

来流马赫数对座舱气动加热影响的数值模拟

吴丹 许常悦 孙建红

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016)

摘要:采用数值手段研究了来流马赫数对飞机座舱附近区域气动加热的影响,计算的来流马赫数为 0.8~2.0,基于翼展的雷诺数为 10^7 。通过分析飞机蒙皮表面的温度分布、表面摩擦因数、壁面法向速度梯度和热流量等物理量,给出了飞机头部座舱附近区域的气动热分布情况。计算结果表明,随着来流马赫数的增加,壁面法向速度梯度增大,飞机对称面上的平均温度、表面摩擦因数和热流量随之增大。此外,针对某型号飞机的计算结果表明,座舱附近区域上表面中心线上的平均温度与来流马赫数、自由来流温度之间呈一定的函数关系。

关键词:气动加热;湍流;超声速流动;数值模拟

中图分类号: O357.52

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)04-0464-06

Numerical Simulation About Effect of Mach Number on Aerodynamic Heating Around Cabin

Wu Dan, Xu Changyue, Sun Jianhong

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The effect of Mach number on aerodynamic heating is investigated numerically for the free-stream Mach number Ma_∞ from 0.8 to 2.0 and Reynolds number 10^7 based on aircraft wingspan. The work provides an insight into the generation mechanism of aerodynamic heating based on some typical variables, including wall temperature, skin friction coefficient, velocity gradient in the normal direction and heat flux on the surface centerlines. Due to the growth of velocity gradient in the normal direction near the wall, the mean wall temperature, skin friction coefficient and heat flux on the surface centerlines increase with Ma_∞ . Moreover, there is a functional relation of the mean wall temperature along the centerline to free stream temperature and Ma_∞ .

Key words: aerodynamic heating; turbulence; supersonic flow; numerical simulation

飞机高速巡航时,大气摩擦效应导致的气动热会使其蒙皮处形成较高的温度^[1]。气动加热是飞机蒙皮材料选择、座舱环控系统设计等问题需要考虑的重要因素,因此得到了广泛的关注^[2-5]。Scherer^[6]研究了超声速流动中三种旋成体的表面热交换情况,着重分析了边界层转捩位置、恢复因子及传热系数等因素对于热传递特性的影响。Swenson 等人^[7]进行了气动热力学飞行试验,初步验证了采用红外遥感图像技术测量飞行器表面热量传递的

可行性。黎作武等人^[8]采用有限差分格式求解完全气体的 Navier-Stokes 方程,开发了用于计算高超声速航天飞行器气动力和气动热的软件系统。James^[9]通过比较不同的湍流模型在预测高超声速流动的壁面摩阻和热流方面的能力,发现 $k-\omega$ 和 $k-\omega$ SST 两种湍流模型的计算结果与试验数据较为接近。吕建伟和王强^[10]研究了飞行高度和马赫数对超声速飞行器表面气动加热的作用,通过数值计算分析了飞行高度、马赫数和内热源对蒙皮温度分

基金项目: 中国博士后科学基金(20100481141)资助项目;江苏省博士后科研资助计划(0902001C)资助项目。

收稿日期: 2010-07-03; **修订日期:** 2011-04-07

通讯作者: 孙建红,男,教授,博士生导师,1968年4月生, E-mail: jhsun@nuaa.edu.cn。

布的影响,建立了飞行器蒙皮温度场耦合计算的理论模型。

但是,目前关于气动加热问题的研究主要关注高超声速流动,对飞机跨超声速飞行中的气动加热问题研究相对较少,并缺乏关于来流马赫数对气动加热影响的研究。随着现代飞机巡航速度的提高,需要进一步对此类问题的相关机理进行研究。本文着重考察来流马赫数对飞机气动加热的影响,并分析气动加热形成热载荷的基本情况,为工程上预测气动加热形成的蒙皮表面温度提供理论基础,并为飞机座舱环控系统设计 and 热舒适性研究提供研究基础。

1 控制方程和计算方法

采用三维可压缩雷诺平均 Navier-Stokes 方程,在一般坐标系下可写成如下形式^[11]

$$\frac{\partial}{\partial \xi} \left(\frac{\mathbf{Q}}{J} \right) + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial \xi} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial \eta} + \frac{\partial (\mathbf{H} - \mathbf{H}_v)}{\partial \zeta} = 0 \quad (1)$$

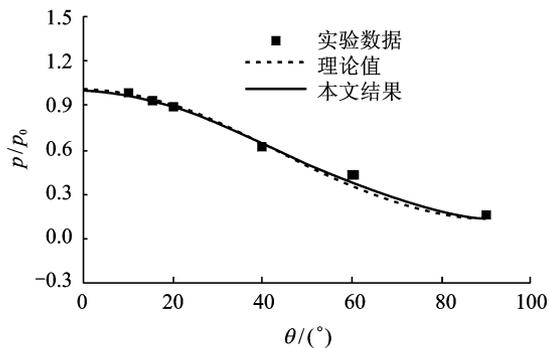
式中: $\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, E]^T$ 为守恒型原始变量; $J = \partial(\xi, \eta, \zeta) / \partial(x, y, z)$ 表示直角坐标系向一般坐标系转换的雅克比行列式; $(\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H})$ 为对流通量项; $(\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v)$ 为粘性通量项。为了封闭方程(1)中由于雷诺平均引起的未封闭项,采用 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型对这些未封闭项进行建模^[12]。

研究中采用有限体积法求解方程(1)。对流项采用二阶精度的 Roe 通量差分裂格式进行离散,粘性项采用二阶精度的中心格式进行离散,时间推进采用近似隐式因子分解法,为了保证二阶时间精度引进子迭代^[11]。程序以自由来流参数作为初始条件,远场边界采用基于当地一维 Riemann 不变量的特征边界条件,固壁处采用无滑移、无穿透的绝热边界条件。

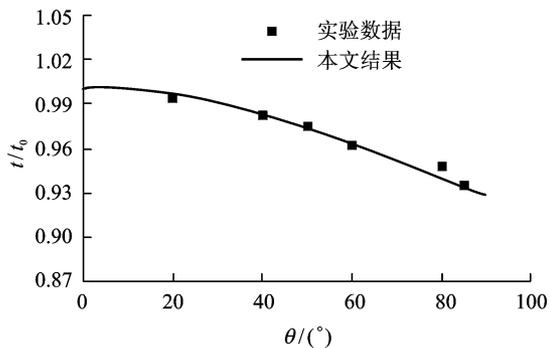
2 算例验证

为了验证计算程序的可靠性,本文对半无限长球柱体的超声速绕流问题进行了数值计算,验证的物理量包括表面压力和温度分布。基于已有的实验结果^[13],计算的来流马赫数 Ma_∞ 取为 2.29,基于柱体直径的雷诺数为 10^4 。流向、法向和周向的计算网格数分别为 129, 225 和 113。图 1 给出了沿球头子午线上的表面压力和温度分布。这里, p_0 和 t_0 分别为球柱体头部滞止点处的压力和温度。从图中

可以看出,计算结果与已有的理论、实验结果符合较好,表明采用的计算程序具有较好的可靠性。



(a) 表面压力分布



(b) 表面温度分布

图 1 沿球头子午线上的表面压力和温度分布

3 计算结果分析与讨论

在对某型飞机头部气动加热问题进行数值模拟中,计算模型及对称面上的计算网格如图 2 所示。流向、法向和周向的网格数分别为 300, 150 和 80。基于翼展的雷诺数 Re ($Re = 10^7$), 来流温度 t_∞ ($t_\infty = -17^\circ\text{C}$, 对应高度约为 5 km), 迎角 α ($\alpha = 0^\circ$), 选取的 Ma_∞ 值为 0.8~2.0。

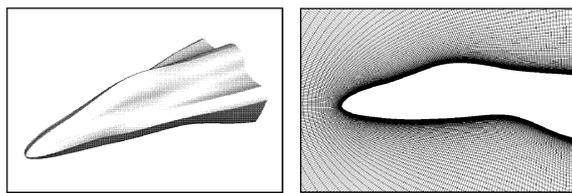
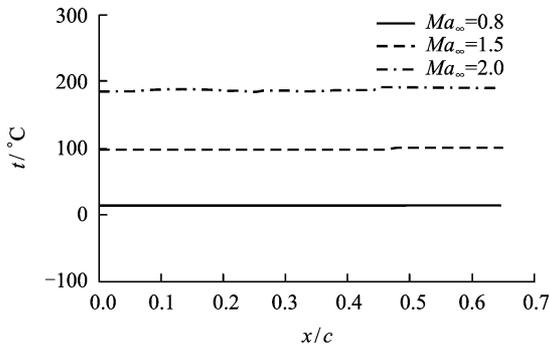
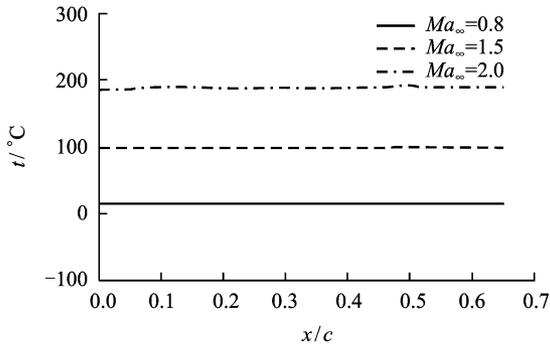


图 2 某型飞机头部外形及对称面上的计算网格

图 3 给出了一定的来流温度 ($t_\infty = -17^\circ\text{C}$)、不同的来流马赫数 ($Ma_\infty = 0.8 \sim 2.0$) 下,上表面和下表面中心线上的温度分布,其中的 c 表示翼展尺寸。从图中可以看出,相同来流马赫数 Ma_∞ 下,沿飞机上表面和下表面中心线的温度基本保持不变,这与文献^[10]的计算结果一致;且二者的平均温度相近。随着 Ma_∞ 增大,中心线上的平均温度明显上升。



(a) 飞机上表面中心线



(b) 飞机下表面中心线

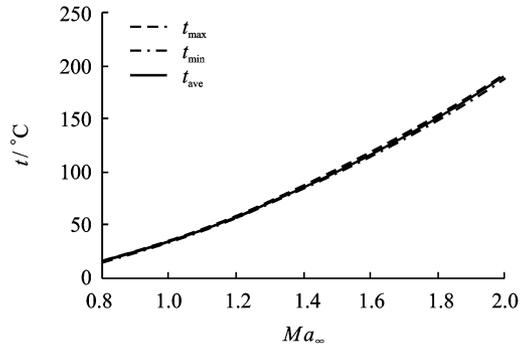
图3 沿飞机上表面中心线和下表面中心线的温度分布

为了分析来流马赫数 Ma_∞ 对驾驶舱上表面和下表面温度分布的影响,给出了不同 Ma_∞ 下,驾驶舱上表面和下表面中心线上的最高温度 t_{\max} 、最低温度 t_{\min} 及平均温度 t_{ave} 随 Ma_∞ 的变化曲线,如图4所示。由于上表面和下表面中心线上的温度变化不大,所以图4可以反映两条中心线上的温度随 Ma_∞ 的整体变化趋势。从图中可以看出,随着 Ma_∞ 的增加,上表面和下表面中心线上的 t_{\max} 、 t_{\min} 及 t_{ave} 逐渐上升,且呈非线性增长。

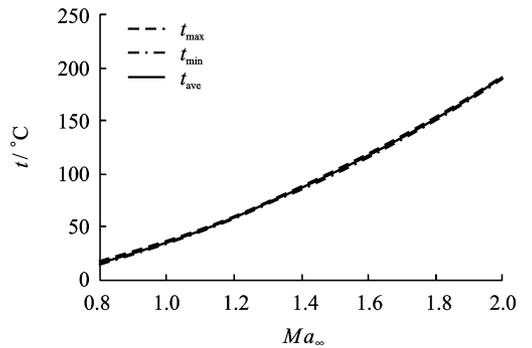
为了研究飞行高度 h 及来流马赫数 Ma_∞ 对表面平均温度的影响,图5给出不同 h 下,上表面中心线上的平均温度 t_{ave} 随来流马赫数 Ma_∞ 的变化情况。从图5(a)可以看出,相同 Ma_∞ 下,随着 h 增加, t_{ave} 减小,这是由于环境温度随高度线性减小的缘故;同时可以看出,不同 h 下, t_{ave} 随 Ma_∞ 的变化呈现一定的相似性,得出 t_{ave} 与自由来流温度 t_∞ 、 Ma_∞ 之间满足如下关系式

$$\frac{t_{\text{ave}} - t_\infty}{t_\infty} = \frac{1}{5} Ma_\infty^2 \quad \text{或} \quad \frac{t_{\text{ave}}}{t_\infty} = \frac{1}{5} Ma_\infty^2 + 1 \quad (2)$$

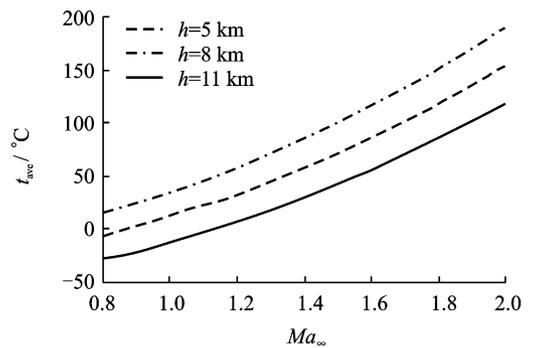
从式(2)可以看出, t_{ave} 与 Ma_∞ 成二次曲线关系;而在 Ma_∞ 一定时, t_{ave} 与 t_∞ 呈线性关系,即 t_{ave} 与 h 呈线性关系,且随着 Ma_∞ 增加, t_{ave} 随 t_∞ 变化的速度加快(图5(b))。为了验证式(2)在其他计算模型



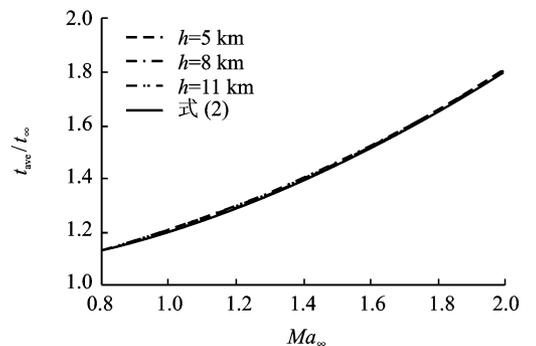
(a) 飞机上表面中心线



(b) 飞机下表面中心线

图4 飞机上表面中心线和下表面中心线上的最大温度 t_{\max} 、最小温度 t_{\min} 和平均温度 t_{ave} 随来流马赫数 Ma_∞ 的变化

(a) 平均温度分布



(b) 平均温度与来流温度之比

图5 不同高度 h 下,飞机上表面中心线上的平均温度 t_{ave} 、平均温度与来流温度之比 t_{ave}/t_∞ 随来流马赫数 Ma_∞ 的变化

时是否成立,将式(2)计算得到的 t_{ave} 与文献[10]的数值模拟结果进行了比较,结果如表 1,2 所示。

表 1 $h=11\text{ km}$ (即 $T_\infty=-56.35\text{ }^\circ\text{C}$)时,不同方法 t_{ave} 值的比较

Ma_∞	$t_{ave}/^\circ\text{C}$ (文献[10])	$t_{ave}/^\circ\text{C}$ (式(2))
0.9	-18	-21
1.1	-3	-4
1.3	15	17
1.6	47	55

表 2 $h=8\text{ km}$ (即 $T_\infty=-36.85\text{ }^\circ\text{C}$)时,不同方法 t_{ave} 值的比较

Ma_∞	$t_{ave}/^\circ\text{C}$ (文献[10])	$t_{ave}/^\circ\text{C}$ (式(2))
0.9	-3	1
1.1	17	20
1.3	37	43
1.6	72	84

文献[10]中计算的飞行器几何模型为 F-22,与本文模型有较大差异,文献[10]中 t_{ave} 表示整机的上表面温度,本文式(2)中的 t_{ave} 表示上表面中心线上的平均温度;另外,文献[10]考虑了表面的对流换热、辐射的作用。但从表 1,2 的结果来看,式(2)与本文结果、文献[10]结果相差并不大,可见式(2)对于计算不同构型、考虑不同情况时均具有一定的参考价值。

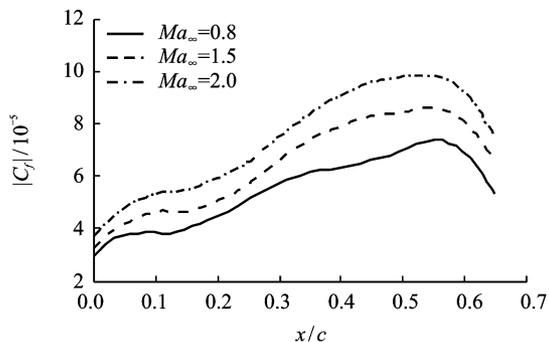
由于气动加热与大气摩擦效应有关^[1],进一步分析不同 Ma_∞ 下,飞机上表面和下表面中心线上的表面摩擦因数 $|C_f|$ 分布。这里, C_f 的定义如下

$$C_f = \frac{2\tau_w}{\rho_\infty U_\infty^2 S} \quad (3)$$

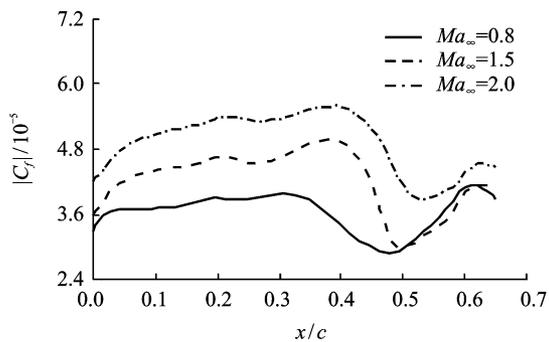
$$\tau_w = \mu \frac{\partial U}{\partial n} = \frac{T^{1.5}(1+c/T_\infty)}{T+c/T_\infty} \frac{\partial U}{\partial n} \quad (4)$$

式中: τ_w 为壁面摩擦应力; μ 为气体动力粘度; S 为飞机正投影面积; n 为飞机法向单位向量; c 为 Sutherland 常数; 温度 T 的单位为兰氏温度。结合式(3,4)可知,来流温度 T_∞ 一定时, $|C_f|$ 的大小取决于 Ma_∞, T 和 $|\partial U/\partial n|$ 。从图 6 可以看出,随着 Ma_∞ 的增加, $|C_f|$ 整体呈上升趋势。从图 3 可知,随着 Ma_∞ 的增加,飞机上表面和下表面中心线上的温度 T 升高,为了研究 $|\partial U/\partial n|$ 随 Ma_∞ 的变化情况,给出了图 7。

为了了解 Ma_∞ 对气动加热的影响特性,图 8

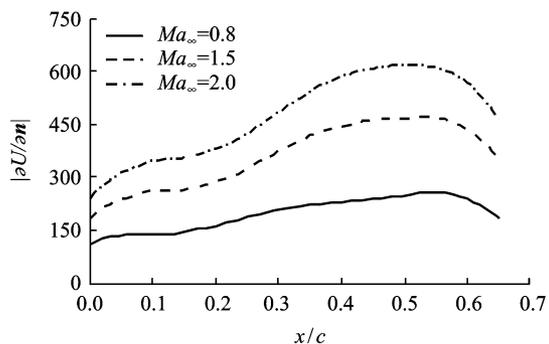


(a) 飞机上表面中心线

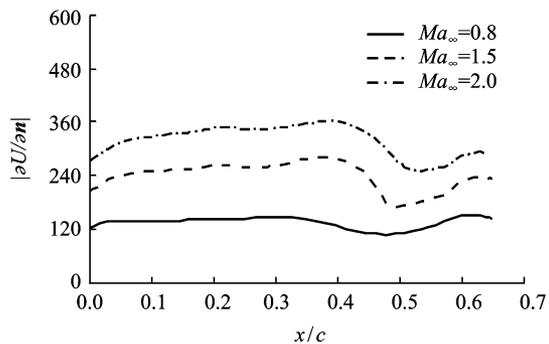


(b) 飞机下表面中心线

图 6 沿飞机上表面中心线和下表面中心线的表面摩擦因数 $|C_f|$ 分布



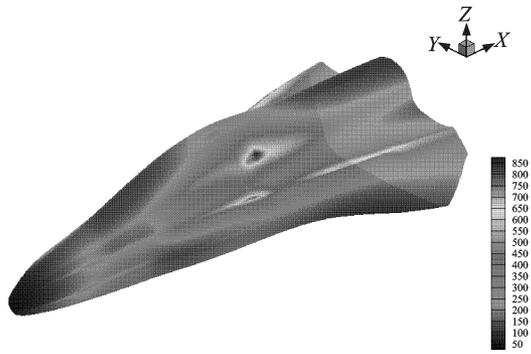
(a) 飞机上表面中心线



(b) 飞机下表面中心线

图 7 沿飞机上表面中心线和下表面中心线的速度梯度 $|\partial U/\partial n|$ 分布

给出了 $Ma_\infty=2.0$ 时飞机上表面的热流量分布。这

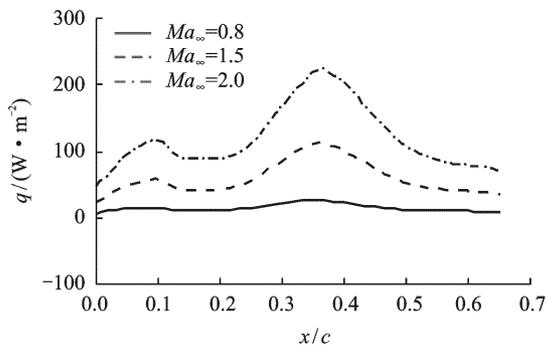
图8 飞机上表面热流量分布($Ma_\infty=2.0$)

里, q_i 的定义如下

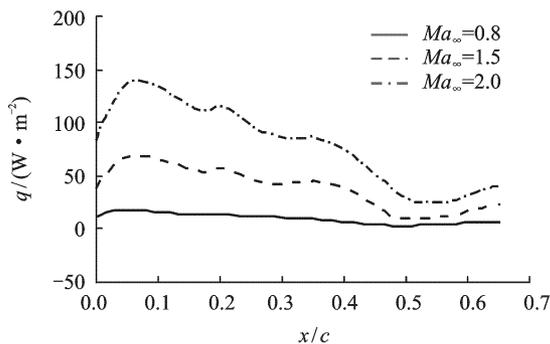
$$q_i = \frac{\mu}{Pr(\gamma - 1)} \frac{\partial t}{\partial x_i} \quad (5)$$

$$\|q_i\| = \sqrt{\sum_{i=1}^3 q_i^2} \quad (6)$$

式中: Pr 为 Prandtl 数; γ 为气体比热容比。从图中看出, 驾驶舱及其两侧部位热流量较大, 因此在这些部位需要注意进行热防护。为了进行定量分析, 图 9 给出了不同 Ma_∞ 下, 沿飞机上表面和下表面中心线的表面热流量分布。从图 9 可以看出, 两表面中心线上的 $\|q_i\|$ 均随着 Ma_∞ 的增加而增大; 当 $Ma_\infty=0.8$ 时, 两表面中心线上 $\|q_i\|$ 大小较为接



(a) 飞机上表面中心线

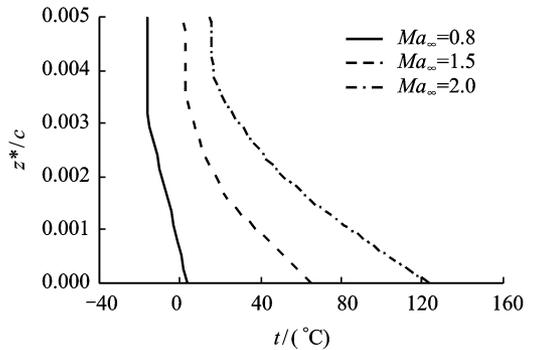


(b) 飞机下表面中心线

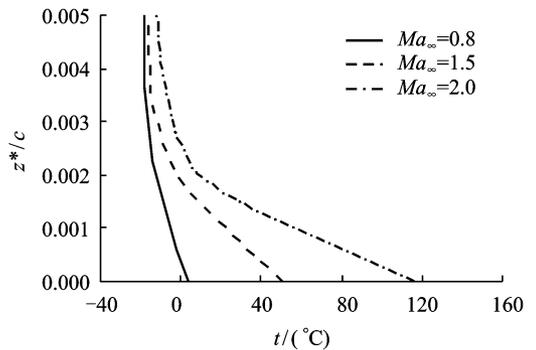
图9 沿飞机上表面和下表面中心线的表面热流量分布

近; 随着 Ma_∞ 的增大, 两表面中心线上的 $\|q_i\|$ 分布出现较大差异: 上表面中心线上 $\|q_i\|$ 的最大值出现在驾驶舱最高位置附近, 下表面中心线上 $\|q_i\|$ 的最大值出现在驾驶舱前部。由式(5)可知, 这种差异是由不同位置上壁面附近的温度梯度不同引起的。

图 10 给出了近壁处法向的气体温度分布, 图中 z^* 表示离壁面的距离。从图中可以看出, 相同来流马赫数 Ma_∞ 下, 越靠近物面, 气体温度越高; 随着 Ma_∞ 增大, 边界层内的气体温度升高, 温度边界层的厚度基本保持不变, 且法向温度梯度增大, 这与 $\|q_i\|$ 随着 Ma_∞ 增大而上升相一致。



(a) 上表面壁面处



(b) 下表面壁面处

图10 上表面壁面处($x/c=0.2, y/c=0, z/c=0.1404$)和下表面壁面处($x/c=0.2, y/c=0, z/c=-0.0025$)的剖面温度分布

4 结 论

本文研究了来流马赫数 Ma_∞ 对飞机座舱附近区域的气动加热影响特性, 基于特定的雷诺数和飞行迎角 ($Re=10^7, \alpha=0^\circ$), Ma_∞ 的范围取为 $0.8 \sim 2.0$, 通过对计算结果的分析 and 讨论有如下结论:

(1) 随着 Ma_∞ 的增加, 壁面处的法向速度梯度 $|\partial U/\partial n|$ 增大, 上表面和下表面中心线上的平均温度上升; 而在相同 Ma_∞ 下, 沿上表面和下表面中心线的温度几乎不变, 且两处的平均温度相近; 上表

面中心线上的平均温度 t_{ave} 与自由来流温度 t_{∞} 、 Ma_{∞} 之间满足如下关系式

$$\frac{t_{ave} - t_{\infty}}{t_{\infty}} = \frac{1}{5}Ma_{\infty}^2 \quad \text{或} \quad \frac{t_{ave}}{t_{\infty}} = \frac{1}{5}Ma_{\infty}^2 + 1$$

(2) 随着 Ma_{∞} 的增加, 边界层内的温度梯度增大, 因此上表面和下表面中心线上的热流量 $\|q_i\|$ 随之增大。计算结果表明, 上表面中心线上的最大热流量大于下表面中心线上的最大热流量, 且上表面中心线上 $\|q_i\|$ 的最大值出现在驾驶舱最高位置附近, 下表面中心线上 $\|q_i\|$ 的最大值出现在驾驶舱前部。从整体上看, 驾驶舱及其两侧部位的热流量较大, 在进行座舱环控系统设计和热舒适性研究时应加以重视。

参考文献:

- [1] 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: 上海交通大学机械与动力工程学院, 2008.
- [2] 夏刚, 刘新建, 程文科, 等. 钝体高超声速气动加热与结构热传递耦合的数值计算[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(1): 35-39.
- [3] 黄春生, 吴杰, 范绪箕. 飞行器流场与结构温度场耦合数值分析[J]. 力学与实践, 2004, 26(2): 24-26.
- [4] Holden M S, Wadhams T P. A database of aerothermal measurements in hypersonic flow in "Building Block" experiments for CFD validation[R]. AIAA paper 2003-1137, 2003.
- [5] Nichols R H, Nelson C C. Wall function boundary conditions including heat transfer and compressibility for transport turbulence models[R]. AIAA paper 2004-582, 2004.
- [6] Scherrer R. Comparison of theoretical and experimental heat-transfer characteristics of bodies of revolution at supersonic speeds[R]. NACA-RM-A8L28, 1950.
- [7] Swenson B L, Edsinger L E. Preliminary analysis of infrared image of shuttle during entry an aerothermodynamic flight experiment[R]. NASA-TM-73251 77N31439, 1977.
- [8] 黎作武, 张涵信. 高超声速航天飞行器气动热特性的数值模拟[C]//第十届全国计算流体力学会议论文集. 北京: 中国空气动力学学会, 2000: 103-108.
- [9] James L B. Turbulence model validation for hypersonic flows[R]. AIAA Paper 2002-3308, 2002.
- [10] 吕建伟, 王强. 飞行器表面三维流场与固壁温度场的耦合分析[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35(8): 938-941.
- [11] 许常悦. 圆柱可压缩绕流及其流动控制的大涡模拟研究[D]. 合肥: 中国科学技术大学近代力学系, 2009.
- [12] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA Paper 1992-0439, 1992.
- [13] Debiève J, Ardissonne J, Dussauge J. Shock motion and state of turbulence in a perturbed supersonic flow around a sphere[J]. J Turbul, 2003, 4(1): 1-15.