

文章编号:1674-8190(2019)05-714-08

不同热边界对超音速机翼气动热数值分析的影响

赵璇, 孙智, 吕润民, 孙建红

(南京航空航天大学 飞行器环境控制与生命保障工业和信息化部重点实验室, 南京 210016)

摘要: 飞行器在超音速飞行时受到的气动加热效应给结构强度及热防护设计带来极大影响, 且真实状态下的气动热环境需要考虑外流场与结构的耦合及内壁面边界条件的影响。采用 S-A 湍流模型求解 Navier-Stokes 方程, 通过流场与固体壁面交界处的信息传递, 实现外流场与结构场的耦合数值分析。针对三种不同翼型的超音速绕流气动加热进行耦合数值研究, 对比翼型内壁面在不同热边界条件下的气动热效应。结果表明: 不同翼型具有与气动力相似的气动热效应, 内壁面考虑对流换热的边界条件最接近真实, 考虑机翼燃油箱满油时, 三维机翼前缘驻点处热流密度最高可达 $4\ 200\ \text{W}/\text{m}^2$ 。

关键词: 超音速; 气动加热; 耦合计算; 边界条件

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.05.018

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Influence of Different Thermal Boundary on Numerical Analysis of Aerodynamic Heat of Supersonic Wing

Zhao Xuan, Sun Zhi, Lü Runmin, Sun Jianhong

(Key Laboratory of Aircraft Environment Control and Life Support, MIIT, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The aerodynamic heating effect of the aircraft during supersonic flight has a great impact on the structural strength and thermal protection design. The aerodynamic thermal environment in the real state needs to consider the coupling of the external flow field and the structure and the influence of the boundary conditions of the inner wall surface. The S-A turbulence model is used to solve the Navier-Stokes equation. The coupling of the flow field and the solid wall is used to realize the coupled numerical analysis of the external flow field and the structural field. The coupling numerical study of the supersonic flow aerodynamic heating of three different airfoils is carried out, and the aerodynamic thermal effects of the inner wall surface of the airfoil under different thermal boundary conditions are compared. The results show that different airfoils have aerodynamic thermal effects similar to aerodynamic forces. The boundary condition of the inner wall considering convective heat transfer is the closest to reality; considering the fuel tank of the wing is full, the heat flux at the leading edge of the 3D wing can be up to $4\ 200\ \text{W}/\text{m}^2$.

Key words: supersonic; aerodynamic heating; coupling calculation; boundary condition

收稿日期: 2019-07-05; 修回日期: 2019-08-25

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目

通信作者: 孙建红, jhsun@nuaa.edu.cn

引用格式: 赵璇, 孙智, 吕润民, 等. 不同热边界对超音速机翼气动热数值分析的影响[J]. 航空工程进展, 2019, 10(5): 714-721.

Zhao Xuan, Sun Zhi, Lü Runmin, et al. Influence of different thermal boundary on numerical analysis of aerodynamic heat of supersonic wing[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(5): 714-721. (in Chinese)

0 引言

随着科技的不断进步,对飞行器的结构及性能的需求大幅提高,但是在超音速巡航状态下,机翼蒙皮表面气流因受到强烈压缩与摩擦,极高的动能将转化为热能,对机翼结构及内部燃油产生严重影响,进而可能影响其飞行性能、隐身性及燃油系统的可靠性。且机翼蒙皮表面的温度场较流场更为复杂,外流场的热流与蒙皮结构的温度相互影响,因此对于气动加热问题的研究需要对流-固-热多物理场进行耦合计算。

国外对飞行器气动加热方面的研究开展较早。例如,1958年 J. R. Davidson 等^[1]对马赫数为 2 的多翼机翼的气动加热问题进行试验研究,分析了气动加热下热应力及刚度的关系;1987年 A. R. Wieting^[2]应用 8 ft(1 ft=0.304 8 m)高温风洞(8-foot High Temperature Tunnel,简称 8' HTT)进行激波干扰对圆管前缘高超音速气动加热影响的试验;1989年 P. Dechaumphai 等^[3]对高超音速条件下流场-气动热-固体结构的相互作用进行有限元分析;S. A. Berry 等^[4]通过耦合算法对 X-34 模型进行了气动热模拟研究,结果显示在层流与湍流状态下与实验值的吻合度较好。国内,朱增起^[5]采用直接数值模拟方法计算了高超音速钝头体圆锥壁面在不同边界条件下驻点及非驻点热流,指出对流换热公式较傅里叶热传导公式对于热流计算更加合理,但未涉及壁面耦合效应;Chen Fang 等^[6]提出了一种用于流体-热-结构建模与分析的时间自适应多物理耦合方法,且解决了高超声速气动热力学与有限元分析软件的结合,为分析高超声速机翼结构的热-结构-振动响应提供了有效的预测;李佳伟等^[7]提出了基于有限体积的气动热-结构传热一体化计算方法,提高了计算效率,但未考虑内壁面边界条件对于气动热耦合计算的影响;王洋等^[8]建立了一种快速求解气动热参数的降阶模型,热边界传递基于换热系数的线性近似方法可以减少因壁面温度变化所需的流场迭代,但忽略了壁面温度对换热系数的影响。

本文在分析外流场与外壁面的耦合换热基础上,对内壁面设置不同的边界条件,得到外壁面的热流或温度分布,研究内壁面边界条件对气动热耦合数值计算的影响。预期为研究机翼热防护及燃油箱的热负荷提供一定的参考基础。

1 数值方法

1.1 流场求解方程

采用三维粘性可压缩流动的 Navier-Stokes (N-S)方程,在笛卡尔坐标系下的形式为

$$\frac{\partial(\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v)}{\partial x} + \frac{\partial(\mathbf{G}_c - \mathbf{G}_v)}{\partial y} + \frac{\partial(\mathbf{H}_c - \mathbf{H}_v)}{\partial z} = 0 \tag{1}$$

式中: $\mathbf{F}, \mathbf{G}, \mathbf{H}$ 分别为三个坐标方向上的通量矢量;下标 c 为对流通量;下标 v 为粘性通量。

具体形式为

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{F}_c &= \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho wu \\ (\rho E + p)u \end{bmatrix} \\ \mathbf{G}_c &= \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (\rho E + p)v \end{bmatrix} \\ \mathbf{H}_c &= \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (\rho E + p)w \end{bmatrix} \\ \mathbf{F}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k\frac{\partial T}{\partial x} \end{bmatrix} \\ \mathbf{G}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + k\frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix} \\ \mathbf{H}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + k\frac{\partial T}{\partial z} \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \tag{2}$$

$$\left\{ \begin{aligned} \mathbf{F}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz} + k\frac{\partial T}{\partial x} \end{bmatrix} \\ \mathbf{G}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{yx} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{yz} \\ u\tau_{yx} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz} + k\frac{\partial T}{\partial y} \end{bmatrix} \\ \mathbf{H}_v &= \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{zx} \\ \tau_{zy} \\ \tau_{zz} \\ u\tau_{zx} + v\tau_{zy} + w\tau_{zz} + k\frac{\partial T}{\partial z} \end{bmatrix} \end{aligned} \right. \tag{3}$$

式中： u, v, w 分别为 x, y, z 三个方向上的速度分量。

本文采用 Spalart-Allmaras 一方程湍流模型对控制方程进行封闭,该湍流模型对高速流动下近壁面的激波捕捉有较好的能力。并基于有限体积法求解方程,对流量采用 Roe-FDS 格式进行离散,粘性通量采用二阶迎风格式进行离散。

1.2 温度场求解方程

当不考虑固体形变时,结构内部主要为热量传递。结构内部温度场的三维非稳态导热微分方程在笛卡尔坐标系下的形式为

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} = \lambda \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + q_v \quad (4)$$

式中： ρ 为固体材料的密度； C_p 为材料的比热容； λ 为材料的导热系数； q_v 为固体内热源密度。

1.3 耦合传热求解方法

耦合传热发生在流场与结构场的交界面上,传统方法是将结构体表面设为绝热或等温壁,而流场与结构场之间是相互作用与影响的关系,流场对结构体进行加热的同时,结构内温度场时刻发生变化,进而影响流场向结构场内部的传热量,因此,需要将流场与结构场之间进行实时的信息传递,才能更加接近于真实的物理情况。

边界上进行的热量传递式为

$$q_f = k \left(\frac{\partial T}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (5)$$

式中： q_f 为流场通过界面向结构场传热的热流； k 为流场中流体的导热率。

根据能量守恒,在忽略表面辐射影响的前提下,流场向结构场传热的热流应与结构场内部导热热流相等,由此建立了二者的耦合关系。即给定 $t = 0$ s 时远场的初始参数及壁面的温度分布,通过求解流场控制方程得到 t 时刻后壁面的热流分布,作为条件计算结构内部新的温度场,将得到的壁面新温度分布作为流场下一时间步计算的初始条件,由此进行迭代计算,直至收敛。

耦合传热根据时间步长的选取又分为紧耦合与松耦合。紧耦合采用流场的特征时间作为耦合计算的共同时间,松耦合是先计算出流场的稳定解并作为耦合的边界条件,再采用结构的时间步长作为耦合的特征时间进行耦合计算。但紧耦合的计

算时间相对较长,效率较松耦合低,而松耦合在满足计算结果正确的前提下可以提高计算速度。因此,本文采用松耦合的计算方法。

2 圆管气动热计算

本文选取文献[2]中的试验条件对圆管进行气动热计算。因为重点关注圆管前部分的流场及气动加热情况,所以将试验模型简化为试验模型的 $1/4$ 。二维结构网格划分为 383×251 ,如图 1 所示,圆管外直径及壁厚分别为： $D = 0.0762$ m, $d = 0.0127$ m,基于圆管直径的第一层网格无量纲高度为 1.3×10^{-6} 。

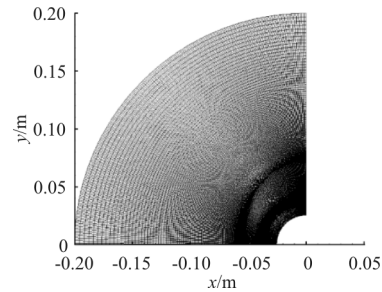


图 1 结构网格划分

Fig. 1 Structural meshing

边界条件设定为压力远场、无滑移等温壁 ($T_w = 294.44$ K) 及对称边界条件。计算稳定后外流场的密度云图如图 2 所示,与试验符合较好。

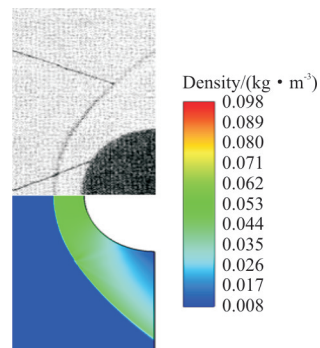


图 2 流场密度与试验对比

Fig. 2 Comparison of flow field density with experimental

圆管驻点前中心线上温度分布如图 3 所示,可以进一步得出激波位置 ($x \approx -0.055$ m)、波后温度 ($T = 2263$ K) 与文献[3]中的结果较为接近。压力与表面热流密度分布如图 4~图 5 所示,其中, p_0 为驻点处压力, q_0 为驻点处热流密度, θ 为圆管外表面与对称面的夹角。

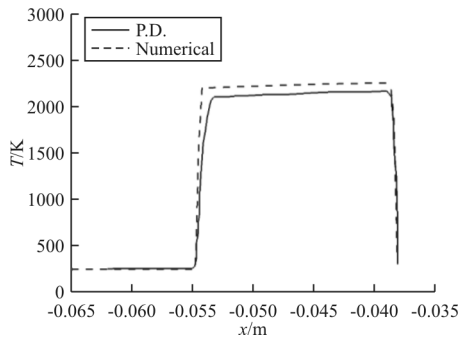


图 3 圆管驻点前中心线上温度分布

Fig. 3 Temperature distribution on the centerline before the stagnation point of the tube

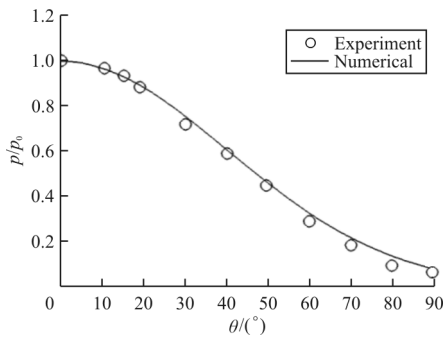


图 4 t=0 s 时表面无量纲压力分布

Fig. 4 Surface pressure distribution at t=0 s

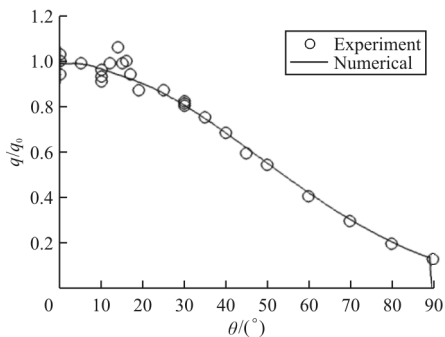


图 5 t=0 s 时表面无量纲热流密度分布

Fig. 5 Heat flux distribution at t=0 s

从图 4~图 5 可以看出:计算结果与试验结果拟合较好,其中驻点热流密度的理论值为 $4.8 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,试验值为 $6.7 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,计算结果为 $5.2 \times 10^5 \text{ W/m}^2$,介于理论值与试验值之间,考虑到试验气体为甲烷燃烧后产物,与理想空气的热力学性质并非完全相同,因此计算与试验的结果会存在一定的差异。

计算 2 s 后圆管内部温度云图如图 6 所示,文献[3]中驻点温度为 388.88 K,本文计算结果为 393.3 K,误差为 1.5%,结果吻合较好。

计算 2 s 后圆管外表面的热流密度分布如图 7 所示。

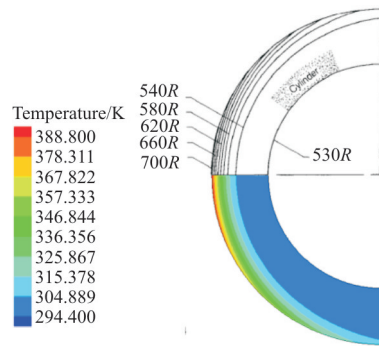


图 6 t=2 s 时圆管内温度云图

Fig. 6 Temperature of the tube at t=2 s

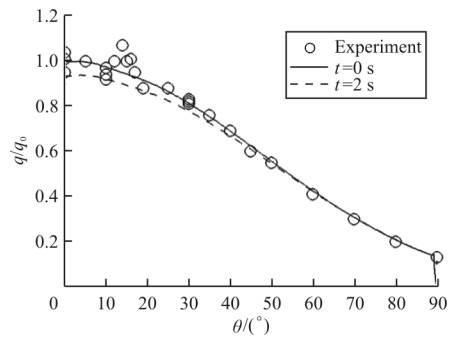


图 7 t=2 s 时表面无量纲热流密度分布

Fig. 7 Heat flux distribution at t=2 s

从图 7 可以看出:气动加热在圆管外壁产生的热量随着时间逐渐向圆管内部传导,使圆管壁面温度升高,从而使驻点热流密度有 5% 的降低。

为了进一步分析结构场传热,得到了 0~6 s 内不同时刻圆管驻点处热流密度和外壁的温度分布,如图 8~图 9 所示。

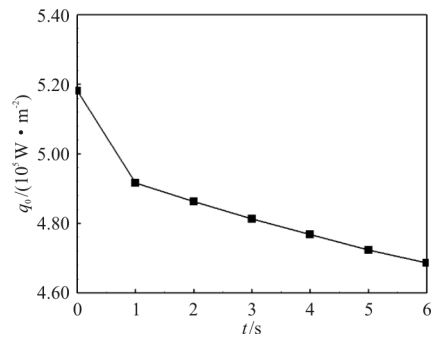


图 8 不同时刻圆管驻点处热流密度分布

Fig. 8 Heat flux distribution at the stagnation point of the tube at different times

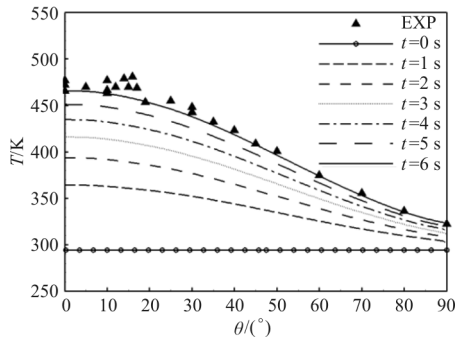


图 9 不同时刻外壁面温度分布

Fig. 9 Outer wall temperature distribution at different times

从图 8~图 9 可以看出:随着时间推进,因气动热效应向壁面不断传热,驻点处热流密度值逐渐降低,而壁面受到加热温度不断升高,且驻点温度升高较快。

综合得到圆管外流场和结构场的计算结果,可以得到该方法对于超音速绕流及气动热计算具有有效性,可运用此方法对超音速飞行下机翼的气动热效应进行数值计算。

3 不同热边界对机翼气动热影响

本文首先对三种不同翼型在超音速飞行下的气动加热效应进行耦合数值计算。考虑前缘类型和厚度作为翼型影响因素,选取三种翼型如图 10 所示,分别为相对厚度 $\bar{C}=0.1$ 的对称双弧翼型、NACA0006 翼型和 NACA0012 翼型,机翼蒙皮厚度为 1 mm,蒙皮材料为铝,导热系数 202.4 W/(m·k)。自由来流温度与压力基于 11 km 的飞行高度,飞行马赫数为 1.5,攻角为 0° ,基于弦长的无量纲雷诺数为 1.09×10^7 。周向及法向网格数分别为 338 和 202,基于弦长的壁面第一层网格无量纲高度为 1.0×10^{-6} 。

为验证该网格对机翼外流场计算的正确性,本文针对文献 9 中的实验条件对称双弧翼型进行数值计算。来流马赫数为 2.13,攻角为 -10° ,计算得到的机翼表面压力系数分布如图 11 所示,与实验结果拟合良好,证明了网格和方法对于超音速机翼绕流计算的可靠性。

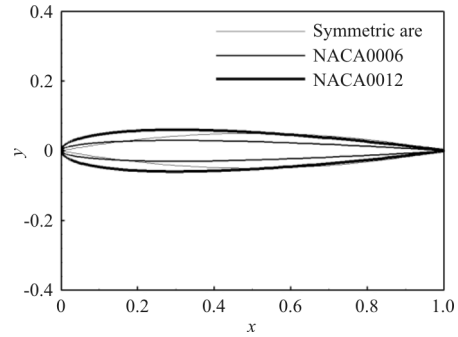


图 10 三种翼型轮廓图

Fig. 10 Three airfoil shapes

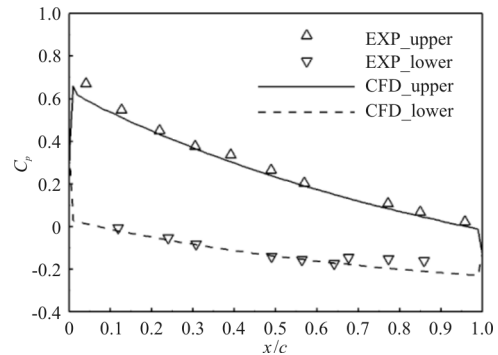


图 11 对称双弧翼型表面压力系数分布

Fig. 11 Pressure coefficient distribution of the symmetrical arc airfoil

3.1 不同翼型流场及气动热的差异

在计算工况相同的情况下,三种翼型表面压力系数分布如图 12 所示,因为三种翼型均为对称翼型,所以上下翼面的压力系数分布表现出一致性。

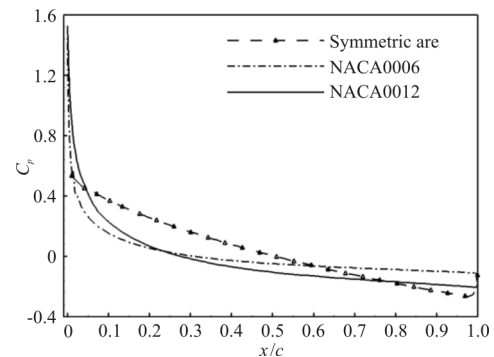


图 12 三种翼型的压力系数

Fig. 12 Pressure coefficient of three airfoils

由驻点处的压力系数可以得出:双弧翼型作为典型的超音速翼型,其尖前缘较其他两种钝前缘有效减小了波阻,且压力系数近似线性分布。将厚度

不同的两个 NACA 翼型的压力系数进行对比,可以看出:厚度越大,机翼前缘曲率越小,激波过渡较慢,而沿着弦长方向 NACA0012 的曲率大于 NACA0006 的曲率,随之压力系数降低较快。

为进一步分析不同翼型表面气动热的差异,内壁面选取无滑移绝热壁进行分析。计算得到三种翼型表面温度分布,如图 13 所示。

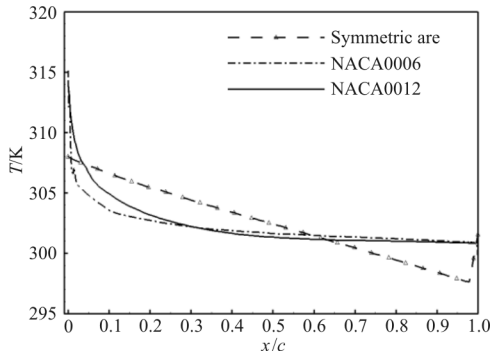


图 13 翼型表面温度分布

Fig. 13 Surface temperature distribution of airfoils

翼型表面温度分布类似于压力系数分布,双弧翼型温度分布近似线性,而 NACA 翼型前缘存在小部分高温区,后沿弦向温度分布较均匀,且 NACA 翼型的驻点温度高于双弧翼型的驻点温度,这是由于 NACA 翼型在前缘附近产生的正激波强度较双弧翼型产生的斜激波强度大,即来流受到激波压缩后动能消耗更多,进而转化的热能也更多,当壁面为绝热时,翼型前缘的温度也就更高。而真实情况的机翼壁面无法做到绝热,因此绝热条件下的机翼壁面温度分布仅可为热防护材料的选取提供一定的理论依据。真实情况下,外流场产生的气动热对壁面进行加热,改变了壁面温度,而新的壁温又将影响外流场向壁面传导的热流密度,同时内部环境因素与内壁面的换热也将使壁面温度发生变化,因此,需要考虑内壁面边界条件对气动热效应的影响。

3.2 内壁面不同热边界对翼型气动热影响

为了研究内壁面不同边界条件对机翼气动热的影响,针对 NACA0012 翼型选取三种不同边界条件,分别为 Case1(内壁面绝热)、Case2(内壁面等温)及 Case3(内壁面对流换热),Case2 与 Case3 均基于机翼内部满油作为条件进行设置,其中燃油

物性参数参考文献 10。考虑到高空的低温效应,假设壁面及燃油的初始温度均为 283.15 K,且将实际内部为满油工况作为 Case4 进行对比。三种边界条件及真实情况下的翼型表面温度和热流密度分布如图 14~图 15 所示。

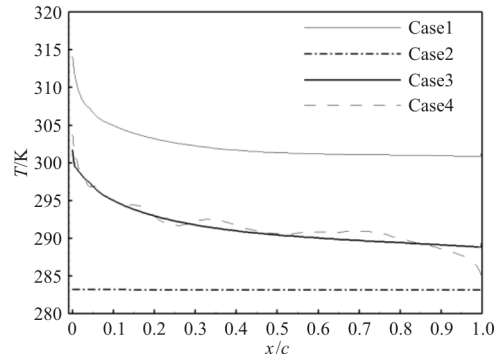


图 14 不同边界条件翼型表面温度分布

Fig. 14 Surface temperature distribution of airfoils under different boundary conditions

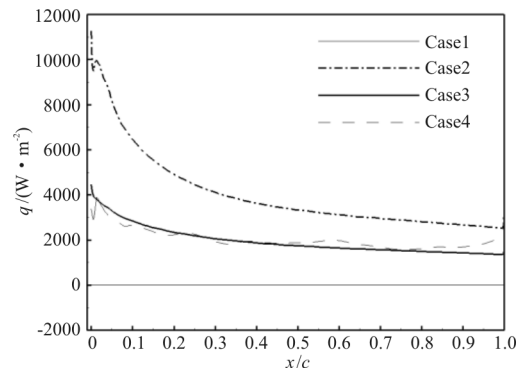


图 15 不同边界条件翼型表面热流密度分布

Fig. 15 Heat flux distribution of airfoils under different boundary conditions

真实状态下,靠近壁面的燃油受热导致内部燃油出现温差而流动,使得壁面温度及热流密度存在小幅度的波动;绝热条件忽略传热导致翼型平均温度高于真实情况约 13 K,由于等温条件保持较低的壁面温度,导致与外流场换热时的温差较大,Case2 的平均热流密度为 3 941.5 W/m²,Case3 的平均热流密度为 1 966.3 W/m²,Case4 的平均热流密度为 1 933.3 W/m²;等温条件忽略了热壁面效应,平均热流密度约为真实状态的 2 倍,边界条件为对流换热较真实状态下平均热流密度的误差为 1.7%。因此,内壁面边界条件为对流换热时与真实情况最为接近,且较真实情况下计算量更小。

3.3 三维机翼燃油箱满油状态下的气动热计算

考虑内壁面为对流换热的基础上,对三维机翼油箱在满油状态下进行气动热数值计算。机翼蒙皮厚度为 5 mm,蒙皮材料为铝,导热系数 $202.4 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{k})$ 。基于弦长的无量纲雷诺数为 1.09×10^7 ,三维结构网格径向、周向和展向的网格数分别为 51、406 和 101。机翼表面压力分布云图如图 16 所示,机翼前缘的压力最高,沿径向逐渐降低。

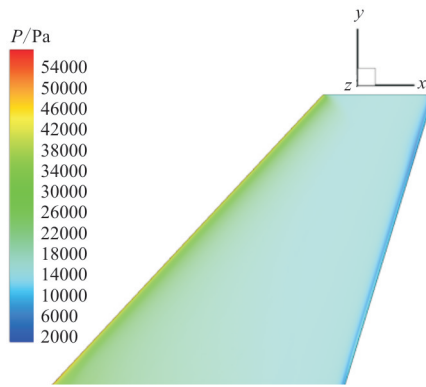


图 16 机翼表面压力云图

Fig. 16 Surface pressure cloud map of the wing

为了进一步分析三维机翼表面的气动热环境,沿展向截取三个截面,如图 17 所示:中心截面 A0、距离中心截面左右两侧各 1 m 的截面 A1 和 A2。

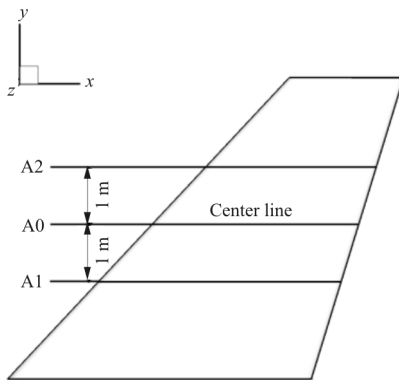


图 17 机翼不同截面位置

Fig. 17 Different cross-section positions of the wing

不同截面机翼表面的温度与热流密度分布如图 18~图 19 所示。

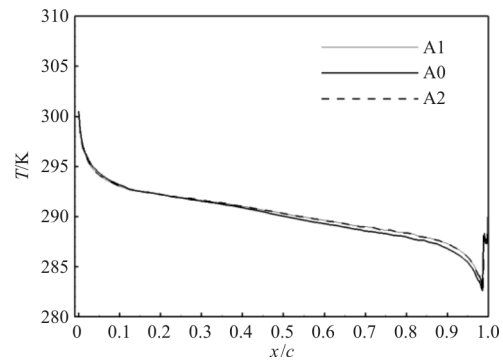


图 18 机翼不同截面温度分布

Fig. 18 Temperature distribution of different cross sections of the wing

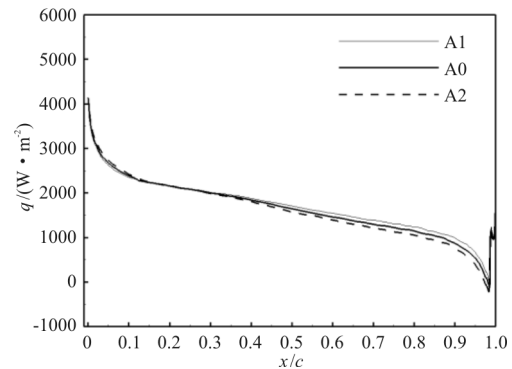


图 19 机翼不同截面热流密度分布

Fig. 19 Heat flux distribution of different cross sections of the wing

从图 18~图 19 可以看出:机翼平行于翼跟的各截面前 10% 所受到的气动热较明显。A0 截面尾缘处的压力云图如图 20 所示,尾缘的高压导致温度和热流密度出现突增。

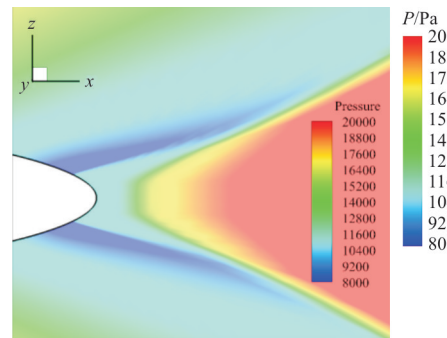


图 20 A0 截面尾缘压力云图

Fig. 20 Trailing edge pressure cloud map on A0 section

4 结 论

(1) 圆管与翼型的超音速绕流数值模拟验证结果与实验数据吻合较好,本文采用的耦合方法可以对翼型绕流进行有效的气动热耦合计算。

(2) 双弧翼型虽然可以有效降低激波阻力,但其前半翼型处于迎风面,能量易于积累,翼型表面温度及热流密度均高于 NACA0006 翼型和 NACA0012 翼型。

(3) 在所选取的工况下,翼型内壁面为绝热时翼型表面温度高于真实状态下约 13 K,边界条件为等温时翼型的平均热流密度约为真实状态下的 2 倍,而对流换热的边界条件下平均热流密度为 $1\,966.3\text{ W/m}^2$,与真实状态下的 $1\,933.3\text{ W/m}^2$ 误差为 1.7%,所以边界条件为对流换热与真实状态最为接近。三维机翼平行于翼根的各截面前 10% 属于气动热较严重区,且驻点热流密度最高可达 $4\,200\text{ W/m}^2$ 。

参考文献

- [1] Davidson J R, Rosecrans R, Vosteen L F. Tests of aerodynamically heated multiweb wing structures in a free jet at Mach Number 2: Four aluminum-alloy models of 20-inch chord and span with 0.064-inch-thick skin, 0.025-inch-thick ribs and webs, and zero, one, two, or three chordwise ribs [J]. Technical Report Archive & Image Library, 1958.
- [2] Wieting A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge[R]. NASA Technical Memorandum-100484, 1987.
- [3] Dechaumphai P, Wieting A R, Thornton E A. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 1989, 26(4): 201-209.
- [4] Berry S A, Horvath T J, Michael D F, et al. X-34 experimental aeroheating at Mach 6 and 10[J]. Journal of Spacecraft & Rockets, 2015, 36(2): 293-301.
- [5] 朱增起. 高超声速钝头体飞行器热流数值计算研究[D]. 天津: 天津大学, 2016.
- Zhu Zengqi. Heat flux distribution research of hypersonic blunt body vehicle[D]. Tianjin: Tianjin University, 2016. (in Chinese)
- [6] Chen Fang, Liu Hong, Zhang Shengtao. Time-adaptive loosely coupled analysis on fluid-thermal-structural behaviors of hypersonic wing structures under sustained aeroheating[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 620-636.
- [7] 李佳伟, 王江峰, 杨天鹏, 等. 钝体外形气动加热与结构传热一体化数值模拟[J]. 推进技术, 2019, 40(1): 1-5. Li Jiawei, Wang Jiangfeng, Yang Tianpeng, et al. Numerical simulation of integrated aeroheating-structural heat transfer study for blunt body[J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(1): 1-5. (in Chinese)
- [8] 王洋, 袁军娅, 王洪兴. 基于代理模型和线性近似的快速气动热边界求解方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2018, 362(4): 15-21. Wang Yang, Yuan Yajun, Wang Hongxing. Fast method to determine thermal boundary based on surrogate model and linear approximation[J]. Missiles and Space Vehicles, 2018, 362(4): 15-21. (in Chinese)
- [9] 陆志良. 空气动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2009: 210-212. Lu Zhiliang, et al. Dynamics[M]. Beijing: Beihang University Press, 2009: 210-212. (in Chinese)
- [10] 徐志英. 某型号飞机燃油系统热管理[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2007. Xu Zhiying. Research of heat management for aircraft fuel system[D]. Beijing: Beihang University, 2007. (in Chinese)

作者简介:

赵璇(1994—),女,硕士研究生。主要研究方向:人机与环境工程。

孙智(1987—),男,博士后。主要研究方向:飞机热管理,直升机救生技术。

吕润民(1995—),男,硕士研究生。主要研究方向:计算流体力学。

孙建红(1968—),男,博士,教授。主要研究方向:人机与环境工程,飞行器设计。

(编辑:沈惺)