

ZHANG Jun GENG Jihui TAN Junjie

(Department of Power Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

**Abstract** This paper discusses how to use HLLC method to treat moving boundary. The explicit finite volume method based on unstructured meshes is employed to solve Eulerian equations. The impulse piston moving backward and forward is simulated to validate the moving boundary

treatment. As an example, flows around a static cylinder and around a moving cylinder in a static flow field are calculated. The numerical results indicate that it is feasible to use the HLLC method to treat the moving boundary condition.

**Key words** moving boundary, HLLC, numerical simulation

## 飞行器流场与结构温度场耦合数值分析

黄春生 吴杰 范绪箕

(上海交通大学机械与动力工程学院 1011 研究室, 上海 200030)

**摘要** 利用高精度的有限体积迎风格式 TVD 来求解超声速流场, 利用有限元方法求解固壁的温度场, 流场与结构温度场互为边界条件交换数据, 实现流场解算与温度场解算的耦合数值分析, 耦合方法研究表明气动加热问题属于强耦合, 耦合迭代直接影响温度平衡时间, 因此采用小时间步的耦合计算可以准确预测高速飞行器的气动加热。

**关键词** 气动加热, 有限体积 TVD 格式, 温度场, 耦合计算

飞行器以超声速在大气中飞行时, 其前方空气受到强烈压缩, 周围空气受到剧烈摩擦, 大部分动能转化为热能, 空气温度急剧升高并加热飞行器壁面, 壁面的高温对其材料提出了新要求, 并可能影响舱内仪表的正常工作。气动加热既与飞行器的飞行速度、高度、黏性边界层状态有关, 又与飞行器本身的复杂外形、材料、内部结构等密切相关。准确地预测气动加热问题涉及到空气动力学、工程热物理、传热学等多学科的研究。

气动加热问题的研究通常被计算流体力学和结构设计分别考虑, 而精确的热结构设计需要能够同时考虑到结构和流场的耦合作用对计算结果的影响<sup>[1,2]</sup>, 本文提出将高精度的流场数值模拟和固体结构的温度场计算结合起来, 并成功应用于某型超声速导弹巡航飞行时的气动加热计算, 为高速飞行器设计提供了准确的气动加热预测手段和工具。

### 1 模型建立

高速飞行器的气动加热过程如图 1, 外壁面与高速流动的气流接触, 受强迫对流加热, 流场可由高精度的差分格式求解 N-S 方程得到。固体壁面的传热方式以导热为主, 需要解导热微分方程。内壁面的传热是一个自然对流过程, 其对流系数作为固壁的一个边界条件来给定。流场与结构的耦合



图 1 高速飞行器气动加热示意图

计算过程中假定气固交界面上的气体与固体温度相等, 则计算过程如下:

- (1) 给定固壁温度为来流条件, 以定壁温边界条件求解流场;
- (2) 由流场结果的壁面处温度梯度求出热流大小, 并以其为边界条件求解固壁温度场;
- (3) 回到 (1), 以新的外壁温计算流场, 并循环迭代。当迭代收敛时, 便得到了流场和固壁温度场。

### 2 控制方程与数值方法

在三维笛卡尔坐标系下, 计算流场的 N-S 方程用向量形式可写为

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{F}_1 + \mathbf{G}_1)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{F}_2 + \mathbf{G}_2)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{F}_3 + \mathbf{G}_3)}{\partial z} = 0$$

其中,  $\mathbf{U}$  为流场变量,  $\mathbf{F}$  为无黏通量,  $\mathbf{G}$  为黏性通量。

将 Harten 提出的 TVD 格式应用于有限体积离散方法, 计算网格表面通量。假定单元体表面与坐标方向一致, 则有限体积离散方程式见文献 [3]。

根据能量平衡原理, 固壁的温度变化可以利用微分关系进行描述。对于笛卡尔坐标系下, 无内热源非均匀介质的三维非稳态导热微分方程

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left( \lambda_x \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left( \lambda_y \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda_z \frac{\partial T}{\partial z} \right)$$

其边界条件这样给定，固壁的内表面为飞行器舱体，换热为自然对流条件

$$k_n \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{r_a} = h(T_e - T_s)$$

固壁的外表面由流场计算给定热流

$$k_n \frac{\partial T}{\partial n} \Big|_{r_a} = q_{r_a}$$

同时，固壁还以辐射的方式向外传热，当马赫数不太大时辐射传热的影响较小，在简化计算时可以忽略不计。

### 3 耦合计算方法

由于运动形式和热响应的不同，固壁结构网格与流场网格对网格密度、纵横比、正交性等的要求都有所不同，网格划分的差异使得流场与结构的数据传递须经双向插值计算才能实现。从效率上考虑，通常插值并不是在每一迭代步都进行，而是若干步进行一次。然而本文通过研究不同的迭代步数的插值计算，发现气动加热问题属于强耦合，耦合迭代直接影响温度平衡时间。因此采用小时间步的耦合计算可以准确预测高速飞行器的气动加热。详细结果在下一部分中讨论分析。

### 4 计算结果和讨论

本文以自主开发的流场解算程序精确地计算流场，并调用成熟的公开接口商用软件计算温度场，进行耦合数值模拟。考虑如下飞行状况：平流层飞行的导弹，飞行马赫数 3.5，导弹壁前端材料为树脂，后部材料硬铝，厚度为 5 mm。全弹计算中采用 70×31×81 的结构化网格，并向壁面成指数压缩，如图 2 所示。

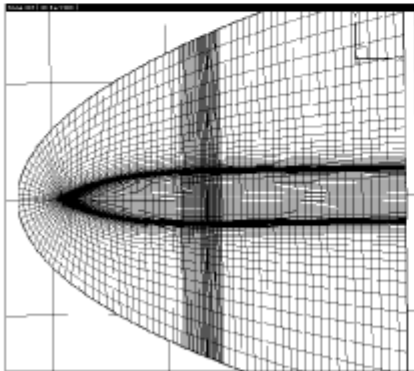


图 2 气动加热流场计算网格

图 3 显示了沿着导弹壁面母线热流的分布情况，上面一根曲线为单独计算流场的结果，下面一根曲线为耦合计算的流场的结果。

可以看出，在树脂段两者热流相差很大，而硬铝段则趋于一致，两种材质交界处耦合计算的结果热流出现了较大的跳变。这是由固壁的热物性参数决定的。流场中壁面外的温度由于气体的流动性而很快沿流向趋于一致，但对于薄壁，

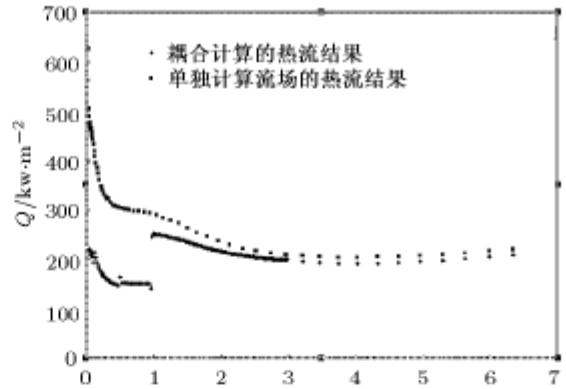


图 3 沿着导弹壁面母线热流的分布情况

热流主要沿壁面法向传递，其它方向导热不明显，两种材料由于导热和热容的巨大差异而出现温度上的差异，进而导致壁面与外部流体温度的差异，出现了大的热流跳变。

通常给定壁温或给定绝热条件的方法对于高马赫数下复杂外形的飞行器与实际情况是有一定差距的，而流场与结构温度场耦合计算则大大改善了这种状况。然而计算中发现，温度场和流场耦合计算迭代的时间步的大小直接影响温度平衡时间，实际计算表明采用小时间步的耦合计算可以准确预测高速飞行器的气动加热，其原因是气动加热问题的流场与结构的耦合响应属于强耦合问题。计算结果如表 1 所示，小时间步的耦合计算结果与实验结果较为一致，而大于 5 s 迭代时间的耦合计算结果与实验结果相差较大。通常在计算中为了提高计算效率，加大迭代的耦合时间步，可以减少耦合计算的时间，但是计算结果表明这样做会使计算结果误差变大，因此需要采用小迭代的耦合时间步。

表 1 不同迭代时间步驻点处平衡温度结果

迭代	0.5s	1s	2s	3s	5s	10s	实验
平衡温度 /k	675	678	680	685	695	710	680
平衡时间 /s	64	65	65	69	76	86	65

可以看到，本文采用流场与结构温度场的耦合计算，使流场壁面边界条件的给定更加合理，从而更准确地计算出壁面处流场的状态，如图 4，图 5。

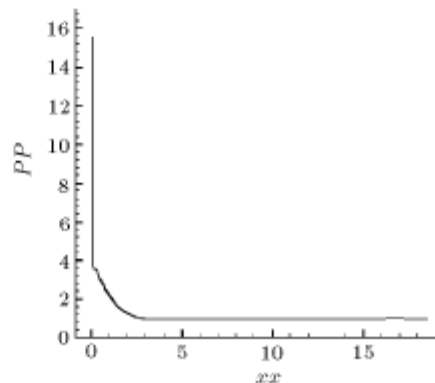


图 4 压力系数沿全弹母线的变化

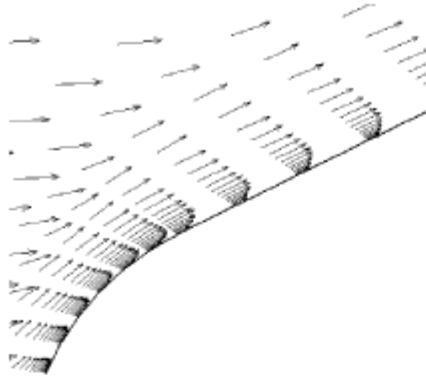


图5 导弹头部的速度型分布

通过小时间步的迭代计算可以得到准确结构温度场分布,同时较精确地获得温度平衡时间,如图6.

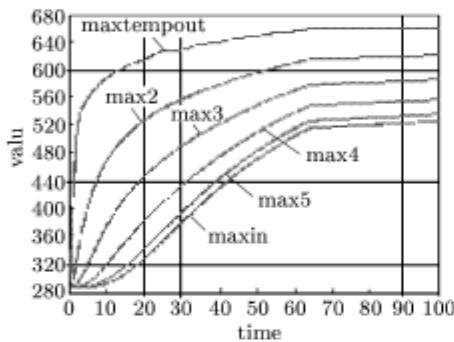


图6 500 mm 处内外壁温度随时间变化情况

## 5 结束语

本文针对高速飞行器气动加热的特点,将飞行器绕流流场的计算和飞行器固壁温度场的计算有机结合起来,发展了流场与温度场耦合数值分析的方法,对数值模拟研究和工程应用都有很现实的意义.

## 参考文献

- 1 范绪箕,董藏.飞行器突起物周围气动加热的计算方法.宇航学报,1998,19(1):98~102 (Fan HT, Dong Wei. An engineering method of estimation of aerodynamic heating around local protuberance on the flying body. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(1): 98~102 (in Chinese))
- 2 雷延花,徐敏,陈士槽.高超音速飞行器气动加热计算.上海航天,2001(5):10~14 (Lei Yanhua, Xu Min, Chen Shilu. The aerothermal calculation of hypersonic vehicle. *Aerospace Shanghai*, 2001 (5): 10~14 (in Chinese))
- 3 Wang JCT, Widhopf GF. An efficient finite volume TVD scheme for steady state solutions of the 3-D compressible Euler/Navier-Stokes equations. In: AIAA 21<sup>st</sup> Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, Seattle, WA, 1990, AIAA 90-1523

## COUPLED NUMERICAL SIMULATION OF SUPERSONIC FLOW FIELD AND HEATED STRUCTURE OF FLYING VEHICLES

HUANG Chunsheng WU Jie FAN H.T.

(Division 1011, Mechanical & Power School, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200030, China)

**Abstract** The upwind TVD and finite volume method are employed to solve the supersonic flow field, and the finite element method or finite difference method is employed to solve the solid wall temperature distribution. The two parts work together, each one provides a boundary condition for the other, and exchanges information through the solid wall surface. This technology provides an efficient way for aerothermal problems.

**Key words** aerothermal, TVD, temperature distribution

## 用 KBKZ 型本构方程表征 Boger 流体黏弹性<sup>1)</sup>

黄树新 鲁传敬

(上海交通大学工程力学系,上海 200030)

**摘要** 用 4 个 KBKZ 积分型本构方程 (Wagner 模型、PSM 模型、2e 模型以及 3r 模型) 描述了一种 Boger 流体的黏弹性. 采用最小二乘法拟合  $G'$  和  $G''$  获得材料的松弛时间谱, 采用非线性规划方法拟合  $N_1$  得到各模型的衰减函数参数. 结果表明, 4 个模型都可以准确地表征该 Boger 流体的

流变特性. 由于 Wagner 模型、PSM 模型较简单, 选择这两个模型表征 Boger 流体的黏弹性是合适的.

**关键词** Boger 流体, 黏弹性, KBKZ 积分型本构方程

Boger 流体<sup>[1,2]</sup>是在一定剪切速率范围内黏度接近于常数的弹性流体, 弹性指的是第 1 法向应力差的存在. 该流

2003-01-21 收到第 1 稿, 2003-06-30 收到修改稿.

1) 上海交通大学精密贵重仪器开放测试基金项目资助.