

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.01.014

基于分区迭代推进方法的锥体热环境研究

黄杰¹ 姚卫星²

(1. 南京航空航天大学飞行器先进设计技术国防重点学科实验室, 南京, 210016; 2. 南京航空航天大学机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 针对锥体热环境问题, 提出了气动热与结构传热的分区迭代推进分析方法。其中流场采用有限体积法计算, 空间离散采用 AUSM+ 格式。时间推进采用显示多步 Runge-Kutta 格式, 结构热传导采用有限元方法求解, 而数据传递采用基于虚拟空间的插值方法。圆管验证算例分析显示, 2 s 时刻驻点处的热流密度和温度的计算值与试验值的相对误差分别为 1.34% 和 4.95%。最后进行了直二次圆锥体的热环境分析, 壁面初始热流密度值与试验值吻合得很好, 其中驻点热流的计算值与试验值的相对误差为 3.1%。耦合分析过程中驻点温度随时间的推移而升高, 且上升趋势逐渐变缓, 最终趋于稳态值。此外时间的变化对锥体表面压强的影响可忽略不计, 而壁面热流却随时间的增加而降低。

关键词: 热环境; 气动热; 结构传热; 有限体积法; 有限元法

中图分类号: V475 文献标志码: A 文章编号: 1005-2615(2019)01-0090-08

Thermal Environment of Cone Body Based on Division Iterative Marching Method

HUANG Jie¹, YAO Weixing²

(1. Key Laboratory of Fundamental Science for National Defense-Advanced Design Technology of Flight Vehicle, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China; 2. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: The division iterative marching method on aerodynamic heating and structural heat transfer for the thermal environment of the cone body is presented. The flow field is calculated by the finite volume method. Spatial discretization scheme uses AUSM+. Explicit multi-step Runge-Kutta is used to calculate time iteration scheme. However, the structural heat transfer is calculated by the finite element method. Besides, the data exchange on the coupled wall is conducted by the interpolation method based on the virtual space. The verification example on the circular tube is analyzed, and the relative errors between the calculated values and corresponding test values for the heat flux and temperature of the stagnation point are 1.34% and 4.95% respectively at 2 s. Finally, the analysis on thermal environment of the straight biconic body is conducted. The initial wall heat flux is well matched with the experimental result, and the relative error between calculated value and experimental value at stagnation point is 3.1%. The temperature at the stagnation point increases with the time, and the upward trend slows down gradually. Finally it tends to the steady-state value. The time almost has no influence on the wall pressure, but the wall heat flux decreases with the increase of the time.

基金项目: 江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期: 2017-07-25; **修订日期:** 2018-01-31

通信作者: 姚卫星, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: wxyao@nuaa.edu.cn。

引用格式: 黄杰, 姚卫星. 基于分区迭代推进方法的锥体热环境研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(1): 90-97. HUANG Jie, YAO Weixing. Thermal Environment of Cone Body Based on Division Iterative Marching Method[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(1): 90-97.

Key words: thermal environment; aerodynamic heating; structural heat transfer; finite volume method; finite element method

随着高超声速飞行器的发展,其飞行速度越来越快,气动加热问题日趋严重^[1-3],它成为了高超声速飞行器设计必须考虑的因素。若能准确计算飞行器外表面的热流密度及结构的温度场,将对飞行器的安全性及性能起到极为重要的作用。传统的高超声速飞行器热问题的分析方法是將气动热分析与结构传热分开考虑^[4],即将多物理场问题人为地分割为单物理场问题处理。其在假定飞行器壁面温度的情况下计算壁面的热流密度,再将此热流密度作用在飞行器表面以分析结构温度场。这种未考虑气动热与结构传热之间耦合效应的分析方法必然会带来计算精度的问题,无法真正评价结构所处的热环境。由于气动热和结构传热本质上具有耦合特性,必须采用多物理场耦合分析方法求解。首先气动热会对结构传热产生影响,因为外部热流密度会造成结构温度升高;此外结构温度也会对气动加热产生影响,因为结构温度的升高导致边界层内的气体与壁面之间的温度梯度减小,热流密度也将减小。

文献[5]进行了气动热与结构传热之间的耦合分析,获得了飞行器结构温度场随时间变化的情况;任青梅等^[6]搭建了气动热与结构传热的耦合分析平台,计算了飞行器头锥的热流密度和结构温度场。以上研究工作中气动热分析采用工程算法,这必然会影响物面热流密度和结构温度场的分析精度。季卫栋等^[7]利用有限体积法开展了锥体和翼面的气动热和结构温度场的一体化分析。黄唐等^[8]采用有限差分法进行了流场和结构温度场的离散,并分析了锥体驻点温度随时间变化的情况。文献[9]用有限元法研究气动加热和结构传热的一体化,其在间断附近采用网格加密的方法捕捉激波。以上学者采用数值方法求解气动热,并且流场和结构温度场采用相同的数值离散方法,在耦合面需要流场和结构网格节点一一对应,这就要求结构传热模型的网格尺度必须减小到与流体网格尺度相同,这大大增加了结构传热分析的计算量。本文针对锥体热环境问题,提出气动热与结构传热的分区迭代推进分析方法,并进行了方法的圆管验证算例分析,最后进行了直二次圆锥体的热环境分析。

1 数值算法

1.1 气动热数值算法

不考虑体积力和内热源情况下,在直角坐标系下的流体动力学N-S方程的积分形式为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \oint_{\partial\Omega} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量; \mathbf{F}_c 为无粘通量; \mathbf{F}_v 为粘性通量。针对以上流动控制方程,采用有限体积法进行空间离散,对流通量采用AUSM+^[10]空间离散格式,该格式的数值耗散较小,激波分辨率较高,且鲁棒性较强。AUSM+格式将无粘通量分为对流项 \mathbf{F}_c 和压力项 \mathbf{P} ,在单元界面处其表达式为

$$\mathbf{F}_{i+1/2,j,k} = \begin{bmatrix} \rho V \\ \rho u V + n_x p \\ \rho v V + n_y p \\ \rho w V + n_z p \\ \rho H V \end{bmatrix}_{i+1/2,j,k} = \mathbf{F}_c + \mathbf{P} \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_c = Ma_{i+1/2,j,k} \begin{bmatrix} \rho c \\ \rho c u \\ \rho c v \\ \rho c w \\ \rho c H \end{bmatrix}_{L/R} \quad \mathbf{P} = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x p \\ n_y p \\ n_z p \\ 0 \end{bmatrix}_{i+1/2,j,k} \quad (3)$$

AUSM+格式通过单元界面处的马赫数进行流场上、下游的判断:

$$(\cdot)_{L/R} = \begin{cases} (\cdot)_L & Ma_{i+1/2,j,k} \geq 0 \\ (\cdot)_R & Ma_{i+1/2,j,k} < 0 \end{cases} \quad (4)$$

式中: $Ma_{i+1/2,j,k}$ 为单元界面处的马赫数。而单元界面处的压力项则可分解为

$$\mathbf{P}_{i+1/2,j,k} = \psi^+ \mathbf{P}_L + \psi^- \mathbf{P}_R \quad (5)$$

为获得单调解,采用完全迎风的二阶MUSCL格式^[11]离散分裂后的无粘通量,并采用Minmod限制器使格式达到空间二阶精度。流体控制方程中的粘性项采用中心格式进行空间离散,湍流模型采用两方程Menter's SST $k-\omega$ 模型^[12]。针对非定常问题,采用三阶精度的显示多步Runge-Kutta方法^[13]求解,其在 $n \sim n+1$ 时间步内,有

$$\begin{aligned} \mathbf{W}^0 &= \mathbf{W}^n \\ \mathbf{W}^1 &= \mathbf{W}^0 + \Delta t \mathbf{R}(\mathbf{W}^0) \\ \mathbf{W}^2 &= \frac{3}{4} \mathbf{W}^0 + \frac{1}{4} \mathbf{W}^1 + \frac{1}{4} \Delta t \mathbf{R}(\mathbf{W}^1) \\ \mathbf{W}^3 &= \frac{1}{3} \mathbf{W}^0 + \frac{2}{3} \mathbf{W}^2 + \frac{2}{4} \Delta t \mathbf{R}(\mathbf{W}^2) \\ \mathbf{W}^{n+1} &= \mathbf{W}^3 \end{aligned} \quad (6)$$

采用隐式残差光滑技术^[14]加速收敛,并且针对高超声速气动热问题,流体导热系数和粘性系数通常采用Sutherland公式或分子动力学计算,其对物面热流密度的计算精度有重要影响。由于本文的算例不考虑化学反应、热力学状态(内能松弛)等,

以上控制方程和数值算法不涉及高超声速条件下的真实气体效应。

1.2 结构热分析数值算法

在无体积热源的假设下结构瞬态热传导的控制方程为

$$\rho_0 c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k_z \frac{\partial T}{\partial z} \right) \quad (7)$$

式中: ρ_0 为结构材料密度; c 为材料比热容; k_x, k_y 和 k_z 分别为材料3个方向的导热系数。其中比热容和导热系数一般为温度的函数。针对本文热防护系统的热分析问题,其外表面边界条件为壁面热流密度 Q_{aero} 和壁面热辐射量 Q_{rad} ,其表达式分别为

$$-\lambda \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{wall} = Q_{aero}(x, y, z, t) \quad (8)$$

$$Q_{rad} = \epsilon \sigma (T_{wall}^4 - T_{at}^4) \quad (9)$$

式中: $\partial T/\partial n$ 为壁面法向温度梯度; ϵ 为壁面热辐射率; σ 为玻尔兹曼常数; T_{wall} 为壁面温度; T_{at} 为大气环境温度。对式(7)进行有限元离散可得到总体合成矩阵求解方程

$$C\dot{T}^n + KT^n = P^n \quad (10)$$

式中: C 为热容矩阵; K 为热传导矩阵; P 为温度载荷列阵; T 和 \dot{T} 分别为节点温度列阵和节点温度对时间的导数列阵。针对第 $n \sim n+1$ 时间步,用Galerkin格式离散得

$$\left(2K + \frac{3}{\Delta t} C \right) T^n = 2P^n + P^{n-1} + \left(\frac{3}{\Delta t} C - K \right) T^{n-1} \quad (11)$$

求解式(11)即可得到结构各个时刻节点的瞬时温度,且本文结构传热采用ABAQUS有限元软件进行分析。

2 耦合分析模型及策略

锥体高速飞行时产生的巨大气动热会造成结构温度升高,而结构温度的升高导致激波层和边界层内的气体与壁面之间的温度梯度减小,这将导致壁面热流密度也将减小即气动热与结构传热之间存在着强烈的耦合效应,如图1所示。

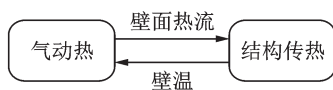


图1 气动热与结构传热之间的耦合关系

Fig. 1 Coupled relationship between aerodynamic heating and structural heat transfer

本文采用分区迭代推进的方法进行气动热与结构传热的分析,其推进求解策略如图2所示,流

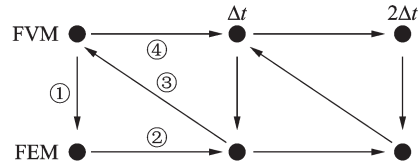


图2 分区迭代推进策略

Fig. 2 Division iterative marching strategy

场与结构分为两个不同的区域,分开建模与求解,其中流场采用有限体积法(Finite volume method, FVM)求解,而结构热传导采用有限元法(Finite element method, FEM)求解,其特点为:

(1) 在任意 $n \sim n+1$ 时间步内FVM(或FEM)求解过程中壁面温度(或壁面热流密度)不变,即各子学科求解时边界条件冻结。

(2) 各子学科在相同的时间节点进行数据交换,以保证耦合分析的协调性以及耦合时间精度。

本文气动热与结构传热的分区迭代推进方法的主要分析流程为:

(1) 首先建立数值分析模型,定义来流条件和壁面初始温度 T_0 ,进行定常流场的计算,计算结果作为瞬态耦合分析的流场初始条件。

(2) 进行 t_i 时刻的非定常流场分析,将计算获得的热流密度 Q_i 通过插值方法传递给结构传热有限元模型外表面。

(3) 进行 t_i 时刻的结构有限元瞬态传热分析。

(4) 判断 t_i 是否达到瞬态分析的总时间 t_{total} ,若 t_i 达到 t_{total} ,结束耦合计算;若 t_i 未达到 t_{total} ,将计算获得的壁面温度通过插值方法传递给流体模型。

(5) 返回步骤(2),进行下一个时间步 $t_i = t_i + \Delta t$ 的求解,直至 $t_i = t_{total}$,结束耦合分析。

3 数据传递方法

耦合分析中涉及到热流和壁面温度的数据传递,而实际分析中FEM网格尺度通常远大于FVM网格,即FVM和FEM耦合面节点不一致,如图3所示,故需要在耦合面进行插值以实现数据传递。本文采用如下的基于虚拟空间的插值方法进行热流密度的数据传递:

(1) 将各学科耦合面上节点从物理空间 (x, y, z) 通过坐标变换映射到二维虚拟空间 (u, v) , $x = x(u, v)$, $y = y(u, v)$ 和 $z = z(u, v)$,即将三维曲面上的空间节点转换到二维虚拟空间平面上。

(2) 在物理空间中搜索任意FEM网格节点 $\zeta_i(x, y, z)$ 附近的FVM网格节点 $\eta_i(x, y, z)$,并将其转换到虚拟空间得到 $\zeta_i(u, v)$ 和 $\eta_i(u, v)$ 。

(3) 将FVM网格节点坐标 $\eta_i(u, v)$ 和相应的热

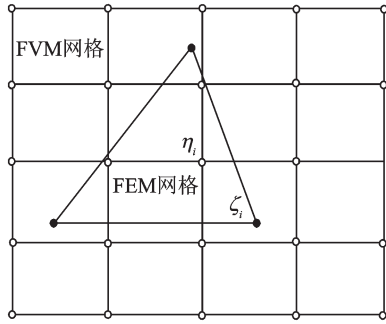


图3 FVM节点与FEM节点对应关系

Fig. 3 Nodes relationship between FVM and FEM

流 $Q(u, v)$ 代入到二次插值函数 $Q(u, v)$, 采用最小二乘法求解插值函数的系数, 即

$$Q(u, v) = au^2 + bv^2 + cuv + du + ev + f \quad (12)$$

(4) 将所有 FEM 网格节点 $\zeta_i(u, v)$ 代入到已知系数的插值函数 $Q(u, v)$ 中, 即可求得 FEM 网格节点插值热流密度 $q_i(u, v)$ 。

4 验证算例

采用 NASA 进行的高超声速圆管风洞试验模型^[15]验证了本文的分区迭代推进分析方法的正确性。圆管内径 $R_1=25.4$ mm, 外径 $R_2=38.1$ mm, 圆管材料为不锈钢, 其密度 $\rho=8\ 030$ kg/m³, 导热系数 $k=16.72$ W/(m·K), 比热容 $c=502.48$ J/(kg·K), 此外圆管初始壁面温度 $T_0=294.4$ K。来流马赫数 $Ma=6.47$, 来流温度 $T=241.5$ K, 来流压强 $p=648.1$ Pa, 迎角 $\alpha=0^\circ$ 。二维分析模型如图 4 所示, 其中流场网格量为 60×100 , 壁面第 1 层网格高度 $\Delta h=1 \times 10^{-5}$ m, 并且在激波处进行了局部加密, 而流场分析对流项采用有限体积法 AUSM+空间离散格式, 湍流模型选择 Menter's SST $k-\omega$ 两方程模型。圆管结构有限元网格量为 40×25 , 采用四节点平面单元模拟。采用基于虚拟空间的插值方法进行耦合数据的传递, 分析类型为瞬态分析,

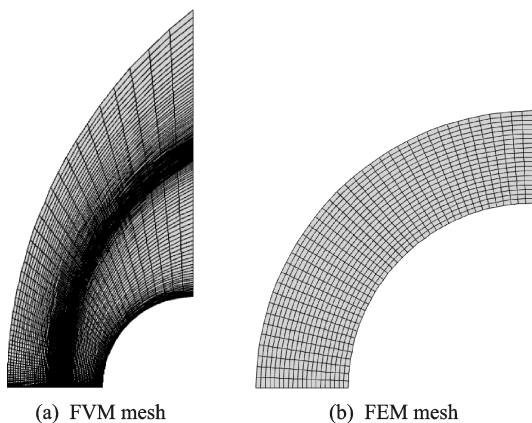


图4 流体和结构模型网格

Fig. 4 Meshes for fluid and structural models

耦合分析时间步长 $\Delta t=1 \times 10^{-4}$ s, 分析总时间 $t_{total}=2$ s, 并且将定常流场作为耦合分析的初始条件。分析获得了圆管驻点温度随时间的变化曲线, 如图 5 所示, 从图 5 中可观察到曲线斜率在初始阶段很大, 随时间推移逐渐减小, 说明结构开始阶段升温很快, 随后温度上升速度逐渐减缓, 最后趋于一个稳定的温度值(稳态解)。图 6 为 2 s 时刻流场和圆管结构的温度云图, 从图 6 可观察到流场数值解捕捉到了光滑的弓形激波, 且圆管最高温度出现在驻点处, 沿壁面下游温度逐渐降低。

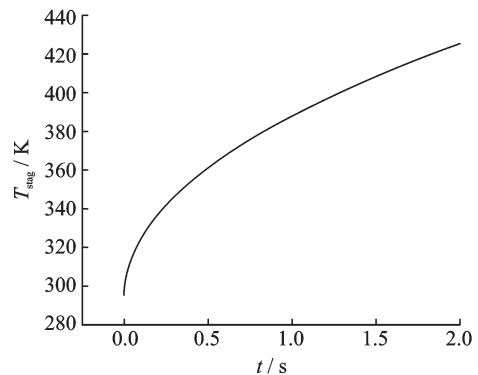


图5 驻点温度随时间变化情况

Fig. 5 Temperature of stagnation point varying with time

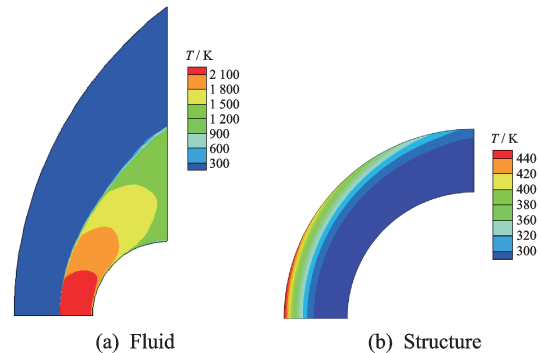


图6 2 s时刻流体和结构温度场

Fig. 6 Temperature fields for fluid and structural models at 2 s

图 7 为 2 s 时刻圆管外壁面的相对热流密度分布和相对温度分析情况。从图 7 中可知壁面耦合分析结果分布曲线与试验结果分布曲线吻合良好, 其中驻点处热流密度耦合分析结果 Q_{stag} 为 661 kW/m², 而试验结果为 670 kW/m², 相对误差为 1.34% ; 而驻点处温度耦合分析结果 T_{stag} 为 442 K, 而试验结果为 465 K, 相对误差为 4.95% 。

由以上讨论可知采用本文耦合推进分析方法得到的圆管壁面热流密度及温度分布均与试验结果吻合良好, 从而验证了本文提出的分区迭代推进分析方法的正确性与分析精度, 可用于分析锥体高速飞行时的热环境问题。

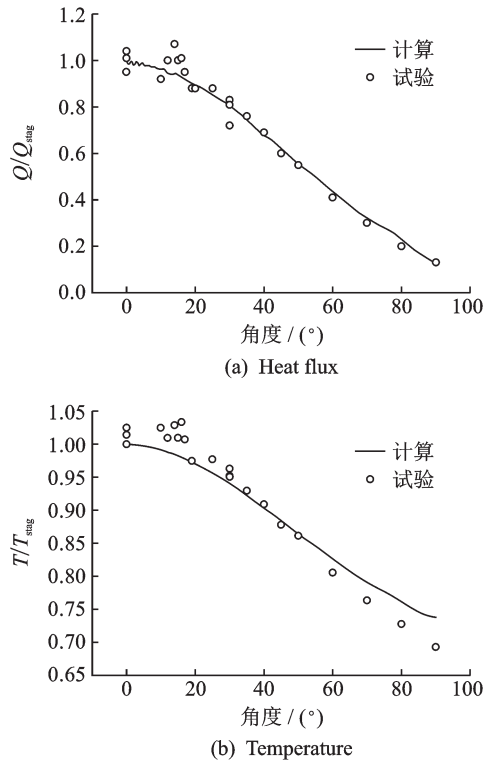


图 7 2 s 时刻壁面热流密度和温度分布

Fig. 7 Distribution for wall heat flux and temperature at 2 s

5 锥体热环境分析

5.1 初始气动热分析

分析模型来自于 NASA 技术报告 NASA TP 2334^[16],其几何形状为直二次圆锥体,如图 8 所示。来流马赫数 $Ma=9.86$,来流静压 $p=59.92$ Pa,来流静温 $T=48.88$ K,迎角 $\alpha=0^\circ$,壁面温度 $T_{wall}=300$ K。划分了 CFD 结构网格,如图 9 所示,六面体网格总量约 50 万,壁面第 1 层网格高度小于 1×10^{-5} m,以保证量纲一参数 $y^+ \leq 1$ 。进行了初始定常流场求解,空间离散格式采用二阶精度的 AUSM+ 格式,湍流模型采用 Menter's SST $k-\omega$ 模型。

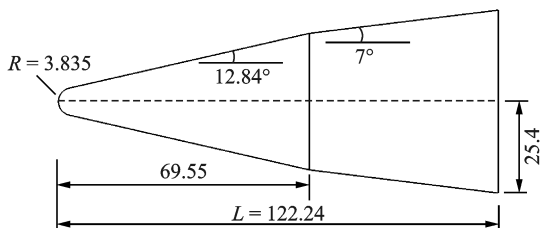


图 8 分析模型几何外形及尺寸

Fig. 8 Geometry and sizes of analysis model

获得的流场压力云图和温度云图如图 10 所示。数值解捕捉到了光滑的离体激波,锥体驻点处的压强超过了 7 000 Pa,而正激波后气体温度则超过了 950 K,与 300 K 的初始壁面温度形成强烈的

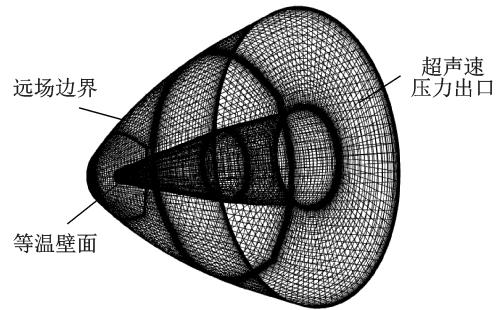


图 9 CFD 模型的网格及边界条件

Fig. 9 Mesh and boudary conditions of CFD model

温度梯度,产生很高的热流密度值。锥体表面压力分布情况如图 11(a)所示,而锥体表面热流密度计算值和试验值分布情况如图 11(b)所示,驻点处热流密度试验值为 443.2 kW/m^2 ,而本文的数值计算值为 429.4 kW/m^2 ,与试验值的相对误差为 3.1%,除了驻点以外的其他区域热流密度计算值与试验值均吻合得很好,这验证了本文分析模型的正确性。

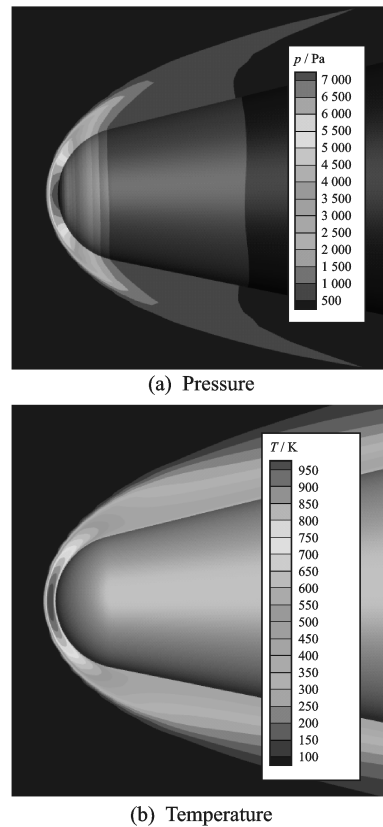


图 10 头部压力云图和温度云图

Fig. 10 Pressure and temperature fields of head area

5.2 分区迭代分析

结构瞬态传热分析的有限元模型如图 12 所示。结构材料为不锈钢,密度 $\rho=8\ 030$ kg/m^3 ,导热系数 $k=16.27$ $\text{W}/(\text{m}\cdot\text{K})$,比热容 $c=502.48$ $\text{J}/(\text{kg}\cdot\text{K})$,结构初始温度 $T_0=300$ K。采用以上 CFD 分析获得的初始流场进行气动热和结构传热的瞬

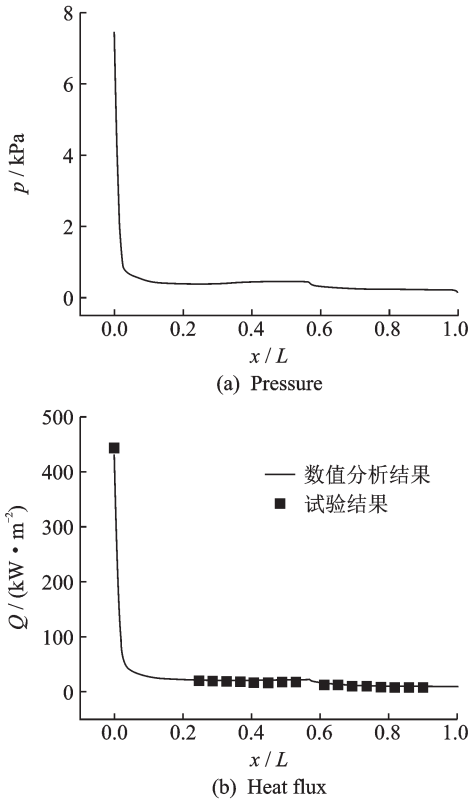


图 11 物面压强和热流分布

Fig. 11 Pressure and heat flux distributions of wall

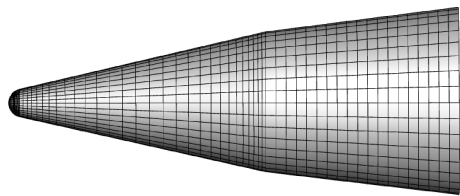


图 12 结构传热分析有限元网格

Fig. 12 Finite element mesh for structural heat transfer analysis

态耦合分析,耦合方法为串行耦合迭代方法,耦合面数据传递采用虚拟空间插值法,耦合时间步 $\Delta t=0.0001\text{ s}$,瞬态分析总时间 $t_{\text{total}}=100\text{ s}$ 。

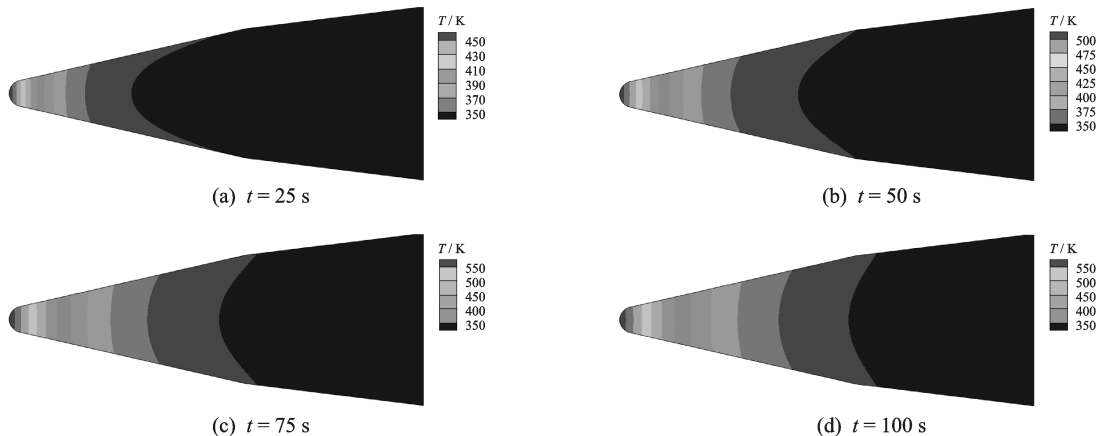


图 14 不同时刻结构剖面的温度云图

Fig. 14 Temperature field of structural profile at different analysis time

分析获得了锥体结构前缘点(流场驻点)处的温度随时间变化的情况,如图 13 所示。从图 13 中可以观察到随着时间的推移,结构前缘点温度逐渐上升,这是由于外部连续的气动热作用于结构物面,导致结构温度持续上升。此外,随着时间的推移前,缘点温度上升的趋势逐渐减小,即曲线斜率逐渐减小,时间趋于无穷大时斜率将趋于 0,结构温度场达到稳定(稳态解)。

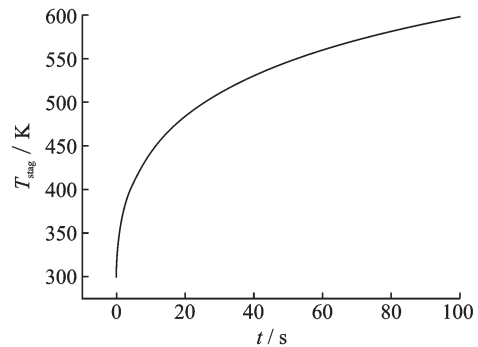


图 13 驻点处温度随时间的变化情况

Fig. 13 History of heat flux at stagnation point

图 14 为 25, 50, 75 和 100 s 时刻结构剖面的温度云图,从图 14 中可观察到各时刻结构最高温度分别为 498.0, 546.0, 576.1 和 597.9 K,结构最高温度均在锥体前缘驻点处,且随着时间的推移高温区域越来越大。分析获得了不同时刻锥体表面压强和热流密度的分布情况,如图 15 所示,从图 15 中可以观察到时间的变化对锥体表面的压强几乎没有影响,而表面热流密度却随时间的增加而降低。这主要是因为随着时间的推移锥体表面温度逐渐升高,激波层及边界层与壁面之间的温度梯度将逐渐减小,这就造成了锥体表面热流密度的降低;而壁面压强主要受控于流体力学而非热力学,故壁面压强几乎不改变。

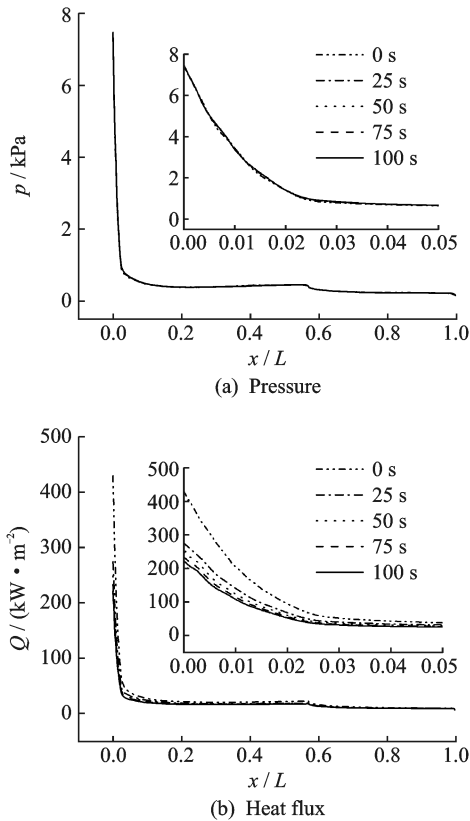


图 15 不同时刻壁面压力和热流分布

Fig. 15 Pressure and heat flux distributions at different time

6 结 论

(1) 本文提出了气动热与结构传热的分区迭代推进分析方法,其考虑了气动热和结构传热之间的耦合效应,适用于本文所研究的高超声速钝头体热环境的精确分析。而传统的非耦合分析方法未考虑结构温度升高对气动热的反馈效应。

(2) 进行了圆管验证算例分析,2 s时刻圆管驻点处的热流密度和温度的计算值与试验值的相对误差分别为 1.34% 和 4.95%,从而验证了本文分区迭代推进分析方法的合理性与分析精度。

(3) 最后研究了直二次圆锥体的热环境,锥体驻点温度随时间的推移而升高,且上升趋势逐渐变缓,最终趋于稳态值。此外时间的变化对锥体表面的压强几乎没有影响,而表面热流密度却随时间的增加而降低。

参考文献:

[1] DEJARNETTE F R, HAMILTON H H. Aerodynamic heating on 3D bodies including the effects of entropy layer swallowing [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1975, 12(1):5-12.

[2] BRANDON H J, MASEK R V, DUNAVANT J C. Aerodynamic heating to corrugation stiffened structures in thick turbulent boundary layers [J]. *AIAA Journal*, 1975, 13(11):1460-1466.

[3] INGER G R. Nonequilibrium boundary-layer effects on the aerodynamic heating of hypersonic waverider vehicles [J]. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 1995, 9(4):595-604.

[4] MILOS F S, SQUIRE T H. Thermostructural analysis of X-34 wing leading-edge tile thermal protection system [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, 36(2):189-198.

[5] 程克明,吕英伟. 飞行器持续气动加热的耦合性分析 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2000, 32(2):150-155. CHENG Keming, LÜ Yingwei. An analysis of coupling feature in continuing gasdynamic heating over flight vehicles [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2000, 32(2):150-155.

[6] 任青梅,杨志斌,城主,等. 气动加热与结构温度场耦合分析平台研发技术 [J]. *强度与环境*, 2009, 36(5):33-38. REN Qingmei, YANG Zhibin, CHENG Zhu, et al. Development of platform for analysis coupling aeroheating and structural temperature field [J]. *Structure & Environment Engineering*, 2009, 36(5):33-38.

[7] 季卫栋,王江峰,樊孝峰,等. 高超声速流场与结构温度场一体化计算方法 [J]. *航空动力学报*, 2016, 31(1):153-160. JI Weidong, WANG Jiangfeng, FAN Xiaofeng, et al. Algorithms for hypersonic fluid-structural-thermal integrated [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(1):153-160.

[8] 黄唐,毛国良,姜贵庆,等. 二维流场、热、结构一体化数值模拟 [J]. *空气动力学学报*, 2000, 18(1):115-119. HUANG Tang, MAO Guoliang, JIANG Guiqing, et al. Two dimensional coupled flow-thermal-structural numerical simulation [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2000, 18(1):115-119.

[9] WIETING A R, DECHAUMPHAI P, BEY K S, et al. Application of integrated fluid-thermal-structural analysis methods [J]. *Thin-Walled Structures*, 1991, 10(1):1-12.

[10] LIOU M S. A sequel to AUSM: AUSM+ [J].

- Journal of Computational Physics, 1996, 129(2): 364-382.
- [11] LEER B V. Towards the ultimate conservative difference scheme V: A second-order sequel to Godunov's method [J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1):101-136.
- [12] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8):1598-1605.
- [13] DEESE J E, AGARWAL R K. Navier-Stokes calculations of transonic viscous flow about wing/body configurations[J]. Journal of Aircraft, 1988, 25(12): 1106-1112.
- [14] ZHAO Y. Computation of complex turbulent flow using matrix-free implicit dual time-stepping scheme and LRN turbulence model on unstructured grids[J]. Computers & Fluids, 2004, 33(1):119-136.
- [15] WIETING A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge[R]. NASA-TM-100484, USA: NASA, 1987.
- [16] MILLER C G. Experimental and predicted heating distributions for biconics at incidence in air at Mach 10 [R]. NASA Technical Paper 2234, USA: NASA, 1984.

(编辑:陈璐)