航天飞机气动加热计算

沈遐龄
(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系)

摘 要 介绍了国内外预测航天飞机气动加热的工程计算方法. 给出了轴对称、非轴对称和机翼前缘等各种外形驻点热流密度的计算, 分析和比较了平板、锥体的层流和湍流热流密度计算的各种方法, 概述了航天飞机迎风面中心线和离开中心线横向热流密度的计算. 计算结果表明, 本文方法用在航天飞机气动热环境初步设计中比较简单并且有足够精度.

关键词 航天飞机; 气动热; 高超音速; 工程计算
分类号 V 411. 4; V 211. 3

符 号 表

C_f 摩阻系数; Re 雷诺数;
h 比焓; R 半径;
L 展长; s 沿锥面距离;
Le 刘易斯数; St 斯坦通数;
Ma 马赫数; T 温度;
p 压强; v 速度;
Pr 普朗特数; A 热交换系数;
q 热流密度; Q 密度;
R_o 驻点处曲率半径; L 粘性系数;

下标:

a 轴对称; o 驻点;
c 可压流, 圆锥; r 恢复值;
D 离介气体; t 湍流;
e 边界层外缘; w 壁面;
b 有效; x 流线方向;
g 平板; z 展向;
i 不可压流;] 来流;
l 层流; he
3D 三维.

在航天飞机的概念研究和初步设计阶段, 发展气动加热的预测方法对于确定航天飞机的热环境和进行热防护设计是一个重要课题. 目前, 虽然已经有用求解 NS 方程[1]来预测航天飞机的热环境的 CFD 程序, 但是这种方法通常比较复杂而且很费机时, 因此发展一些比较简单而有效的气动加热预测方法满足航天飞机初步设计需要是有相当现实意义. 本文是在对火箭式航天飞机助推器的气动加热计算中, 对国内外预测航天飞机气动加热工程方法作了研究, 详细地分析和比较了不同外形的驻点和平板的热流密度计算的各种方法, 概述了迎角和三维流动对飞行器热流分布影响的计算方法, 对航天飞机初步设计有一定的实用价值.

1 驻点热流密度的计算

文献[2]根据轴对称体高速边界层的基本方程, 利用相似求解给出了钝头轴对称体驻点热流密度公式:

$$q_{o,a} = 0.763 Pr^{-0.6} (\rho_e \mu_e)^{0.5} \left(\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e} \right)_{at}^{0.1} \left(\frac{dv_e}{dx} \right)_o^{0.5} \# \left[1 + (Le^X - 1) \frac{h_D}{h_o} \right] (h_o - h_w) \quad (1)$$

式中当离介气体处于热化学平衡时, X= 0.52, 离介气体处于冻结状态时, X= 0.63, 驻点处速度梯度为

$$\left(\frac{dv_e}{dx} \right)_o = \frac{1}{R} \sqrt{\frac{2(p_o - p_\infty)}{\rho_o}} \quad (2)$$

文献[3]建议驻点处速度梯度用下式计算, 精度更高一些.

$$\left(\frac{dv_e}{dx} \right)_o = \frac{v_\infty}{R} \sqrt{1.85 \frac{\rho_\infty}{\rho_o}} \quad (3)$$

非轴对称体驻点热流密度计算可以采用[3]下式计算:

$$q_{o,3D} = \sqrt{\frac{1+k}{2}} q_{o,a} \quad (4)$$

式中三维影响因子 $k = R_x / R_z$. 钝头或头部修圆的后掠机翼驻点处热流密度计算可采用后掠二维圆柱的驻点热流公式:

$$q_{o,w} = 0.75 q_{o,a} (\cos \varphi_b)^{1.2} \quad (5)$$

式中机翼有效后掠角为

收稿日期: 1996212204 作者 男 55 岁 教授 100083 北京

$$+_b = \arctan\left[\frac{\cos A\#\sin +}{\sqrt{1-(\cos A\#\sin +)^2}}\right] \quad (6)$$

2 平板热流密度的计算

211 平板层流热流密度的参考焓法

平板层流热流密度计算可采用 Blasius 表面摩阻公式和雷诺比拟关系,并用 Eckert 参考焓法考虑压缩性影响求得. 平板的雷诺比拟关系为

$$St^* = \frac{C_f^*}{2}(Pr)^{-2/3} \quad (7)$$

式中 C_f^* 用不可压流平板的 Blasius 解(上标/* 0为按参焓算):

$$C_f^* = \frac{0.664}{\sqrt{Re^*}} \quad (8)$$

其中雷诺数 Re^* 按 Eckert 参考焓计算:

$$h^* = h_e + 0.5(h_w - h_e) + 0.22(h_r - h_e) \quad (9)$$

平板层流热流密度公式可以写成

$$q_{f,l} = St^* Q^* v_e(h_r - h_w) \quad (10)$$

212 平板湍流热流密度的参考焓法

该法的雷诺比拟关系和参考焓的取法与层流相同,只要把层流摩阻系数换成湍流摩阻系数. 当 Re^* 在 $5@10^5 < Re^* < 10^7$, 采用 Prandtl 湍流摩阻公式

$$C_f^* = 0.0592(Re^*)^{-1/5} \quad (11)$$

当 $Re^* > 10^7$, 采用 Schultz2Grunow 湍流摩阻公式:

$$C_f^* = 0.37(\log Re^*)^{-2.584} \quad (12)$$

213 平板湍流热流密度的 Spalding2Chi 法

Spalding2Chi 法[4]采用一个可压缩性变换,将不可压流平板摩阻系数公式变换成可压流情况,再用修正的雷诺比拟关系求出平板湍流热流密度. 假定可压缩性变换为

$$C_{f,c} = \frac{1}{F_1}C_{f,i}(Re_x F_2) \quad (13)$$

式中可压缩性变换因子 F_1 和 F_2 为

$$F_1 = \frac{(T_r/T_e) - 1}{(\arcsin A + \arcsin B)^2} \quad (14)$$

$$F_2 = \frac{1}{F_1}\left(\frac{T_e}{T_w}\right)^{0.702}\left(\frac{T_r}{T_w}\right)^{0.772} \quad (15)$$

式中 A、B 的表达式见文献[4]. 若不可压湍流平板摩阻系数为 Karman2Schoenher 以式:

$$\frac{1}{\sqrt{C_{f,i}}} = 4.15\log(C_{f,i}Re_x) + 1.7 \quad (16)$$

由(13)、(16)式得出可压流平板湍流摩阻系数为

$$\frac{\arcsin A + \arcsin B}{\sqrt{C_{f,c}\left(\frac{T_r}{T_e} - 1\right)}} = 4.15\log\left[Re_x C_{f,c}\left(\frac{T_e}{T_w}\right)^{0.702}\left(\frac{T_r}{T_w}\right)^{0.772}\right] + 1.7 \quad (17)$$

修正的雷诺比拟关系为

$$St = \frac{C_{f,c}}{2}\left\{\sqrt{\frac{F_1\#C_{f,c}}{2}}\#\left[(Pr-1) + \ln\left(\frac{5Pr+1}{6}\right)\right]\right\}^{-1} \quad (18)$$

平板湍流热流密度公式为

$$q_{f,t} = StQv_e(h_r - h_w) \quad (19)$$

214 平板湍流热流密度的 Van Driest 法

Van Driest 法根据修正的 Prandtl 混合长度理论,假定粘性系数与温度关系为 $L/L_w = (T/T_w)^X$, 且 $X=1$, 得出了可压流平板湍流的摩阻系数,用雷诺比拟关系求出了湍流热流密度. Van Driest 给出的平板可压缩湍流的摩阻公式为

$$\frac{\arcsin A + \arcsin B}{\sqrt{C_{f,c}\left(\frac{T_r}{T_e} - 1\right)}} = 4.15\log\left(Re_x C_{f,c}\frac{L_e}{L_w}\right) + 1.7 \quad (20)$$

式中 A、B 与(14)式意义相同. 雷诺比拟关系为

$$St = \frac{C_{f,c}}{2}Pr^{-2/3} \quad (21)$$

215 平板湍流热密度的 $Q_r L_r$ 法

$Q_r L_r$ 法[5]是在湍流边界层的能量积分方程中引入一个修正的 Stewartson 变换,用不可压湍流平板摩阻 Schultz2Grunow 公式和雷诺比拟关系求出平板湍流热交换系数为

$$A = \frac{0.185LL_o}{Pr^{2/3}x_d}\frac{N_{R_o,R,Q}}{[\log(N_{R_o,R,Q}+3000]^{2.584}} \quad (22)$$

式中 x_d 为折合长度,对平板 $x_d = x$, 这里的 L 和 $N_{R_o,R,Q}$ 分别为

$$L = 1 + (Le^{0.52} - 1)\left(\frac{h_{D,r}}{h_r}\right) \quad (23)$$

$$N_{R_o,R,Q} = \frac{\rho_e^{1+n}\mu_e^{-n}Q_{L_r}v_e x_d}{L_o^2} \quad (24)$$

式中

$$Q_{L_r} = (Q_e L_e)_b\left[1.6 - 0.6\frac{(Q_e L_e)_b}{Q_w L_w}\right] \quad (25)$$

上式中 $(Q_e L_e)_b$ 表达式参考文献[5].

3　圆锥体, 球钝锥体的热流密度计算

圆锥体的热流密度是在旋成体边界层基本方程中, 对层流用 Mangler 变换, 湍流用 Van Driest 变换, 转换成平板边界层处理. 圆锥体层流热流密度为

$$q_{c,l} = \sqrt{3} q_{f,l} \tag{26}$$

圆锥体湍流热流密度为

$$q_{c,t} = 1.176 q_{f,t} \tag{27}$$

球钝锥面的热流密度公式为

$$q_{s,c} = q_{f,l} \# F \tag{28}$$

对层流, $q_{f,l}$ 用(10) 式计算, F 可写成

$$F = \left(\frac{Q_e L_e v_e R^{1.25} s}{\int_s Q_e L_e v_e R^{1.25} ds} \right)^{0.5} \tag{29}$$

对湍流, $q_{f,l}$ 用(19) 式计算, F 可写成

$$F = \left(\frac{Q_e L_e v_e R^{1.25} s}{\int_s Q_e L_e v_e R^{1.25} ds} \right)^{0.2} \tag{30}$$

4　当量轴对称体和轴对称比拟法概述

当航天飞机有迎角飞行时可以用当量轴对称体法和轴对称比拟法, 预测其迎风面中心线上热流分布和离开中心线的横向热流分布. Zoby[6] 等人用一个迎角为零的双曲面轴对称体绕流, 模拟航天飞机有迎角时迎风面中心线处流场. 该法用钝体反方法和 Maslen 方法计算与双曲面体相匹配的头部弯曲激波的形状以及绕物面的无粘流场. 弯曲激波的熵层效应对边界层外缘参数的影响, 可以在无粘流场内从物面起增加一个边界层厚度来考虑. 当量体驻点、层流和湍流热流分布计算与上面给出的驻点、层流湍流参考焓法基本相同, 不同之处在于湍流速度型用幂次律形式. 用这个方法计算航天飞机迎风面中心线上热流分布在迎角 25b到 45b范围取得比较好的结果. Dajar2nette[7] 等人用三维边界层轴对称比拟法预测航天飞机迎风面中心线处热流分布和离开中心线的横向热流分布. 该法把三维边界层方程写成流线坐标形式, 假定与表面相切且与流线方向相垂直的横流速度与主流相比可以忽略, 把沿流线的距离视为沿当量轴对称体的距离, 把尺度系数视为当量轴对称体的半径, 沿每条流线按零迎角的轴对称体计算. 这个方法要先确定绕当量轴对称体的无粘流场、表面流线和尺度系数. 无粘流场的求解可用上面提到的修正 Maslen 法、Jacocks 和 Halis 的欧拉方程数值求解. 弯曲激波熵层效应引起边界层外缘参数的变化可用通过边界层外缘和激波的那条流线与物面之间流量相等条件, 或如上提到的在无粘流中从物面起加一个边界层厚度来计算. 热流密度的计算方法仍采用 Zoby 等人的公式. 目前比较成功的做法是把基于三维边界层的轴对称比拟方法的 AA3DBL 程序和绕飞行器三维无粘流场数值计算的 HALIS 程序相结合, 计算航天飞机大迎角迎风面热流分布取得较好结果.

5　结果与分析

应用上述方法对一些典型外形的热流密度作了计算. 图 1 给出钝头轴对称体驻点热流计算结果与实验数据[2] 的比较, 两者符合很好. 图 2、图 3 给出平板可压缩湍流热流密度 Eckert 参考焓法、Spalding2Chi 法、Van Driest 法和 $Q L_r$ 法计算结果与 X215 飞行试验和风洞实验数据的比较[4], 数据是以可压流与不可压流的 St 比值给出. 从图中可以看出 Spalding2Chi 法、$Q L_r$ 法比 Eckert 参考焓法和 Van Driest 法的计算结果要好些, 但 Eck2ert 参考焓法简单.

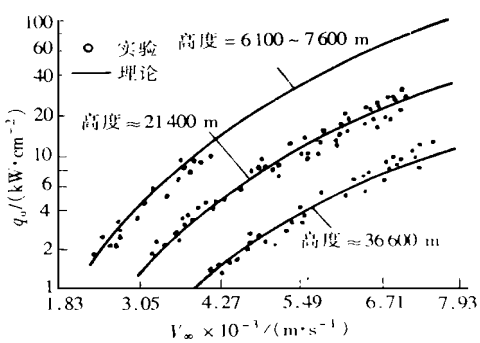


图 1　轴对称驻点热流密度

图 4、图 5 给出了用三维边界层轴对称比拟法 AA3DBL 程序和三维无粘流场数值计算程序 HALIS 计算某航天飞机轨道器 $Ma_\infty = 5.82$, $Re_\infty = 1.86 @ 10^6$/m, 迎角为 40b时迎风面中心线上热流分布和 z/ L= 0.35 处横向热流分布的计算结果与实验值[7] 的比较, 图上还列出了用 NS 方程的薄层近似的 LAURA 程序的计算结果. 从图上可以看出轴对称比拟法的计算结果与实验值

比较符合,但比 NS 方程的薄层近似解既简单又省机时.

航天飞机外形比较复杂,其绕流流场也很复杂.目前对一些比较简单的外形,或典型的流动区域如迎风面的热流计算有些较好的计算方法,其它较复杂的外形或流动区域,如背风面、边界层转捩、激波干扰等问题还需要做大量工作.

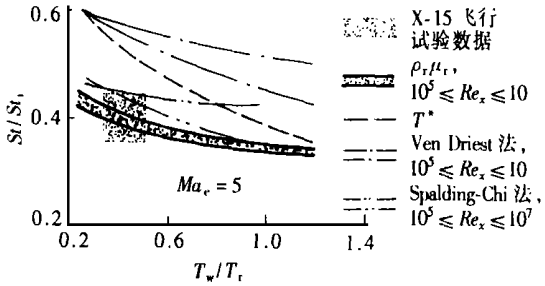


图 2 湍流平板 St 数计算与飞行试验比较

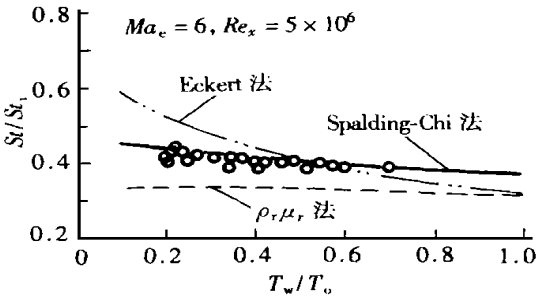


图 3 湍流平板 St 数计算与风洞实验比较

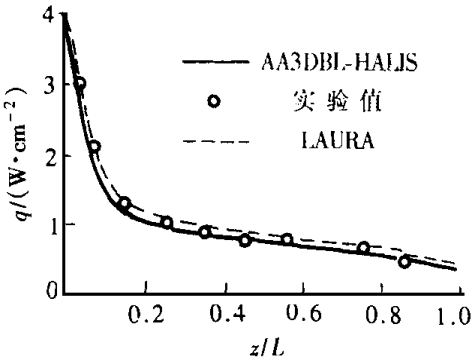


图 4 迎风面中心线上热流密度分布

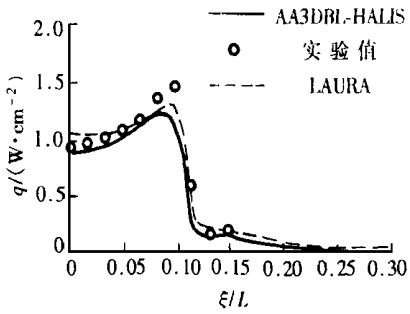


图 5 z/L= 0.35 的横向热流密度分布

致谢 对吴礼义教授给予的帮助,谨此致谢.

参 考 文 献

1 Greene F A. Viscous eqilibrium computations using program LAURA. AIAA 91- 1389, 1991

2 Fay J A, Riddel J R. Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. J A S, 1958, 21(5): 73~ 85

3 Dejarnette F R. A review of some approximate methods used in aerodynamic heating analysis. AIAA 85- 0906, 1985

4 Zoby E V. Comparison of turbulent prediction method with ground and flight test handling data. AIAA J, 1977, 15(7): 901 ~ 902

5 Savage R T, Jaeck C L. Investigation of turbulent heat transfer at hypersonic speed. AFFDL- TR- 67- 114, 1967

6 Zoby E V. Approximate heating analysis for the windward sym2 metry plane of shuttle2like bodies at large angles of attack. Progress in astronautics and aeronautics, 1982, 82: 229~ 247

7 Hamilton H H, DeJarnette F R, Weilmuenster K K. Application of axisymmetric analogue for calculating heating in three2dimen2 sional flows. AIAA 85- 0245, 1985

Calculating Method of Aerodynamic Heating for Space Shuttles

Shen Xialing

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Dept. of Flight Vihicle Design and Applied Mechanics)

Abstract Approximate methods for calculating aerodynamic heating rates on space shuttles are discussed. Various methods are given for predicting the heating rate at axisymmetric stagnation points, general three dimensional stagnation2 points and the leading edge stagnation point of wings. Numerous laminar and turbulent heating techniques for flat plates and cones are analyzed and compared. A brief review of some methods is presented to predict heating rate for winward centerline and lateral direction off the symmetry plane. The results show that the methods are simpler and can guarantee enought pre2 cision for predicting aerodynamic heating environment of space shuttles.

Key words space shuttles; aerodynamic heating; hypersonic flow; engineering calculation