

翼面热环境的并行迭代耦合方法及热模态分析*

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 为了准确分析翼面热环境,提出了一种并行迭代耦合方法。气动加热和结构传热分别采用有限体积法(finite volume method, 简称 FVM)和有限元法(finite element method, 简称 FEM)求解,且采用基于虚拟空间的插值方法进行数据传递。进行了圆管算例分析,2 s 时刻驻点温度计算值与试验值相对误差为 5.16%,验证了并行迭代耦合方法的精度。进行了翼面热环境和热模态的分析,结果表明翼面最高温度与马赫数呈近似线性关系,且非耦合方法获得的翼面最高温度比耦合方法高 342.2 K,这是由于非耦合方法未考虑气动热与结构传热之间的耦合效应。相比热应力引起的结构附加几何刚度,热环境下材料刚度的降低是翼面刚度和固有频率下降的主要因素,并且随着马赫数的增加,低阶比高阶固有频率下降得更快。

关键词 翼面; 热环境; 并行耦合方法; 热刚度; 热模态

中图分类号 V214; TH128

引 言

随着高超声速飞行器的发展,飞行速度越来越快,飞行器气动加热问题日趋严重^[1-3],造成了飞行器结构温度急剧升高。高超声速飞行器翼面在热环境下其刚度会发生变化,进而导致结构模态发生改变。若能准确计算翼面热环境,并且分析热环境下翼面的热刚度,将会对高超声速翼面热结构设计产生重要意义。

飞行器高速飞行过程中,气动热会造成翼面结构温度急剧升高,而翼面结构温度升高后,边界层内气体与壁面之间的温度梯度将减小,导致壁面热流密度降低,即气动加热与结构传热之间存在强烈的耦合效应。早期传统的翼面热环境分析方法未考虑壁面温度对热流密度的影响^[4],直接将分析获得的热流密度作为边界条件进行结构热分析,计算结构温度场,再根据温度场评价结构的热刚度。这种未考虑翼面温度对气动热影响的方法必将造成翼面温度场和热模态分析的不准确。

现代计算流体力学(computational fluid dynamics, 简称 CFD)和数值传热学(numerical heat transfer, 简称 NHT)的发展为高超声速翼面热环

境问题的精确耦合分析提供了可能。一些学者通过求解 Navier-Stokes 方程^[5-6]分析翼面气动热,借助 CFD-FASTRAN 或 ANSYS-FLUENT 等 CFD 软件或自编程序精确计算翼面热流密度,并通过数据插值方法完成壁面热流密度和壁面温度的相互传递,以实现气动热与结构传热之间的耦合。

结构的热刚度和热模态研究一直是高速飞行器结构设计重点。国内外一些学者对翼面热模态已经开展了一些研究^[7-9],其主要研究成果为热环境会导致结构固有频率的降低。以往的研究中结构所处的热环境大多为均匀温度场,不能反映翼面结构的真实热环境和热刚度,且缺乏热应力造成的附加几何刚度和材料刚度的变化对结构热刚度及热模态贡献的研究。

笔者探讨了气动热和结构传热耦合模型,提出了一种高超声速翼面热环境分析的并行迭代耦合方法,并进行了圆管验证试验算例分析,最后分析了翼面的热环境、热刚度以及热模态。

1 气动热数值算法

在不考虑体积力和内热源的情况下,直角坐标系下的流体力学 N-S 控制方程的积分形式为

* 博士后创新人才支持计划资助项目;江苏高校优势学科建设工程资助项目
收稿日期:2017-09-07;修回日期:2017-12-22

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

其中: \mathbf{W} 为守恒向量; \mathbf{F}_c 为对流通量; \mathbf{F}_v 为黏性通量; dS 为控制体边界面; \mathbf{n} 为边界面的单位外法线向量。

将式(1)按有限体积法进行空间离散可得

$$\frac{d}{dt} \mathbf{W}_i V_i = - \sum_{N=1}^{N_F} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v)_{iN} \mathbf{n} \Delta S_N \quad (2)$$

其中: \mathbf{W}_i 和 V_i 分别为控制体 i 的守恒向量和体积; N_F 为控制体边界面的数目; ΔS_N 为第 N 个边界面的面积。

由于对流通量 \mathbf{F}_c 具有高度非线性特点,且集中体现了流场的对流特征,采用具有总变差衰减(total variation diminishing, 简称 TVD)性质的无波动、无自由参数的耗散差分格式(non-oscillatory and non-free-parameter dissipation, 简称 NND)^[10]对其进行空间离散。半离散化的上风型 NND 格式为

$$\left(\frac{\partial \mathbf{W}}{\partial t} \right)_i = - \frac{1}{\Delta x} (\hat{\mathbf{F}}_{i+\frac{1}{2}} - \hat{\mathbf{F}}_{i-\frac{1}{2}}) \quad (3)$$

$$\hat{\mathbf{F}}_{i+\frac{1}{2}} = \frac{1}{2} (\mathbf{F}_i + \mathbf{F}_{i+1} + \mathbf{A}_{i+\frac{1}{2}}^+ \Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}^L - \mathbf{A}_{i+\frac{1}{2}}^- \Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}^R) \quad (4)$$

$$\begin{cases} \Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}^L = -\Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}} + \min \text{mod}(\Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}, \Delta \mathbf{W}_{i-\frac{1}{2}}) \\ \Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}^R = -\Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}} + \min \text{mod}(\Delta \mathbf{W}_{i+\frac{3}{2}}, \Delta \mathbf{W}_{i+\frac{1}{2}}) \end{cases} \quad (5)$$

其中: $\mathbf{A}_{i+\frac{1}{2}}^\pm$ 为 \mathbf{A}^\pm 在 i 和 $i+1$ 上值的 Roe 等平均;minmod 为限制器。

为获得单调解,采用完全迎风的二阶 MUSCL 格式^[11]离散分裂后的无黏通量,并采用 minmod 限制器使空间离散格式达到空间二阶精度。流体控制方程中的黏性项采用中心格式进行空间离散,此外湍流模型采用两方程 Menter's SST 模型^[12]。针对非定常问题的时间离散,在 $n+1$ 时刻采用时间二阶精度的隐式三点向后差分,得到二阶精度的离散方程为

$$\frac{3\mathbf{W}_i^{n+1} - 4\mathbf{W}_i^n + \mathbf{W}_i^{n-1}}{2\Delta t} = \frac{1}{V_i} \mathbf{R}_i^{n+1} \quad (6)$$

其中: \mathbf{R}_i^{n+1} 为残差; Δt 为物理时间步长; V_i 为第 i 个单元体积。

引入虚拟时间项进行内迭代求解,并采用一阶前差处理得到

$$\frac{\mathbf{W}_i^{p+1} - 4\mathbf{W}_i^p + 3\mathbf{W}_i^{p+1} - 4\mathbf{W}_i^n + \mathbf{W}_i^{n-1}}{\Delta \tau} + \frac{3\mathbf{W}_i^{p+1} - 4\mathbf{W}_i^n + \mathbf{W}_i^{n-1}}{2\Delta t} = \frac{1}{V_i} \mathbf{R}_i^{p+1} \quad (7)$$

其中: $\Delta \tau$ 和 Δt 分别为虚拟时间步长和物理时间步长,称为双时间步长法^[13]; p 和 n 分别为虚拟时间

迭代步和物理时间迭代步。

虚拟时间步上的内迭代可采用 LU-SGS 格式^[14]求解,当 $p \rightarrow \infty$ 时虚拟时间项趋近于零,式(7)的定常解即为二阶精度的非定常解。

采用隐式残差光滑技术^[15]加速收敛,并且针对高超声速气动热问题,流体导热系数和黏性系数通常采用 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。

2 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

$$\rho_0 c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} (k_x \frac{\partial T}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y} (k_y \frac{\partial T}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z} (k_z \frac{\partial T}{\partial z}) \quad (8)$$

其中: 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,比热容和导热系数一般为温度的函数。

针对本研究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

$$-k \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{\text{wall}} = Q_{\text{aero}}(x, y, z, t) \quad (9)$$

$$Q_{\text{rad}} = r\sigma(T_{\text{wall}}^4 - T_{\text{at}}^4) \quad (10)$$

其中: $\partial T / \partial n$ 为壁面法向温度梯度; r 为壁面热辐射率;玻尔兹曼常数 $\sigma = 5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$; T_{wall} 为壁面温度; T_{at} 为大气环境温度。

对式(8)进行有限元离散,得到总体合成矩阵求解方程为

$$\dot{\mathbf{C}}\mathbf{T}^n + \mathbf{K}\mathbf{T}^n = \mathbf{P}^n \quad (11)$$

其中: \mathbf{C} 为热容矩阵; \mathbf{K} 为热传导矩阵; \mathbf{P} 为温度载荷列阵; \mathbf{T} 和 $\dot{\mathbf{T}}$ 分别为节点温度列阵和节点温度对时间的导数列阵。

针对 $n \sim n+1$ 时间步,用 Gaiierkin 格式离散得到

$$(2\mathbf{K} + \frac{3}{\Delta t} \mathbf{C})\mathbf{T}^n = 2\mathbf{P}^n + \mathbf{P}^{n-1} + (\frac{3}{\Delta t} \mathbf{C} - \mathbf{K})\mathbf{T}^{n-1} \quad (12)$$

求解式(12)即可得到结构各个时刻的温度场。

3 热刚度与热模态

气动热引起结构温度升高,而热环境下结构模态的变化归结于结构刚度的改变。一般情况下,材料弹性模量随温度的升高而大幅降低,造成结构材

料刚度的剧烈下降。当结构采用有限单元法进行离散时,热环境与常温下的单元材料刚度矩阵 \mathbf{K}_T^e 有相同的表达形式

$$\mathbf{K}_T^e = \int \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} d\Omega \quad (13)$$

其中: \mathbf{B} 为单元几何矩阵; \mathbf{D} 为热环境下单元弹性矩阵,其与结构弹性模量 E 及泊松比 μ 有关。

当结构温度改变时,弹性模量 E 的改变会引起 \mathbf{D} 的变化。

此外,气动加热下结构内部温度分布通常是非均匀的,即结构存在温度梯度,这将会使结构内部产生热应力。热应力会导致结构产生附加的初始应力刚度矩阵(几何刚度),从而改变结构整体刚度。

结构在温度载荷作用下产生初始应变 $\boldsymbol{\varepsilon}_0$,在热应力 $\boldsymbol{\sigma}$ 作用下产生弹性应变 $\mathbf{D}^{-1}\boldsymbol{\sigma}$,结构的总应变为两者之和

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \boldsymbol{\varepsilon}_0 + \mathbf{D}^{-1}\boldsymbol{\sigma} \quad (14)$$

热应力 $\boldsymbol{\sigma}$ 可由式(14)得到

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{D}(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_0) \quad (15)$$

在热应力作用下结构单位体积内的应变能密度 U 可表示为

$$U = \frac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}^T(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_0) \quad (16)$$

由式(16)可得到有限单元内热应力产生的应变能 U^e 为

$$U^e = \frac{1}{2} \iiint_e \boldsymbol{\sigma}^T(\boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}_0) dx dy dz \quad (17)$$

将式(15)代入式(17),并考虑弹性矩阵 \mathbf{D} 的对称性得

$$U^e = \frac{1}{2} \iiint_e (\boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon} + \boldsymbol{\varepsilon}_0^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon} - \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon}_0 - \boldsymbol{\varepsilon}_0^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon}_0) dx dy dz \quad (18)$$

应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 和几何矩阵 \mathbf{B} 的关系为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{B} \boldsymbol{\delta}^e \quad (19)$$

其中: $\boldsymbol{\delta}^e$ 为单元节点位移向量。

将式(19)代入式(18)右端的第1项,得到

$$\frac{1}{2} \iiint_e \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{D} \boldsymbol{\varepsilon} dx dy dz = \frac{1}{2} (\boldsymbol{\delta}^e)^T \mathbf{K}^e \boldsymbol{\delta}^e \quad (20)$$

$$\mathbf{K}^e = \frac{1}{2} \iiint_e \mathbf{B}^T \mathbf{D} \mathbf{B} dx dy dz \quad (21)$$

式(18)右端后3项导出的刚度矩阵具有与式(21)相同的形式。针对飞行器结构的板壳单元,可利用薄膜应力原理求得附加几何刚度 \mathbf{K}_S^e 为

$$\mathbf{K}_S^e = \frac{1}{2} \iiint_e \mathbf{B}^T \begin{bmatrix} N_x & N_{xy} \\ N_{xy} & N_y \end{bmatrix} \mathbf{B} dx dy dz \quad (22)$$

其中: N_x, N_y 和 N_{xy} 分别为在各方向由热载荷引起

的薄膜应力。

由以上分析可知,热环境下结构热模态可通过求解以下广义特征值问题获得。

$$[(\mathbf{K}_T + \mathbf{K}_S) - \omega^2 \mathbf{M}] \boldsymbol{\varphi} = 0 \quad (23)$$

其中: \mathbf{M} 为结构质量矩阵; \mathbf{K}_T 和 \mathbf{K}_S 分别为结构总体材料刚度矩阵和总体附加几何刚度矩阵。

4 热环境分析的并行迭代耦合方法

高超声速翼面的气动加热效应会造成结构温度急剧升高,而结构温度升高后,边界层内气体与壁面之间的温度梯度将会减小,造成壁面热流密度的降低,即翼面气动热与结构传热之间存在强烈的耦合效应,如图1所示。

笔者采用有限体积法离散流场并求解翼面气动热,而结构热传导采用有限元法离散和求解,并采用如图2所示的并行迭代耦合方法进行翼面热环境分析。其特点为:a.在任意迭代步内FVM(或FEM)求解过程中壁面温度(或壁面热流密度)不变,即准静态假设;b.流场和结构传热均在每个迭代分析步结束后进行数据交换,以保证耦合分析的协调性和时间精度;c.流场采用子循环分析,且子循环迭代次数为 n 。

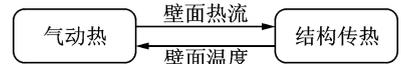


图1 气动热与结构传热耦合模型

Fig. 1 The coupled model for aerodynamic heating and structural heat transfer

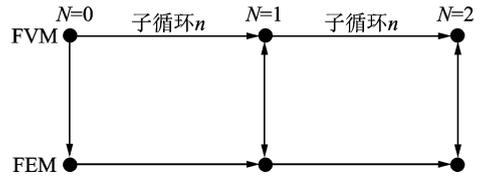


图2 并行迭代耦合方法

Fig. 2 Parallel iterative coupled method

气动热和结构传热的并行迭代耦合分析流程如图3所示,其主要步骤为:

1) 对流场分析和结构传热分析进行内存分配,建立相应的数值分析模型,定义来流条件和初始温度 T_0 ,进行定常流场的计算,并将初始热流密度传递给结构传热模型;

2) 进行 $N=i \sim N=i+1$ 步的求解,流场和结构传热分析同时进行,分析结束后输出热流密度和结构温度场;

3) 判断热流密度或结构温度场是否收敛,若收

敛,结束耦合分析;若未收敛,则进行热流密度和翼面表面温度的数据传递;

4) 返回步骤2,进行下一个迭代步的求解,直到热流密度或结构温度场收敛,结束耦合分析。

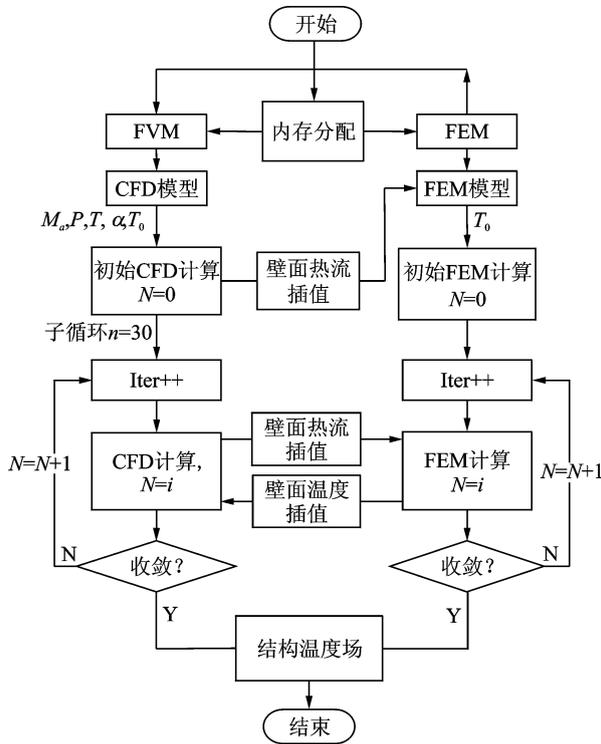


图3 并行迭代耦合分析流程

Fig. 3 Parallel iterative coupled analysis process

5 基于虚拟空间的数据插值算法

并行迭代耦合分析方法需要进行热流密度和壁面温度的插值计算,这是由于热分析模型网格尺寸通常远大于流体网格尺寸,即耦合界面节点不一致,如图4所示,故需要在耦合面进行插值以完成数据传递。

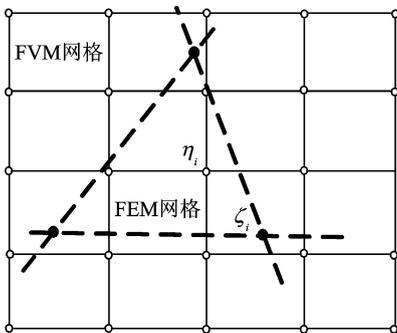


图4 FVM节点与FEM节点的对应关系

Fig. 4 Nodes relationship between FVM and FEM

本研究分析涉及到热流密度和结构壁面温度的数据插值,其中的核心技术是要保证耦合面上热流

密度通量的守恒性。

$$\int_S \mathbf{Q} ds = \int_S \mathbf{q} ds \quad (24)$$

其中: \mathbf{Q} 为FVM网格面的热流密度; \mathbf{q} 为与FVM网格节点对应的FEM网格面的热流密度。

笔者采用虚拟空间插值方法进行热流密度的数据传递,如图5所示,其主要步骤为:

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 $\eta_j(x, y, z)$,并将其转换到虚拟空间得到 $\zeta_i(u, v)$ 和 $\eta_j(u, v)$;

3) 将FVM网格节点坐标 $\eta_j(u, v)$ 和相应的热流 $Q_j(u, v)$ 带入到如下的二次插值函数 $Q(u, v)$,采用最小二乘法求解插值函数的系数 $a_i (i = 1, 2, \dots, 10)$;

$$Q(u, v) = a_1 u^3 + a_2 v^3 + a_3 u^2 v + a_4 u v^2 + a_5 u^2 + a_6 v^2 + a_7 u v + a_8 u + a_9 v + a_{10} \quad (25)$$

4) 将所有FEM网格节点 $\zeta_i(u, v)$ 带入到已知系数 a_i 的插值函数 $Q(u, v)$ 中,即可求得FEM网格节点插值热流密度 $q_i(u, v)$,并通过式(24)进行热流密度通量的守恒性检验。

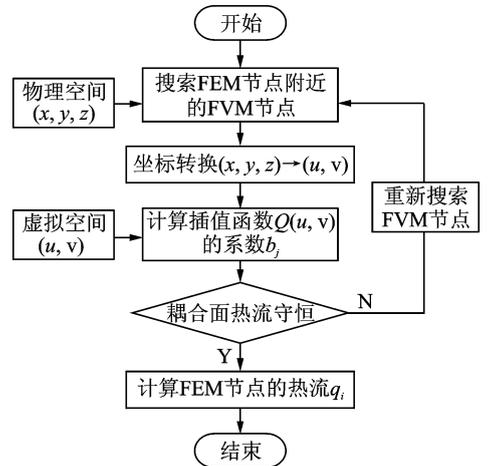


图5 数据插值分析流程

Fig. 5 The analysis process for data interpolation

6 圆管验证算例

笔者采用NASA的圆管风洞试验模型^[16]进行以上并行迭代耦合方法的验证。其中:不锈钢圆管内径 $R_1 = 25.4 \text{ mm}$;外径 $R_2 = 38.1 \text{ mm}$;密度 $\rho = 8030 \text{ kg/m}^3$;导热系数 $k = 16.72 \text{ W/(m} \cdot \text{K)}$;比热容 $c = 502.48 \text{ J/(kg} \cdot \text{K)}$;圆管初始温度 $T_0 =$

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; 攻角 $\alpha = 0^\circ$ 。建立了二维分析模型,如图6所示,CFD模型壁面第1层网格高度 $\Delta h = 1 \times 10^{-5}$ m,圆管结构采用四节点平面单元模拟。采用虚拟空间插值方法进行热流密度和壁面温度的数据的传递,分析类型为瞬态分析,耦合分析时间步长 $\Delta t = 1 \times 10^{-4}$ s,分析总时间 $t_{\text{total}} = 2$ s。

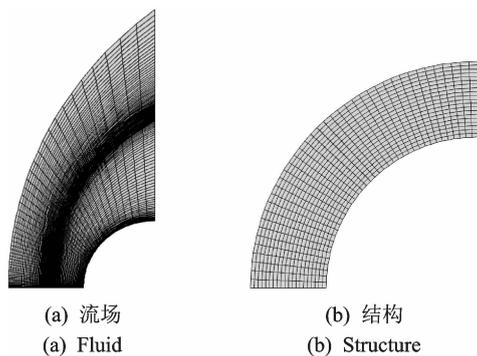


图6 流场和结构模型网格

Fig. 6 The meshes for fluid and structural models

图7为2 s时刻流场和圆管结构的温度云图。图8和图9分别为2 s时刻圆管外壁面的相对热流密度和相对温度(量纲为1)的分析情况。从图中可以观察到数值分析结果与试验结果吻合良好,驻点处的热流密度分析值 Q_{stag} 为 657 kW/m^2 ,试验值为 670 kW/m^2 ,两者的相对误差为 1.94% 。此外,驻

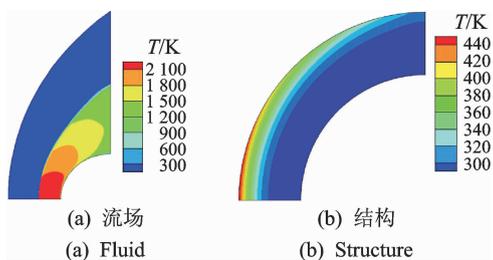


图7 2 s时刻流体和结构温度场

Fig. 7 The temperature fields for fluid and structural models at two second

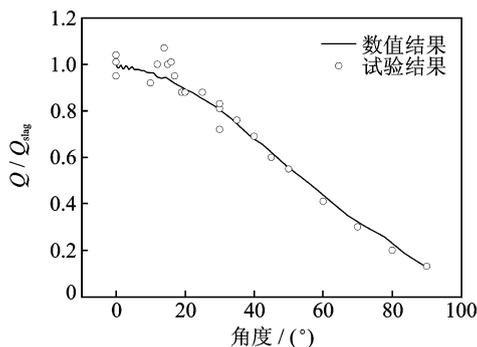


图8 2 s时刻壁面热流密度分布

Fig. 8 The distribution for wall heat flux at two second

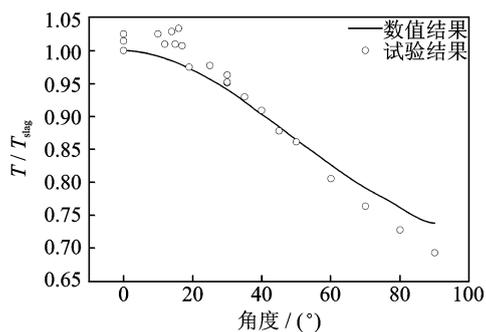


图9 2 s时刻壁面温度分布情况

Fig. 9 The distribution for wall temperature at two second

点处温度计算值 T_{stag} 为 441 K,试验值为 465 K,两者相对误差为 5.16% 。通过本算例验证了热环境分析的并行迭代耦合分析方法的正确性和数据插值方法的精度。

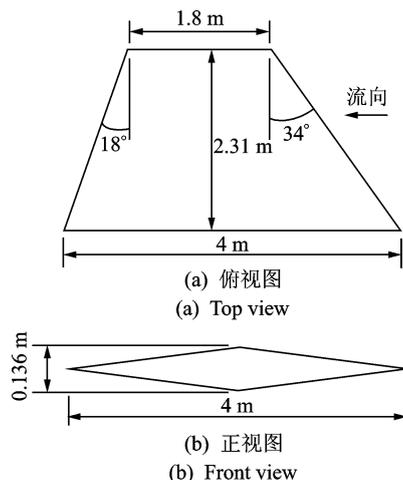


图10 小展弦比翼面的平面和剖面

Fig. 10 Platform and cross-sectional views of the low aspect ratio wing

7 翼面热环境和热模态分析

7.1 分析模型

笔者选取小展弦比翼面为分析模型,如图10所示。其中,来流马赫数 $Ma = 6$,飞行高度 $H = 60$ km,攻角 $\alpha = 1.5^\circ$,翼面结构初始温度为 $T_0 = 300$ K,划分了六面体CFD网格,网格总量约100万。为了获得网格无关性的壁面热流密度,壁面第1层网格高度小于 1×10^{-5} m。图11为流体CFD网格和翼面FEM网格。从图中可观察到这两套网格翼面节点并非一一对应,故采用虚拟空间插值方法进行热流密度和壁面温度的数据传递。

翼面前缘为碳/碳复合材料结构,其导热系数

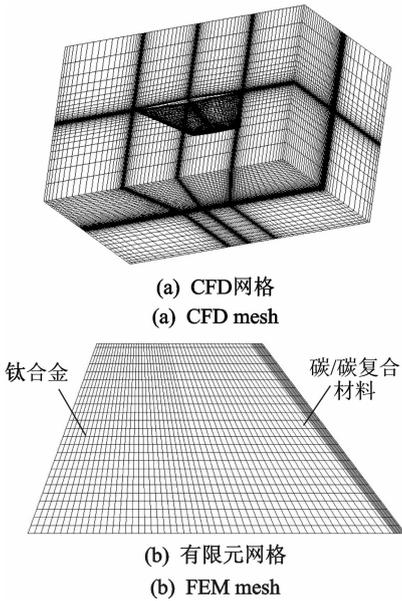


图 11 流体和结构模型网格

Fig. 11 The meshes for fluid and structural models

$k_1=42 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K})$, 密度 $\rho_1=2\,000 \text{ kg}/\text{m}^3$, 弹性模量 $E_1=95 \text{ GPa}$, 热膨胀系数 $a_1=4 \times 10^{-6} \text{ K}$; 其余部位为钛合金结构, 其密度为 $\rho_2=4.4 \times 10^3 \text{ kg}/\text{m}^3$, 而导热系数 k_2 , 弹性模量 E_2 和热膨胀系数 a_2 随温度变化情况如图 12 和图 13 所示。翼面外表面热辐射

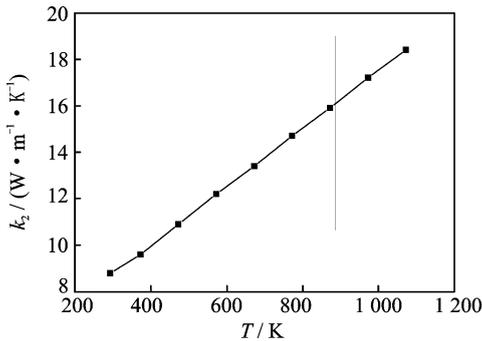


图 12 钛合金导热系数随温度变化情况

Fig. 12 The thermal conductivity of titanium alloy varying with temperature

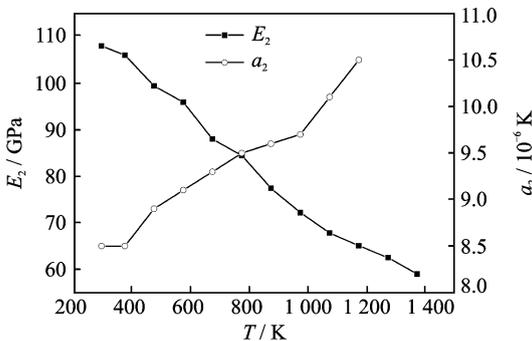


图 13 钛合金弹性模量及热膨胀系数随温度变化情况

Fig. 13 The elasticity modulus and thermal expansion coefficient of titanium alloy varying with temperature

率 $\epsilon=0.8$, 大气环境温度 $T_{at}=247.02 \text{ K}$, 并行迭代耦合分析中流场分析的子循环步 n 设置为 30。

7.2 翼面热环境

通过气动热与结构传热的并行迭代耦合分析方法获得了翼面结构的稳态温度场, 如图 14(a) 所示。从图中可以观察到翼面前缘温度最高, 从翼面前缘往后缘温度逐渐降低。传统的非耦合方法分析得到的翼面温度场如图 14(b) 所示。

非耦合分析方法获得的翼面最高和最低温度分别为 $1\,711.5 \text{ K}$ 和 928.1 K , 耦合分析方法获得的翼面最高和最低温度分别为 $1\,369.3 \text{ K}$ 和 785.0 K , 如表 1 所示。可见, 非耦合方法分析结果偏高, 无法准确评价翼面的热环境, 这是因为非耦合方法未考虑翼面温度升高引起热流密度降低的影响。

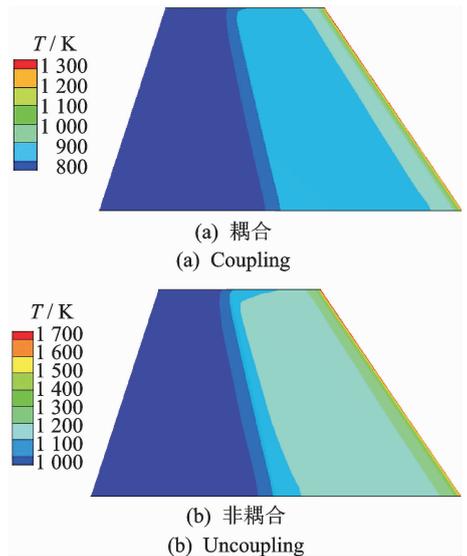


图 14 翼面稳态温度场

Fig. 14 The steady temperature field of wing

表 1 耦合和非耦合翼面最高和最低温度对比

Tab. 1 The maximum and minimum temperature of wing by the coupled and uncoupled methods K

翼面温度	耦合	非耦合
T_{max}	1 369.3	1 711.5
T_{min}	785.0	928.1

图 15 为并行迭代耦合分析过程中翼面平均气动弦长 (C_{mac}) 位置前缘点与后缘点的温度收敛情况。从图中可观察到前缘点温度收敛慢于后缘点, 但迭代 15 步后两点均基本收敛。图 16 为翼面平均气动弦长位置耦合分析和非耦合分析的热流密度分布情况。可知耦合分析时翼面温度的升高导致了热流密度的降低, 且翼面迎风面热流密度高于背风面。翼面最高温度随马赫数变化情况如图 17 所示。马

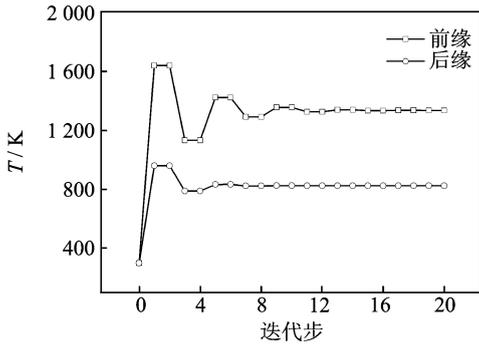


图 15 翼面前缘点和后缘点温度收敛历程

Fig. 15 History of convergence for leading and trailing edges of wing

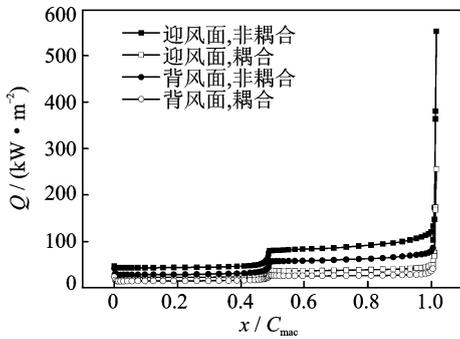


图 16 耦合和非耦合分析翼面热流密度分布情况

Fig. 16 The heat flux distributions of wing for coupled and uncoupled analysis

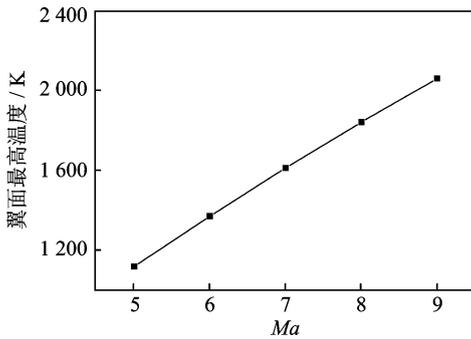


图 17 翼面最高温度随马赫数的变化情况

Fig. 17 The maximum temperature of wing varying with Mach number

赫数从 5 增加到 9,翼面最高温度从 1 116.3 K 上升到 2 061.7 K,且数据点的线性度很好,可根据此规律估算其他马赫数下的翼面最高温度。

7.3 翼面热模态

笔者进行了 300 K 和高温环境下的模态分析,其中翼根部分为固支边界条件。图 18 为 300K 温度下的翼面前 4 阶固有振型,分别为一阶弯曲、一阶扭转、二阶弯曲和二阶扭转,并且前 4 阶固有频率分别为 13.44,33.58,48.54 和 70.58 Hz。高温对翼面模态的影响体现在两方面:a. 高温会使翼面产生

热应力(预应力),预应力会造成翼面结构产生附加几何刚度 K_S ,存在几何非线性;b. 温度的升高会导致结构材料弹性模量降低(图 8),即翼面材料刚度 K_T 会降低。

为了研究 K_T 和 K_S 对翼面结构刚度和模态的影响,建立了相应的有限元模型,分析结果如表 2 所示。从表中结果可知,热环境下翼面各阶固有频率相对 300 K 时均有所降低,且在热环境下前 4 阶固有频率分别降低了 15.3%,13.3%,12.0% 和 11.7%。其中, K_S 对固有频率的影响很小,而 K_T 却对固有频率影响很大,即热环境下翼面刚度的主要影响因素为高温引起的材料刚度的降低。

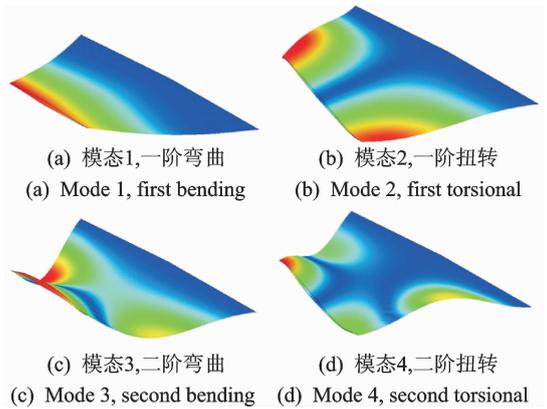


图 18 300 K 情况下翼面固有振型

Fig. 18 The natural modes of vibration under 300 K

表 2 热模态影响因素分析

Tab. 2 The analysis of influence factor for thermal mode Hz

项目	f_1	f_2	f_3	f_4
300 K	13.44	33.58	48.54	70.58
K_S	13.33	33.26	49.65	71.06
K_T	11.48	29.34	41.77	61.98
$K_T + K_S$	11.38	29.10	42.73	62.29

笔者还分析了马赫数对翼面结构固有频率的影响,其中定义频率比 r (量纲为 1)为热环境下的频率 f_i 与 300K 温度下基准频率 $f_{i,300K}$ 的比值,分析结果如图 19 所示。可见,随着马赫数的增加,前 4 阶

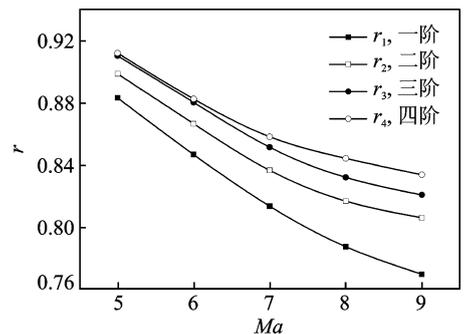


图 19 翼面频率比随马赫数变化情况

Fig. 19 The frequency ratios of wing varying with Mach number

频率比均降低,并且1阶频率下降最快,即低阶固有频率比高阶固有频率下降得更快。

$$r = \frac{f_i}{f_{i,300\text{K}}} \quad (26)$$

8 结 论

1) 提出了一种分析高超声速翼面热环境的并行迭代耦合分析方法,气动热采用CFD分析,结构传热采用FEM分析,兼顾计算效率和计算精度,并利用获得的翼面温度场进行了结构热模态分析。

2) 进行了圆管试验验证算例分析,2 s时刻的驻点温度计算值与试验值相对误差为5.16%,从而验证了本研究热环境分析并行迭代耦合方法。

3) 相对传统的非耦合方法,迭代耦合分析方法考虑了翼面温度升高引起热流密度降低的因素,能准确评价翼面的热环境,而翼面最高温度与马赫数具有良好的线性关系。

4) 热环境导致了翼面结构刚度及固有频率的降低,且材料弹性模量的降低是其主要影响因素。此外随着马赫数的增加,低阶固有频率比高阶固有频率下降得更快。

参 考 文 献

- [1] Knight D, Chazot O, Austin J, et al. Assessment of predictive capabilities for aerodynamic heating in hypersonic flow [J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, 90: 39-53.
- [2] Li Jingping, Chen Hong, Zhang Shizhong, et al. On the response of coaxial surface thermocouples for transient aerodynamic heating measurements [J]. *Experimental Thermal & Fluid Science*, 2017, 86: 141-148.
- [3] Vasil'evskii S A, Gordeev A N, Kolesnikov A F. Local modeling of the aerodynamic heating of the blunt body surface in subsonic high-enthalpy air flow, theory and experiment on a high-frequency plasmatron [J]. *Fluid Dynamics*, 2017, 52(1): 158-164.
- [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] 杨建龙,刘猛,阿嵘.高超声速热化学非平衡对气动热环境影响[J].*北京航空航天大学学报*, 2017, 43(10): 2063-2072.
Yang Jianlong, Liu Meng, A Rong. Influence of hypersonic thermo-chemical non-equilibrium on aerodynamic thermal environments [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2017, 43(10): 2063-2072. (in Chinese)

- [6] Persova M G, Soloveichik Y G, Belov V K, et al. Modeling of aerodynamic heat flux and thermoelastic behavior of nose caps of hypersonic vehicles [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 136: 312-331.
- [7] 崔嵩,贺旭东,陈怀海.一种热模态试验技术的研究[J].*振动、测试与诊断*, 2013, 33(S2): 21-24.
Cui Song, He Xudong, Chen Huaihai. Test method research on thermal modal analysis [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2013, 33(S2): 21-24. (in Chinese)
- [8] 贺旭东,吴松,张步云,等.热应力对机翼结构固有频率的影响分析[J].*振动、测试与诊断*, 2015, 35(6): 1134-1139.
He Xudong, Wu Song, Zhang Buyun, et al. Influence of thermal stress on vibration frequencies of a wing structure [J]. *Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis*, 2015, 35(6): 1134-1139. (in Chinese)
- [9] Malekzadeh P, Haghghi M R G, Atashi M M. Out-of-plane free vibration of functionally graded circular curved beams in thermal environment [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(2): 541-552.
- [10] 刘朋欣,李沁,张涵信.基于映射函数的中心型三阶格式[J].*空气动力学学报*, 2017, 35(1): 71-77.
Liu Pengxin, Li Qin, Zhang Hanxin. A kind of third order central scheme based on mapping functions [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(1): 71-77. (in Chinese)
- [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] Dubuc L, Cantariti F, Woodgate M, et al. Solution of the unsteady euler equations using an implicit dual-time method [J]. *Aiaa Journal*, 1998, 36(8): 1417-1424.
- [14] Yoon S, Jameson A. Low-upper Gauss-Siedel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. *AIAA Journal*, 1988, 26(9): 1025-1026.
- [15] Zhao Yong. 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.
- [16] Wieting A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge [R]. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, 1987.



第一作者简介:黄杰,男,1989年4月生,博士生。主要研究方向为高超声速飞行器热结构与热防护系统。曾发表《An experimental and numerical study on structural dynamic stress of a landing gear》(《*Journal of Vibroengineering*》2013, Vol. 15, No. 2)等论文。
E-mail: jiehuangxyz@163.com