

航天器再入大气层热力分析

罗祖分, 宋保银

(南京航空航天大学 航空宇航学院, 南京 210016)

摘 要: 以 OREX (orbital reentry experiment vehicle) 的飞行试验数据和相关的 CFD 数值模拟结果为基础, 采用传热理论及相关公式, 分析计算了 OREX 再入大气层过程中的轨迹, 驻点处热流密度非平衡假设和平衡假设下的换热问题. 所计算的轨迹、热流密度非平衡假设下计算的驻点温度和热流密度值同试验数据及相关的 CFD 数值结果取得了很好的一致, 相应的计算方法可作为航天器驻点热力分析的通式. 然而在平衡假设条件下, 尽管计算所得到的驻点热流密度与之前的 CFD 数值结果差别不大, 但这种情况下计算得到的温度与试验数据不符, 这应归结于计算的热流密度结果对驻点处温度变化的不敏感. 比较非平衡假设和平衡假设下的换热计算结果表明, 对于航天器再入过程中的热力探讨不能仅仅满足于热流密度分析, 对温度的考察或许更重要.

关 键 词: 热力分析; 再入; 传热公式; 驻点; 热流密度; 温度

中图分类号: V23

文献标志码: A

Aerothermodynamic analysis of spacecraft during its atmospheric reentry flight

LUO Zu-fen, SONG Bao-yin

(College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on existing OREX (orbital reentry experiment vehicle) flight experiment data and the CFD numerical results, the OREX reentry trajectory and heat flux at the stagnation point under thermal non-equilibrium and equilibrium conditions were analyzed respectively with heat transfer theory and corresponding formulas. The calculation results of the trajectory and the temperature as well as the heat flux at the stagnation point under the thermal non-equilibrium condition agreed well with the experiment data and CFD numerical results, including that the corresponding calculation method might be used in the thermal analysis of spacecraft's stagnation point. However under the equilibrium condition, although the calculated heat flux at the stagnation point showed little difference to the former CFD numerical results, the calculated temperature under this condition didn't match the experiment data, which should be attributed to the insensitivity of the heat flux to the variation of the temperature at the stagnation point. The comparison of calculations under thermal non-equilibrium and equilibrium conditions shows that merely focusing on heat flux of spacecrafts in its reentry flight is risky, paying attention to its temperature might be more important.

Key words: aerothermodynamic analysis; reentry flight; heat transfer formulas; stagnation point; heat flux; temperature

收稿日期: 2015-01-14

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 罗祖分(1990-), 男, 湖北黄石人, 硕士生, 主要从事飞行器环境控制方向的研究.

航天器再入大气层过程中的热力分析属于航天器返回技术中的一个技术分支——再入热防护技术。鉴于高超声速飞行问题的复杂性,目前,研究航天器再入过程中的热力问题一般采用综合的方法,包括流场数值模拟(如 CFD 技术)、系统建模和分析、地面模拟试验以及高空飞行试验^[1]。其中,CFD 技术是目前主要的分析手段,借助于 CFD 技术,研究者们能获得低成本、较详细的飞行器流场和温度场信息,但 CFD 技术目前还存在一些难点问题,如高超声速流动的湍流模型、近壁网格尺度、数值格式引入的黏性问题都会对高超声速流动的数值计算结果带来很大影响。高空飞行试验能带回最令人信服的飞行试验数据,像“阿波罗”系列飞行试验^[2], OREX 验证飞行试验等,但高空飞行试验的经济成本极高,而且风险较大,目前,关于这方面的数据资料并不是很多。在高超声速飞行器初步设计和耐热材料选择时,发展有效而快捷的工程理论算法具有相当重要的现实意义。

OREX 于 1994 年 2 月 4 号在日本的种子岛宇宙中心发射,是为数不多的一次成功的飞行试验。该试验一个非常重要的目的便是对飞行过程中的气动加热问题进行评估。试验过后不久, Yamamoto 和 Yoshioka 于 1995 年针对 OREX 的热力飞行数据进行了 CFD 和 FEM(finite element method)的耦合模拟求解^[3]。1996 年, Gupta 等借助于 CFD 技术就热化学非平衡和滑移效应做了类似的热力分析^[4]。两者在各自文献中均采用了多种模型进行了数值求解,让这一试验的数值模拟结果变得较为丰富。

有别于借助 CFD 技术对 OREX 飞行试验进行再一次的数值模拟,本文将主要从传统理论分析的角度出发,采用简单通行的公式计算来获得 OREX 的弹道轨迹,进而获得其前缘驻点处的温度和热流密度随高度的变化情况,并对热分析问题本身展开讨论。

1 OREX 飞行轨迹分析

依据飞行器外形和不同的流动现象,一般将飞行器分为以下几类:有翼再入飞行器、吸气式巡航和加速飞行器、无翼再入飞行器,即返回舱。Hirschel(2005)对此做了更详细的分类^[5]。OREX 属于无翼再入飞行器,在再入大气层过程中为弹道飞行,即无升力的飞行。图 1 是 OREX 外形尺寸的一个截图。图 2 则是由图 1 所提供的

基本尺寸数据在 CATIA 软件下绘制的 OREX 三维视图。

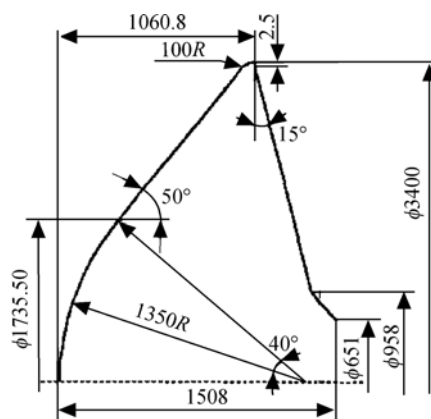


图 1 OREX 外形尺寸(单位:mm)

Fig. 1 External size of OREX (unit:mm)

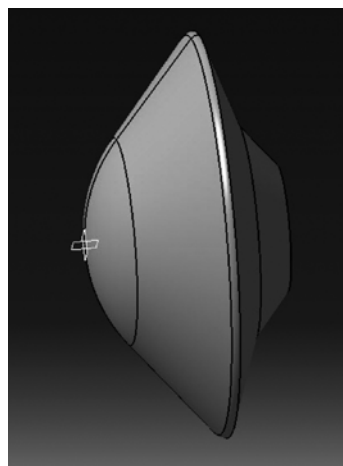


图 2 OREX 三维视图

Fig. 2 3D view of OREX

在空间应用的飞行力学方程中, β_m 被称为弹道系数或弹道参数,其定义为

$$\beta_m = \frac{m}{A_{ref} C_d} \quad (1)$$

式中 m 为质量, A_{ref} 为参考面积, C_d 为阻力系数。不考虑再入大气层过程中烧蚀对航天器质量的影响,则 m 将维持定值,由文献^[6]提供的数据, OREX 的质量为 761 kg。如果 $A_{ref} C_d$ 基本维持不变,可得出 β_m 基本维持恒定的结论。在实际飞行过程中, $A_{ref} C_d$ 伴随着整个飞行过程一直以一定的规律发生变化。进行弹道系数测定一个比较好的方法是利用 CFD 技术在不同高度和马赫数下进行阻力测算,以此来确定 β_m , OREX 的平均 $A_{ref} C_d$ 为 12.68 m^2 ^[6]。以此可得对应的弹道系数约为 60 kg/m^2 。

利用弹道系数进行 OREX 的轨道分析会非常方便. OREX 在再入大气层飞行的过程中仅受两种力的作用——重力 G 和阻力 F_d . 其中

$$\begin{cases} G = mg \\ F_d = \frac{1}{2} A_{\text{ref}} C_d \rho V^2 \end{cases} \quad (2)$$

式中 ρ 为不同飞行高度 H 对应的空气密度, V 为该高度对应的飞行速度.

如果给定 OREX 轨道计算的初始高度、初始的再入角(再入角定义为飞行速度与水平面之间的夹角)、初始速度,配合不同高度下对应的大气参数,通过简单的程序计算,便能够确定 OREX 的飞行轨迹. 在本文所编的计算程序中,大气的物性参数参照杨炳尉的《标准大气参数的公式表示》^[7],初始速度则来自文献[3]提供 84.01 km 高度时对应的速度 $V_0 = 7415.9 \text{ m/s}$. 初始再入角由于缺乏相关资料在此处给定一个参考值 1° .

计算所得的结果及同试验数据的对比如图 3 和图 4 所示,试验数据来源于文献[3].

由图 3~图 4 可知,计算结果同试验数据之间关联较好,但同时也存在着一定的偏差. 如果调

小初始再入角,两者之间的偏差会更小. 图 3 和图 4 显示的一个信息是实测的阻力系数 C_d 要比计算的阻力系数大. 在文中,出于理论分析的方便使用的是平均的 $A_{\text{ref}} C_d$,这样存在的偏差在一定的裕度范围内是可以接受的.

另外值得注意的是,图 4 中,OREX 飞行马赫数随高度变化的曲线在 40~50 km 时出现了一个折转,该折转是文献[7]所提供的大气物性参数不够精确所引起的计算绘图的不连续,这在下面的图像中都将不可避免地出现. 然而,这种误差并不影响整体的计算结果,因此在进行余下的分析计算时,在大气物性分析方面仍旧借鉴《标准大气参数的公式表示》^[7].

2 OREX 前缘驻点处温度和热流密度计算

关于高超声速飞行时飞行器表面温度和热流密度的研究计算,目前国内外已存在多种并行的工程估算方法^[8-12]. 不同的工程估算方法除了在设计细节上有所区别外,其计算的基本原理别无二致. 以下的 OREX 驻点温度和热流密度的分析计算将不采用任何一种已经存在的工程算法,而是直接从普遍的传热原理出发,采用到目前为止已经较为成熟的通用传热公式来考虑和计算这一问题.

OREX 的前缘驻点为来流在前表面的滞止点,如图 5 箭头所指位置,该点位于 OREX 的体对称轴上. 不论来流气体相对于返回舱的速度为多大,是否为超声速或高超声速,气体在驻点处的速度总是为零. 除了遭遇激波会引起来流速度的突变外,空气来流的速度一般是连续变化的. 也就是说,在驻点附近的小段区域内,贴着表面的空气流速并不大,这一区域内的空气流动视为层流

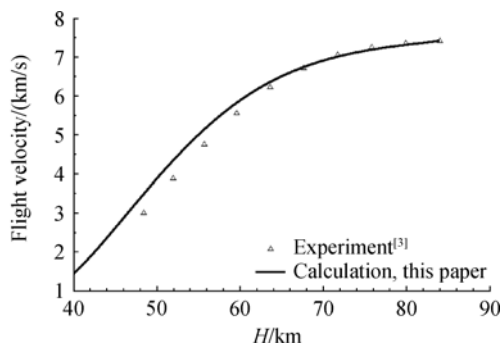


图 3 OREX 的飞行速度

Fig. 3 Flight velocity of OREX

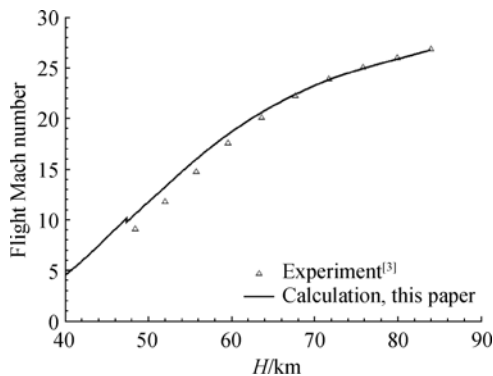


图 4 OREX 飞行马赫数

Fig. 4 Flight Mach number of OREX

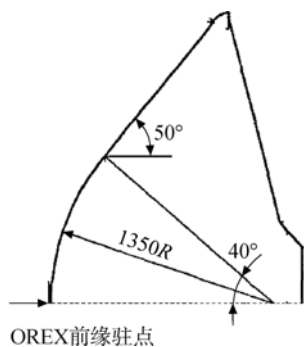


图 5 OREX 前缘驻点示意图

Fig. 5 Diagram of OREX's front stagnation point

流动. 在以下分析中, 出于方便, 本文将大气参数关系仍按理想气体关系处理. 同时, 考虑到 OREX 表面在穿越大气层过程中主要进行对流换热和辐射换热, 文中对温度和热流密度分析时也主要围绕这两种换热形式展开.

飞行器表面瞬态换热计算的原理式由 Quinn 和 Palitz 于 1966 年提出, 适当总结和修改后可得到以下关系式:

$$q_s = (\rho_s c_{p,s} l) \dot{i}_s = q_c - q_r \quad (3)$$

式中 q_s 为壁面吸收的热流密度, ρ_s 为壁面材料的密度, $c_{p,s}$ 为壁面材料的比定压热容, l 为壁面材料的有效厚度^[8], $\dot{i}_s$ 为壁面温度的时间变化率, q_c 为气体通过对流换热向壁面传递的热流密度, q_r 为壁面通过辐射换热对外释放的热流密度.

需要注意的是式(3)右侧可以根据计算模型的需要适当增减换热项数. 在以下对 OREX 前缘驻点处的温度和热流密度进行分析时仅考虑起主要作用的空气对流换热和壁面辐射换热两项, 相应的壁面参数对应前缘驻点处的情形.

2.1 对流换热

对于三维钝头轴对称物体前端的情形, 计算其层流流动传热特性时可借鉴如下公式^[13]:

$$Nu_x = 0.76 Re_x^{1/2} Pr^{0.4} \quad (4)$$

式中 Nu_x 为距驻点 x 位置的努塞尔数; Re_x 为距驻点 x 位置的雷诺数; Pr 为气体的普朗特数. 式(4)适用于恒定物性层流流动的三维轴对称物体前端的情形, 在超声速和高超声速情形下, 需做适当的处理获得驻点附近贴壁面处的气流参数. 为此, 可先对流动参数做激波修正, 将空气参数转化为激波后的参数.

由流体力学的相关知识可知, 正激波前后气流的参数具有如下关系:

1) 速度关系

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{2 + (\gamma - 1) Ma_1^2}{(\gamma + 1) Ma_1^2} \quad (5)$$

式中 γ 为空气的比热比, 一般取 1.4; Ma 为马赫数, 下标 1 指代激波前气流参数, 下标 2 指代激波后气流参数, 下文同.

2) 密度关系

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1) Ma_1^2}{2 + (\gamma - 1) Ma_1^2} \quad (6)$$

3) 压强关系

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (7)$$

4) 温度关系

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{2 + (\gamma - 1) Ma_1^2}{(\gamma + 1) Ma_1^2} \left[\frac{2\gamma}{\gamma + 1} Ma_1^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right] \quad (8)$$

通过激波修正, 便可以得到激波后的气流参数. 激波后的流动为亚声速流动, 式(4)中涉及的速度对应于该亚声速气流流向滞止区附近的速度. 由势流理论本文做出这样的假设: 滞止区附近的速度分布规律与来流速度大小并没有多大关系, 而仅与流体流过的飞行器形状有关. 借助于 Fluent 数值模拟, 在亚声速或临界声速范围内, 可知该假设是近似成立的, 即存在速度相似. 同样, 借助于 Fluent 数值模拟可得, 对应于 OREX 的外形, 在其前缘驻点附近的速度分布等效于流体绕流半径为 $R=1.35\text{m}$ 的圆球时在圆球前缘驻点附近的速度分布, 该结果包含了前缘驻点附近空气旋涡的影响.

空气流与壁面之间的传热属于大温差传热, 需做适当的温度修正. 做温度修正时可参照层流流动时高速流动对流传热与低速大温差传热的类比公式^[13]

$$\frac{St}{St_{cp}} = \left(\frac{T_s}{T_\infty} \right)^{-0.08} \left(\frac{T_{aw}}{T_\infty} \right)^{-0.04} \quad (9)$$

式中 $St = \frac{Nu}{Pr Re} = \frac{h}{\rho V_\infty c_p}$ 为斯坦顿数, h 为表面传热系数, c_p 为比定压热容; 下标 cp 表示恒定物性下的参数; 下标 ∞ 指代过激波后的流动参数; T_s 为壁面温度; $T_{aw} = T_\infty + r_c \frac{V_\infty^2}{2c_p}$ 为绝热滞止温度; r_c 为恢复系数.

将以上公式整合起来, 便构成了前缘驻点处贴壁面附近对流换热求解公式. 其中 $q_c = h(T_{aw} - T_s)$.

2.2 辐射换热

前缘驻点处的壁面辐射换热相对简单, 如果只是考虑飞行器表面与天空之间的辐射换热, 便足以将壁面辐射换热的大部分内容包含进去(实际上即使忽略天空对飞行器表面的辐射热, 其计算结果也不会产生非常大的偏差), 前缘驻点处的壁面辐射换热可以用下式表示:

$$q_r = \epsilon \sigma (T_s^4 - T_{sky}^4) \quad (10)$$

式中 ϵ 为壁面材料的发射率, 根据文献[3]提供的数据, $\epsilon=0.84$; σ 为斯特藩-玻尔兹曼常数; $T_{sky} = 0.0552 \times T^{1.5}$ ^[14] 为天空背景温度, T 为对应高度处的大气温度.

2.3 壁面物性参数

OREX 前缘的壁面防热材料为 C/C 复合材料,其密度为 $1.50 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$,厚度为 4 mm. 由于复合材料的比热容随温度变化,可以采用多项式拟合获得它们的近似关系. 在瞬态温度计算时为获取更多的数据点,计算从 88.45 km 高度(程序能计算的高度上限受文献[7]提供的公式所涉及的高度上限限制,最大不超过 92 km)开始,起始温度为 587 K,在轨迹计算时调用前面的计算程序即可.

3 计算结果及分析

3.1 瞬态计算的结果及分析

图 6 为过激波后的气流温度 T_{wave} 随高度 H 的变化情况.

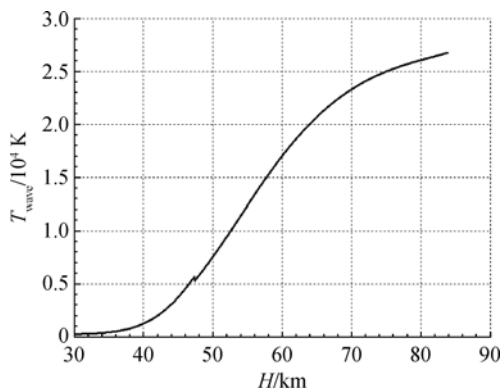


图 6 激波后的空气温度

Fig. 6 Air temperature after the shock wave

由图 6 可知,激波层与壁面之间的气体温度是很高的,研究高温真实气体效应将有助于对高超声速流动和换热机理的深化认识^[15-17]. 在数值模拟中,目前基本都要考虑到真实气体效应的影响,真实气体效应对气动问题影响较大,在文献[18]中,一种用于解决平衡和非平衡真实气体效应问题的 N-S 解算器被应用到二维“阿波罗”类似外形的迎风面计算中. 本文在对流换热考虑时,由于已经做了高速流动对流传热时的大温差修正,无需再对真实气体效应做附加考虑.

图 7 为计算出的前缘驻点处壁面温度与验证飞行试验数据的对比.

由图 7 可知,程序计算出的温度数据同飞行试验数据取得了很好的一致,同文献[3]中采用 CFD 模拟计算的温度数据相比不显劣势,甚至略好. 同时也会发现,计算出的温度曲线要比飞行试

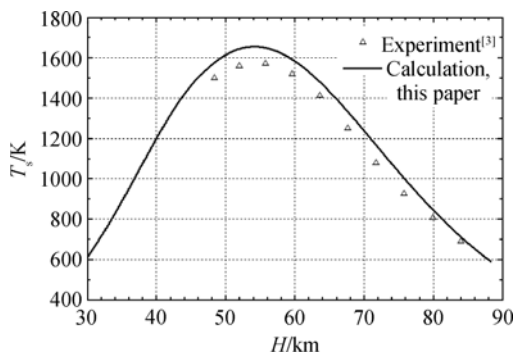


图 7 OREX 前缘驻点处壁面温度计算值与试验值的对比

Fig. 7 Comparison of calculated wall temperatures with experimental data at OREX's front stagnation point

验测得的温度曲线略高. 分析其原因:一方面是由于计算模型的粗糙,在对应高度处,程序计算获得的飞行速度比试验测得的速度略高(见图 3 和图 4),这会导致计算的流向壁面的对流热流密度也略微偏高,从而抬升计算的壁面温度;另一方面则是程序计算时所用的气体参数的粗糙引起的计算误差. 图 7 中,计算的驻点处的最高温度为 1650 K,出现在 54 km 高度处,飞行试验数据中最高温度为 1571 K,出现在 55.74 km 高度处,而文献[3]采用数值模拟算得的最高温度要比试验值低 110 K 左右.

图 8 是程序计算所得的驻点处壁面热流密度随高度的变化. 图中显示壁面的最大热流密度为 489 kW/m^2 ,出现在 63.63 km 高度处. 由于已有了采用 CFD 计算的关于驻点处的数值模拟结果,作为简单的对比,这里截取文献[3]提供的图片资料,如图 9 所示. 两图因为横坐标的选取不同会存在差异,通过飞行时间和飞行高度之间的对应,分

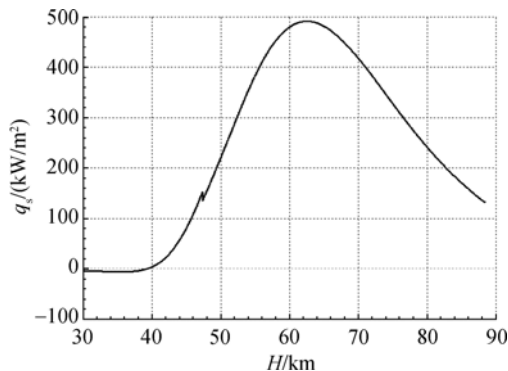


图 8 OREX 前缘驻点处热流密度

Fig. 8 Heat flux at OREX's front stagnation point

析会发现两图所反映的计算结果是一致的。

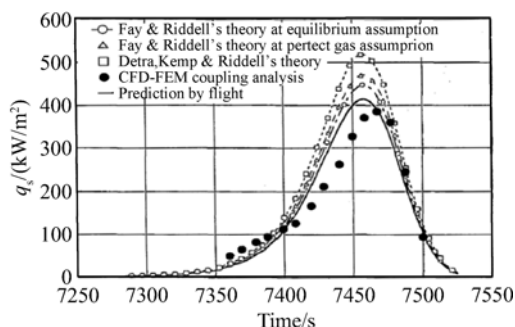


图 9 OREX 前缘驻点处热流密度^[3]

Fig. 9 Heat flux at OREX's front stagnation point^[3]

图 9 为文献[3]中采用不同模型计算所得的前缘驻点处壁面热流密度随飞行时间的变化规律. 由相关试验数据预测得到的最大热流密度约在 63 km 高度处, 峰值为 410 kW/m^2 .

3.2 平衡假设下的计算结果及分析

瞬态计算需要先给定初始值——初始高度和驻点处的初始温度, 而后才可以开始计算. 瞬态计算是基于初始值的时间推进计算, 考虑了壁面材料因为存在热容而导致的壁面上的热量积累. 重新考虑式(3), 如果驻点处的壁面材料为比定压热容足够小而热阻足够大的绝缘材料, 那么壁面上的热积累将足够小以至于对流换热和壁面辐射换热在任意高度处都能接近平衡, 该计算不依赖于初始温度, 目前采用高温陶瓷壁面防护的温度计算便接近于这种情况, 这种计算为稳态计算, 即

$$q_c - q_r = 0 \quad (11)$$

仍借助于瞬态分析及其对应的公式, 可总结得到关于前缘驻点处壁面温度的方程

$$h(T_{aw} - T_s) - \epsilon\sigma(T_s^4 - T_{sky}^4) = 0 \quad (12)$$

其中

$$h = 0.93 \left(\frac{T_s}{T_\infty} \right)^{-0.08} \left(\frac{T_{aw}}{T_\infty} \right)^{-0.04} Re_R^{-0.5} \cdot Pr^{-0.6} \rho V_\infty c_p$$

式中各参数含义同瞬态计算时涉及参数含义相同, $R = 1.35 \text{ m}$, Re_R 是以 R 为特征尺度的雷诺数, 相关物性参数取过激波后物性参数.

对方程进行求解便可获得驻点处壁面温度随高度的变化情况(由于方程的复杂性致使简单的迭代不易收敛, 在本程序中采用遗传算法求解该方程). 为利于分析和比较, 这里仍以 OREX 驻点处的壁面温度和壁面热流密度为求解对象, 计算所涉及的各项参数均与瞬态计算时保持一致,

甚至仍假定发射率为 C/C 复合材料的发射率 0.84. 其计算结果如下.

图 10 为平衡假设下计算得到的驻点处壁面热流密度随高度的变化情况.

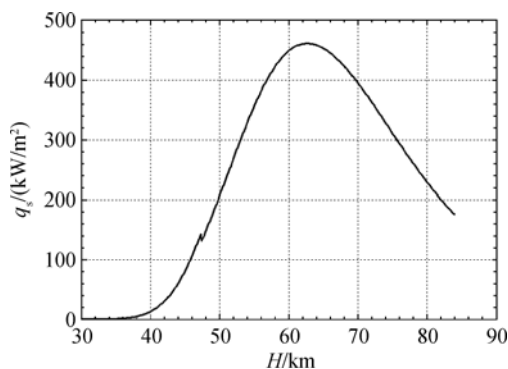


图 10 平衡假设下计算得到的驻点处热流密度

Fig. 10 Calculated heat flux at the stagnation point under the equilibrium assumption

图 10 中, 驻点处热流密度的最大值为 461.3 kW/m^2 , 出现在 62.7 km 高度处. 整个的计算结果与图 8 和图 9 所反映的计算结果之间的差距并不大.

图 11 为采用热流密度平衡假设所得到的驻点处的温度变化.

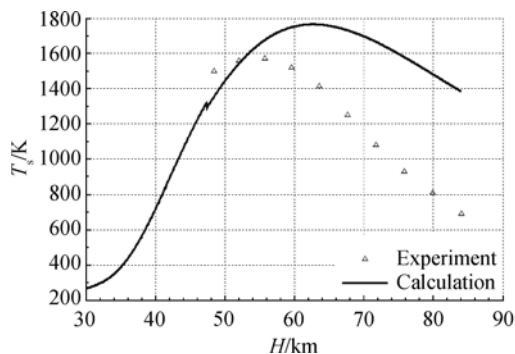


图 11 平衡假设下计算得到的驻点处温度

Fig. 11 Calculated temperature at the stagnation point under the equilibrium assumption

图 11 中, 计算所得的最高温度为 1764 K, 同样出现在 62.7 km 高度处. 由图 11 可知, 平衡假设下程序所计算出的温度同试验值之间的差距很大. OREX 在再入大气层过程中, 高度不断下降, 平衡假设下所计算的最高温度比试验测得的最高温度提前出现, 落在与热流密度最大值相对应的高度上. 该计算结果因不考虑壁面材料的热量积累而没有了温升的缓冲效应. 同样, 不考虑热容影响也会导致驻点处计算的温度最大值要比实际值

偏高. 由以上分析可知, 平衡假设下的温度计算结果并不十分合理.

3.3 综合分析

综合图 7~图 11 可知, 对 OREX 前缘驻点进行热力分析计算时, 不管是作热流密度非平衡假设的瞬态考虑, 还是在热流密度平衡假设下进行稳态计算, 计算出的热流密度随高度的变化关系同对试验数据处理后的预测值比较差别并不是很大. 因此, 如果计算出的热流密度不是同试验数据高度吻合, 那么该计算结果的可信度都不会太高. 该认知可以通过对公式 $q_c = h(T_{aw} - T_s)$ 做简单的数量级比较得到, T_s 同 T_{aw} 相比并不处于同一数量级, 为小量, 因此在多数情况下 T_s 的变化对于流向壁面的热流密度来说不足以构成大的影响, 这也是图 8、图 9、图 10 差异不大的原因所在. 另一方面, 进行瞬态计算和稳态计算所得到的温度计算结果之间却是差异很大的(其中, 瞬态计算的结果同试验值符合得较好), 这说明在高超声速问题的计算中, 温度计算比热流密度计算更能考察计算结果的可信度(这里不包括大部分烧蚀防热计算的情形).

4 结 论

本文借助于已有的 OREX 飞行试验数据和 CFD 数值模拟结果, 通过简单的理论分析和计算, 良好地刻画了 OREX 的飞行轨迹. 在此基础上, 有别于已有的工程估算方法, 直接从普遍的传热原理出发, 本文采用到目前为止已经较为成熟的通用传热公式来分析计算 OREX 前缘驻点处的壁面温度和壁面热流密度情况.

通过比较非平衡假设下的瞬态计算和平衡假设下的稳态计算, 发现: 非平衡假设下的瞬态计算和平衡假设下的稳态计算所得到的 OREX 驻点处壁面热流密度随飞行轨迹的变化情况基本相同, 而计算所得到的驻点处壁面温度差异却很大, 其中瞬态计算得到的驻点处壁面温度同飞行试验数据吻合较好. 该计算结果表明, 对于航天器再入过程中的热力探讨不能仅仅满足于热流密度分析, 对壁面温度的考察或许更重要.

另外, 本文采用一般传热学公式计算的瞬态换热结果同试验数据及相关的 CFD 数值结果均取得了很好的一致, 相应的计算方法可作为航天器驻点热力分析的通式.

参考文献:

[1] Dolvin D. Hypersonic international flight research and ex-

perimentation (HiFiRE)[R]. AIAA-2008-2581, 2008.

- [2] Lee D B, Bertin J J, Goodrich W D. Heat-transfer rate and pressure measurements obtained during Apollo orbital entries[M]. Washington DC: National Aeronautics and Space Administration, 1970.
- [3] Yamamoto Y, Yoshioka M. CFD and FEM coupling analysis of OREX aerothermodynamic flight data[R]. AIAA 95-208, 1995.
- [4] Gupta R N, Moss J N, Price J M. Assessment of thermochemical nonequilibrium and slip effects for orbital reentry experiment (OREX)[R]. AIAA 96-1859, 1996.
- [5] Hirschel E H. Basics of aerothermodynamics[M]. New York: Springer, 2005.
- [6] Hirschel E H, Weiland C. 高超声速飞行器气动热力学设计问题精选[M]. 唐志共, 译. 北京: 国防工业出版社, 2013.
- [7] 杨炳尉. 标准大气参数的公式表示[J]. 宇航学报, 1983, 4(1): 83-86.
- YANG Bingwei. Formulation of standard atmospheric parameters[J]. Journal of Astronautics, 1983, 4(1): 83-86. (in Chinese)
- [8] Quinn R D, Gong L. Real-time aerodynamic heating and surface temperature calculations for hypersonic flight simulation[R]. NASA TM-4222, 1990.
- [9] 任青梅. 高超音速飞行器前缘驻点气动加热的计算[J]. 结构强度研究, 2003(4): 29-38.
- [10] 蒋友娣. 高超声速飞行器气动热和表面瞬态温度计算研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2008.
- JIANG Youdi. Calculation of aerodynamic heating and transient surface temperature for hypersonic aircraft[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2008. (in Chinese)
- [11] 陈志敏, 雷延花. 天地往返运输器气动力和气动热工程计算方法研究[J]. 西北工业大学学报, 2001, 19(2): 205-208.
- CHEN Zhimin, LEI Yanhua. On approximately predicting aerodynamic forces on and heating of fully-reusable launch vehicle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2001, 19(2): 205-208. (in Chinese)
- [12] 李会萍, 董葳. 高超声速再入钝头体表面热流计算[J]. 上海航天, 2010, 27(2): 18-22.
- LI Huiping, DONG Wei. Calculation of aerodynamic heating distributions for hypersonic reentry blunt-nosed bodies[J]. Aerospace Shanghai, 2010, 27(2): 18-22. (in Chinese)
- [13] 凯斯, 克劳福德, 韦甘德. 对流传热与传质[M]. 赵镇南, 译. 北京: 高等教育出版社, 2007.
- [14] Duffie J A, Beckman W A. Solar engineering of thermal processes[M]. 2nd ed. New York: Wiley and Sons, 1991.
- [15] 高冰, 杭建, 林贞彬, 等. 高温真实气体效应中催化效应对气动热影响的实验探索[J]. 流体力学实验与测量, 2004, 18(2): 55-58.
- GAO Bing, HANG Jian, LIN Zhenbin, et al. The experiment exploration of catalyst effects on aerodynamic heat in

- real gas effects[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2004, 18(2): 55-58. (in Chinese)
- [16] 程晓丽, 苗文博, 周伟江. 真实气体效应对高超声速轨道器气动特性的影响[J]. 宇航学报, 2007, 28(2): 259-264.
CHENG Xiaoli, MIAO Wenbo, ZHOU Weijiang. Effects of real gas on aerodynamic characteristics of a hypersonic orbiter[J]. Journal of Astronautics, 2007, 28(2): 259-264. (in Chinese)
- [17] 沈钦灿, 陶钢. 极超音速成型装药射流头部激波作用下的真实气体效应分析[J]. 兵工学报, 2009, 30(5): 531-534.
SHEN Qincan, TAO Gang. Analysis of real gas effect under the action of hypersonic shaped charge jet top shock wave[J]. Acta Armamentarii, 2009, 30(5): 531-534. (in Chinese)
- [18] Park C, Yoon S. Calculation of real-gas effects on blunt-body trim angles[J]. AIAA Journal, 1992, 30(4): 999-1007.

(编辑: 陈 越)