

УДК: 533.6.011

ОЦЕНКИ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА МАЛОРАЗМЕРНОГО КРЫЛАТОГО ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

А.В. Ваганов, В.Г. Дмитриев, С.М. Задонский, А.Ю. Киреев,
А.С. Скуратов, Э.А. Степанов
alexvaganov@yandex.ru

*Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского (ЦАГИ)
г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия
Московский физико-технический институт (университет), ФАЛТ
г. Жуковский, Московская обл., 140180, Россия*

Аннотация. Приводится инженерная методика расчета равновесных температур на поверхности малоразмерного многоразового возвращаемого аппарата, предназначенного для доставки людей и грузов на орбиту. Облик аппарата разрабатывается в ЦАГИ. Методика позволяет построить температурную схему аппарата, включая носок фюзеляжа и переднюю кромку крыла, для которых проводился расчет вдоль всей траектории спуска аппарата с использованием инженерной программы. Она включает в себя аппроксимации ранее проведенных численных расчетов уравнений тонкого вязкого ударного слоя, а также известную формулу Фэя-Ридделла для равновесного течения. Учитывается каталитическая активность поверхности и поправка на разреженность, связанная с тем, что в реальных условиях полета обтекание может выходить за рамки применимости уравнений пограничного слоя. Для наиболее теплонапряженных точек траектории, выявленных с помощью инженерной программы, проведены также численные расчеты двумерного неравновесного обтекания затупленных тел с использованием модели полного вязкого ударного слоя. Для определения температур на нижней и верхней поверхности аппарата использовалась также инженерная программа MARK-IV и аналогия с аппаратом «Буран». Методика позволяет быстро и эффективно оценить аэродинамическое нагревание аппарата, когда на начальном этапе проектирования варьируются его геометрические и траекторные параметры.

ESTIMATIONS OF LOW-SIZED WINGED REENTRY VEHICLE HEAT REGIMES ON THE STAGE OF ITS DESIGNING

A.V. Vaganov, S.M. Zadonsky, A.Yu. Kireev, A.S. Skuratov, E.A. Stepanov
alexvaganov@yandex.ru

*Central Aerohydrodynamic Institute named after Prof. N.E. Zhukovsky (TsAGI)
Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia
Moscow Institute of Physics and Technology, Dep. of Aeromechanics and Flying Engineering
Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia*

Abstract. Engineering method of equilibrium temperature estimation on the low-sized winged reentry vehicle surface is under consideration. The vehicle is intended for delivery of people and loads to the Earth's orbit. The vehicle aspect is designed at TsAGI. The method allows to construct the temperature scheme including fuselage nose and leading edge of the wing for which calculations have been performed along the all descent trajectory using engineering program. This program includes approximation of performed earlier numerical calculations of the thin viscous

shock layer and known Fay-Riddell formula for equilibrium flow. Catalytic activity of the surface and rarefaction correction concerning to the real flight conditions when vehicle streamline can go out beyond the frames of boundary layer equations application taken into account. For the most heat intense trajectory points revealed with the help of engineering program, numerical calculations of 2D nonequilibrium streamline of blunted body using the model of full viscous shock layer were performed. Engineering program MARK-IV and analogy with "Buran" were used also for temperature determination on the windward and leeward surfaces of the vehicle. The method allows to estimate fast and effectively aerodynamics heating of the vehicle on the initial stage of its designing when geometrical and trajectories parameters are varied.

Одной из важнейших задач при создании возвращаемого аппарата (ВА), результаты решения которой в значительной мере определяют его тактико-технические характеристики, является задача определения равновесных температур на поверхности. При этом тепловое проектирование аппарата обычно противоречит требованиям аэродинамического проектирования и в некоторых случаях может внести значительные коррективы в аэродинамическую компоновку аппарата. Создание температурной схемы перспективного возвращаемого аппарата является сложной, комплексной проблемой, связанной с проявлением неравновесности физико-химических процессов в потоке, каталитичности поверхности, вязко-невязкого взаимодействия, ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое.

Для перспективных аппаратов самолетного типа особенно важно определить тепловые режимы таких наиболее теплонапряженных участков поверхности аппарата, как носок фюзеляжа и передние кромки крыльев. Максимальные температуры внешней и внутренней поверхностей применяемого теплозащитного покрытия (ТЗП) не должны превышать допустимых значений. Таким образом, толщина ТЗП зависит от геометрии аппарата и траектории его входа в атмосферу Земли. Поэтому уже на этапе проектирования аппарата возникает необходимость оптимизировать его геометрические, траекторные, весовые и прочие параметры. Поскольку имеющиеся численные методы не предназначены для массовых параметрических расчетов, то наряду с ними с целью определения теплового режима возвращаемых аппаратов в ЦАГИ применяются инженерные методы.

В настоящей работе рассматривается тепловой режим малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата массой 9 т, компоновка которого разработана в ЦАГИ [1]. Компоновка выполнена в схеме «бесхвостка» с низкорасположенным крылом двойной стреловидности и концевыми киями, рис. 1. Длина аппарата составляет 10.2 м, размах крыла 10.3 м, радиус носка фюзеляжа аппарата $R=0.451$ м, передней кромки крыла в концевом сечении $R=0.078$ м. Угол стреловидности наплыва крыла составляет $\chi=77^\circ$, самого крыла 50° . Таким образом, линейные размеры рассматриваемого аппарата приблизительно в 3 раза меньше, чем «Бурана» [2].

Важным этапом исследований, определяющих облик возвращаемого аппарата, является поиск оптимальной траектории, реализующей максимум боковой дальности при заданном ограничении на равновесную температуру, например, в критических точках элементов компоновки. Поиск оптимальных программ, определяющих изменения угла крена и угла атаки по траектории спуска, требует длительной итерационной процедуры. При этом напряженность теплового режима определяется не только максимальной равновесной температурой, но и временем прогрева, которое увеличивается пропорционально эффективному гиперзвуковому аэродинамическому качеству. В ЦАГИ были рассчитаны 5 траекторий входа аппарата в атмосферу, отличающихся балансирующим углом атаки на гиперзвуковых скоростях и, следовательно, боковой дальностью. Названия траекторий с указанием боковой дальности приведены в таблице 1.

Траекторные данные спуска аппарата в атмосфере в области максимального аэродинамического нагрева в диапазоне высот 60 – 80 км приведены на рис. 2. В диапазоне высот 110÷60 км угол атаки аппарата α составляет величину, указанную в таблице 1, далее он убывает пропорционально скорости. Из графика на рис. 2 видно, что наиболее тяжелой с точки зрения аэродинамического нагрева траекторией является траектория $\alpha=30$ $\alpha_2=4.2$ (при одной и той же скорости она лежит ниже остальных траекторий). В то же время, эта траектория имеет максимальную боковую дальность 2143 км (таблица 1).

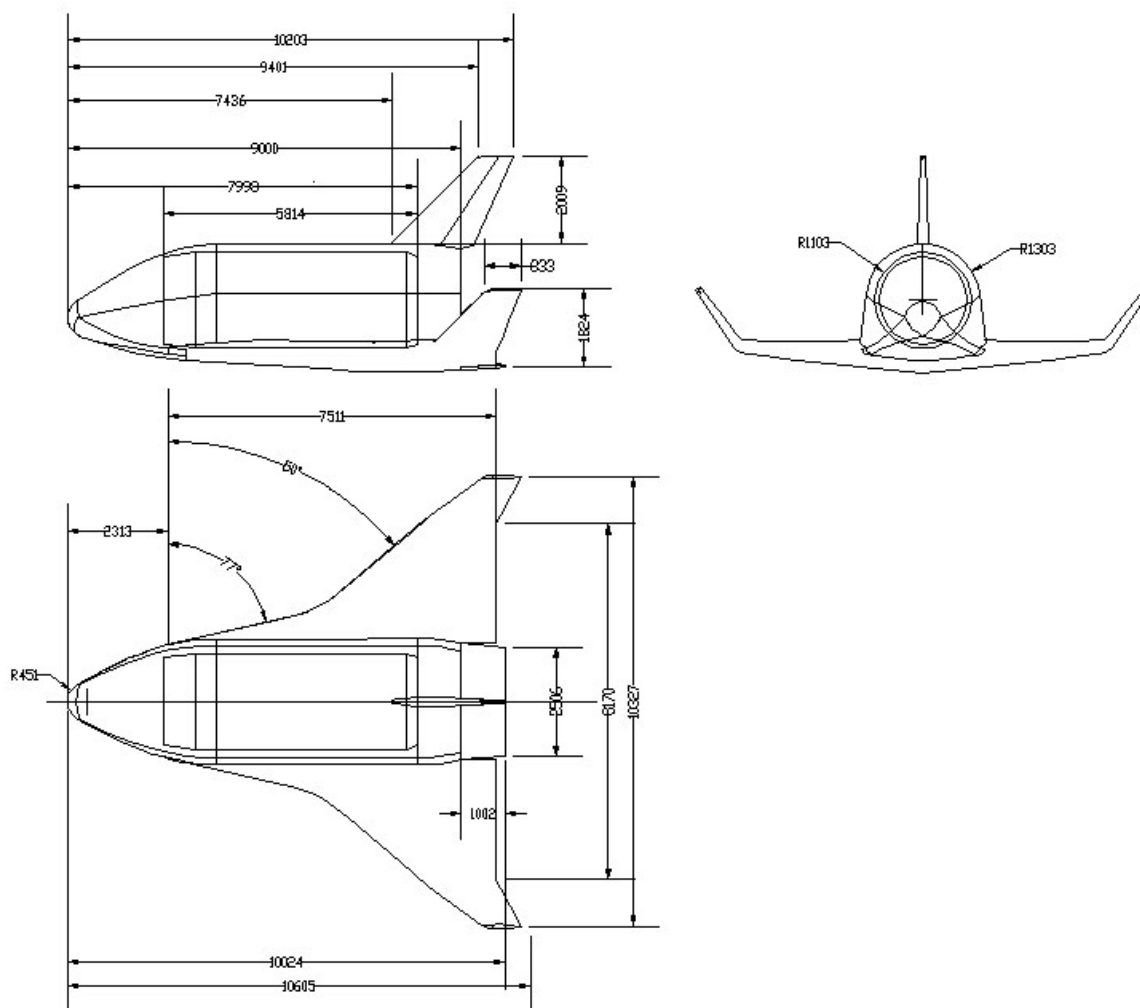


Рис. 1. Схема малоразмерного возвращаемого аппарата

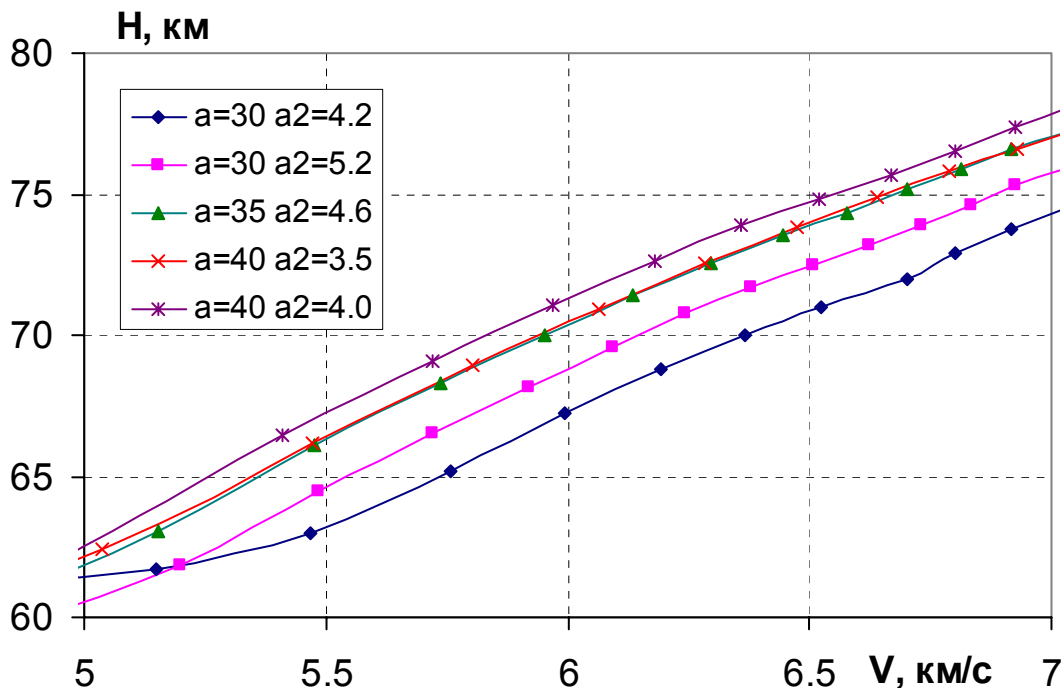


Рис. 2. Траектории спуска аппарата в области максимального аэродинамического нагрева

Таблица 1

№	Траектория	Угол атаки α , град.	Боковая дальность, км
1	a=30 a2=4.2	30	2143
2	a=30 a2=5.2	30	1935
3	a=35 a2=4.6	35	1546
4	a=40 a2=3.5	40	1353
5	a=40 a2=4.0	40	1247

1. Принятые ограничения температуры. Важным моментом является требование многоразовости, предъявляемое к аппарату (не менее 25 полетов). Это означает, что теплозащита должна выдержать такое количество циклов без заметной деградации. Кроме того, это означает, что нельзя прибегнуть к теплозащите носка и кромок крыльев с помощью хорошо отработанных в настоящее время абляционных материалов, которые в принципе могут выдержать любые тепловые нагрузки.

Для «Бурана» были созданы и испытаны материалы, предназначенные для теплозащиты различных участков его поверхности. Для носка фюзеляжа и передних кромок крыльев использовался материал «углерод-углерод», способный многократно функционировать при температурах до 1650⁰С. Для нижней поверхности фюзеляжа использовался материал на основе супертонкого кварцевого волокна с противозерозионным черным покрытием с рабочей температурой до 1260⁰С.

При входе в атмосферу малоразмерного аппарата можно ожидать, что температура на его поверхности будет выше, чем проектная для «Бурана» или аппарата «Space Shuttle». Особенно это касается носка фюзеляжа и передних кромок крыльев. Подтверждением является опыт полетов аппарата «Бор-5» (копии «Бурана» в масштабе 1:8). Температура носка и передних кромок крыльев при спуске аппарата на участке траектории входа с максимальным нагреванием превысила 2000⁰С [2].

За последние годы достигнут некоторый прогресс в создании теплозащитных материалов. В частности, прошли многократные испытания антиокислительные покрытия для углерод-керамических материалов на рабочие температуры 1750 – 1950⁰С [3]. В связи с этим для носка фюзеляжа и кромок крыла нового аппарата было принято ограничение температуры 1800⁰С. Для нижней поверхности аппарата принято ограничение 1300⁰С.

2. Методика расчета радиационно-равновесной температуры в критической точке носка фюзеляжа и на критической линии кромки крыла. Носок фюзеляжа и кромки крыльев относятся к наиболее теплонапряженным участкам поверхности гиперзвукового летательного аппарата. Максимум теплообмена реализуется соответственно в критической точке и на критической линии крыла и зависит от параметров набегающего потока и от геометрических параметров носка и кромок. В качестве последних в приближенных инженерных методах расчета используют местные радиусы в критической точке (линии), а также эффективный угол стреловидности крыла, определяемый по соотношению [4, 5]:

$$\sin \chi_{\text{эф}} = \cos \alpha \sin \chi + \sin \alpha \cos \chi \cos(90^\circ - \psi), \quad (1)$$

где α - угол атаки, $\psi=7^\circ$ - угол поперечного V крыла. При расчете тепловых потоков на критической линии крыла использовалось приближение для изолированного скользящего цилиндра.

Если известен эффективный угол стреловидности $\chi_{\text{эф}}$, то тепловой поток на критической линии можно определить по соотношению [6]:

$$\frac{q_{\text{wc}}}{q_{\text{wc}}(0)} = \cos^{1,25}(\chi_{\text{эф}}), \quad (2)$$

где $q_{\text{wc}}(0)$ – тепловой поток на критической линии поперечно обтекаемого цилиндра.

Поскольку реальные параметры обтекания крыльев неизвестны, то принимается условие, что они, как и носок фюзеляжа, обтекаются невозмущенным потоком. В этом случае тепловые потоки на сфере и цилиндрической кромке крыла связаны известным соотношением:

$$\frac{q_{\text{ws}}}{q_{\text{wc}}(0)} = \sqrt{2} \quad (3)$$

Это соотношение автоматически выполняется, если для расчетов использовать понятие эффективного радиуса $R_{\text{эф}}$, которое определяется по соотношению:

$$\frac{1}{R_{\text{эф}}} = 0,5 \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right), \quad (4)$$

где R_1 и R_2 – главные радиусы кривизны поверхности в рассматриваемой точке.

Использование соотношения (4) позволяет проводить **расчеты** в общем случае пространственной критической точки, используя расчетные формулы, полученные для наиболее изученных случаев обтекания сферы или цилиндра.

При расчетах тепловых нагрузок в критической точке сферического носка гиперзвукового летательного аппарата хорошо зарекомендовала себя формула Фэя и Ридделла [7]:

$$q_{w0} = 0,76 \text{Pr}^{-0,6} (\rho_w \mu_w)^{0,1} (\rho_0 \mu_0)^{0,4} \left\{ 1 + \left(\text{Le}^{0,52} - 1 \right) \frac{h_D}{h_0} \right\} (h_0 - h_w) \sqrt{\left(\frac{du_e}{dx} \right)_0}, \quad (5)$$

где индексы “w” и “0” означают условия на поверхности и в точке торможения потока (критической точке), ρ , μ – плотность и коэффициент динамической вязкости потока, h – энтальпия, h_D – энтальпия диссоциации, Le – число Льюиса. Градиент скорости в критической точке рекомендуется определять по формуле:

$$\left(\frac{du_e}{dx}\right)_0 = \left(\frac{1}{R_N}\right) \left[\frac{2(\rho_0 - \rho_\infty)}{\rho_0}\right]^{\frac{1}{2}} \quad (6)$$

Формула (5) получена путем корреляции результатов расчетов уравнений пограничного слоя, проведенных в широком диапазоне высот, скоростей полета и температуры стенки. Течение в пограничном слое полагалось химически равновесным.

Следует отметить, что в реальных условиях полета обтекание может выходить за рамки применимости уравнений пограничного слоя и требует учета эффектов разреженности. В качестве параметра разреженности в ЦАГИ принято использовать число Рейнольдса

$Re_0 = \frac{\rho_\infty u_\infty R_N}{\mu(T_0)}$, где ρ_∞ , u_∞ - плотность и скорость набегающего потока, μ - коэффициент

динамической вязкости, T_0 - температура в точке торможения потока. Для представления данных по теплообмену часто используется безразмерный коэффициент - число

$St = \frac{q}{\rho_\infty u_\infty (h_0 - h_w)}$, где q - тепловой поток, h_0 , h_w - полная энтальпия потока в

невозмущенном потоке и при температуре стенки в рассматриваемой точке. В области применимости теории пограничного слоя с хорошей точностью можно принять, что $St\sqrt{Re_0}$ является константой, зависящей от температурного фактора. Однако согласно имеющимся расчетным и экспериментальным данным, пик этой величины достигается при $Re_0 \approx 100$. Так, например, при температурном факторе $T_w/T_0 \approx 0.1$ в области применимости теории пограничного слоя $St\sqrt{Re_0} = \text{const} \approx 2$ [8]. Однако при $Re_0 \approx 100$ это соотношение достигает величины 2.2, т.е. теплообмен возрастает примерно на 20% по сравнению с тем, что предсказывает теория пограничного слоя. Учет эффектов разреженности особенно актуален для летательных аппаратов с малыми радиусами головных частей, для которых максимум теплообмена реализуется при $Re_0 \leq 1000$. В частности, для рассматриваемого аппарата в области максимального нагревания упомянутое число Рейнольдса составляет $Re_0 = 80 \div 90$. В программе, с помощью которой в настоящей работе были проведены расчеты радиационно-равновесных температур, использованы все приведенные выше соотношения, включая формулу Фейя-Ридделла (5) и учет эффектов разреженности. Учет проводится по модифицированному варианту методики, изложенной в работах [8, 9].

Программа позволяет также провести оценку влияния на теплообмен и радиационно-равновесную температуру коэффициента каталитичности поверхности k_w , включая его крайние значения $k_w \rightarrow \infty$ (идеально каталитическая поверхность) и $k_w \rightarrow 0$ (абсолютно некаталитическая поверхность). Методики учета каталитичности поверхности основаны на параметрах подобия, полученных из приближенных решений уравнений пограничного слоя, и аппроксимациях, полученных из имеющихся приближенных и численных решений уравнений пограничного слоя и тонкого вязкого ударного слоя. Соответствующие подходы к такому учету можно найти, например, в работах [10 - 12].

Расчеты радиационно-равновесной температуры проводились с использованием обычного предположения, что конвективный тепловой поток, вызванный аэродинамическим нагревом, рассеивается в окружающее пространство [5]:

$$q_w = \varepsilon \sigma T_w^4, \quad (7)$$

где ε - интегральная излучательная способность поверхности (в расчетах принято $\varepsilon = 0,8$, $\sigma = 5,67 \times 10^{-8}$ Вт/(м²×град⁴) - постоянная Стефана-Больцмана. Это предположение достаточно хорошо выполняется для низкотеплопроводной неуносимой теплозащиты.

Течение в ударном слое на теплонапряженных участках траектории входа может быть существенно неравновесным. Это делает целесообразным дополнение приближенных

расчетов более точными численными. Задача определения конвективных тепловых потоков и концентраций атомарного кислорода на поверхности аппарата с учетом неравновесности решалась численно с использованием уравнений полного вязкого ударного слоя (ПВУС) методом глобальных итераций.

Для осесимметричного (сферически затупленный конус с радиусом затупления R_n , углом полураствора φ) вязкого неравновесного многокомпонентного течения воздуха уравнения ПВУС имеют вид:

1. Уравнение неразрывности

$$\frac{\partial}{\partial s}((r+y\cos\varphi)^j \rho u) + \frac{\partial}{\partial y}((1+ky)(r+y\cos\varphi)^j \rho v) = 0 \quad (8)$$

2. Уравнение s-момента

$$\frac{1}{1+ky} \rho u \frac{\partial u}{\partial s} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho uv \frac{k}{1+ky} + \frac{1}{1+ky} \frac{\partial P}{\partial s} = \varepsilon^2 \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - u \frac{k}{1+ky} \right) \right] + \varepsilon^2 \mu \left(\frac{2k}{1+ky} + \frac{j\cos\varphi}{r+y\cos\varphi} \right) \left(\frac{\partial u}{\partial y} - u \frac{k}{1+ky} \right) \quad (9)$$

3. Уравнение y-момента

$$\frac{\partial P}{\partial y} = \frac{k}{1+ky} \rho u^2 - \frac{1}{1+ky} \rho u \frac{\partial v}{\partial s} - \rho v \frac{\partial v}{\partial y} \quad (\text{Полный вязкий ударный слой}) \quad (10)$$

$$\frac{\partial P}{\partial y} = \frac{k}{1+ky} \rho u^2 \quad (\text{Тонкий вязкий ударный слой}) \quad (11)$$

4. Уравнение энергии

$$\frac{1}{1+ky} \rho u C_p \frac{\partial T}{\partial s} + \rho v C_p \frac{\partial T}{\partial y} - \frac{1}{1+ky} u \frac{\partial P}{\partial s} - v \frac{\partial P}{\partial y} = \varepsilon^2 \frac{\partial}{\partial y} \left(K \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \varepsilon^2 \left(\frac{k}{1+ky} + \frac{j\cos\varphi}{r+y\cos\varphi} \right) K \frac{\partial T}{\partial y} - \varepsilon^2 \sum_{i=1}^{ns} J_i C_{p_i} \frac{\partial T}{\partial y} + \varepsilon^2 \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} - \frac{ku}{1+ky} \right)^2 - \sum_{i=1}^{ns} h_i \dot{w}_i \quad (12)$$

5. Уравнения сохранения концентраций i- той компоненты

$$\frac{1}{1+ky} \rho u \frac{\partial c_i}{\partial s} + \rho v \frac{\partial c_i}{\partial y} = \dot{w}_i - \varepsilon^2 \frac{\partial}{\partial y} (J_i) - \varepsilon^2 \left(\frac{k}{1+ky} + \frac{j\cos\varphi}{r+y\cos\varphi} \right) J_i \quad (13)$$

Здесь приняты обозначения: s, y – криволинейные координаты, k- коэффициент кривизны, c_i - массовая концентрация компонента i, $J_i = -\frac{\mu}{Pr} Le_i \frac{\partial c_i}{\partial y}$ - диффузионный массовый

поток компонента i, K - коэффициент диффузии, $\varepsilon^2 = \sqrt{\frac{\mu_{ref}}{\rho_\infty U_\infty R_n}}$, В осесимметричном случае

$j=1$, в плоском $j=0$, h_i - энтальпия образования компонента i, \dot{w}_i - скорость формирования компонента i. Остальные обозначения- общепринятые.

Течение является химически неравновесным, т.е., время химической реакции сравнимо с газодинамическим. Учтены следующие реакции формирования компонент смеси O_2 , N_2 , NO , O , N , NO^+ и e^- :

Таблица 2

Реакция	A_f	b_f	C_f
$N_2+M=N+N+M$	$7,0 \cdot 10^{21}$	-1,60	113200
$O_2+M=O+O+M$	$2,0 \cdot 10^{21}$	-1,50	59750
$NO+M=N+O+M$	$5,0 \cdot 10^{15}$	0,00	75500
$NO+O=N+O_2$	$8,4 \cdot 10^{20}$	0,00	19450
$N_2+O=NO+N$	$6,4 \cdot 10^{17}$	-1,00	38370
$N+O=NO^++e^-$	$2,4 \cdot 10^{10}$	0,50	32150

Константы скорости реакций зависят от температуры по закону Аррениуса:

$$k_f = A_f T^{b_f} e^{-\frac{c_f}{T}}, \left[\frac{\text{см}^3}{\text{моль} \times \text{с}} \right]$$

Вращательные и колебательные температуры молекул приняты равными поступательной температуре газа, на ударной волне приняты обобщенные условия Рэнкина – Гюгонио. На теле – условия прилипания и каталитичности (абсолютно каталитическая $c_i = c_{i\infty}$ и некаталитическая поверхности $\left. \frac{\partial c_i}{\partial n} \right|_{\text{wall}} = 0$).

Конвективный тепловой поток определен из соотношения $q_w = - \left[K^* \frac{\partial T^*}{\partial n^*} - \sum_{i=1}^{ns} h_i^* J_i^* \right] \Big|_{\text{wall}}$, где индекс (*) обозначает, что соответствующая величина – размерная,

Равновесная температура поверхности T_w определяется из соотношения (7).

2. Результаты расчетов радиационно-равновесной температуры в критической точке носка фюзеляжа и на критической линии кромки крыла. На рис. 3 и 4 представлены расчетные значения равновесной температуры носка фюзеляжа и кромки крыла вдоль траектории входа $a=35$ $a_2=4.6$ в диапазоне высот $50 \div 90$ км. Расчеты проводились для идеально каталитической поверхности ($K_w=\infty$), абсолютно некаталитической поверхности ($K_w=0$) и конечно каталитической поверхности (скорость реакции на поверхности $K_w=3.3$ м/с, что характерно для теплозащитных материалов типа углерод-углерод).

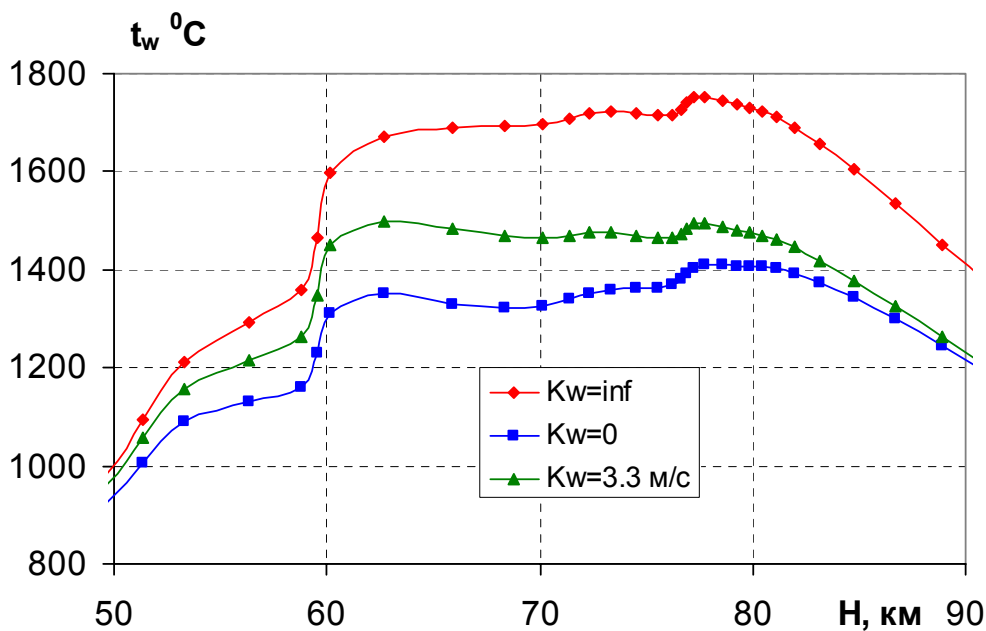


Рис. 3. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$. Равновесная температура носка фюзеляжа

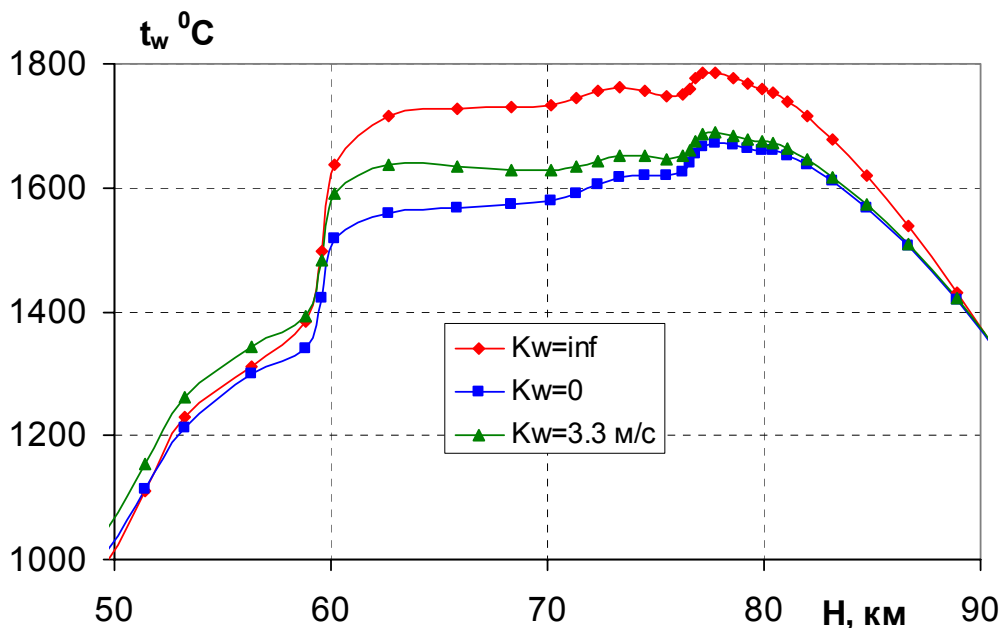


Рис. 4. Траектория a_{35} $a_2=4.6$. Равновесная температура передней кромки крыла

Расчеты показывают, что максимальные температуры на носке и кромке крыла реализуются на высотах от 80 до 60 км. При этом изменение температур на этом участке траектории незначительно. Согласно траекторным данным указанный участок будет проходиться аппаратом приблизительно за 900 секунд.

Учет каталитической активности поверхности приводит к значительному изменению температуры, что иллюстрируется рис. 5, где показано отличие температуры идеально каталитической поверхности ($K_w = \infty$) от температуры абсолютно некаталитической поверхности ($K_w = 0$) и поверхности со скоростью реакции $K_w = 3.3$ м/с. Видно, что в первом случае в точке максимального нагрева разница достигает 370°C , во втором 260°C .

На рис. 6 и 7 приведены сводные графики для 5-ти рассматриваемых траекторий (скорости реакций на поверхности $K_w = 3.3$ м/с). В таблицах 3 и 4 показаны значения максимальных равновесных температур носка фюзеляжа и передней кромки крыла для $K_w = 3.3$ м/с.

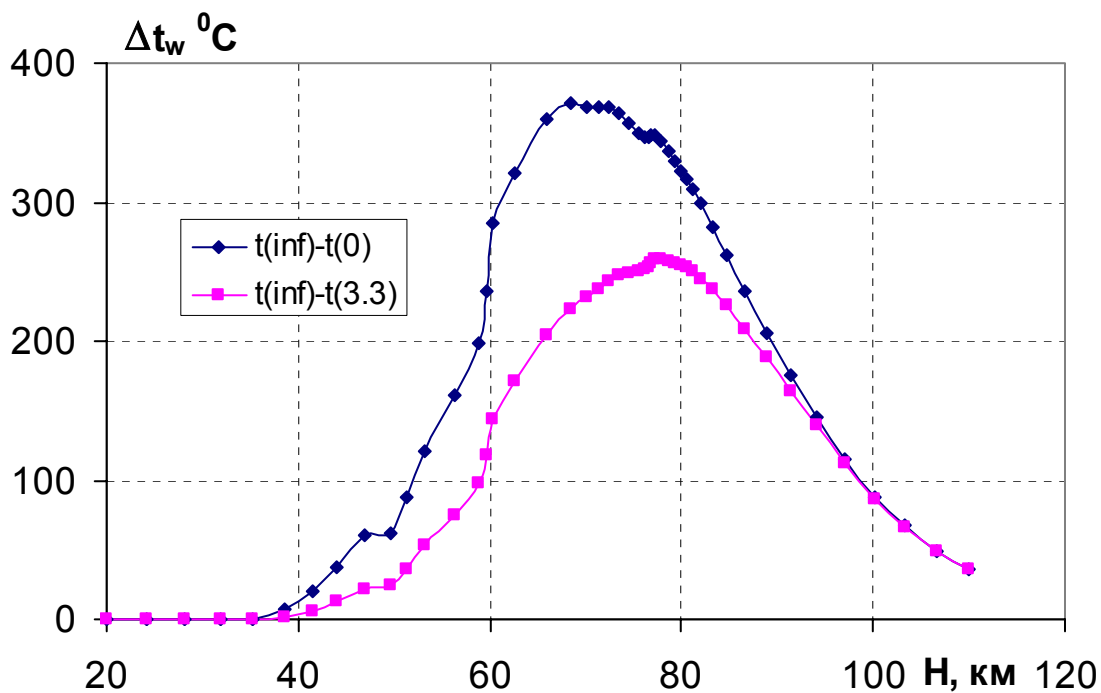


Рис. 5. Влияние каталитической активности поверхности на равновесную температуру носка фюзеляжа. Траектория а35 а2=4.6

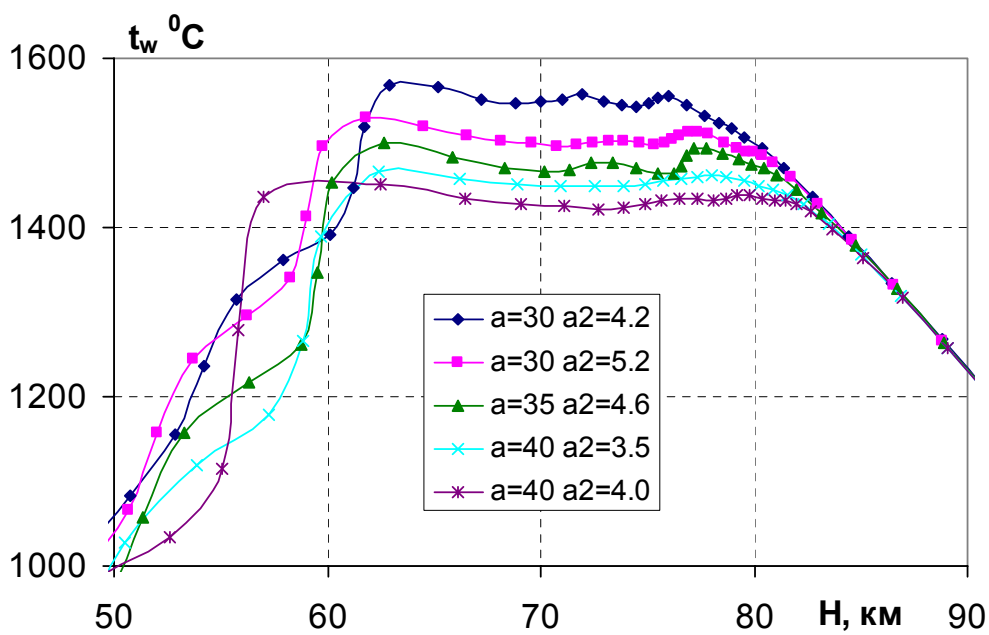


Рис. 6. Температура носка фюзеляжа. $K_w=3.3$ м/с

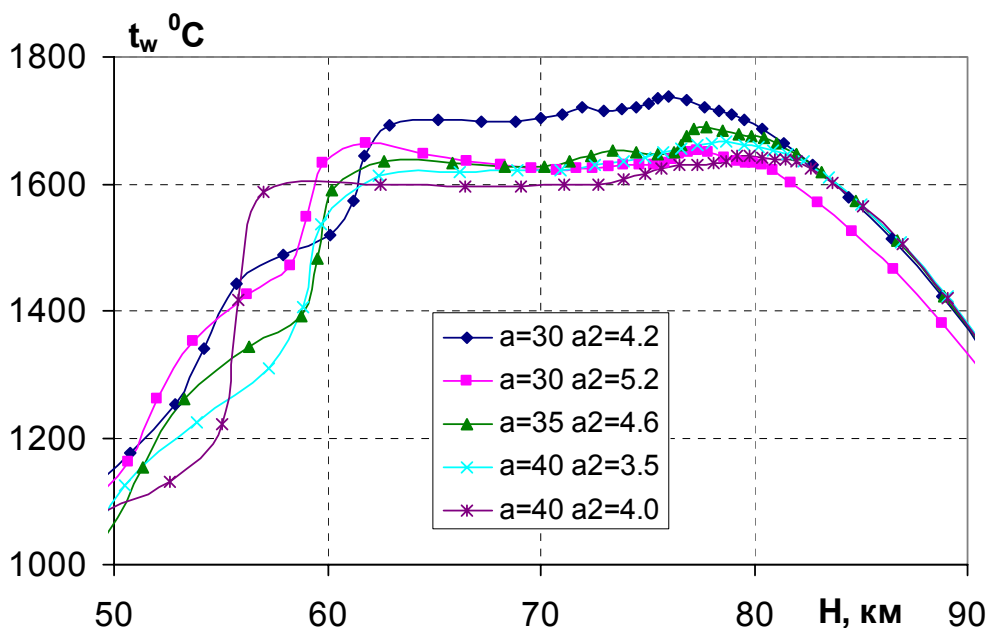


Рис. 7. Температура передней кромки крыла. $K_w=3.3$ м/с

Таблица 3. Максимальная температура носка фюзеляжа при $K_w=3.3$ м/с

№	Траектория	H, км	V, м/с	t_w °C
1	a=30 a2=4.2	62.95	5469.7	1567
2	a=30 a2=5.2	61.84	5198.6	1530
3	a=35 a2=4.6	60.19	5191.2	1500
4	a=40 a2=3.5	62.39	5036.3	1466
5	a=40 a2=4.0	62.49	4996.3	1451

Таблица 4. Максимальная температура кромки крыла при $K_w=3.3$ м/с

№	Траектория	H, км	V, м/с	t_w °C
1	a=30 a2=4.2	75.99	7318.1	1713
2	a=30 a2=5.2	77.32	7328.5	1626
3	a=35 a2=4.6	77.78	7306.1	1671
4	a=40 a2=3.5	78.73	7280	1649
5	a=40 a2=4.0	79.75	7327.4	1630

Максимальная равновесная температура на носке фюзеляжа и передней кромке крыла прогнозируется на траектории $a=30$ $a_2=4.2$, имеющей максимальную боковую дальность, таблица 1. Минимальная температура может иметь место на траектории $a=40$ $a_2=4.0$ с минимальной боковой дальностью. Температура носка фюзеляжа ниже температуры передней кромки крыла. Максимальное значение температуры носка для всех рассматриваемых траекторий оценивается на высоте приблизительно 62 км, в то время как для передней кромки крыла она может быть достигнута на значительно большей высоте (75 ÷ 80 км). Это связано с комбинированным влиянием угла атаки аппарата и конструктивного угла стреловидности крыла на эффективный угол стреловидности $\chi_{эф}$, соотношение (1). Из таблиц 3 и 4 следует, что максимальная равновесная температура передней кромки крыла на всех исследуемых точках траекторий не превышает 1800°С, принятой максимальной для перспективных материалов, раздел 1.

Приведенные выше оценочные результаты получены для равновесного состояния течения в ударном слое между головной ударной волной и поверхностью. Для иллюстрации влияния неравновесности течения в ударном слое на величину температуры проведены численные расчеты 4-х точек траектории $a=35$ $a_2=4.6$, расположенных в области максимального нагревания. На рис. 8 и 9 представлены значения равновесных температур, полученных при условии равновесного течения (в легенде на графике обозначено F-R) и неравновесного течения (CFD). Расчеты неравновесного течения произведены для 2-х крайних значений скорости реакций. Здесь приводятся результаты для $K_w=0$, наиболее близкого случая к значению $K_w=3.3$ м/с, характерному для ТЗП.

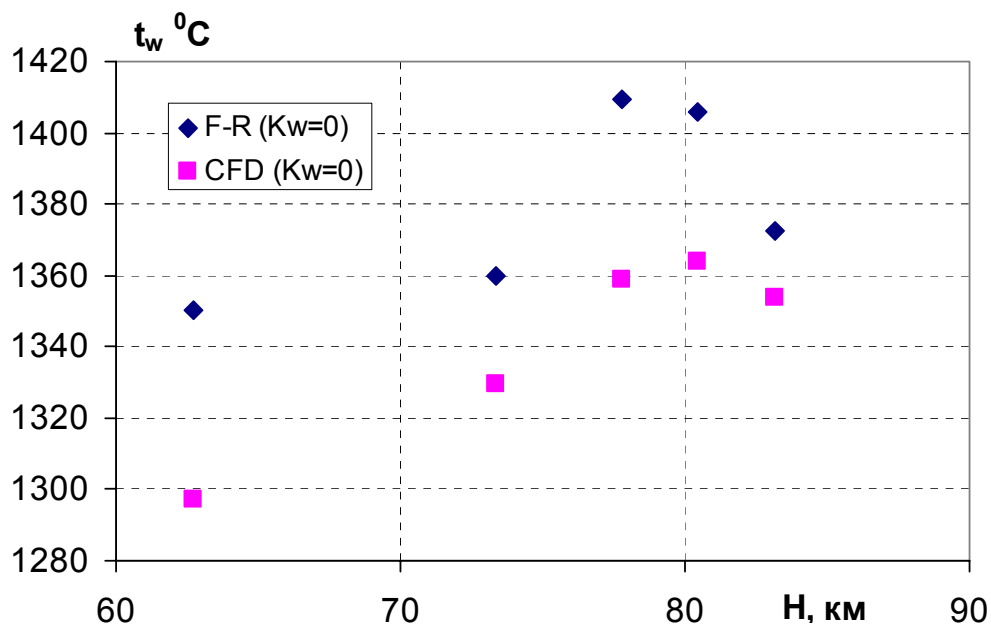


Рис. 8. Влияние неравновесности на температуру носка фюзеляжа. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$

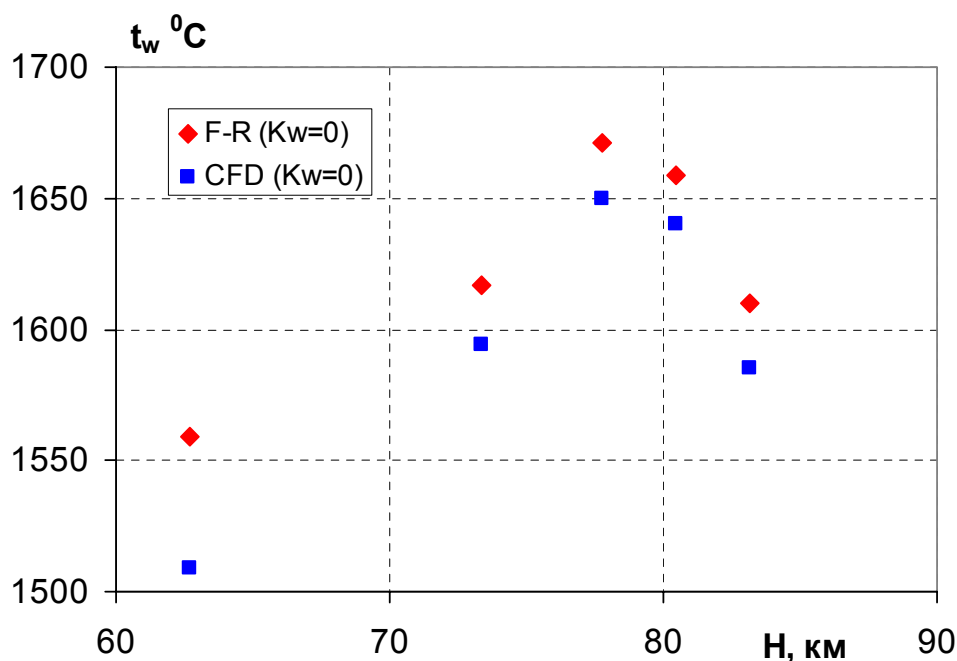


Рис. 9. Влияние неравновесности на температуру передней кромки крыла. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$

Видно, что учет неравновесности течения в ударном слое приводит к снижению температуры, причем в разных точках траектории снижение разное. Как отмечалось выше, максимальная температура на носке фюзеляжа на траектории $\alpha=35^\circ$ $\alpha_2=4.6^\circ$ прогнозировалась на высотах порядка 62 км. На этих высотах снижение составляет порядка 50° , рис. 8. Наличие максимума температуры на передней кромке крыла возможно на высотах $75\div 80$ км. Снижение температуры в этом случае составляет всего около 20°C , рис. 9. Наши оценки показали, что влияние неравновесности на температуру для аппарата рассматриваемой конфигурации и траектории больше проявляется на носке, чем на передней кромке крыла. Вместе с тем, близость результатов, полученных по двум методикам, демонстрируют их непротиворечивость, справедливость и возможность применения.

На рис. 10 и 11 представлены концентрации атомарного кислорода (важной характеристики при разработке противоокислительных покрытий) на поверхности носка фюзеляжа и передней кромки крыла в конечном сечении в случае некаталитической стенки ($K_w=0$).

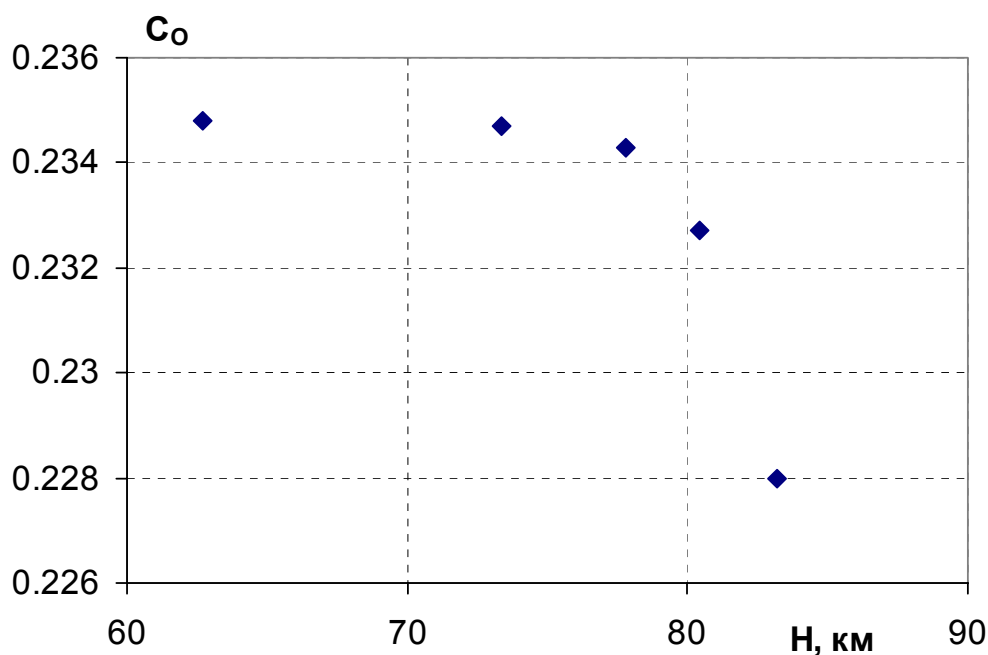


Рис. 10. Концентрация атомарного кислорода на поверхности носка фюзеляжа.
Траектория $\alpha=35^\circ$ $\alpha_2=4.6^\circ$

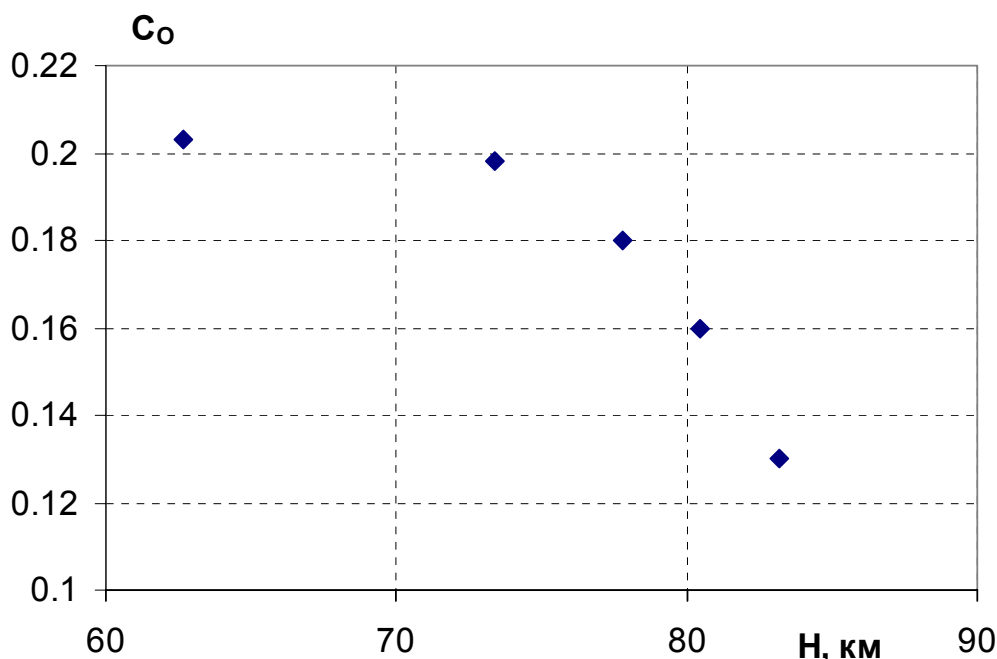


Рис. 11. Концентрация атомарного кислорода на поверхности передней кромки крыла.
Траектория $a=35$ $a_2=4.6$

Анализируя полученные данные, можно сделать вывод, что для носка фюзеляжа ($R=0.451$ м) течение в ударном слое меняется от существенно неравновесного для высот полета $H=70-80$ км до близкого к равновесному при $H \leq 60$ км. При этом молекулярный кислород в ударном слое практически полностью диссоциирован, чем и объясняется наличие больших массовых долей атомарного кислорода на поверхности носка в случае некаталитической стенки.

Для концевой сечении кромки крыла картина течения в ударном слое несколько другая по сравнению с носком фюзеляжа. В условиях малых времен течения в ударном слое реакции диссоциации не успевают пройти полностью до подхода элемента газовой смеси к поверхности аппарата. Этим объясняется меньшая, чем в случае носка, массовая доля атомов кислорода на поверхности кромки крыла для верхнего участка траектории полета аппарата. Течение в ударном слое около крыла на высотах $H=70 \div 80$ км близко к «замороженному». С уменьшением высоты полета характер диссоциации меняется за счет увеличения плотности набегающего потока, и течение становится существенно неравновесным. Степень диссоциации кислорода на поверхности крыла при этом несколько ниже, чем на поверхности носка фюзеляжа практически на всем моделируемом участке траектории полета аппарата.

Следует отметить, что представленные в данном разделе равновесные температуры на носке фюзеляжа и передней кромке крыла представляют собой верхнюю оценку. Реально температуры будут ниже за счет переизлучения во внутренние полости. Кроме того, при расчете температур кромка крыла моделировалась изолированным скользящим цилиндром, обтекаемым невозмущенным потоком. На самом деле кромка обтекается потоком, прошедшим через головную ударную волну, что не было учтено в данной постановке. Кроме того, возможно повышение температуры на кромке за счет интерференции головной ударной волны с ударной волной перед крылом. Для учета указанных эффектов необходимы дополнительные численные расчеты обтекания аппарата.

3. Расчеты равновесной температуры фюзеляжа, нижней и верхней поверхности крыла. Для рассмотрения нагрева фюзеляжа и крыла используется траектория

$a=35$ $a_2=4.6$ с углом атаки аппарата на гиперзвуковом участке $\alpha=35^\circ$ в точке $H=77.8$ км, $V=7306$ м/с, в которой происходит максимальное нагревание.

Для расчета равновесных температур на нижней поверхности фюзеляжа и крыла использовалась инженерная программа MARK-IV. Она позволяет определять температуру на основании расчета ламинарного или турбулентного тепловых потоков на поверхности аппарата заданной формы в области присоединенного обтекания. В основу пакета инженерно-прикладных программ MARK-IV положена методика, согласно которой поверхность летательного аппарата разбивается на элементарные панели, каждая из которых в свою очередь заменяется последовательностью элементарных четырехугольных площадок. Расчет обтекания каждой панели выполняется с помощью приближенных методов: как, например, метод Ньютона, метод касательных конусов, клиньев и т.п.

К основным упрощающим предположениям относятся:

- пренебрежение интерференцией обтекания полос;
- расчёты выполняются с постоянным значением показателя адиабаты $\gamma = c_p / c_v$.

При расчёте сил трения пограничный слой считается ламинарным. Изменение распределения давления за счёт толщины пограничного слоя не учитывается.

На рис. 12 приведено распределение равновесной температуры вдоль линии симметрии фюзеляжа. Расчеты по программе MARK-IV проводились для ламинарного пограничного слоя. На графике нанесены также две точки, полученные с помощью методики, основанной на формуле Фэя-Ридделла: точка на носке аппарата ($X=0$, $K_w=3.3$ м/с) и точка, соответствующая $X=1.6$ м (обозначение в легенде F-R). Для расчета температуры во 2-й точке использована гипотеза плоских сечений. В соответствии с этой гипотезой предполагалось, что каждое сечение по нормали к нижней образующей в рассматриваемой точке можно рассматривать как скользящий цилиндр радиусом R_ϕ с местным углом стреловидности, определяемым по отношению к набегающему потоку обычным образом. Принятая гипотеза может рассматриваться как приемлемая модель обтекания нижней поверхности при больших углах атаки. Она удобна тем, что позволяет использовать описанную в разделе 2 программу.

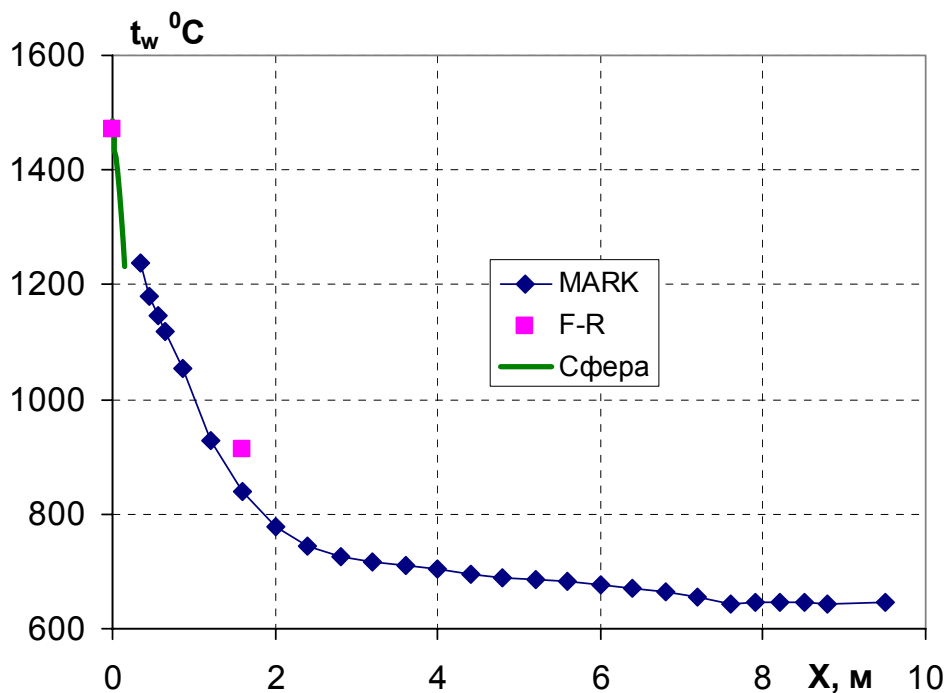


Рис. 12. Распределение температуры вдоль линии симметрии фюзеляжа. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$. $H=77.8$ км, $V=7306$ м/с, $\alpha=35^\circ$

В критической точке ($X=0$) и вблизи нее расчет по программе MARK-IV невозможен. Поэтому для расчета равновесной температуры вдоль носового затупления фюзеляжа использовалось известное соотношение для теплового потока (см., например, [5]):

$$q/q_0 = 0.2(1+4\cos^2\theta), \tag{14}$$

где θ - угол, отсчитываемый от оси симметрии. Соответствующая кривая также нанесена на графике (в легенде обозначена термином «Сфера»). Температура в критической точке носового затупления снижена на 50° по сравнению с указанной в таблице 3 за счет влияния неравновесности (рис. 8). Расположение точек, полученных по указанным методикам расчета, свидетельствует о том, что они позволяют получить непротиворечивые данные и могут быть использованы для расчета, взаимно дополняя друг друга.

Распределение равновесной температуры вдоль нижней поверхности крыла в точке максимального нагрева показано на рис. 13. Расчеты проведены для 3-х сечений: $Z=1.5$; 2; 2.5 и 4 м (концевое сечение) по программе MARK-IV (сечение $Z=1.5$ м расположено на наплыве крыла). На графике нанесены также 3 точки, обозначающие температуру на передней кромке крыла, полученные по методике, основанной на формуле Фэя-Ридделла (в легенде обозначены F-R). Температура в указанных точках снижена по сравнению с указанной в таблице 4 на 20° за счет влияния неравновесности (рис. 9). Кроме того, нанесено распределение температуры в сечении $Z=1.5$ м, расположенном на наплыве крыла, полученное в результате расчетов по программе MARK-IV. Судя по взаимному расположению точек, обе методики расчета дают непротиворечивые результаты. В сечениях крыла $Z=2, 2.5$ и 4 м дополнительно приведены температуры, рассчитанные по распределению теплового потока вдоль образующей цилиндра (программа MARK-IV не позволяет получить корректные данные в этой области). Распределение относительного теплового потока вдоль образующей цилиндра бралось из работы [13].

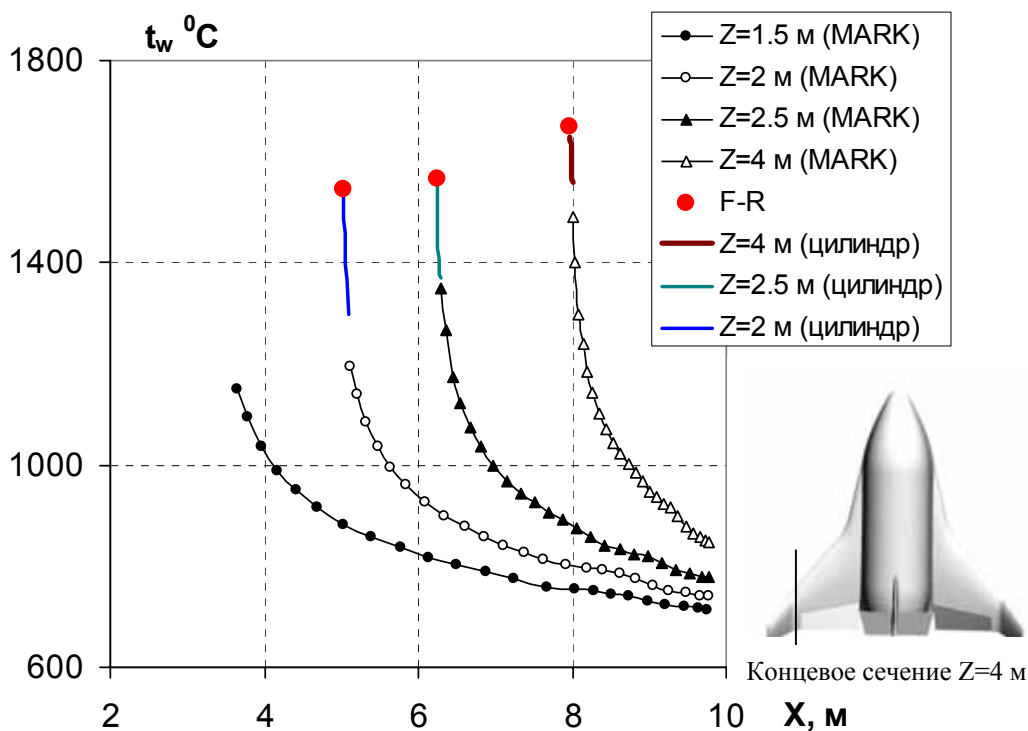


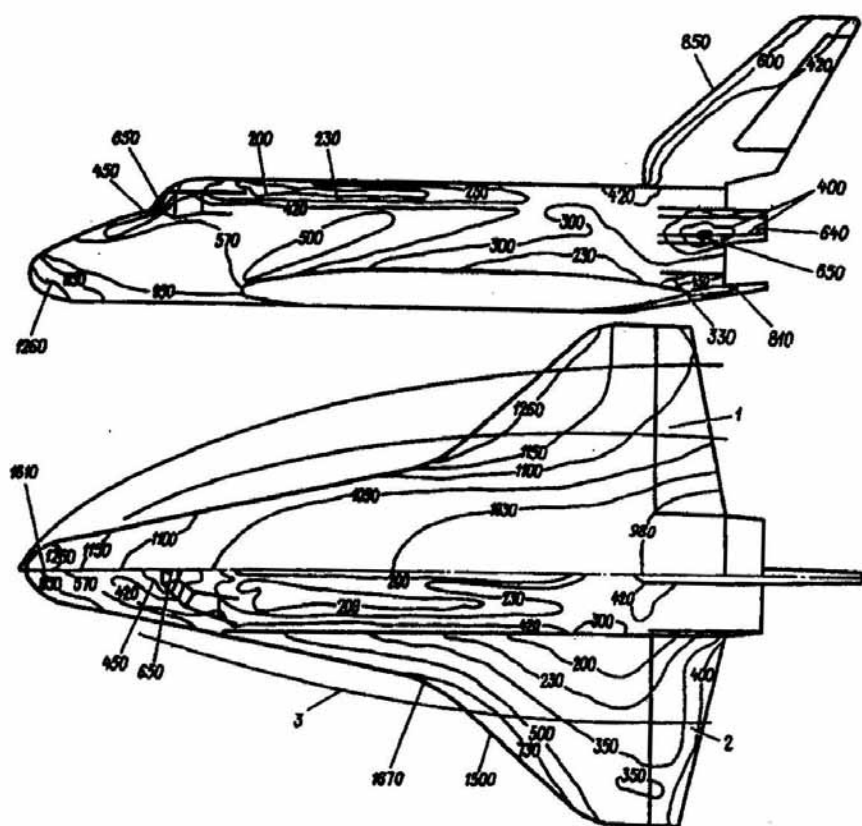
Рис. 13. Распределение температуры вдоль нижней поверхности крыла. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$. $H=77.8$ км, $V=7306$ м/с, $\alpha=35^{\circ}$

Расчеты температур на боковой и верхней поверхностях аппарата в рамках используемых инженерных методик невозможен, т.к. значительное место на этих поверхностях занимает отрывное течение. Поэтому для оценки температур на верхней и боковой поверхностях аппарата использовался подход, основанный на известной температурной схеме «Бурана», рис. 14 [2]. Полагалось, что в области траектории с максимальным нагревом отношения теплового потока в точке i на верхней поверхности q_i к тепловому потоку в критической точке носового затупления q_0 малоразмерного возвращаемого аппарата такие же, как на «Буране»:

$$\left(\frac{q_i}{q_0} \right)_{\text{МВА}} = \left(\frac{q_i}{q_0} \right)_{\text{Буран}} . \quad (15)$$

Это позволяет, зная величину q_0 в критической точке обоих аппаратов и величину q_i в точке верхней поверхности «Бурана», рассчитать значение q_i в соответствующей точке МВА.

Такой подход справедлив в связи с тем, что формы аппаратов «Буран» и исследуемого аппарата достаточно близки, практически совпадают и углы атаки аппаратов в области траектории с максимальными тепловыми потоками ($\alpha=34^\circ$ у «Бурана» и $\alpha=35^\circ$ у МВА). Равновесные температуры пересчитывались по соотношению (7). Аналогичная предпосылка принималась также для боковой поверхности.



Распределение максимальных температур (°C) по теплоизолированной поверхности планера:

1 — нижняя поверхность; 2 — верхняя поверхность; 3 — типовое положение головной ударной волны

Примечания: 1. Температурная схема составлена по результатам экспериментальных исследований теплообмена на моделях ОК в аэродинамических трубах для аэродинамически гладкой поверхности без учета реальных свойств воздуха и каталитических свойств ТЗП ($K_{\text{cp}} = \infty$) при неотклоненных органах управления.

2. Максимальные температуры поверхности планера ОК достигаются на режиме полета со скоростью $V = 6770$ м/с на высоте $H = 71$ км. Степень черноты поверхности $\epsilon = 0,8$.

3. $\alpha = 34^\circ$.

Рис. 14. Температурная схема «Бурана» [2]

На рис. 15 представлена температурная схема нижней и верхней поверхностей рассматриваемого аппарата в точке максимального нагрева траектории $\alpha=35^\circ$ $\alpha_2=4.6$ ($H=77.8$ км, $V=7306$ м/с, $\alpha=35^\circ$). Схема для нижней поверхности составлена на основании расчетов по методике, изложенной в п. 2, программе MARK-IV и аналогии с «Бураном». На рис. 16 приведена температурная схема боковой поверхности. Заштрихованная зона на боковой поверхности соответствует области присоединения потока, оторвавшегося с поверхности крыла.

Оценки, произведенные на основании литературных данных, а также опыта исследований ВКС «Буран» [2] показывают, что при отклонении балансировочного щитка на угол $\Delta \approx 20^\circ$ вниз, уровень повышения теплового потока будет таким, что температура на его поверхности составит 1120° в случае ламинарного пограничного слоя (на неотклоненном

щитке 650°C). Элевоны в области траектории входа с максимальным нагревом находятся в неотклоненном состоянии.

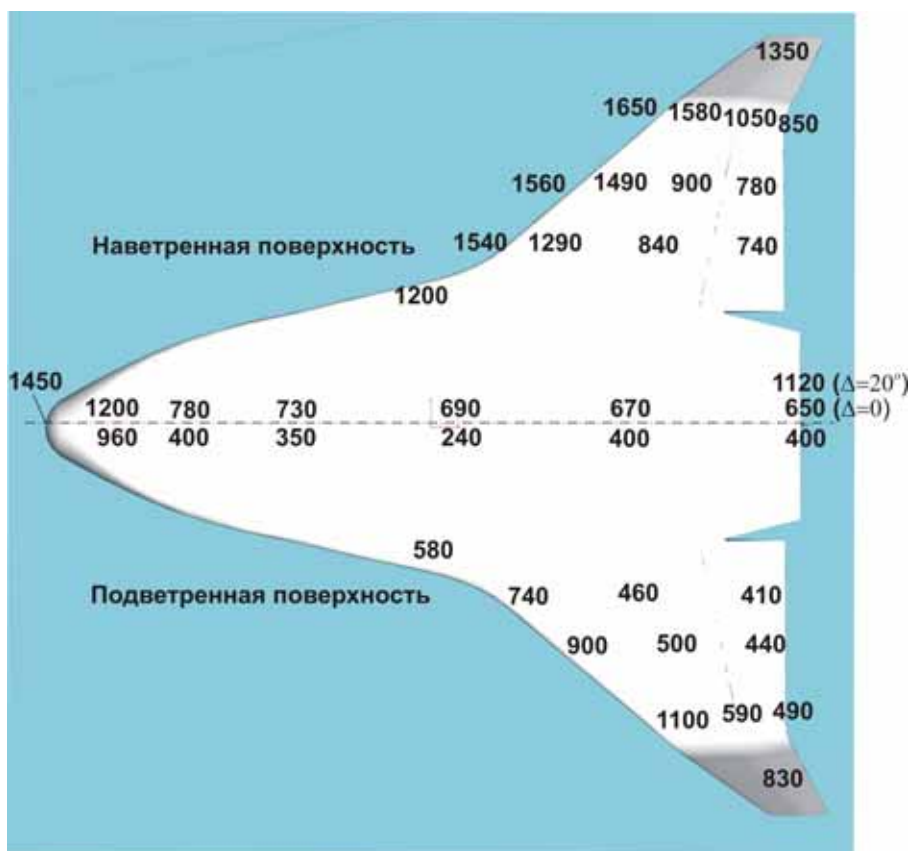


Рис. 15. Температурная схема нижней и верхней поверхности возвращаемого аппарата. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$. $H=77.8$ км, $V=7306$ м/с, $\alpha=35^{\circ}$. Температура в $^{\circ}\text{C}$

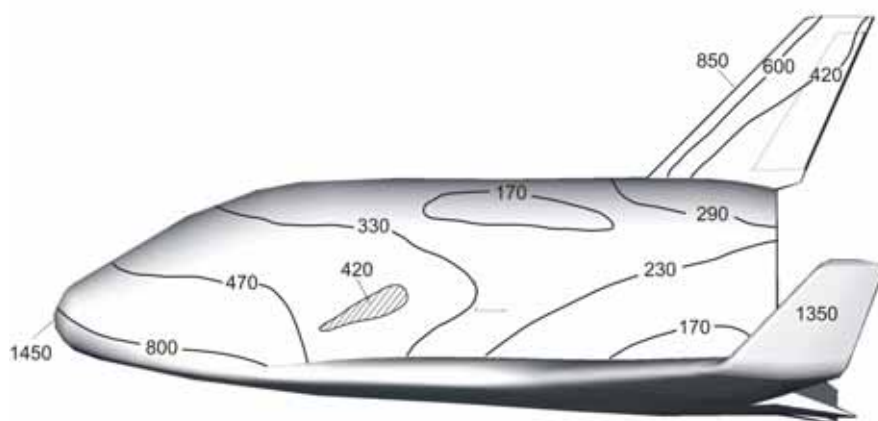


Рис. 16. Температурная схема боковой поверхности возвращаемого аппарата. Траектория $a=35$ $a_2=4.6$. $H=77.8$ км, $V=7306$ м/с, $\alpha=35^{\circ}$. Температура в $^{\circ}\text{C}$

Из температурных схем видно, что на нижней и боковой поверхности фюзеляжа, включая балансировочный щиток, температура в точке максимального нагрева не превышает 1200°C , поэтому в качестве теплозащиты можно использовать существующие

материалы на основе кварцевого волокна с противозерозионным покрытием. На передней кромке крыла в концевом сечении и непосредственно за ней температура составляет 1580–1650⁰С. Здесь для теплозащиты потребуются современные материалы на основе углерод-керамики, находящиеся в стадии разработки.

Выводы. Расчеты равновесных температур на носке фюзеляжа и передней кромки крыла малоразмерного возвращаемого аппарата проводились по формуле Фэя-Ридделла:

+ учет высотной поправки (поправка на разреженность),

+ учет каталитической активности поверхности, включая идеально каталитическую поверхность ($K_w=\infty$), абсолютно некаталитическую поверхность ($K_w=0$) и частично каталитическую поверхность,

+ учет неравновесности течения в ударном слое между ударной волной и поверхностью.

Носок фюзеляжа считался сферическим. Передняя кромка крыла заменялась цилиндром с эффективным углом стреловидности $\chi_{эф}$, учитывающим угол атаки аппарата α и угол поперечного V крыла.

Расчет температур на нижней, верхней и боковой поверхности аппарата проводился комбинированным способом с использованием разработанной в ЦАГИ методики, инженерной программы MARK-IV, экспериментальных и теоретических результатов для течения около сферы и цилиндра и аналогии с «Бураном».

Расчеты показали, что равновесные температуры на поверхности МВА таковы, что многоразовая теплозащита аппарата может быть осуществлена с использованием существующих и перспективных материалов на основе углерод-керамики и кварцевого волокна.

Предложенная инженерная методика расчета равновесных температур позволяет быстро проводить параметрические расчеты с учетом вариации геометрических параметров аппарата и траекторных параметров, что на предварительном этапе определения облика аппарата может значительно облегчить задачу разработчиков.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант 06-01-08053 оф) и гранта Министерства образования и науки ВЦП РНП ВШ.2.1.1.5904.

Литература

1. Ваганов А.В., Задонский С.М., Киреев А.Ю., Падерин Л.Я., Пляшечник В.И., Скуратов А.С., Степанов Э.А., Кобзев В.И., Ярошевский В.А., Лаврухин Г.Н., Юдин В.М. Формирование облика и определение аэродинамических характеристик перспективного крылатого возвращаемого аппарата // Тезисы докладов 4-й международной конференции «Авиация и космонавтика», посвященной 75-летию МАИ. 10-13 октября 2005. Москва.
2. Многоцветный орбитальный корабль «Буран». Под ред. Ю.П. Семенова и Г.Е. Лозино-Лозинского. – М.: Машиностроение. – 1995.
3. Солнцев С.С., Исаева Н.В. Антиокислительные покрытия углерод-керамических материалов на рабочие температуры 1750–1950⁰С // Фундаментальные исследования для гиперзвуковых технологий. Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции. – Жуковский – 1998. т. 2.
4. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение. – 1975.
5. Нейланд В.Я., Тумин А.М. Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов (конспект лекций). – Жуковский – 1991.
6. Башкин В. А. Пространственный ламинарный пограничный слой на линии растекания при коническом внешнем течении при наличии и отсутствии вдува (отсоса) однородного газа // Журнал прикладной механики и технической физики. - 1967. №2.
7. Fay J., Riddell F. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air // J. Aeronaut. Sci. – 1958. Vol.25, N 2.
8. Ботин А.В., Провоторов В.П., Степанов Э.А. Приближенный расчет теплообмена в окрестности пространственной критической точки на идеально каталитической поверхности в разреженном гиперзвуковом потоке // Тепломассообмен при химических превращениях. Труды Первой Российской национальной конференции по теплообмену. – М.: Изд. МЭИ. 1994, т. 3.
9. Провоторов В.П., Степанов Э.А. Численное исследование вязкого ударного слоя в окрестности критической точки при наличии вдува газа // Ученые записки ЦАГИ. – 1985. т. XVI, №4.
10. Неравновесные физико-химические процессы в аэродинамике, под редакцией Г.И. Майкапара. – М.: Машиностроение. – 1972.
11. Дорренс У. Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. – М.: Мир. – 1966.
12. Ковалев В. Л. Гетерогенные каталитические процессы в аэротермодинамике. – М.: Физматлит. – 2002.
13. Quinn R.D. A Method for Calculation Transient Surface Temperature and Surface Heating Rates for High-Speed Aircraft. – NASA TP-2000-209034.– 2000.