

二维流场、热结构松耦合模拟研究

李欣 张剑飞 何雅玲 陶文铨

(西安交通大学能源与动力工程学院, 热流科学与工程教育部重点实验室, 陕西 西安 710049)

摘要 本文针对轴对称型飞行器前缘部位, 采用松耦合方法, 开展了二维高超声速流固界面的热耦合计算。满足非稳态 N-S 方程的外部流场和内部非稳态热传导均采用商用软件 FLUENT 进行计算。通过对相同时刻, 不同松耦合推进时间步长引起的壁面热流密度、壁面温度、表面传热系数的差异对比, 得出了松耦合推进时间对以上参数的影响规律, 这对有效实施松耦合方法进行高超声速飞行器模拟具有积极意义。

关键词 高超声速; N-S 方程; 松耦合; 数值模拟

中图分类号: TK124 **文献标识码:** A **文章编号:** 0253-231X(2012)01-0087-04

Numerical Analysis of Two-Dimensional Fluid/Thermal Structure Loosely-Coupled Simulation

LI Xin ZHANG Jian-Fei HE Ya-Ling TAO Wen-Quan

(Key Laboratory of Thermo-Fluid Science and Engineering of MOE, School of Energy & Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China)

Abstract In this article, the loosely-coupled method is applied to simulate a two dimensional hypersonic fluid-solid thermally-coupled flow around the leading edge of an axisymmetric flying vehicle. The outer flow field governed by the unsteady Navier-Stokes equations and the inner temperature field governed controlled by unsteady heat-conduction equation are both solved by the commercial code FLUENT. From the differences of results of heat transfer rate, surface temperature, and heat transfer coefficient which were obtained by the loosely-coupled simulation at the same instant but with different forward time steps for outer and inner computations the influence of forward time steps are revealed. Such results have a positive significance for the research of the hypersonic vehicle flying simulation by the loosely-coupled method.

Key words hypersonic; Navier-Stokes equations; loosely coupled method; numerical simulation

0 引言

高超声速飞行器外部流场和内部结构热特性的预测是热防护问题的一个重点。全世界都在以试验测定与数值模拟相结合的方式开展此方面的研究工作。随着计算机硬件的迅速发展, 数值模拟的程序在经过实验数据的考核与验证后, 可以发挥其成本低、速度快、适应性强的优点, 其作用和重要性在高超声速飞行器的结构热设计中愈发明显, 对此国内外都投入了很大的研究精力^[1-9]。飞行器热环境和热响应的耦合(即流场、热结构的耦合)数值模拟求解一般采用松耦合方法进行模拟。松耦合计算基于以下假设: 外部流场的特征时间在一般情况下, 远小于结构热传递的特征时间。相比内部热传递, 外部流场可以认为是瞬态平衡的。因此, 松耦合方法的各个时

间层的推进只依赖于结构的非稳态热传导计算, 而外部流场计算只进行不同时刻的不同壁面温度下的稳态计算。在这种耦合中, 对于真实的非稳态流场, 只能得到一系列时刻上的准稳态流场解。这显然会为飞行器外部流场和内部结构热特性的预测引入一定的误差。本文针对飞行器前缘部位的流场/结构热传导耦合问题采用松耦合方法进行计算, 比较了不同松耦合时间步长对飞行器壁面温度、壁面热流密度和表面传热系数的影响, 为进一步研究飞行器热环境和热响应的耦合机理奠定一定的基础。

1 数学模型

飞行器再入过程中其周围由于动能耗散和激波

收稿日期: 2011-01-08; 修订日期: 2011-12-15

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No.51136004); 863 项目 (No.2009AA01A131)

作者简介: 李欣 (1980-), 男, 陕西西安人, 博士研究生, 主要从事强化传热和气动热防护相关研究。

导致的高温致使气体离解并发生化学反应。对于外部多组分、化学非平衡流动采用 N-S 方程进行模拟, 二维守恒型 N-S 方程组可以表示如下:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial y} = \frac{\partial E_v}{\partial x} + \frac{\partial F_v}{\partial y} + S \quad (1)$$

其中, U 表示基本变量; E 、 F 为无黏通量; E_v 、 F_v 为黏性通量; S 为源项。其具体表达式详见文献 [10]。

内部结构非稳态热传导方程为:

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x_i} \left[\lambda_{ij} \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] \quad (2)$$

化学反应机制采用 5 组元 (N_2 、 O_2 、 NO 、 N 、 O)、17 基元反应模型, 详见文献 [11]。

2 耦合方法

本文采用松耦合方法进行飞行器流场、热传导的耦合计算。外部流场和内部结构热传导的计算均采用商业软件 FLUENT 进行计算。界面耦合信息通过 PYTHON 语言编写的接口进行传递。耦合机理如下:

非烧蚀结构表面的能量平衡可表示为 [2]:

$$q_w = q_{\text{cond}} + q_{\text{rad}} \quad (3)$$

其中, q_w 为结构壁面热流密度, 由 FLUENT 计算外部绕流流场得到。外部流场计算完成后, 可以得到表面传热系数 [12] 为:

$$h = q_w / (T_{\text{aw}} - T_w) \quad (4)$$

其中, T_{aw} 为绝热壁温, 它可以近似为

$$T_{\text{aw}} = r(T_{\text{stag}} - T_{\infty}) + T_{\infty} \quad (5)$$

其中, T_{stag} 为滞止点温度; T_{∞} 为来流温度; 层流时, r 采用文献 [13] 的推荐值 0.85。

结构的壁面温度可以更新如下 [12]

$$h(T_{\text{aw}} - T_w) = F\varepsilon\sigma T_w^4 + q_{\text{cond}} \quad (6)$$

其中, q_{cond} 由结构热传导计算得到。

3 模拟结果与分析

3.1 几何模型及模拟条件

本文计算的模型为二维圆头锥柱体, 其鼻尖圆球半径为 0.02 m, 总长度为 0.13 m, 锥形角为 9° 。计算网格用软件 GAMBIT 生成, 见图 1。在径向和轴向划分为 140×60 网格系统。

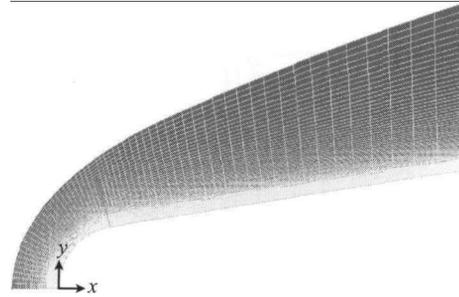


图 1 飞行器模型网格

Fig. 1 Grid of flying vehicle model

外部流场边界条件设为压力远场 (Pressure far field), 飞行高度为 30.5 km, 来流 Mach 数为 7、静压 1127.6 Pa, 静温为 226.91 K, 攻角为 0° 。该模型中心线取为轴对称边界条件。固体壁面速度边界为无滑移条件, 初始壁面温度给定, 为 300 K。为了比较不同时间推进步长对飞行器耦合模拟结果的影响, 共计算了 4 个不同的推进时间步长, 分别为 2.5 s、5 s、10 s、20 s。对于相同初始时刻 $t=0$ s 和相同的终止时刻 $t=20$ s, 采用上述步长则分别推进了 8 次、4 次、2 次、1 次。

3.2 结果分析

3.2.1 时间间隔为 10 s 的计算结果 图 2、图 3 和图 4 给出了相同时间推进步长 ($\Delta\tau = 10$ s) 下, 不同时刻表面温度, 热流密度以及表面传热系数的分布规律。图中, X 如图 1 中 x 轴, 即横坐标轴。由图可知, 虽然在推进时间间隔恒定为 20 s 的情况下, 不同时刻 ($\tau = 0$ s、10 s、20 s) 的固体表面温度分布和外流热流密度分布存在一定的变化, 但是表面传热系数分布变化不显著。即: 在本文给定的模型和来流条件下, 随着时间推进, 外部绕流的表面传热系数主要取决于来流条件, 与壁温的关系较小。

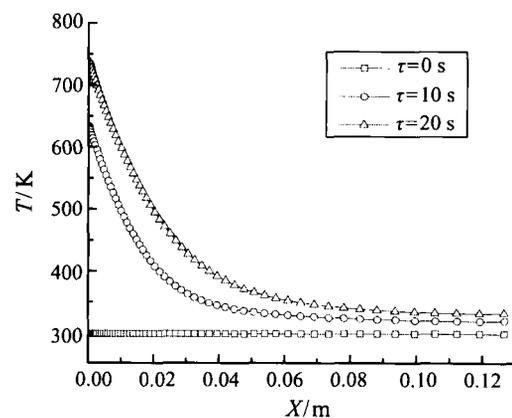


图 2 推进时间为 10 s 时表面温度分布

Fig. 2 Surface temperature distribution at different time upon fixed time step ($\Delta\tau = 10$ s)

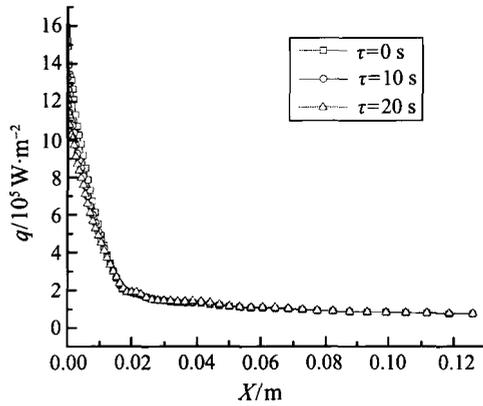


图 3 推进时间为 10 s 时表面热流密度分布

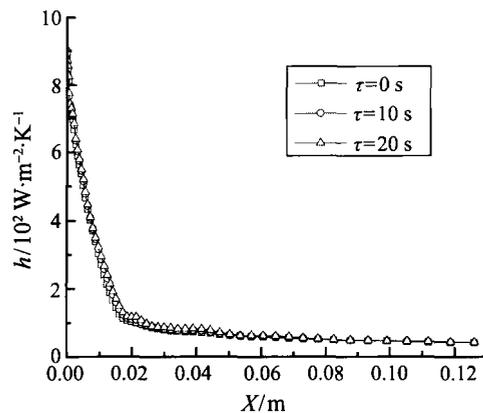
Fig. 3 Surface heat transfer rate distribution of different time upon fixed time step ($\Delta\tau = 10$ s)

图 4 推进时间为 10 s 时表面传热系数分布

Fig. 4 Surface heat transfer coefficient distribution of different time upon fixed time step ($\Delta\tau = 10$ s)

3.2.2 相同时刻, 不同时间推进步长的结果 图 5、图 6 和图 7 给出了不同松耦合推进时间下 ($\Delta\tau = 2.5$ s、5 s、10 s、20 s), 计算到 $\tau = 20$ s 时刻, 固体表面温度、表面热流密度和表面传热系数的分布图。由图可知, 不同的推进时间步长 $\Delta\tau$, 将影响固体表面温度的分布。终了时刻相同时 ($\tau = 20$ s), 以较小时间间隔计算的固体壁面温度高于较大时间间隔的结果。在较小时间步长下 ($\Delta\tau = 2.5$ s、5 s), 固体壁面温度差别不大。因此, 松耦合计算过程中, 应在计算工作量允许的前提下, 尽量采用较小时间步长进行松耦合计算, 避免较大时间步长推进计算引起的误差。但是, 以不同松耦合时间间隔推进求解时, 得到的表面热流密度和表面传热系数差别不大。这就再次验证了, 在所模拟的条件下外部绕流的表面传热系数主要取决于来流条件, 而与壁温的关系比较小。这是和传热学的基本原理相符合的^[14]。

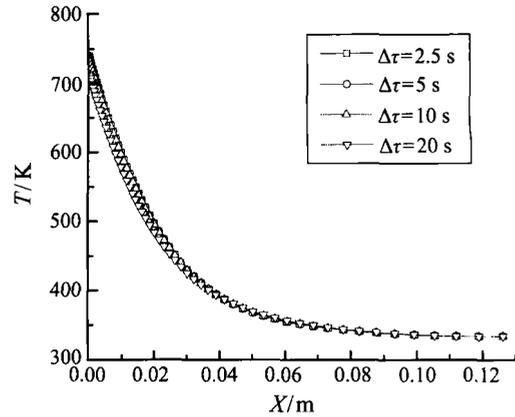


图 5 同时刻不同推进时间下表面温度分布

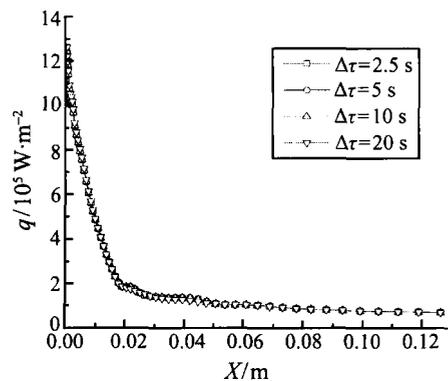
Fig. 5 Surface temperature distribution at the same moment ($\tau = 20$ s) upon different time steps

图 6 同时刻不同推进时间下表面热流密度分布

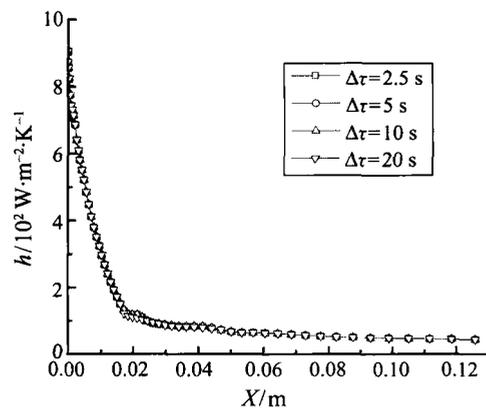
Fig. 6 Surface heat transfer rate distribution at the same moment ($\tau = 20$ s) upon different time steps

图 7 同时刻不同推进时间表面传热系数分布

Fig. 7 Surface heat transfer coefficient distribution at the same moment ($\tau = 20$ s) upon different time steps

4 结 论

飞行器在同一来流状态、不同飞行时刻下, 表面热流密度分布和表面温度均会随时刻的不同而变

化,但是表面传热系数分布则基本不变;飞行器在同一来流状态下,采用不同的时间步长(推进时间)推进所得相同时刻的结果存在差异,时间步长的大小将影响表面热流密度分布和表面温度分布的结果,但是对表面传热系数分布的影响较小。这说明在所模拟的条件下,外部绕流的表面传热系数主要取决于来流条件与固体的几何形状,而与壁温的关系比较小。

参考文献

- [1] Henline W D, Palmer G E, Chen Y K. Aerothermodynamic Heating Analysis and Heatshield Design of an SSTO Rocket Vehicle for Access-to-Space [R]. AIAA 95-2079, 1995
- [2] Chen Y K, Milos F S. Solution Strategy for Thermal Response of Nonblating Thermal Protection Systems at Hypersonic Speeds [R]. AIAA 96-0615, 1996
- [3] Olynic D, Tam T. Trajectory-Based Validation of the Shuttle Heating Environment [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1997, 34(2): 172-181
- [4] Molis F S, Squire T H. Thermostructural Analysis of SIRCA Tile for X-34 Wing Leading Edge TPS [R]. AIAA 98-0883, 1998
- [5] Hollis B R, Horvath T J, Berry S A, et al. X-33 Computational Aeroheating Predictions and Comparisons With Experimental Data [R]. AIAA 99-3559, 1999
- [6] 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
XIA Gang, LIU Xinjian, CHENG Wenke, et al. Numerical Simulation of Coupled Aeroheating and Solid Heat Penetration for a Hypersonic Blunt Body [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2003, 25(1): 35-39
- [7] 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
HUANG Chunsheng, WU Jie, FAN Xuji. Coupled Numerical Simulation of Supersonic Flow Field and Heated Structure of Flying Vehicles [J]. Mechanics in Engineering, 2004, 26(2): 24-26
- [8] 姜志杰, 张肇毅, 何浩, 等. 高超声速飞行器鼻锥的热环境和结构热分析研究 [J]. 导弹与航天运载技术, 2009, 4: 14-17+22
JIANG Zhijie, ZHANG Baiyi, HE Hao, et al. Research on Analysis of Thermal Environment and Structure of Nose Tip for Hypersonic Vehicle [J]. Missile and Space Vehicle, 2009, 4: 14-17+22
- [9] 杨荣, 王强. 高超声速旋转体气动加热、辐射换热与结构热传导的耦合数值分析 [J]. 上海航天, 2009, 4: 25-29+64
YANG Rong, WANG Qiang. Coupled Numerical Study on Aeroheating, Radiative Heat Transfer and Structure Heat Conduction for Hypersonic Bodies of Revolution [J]. Aerospace Shanghai, 2009, 4: 25-29+64
- [10] 欧阳水吾, 谢中强. 高温非平衡空气绕流 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 110-112
OUYANG Shuiwu, XIE Zhongqiang. High Temperature Nonequilibrium Air Flow [M]. Beijing: National Defence Industrial Press, 2001: 110-112
- [11] Park C. Nonequilibrium Hypersonic Aerothermodynamics [M]. New York, USA: Wiley, 1990: 173-189
- [12] Candane S R, Balaji C, Venkatesan S P. Ablation and Aero-Thermodynamic Studies on Thermal Protection Systems of Sharp-Nosed Re-Entry Vehicles [J]. ASME Journal of Heat Transfer, 2007, 129: 912-916
- [13] Koerber S. Fluid-Structure-Interaction Focused on Aspects of Aerokinetic Heating [R]. AIAA 99-3797, 1999
- [14] 杨世铭, 陶文铨. 传热学 [M]. 第4版. 北京: 高等教育出版社, 2006
Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat Transfer [M]. 4ed. Beijing: Higher Education Press, 2006