0	2.5	3.0	3.5	4.0	$M \geq 5$
$C_{xa}$	0.98	1.10	1.24	1.36	1.38	1.37	1.36	1.36	1.36	1.38

В таблице 2 приведены максимальные значения скоростного напора  $q^*_m$ , высота  $H_m$ , скорость  $V_m$  и время  $t_m$ , в момент которого это значение достигается при спуске СА с НТУ. Данные таблицы 2 свидетельствуют о том, что скорость входа СА постоянной массы в атмосферу с пологими углами до 5 градусов практически не влияет на максимальное значение механической нагрузки на НТУ.

Таблица 2 - Максимальная аэродинамическая нагрузка на НТУ СА

Вариант	$V_e$ , м/с	$\theta_e$ , град	$q^*_m$ , Па	$H_m$ , км	$V_m$ , м/с	$t_m$ , с
1	7500	- 5	3300	60	4800	84
2	7500	- 10	5600	59	4800	46
3	7500	- 15	8200	58	4800	35
4	8000	- 5	3400	61	5100	85
5	8000	- 10	6300	58	5200	50
6	8000	- 15	9100	57	5400	32
7	9000	- 5	3400	63	5800	84
8	9000	- 10	7350	59	5800	44
9	9000	- 15	11000	55	6000	30

При более крутых углах входа аэродинамическая нагрузка на СА при увеличении скорости и угла входа возрастает более интенсивно.

Высота, на которой достигается максимум  $q^*_m$  на поверхности НТУ и момент времени ее достижения  $t_m$  достаточно слабо зависят от условий входа  $V_e$  и  $\theta_e$  атмосферу.

Высота, на которой достигается максимум величины  $q^*_m$  и время ее достижения практически не зависит от скорости  $V_e$ , а зависит только от угла входа - чем круче траектория, тем интенсивнее вытормаживается скорость спуска аппарата.

С возрастанием модуля угла входа в 3 раза (от 5 до 15°) нагрузка от давления воздушного потока на поверхность НТУ возрастает, приблизительно, в 3 раза при изменении скорости входа в атмосферу от 7500 до 9000 м/с.

Таким образом, в результате проведенных при подготовке материалов настоящей статьи параметрических расчетов определены: максимальные значения плотности теплового потока  $q_m$ ; время достижения  $\tau_m$  максимального потока  $q_m$ ; время теплового воздействия на поверхность аппарата  $t_{возд.}$ ; суммарное количество тепла  $Q_m$ , воспринимаемое поверхностью аппарата в точке максимального теплового потока; величина скоростного потока  $\rho V^2/2$  в моменты времени начала  $t_{нач.уноса}$  и конца  $t_{прекр.уноса}$  интенсивного уноса абляционного материала теплозащитного покрытия поверхности НТУ; момент времени, отсчитываемый от входа в атмосферу, достижения максимальной температуры  $T_{внешн.ЭВТИ}^{max}$  теплоизоляционного слоя; момент времени достижения максимальной температуры  $T_{нес.констр}^{max}$  материала герметичной оболочки тора НТУ; суммарная толщина  $\delta_{ТЗП}$  наносимого абляционного слоя теплозащитного покрытия СА с НТУ; количество слоев  $n$  слоев температуростойкой ткани с нанесенным абляционным материалом; толщина  $h_i$  абляционного материала наносимого на  $i$ -й слой ткани.

Всего просчитано 9 вариантов изменения параметров, определяющих аэротермодинамику СА с НТУ при спуске из космоса в атмосфере Земли.

В таблицах 3-6 приводятся суммарные результаты проведенных расчетов по определению перечисленных выше параметров.

В таблице 5 приведена сводка результатов расчета тепловой нагрузки  $q_m$  и  $Q_m$  на теплозащиту НТУ, а также продолжительность интенсивного теплового воздействия  $t_{возд}$  газового потока.

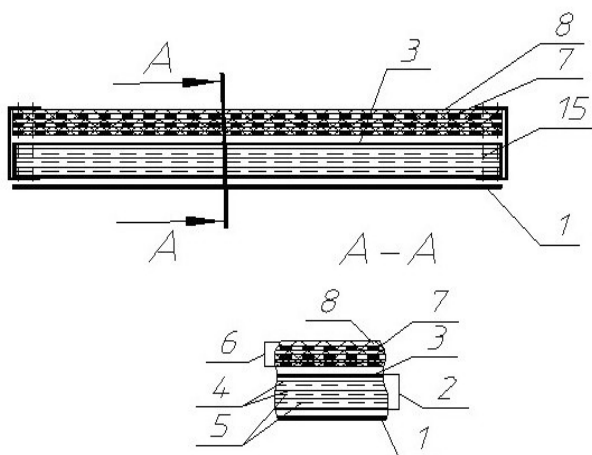
Анализ результатов таблицы 5 показывает, что максимальное значение плотности теплового потока  $q_m$  возрастает как с увеличением скорости входа  $V_e$  СА с НТУ в атмосферу, так и угла входа  $\theta_e$ . При этом с увеличением скорости входа увеличение величины  $q_m$  возрастает менее интенсивно, чем при увеличении угла входа  $\theta_e$ . Чем более пологий угол входа СА с НТУ в атмосферу тем продолжительнее время воздействия  $t_{возд}$  теплового потока на поверхность НТУ. Соответственно этому возрастает и количество тепла  $Q_m$ , воспринимаемого материалами системы тепловой защиты наружной поверхности аппарата.

Таблица 5 – Сводка результатов расчета тепловой нагрузки

№№ варианта	$V_e$ , м/с	$\theta_e$ , град.°	$q_m$ , кВт/м <sup>2</sup>	$t_{возд.}$ , с	$Q_m$ , кДж/м <sup>2</sup>
1	7500	– 5	800	140	32000
2		– 10	1080	80	27000
3		– 15	1290	60	23220
4	8000	– 5	920	140	36800
5		– 10	1300	77	32500
6		– 15	1550	55	27900
7	9000	– 5	1170	141	46800
8		– 10	1810	70	45250
9		– 15	2200	50	39600

Характерным является также то, что время заметного теплового воздействия на аппарат существенно зависит от угла входа в атмосферу и уменьшается почти в три раза при увеличении крутизны траектории вход с 5 до 15 градусов. С увеличением же скорости входа в атмосферу время интенсивного теплового воздействия воздушного потока на аппарат практически не изменяется, находясь в пределах 140 секунд при скорости  $V_e = 7500$  м/с, и угле  $\theta_e = -5$  градусов, а при  $\theta_e = -15$  градусов около 50 секунд.

При выборе необходимой толщины  $\delta$  слоя абляционного материала задается некоторая его величина, число слоев этого пакета и число слоев ЭВТИ в материале теплоизоляции и рассчитывается прогрев конструкции ГТЗП в характерных точках на поверхности НТУ (1- передняя критическая точка, 2- точка начала сопряжения гибкой защиты охватывающей корпусную часть аппарата и тор НТУ с окружностью этого тора, 3 - срединная точка между первыми двумя).



- 1 – герметичная оболочка; 2 – теплоизоляционный мат; 3 – чехол мата;  
 4 – слои теплоизоляционного мата; 5 – прокладки между слоями мата;  
 6 – теплозащитный пакет; 7 – слои пакета; 8 – слой абляционного материала.

Рисунок 3 – Схема гибкого теплозащитного покрытия герметичной оболочки НТУ

Если в результате расчетов выполняются требования по недопустимости превышения температуры на стыке теплозащитного 6 (см. рис. 3) и



теплоизоляционного 2 пакетов, а также на стыке теплоизоляционного пакета с конструктивным элементом СА с НТУ, например, в местах прилегания ГТЗП к жесткой части лобового аэродинамического экрана и к герметичной оболочке 1, то это значение  $\delta$  и числа слоев пакета и мата принимаются конструктивными.

В таблице 6 приводится сводка полученных результатов расчета распределения в трех точках поверхности СА с НТУ уносимой толщины абляционного материала ГТЗП: в критической точке 1, приходящейся на зону жесткой части лобового аэродинамического экрана аппарата, в точке 3, находящейся посередине между точками 1 и 2 и принадлежащей только поверхности ГТЗП, натянутой между жесткой частью ЛАЭ и тором НТУ, и в точке 3 – точке сопряжения с ГТЗП с окружностью тора (см. рис.2).

Значения параметров в таблице 6:  $\Delta\delta_i$  – максимальное значение уносимой массы абляционного материала в каждой из точек ( $i=1, 2$  и  $3$ ),  $t_{нач..}$  – время начала уноса массы абляционного материала ГТЗП с поверхности НТУ,  $t_{кон..}$  – время прекращения уноса массы абляционного материала ГТЗП с поверхности НТУ.

Анализ результатов таблицы 6 показывает, что максимальное значение толщины  $\Delta\delta_i$  уносимого абляционного материала приходится на точку 3, т. е. там, где гибкая теплозащита лежит на торовой поверхности герметичной оболочки НТУ. Причем в этой точке уносимая толщина из слоя абляционного материала приблизительно в 1.5-1.6 раза превышает унос в критической точке и это превышение, практически, не зависит ни от скорости, ни от угла входа СА с НТУ в атмосферу Земли.

Таблица 6 – Уносимой толщины абляционного материала

№№ вар.	$V_e$ , м/с	$\theta_e$ , град.°	$\Delta\delta_i$ , мм			$t_{нач.}$ с	$t_{кон.}$ с
			$i=1$	$i=2$	$i=3$		
1	7500	- 5	1.70	1.55	2.75	28	112
2		- 10	1.30	1.20	2.15	20	68
3		- 15	1.15	1.05	1.85	12	45
4	8000	- 5	1.85	1.75	3.05	32	112
5		- 10	1.45	1.35	2.35	16	64
6		- 15	1.25	1.15	1.95	12	44
7	9000	- 5	2.35	2.15	3.65	28	120
8		- 10	1.60	1.50	2.60	16	64
9		- 15	1.35	1.25	2.15	10	40

Чем более пологий угол входа СА с АТУ в атмосферу тем продолжительнее время уноса ( $t_{кон.} - t_{нач.}$ ) абляционного материала с поверхности теплозащиты НТУ. В соответствии с этим возрастает и количество уносимого материала теплозащиты при пологих углах входа, чем при крутых. Так, например, при средней скорости входа в атмосферу равной 8 км/с унос в точке 3 за 80 секунд при угле входа СА с НТУ массой  $m_o = 25$  кг  $\theta_e = -5^\circ$  составляет 3.05 мм, то при  $\theta_e = -15^\circ$  – 1.95 мм всего за 32 секунды.

Это свидетельствует о более высокой скорости уноса материала, но продолжительность этого процесса при пологих углах входа более значительная, что и приводит к потере большей толщины теплозащитного покрытия.

В таблице 7 приводятся основные результаты расчетов максимальных значений температуры на стыке теплозащитного пакета с теплоизоляционным

матом  $T_{3max}$ , и температуры  $T_{4max}$  герметичной оболочки тора НТУ. При этом температура  $T_{3max..}$  выбирается из условия  $T_{3max..} < 500^{\circ}\text{C}$ , а температура на герметичной оболочке в точке 3  $T_{4max} < 150^{\circ}\text{C}$ .

Таблица 7 – Максимальный температурный нагрева элементов конструкции НТУ

№№ вар.	$V_e$ , м/с	$\theta_e$ , град.	$T_{3max}$ , $^{\circ}\text{C}$	$T_{4max}$ , $^{\circ}\text{C}$	$\delta$ , мм	$n$ , слои ЭВТИ
1	7500	- 5	500	130	2.8	9
2		- 10	460	110	2.2	7
3		- 15	430	100	1.9	5
4	8000	- 5	500	110	3.1	11
5		- 10	450	105	2.4	9
6		- 15	420	100	2.0	7
7	9000	- 5	500	90	3.7	14
8		- 10	450	75	2.6	9
9		- 15	410	70	2.2	7

Анализ результатов таблицы 7 показывает, что для каждого из 9 вариантов расчета выбранная толщина  $\delta$  абляционного материала температура  $T_{3max}$  поверхности теплоизоляционного мата не превышает значения  $500^{\circ}\text{C}$ . Также из неё следует, что выбранное количество  $n$  слоев ЭВТИ в теплоизоляционном мате предотвращает тепловое разрушение герметической оболочки тора НТУ, так как ее температура  $T_{4max}$  ни в одном из 27 вариантов выбранной конструкции не превышает значения  $150^{\circ}\text{C}$ .

В таблицах 8-10 приведены обобщающие результаты проведенных параметрических расчетов в обеспечение выбора параметров конструкции гибкой тепловой защиты, предназначенной для покрытия поверхности надувного тормозного устройства спускаемого аппарата, входящего в атмосферу Земли с различными скоростями и углами входа.

Таблица 8 – Итоговые результаты расчета аэротермодинамических параметров СА с НТУ

№ вар. п/п	$\tau_m$ , с	$q_m$ , кВт/м <sup>2</sup>	$Q$ , МДж/м <sup>2</sup>	$\rho V^2/2$ , Па в момент $t_{\text{прекр.уноса}}$ ( $t_{\text{нач.уноса}}$ )	$\Delta\delta_{\text{тзп}}$ , мм	$T^{\text{max}}$ внешн.ЭВТИ, °С ( $t_{\text{достижения}}$ $T^{\text{max}}$ внешн.ЭВТИ)	$T^{\text{max}}$ нес.констр., °С ( $t_{\text{достижения}}$ $T^{\text{max}}$ нес.констр.)	$\delta_{\text{тзп}}$ , мм
1	2	3	4	5	6	7	8	9
1	77	803.8	33.94	1852 (114)	2.74	497 (115)	135 (145)	2.8
2	43	1076	25.86	2757 (66.1)	2.16	462 (67.4)	111 (103)	2.2
3	30	1285	21.72	3770 (47.1)	1.85	434 (48.6)	96.7 (99.4)	1.9
4	76	918.5	40.69	1770 (116.3)	3.03	499 (118)	112 (167)	3.1
5	41	1293	29.97	2754 (64.50)	2.31	456 (66)	110 (104)	2.4
6	28	1552	25.10	3840 (45.40)	1.96	429 (47)	95.9 (88)	2.0
7	74	1169	57.37	1606 (123.2)	3.65	500 (126)	84.8 (218)	3.7
8	37	1817	39.47	2781 (61.4)	2.58	445 (65)	77.0 (144)	2.6
9	26	2200	32.41	4009 (42.30)	2.16	412 (45)	70.6 (136)	2.2

В заключение следует отметить, что проведенные параметрические исследования аэротермодинамики носят параметрический характер исследования малогабаритного СА с НТУ для спуска в атмосферу Земли с возможными

условиями входа  $7500 \text{ м/с} \leq V_e \leq 9000 \text{ м/с}$  и углов входа  $5^\circ \leq |\theta_e| \leq 15^\circ$ . Эти результаты могут быть использованы в процессе проектирования для определения аэротермодинамики аналогичного по форме СА с НТУ, не прибегая к проведению расчетов, путем интерполяции данных в приведенных таблицах. Такая необходимость в проектных работах появляется всегда, т.к. баллистические параметры входа в атмосферу неминуемо могут изменяться в поисках оптимального варианта проектируемого изделия.

### **Библиографический список**

1. Землянский Б.А., Иванков А.А., Устинов С.Н., Финченко В.С. Современное состояние вопроса о применении технологии надувных элементов конструкции в изделиях ракетно-космической техники, об использовании надувных тормозных устройств в конструкции спускаемых аппаратов и теплозащитные покрытия этих устройств//Вестник РФФИ № 1(57), январь-март 2008, с. 37-63.
2. Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Устинов С.Н., Финченко В.С.. О проектах и теплозащите спускаемых аппаратов с надувными тормозными устройствами в России и за рубежом // Тепловые процессы в технике. 2010. Т. 2. № 1. С. 230–240.
3. Алексашкин С.Н., Пичхадзе К.М., Финченко В.С.. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с надувными тормозными устройствами//Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». Космонавтика и ракетостроение, № 2 (13). 2012. с.4-11.
4. Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций. Раздел в книге «Проектирование автоматических космических

аппаратов для фундаментальных научных исследований», под ред. Ефанова В.В., Пичхадзе К.М., НПО им. С.А. Лавочкина. М.: 2012. с.466-527.

5. Alifanov O.M., Outchvatov V.I., Pichkhadze K.M. Thermal Protection of Re-entry Vehicles with the Usage of Unflatable Systems// *Acta Astronautica*. 2003. Vol.53. С. 541-546.

6. Алифанов О.М., Будник С. А., Ненарокомов А. В., Нетелев А. В. Идентификация математических моделей теплопереноса в разлагающихся материалах// *Тепловые процессы в технике*. 2011. Т.3, №8.

7. Алифанов О.М., Будник С.А., Михайлов В.В., Ненарокомов А.В. Экспериментально-вычислительный комплекс для исследования теплофизических свойств теплотехнических материалов// *Тепловые процессы в технике*. 2009. Т 1. №2. С.49-60.

8. Alifanov O.M., Budnik S.A., Mikhailov V.V., Nenarokomov A.B. An Experimental-Computational System for Materials Thermal Properties Determination and its Application for Spacecraft Testing // *Acta Astronautica*». 2007. V..61. P. 341-351.

9. Stephen J. Hughes, Robert A. Dillman, Brett R. Starr, Ryan A. Stephan, Michael C. Lindell, Charles J. Player, and Dr. F. McNeil Cheatwood. Inflatable Re-Entry Vehicle Experiment (IRVE) Design Overview, *Proceedings of the 18<sup>th</sup> conference «Aerodynamic Decelerator Systems Technology»*, AIAA Paper 2005-1636, 2005.

10. James N. Moss, Christopher E. Glass, Brian R. Hollis, John W. Van Norman. Low-Density Aerodynamics of the Inflatable Re-entry Vehicle Experiment (IRVE), *Proceedings of 44<sup>th</sup> AIAA Aerospace Meeting and Exhibit*, AIAA Paper 2006-1189, 2006.

11. Алексашкин С.Н., Иванков А.А., Финченко В.С.. Анализ температурного состояния надувного тормозного устройства по результатам лётно-конструкторских испытаний спускаемого аппарата «Демонстратор-2Р» для определения версии его нештатного полёта. Журнал «Тепловые процессы в технике». Том 1, № 6, 2009, с. 253-258.
12. Алифанов О.М., Будник С.А., Нетелев А.В. Патент РФ на полезную модель №81162 10.03.2009 В64G 1162 «Тормозное устройство для спуска в атмосфере планет». Заявка №2008140907/22, 15.10.2008 RU.
13. Алифанов О.М., Будник С.А., Нетелев А.В. Патент РФ на полезную модель №132423 18.03.2013 В64G 1162 «Развертываемое тормозное устройство для спуска в атмосфере планет».
14. Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Иванков А.А. Патент РФ № 82679 на полезную модель «Спускаемый аппарат для доставки грузов с пилотируемой орбитальной станции на поверхность Земли». Приоритет 25 декабря 2008 г. Зарегистрировано в Госреестре 10.05 2009 г.
15. Голомазов М.М., Иванков А.А. О постановке граничных условий на ударной волне при обтекании затупленных тел гиперзвуковым потоком газа // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 2012. № 1(12). С. 38-45.
16. Белоцерковский О.М., Булекбаев А., Голомазов М.М. и др. Обтекание затупленных тел сверхзвуковым потоком газа // Под ред. О.М. Белоцерковского. – М.: Изд-во ВЦ АН СССР, 1967. – 401 с.
17. Теленин Г.Ф., Тиняков Г.П. Метод расчета пространственного обтекания тел с отошедшей ударной волной // Докл. АН СССР. – 1964. – 154, № 5 – С. 1056-1058.

18. Борисов В.М., Иванков А.А. Расчет переноса лучистой энергии при гиперзвуковом обтекании затупленных тел с использованием  $P_1$ - и  $P_2$ - приближений метода сферических гармоник // Журн. вычислит. математики и мат. физики. – 1992. – Т. 32. – № 6. – С. 952 – 966.
19. Иванков А.А. О численном решении задачи прогрева многослойной теплозащиты спускаемого аппарата с учетом уноса массы внешних и внутренних слоев покрытия // Журн. вычислит. математики и мат. физики. 2005. Т. 45. № 7. С. 1279 – 1288.
20. Основы теории полета космических аппаратов / Под ред. Г.С. Нариманова и М.К. Тихонравова. – М.: Машиностроение, 1972. 608с.

Работа выполнена в Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) при финансовой поддержке работ по проекту Министерства образования и науки «Инновационный спускаемый аппарат с орбиты, аппарат-демонстратор внедрения аэроупругих разворачиваемых при полете в космосе и в атмосфере элементов конструкции в космическую технику».