

Spalart-Allmaras 湍流模型在高超声速气动加热计算中的应用*

夏 刚 程文科 秦子增

(国防科技大学航天与材料工程学院 湖南 长沙 410073)

摘 要 将 AUSM + 格式与 LU-SGS 隐式迭代相结合,采用一方程的 Spalart-Allmaras 湍流模型和二阶迎风 MUSCL 格式,研究了火星“探路者号”实验模型在 10 马赫来流条件下的气动热问题。采用量热完全和热完全两种气体模型的计算结果与实验数据进行了比较。热完全气体模型模拟的热流分布规律与实验吻合较好,但是对分离区的热流估计过高。在网格合理划分,尤其是满足近壁面的网格分辨率要求的前提下,该方法能够合理反映高超声速流场除分离区以外的气动热特性。

关键词 Spalart-Allmaras 湍流模型;气动加热;高超声速流动;AUSM + 格式

中图分类号 :V211.3 **文献标识码** :A

Application of the Spalart-Allmaras Turbulence Model in Hypersonic Aerothermodynamics Computations

XIA Gang, CHENG Wen-ke, QIN Zi-zeng

(College of Aerospace and Material Engineering, National Univ. of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract : Numerical solutions for hypersonic aerothermodynamics of Mar's Pathfinder at Mach number 10 have been computed using the one-equation Spalart-Allmaras turbulence model and the second order MUSCL upwind scheme, AUSM + scheme combined with LU-SGS implicit iteration has been used here. The numerical results derived from calorically and thermally perfect gas models have been compared with experimental data. Computed heating rates distributions with thermally perfect model are in good agreement with the experiment, however, those in separated zones are poorly predicted. It is seen that thermodynamic properties of hypersonic flows except the separated zones can be correctly simulated with this method if the mesh is appropriately designed, in particular, when the grid resolution near wall is sufficient.

Key words : Spalart-Allmaras turbulence model; aerothermodynamics; hypersonic flow; AUSM + scheme

现代计算流体动力学(CFD)技术已经成功地应用于各种条件下的流动模拟,航天飞行的气动加热问题就是其中一个重要应用领域。在 NASA 已经完成的火星“探路者”、火星“全球探测者”和“伽利略号”行星探测任务中,CFD 方法在防热材料、外形和弹道设计方面发挥了重要作用。进入行星大气飞行的流动可以分为自由分子流、过渡流和连续流三个区域。在连续流区一般采用量热完全气体、热完全气体和热完全气体的化学反应混合物三种气体模型。对于热完全气体模型,气体的比热是温度的函数,目前已经建立了 30 000K 以下的 11 组元空气模型^[1]以及 20 000K 以下的单原子气体^[2]热力学特性函数关系。

在高超声速流场中,由于湍流加热对气动加热的重要贡献,湍流模型的合理使用和评估具有重要意义。然而在许多高超声速情况下,计算结果与实验数据仍存在很大差距。高超声速气动加热 CFD 计算的主要困难是计算格式精度与高 Re 数以及网格的匹配问题。对于高 Re 数流动,一般不能采用二阶以下精度的差分格式,因为格式的误差可能掩盖粘性项本身的作用。

Datta Gaitonde 等人^[3]比较了不同湍流模型在高 Re 数条件下计算锥柱体壁面摩擦阻力的能力,它们分别是零方程的 Baldwin-Lomax(BL)模型,一方程的 Baldwin-Barth(BB)和 Spalart-Allmaras(SA)模型,以及两方程的 k-ε 模型。SA 和 k-ε 模型得出相似的结果,并且准确度高于其它两个模型。Paciorni 等人^[4]在高超声速流动问题中比较系统地评估了 SA 模型,指出在合理划分网格的前提下能够准确估

* 收稿日期:2002-06-21

作者简介:夏刚(1975—),男,博士生。

计热流密度。

1 基本数值方法

从轴对称非定常 N-S 方程出发：

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

为使计算过程稳定,在差分计算中取对流项为隐式：

$$\left(\frac{\partial U}{\partial t}\right)_{i,j}^n + \left(\frac{\partial E}{\partial x}\right)_{i,j}^{n+1} + \left(\frac{\partial F}{\partial y}\right)_{i,j}^{n+1} = RHS_v^n - H^n \quad (2)$$

$$\text{令} \quad \frac{\partial E}{\partial U} = A \quad \frac{\partial F}{\partial U} = B \quad (3)$$

将上式左边对流项在 n 时间层进行 Taylor 展开近似到一阶项,合并后得：

$$\left(\frac{\partial U}{\partial t}\right)_{i,j}^n + \left(\frac{\partial A \delta U}{\partial x}\right)_{i,j}^n + \left(\frac{\partial B \delta U}{\partial y}\right)_{i,j}^n = -\left(\frac{\partial E}{\partial x}\right)_{i,j}^n - \left(\frac{\partial F}{\partial y}\right)_{i,j}^n + RHS_v^n - H^n \quad (4)$$

上式左边为隐式项,用 Yoon 和 Jameson 提出的 LU-SGS 隐式方法^[5]处理,右边显式对流项用 AUSM+ 格式结合完全迎风的二阶 MUSCL 格式计算^[6]。AUSM+ 格式的基本思想是将无粘通量分裂为对流通量项以及压力通量项来处理。该格式在粘性层中的耗散较小,捕捉激波的分辨率也较高,鲁棒性较强。为获得单调解,采用完全迎风的二阶 MUSCL 格式离散分裂后的通量。 RHS_v^n 为控制方程右端粘性项和,可用显式中心差分求解。在高 Re 数流动中考虑湍流作用,因此粘性系数 μ 包括层流和湍流两部分：

$$\mu = \mu_l + \mu_t \quad (5)$$

其中 μ_l 按 Sutherland 公式给定, μ_t 由 SA 湍流模型通过求解一方程的湍流输运方程获得。

2 湍流模型

SA 湍流模型属于涡粘性模型,这类模型的前提是 Boussinesq 假设,即认为局部雷诺应力张量通过湍流运动粘性系数 v_t 与平均速度梯度成正比：

$$-\overline{u_i u_j} = v_t \left(\frac{\partial \overline{u_i}}{\partial y^j} + \frac{\partial \overline{u_j}}{\partial y^i} \right) \quad (6)$$

SA 模型的核心思想是引入中间变量 \tilde{v} ,通过求解 \tilde{v} 的输运方程获得湍流运动粘性系数 v_t 。 \tilde{v} 的输运方程为：

$$\frac{D\tilde{v}}{Dt} = b_{\text{prod}}(S, \tilde{v}, d) - b_{\text{des}}(\tilde{v}, d) + b_{\text{trip}}(d_T) + \frac{1}{\sigma} [\nabla \cdot ((v + \tilde{v}) \nabla \tilde{v}) + c_{b2} (\nabla \tilde{v})^2]$$

上式右边前两项分别为湍流粘性的生成项和解体项, b_{trip} 是自定义的源项,例如可用于定义强制转捩点的位置。 d 为到壁面的距离, d_T 表示从转捩点算起的距离。右边最后是耗散项,其中 σ 和 C_{b2} 分别表示湍流普朗特数和校正常数。SA 模型的详细内容以及其它符号的定义参见文献^[4,7]。求得 \tilde{v} 后,湍流运动粘性系数 v_t 由湿润函数 f_{v1} 获得：

$$v_t = \tilde{v} f_{v1} \left(\frac{\tilde{v}}{v} \right) \quad (7)$$

$$f_{v1}(\chi) = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3} \quad (8)$$

3 模型与网格

计算对象是火星“探路者号”进入舱的 70°球锥实验模型^[8,9],如图 1 所示, S 表示物面某点沿母线离驻点的距离。来流条件与实验条件一致, $P_\infty = 70.11 \text{ Pa}$, $T_\infty = 53.04 \text{ K}$, $\rho_\infty = 4.607 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^3$, $M_\infty = 9.679$, $Re_\infty = 1.660 \times 10^{-6} \text{ m}^{-1}$ 。分别对量热完全和热完全两种气体模型进行了计算,其中热完

全气体模型简化为由 N_2 、 O_2 组成的无反应混合气体。组分和混合气体的比热分别可以用多项式表示成温度 T 的函数：

$$C_{p,i} = R_i \sum_{j=0}^4 A_{i,j} T_j, \quad C_p = \sum_{i=1}^2 Y_i C_{p,i} \quad (9)$$

在无反应的热完全气体假设下 组分温度 T_j 与 T 一致。式中多项式系数 A_{ij} 见文献 [1, 10] 组分质量百分比 $Y_{O_2} = 23.47\%$, $Y_{N_2} = 76.53\%$ 。

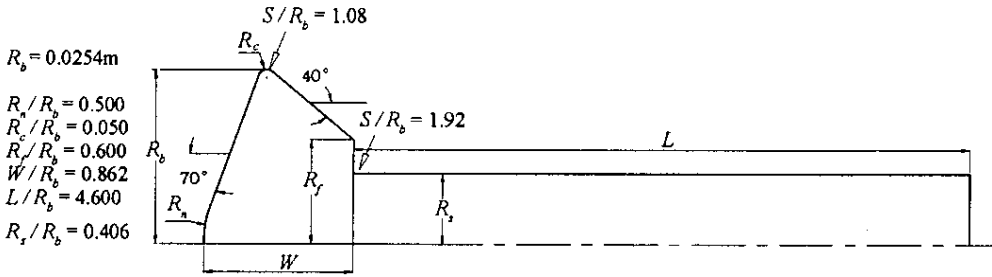


图1 70°球锥模型实验外形参数

Fig.1 70 degrees sphere-cone configuration dimensions

根据湍流边界层理论 湍流边界层的内层可以分为全湍流区、粘性底层和它们之间的过渡区。内层的速度剖面是壁面剪应力 τ_w 、运动粘性系数 ν 及法向坐标 y 的函数。用无量纲的形式表示：

$$u^+ = \phi(y^+)$$

式中 $u_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho}$ 称为摩阻速度, $u^+ = u/u_\tau$, $y^+ = u_\tau y/\nu$ 。这里引入的无量纲参数 y^+ 对湍流边界层网格的划分具有重要意义。以平板为例, 当 $0 \leq y^+ \leq 5$ 时仍处于紧靠壁面的粘性次层, 当 $50 \leq y^+ \leq 500$ 则处于全湍流区。为准确模拟壁面热流, 在未采用壁面函数的情况下, 网格划分应能够在粘性次层有足够的分辨率。因此在构造壁面附近网格时, 贴近壁面的第一层网格单元应

满足 $y^+ \approx 1$ 。 y^+ 除了取决于与网格本身之外, 还与流场解有关, 因此在设计网格时需要通过初步估计流场特性来确定第一层网格的 y_0 值。将流场局部近似为平板问题, 则由平板摩阻系数公式

$$\bar{c}_f/2 \approx 0.0359 Re_L^{-0.2} \quad (10)$$

和摩阻速度的定义

$$u_\tau \equiv \sqrt{\tau_w/\rho} = u_e \sqrt{\bar{c}_f/2} \quad (11)$$

最终可得 $y_0 \approx \nu/u_\tau$ 。注意对流场不同区域由于外流速度 u_e 不同, y_0 的取值也不同。本文选取头部驻点、最大截面以及支架中点为特征点估计出各点的 y_0 , 然后插值获得之间区域 y_0 值。

4 求解与分析

采用上述方法模拟了 $Ma = 9.679$ 来流条件下绕球锥体流场。图3比较了不同热力学模型计算的迎风面的热流与驻点热流比值 (q/q_0) 的分布, 用热完全气体模型计算的热流分布与实验吻合较好。图3、4中所采用的实验数据来自 NASA 10 马赫高超声速风洞对火星“探路者号”进入舱 70°球锥实验模型的吹风实验^[8, 9]。图4从整体上反映了热流值的分布规律, 采用量热完全气体模型计算的驻点热流 q_0 为 19.9 W/cm^2 , 比实验测得的 13.8 W/cm^2 高出 44%, 采用热完全模型的驻点热流为 14.0 W/cm^2 , 仅比实验值高出 2%。在离开驻点的迎风区, 热完全模型的热流值略低于实验值。总体来看, 在流动出现分离之前, 即支架与模型结合点之前, 用热完全气体模型计算的热流的分布形态与实验基本一致, 热流值

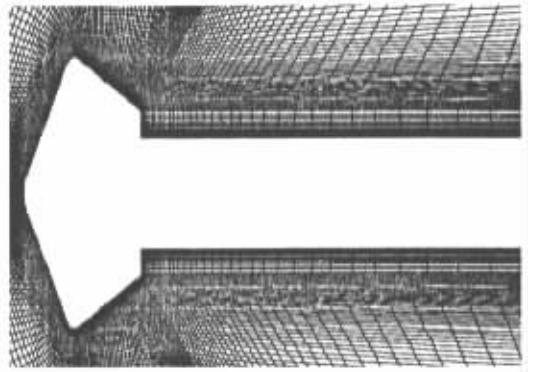


图2 粘性层网格划分

Fig.2 Viscous layer grid

也接近实验测量值。在分离区,两种气体模型都不能很好地估计热流分布。而在分离后的再附区,两种模型都能与实验很好地吻合。

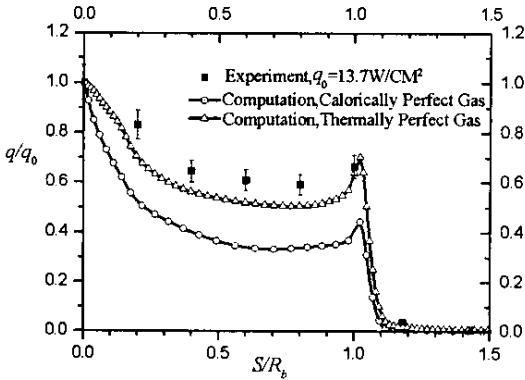


图3 迎风面热流分布

Fig.3 Normalized forebody surface heating rate distributions

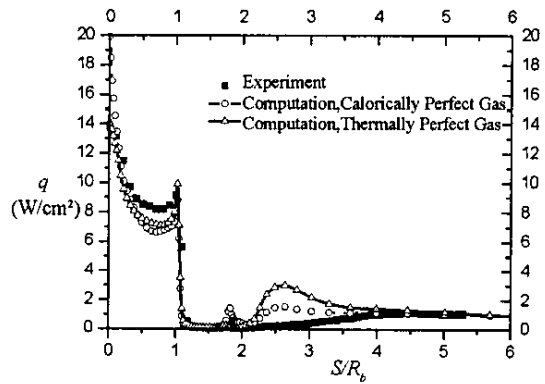


图4 热流值分布规律

Fig.4 Heating rate distributions of whole model

从与热完全气体模型的比较可见,量热完全气体模型由于没有考虑比热随温度的变化,对驻点热流估计偏高。热完全气体模型的数值解较好地模拟了高超声速流场的热流分布规律,在分离区估计偏高而在迎风面估计偏低,由此出发可以有效地指导防热系统的设计。通过比较也发现由于没有考虑实际发生的化学非平衡现象,无反应的热完全气体模型不能准确地描述每个部分的气动加热特性;同时,SA湍流模型主要适用于无分离的流动,因此过高估计了分离区的热流。

5 结论

在高超声速流动问题中,贴近壁面的法向网格尺度 y_0 对热流计算有重要影响。构造网格时应适当选择 y_0 使 y^+ 接近 1,计算过程中可检查 y^+ 的分布以改进网格质量。采用一方程的 SA 模型,与二阶迎风差分格式结合,可以比较准确地模拟除分离区以外物面的热流分布,近似模拟分离区的热流分布规律。该方法效率较高,且能达到一定的精度要求,对于工程设计以及作为实验的辅助手段是可取的。

无反应的热力完全气体模型模拟高超声速流场的气动加热,计算结果虽然接近实际流动的气动加热,但是在迎风区和分离区仍存在差异。引入非平衡化学反应模型将有助于减小数值计算与实际流动的差距,可能更好地反映实际流动的物理化学特性。

参考文献:

- [1] Gupta R N, Yos J M, Thompson R A, et al. A Review of Reaction Rates and Thermodynamic and Transport Properties for an 11-species Air Model for Chemical and Thermal Nonequilibrium Calculations to 30 000K [R]. NASA RP-1232, 1990.
- [2] Gordon S, McBride B J. Thermodynamic Data to 20 000K for Monatomic Gases [R]. NASA TP-1999-208523, 1999.
- [3] Datta Gaitonde, Shang J S. Performance of Eddy-viscosity-based Turbulence Models in Three-dimensional Turbulent Interaction [J]. AIAA Journal, 1996, 34(4):844-847.
- [4] Paciorri R, Dieudonne W, Degrez G, et al. Validation of the Spalart-Allmaras Turbulence Model for Application in Hypersonic Flows [R]. AIAA 97-2323, 1997.
- [5] Yoon S, Jameson A. Lower-upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations [J]. AIAA Journal, 1988 (9):1025-1026.
- [6] 梁剑寒. 超燃发动机氢/空气混合增强与燃烧流场的并行数值模拟 [D]. 国防科技大学论文, 1998.
- [7] Spalart P R, Allmaras S R. A One-Equation Turbulence Transport Model for Aerodynamic Flows [R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [8] Hollis Brian R, Perkins John N. Comparison of Experimental and Computational Aerothermodynamics of a 70-deg Sphere-conc [R]. AIAA 96-1867, 1996.
- [9] Hollis Brian R. Experimental and Computational Aerothermodynamics of a Mars Entry Vehicle [R]. NASA CR-201633, 1996.
- [10] Ian Alexander Johnston B E. Simulation of Flow around Hypersonic Blunt-nosed Vehicles for the Calibration of Air Data System [D]. Queensland: Department of Mechanical Engineering, the University of Queensland, 1999.

