文章编号: 0258-1825(2015)05-0581-07

再入飞行器非平衡气动加热工程计算方法研究

国义军*,代光月,桂业伟,童福林,邱 波,刘 骁

(中国空气动力研究与发展中心,四川 绵阳 621000)

摘 要:综合比较了现有的非平衡热环境工程计算方法,发现采用不同方法给出的计算结果相互之间差别较大。 本文基于边界层中的原子复合反应主要发生在靠近壁面薄层内的特点,将边界层中的气相反应等价到表面上,建 立了同时考虑边界层内非平衡反应和表面催化特性的非平衡边界层气动加热工程计算新方法。计算结果表明,非 平衡效应主要集中在飞行器头部区域,下游边界层热流逐渐趋于平衡值。本文工程方法计算结果与有关飞行测量 结果吻合较好。

关键词:气动热;非平衡边界层;表面催化特性;工程计算方法 中图分类号:V211.3 **文献标识码:**A **doi**: 10.7638/kqdlxxb-2014.0041

Engineering calculation of non-equilibrium effects on thermal environment of reentry vehicles

Guo Yijun*, Dai Guangyue, Gui Yewei, Tong Fulin, Qiu Bo, Liu Xiao (China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: A detailed description of the methods used to evaluate the non-equilibrium and catalytic surface effects on thermal environment of the reentry vehicles is presented. There are lots of engineering prediction models for non-equilibrium effects since 1950s, most of them based on the hypothesis that the boundary layer is frozen and recombination of the dissociated gases only occurs at the wall surface depending on the wall catalytic properties. Five widely used methods for one same question are selected and compared, and their results are quite different from one another. Based on recently numerical results and theoretical analysis, a new model which takes chemical reactions both in boundary layer and on body surface into account simultaneously is proposed in this paper. It is shown that the chemical state of the boundary layer is controlled mainly by the recombination that takes place near the wall, which suggests representing the gas-phase reaction by an equivalent surface reaction with all state variables specified by surface conditions. The equivalent surface reaction method then can be extended to the case in which the surface has an arbitrary catalytic. The results obtained by this proposed model agree quite well with the flying test data of STS-2 space shuttle. From the calculation results, the non-equilibrium effect often appears when the vehicle flight altitude is above 50 km at atmosphere accompanied by the rarefied flow effects, and the non-equilibrium effect mainly occurs near the nosetip regions. At the place far down the nosetip, the chemical state of the boundary layer will transfer to equilibrium.

Keywords: heat flux; non-equilibrium; catalytic effect; engineering calculation methods

收稿日期:2014-05-15; 修订日期:2014-11-16

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2014CB744100);国家自然科学基金(91216204)

作者简介:国义军*(1966-),男,博士,研究员,博导,主要从事高超声速气动热和防热研究.E-mail:GYJ2236985@sina.com

引用格式:国义军,代光月,桂业伟,等.再人飞行器非平衡气动加热工程计算方法研究[J]. 空气动力学学报,2015,33(5):581-587. doi: 10.7638/kqdlxxb-2014.0041 Guo Y J, Dai G Y, Gui Y W, et al. Engineering calculation of non-equilibrium effects on thermal environment of reentry vehicles[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(5): 581-587.

0 引 言

高超声速或高温流动依据流动特征时间与振动 松弛和化学反应特征时间的相对大小可区分为冻结、 平衡和非平衡流动,平衡流和冻结流是非平衡流动的 两种极限状态。对航天飞机或宇宙飞船等高超声速 再入飞行器而言,最大加热率发生在 60~70 km 附 近[1-2],而此时飞行马赫数往往很高,由于强激波的作 用,会导致激波后空气分子被剧烈加热而产生离解和 电离,由于这一高度范围的大气比较稀薄,原子或离 子穿过边界层时碰撞不充分,往往来不及完全复合就 到达飞行器表面,边界层内的流动处于热化学非平衡 状态,此时在边界层内和表面上的化学复合能将对飞 行器热环境产生很大影响。有关试验表明[3],在某种 情况下,非平衡和表面催化效应可使当地热流降低 35%以上。因此,建立非平衡热环境快速估算方法, 对于飞行器热环境准确预测和防热设计具有重要意 义。

如何准确给出非平衡热环境是气动热研究中的 一大技术难点。由于非平衡热环境试验研究难度较 大,可用的设备不多,因此长期以来,有关非平衡热环 境试验,特别是关于表面材料催化特性对热环境影响 的试验研究开展的较少,数据积累不多。目前,人们 主要通过计算手段研究非平衡效应,而计算分为工程 方法^[3-5]和数值方法^[6-8]两种。工程计算具有快速可 靠等优点,是型号研制中获取气动热数据的主要手 段。目前,国内有关热化学非平衡的气动热环境工程 计算主要借鉴于国外文献给出的相关性公式^[3,9],但 研究表明,现有的众多非平衡热流工程计算方法,都 或多或少存在一些问题,采用不同方法给出的计算结 果相互之间差别较大,有的低估了非平衡效应,而大 部分方法都高估了非平衡效应。

早期工程方法^[3]在估算非平衡热环境时,通常认 为边界层内流动的化学状态是完全冻结的,边界层外 缘的氧原子和氮原子全部扩散到壁面,并在壁面上发 生原子复合反应,反应过程取决于壁面催化特性。如 果壁面对原子复合是非催化的,则化学反应对壁面热 流没有贡献,热流值最低;如果壁面是完全催化的,壁 面原子浓度将降低到壁面条件下的平衡值。大量研 究表明,冻结边界层完全催化壁条件下的热流与平衡 边界层的壁面热流非常接近,热流达到最大值。但大 多数壁面是属于任意催化的,此时壁面热流中的化学 贡献部分完全取决于壁面上的原子复合速率。因此, 对于冻结边界层,壁面催化特性对于壁面热流的影响 是很重要的,选择低催化效率的壁面材料可以使壁面 热流大大降低,在某种情况下,非催化壁热流仅为完 全催化壁热流的 30%~65%。因此,早期热流工程 计算中所讨论的热化学非平衡效应,主要指的是冻结 边界层的催化效应,而非边界层内的非平衡效应。

但实际上,边界层内化学反应不可能是完全冻结 的,建立能同时考虑边界层内化学反应和表面催化特 性的非平衡热环境快速估算方法更符合实际要求。 研究表明^[10-12],边界层中的原子复合反应主要发生在 靠近壁面的薄层内,根据这一特点,可以将边界层中 的气相反应等价到表面上,由此可以建立同时考虑边 界层非平衡反应和表面催化特性的非平衡边界层气 动加热快速计算方法。在此基础上,本文借鉴国外材 料催化特性数据,采用完全催化壁、完全非催化壁及 有限催化壁模型,针对美国航天飞机^[2]和欧洲钝锥标 模^[13]进行了计算分析,给出了非平衡流及催化特性 对气动热环境影响的计算结果。

1 非平衡边界层气动加热计算方法

1.1 非平衡边界层气动加热计算方法

对非平衡加热,材料的催化特性影响十分显著, 在某种情况下,非催化壁热流仅为完全催化壁热流的 30%。大多数壁面都属于任意催化壁,热流中的化学 贡献部分取决于壁面上的原子复合率。在定常情况 下,扩散到壁面的原子净质量流等于单位时间单位表 面上的原子质量复合率,即:

$$\rho_w D_{Aw} \left(\frac{\partial C_A}{\partial \gamma}\right)_w = K_w \rho_w C_{Aw} \tag{1}$$

其中, K_w 为壁面催化速率常数, m/s; C_{Aw} 为 A 原子 在壁面上的质量浓度。上式即为扩散方程在双原子 气体情况下的壁面边界条件。对于完全催化壁, K_w $\rightarrow \infty$, $C_{Aw} \rightarrow 0$; 对于非催化壁, $K_w \rightarrow 0$, $\partial C_A / \partial y \rightarrow 0$; 对于有限催化壁, K_w 的值与壁温和材料性能有关。 对于美国航天飞机上所用的 RCG 涂料, 文献[3]给 出了 K_w 与壁温的关系:

 $K_w = 660 \exp\left[-8.017/T_w\right] \tag{2}$

在一些文献中,度量壁面的催化程度,不采用上 式表示的催化反应速率常数 K_w,而是采用所谓复合 催化效率 γ,它定义为单位时间单位面积上复合的原 子数与单位时间撞击单位面积的总原子数之比,它与 K_w之间有如下关系:

$$K_{w,i} = \gamma_{w,i} \sqrt{\frac{kT_w}{2\pi m_i}}, \ i = O, N$$
(3)

这里 k 为 Boltzmann 常数, m_0 和 m_N 分别为氧原子 和氮原子的质量。文献[3]根据 RCG 涂层的有关试 验数据给出的氧原子和氮原子复合催化效率 $\gamma_{w,0}$ 和 $\gamma_{w,N}$ 同壁温的关系为:

$$\gamma_{w,0} = 16.0 \exp[-10\ 271/T_w],$$

$$1\ 400\ \mathrm{K} < T_w < 1\ 650\ \mathrm{K} \qquad (4)$$

$$\gamma_{w,\mathrm{N}} = 0.\ 071\ 4 \exp[-2\ 219/T_w],$$

$$950\ \mathrm{K} < T_w < 1\ 670\ \mathrm{K} \qquad (5)$$

1.2 冻结边界层的驻点气动加热计算方法

早期人们主要采用冻结边界层加表面催化的方 法估算非平衡热环境。有关文献提供了多种化学非 平衡气动加热计算方法,这里列出了其中四种方法:

(1) 方法1

文献[3]给出了一个较为简便且具有较好精度的 化学非平衡驻点热流计算公式,为:

$$\frac{q_{\rm noneq}}{q_{\rm eq}} = 1 - \frac{h_D^0}{1+Z} \tag{6}$$

其中,

$$q_{eq} = \frac{\alpha_{eq}}{C_{p}} (h_{s} - h_{w})$$

$$\frac{\alpha_{eq}}{C_{p}} = 0.05575V_{\infty}^{1.16}\sqrt{\frac{\rho_{\infty}}{R_{N}}}$$

$$\frac{1}{h_{D}^{0}} = \frac{\sum_{i=0,N} C_{i,s}h_{i}^{0}}{h_{s} - h_{w}}, \quad Z = \frac{K_{w}\rho_{w}}{\alpha_{eq}/C_{p}}$$
(2) 方法 2

对平衡边界层,著名的 Fay-Riddell 驻点热流公式为:

$$q_{us} = 0.763 Pr^{-0.6} \left(\frac{\rho_s \mu_s}{\rho_w \mu_w} \right)^{0.1} \sqrt{\rho_s \mu_s} \left(\frac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}x} \right)_s \cdot \left[1 + (Le^{0.52} - 1) \frac{h_D}{h_s} \right] (h_s - h_w)$$
(7)

对冻结边界层,在完全催化壁和非催化壁条件 下,有在形式上与平衡边界层驻点热流公式相类似的 驻点热流计算公式。

完全催化壁:

$$q_{us} = 0.763 Pr^{-0.6} \left(\frac{\rho_s \mu_s}{\rho_w \mu_w}\right)^{0.1} \sqrt{\rho_s \mu_s} \left(\frac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}x}\right)_s \cdot \left[1 + (Le^{0.63} - 1)\frac{h_D}{h_s}\right] (h_s - h_w)$$
(8)

非催化壁:

$$q_{us} = 0.763 P_r^{-0.6} \left(\frac{\rho_s \mu_s}{\rho_w \mu_w}\right)^{0.1} \bullet \sqrt{\rho_s \mu_s} \left(\frac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}x}\right)_s \left(\frac{h_s - h_D}{h_s}\right) (h_s - h_w)$$
(9)

比较公式(7)和(8)可以看出,两个公式的唯一差 别在 L_e 数的方次略有不同,因为 L_e 数本身接近于 1,从而可以得出这个结论:平衡边界层驻点热流与冻 结边界层完全催化壁驻点热流是很接近的,这个结论 为后来的大量计算所证实。 对于冻结边界层任意催化壁,文献[12]在高冷壁 和各组元定压比热 C_产都相等的合理近似下,求得了 冻结边界层的分析解,然后用完全催化壁的精确解来 修正其结果,得到了冻结边界层有限催化壁的驻点热 流公式:

$$q_{us} = 0.763 Pr^{-0.6} \left(\frac{\rho_s \mu_s}{\rho_w \mu_w}\right)^{0.1} \sqrt{\rho_s \mu_s} \left(\frac{\mathrm{d}u_e}{\mathrm{d}x}\right)_s \cdot \left[1 + (Le^{0.63}\phi - 1)\frac{h_D}{h_s}\right] (h_s - h_w) \quad (10)$$

其中,φ为驻点处壁面催化因子,由下式给出:

$$\phi = \frac{1}{1 + \frac{0.664 S_{e}^{-2/3} \sqrt{\rho_{w} \mu_{w} \left(\frac{du_{e}}{dx}\right)_{s}}}{\rho_{w} K_{w}}}$$
(11)

式中, K_w 为壁面催化速率常数,Sc为斯密特数(= Pr/Le)。当 $K_w \rightarrow \infty$ 时, $\phi \rightarrow 1$,相当于完全催化壁;当 $K_w \rightarrow 0$ 时, $\phi \rightarrow 0$,相当于非催化壁。 K_w 的值与表面 防热材料性能有关,由实验确定。

(3) 方法 3

对于冻结边界层完全催化壁、非催化壁和有限催 化壁,Fay和Riddell¹⁴给出了已被广泛应用的驻点 热流公式(8)、(9)和(10)。但是,应当指出,那些结果 是在二组元假定下(即气体原子和分子)得到的,即在 处理边界层方程时,不去具体区分氧的原子和氮的原 子,或氧的分子和氮的分子,而有些文献则分别考虑 了氧原子和氮原子的壁面催化速率常数和,他们给出 了对应的冻结边界层有限催化壁与平衡条件下的驻 点热流比:

$$\frac{q_{\text{noneq}}}{q_{\text{eq}}} = \frac{\left[1 + (L_{e}^{0.63} \phi_{\text{O}} - 1) \frac{h_{\text{O}}^{0} C_{\text{O},s}}{h_{s}} + (L_{e}^{0.63} \phi_{\text{N}} - 1) \frac{h_{\text{N}}^{0} C_{\text{N},s}}{h_{s}}\right]}{\left[1 + (Le^{0.52} - 1) \frac{h_{D}}{h_{s}}\right]}$$
(12)

其中,

$$\phi_{i} = \frac{1}{1 + \frac{0.664 S_{c}^{-2/3} \sqrt{\rho_{w} \mu_{w} \left(\frac{\mathrm{d}u_{e}}{\mathrm{d}x}\right)_{s}}}{\rho_{w} K_{w,i}}}, \quad i = \mathrm{O}, \mathrm{N}$$
(13)

这里 K_{w,0}和 K_{w,N}分别为壁面对氧原子和氮原子的 催化速率常数,它们同复合催化效率有关。

(4) 方法 4

潘梅林^[3]也给出了一个冻结边界层有限催化壁 与平衡条件下的驻点热流之比的公式,取得了与飞行 试验更为接近的计算结果:

$$\frac{\frac{q_{\text{noneq}}}{q_{\text{eq}}}}{\left[1 + (L_{e}\phi_{\text{O}} - 1)\frac{h_{\text{O}}^{\circ}C_{\text{O},s}}{h_{s} - h_{w}} + (L_{e}\phi_{\text{N}} - 1)\frac{h_{\text{N}}^{\circ}C_{\text{N},s}}{h_{s} - h_{w}}\right]^{0.5}}{\left[1 + (Le - 1)\frac{h_{D}}{h_{s} - h_{w}}\right]^{0.5}}$$
(14)

1.3 非平衡边界层的驻点气动加热

对于发生在边界层内的化学反应,研究表明,对 于高冷壁情况,边界层中的原子复合反应主要发生在 靠近壁面的薄层内,因此可以将边界层中的气相反应 等价到表面上。

对于任意催化壁,同时考虑原子气相复合反应和 壁面催化复合反应的边界层内原子扩散方程为:

$$\rho_w D_w \left(\frac{\partial m}{\partial y}\right)_w = K_g \frac{m_w^2}{1+m_w} + \rho_w K_w m_w \qquad (15)$$

其中 K_s 为气相反应的等价表面反应常数, m=c/c_e, c 为原子的质量分数。由于我们将边界层内的非平 衡气相反应等价到表面上,因此可以认为边界层内化 学冻结, 对于冻结边界层, 扩散方程的精确解为:

$$\left(\frac{\partial m}{\partial \eta}\right)_{w} = 0.47 \left(1 - m_{w}\right) Sc^{1/3}$$
(16)

这里:

$$\eta = \frac{u_e r^{\epsilon}}{(2Cs)^{1/2}} \int_0^y \rho dy$$
$$s = \int_0^x \rho_e \mu_e u_e r^{2\epsilon} dx$$
$$C = \left(\frac{\rho \mu}{\rho_e \mu_e}\right)_s = \text{const}$$

对于 Lewis 数偏离 1 不大的情况,以下关系式成立:

$$\frac{q-q_f}{q_{\rm eq}-q_f} = 1 - m_w \tag{17}$$

其中,q、q_f、q_{eq}分别为非平衡边界层、冻结边界层和平 衡边界层表面热流。

联合求解式(15)、(16)和(17)得:

$$\frac{q-q_f}{q_{\rm eq}-q_f} = 1 - Z \tag{18}$$

其中,

$$Z = \frac{\left[\Gamma_{w}^{2} + 4(1 + \Gamma_{w} + \hat{K}_{g})\right]^{1/2} - \Gamma_{w}}{2(1 + \Gamma_{w} + \hat{K}_{w})}$$
(19)

$$\hat{K}_{g} = \frac{Sc^{2/3}}{0.47 \left[(1 - \epsilon) (\rho_{e}\mu_{e})_{s}\beta C \right]^{1/2}} K_{g} \qquad (20)$$

$$\Gamma_{w} = \frac{\left(\rho_{w}K_{w}\right)Sc^{2/3}}{0.47\left[\left(1-\epsilon\right)\left(\rho_{e}\mu_{e}\right)_{s}\beta C\right]^{1/2}}$$
(21)

对于轴对称驻点,Goodwin^[9]给出了 $(q-q_f)/(q_{eq}-q_f)$ 的另一个关联参数 Γ_s 取代 \hat{K}_s (见图 1):

$$\Gamma_{g} = \frac{1}{\beta} \frac{4k_{0}}{1+\epsilon} \frac{1}{T_{es}^{3.5}} \left(\frac{P}{R_{g}}\right)^{2} \cdot \left[\frac{\Delta h^{0}}{h_{fe}} \frac{c_{e}^{2}}{(1+c_{e})} \frac{1}{(1-c_{2e}^{2})}\right] \left(\frac{1\ 500}{T_{w}}\right)^{3.5} (22)$$

$$\text{ } \ddagger 3.5$$

 $\hat{K}_{\sigma} = 21\Gamma_{\sigma} \tag{23}$

得到的热流关联与图 1 一致。这样就可以采用(18) 式计算非平衡边界层传热了,可以同时考虑边界层内 的气相反应和表面催化效应。其中 Γ_s 和 Γ_w 是非平 衡边界层的 Damkholer 数,分别代表气相和表面反 应的扩散特征时间与化学反应特征时间之比。



图 1 $(q - q_f)/(q_{eq} - q_f)$ 随变量 Γ_g 和 Γ_w 的变化情况 Fig. 1 Varation of heatflux with respect to Γ_g and Γ_w

根据式(18),非平衡热流与平衡热流的比值,即 非平衡热流放大系数为:

$$\frac{q_{\text{noneq}}}{q_{\text{eq}}} = \frac{q_f}{q_{\text{eq}}} + (1 - Z) \left(1 - \frac{q_f}{q_{\text{eq}}}\right) \tag{24}$$

其中 q_f 和 q_{eq}分别采用 Fay-Riddell 冻结边界层完全 非催化壁和平衡边界层热流公式(12)计算。这里将 式(24)称为方法 5。

借鉴方法 4 的处理方式,将式(24)右边项用 n 次 方形式替换,用飞行数据去拟合,则:

$$\frac{q-q_f}{q_{\rm eq}-q_f} = (1-Z)^n \tag{25}$$

根据 STS-2 飞行测量结果拟合的结果, $n=0.5 \sim 1$, 我们建议取 n=0.63,则有:

$$\frac{q_{\text{noneq}}}{q_{\text{eq}}} = \frac{q_f}{q_{\text{eq}}} + (1 - Z)^{0.63} \left(1 - \frac{q_f}{q_{\text{eq}}}\right)$$
(26)

该式为方法 6。

1.4 驻点下游的非平衡边界层气动加热

对于驻点下游的边界层加热,可以借鉴驻点的非 平衡热流计算方法,即:

$$\frac{q_{w,n\,\text{on}\,\text{eq}}}{q_{w,\text{eq}}} = \frac{q_{w,f}}{q_{w,\text{eq}}} + (1 - Z_w)^n \left(1 - \frac{q_{w,f}}{q_{w,\text{eq}}}\right) \tag{27}$$

考虑到:

$$q_w = q_{w,s} \bullet (\cdots) \tag{28}$$

 α

则

$$\frac{q_{w,\text{noneq}}}{q_{us,\text{eq}} \cdot (\cdots)} = \frac{q_{us,f} \cdot (\cdots)}{q_{us,\text{eq}} \cdot (\cdots)} + (1 - Z_w)^n \cdot \left(1 - \frac{q_{us,f} \cdot (\cdots)}{q_{us,\text{eq}} \cdot (\cdots)}\right)$$
(29)

$$q_{w,\text{noneq}} = \left[\frac{q_{ws,f}}{q_{ws,\text{eq}}} + (1 - Z_w)^n \left(1 - \frac{q_{ws,f}}{q_{ws,\text{eq}}}\right)\right] \cdot q_{ws,\text{eq}} \cdot (\cdots)$$

$$=\frac{\left[\frac{q_{us,f}}{q_{us,eq}}+(1-Z_w)^n\left(1-\frac{q_{us,f}}{q_{us,eq}}\right)\right]}{\frac{q_{us,noneq}}{q_{us,eq}}}\bullet q_{us,noneq}\bullet(\cdots)$$

$$=\frac{\left[\frac{q_{us,f}}{q_{us,eq}}+(1-Z_{u})^{n}\left(1-\frac{q_{us,f}}{q_{us,eq}}\right)\right]}{\left[\frac{q_{us,eq}}{q_{us,eq}}+(1-Z_{us})^{n}\left(1-\frac{q_{us,f}}{q_{us,eq}}\right)\right]} \cdot q_{us,noneq} \cdot (\cdots)$$
(30)

这里取[15]:

$$Z_{w} = \frac{\left[\Gamma_{cw}^{2} + 4\left(1 + \Gamma_{cw} + 21\Gamma_{gw}\right)\right]^{1/2} - \Gamma_{cw}}{2\left(1 + \Gamma_{cw} + 21\Gamma_{gw}\right)}$$
(31)

$$\Gamma_{cw} = \frac{(\rho_w K_w) S c^{2/3}}{0.47} \left[\frac{x F(x)}{(1+\epsilon) C \rho_e \mu_e u_e} \right]^{1/2} \quad (32)$$

$$\Gamma_{gw} = \frac{4k_0}{1+\epsilon} \frac{1}{T_{es}^{3.5}} \left(\frac{P_e}{R_g}\right)^2 \cdot \left[\frac{\Delta h^0}{h_{fe}} \frac{c_e^2}{(1+c_e)} \frac{1}{(1-c_{2e}^2)}\right] \left(\frac{1500}{T_w}\right)^{3.5} \frac{xF(x)}{u_e}$$
(33)

其中:

$$F(x) = \frac{2(1+\epsilon) \int_{0}^{x} \rho_{e} \mu_{e} r^{2\epsilon} u_{e} \mathrm{d}x}{\rho_{e} \mu_{e} r^{2\epsilon} u_{e} x}$$
(34)

这样就可以采用式(30)计算驻点下游非平衡边界层 传热了,可以同时考虑边界层内的气相反应和表面催 化效应。其中 Γ_{sw} 和 Γ_{cw} 是非平衡边界层的 Damkholer 数,分别代表气相和表面反应的扩散特征时间 与化学反应特征时间之比。

2 方法验证和计算结果分析

2.1 美国航天飞机计算结果

图 2 给出了针对美国航天飞机 STS-2^[2] 采用不 同计算方法得到的迎风中心线不同位置处非平衡热 流与飞行测量结果的比较,可以看出,方法 1、2、3 结 果基本一致,方法 5 结果略好于他们。对于 X/L= 0.025 处,这 4 种方法在高空段都高估了非平衡效 应。方法 4 和方法 6 对高空段进行了修正,但中间段 比实测结果高。通过不同位置的综合比较,可以看 出,本文给出的方法 6 结果与飞行测量结果符合的最 好,虽然个别地方计算的热流略高于实测热流,但从 飞行安全角度考虑,方法6结果是合适的,因此建议 采用方法6。从图中可以看出,化学非平衡效应的影 响主要发生在55km高空飞行阶段,此时壁面处于 有限催化到完全非催化之间的状态,更接近于完全非 催化。随着飞行高度的降低,化学非平衡效应也在下 降,50km以下,基本上处于化学平衡状态。



Fig. 2 Comparison of non-equilibrium heatflux for STS-2 using different methods

2.2 驻点下游非平衡热流计算结果

图 3 给出了头部半径为 1 ft、H = 60 km、马赫数 $M_{\infty} = 24.4 \text{ 时情况下,采用不同的计算模型计算的球$ $双锥轴向热流分布情况。其中 <math>q_{\text{eq}}, q_{noneq} = K_{noneq,s}$ • $q_{\text{eq}}, q_{noneq} = K_{noneq} \cdot q_{\text{eq}} \Delta g$ 力为按平衡边界层、冻结边 界层完全非催化、任意催化条件下利用驻点的非平衡 效应进行修正、沿物面根据当地非平衡效应进行适时 修正得到的表面热流分布情况的比较。可以看出,平 衡边界层结果显著高于冻结边界层完全非催化壁结 果,它们给出了上下边界,任意催化壁结果介入平衡 和冻结非催化壁之间。如果弹体表面都按照驻点的 非平衡效应进行修正,那么在远离驻点的地方会高估 了非平衡效应,这是因为驻点下游球面上,由于表面 压力迅速下降,气流急剧膨胀加速,因此球面边界层 基本处于冻结状态,但在球头下游,特别是锥面上,由 于压力不再急剧变化,边界层逐渐趋于平衡状态,热 流也趋于平衡值,这一点已经被试验和数值计算结果 所证实。从图4的局部放大图可以看出,本文方法能 够正确地反映这一过程。





2.3 与飞行试验和数值计算结果的比较

国外常用钝锥标模 ELECTRE 的飞行试验测量 结果^[13]来考核热环境地面试验和计算结果,飞行试 验模型是总长度为 2m,头部半径为 0.175m,半锥角 为 4.6°,模型上布置了 10 个测热点 T1 至 T10。图 4 给出了本文提出的新方法(方法 6)计算的热流与飞 行数据和数值模拟结果^[8]的比较,这里同时给出了完 全非催化壁面条件(FNCW)和完全催化壁面条件 (FFCW)的计算结果,可以看出,工程计算与数值模 拟结果基本一致,飞行试验数据除尾部一个点外大都 在两者之间,这说明了计算的准确性是非常好的。



Fig. 4 Comparison of calculated results with flight and numerical data

3 结 论

本文通过对飞行器表面热环境计算分析,得出如 下几点结论:

(1) 在 50 km 以上高空飞行阶段,非平衡效应与 稀薄气体效应同时发生。在 50~80 km 范围内,边 界层内的化学反应主要发生在靠近壁面的薄层内,可 以将边界层中的气相反应等价到表面上,从而进一步 将热化学非平衡边界层简化为具有有限催化壁的冻 结边界层处理,据此建立了同时考虑边界层非平衡反 应和表面催化特性的非平衡边界层气动加热快速计 算方法。

(2)平衡边界层结果显著高于冻结边界层完全 非催化壁结果,它们给出了上下边界,任意催化壁结 果介于平衡和冻结非催化壁之间。如果机身表面都 按照驻点的非平衡效应进行修正,那么在远离驻点的 地方会高估了非平衡效应,因为下游边界层逐渐趋于 平衡状态。

(3)文献中给出了许多非平衡热流工程计算方法,但采用不同方法给出的计算结果相互之间差别较大,有的低估了非平衡效应,而大部分方法都高估了非平衡效应。本文建立的新方法给出的热流计算结果与数值模拟和飞行试验测量结果都有很好的一致性。

参考文献:

- [1] Williams S D. Colunbia: the first five flights entry data series, Volume 3, the lower windward surface centerline [R]. NASA CR-171665, 1983.
- [2] Dacid A S. Catalytic surface effects on space shuttle thermal protection system during earth of flights STS-2 through STS-5

[R]. NASA CP-2283, Part2, 1983: 827-846.

- [3] 张志成,潘梅林,刘初平.高超声速气动热和热防护[M].北 京:国防工业出版社,2003.
- [4] Inger G R. Nonequilibrium viscous shock-layer heat transfer with arbitrary surface catalycit[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(2): 193-200.
- [5] Hamillton H H, Weilumenster K J, DeJarnette F R, et al. Approximate method for computing the effect of a finite catalytic wall on laminar heating rates in an equilibrium air flowfield[R]. AIAA 2012-0535, 2012.
- [6] Park C. Nonequilibrium hypersonic aerothermodynamics [M].Wiley, N Y, 1990.
- [7] Holden M S, Harvey J K, Cander G V. Camparisons between measurements in regions of laminar shock wave boundary layer interaction in hypersonic flows with Navier-Stokes and DSMC solutions[R]. AIAA 2002-0435.
- [8] Dong Weizhong, Ding Mingsong, Gao Tiesuo, et al. The influence of thermo-chemical non-equilibrium model and surface temperature on heat transfer rate[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2013, 31(6): 692-698. (in Chinese)

董维中,丁明松,高铁锁,等.热化学非平衡模型和表面温度对

气动热计算影响分析[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(6): 692-698.

- [9] 卞荫贵,钟家康. 高温边界层传热[M]. 科学出版社, 1986.
- [10] Goodwin G, Chung P M. Effects of nonequilibrium flows on aerodynamic heating during entry into the earth's atmosphere from parabolic orbits[J]. Advances in Aeronautical Sciences (Pergamon Press, New York, 1961, 4: 997-1018.
- [11] Inger G R. Nonequilibrium-dissociated stagnation boundarylayer flow on a arbitrarily catalytic swept wing [J]. AIAA J., 1995, 33(10): 1836-1841.
- [12] Wang Z H, Bao L, Tong B G. Theoretical modeling of the chemical non-equilibrium flow behind a normal shock wave[J]. AIAA J., 2012, 50(2): 494-499.
- [13] Muylaert J, Walpot L, Hauser J. Standard model testing in the european high enthalpy facility F4 and extrapolation to flight [R]. AIAA-92-3905, 1992.
- [14] Fay J A, Riddell F R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air[J]. J. Aeronaut Sci., 1958, 25(2): 73-85.
- [15] Inger G R. Recombination-dominated nonequilibrium heat transfer to arbitrarily-catalytic hypersonic vehicles [R]. AIAA-89-1859, 1989.