

多场耦合计算平台与高超声速热防护结构传热问题研究

张兵, 韩景龙*

南京航空航天大学 航空宇航学院, 江苏 南京 210016

摘要: 从有限元法(FEM)和有限体积法(FVM)的单元特性出发, 提出一种具有局部守恒特性的界面载荷插值方法。采用共享内存技术开发适用于通用有限元和计算流体力学(CFD)软件的多场耦合计算平台, 并基于分区耦合方式实现流固耦合传热计算。作为验证, 分别将 ANSYS 与 Fluent 和 CFD-FASTAN 软件进行耦合, 计算外壁冷却的喷管和高超声速圆柱绕流的耦合传热问题, 结果与实验值吻合良好。针对类 X-34 飞行器的头部热防护结构(TSP), 考虑材料非线性和辐射效应, 对高超声速巡航状态下驻点温度和结构冷却系统功率随热防护层厚度的变化规律进行了研究。计算结果表明: 驻点温度随热防护层厚度的变化并不明显, 而冷却系统功率随热防护层厚度增加急剧降低; 此外, 材料发射率非线性对结果影响较大。

关键词: 多场耦合计算平台; 守恒插值; 计算流体力学; 有限元法; 热防护结构

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

具有高超声速和远程机动飞行的近空间飞行器, 由于长时间飞行在恶劣的气动加热环境中, 将为设计人员带来许多新的问题和挑战, 如热防护系统、内部主动冷却系统及热气动弹性问题等。对于这些气动加热与结构热响应强烈耦合的问题, 传统的热环境和热响应分割独立计算的方法已不再适用, 必须采用流-固-热多场耦合计算方法进行研究。

多场耦合计算涉及各物理场的准确求解。目前以 ANSYS 和 NASTRAN 为代表的非线性有限元分析技术已较完善, 可以分析包含各种几何与材料非线性、辐射、相变和复杂结构等结构动力学及传热问题。对于流场求解, 基于 Navier-Stokes 方程的计算流体力学(CFD)软件也较为成熟, 如 FLUENT 和 CFD-FASTAN 等, 可以

模拟从低速到高速以及包含化学反应的非平衡流等复杂流动问题。因此, 开发通用的耦合计算平台, 充分利用现有软件的强大功能, 可以为流-固-热多场耦合的复杂工程问题提供有效的解决手段。

耦合计算平台的关键问题包括以下两个方面: ①载荷传递。对于位移和温度等场变量一般采用多项式插值、最近邻居(Nearest Neighbor)以及样条插值等方法计算, 其算法较为成熟。对于压力和热流通量等载荷则需要满足守恒性, 即需要采用守恒插值(Conservative Remapping)方法^[1-4]。②各场软件之间的数据传递和同步。实现多个软件之间的交互, 需要从操作系统入手进行内核级别的程序开发。对于 ANSYS 和 Fluent 等提供了源代码级别二次开发功能的软件实现起

收稿日期: 2010-06-29; 退修日期: 2010-10-09; 录用日期: 2010-12-16; 网络出版时间: 2010-12-29 16:26:48

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101229.1626.001.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20101229.1626.001

基金项目: 国家自然科学基金(10872089)

* 通讯作者. Tel.: 025-84896484 E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn

引用格式: 张兵, 韩景龙. 多场耦合计算平台与高超声速热防护结构传热问题研究 [J]. 航空学报, 2011, 32(3): 400-409. Zhang Bing, Han Jinglong. Multi-field coupled computing platform and thermal transfer of hypersonic thermal protection structures [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(3): 400-409.

来较为容易,对于 CFD-FASTRAN 等未提供二次开发功能的软件,则需要对操作系统有深入的了解。

在高超声速热防护结构(TPS)的耦合传热计算方面,由于实际结构及传热过程的复杂性,工程上多采用分割独立求解方法来解决^[5],也有采用工程算法或整场方法来进行处理的^[6-7]。需要指出的是,在高温条件下,材料的发射率非线性以及结构尺寸等因素对传热过程均将产生显著影响,但目前尚未见到相关报导。

针对多场耦合计算平台的关键问题,本文提出一种满足局部守恒的载荷插值方法,根据已有的有限元和 CFD 分析软件的不同特性建立统一的多场耦合计算平台,并进行算例验证。在此基础上,对高超声速巡航状态下的类 X-34 头部热防护结构进行耦合传热计算,并进一步探讨防护层结构尺寸及材料非线性对于热防护性能的影响。

1 分区迭代计算方法

对于流固耦合传热问题,在流固交界面上需要满足温度和热流的一致性,但二者在计算前对流体和固体都是未知的,因此需要采用迭代方法求解。目前普遍采用的方法是先假设适当的壁面温度,将此壁面温度作为流体边界条件求解得到新的壁面热流,将新的热流代入固体传热方程求解得到新的边界温度,反复循环直到迭代达到收敛要求,从而得到最终解^[8]。根据耦合方式的不同可分为松耦合和紧耦合两种。紧耦合需要在每个时间步上进行反复迭代计算来满足边界温度及通量的一致性,计算量较大;相对而言,松耦合在一个时间步上仅计算一次,在时间步长足够小的情况下其计算结果是可以接受的。

流固耦合传热问题按照时间精度要求又可分为定常和非定常两种,对于定常耦合问题需要采用紧耦合方式,非定常问题可选择松耦合和紧耦合两种。本文所述方法对二者均适用。

耦合迭代的收敛准则通常采用惯用的均方根相对残值公式,即

$$\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (f_i^{(n+1)} - f_i^{(n)})^2}{\sum_{i=1}^N (f_i^{(1)} - f_i^{(0)})^2}} \leq \epsilon_{\text{tol}} \quad (1)$$

式中: f_i 可取边界温度或热流密度,下标*i*表示第*i*个流固耦合边界节点; ϵ_{tol} 为给定收敛误差; N 为边界节点总数;上标 $0, 1, \dots, n+1$ 表示流固耦合迭代步次数。由于热流密度定义为温度梯度的线性函数,因此二者的收敛性是一致的。

考虑到一般结构实际温度范围在 $10^2 \sim 10^3$ K量级,当温度相对残值达到 10^{-5} 量级时温度误差的最大值在 $10^{-2} \sim 10^{-3}$ K量级,因此收敛误差取小于 10^{-5} 的值即可。

2 插值方法

一般情况下,流体网格和结构网格在边界处不是一一对应的,确保载荷的精确传递是保证耦合计算精度的关键。本文从线性结构有限元法(FEM)和格心式有限体积法(FVM)的单元特性出发,提出满足局部守恒的通量插值方法,可以精确实现热流通量的守恒传递。对温度及位移按照流体网格边界面的面心坐标位置,采用有限单元形函数进行插值,确保流固边界温度及位移的一致性,插值过程较为简单。压力和热流属于分布式载荷,其插值方法需要满足守恒性要求,二者的计算方法是相同的,下面仅以热流通量插值方法为例给出推导过程。

2.1 热流通量守恒条件

图1为三维流固边界上的一个结构 FEM 边界面和流体 FVM 边界面的对应关系示意图,其中背景网格为流体网格。

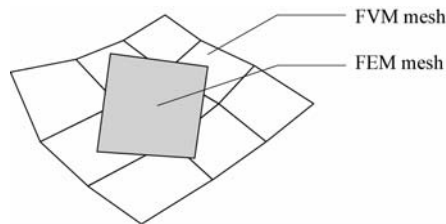


图1 FEM 和 FVM 网格对应关系示意图

Fig. 1 Element relationship between FEM and FVM

边界上的热流通量应满足如下守恒条件:

(1) 局部守恒性,即对单个单元满足

$$\int_{S_k} F_k ds = \int_{S_k} f_k ds \quad (2)$$

式中: S_k 为有限单元*k*的外表面; F_k 为 S_k 上的热流通量; f_k 为有限体积网格对应于 S_k 上的热流通量。

(2) 整体守恒性,对整个求解域,满足

$$\int_S F ds = \int_S f ds \quad (3)$$

式中: S 为整个流固耦合边界; F 为求解域结构边界的热流量; f 为求解域流体边界的热流量。

在求解域完全重合的条件下,如果条件(1)能够精确满足,则条件(2)是自然满足的。

对于采用格心式 FVM 网格,式(2)可写为

$$\int_{S_k} F_k ds = \sum_{j=1}^{N'} f_{k,j} S_{k,j} \quad (4)$$

式中: $f_{k,j}$ 和 $S_{k,j}$ 为与有限单元 k 相交的第 j 个有限体积网格的边界热流量和面积; N' 为与有限单元 k 相交的有限体积网格个数。

2.2 二维热流量插值

以四边形有限单元为例,单元温度分布满足

$$T(s, t) = \sum_{i=1}^4 N_i T_i \quad (5)$$

式中: T_i 为节点 i 的温度; $s \in [-1, 1]$ 和 $t \in [-1, 1]$ 为自然坐标; N_i 为形函数,且

$$N_i = \frac{1}{4}(1 + s_i s)(1 + t_i t)$$

式中: s_i 和 t_i 为节点 i 的局部坐标。

依据热流量的定义,热流量在单元上的分布满足

$$F = k_s \frac{\partial T}{\partial s} + k_t \frac{\partial T}{\partial t} \quad (6)$$

式中: k_s 和 k_t 为局部坐标系中的导热系数。

假设 $t = -1$ 边为流固耦合边界,显然,热流量在边界上满足线性分布,不妨设为

$$F(s) = as + b \quad (7)$$

将式(7)代入式(4)得到

$$S_k \int_{-1}^1 F ds = \sum_{j=1}^{N'} f_{k,j} S_{k,j}$$

积分后得到

$$b = \frac{\sum_{j=1}^{N'} f_{k,j} S_{k,j}}{2S_k}$$

又由 f_k 满足式(7),可得

$$\left. \begin{aligned} f_{k,1} &= as_1 + b \\ f_{k,2} &= as_2 + b \\ &\vdots \\ f_{k,N'} &= as_{N'} + b \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

问题转换为线性最小二乘问题,其求解方法较为简单,不在此给出。由于三角形单元可以作为退化的四边形单元对待,因此上述方法对于三角形单元同样适用。

2.3 三维热流量插值

以8节点六面体单元为例,单元温度分布满足

$$T(s, t, r) = \sum_{i=1}^8 N_i T_i \quad (9)$$

式中: $N_i = \frac{1}{8}(1 + s_i s)(1 + t_i t)(1 + r_i r)$; $s \in [-1, 1]$, $t \in [-1, 1]$ 和 $r \in [-1, 1]$ 为自然坐标, s_i , t_i 和 r_i 为节点 i 的局部坐标。

单元热流量分布函数为

$$F(s, t, r) = k_s \frac{\partial T}{\partial s} + k_t \frac{\partial T}{\partial t} + k_r \frac{\partial T}{\partial r} \quad (10)$$

假设 $r = -1$ 面为流固耦合边界,将式(9)代入式(10),可得该边界上热流量为二次函数,记为

$$F(s, t) = ast + bs + ct + d \quad (11)$$

将式(11)代入式(4)可得

$$d = \frac{\sum_{j=1}^{N'} f_{k,j} S_{k,j}}{4S_k}$$

与二维问题相同,最终转换为线性最小二乘问题,即

$$\left. \begin{aligned} f_{k,1} &= as_1 t_1 + bs_1 + ct_1 + d \\ f_{k,2} &= as_2 t_2 + bs_2 + ct_2 + d \\ &\vdots \\ f_{k,N'} &= as_{N'} t_{N'} + bs_{N'} + ct_{N'} + d \end{aligned} \right\} \quad (12)$$

式(12)中仅包含3个未知数,可以通过3阶矩阵的求逆公式精确计算。

注意式(8)和式(12)都需要计算有限体积单元边界面心的局部坐标,对于非一对一的边界网格需要查询流体网格节点所对应的固体网格单元。考虑到边界流体网格节点位移也是通过形函数插值得到的,因此相应查询计算在迭代过程中仅需进行一次,故可采用简单的逐点查询。本文采用Kd-tree算法^[9]实现快速查询。完成查询后,将流体网格点投影到有限元单元计算相应局部坐标,三维情况的重叠面积采用多边形求交算法实现。

3 耦合计算平台

传统的基于多个软件之间的耦合计算一般采用输入文件方式,即:启动软件—读取数据—计算—保存数据到磁盘。这种频繁的软件启动和磁盘文件操作会极大降低计算速度。鉴于目前大多数结构有限元分析和 CFD 软件都提供了二次开发接口,如 ANSYS 的 UPF^[10] 和 Fluent 的 UDF^[11] 等,充分利用这些接口可以给耦合计算效率带来质的提升。

本文通过自主开发的耦合计算平台来协调各个软件之间的数据传递和同步,实现多种软件耦合计算。操作系统环境为 Windows XP,开发语言为 C++。

高效数据传递方式是解决耦合计算问题的关键之一,特别是对于非定常计算。平台构建的两个关键技术如下所述:

(1) 数据传递。采用共享内存方式实现,对于提供了源代码级别二次开发功能的软件(如 ANSYS 和 FLUENT 等)可以直接在源程序中调用系统应用程序编程接口(Application Programming Interface, API)函数实现。对于不提供该功能的软件(如 FASTRAN),先通过系统钩子

(Hook)函数监视磁盘文件操作,然后注入相同代码实现数据传递。为了防止共享内存访问冲突,需要对数据访问进行加锁,采用互斥体(Mutex)实现,典型的数据访问流程如图 2 所示。

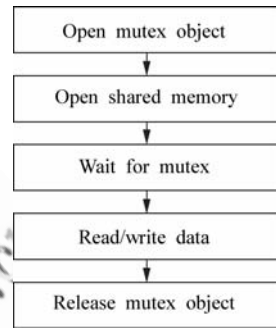


图 2 共享内存数据访问流程

Fig. 2 Flowchart of accessing shared-memory data

(2) 同步方式。采用系统提供的互斥体和事件(Event)实现。

由于平台是构建在各个软件相同级别的层次上,因此即使相关软件是并行运行的,共享内存也是适用的。故本文方法适用于大规模问题并行计算。

图 3 所示为基于 ANSYS 和 FLUENT 的耦合传热计算流程图。ANSYS 和 CFD-FASTRAN 软件的耦合流程与之类似,在此不做详述。

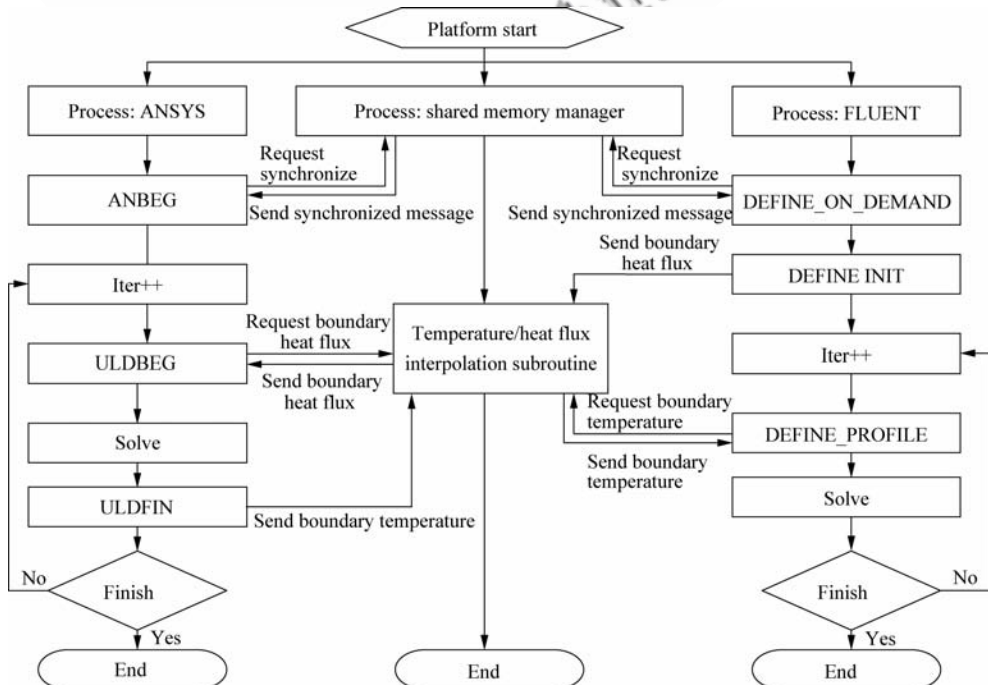


图 3 基于共享内存的 ANSYS 和 FLUENT 耦合传热计算流程图

Fig. 3 Flowchart of coupled computation using ANSYS and FLUENT

4 算例

4.1 算例 1: 外壁冷却的拉伐尔喷管

喷管几何尺寸、流场以及壁面边界条件参见文献[12], 喷管材料按照文献[13]取 AISI302 不锈钢。耦合计算的结构传热软件为 ANSYS, CFD 软件采用 FLUENT, FEM 单元选取 4 节点 PLANE55 单元。考虑到喷管的轴对称几何特性以及外壁温度较低 (322 K), 喷管内外壁均未考虑辐射作用。湍流模型选取 SST $k-\omega$ 两方程模型。此算例耦合计算方式为定常紧耦合。计算用流体网格为 149×51 结构化网格。结构有限元网格分别采用两种不同网格密度以考核插值精度: ①边界流固节点一对一; ②边界结构网格密度为流体网格的 1/2。图 4 所示为局部网格图。

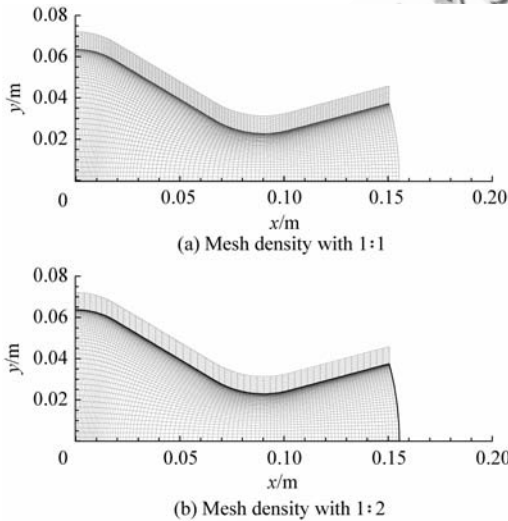


图 4 不同边界网格密度时流体和结构网格
Fig. 4 Fluid and structural meshes of different boundary mesh densities

图 5 为两种不同网格密度下的温度云图, 两种网格的温度结果差别很小。耦合壁面上的温度分布曲线及不同网格的壁面热流密度相对残值收敛曲线如图 6 所示。显然两种网格的温度分布和实验结果^[12]非常接近。两种网格的收敛速度差别不大, 在 20 个迭代步即可收敛到 10^{-7} 量级, 随后残值收敛曲线的小幅震荡是受限于 FLUENT 的收敛标准的缘故, 此时 FLUENT 的解已收敛到指定量级 10^{-6} , 如果降低 FLUENT 的收敛标准, 迭代会继续收敛下去。

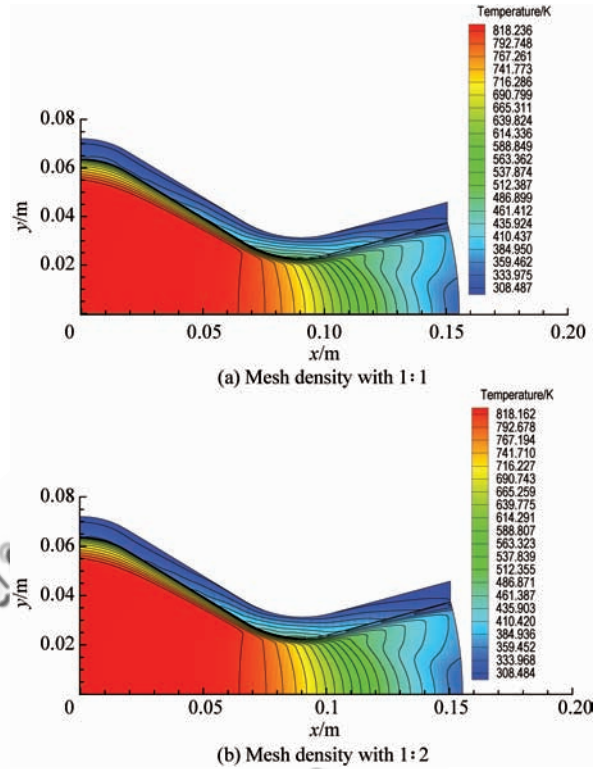


图 5 不同网格密度下的温度云图
Fig. 5 Temperature contours for different boundary mesh densities

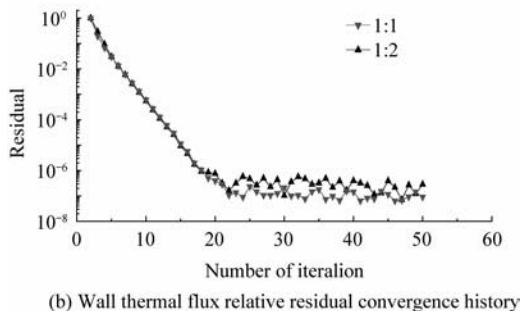
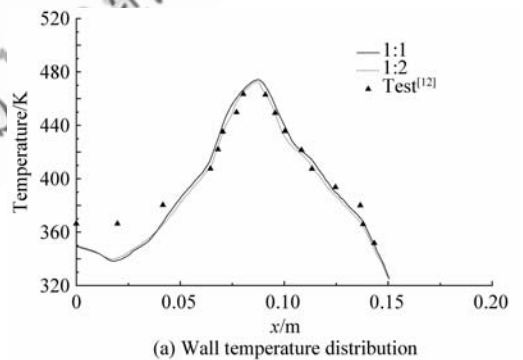


图 6 壁面温度分布及热流密度残值收敛曲线
Fig. 6 Wall temperature distribution and wall thermal flux relative residual convergence history

4.2 算例 2: 二维圆管高超声速气动加热与结构传热

本算例的结构传热部分采用 ANSYS 软件计算,高超声速流场采用 CFD-FASTARN 软件求解,迭代过程采用松耦合方法。结构尺寸及来流参数参见文献[14],来流压力为 648.1 Pa,温度为 241.5 K,马赫数为 6.47。结构材料选取标准 1Cr18Ni9Ti 不锈钢(即 AISI321),考虑了材料的温度非线性,有限元单元选取 4 节点 PLANE13 多场耦合单元。流场和结构有限元网格如图 7 所示,其中流体网格按照定常流场结果在激波位置进行了局部加密。湍流模型选取 SST $k-\omega$ 两方程模型,壁面第 1 层网格高度为 1.0×10^{-5} m。耦合时间步长为 0.000 1 s,总计算时间为 2 s。

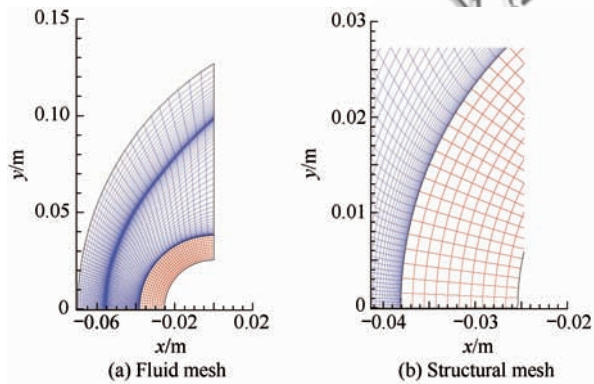


图 7 圆柱绕流的流场和结构网格

Fig. 7 Fluid and structural meshes of cylindrical leading edge

非定常计算时,流场初始化为按照绝热边界计算的定常流场。结构初始温度为 294.4 K,分别在 $y=0$ m 和 $x=0$ m 边界施加 x 和 y 方向位移约束。图 8 为 2 s 时刻的流体密度分布比较图。图中: ρ 为流体密度;上半部分为实验结果[14]照片和文献[15]的计算结果。从图中可以看出,本文激波位置与实验结果较吻合。

图 9 为 2 s 时刻的流场和结构温度分布云图,其中结构最大温度出现在驻点位置,其值为 444 K,略低于实验值 465 K[14]。驻点热流密度为 6.656×10^5 W/m²,与实验值[14]的 6.7×10^5 W/m² 非常接近。

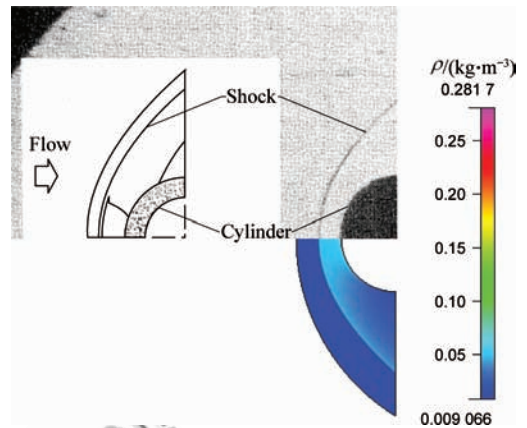
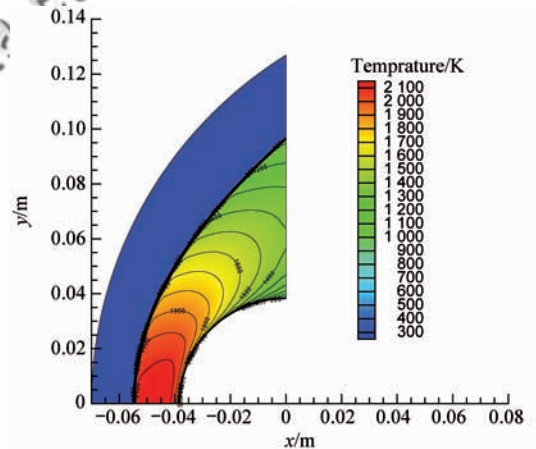
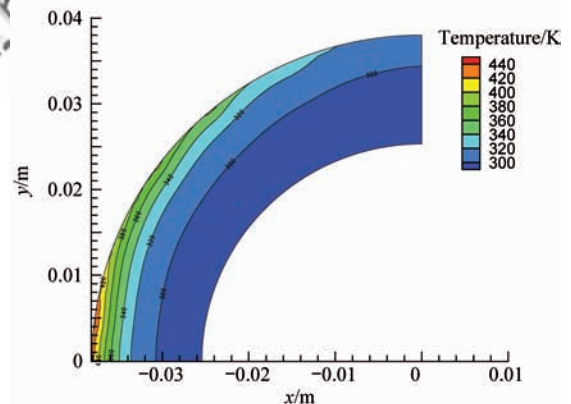


图 8 2 s 时刻的流场密度分布与实验结果对比图
Fig. 8 Comparison of density contours at 2 s



(a) Flow field temperature



(b) Structure temperature

图 9 流场及结构温度分布云图

Fig. 9 Flow field and structure temperature contours

图 10 为壁面温度和热流分布曲线。图中: T_0 为驻点温度; θ 为圆柱外表面与对称面的夹角; q 为壁面热流密度; q_0 为驻点位置壁面热流密度。从图中可以看出,本文计算和实验结果[14]吻合较好。

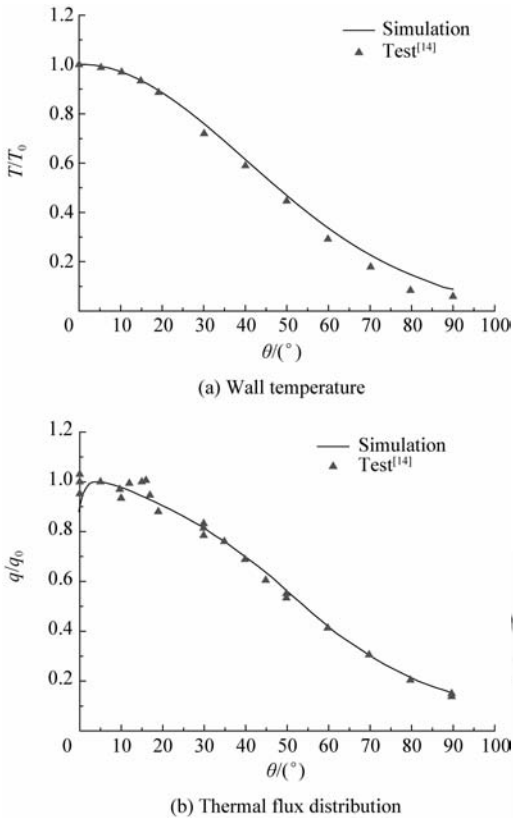


图10 壁面温度及热流密度分布曲线

Fig. 10 Wall temperature and thermal flux distribution

图11为2 s时刻的结构热应力分布云图,应力准则采用 von Mises 理论。最大应力出现在驻点位置,为 442 MPa,高于文献[15]的结果,这是由于本文的热流密度结果更接近实验值^[14],高于文献[15]约 38%,同时本文考虑了材料非线性作用的原因。

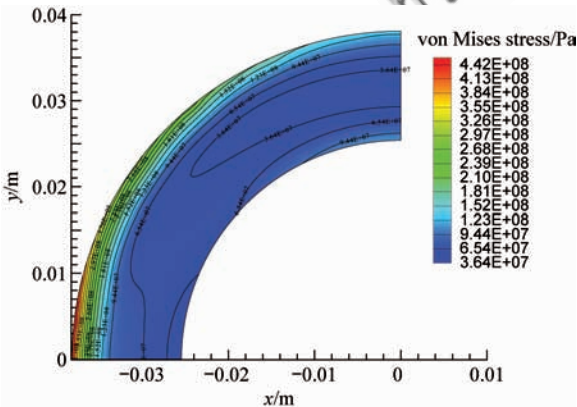


图11 2 s时刻结构的 von Mises 热应力分布云图

Fig. 11 von Mises thermal stress contour at 2 s

4.3 算例3:类 X-34 飞行器头部热防护结构的耦合传热问题

对于长时间暴露在高超声速流中的飞行器,其飞行时间已超过热平衡所需时间,热防护结构需要采用内部主动散热系统。下面针对类 X-34 飞行器头部金属热防护结构进行定常耦合计算,考察其热防护的性能。如图12所示,热防护结构分为3层:最外层为 76 mm 的 LI-900 隔热瓦,中间层为 4.4 mm 应变隔离垫(SIP),下层为 1.6 mm 的铝板(材料为 Al2042)。材料的导热系数、发射率均与压力及温度呈非线性关系,具体参数值参见文献[16]。

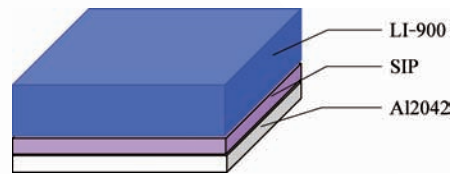


图12 热防护结构示意图

Fig. 12 Illustration of thermal protection structure

本算例采用 ANSYS 和 FASTARN 进行耦合计算,考虑了材料非线性以及辐射效应。结构部分采用 SHELL131 层合板单元用于模拟热传导,采用 SUF152 表面效应单元模拟热辐射。最内层铝板内壁设置 323 K 温度约束。来流条件:35 km 高空大气;迎角为 23° ;飞行马赫数为 6.3。结构网格以及流体网格局部图如图13所示。

流场压力及壁面热流密度分布如图14所示,图中: p 为流场压力。从图中可以看出,最高压力及热流密度均位于头部驻点区域,压力值为 2.925×10^4 Pa,热流密度值为 1.62×10^5 W/m²。底部迎风面为高热流区域,热流密度在 5×10^4 W/m² 量级上。

图15为壁面外表面以及 LI-900 隔热瓦底部的温度分布云图,驻点温度为 1 119 K。LI-900 隔热瓦底部的最高温度为 489 K,基体铝板外表面温度最高为 423.1 K,应变隔离垫承受了 50 K 的温差,基体内壁的热流总值为 4 581 W,即内壁散热系统需要 4 581 W 功率来确保结构温度在 323 K 范围内。

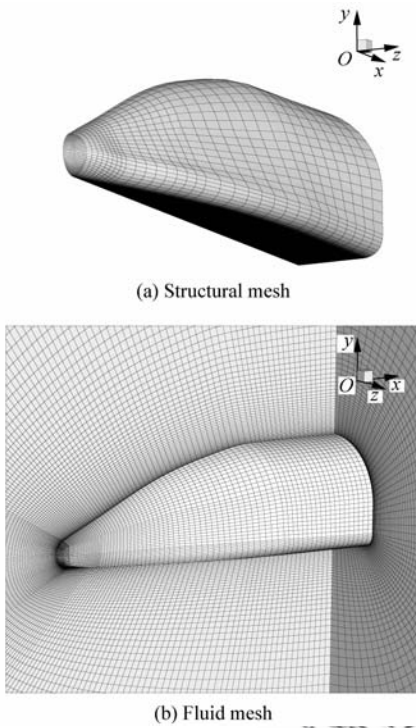


图 13 结构及流场网格
Fig. 13 Structural and fluid meshes

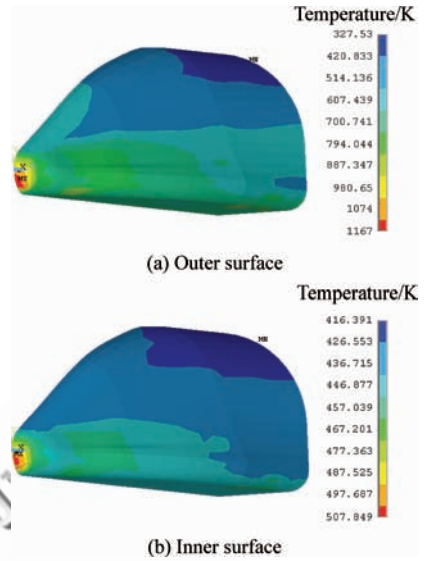


图 15 LI-900 防热瓦外表面与内表面温度分布云图
Fig. 15 Temperature contours of outer and inner surfaces of LI-900 thermal protection layer

图 16 为壁面热流密度总残值和流场密度相对残值的迭代收敛曲线。ANSYS 和 CFD-FAS-TRAN 的迭代次数为 30 次,CFD-FASTRAN 总迭代步为 1 500,迭代频率为 50 步。20 个耦合迭代步时残值降低到 10^{-5} 量级。

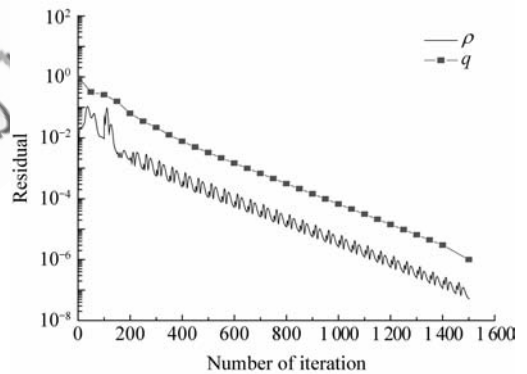


图 16 迭代残值收敛曲线
Fig. 16 Residual convergence history

防护层厚度是热防护结构的主要参数之一,为考虑其影响,文中对 20~120 mm 范围内的 14 种厚度情况进行了计算。如图 17 为驻点温度和内壁冷却系统功率随防护层厚度的变化曲线。图中: T0-NL 表示非线性材料的驻点温度; HF-NL 表示非线性材料的驻点热流。从图中可以看出: 驻点温度随厚度增加而增加,但总体变化在 20 K 左右,在厚度为 85 mm 时存在 5 K 左右的小幅振荡;冷却系统功率随厚度增加而减小,减小速度随

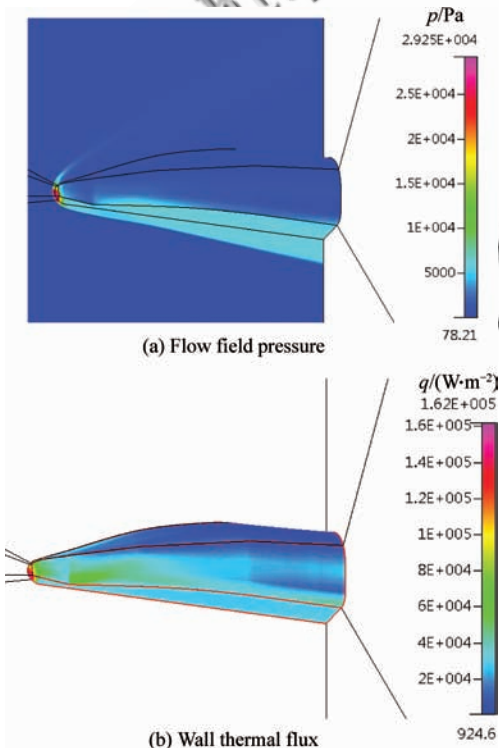


图 14 流场压力及壁面热流分布云图
Fig. 14 Flow field pressure and wall thermal flux contours

厚度增加而急剧降低,厚度为 120 mm 时的值仅为 20 mm 的 1/5。综合二者考虑,对于该热防护结构,最佳热防护层厚度在 85 mm 附近。

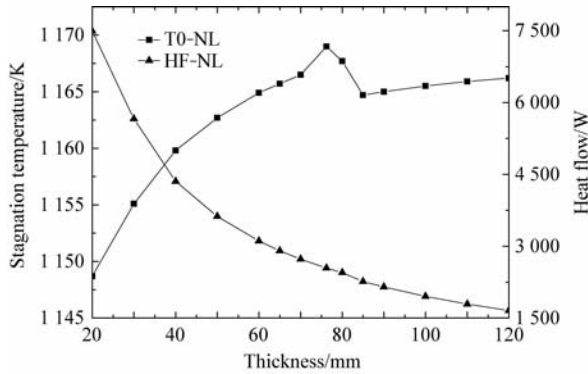


图 17 驻点温度及冷却功率随热防护层厚度变化曲线
Fig. 17 Stagnation temperature and cooling power vs thickness of TPS

随温度增加,辐射效应对传热影响逐渐增大,有必要考虑材料的发射率非线性的影响。对于 LI-900 材料,发射率通常取值为 0.85,图 18 为此时的计算结果和考虑发射率非线性结果的对比。不考虑发射率非线性时,驻点温度减小约 180 K,冷却功率降低了约 500 W。在厚度为 85 mm 时,驻点温度为非线性的 83.8%,冷却功率仅为非线性的 77.2%,其误差已超过总值的 15%,不考虑发射率非线性会显著降低计算结果。因此,发射率非线性是该热防护结构计算中必须考虑的因素。

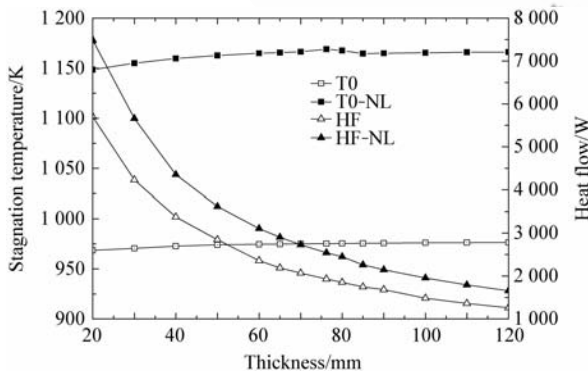


图 18 材料发射率非线性对驻点温度及冷却功率的影响
Fig. 18 Influences of emissivity nonlinearity on stagnation temperature and cooling power

5 结论

(1) 依据 FEM 和 FVM 的单元特性,提出了一种满足局部守恒的载荷插值方法,计算结果表

明该方法具有较好的插值精度。

(2) 采用共享内存及系统 API 函数实现数据传递和软件同步,开发了多场耦合计算平台;基于分区耦合方式实现耦合传热计算。计算过程具有良好的收敛性,算例结果与实验值吻合较好。该平台可为实际工程中高超声速飞行器的多场耦合问题提供一种解决手段。

(3) 对高超声速巡航状态下类 X-34 头部热防护结构的计算结果表明:驻点温度随热防护层厚度变化不大,系统冷却功率随厚度增加而急剧降低。通过增加热防护层厚度并不能使驻点温度显著降低,但可以明显降低冷却功率,本文计算结果可为主动冷却系统设计提供重要参考。另外,材料的发射率非线性对驻点温度和冷却功率的影响较为明显,也是设计和分析中必须考虑的因素。

参考文献

- [1] Dukowicz J K, Kodis J W. Accurate conservative remapping (rezoning) for arbitrary Lagrangian-Eulerian computations[J]. SIAM Journal of Scientific and Statistical Computing, 1987, 8(3): 305-321.
- [2] Jones P W. First- and second-order conservative remapping schemes for grids in spherical coordinates[J]. Monthly Weather Review, 1999, 127(9): 2204-2210.
- [3] Grandy J. Conservative remapping and region overlays by intersecting arbitrary polyhedra[J]. Journal of Computational Physics, 1999, 148(2): 433-466.
- [4] Kucharik M, Shashkov M, Wendroff B. An efficient linearity-and-bound-preserving remapping method[J]. Journal of Computational Physics, 2003, 188(2): 462-471.
- [5] 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.
- [6] 吴洁, 闫超. 气动热与热响应的耦合研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(4): 35-39.
Wu Jie, Yan Chao. Research on the coupling of aerodynamic heating and thermal response[J]. Missile and Space Vehicles, 2009(4): 35-39. (in Chinese)
- [7] 耿湘人, 张涵信, 沈清, 等. 高速飞行器流场和固体结构温度场一体化计算新方法的初步研究[J]. 空气动力学学报, 2002, 20(4): 422-427.
Geng Xiangren, Zhang Hanxin, Shen Qing, et al. Study on an integrated algorithm for the flowfields of high speed vehicles and the heat transfer in solid structures[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2002, 20(4): 422-427. (in Chinese)
- [8] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安:西安交通大学出版社, 2006.
© 航空学报编辑部 http://hkxb.buaa.edu.cn

- 社, 2006: 485.
- Tao Wenquan. Numerical heat transfer[M]. 2nd ed. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2006: 485. (in Chinese)
- [9] Lee D T, Wong C K. Worst-case analysis for region and partial region searches in multidimensional binary search trees and balanced quad trees[J]. Acta Informatica, 1977, 9(1): 23-29.
- [10] ANSYS Inc. Programmer's manual for mechanical APDL; Version 12. 1[M]. Shanghai: ANSYS Inc., 2009.
- [11] ANSYS Inc. ANSYS fluent UDF manual; Version 12. 0 [M]. Shanghai: ANSYS Inc., 2009.
- [12] Back L H, Massier P F, Gier H L. Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle[J]. International Journal of Heat Mass Transfer, 1964, 7(5): 549-568.
- [13] Liu Q Y, Luke E A, Cinnella P. Coupling heat transfer and fluid flow solvers for multi-disciplinary simulations [R]. AIAA-2004-966, 2004.
- [14] Wieting A R. Experimental study of shock wave interference heating on a cylindrical leading edge[R]. NASA-TM-100484, 1987.
- [15] Dechaumphai P, Thornton E A, Wieting A R. Flow-thermal-structural study of aerodynamically heated leading edges[J]. Journal of Spacecraft, 1999, 26(4): 201-209.
- [16] Ng W H, Friedmann P P, Wass A. Thermomechanical analysis of a thermal protection system with defects and heat shorts[R]. AIAA-2006-2212, 2006.

作者简介:

张兵(1981—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行器气动弹性力学。

E-mail: zhangbing_end@163.com

韩景龙(1952) 男,博士,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行器气动弹性力学,复杂结构动力学与控制。

Tel: 025-84896484

E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn

Multi-field Coupled Computing Platform and Thermal Transfer of Hypersonic Thermal Protection Structures

ZHANG Bing, HAN Jinglong *

College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

Abstract: A multi-field coupled computing platform using multi-zone iteration is developed to solve conjugate heat transfer problems. Based on the element features of the finite element method (FEM) and finite volume method (FVM), a local conservative remapping method is presented for thermal flux and aerodynamic load interpolation. Shared memory is employed for faster data exchange for the general FEMs/computational fluid dynamics (CFD) software. The problems of conjugate heat transfer for a cooled converging-diverging nozzle and a cylindrical leading edge in hypersonic flow are studied. Effects of mesh density, nonlinear material properties and radiation are considered during the computation, and the results show good agreement with the existing experimental data. The relationships are investigated between the stagnation temperature, cooling power and the thickness of the nose thermal protection structure (TPS) of a quasi-X-34 hypersonic vehicle under hypersonic cruise conditions. The results indicate that the thickness variations exhibit no significant influence on stagnation temperature, while the cooling power drops sharply as the thickness increases. Furthermore, the nonlinear material emission properties have significant influence on the analysis results.

Key words: multi-field coupled computing platform; conservative remapping; computational fluid dynamics; finite element method; thermal protection structure

Received: 2010-06-29; Revised: 2010-10-09; Accepted: 2010-12-16; Published online: 2010-12-29 16:26:48

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20101229.1626.001.html DOI: CNKI:11-1929/V.20101229.1626.001

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (10872089)

* Corresponding author. Tel.: 025-84896484 E-mail: hjlae@nuaa.edu.cn