

УДК 536.242.1:629.782.01+518.5

Методическое обеспечение расчёта характеристик тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов¹

А.А. Коробков

Аннотация

В процессе выполнения работы был проведён анализ условий функционирования гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), анализ проблемной ситуации проектирования ГЛА, методов определения параметров движения ГЛА. Разработана математическая модель и методика определения основных параметров движения ГЛА длительного атмосферного полёта.

Проведена оценка параметров аэродинамического нагрева поверхности и прогрева теплозащиты ГЛА, разработана методика оценки параметров тепловой защиты боковой поверхности ГЛА, позволяющая на основе траекторно-баллистических параметров и величины теплового потока, подводимого к поверхности, в комплексе определять параметры тепловой защиты боковой поверхности ГЛА с учётом зависимости теплофизических характеристик теплозащитных материалов от термобарических параметров.

Ключевые слова

аэробаллистика; аэродинамический нагрев; гиперзвуковой летательный аппарат; тепловой поток; теплозащита; термобарические параметры; термонапряжения

Введение

Последние десятилетия основное внимание уделяется решению широкого круга вопросов, связанных с исследованиями, разработкой и созданием ГЛА, способных совершать

длительный атмосферный полёт. С началом XXI века зарубежными государствами, в первую очередь США, активизированы работы в обеспечение создания в период после 2010 года широкой номенклатуры таких ГЛА [1-5].

Основным достоинством таких ГЛА является наличие возможности управления ГЛА на протяжении всего полёта в атмосфере, тем самым, повышая точность приземления [6-8].

Проблемы создания ГЛА, совершающих длительный атмосферный полет, приводят к необходимости проведения широкого комплекса научно-исследовательских и проектно-конструкторских работ по обоснованию требований, характеристик, возможных технических решений и способов применения таких ГЛА. Это, в свою очередь, вызывает необходимость решения широкого круга задач их аэродинамического, теплового, прочностного проектирования, значительно усложняющегося тем, что ГЛА, совершающий длительный атмосферный полет, имеют, как правило, асимметричный корпус.

Однако, одной из главных проблем для всех ГЛА, совершающих длительное движение в атмосфере Земли и других планет, является длительное воздействие аэродинамического нагрева на корпус ГЛА, а, следовательно, проблема обеспечения тепловой защиты.

Данная проблема может быть разрешена путём решения частных задач:

1. Определение тепловых нагрузок, воздействующих на ГЛА;
2. Определение температурных полей и полей градиентов температур теплозащитного корпуса (ТЗК) ГЛА;
3. Определение термонапряжений ТЗК ГЛА и оценка их предельных значений;
4. Определение рациональной толщины и массы каждого слоя и пакета в целом многослойного покрытия ТЗК ГЛА;
5. Оценка параметров системы термостатирования.

Эти задачи требуют для своего решения привлечения, а иногда совместного решения, задач баллистики, аэродинамики, теплофизики и др, и значительно усложняющегося тем, что ГЛА, совершающий длительный атмосферный полет, имеют, как правило, асимметричный корпус [9, 10].

В этой связи решение указанных выше задач применительно к асимметричным ГЛА,

¹ Исследования проводятся в рамках реализации ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновацион-

имеет большую актуальность и практическую значимость.

Таким образом разработка методического обеспечения оценки параметров и расчета характеристик тепловой защиты гиперзвуковых летательных аппаратов, совершающих длительный полёт в атмосфере Земли и других планет Солнечной системы в условиях воздействия нестационарного аэродинамического нагрева является актуальной научной и практической задачей.

1. Анализ проблемной ситуации в обеспечении тепловой защиты ГЛА

На основе анализа условий функционирования ГЛА выяснено, что условия функционирования ЛА длительного атмосферного полёта отличаются от условий функционирования ЛА баллистического типа тем, что время их движения характеризуется большей длительностью полета ($t > 30$ мин) с высокими гиперзвуковыми скоростями ($M > 10$) в относительно плотных слоях атмосферы ($h = 30...50$ км).

На основе анализа проблемной ситуации проектирования ГЛА сделан вывод, что основными проблемами проектирования, создания и применения ГЛА, является проблема тепловой защиты ГЛА [11-13].

Так как ТЗК ГЛА традиционной конструкции не способен обеспечить условие неразрушения поверхности в процессе полёта, то целесообразным будет использовать многослойную конструкцию [14].

Применение многослойного ТЗК, выполненного из композитных материалов, выдвигает повышенные требования к надежности и прочности данной конструкции. С другой стороны, экономические соображения и технические трудности воссоздания тех условий, которым подвержен ГЛА при движении в атмосфере, как правило, не позволяют проводить широкомасштабную экспериментальную обработку. Эти обстоятельства заставляют сделать упор на совершенствовании методов расчётного подтверждения тепловой прочности и надежности и только после этого переходить к экспериментальной отработке. Но, специфический характер использования ТЗК, и особенно действующих на него термических нагрузок, приводят к необходимости адекватного учета в применяемых расчётных схемах и механико-математических моделях различных процессов и явлений.

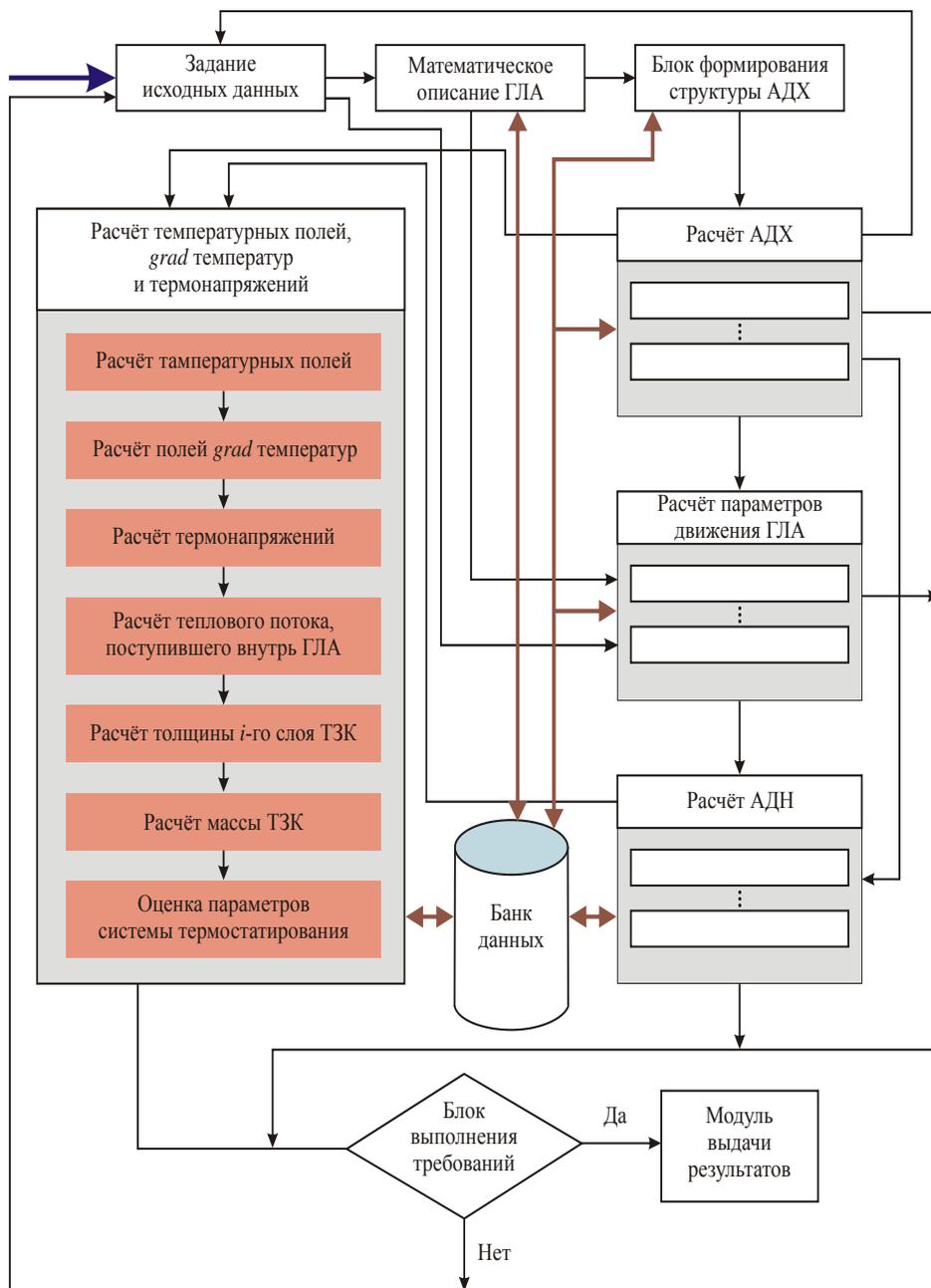


Рисунок 1 – Блок-схема общей задачи проектирования ГЛА

Для решения поставленной в данной научно-технической работе задачи на основе анализа и выбора рациональной формы ГЛА с точки зрения обеспечения максимально возможных значений аэродинамического качества (АДК) K , требуемых значений баллистического коэффициента B и массы полезного груза $m_{пг}$, реализующего траекторию движения, а также анализа и выбора семейства рациональных траекторий с учётом ограничений на максимальный тепловой поток (ТП) и максимальную температуру поверхности обоснована необходимость решения частных задач по: определению траекторно-баллистических парамет-

ров движения ГЛА; определению тепловых потоков, подводимых к корпусу и температуры поверхности корпуса при движении ГЛА в атмосфере; определению параметров температурного поля и градиентов температур многослойного пакета ТЗК; определению толщины многослойного пакета ТЗК, обеспечивающей не превышение заданного значения температуры внутри гермообъёма ГЛА; определению термонапряжений в многослойном пакете ТЗК и оценке их предельных значений для материалов, входящих в многослойный пакет; оценке ТП, поступившего внутрь гермообъёма ГЛА; оценке параметров системы термостатирования, а также оценке внутреннего объёма ГЛА и требуемой массы ТЗК боковой поверхности ГЛА (рис. 1). На основе выполненного анализа методов решения наиболее рациональным для определения параметров движения ГЛА является метод Рунге-Кутты. Наиболее предпочтительным методом решения краевой задачи, связанной с нахождением нестационарных полей температур и градиентов температур ГЛА, является метод конечных разностей [15-20].

2 Оценка параметров аэродинамического нагрева поверхности и характеристик прогрева теплозащиты гиперзвуковых летательных аппаратов

Рассматривается модель движения ЛА в виде материальной точки, совпадающей с ЦМ ГЛА с известными аэродинамическими характеристиками [21].

Задача состоит в определении параметров движения ЦМ ЛА: скорости V , угла наклона траектории к плоскости местного горизонта Θ , высоты h и дальности полёта L в функции от времени. Модель корпуса ГЛА представлена на рис. 2 и представляет собой асимметричную коническую форму.

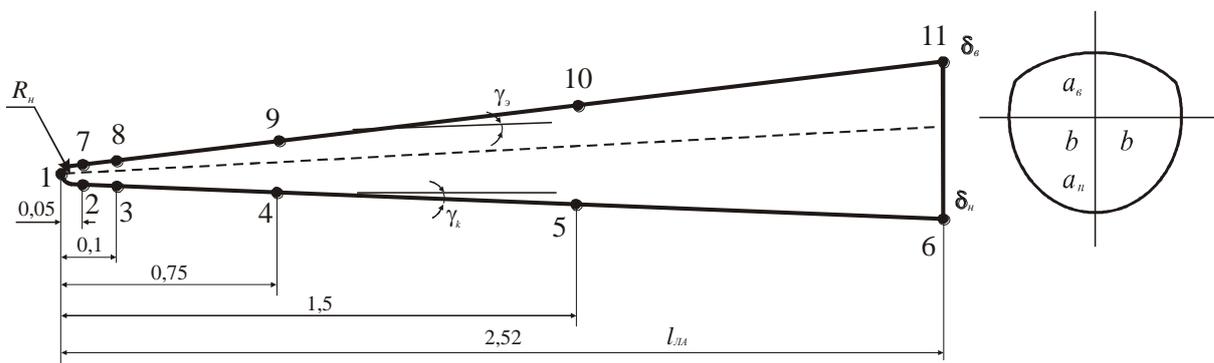


Рисунок 2 – Асимметричный ГЛА. Схематичное распределение расчётных точек на поверхности ГЛА (на примере ГЛА с $l_{ЛЛ} = 2,52$ м)

Подробный анализ аэродинамических и лётно-технических характеристик показал, что данная модель обладает хорошими несущими свойствами, хорошей статической устойчивостью,

обеспечивает минимальные энергетические потери при реализации комплексной траектории и характеризуется высокими маневренными возможностями. Основные конструктивно-технические характеристики (КТХ) исследуемых ГЛА приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Основные КТХ моделей ГЛА

№ ЛА	Форма корпуса ГЛА	Параметры ЛА			
		$R_{сф}$, м	$l_{ЛА}$, м	γ_k , град	δ_a/δ_n
1.	Осесимметричный круговой конус	0,0315	2,52; 3,96; 4,96	$8^\circ 45'$	1/1
2.	Асимметричный круговой конус				0,5/1
3.	с эллиптической ВП				0,3/1

В результате моделирования был получен ряд траекторий, удовлетворяющих вышеуказанным ограничениям. Для проведения исследований из ряда полученных траекторий были выбраны три траектории (тр. №№ 00, 19, 25) (табл. 2, рис. 3) по критериям:

- 1) максимальное значение плотности ТП в первой нижней равновесной точке (тр. № 25);
- 2) минимальное значение плотности ТП в первой нижней равновесной точке (тр. № 00);
- 3) максимальное значение высоты первой верхней равновесной точки (тр. № 25);
- 4) тр. № 19 с усреднёнными параметрами.

Таблица 2 – Параметры бросания исследуемых траекторий

№ траектории	Скорость бросания V_k , м/с	Угол бросания Θ_k , град	Баллистический коэф. $B \cdot 10^{-4}$	Максимальное значение АДК K	Дальность атмосферного полёта $L_{атм}$, км
00	5150,0	0,0	5,0	3,0	5 694,24
19	6000,0	10,0	10,0	2,5	5 724,98
25	6250,0	15,0	10,0	2,5	6 956,57

Для каждой из моделей ГЛА (табл. 1) по траекториям, представленным в табл. 2 в расчётных точках №№ 1-11 (рис. 2, табл. 3), было проведено определение параметров аэродинамического нагрева (АДН) (плотности ТП и температуры поверхности) на поверхности ГЛА [22].

Таблица 3 - Расчётные точки на поверхности ЛА

		«Нижняя» («верхняя») поверхности				
Номер точки	1	2 (7)	3 (8)	4 (9)	5 (10)	6 (11)
Расстояние от носка, м	0	0,05	0,1	0,75	1,5	2,52 (3,96; 4,96)

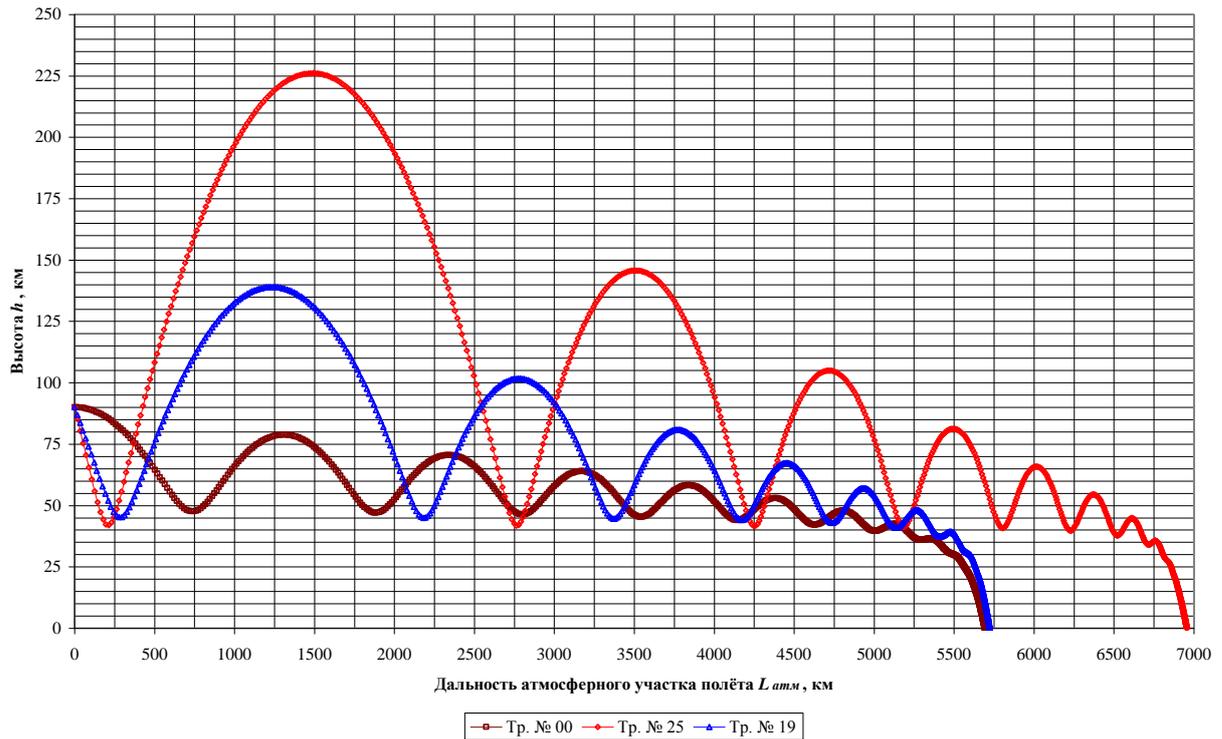


Рисунок 3 – Характерные траектории движения ГЛА (рикошетный режим, тр. №№ 00, 19, 25)

Определение тепловых нагрузок на поверхности ГЛА производилось в ОАО «ВПК «НПО машиностроения» на программном комплексе (ПК) «PLANER».

Для подтверждения возможности использования приближённых подходов при теплотехническом проектировании ГЛА проводилось сравнение данных АДН, рассчитанных на ПК «PLANER» с результатами, полученными на ПК ИМех МГУ из решения точной постановки задачи сверхзвукового пространственного обтекания ЛА в рамках полной системы нестационарных трёхмерных уравнений Навье-Стокса при полёте в атмосфере Земли [11, 23].

На основании удовлетворительного согласования расчётных данных АДН (рис. 4), полученных по инженерной методике «PLANER» с точными значениями из решения задачи в рамках уравнений Навье-Стокса, был сделан вывод о возможности использования приближённых подходов для теплотехнического проектирования боковой поверхности перспективных ГЛА.

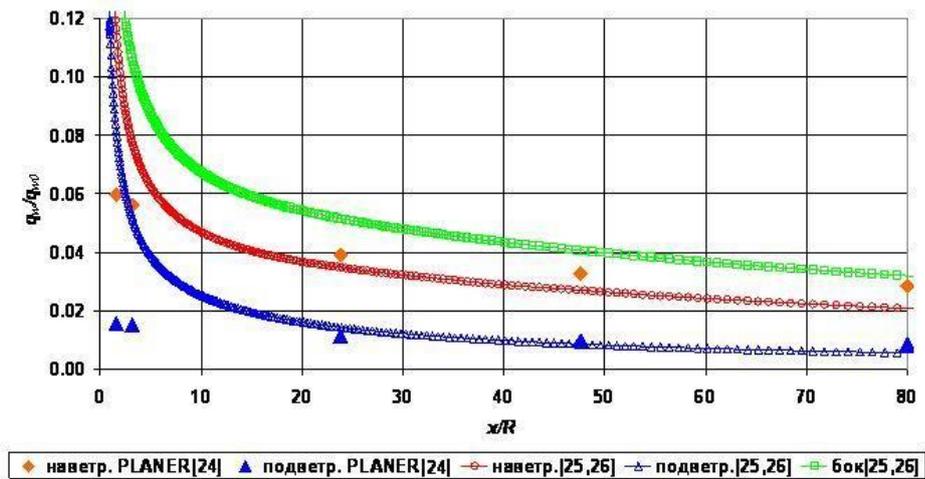


Рисунок 4 – Распределение плотности ТП вдоль образующих ЛА № 3

Основой при решении задачи проектирования тепловой защиты ГЛА является определение параметров температурных полей, возникающих в конструкции при воздействии ТП обтекающего газа, и, в общем случае, объемного теплового источника.

Плотность ТП обтекающего газа $q(s, t)$ является функцией координаты s точки на поверхности ГЛА.

Для определения поля температур в корпусе ГЛА задача решалась в одномерной постановке. При постановке задачи теплопроводности в многослойной конструкции ГЛА предполагается, что геометрические параметры и КТХ ГЛА заданы, траекторные параметры определены и для расчётных точек на поверхности s_p вычислены значения функции $q(s_p, t)$. Кроме того, считается, что тепловой эффект от воздействия средств поражения на корпус ГЛА описывается известными функциями плотности мощности излучения $q_n(s_p, t)$ и объемного теплового источника $f(x, t)$. Здесь x – координата, отсчитываемая от наружной поверхности многослойной конструкции ГЛА в расчётной точке.

Граничным условием на внутренней поверхности корпуса ГЛА является условие теплообмена с воздухом внутри отсека. Плотность ТП между внутренней поверхностью корпуса ГЛА и воздухом внутри отсека в соответствии с законом Ньютона пропорциональна разности температур. Основой для вычисления температуры внутри отсека ГЛА в общем случае является уравнение баланса, учитывающее выделение тепловой энергии при работе системы управления, приводов органов управления и иных тепловых источников внутри отсека, а также поглощаемую тепловую энергию системой термостатирования. Решая задачу проектирования тепловой защиты, предполагается, что система термостатирования является «идеальной» и обеспечивает постоянство температуры внутри отсека на всей протяженности по-

лёт равнозначное величине $T_{омс}$.

Условием отсутствия разрушений при воздействии температурных напряжений является:

$$\sigma_T(x, T, t) < [\sigma_\epsilon(x, T)], \quad (1)$$

где $[\sigma_\epsilon(x, T)]$ - предел прочности материала теплозащиты в точке с координатой x при температуре T .

Для решения задачи нахождения полей температур и градиентов температур используется система уравнений:

$$c_p(x, T, t)\rho(x, T, t)\frac{\partial T}{\partial t} = -\frac{\partial}{\partial x}q(x, T, t), \quad (2)$$

$$q(x, T, t)\frac{\partial T}{\partial t} = -\lambda(x, T, t)\frac{\partial T}{\partial x}. \quad (3)$$

В качестве начального условия задачи принимается одинаковое для всех внутренних точек многослойной конструкции значение температуры T_0 в начальный момент времени $t = 0$:

$$T(x, 0) = T_0. \quad (4)$$

Граничным условием на внешней стороне многослойной конструкции является граничное условие третьего рода, являющееся уравнением теплового баланса:

$$q_0(t) - q_{изл}(t) - q(0, t) = 0, \quad (5)$$

где $q_0(t) = q(s_p, t) + q_n(s_p, t)$ - суммарная плотность ТП от АДН и воздействия средств поражения, $q(0, t)$ - плотность ТП от внешней поверхности корпуса ГЛА в направлении нормали.

По закону Стефана – Больцмана:

$$q_{изл}(t) = \tilde{\sigma}T_1^4(t), \quad (6)$$

где $\tilde{\sigma}$ - приведенный коэффициент лучеиспускания, $T_1(t)$ - температура на внешней поверхности корпуса ГЛА.

По закону сохранения энергии количество тепла, которое подводится путем теплопроводности в единицу времени к единице площади внутренней поверхности корпуса ГЛА с координатой $x = l_\Sigma$, равно количеству тепла, отданному воздуху внутри отсека $q_{омс}(t)$:

$$q(l_\Sigma, t) = q_{омс}(t). \quad (7)$$

Условие нестационарного теплообмена внутренней поверхности корпуса ГЛА с воздухом на основании принятого допущения относительно системы термостатирования описывается в соответствии с законом Ньютона:

$$q_{омс}(t) = \alpha [T(l_\Sigma, t) - T_{омс}], \quad (8)$$

где α - коэффициент теплообмена.

Таким образом, математической моделью процесса нестационарной теплопроводности в корпусе ГЛА является система нелинейных уравнений (2), (3) с граничными условиями третьего рода, (5) на внешней и на внутренней поверхности, а так же начальными условиями (4).

Для численного решения системы нелинейных уравнений нестационарной теплопроводности (2), (3) с нелинейными граничными условиями целесообразно использовать линейризованную конечно-разностную схему в комбинации с итерационным процессом для нелинейных членов уравнения. Для этого использована чисто неявная схема, которая устойчива и монотонна при любых шагах по пространственной и временной координатам.

Решение краевой задачи осуществляется в области $G = [0 \leq x \leq \delta_\Sigma] \times [0 \leq t \leq t_k]$. Величина координаты δ_Σ численно равна сумме толщин δ_i всех K слоев корпуса ГЛА $\delta_\Sigma = \sum_i^K \delta_i$.

В область G вводится прямоугольная, в общем случае, неравномерная сетка, образованная пересечением линий $x_{n+1} = x_n + h_n$, $0 \leq n \leq N$ и $t_{m+1} = t_m + \tau_m$, $0 \leq m \leq M$. Величины h_n, τ_m переменные по величине шаги сетки по координатам x, t . Очевидно, что при принятой индексации $x_0 = 0, x_N = \delta_\Sigma$.

Уравнение (2) записывается в виде закона сохранения энергии для внутренних узлов области изменения x : $1 \leq n \leq N-1$. Выбирается шаблон и связанная с ним ячейка, рис. 5. Линейризованное уравнение (2) интегрируется на интервале шага по времени предполагая величины $c(x, T_s), \rho(x, T_s)$ соответствующие итерации с номером s ($s = 1, 2, \dots, K$), постоянными [24, 25]:

$$c(x, T_s) \cdot \rho(x, T_s) \cdot [T^{m+1(s)}(x) - T^m(x)] = - \int_t^{t+\tau} \frac{\partial}{\partial x} q(x, T^{(s)}, t) dt \quad (9)$$

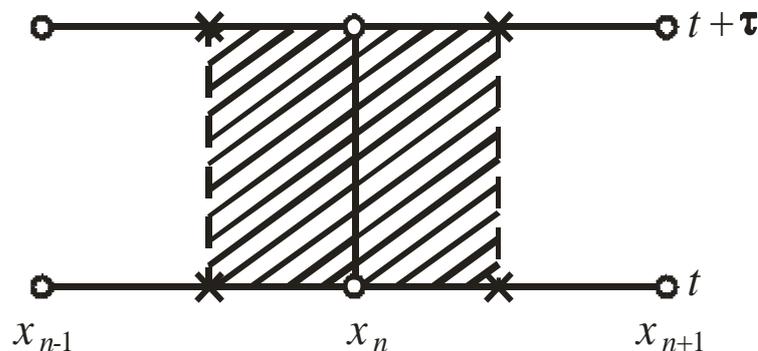


Рисунок 5 – Ячейка шаблона

Значения температуры относятся к узлам сетки, а значения ТП – серединам интервалов [26].

На основе приведенной математической модели разработана методика определения

нестационарных температурных полей, полей градиентов температур и термонапряжений пакета ТЗК асимметричных ГЛА с учётом зависимости теплофизических характеристик теплозащитных материалов от термобарических параметров.

3. Методика оценки параметров тепловой защиты боковой поверхности ГЛА

1. Задача состоит в определении [27]: температурных полей многослойного пакета ТЗК боковой поверхности ГЛА $T = f(x, t)$; полей градиентов температур многослойного пакета ТЗК боковой поверхности ГЛА $\frac{\partial T(x, t)}{\partial x} = f(x, t)$; полей термонапряжений многослойного пакета ТЗК боковой поверхности ГЛА $\sigma = f(x, t)$; толщины каждого слоя многослойного ТЗК $h_{ТЗК_i}$ и пакета $h_{ТЗК}$ в целом ГЛА; ТП, поступившего внутрь ГЛА $Q_{вн}$; внутреннего гермообъёма ГЛА $V_{вн}$; массы каждого слоя многослойного ТЗК $m_{ТЗК_i}$ и пакета теплозащиты $m_{ТЗК}$ в целом ГЛА; необходимого количества теплоносителя $m_{теплоносит}$.

2. Исходные данные: КТХ ГЛА (форма ГЛА s_p , длина ГЛА $l_{ЛА}$, радиус наконечника (сферического притупления) R_n ($R_{сф}$) и др.); ТП, подводимый к поверхности ГЛА $q(s_p, t)$; температура поверхности ГЛА $T(s_p, t)$; количество слоёв и состав пакета ТЗК i ; свойства материалов Φ_i пакета ТЗК (физико-химические, механические, теплотехнические и т.д.).

3. Ограничения: температура внутри отсека меньше заданной $T_{отс} \leq T_{отс_{зад}}$; температура поверхности ТЗК ГЛА меньше температуры разрушения $T_w < T_p$; термонапряжения каждого слоя пакета ТЗК меньше предела прочности данного материала $\sigma_T(x, T, t) < [\sigma_s(x, T)]$; определение температурных полей, полей градиентов температур и полей термонапряжений производится для боковой поверхности ГЛА ($h_{ТЗК} > R_n$).

4. В основу алгоритма определения нестационарных температурных полей, полей градиентов температур и термонапряжений многослойного пакета теплозащиты ГЛА положена математическая модель нестационарного теплопереноса в многослойном пакете теплозащиты боковой поверхности ГЛА с учётом зависимости теплофизических характеристик теплозащитных материалов от термобарических параметров.

Моделирование процесса прогрева многослойного пакета ТЗК проводилось для вариантов сборок № 1 и № 2 со следующими толщинами каждого слоя (материала) начиная с наружного: пакет 1а – (Карбосил-Т (3 мм), КССБ (10 мм), ТМК (variable), Стеклопластик (3 мм)); пакет 1б – (Карбосил-Т (3 мм), КССБ (variable), ТМК (30 мм), Стеклопластик (3 мм)); пакет 2а – (Карбосил-Т (3 мм), Тизам (10 мм), ТМК (variable), АМГ-6 (2 мм)); пакет 2б – (Карбосил-Т (3

мм), Тизам (variable), ТМК (30 мм), АМГ-6 (2 мм)). В ходе проведённых исследований было проведено определение рациональной толщины каждого слоя многослойного покрытия ТЗК ГЛА (рис. 6).

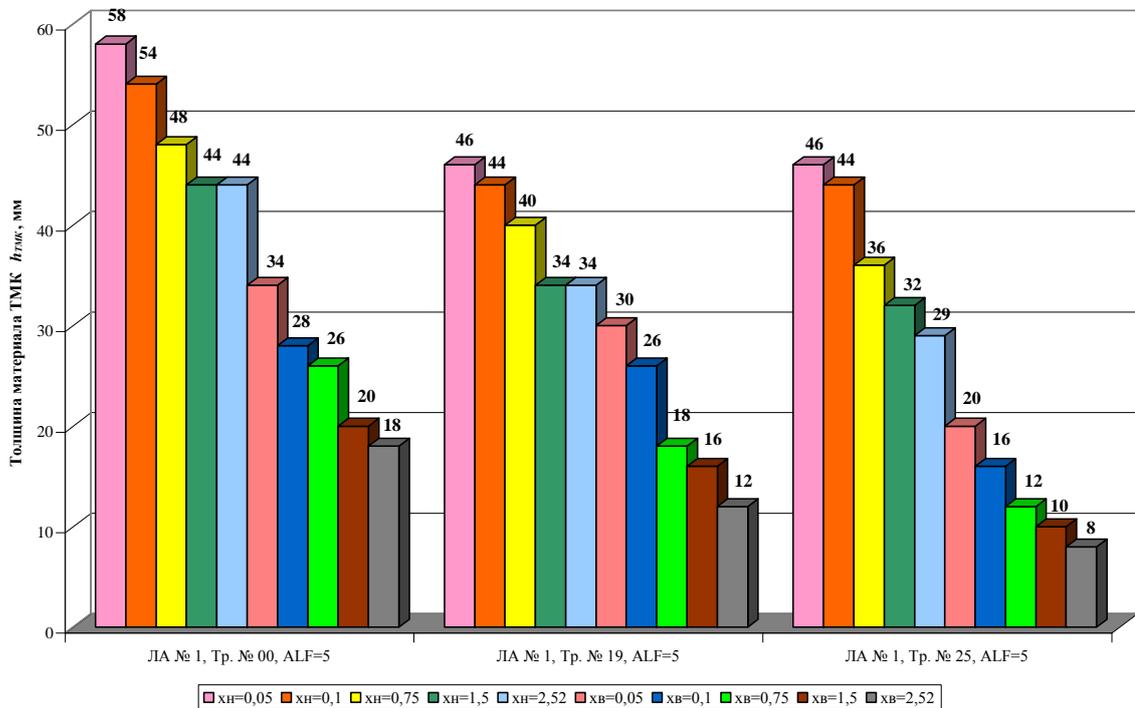


Рисунок 6 – Толщина материала ТМК $h_{ТМК}$ в зависимости от начальных параметров бросания (V_k, h_k, Θ_k) (ГЛА № 1, $\alpha = 5^\circ$, пакет № 1а)

В разработанной методике зависимости $c = f(T, p)$ и $\lambda = f(T, p)$ определены дискретно, а промежуточные значения - путём линейной интерполяции. В результате проведенных исследований в различных точках на внутренней стенке гермообъёма ГЛА выяснилось, что разница температуры, вычисленной при различных условиях (с учётом зависимости теплофизических характеристик теплозащитных материалов от термобарических параметров ($c = f(T, p)$, $\lambda = f(T, p)$) и без учёта ($c = \text{const}$, $\lambda = \text{const}$)), в максимальном своём значении достигает 37%, на конечном участке траектории (пикирование) разница уменьшается до 11%

Для решения задачи обеспечения постоянства температуры внутри отсека во время полёта необходима система термостатирования. В рамках данной работы была проведена оценка параметров системы термостатирования (оценочные расчёты массы теплоносителя, необходимого для выполнения условия $T_{cp} = \text{const}$; оценка тепловой энергии, отдаваемой внутренней стенкой во внутреннюю среду ГЛА (рис. 7); оценка показателя количества тепла).

Результаты проведённых оценок показали, что для обеспечения выполнения условия

$T_{cp} = \text{const}$ если использовать в качестве теплоносителя воду, то, например, для ЛА № 1, Тр. № 00, $\alpha = 0^\circ$, $l_{ЛА} = 2,52$ м необходимо нагреть 1 кг воды на 96,62 град.

Одним из ограничений (при нахождении массы ТЗК, например) является предел прочности материала.

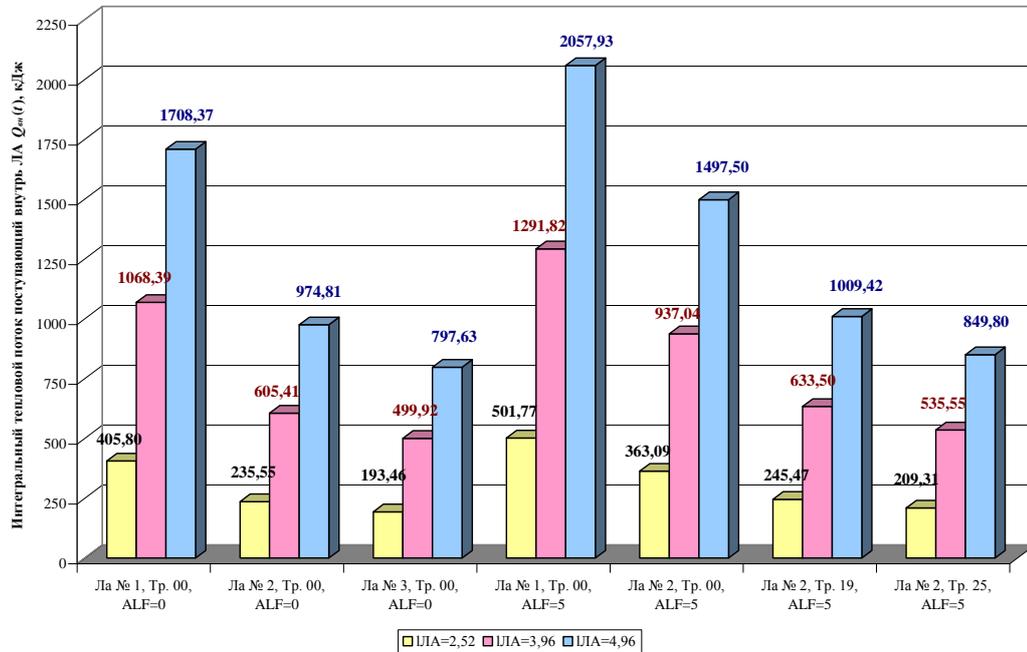


Рисунок 7 – Величина интеграла ТП, поступившего внутрь ГЛА $Q_{ин}$, в зависимости от начальных параметров бросания (V_k, h_k, Θ_k), модели ГЛА, угла атаки α и длины ГЛА $l_{ЛА}$

Формула определения термоупругих напряжений имеет вид [28]:

$$\sigma(T) = E(T)\alpha(T) \left. \frac{\partial T(0,\tau)}{\partial x} \right|_{x=0} dx, \quad (10)$$

где $\sigma(T)$ – термоупругие напряжения; $E(T)$ – модуль упругости; $\alpha(T)$ – коэффициент температурного расширения; $\frac{\partial T(0,\tau)}{\partial x}$ – градиент температур.

Произведя необходимые преобразования, получается что допустимая плотность ТП на поверхности первого слоя q_0 рассчитывается по формуле:

$$[q_0] = \frac{[\sigma(T,0,\tau)]\lambda}{E(T,0,\tau)\alpha(T,0,\tau)dx}, \quad (11)$$

Для рассмотренных выше траекторий №№ 00, 19, 25 была проведена оценка величины предельной плотности ТП для каждого материала пакета ТЗК.

Проведенная оценка предела прочности материалов ТЗК боковой поверхности ГЛА показывает, что плотность теплового потока, подводимого к поверхности ГЛА в любой рас-

чётной точке, при движении ГЛА по любой из исследуемых траекторий, не превышает допустимой плотности теплового потока, при котором происходит разрушение материала.

Масса неразрушающегося ТЗК, обеспечивающая надежную защиту внутреннего гермообъёма от тепловых нагрузок, подводимых к поверхности ГЛА во время его движения в атмосфере, рассчитывается по формуле:

$$m_{ТЗК} = \sum_{g=1}^h m_{ТЗК_g}, \quad (12)$$

где $m_{ТЗК_g}$ – масса g -го элемента (составной части) ТЗК; $g = 1, 2, \dots, h$.

В качестве элементов (составных частей) обычно рассматривают наконечник, усечённый конус, крылья, рули, элевоны, элероны и др.

Масса ТЗК усечённого конуса (боковой поверхности) определяется по формуле:

$$m_{ТЗК_{бок}} = \sum_{i=1}^n m_i, \quad (13)$$

где m_i – масса i -го слоя ТЗК.

Масса i -го слоя ТЗК определяется по формуле:

$$m_i = \rho_i V_i, \quad (14)$$

где ρ_i – плотность материала i -го слоя ТЗК; V_i – объём i -го слоя ТЗК; $i = 1, 2, \dots, n$.

Объём i -го слоя ТЗК рассчитывается по формуле:

$$V_i = V_i' - V_i'', \quad (15)$$

где $V_i' = \int_{x=x_{нач}}^{x_{кон}} (p_{i_e}'(x) + p_{i_n}'(x)) dx$, $V_i'' = \int_{x=x_{нач}}^{x_{кон}} (p_{i_e}''(x) + p_{i_n}''(x)) dx$ – объём усечённого конуса,

рассчитанного по внешней и внутренней границе i -го слоя соответственно; $(p_{i_e}'(x), p_{i_n}'(x))$, $(p_{i_e}''(x), p_{i_n}''(x))$ – внешний и внутренний полупериметр верхней и нижней огибающей поперечного сечения i -го слоя ТЗК ГЛА соответственно.

На основе приведенной методики в результате определения толщины многослойного покрытия ТЗК была проведена оценка внутреннего объёма ГЛА, в результате которого был сделан вывод о возможности размещения внутри гермообъёма ГЛА всех систем, необходимых для выполнения полётного задания. Также была проведена оценка требуемой массы ТЗК боковой поверхности ГЛА, значения которой приведены в табл. 4.

Таблица 4 – Значения требуемой массы ТЗК боковой поверхности ГЛА, совершающего полёт в атмосфере (Тр. № 25, $\alpha = 5^\circ$, пакет 1а)

Модель ЛА	Масса ТЗК боковой поверхности ГЛА $m_{ТЗК_{бок}}$, кг		
	$l_{ЛА} = 2,52$ м	$l_{ЛА} = 3,96$ м	$l_{ЛА} = 4,96$ м
ЛА № 1	47,15	110,44	171,41
ЛА № 2	38,45	92,74	130,63
ЛА № 3	33,60	81,56	114,91

Таким образом, разработанная методика оценки параметров тепловой защиты боковой поверхности ГЛА позволяет на основе траекторно-баллистических параметров и величины теплового потока, подводимого к поверхности, в комплексе рассчитать:

- температурное поле а также поле градиентов температуры многослойного пакета с заданным шагом по времени и толщине;
- температуру внутренней стенки многослойного пакета ТЗК с заданным шагом по времени;
- термонапряжения по пространственному распределению температур;
- тепловой поток, поступивший внутрь гермообъёма;
- количество теплоносителя;
- толщину каждого слоя и пакета в целом многослойного ТЗК, и его массу.

Выводы и рекомендации

В результате проведенных исследований определена возможность обеспечения тепловой защиты асимметричных ГЛА применительно к движению их по труднопрогнозируемым рикошетным траекториям; получены новые данные о характере распределения ТП по поверхности и температуры поверхности, асимметричных ГЛА, обтекаемых как с нулевыми, так и ненулевыми углами атаки; проведена оценка параметров тепловой защиты боковой поверхности ГЛА с учётом воздействия нестационарных ТП к поверхности асимметричных ГЛА, учитывающая зависимость теплофизических характеристик теплозащитных материалов от термобарических параметров с выполнением условия по термонапряжениям каждого слоя пакета ТЗК.

Результаты работы могут найти применение при:

- обосновании тактико-технических требований к перспективным ГЛА при их автоматизированном проектировании;
- формировании технического облика асимметричных ГЛА, реализующих комплексную траекторию;

- определении основных траекторно-баллистических и лётных характеристик ГЛА, совершающих спуск в атмосфере Земли и других планет;
- обосновании и выборе состава многослойного ТЗК асимметричных ГЛА;
- обосновании толщины каждого из материалов многослойного ТЗК асимметричных ГЛА;
- оценке параметров системы термостатирования асимметричных ГЛА;
- исследовании характеристик асимметричных ГЛА.

В качестве направлений дальнейших исследований можно выделить следующие:

- постановка и решение оптимизационной задачи нахождения минимальной массы ТЗК, необходимой для решения задач ГЛА;
- реализация в едином программном комплексе методик:
 - определения параметров движения ГЛА;
 - определения ТП, подводимых к поверхности ГЛА;
 - оценки параметров теплозащиты боковой поверхности ГЛА.

Библиографический список

1. Гром с ясного неба (В пер.) // Популярная механика. – 2007. – № 2 (52). С. 94-101.
2. Prompt Global Strike Update // <http://proceedings.ndia.org/C488/patenaude.ppt>.
3. Requirements for a conventional Prompt Global Strike capability, <http://www.dtic.mil/ndia/20Q1missiles/bille.pdf>.
4. U.S. Conventional Prompt Global Strike: Issues for 2008 and Beyond <http://www.nap.edu/catalog.php?record id= 12061>.
5. US «Prompt Global Strike» Capability: A New Destabilising Sub-State Deterrent in the Making? <http://www.basicint.org/pubs/Papers/VP51.htm>.
6. Нестеров Е.П. Прикладная механика управляемого в атмосфере полета гиперзвуковых летательных аппаратов / Нестеров Е.П. – Серпухов: СВВКИУ РВ, 1994. – 114 с.: ил.
7. Цандер Ф.А. Проблема полёта при помощи ракетных аппаратов / Цандер Ф.А. // Сб. статей под ред. Тихонравова М.К. – М.: Оборонгиз, 1947. – 237 с.: ил.
8. Циолковский К.Э. Реактивные летательные аппараты / Циолковский К.Э – М.: Наука, 1964. – 465 с.: ил.
9. Иванов Н.М. Движение космических летательных аппаратов в атмосферах планет / Иванов Н.М., Мартынов А.И. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1985. – 384 с.: ил.
10. Скиба Г.Г., Царьков А.Н. Применение метода аэродинамической эквивалентности

при определении и анализе аэродинамических коэффициентов асимметричных тел // Изв. АН СССР. МЖГ. – 1986. – № 1. – С. 98...105.

11. Коробков А.А. Вопросы теплотехнического проектирования перспективных гиперзвуковых летательных аппаратов аэробаллистического типа / Коробков А.А., Ватолина Е.Г., Братчев А.В., Забарко Д.А. и др. // Серпухов, МОУ «ИИФ». Известия ИИФ. – № 2 (12). – 2009. – С. 42-49.

12. Методы расчёта теплообмена на поверхности летательных аппаратов при двухмерном и пространственном обтекании. Справочные материалы / Под редакцией В.С. Авдуревского и Б.А. Землянского. – Калининград Моск. обл., 1992.

13. Коробков А.А. Конечноразностная схема и алгоритм расчета полей температур и градиентов температур в многослойном корпусе ГЛА / Коробков А.А., Попов А.Г. // Сб. трудов XXV Межрег. НТК «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных информационных и технических систем», 19-20 октября 2006 г. – Серпухов, 2006. – Часть 2. – С. 245-252.

14. Коробков А.А. Комбинированное многослойное теплозащитное покрытие гиперзвукового летательного аппарата аэробаллистического типа использующего полетную информацию / Коробков А.А // Сб. тезисов докладов Междунар. НТК «Фундаментальные проблемы высокоскоростных течений», 21-24 сентября 2004 г. – Жуковский, ЦАГИ, 2004. – С.70-71.

15. Аргучинцева М.А. Экстремальные задачи при теплообмене пространственных тел, движущихся со сверхзвуковыми скоростями // Прикладная математика и механика / Аргучинцева М.А., Пилюгин Н.Н. – т. 56. вып. 4, 1992. – с. 643-657.

16. Борисов Б.В. Газовая динамика, гидравлика и аэродинамика. Ч.1. Теоретические основы газовой динамики и гидравлика: Учеб. для вузов / Борисов Б.В., Карпович Е.А., Федотов Б.Н. – М.: МО СССР, 1972 – 400 с.: ил.

17. Брыкина И.Г. Осесимметричная аналогия для трехмерных задач вязкого обтекания // Изв. АН СССР. МЖГ / Брыкина И.Г., Русаков В.В. Щербак В.Г. – 1991, № 6. – С. 111-118.

18. Anderson J.D. A Survey of Modern Research in Hypersonic Aerodynamics / Anderson J.D. – AIAA Paper, 1984, № 1578, 24 pp.

19. Hamilton Н.Н. Application of Axisymmetric Analogue for Calculation Heating in Three-dimensional Flows / Hamilton Н.Н., Weilmuenster K. J., De Jarnette F.R. AIAA, 1985, №0245, 15 pp.

20. Rackich J.V. Numerical Computation of Space Shuttle and Surface Streamlines / Rackich J.V. Lanfranco M.J. AIAA Paper, 1976, № 464, 14 p.

21. Арсентьев В.И. Методические рекомендации по оценке характеристик ЛА / Арсентьев В.И., Гусев В.С., Зайченко Ю.В. и др. – М.: РВСН, 1992. – 122 с.: ил.

22. Коробков А.А. Результаты расчетов теплопередачи на поверхности затупленных конусов / Коробков А.А. // Сб. матер. IX Междунар. НК «Решетнёвские чтения», 11-12 ноября 2005г. – Красноярск, 2005 – С. 253-254.

23. Фей Дж., Риделл Ф. Теоретический анализ теплообмена в лобовой точке, омываемой диссоциированным воздухом // Проблемы движения головной части ракет дальнего действия. – М., Изд-во иностр. лит., 1959. – С. 217-256.

24. Самарский А.А. Устойчивость разностных схем / Самарский А.А., Гулин А.В. – М.: Наука, 1973.

25. Самарский А.А. Разностные методы решения задач газовой динамики. – Изд.2-е, перераб. и доп. / Самарский А.А., Попов Ю.П. – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1980. – 352 с.: ил.

26. Коробков А.А. Постановка задачи расчета температурных полей пакета теплозащитного покрытия гиперзвукового летательного аппарата / Коробков А.А., Попов А.Г., Мурашко И.А. // Сб. трудов XXV Межрег. НТК «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных информационных и технических систем», 19-20 октября 2006 г. – Серпухов, 2006. – Часть 2. – С. 241-244.

27. Лох У. Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет. (Пер. Голякова Е.А. и др.) / Под ред. Гансвида И.Н. – М.: Мир, 1966 – 275 с.: ил.

28. Лыков А.В. Теория теплопроводности / Лыков А.В. – М.: Высшая школа, 1967. – 600 с.: ил.

Сведения об авторах

Коробков Алексей Александрович, заместитель начальника научно-исследовательского отдела ФГОУ ВПО «Серпуховской военной академии ракетных войск» Министерства обороны Российской Федерации, к.т.н. доцент

СВИ РВ, ул. Бригадная, д. 17, г. Серпухов Московской обл., 142210, тел./факс (4967) 36-21-66; e-mail: korobkow@mail.ru