

文章编号: 1001- 2486(2008) 03- 0011- 04

交叉激波湍流边界层干扰问题数值模拟*

金亮, 梁剑寒, 孙明波, 王振国

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要: 基于 RANS 方程, 采用有限体积法离散计算区域, 对流项使用 Harten TVD 格式进行流场求解, 湍流部分应用 Menter SST 两方程湍流模型, 建立了隐式 LU-SGS 方法的三维 CFD 计算程序, 数值模拟了来流马赫数 4.96 条件下的 $18^\circ \times 18^\circ$ 对称双楔产生的交叉激波/湍流边界层干扰问题, 计算了不同剖面沿展向压强分布以及流场的详细结构, 并将计算结果与相关文献的实验与计算结果进行了比较。

关键词: 计算流体力学; 激波; 湍流; 边界层流动

中图分类号: O357.42 文献标识码: A

CFD Analysis for Crossing Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions

JIN Liang, LIANG Jian-han, SUN Ming-bo, WANG Zhen-guo

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

Abstract: A 3d LU-SGS computational code was developed to solve the hypersonic flows, which was modeled by using the compressible three dimension Reynold averaged Navier-Stokes equations and a finite volume formulation, the convective parts were discretized with the Harten TVD scheme, and the turbulence effect was modeled utilizing Menter SST two equation turbulence model. The flowfield of $18^\circ \times 18^\circ$ degree fins generated crossing shock wave/turbulent boundary layer interactions were studied at Mach 4.96, a 3D separated flowfield was analyzed and the numerical results were compared with experimental and numerical results from references.

Key words: CFD; shock waves; turbulence; boundary layer flow

交叉激波/湍流边界层干扰是高超声速侧压式进气道流场中比较典型的流动现象。在侧压式进气道中, 两边对称侧板产生的交叉斜激波与顶板边界层干扰, 其干扰结构非常复杂, 在斜激波前后压差的作用下, 入口处流线发生分离, 当激波/湍流边界层干扰足够强烈时, 将产生一对对称的涡结构^[1], 如图 1 所示。再考虑顶板压缩以及唇口激波干扰时, 整个进气道内部的流场将更加复杂, 唇口入射激波打到顶板壁面边界层将产生逆压梯度, 当逆压梯度足够强烈时可以使壁面附近的流线发生分离, 相当于增加了一个虚拟壁面突起, 容易引起进气道的壅塞, 导致进气道的不起动。国内外学者对该问题作了大量的实验研究和数值模拟, Horstman 研究了单楔斜激波/湍流边界层干扰问题^[2], Knight 等研究了双楔产生的对称交叉激波/湍流边界层干扰问题^[3-4]与不对称交叉激波/湍流边界层干扰问题^[5], 数值计算结果准确地预测了流场的激波结构和压力分布。

本文采用 Menter 提出的剪切应力输运模型(Shear Stress Transport Model), 简称 SST 模型^[6], 对来流马赫数 4.96 条件下楔角为 $18^\circ \times 18^\circ$ 的对称斜板产生的交叉激波与平板湍流边界层干扰问题进行了数值

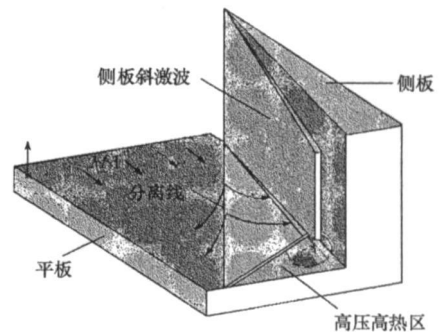


图 1 三维激波/湍流边界层干扰示意图
Fig. 1 Schematic of the crossing shock wave/turbulent boundary interaction

* 收稿日期: 2007- 10- 20

基金项目: 国家部委基金项目(51413040901KG0145)

作者简介: 金亮(1981-), 男, 博士生。

模拟,该模型综合了 $k-\varepsilon$ 模型在接近壁面处稳定性不好、但对来流参数不敏感和 $k-\omega$ 模型对来流参数敏感、但在壁面处稳定性比较好的特点,在接近壁面区域应用 Wilcox 提出的原始 $k-\omega$ 模型,在远离壁面的自由剪切流动区域中自动切换到标准 $k-\varepsilon$ 模型,能够模拟在较大范围来流马赫数条件下由于逆压梯度导致的边界层分离问题。

1 数值方法

1.1 控制方程

本文耦合求解三维可压缩 NS 方程组,采用结构网格离散计算域,解算器采用计算单元位于网格中心的有限体积法,使用 Harten-TVD 格式求解对流项,二阶中心差分格式求解粘性项,应用 SST 两方程湍流模型计算湍流粘性系数,时间方面应用 LU-SGS 方法隐式求解。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i)}{\partial x_i} = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial(\tau_{ij} + \bar{\tau}_{ij})}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial(E)}{\partial t} + \frac{\partial(E + P)u_j}{\partial x_j} = \frac{1}{\text{Re}(\gamma - 1)M_\infty^2} \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\frac{\mu_l}{\text{Pr}} + \frac{\mu_t}{\text{Pr}_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_j} \right] + \frac{1}{\text{Re}} \frac{\partial[\rho u_j(\tau_{ij} + \bar{\tau}_{ij})]}{\partial x_j} \quad (3)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{1}{3} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right], \quad \tau_{ij} = 2\mu_l S_{ij}, \quad \bar{\tau}_{ij} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \text{Re} \rho \delta_{ij} \quad (4)$$

其中, t 是时间坐标, x_i 是空间坐标, u_i 是速度分量, ρ 是密度, P 是压强, E 是单位质量气体的总能, T 是温度, μ 是粘性系数, Pr 是普朗特数,下标 l 和 t 分别表示层流和湍流。

1.2 SST 湍流模型

SST 两方程湍流模型的方程为:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + u_j \frac{\partial(\rho k)}{\partial x_j} = \bar{\nu}_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu_l + \sigma_k \mu_t \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (5)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + u_j \frac{\partial(\rho \omega)}{\partial x_j} = \frac{\mu_l}{\nu_l} \bar{\nu}_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu_l + \sigma_\omega \mu_t \right) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + 2(1 - F_1) \rho \omega_2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (6)$$

SST 模型中常数的计算方法是:设 θ 是 SST 模型中的常数, θ_1 、 θ_2 分别是 $k-\omega$ 模型和 $k-\varepsilon$ 模型中相对应的常数,则有如下公式:

$$\theta = F_1 \theta_1 + (1 - F_1) \theta_2 \quad (7)$$

$k-\omega$ 模型中常数的定义为:

$$\sigma_{k1} = 0.85, \quad \sigma_{\omega1} = 0.5, \quad \beta_1 = 0.075, \quad a_1 = 0.31, \quad \beta^* = 0.09, \quad \kappa = 0.41, \quad \gamma_1 = \beta_1 / \beta^* - \sigma_{\omega1} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} \quad (8)$$

$k-\varepsilon$ 模型中常数的定义及 F_1 与 ν_l 的计算方程为:

$$\sigma_{k2} = 1.0, \quad \sigma_{\omega2} = 0.856, \quad \beta_2 = 0.0828, \quad a_1 = 0.31, \quad \beta^* = 0.09, \quad \kappa = 0.41, \quad \gamma_2 = \beta_2 / \beta^* - \sigma_{\omega2} \kappa^2 / \sqrt{\beta^*} \quad (9)$$

$$\arg_1 = \min \left[\max \left[\frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega \nu_l}, \frac{500 \nu_l}{\omega \nu_l^2} \right], \frac{4 \rho \omega_2 k}{CD_{k\omega} \nu_l^2} \right], \quad CD_{k\omega} = \max \left[2 \rho \omega_2 \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right] \quad (10)$$

$$\nu_l = \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)}, \quad F_1 = \tanh \left(\arg_1^4 \right), \quad F_2 = \tanh \left(\arg_2^2 \right), \quad \arg_2 = \max \left[\frac{2 \sqrt{k}}{0.09 \omega \nu_l}, \frac{500 \nu_l}{\omega \nu_l^2} \right] \quad (11)$$

2 计算结果与分析

本文算例选自文献[3], Schmisser 和 Gaitonde^[3] 使用 $k-\varepsilon$ 湍流模型对马赫数 4.96 条件下的 $18^\circ \times 18^\circ$ 对称斜板产生的交叉激波与湍流边界层干扰问题进行了数值模拟,并与 Zheltovodov^[7] 的实验结果进行

了对比。

图2是该实验装置示意图,两块与来流方向成 18° 夹角的斜劈垂直放置在一块平板上,此装置的流场结构类似于只有侧壁压缩的进气道流场结构。自由来流条件为马赫数 $Ma_\infty = 4.961$,总压 $P_0 = 2.2\text{MPa}$,总温 $T_0 = 427\text{K}$,单位雷诺数 $Re = 3.65 \times 10^6/\text{m}$ 。在Zheltovodov^[7]的实验中,平板后缘要比斜板后缘短,由于数值模拟平板后缘的自由剪切层比较困难,文献[3]在实际计算中在平板后面加了一个扩张角为 45° 的斜板来模拟出口情况,因为此算例流动为超声速流动,故在超声速出口处进行此简化处理并不对上游的激波/边界层干扰区域产生影响。本文为简单起见,在计算时直接将底面平板后缘延长至与斜板后缘平齐。本文以来流边界层厚度 $\delta = 3.8\text{mm}$ 为特征长度对网格进行无量纲化,图3显示了 xoy 平面和 $x\alpha$ 平面的计算网格,网格具体参数见表1,由于计算域沿 xoy 平面对称,因此本文只计算了一半流场。

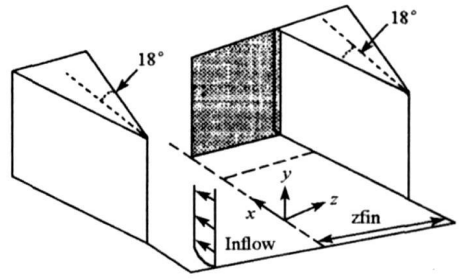


图2 交叉激波/湍流边界层干扰实验装置示意图^[3]
Fig. 2 Schematic of the double-fin generated crossing shock wave/turbulent boundary layer interaction^[3]

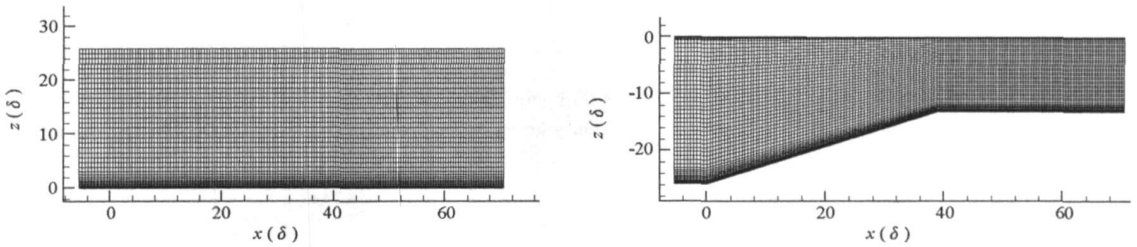


图3 计算网格示意图

Fig. 3 Schematic of the computational grid

表1 计算网格具体参数

Tab. 1 Parameter of the computational grid

N_x	N_y	N_z	$(\Delta x / \delta_\infty)_{\min}$	$(\Delta x / \delta_\infty)_{\max}$	$(\Delta y / \delta_\infty)_{\min}$	$(\Delta y / \delta_\infty)_{\max}$	$(\Delta z / \delta_\infty)_{\min}$	$(\Delta z / \delta_\infty)_{\max}$
160	52	62	0.555	0.555	4.0×10^{-3}	0.92	4.0×10^{-3}	0.73

文献[3]中计算了底板不同位置沿展向的壁面静压分布,并与实验结果^[7]进行了比较;本文也计算了相同位置的静压分布,图4给出了本文的计算结果与实验结果以及文献[3]中的计算结果的对比,从中可以看出,本文计算结果与文献[3]中的计算结果和实验结果在大部分区域内基本吻合,在靠近壁面处,与文献[3]中计算的的压力曲线有一定的偏差,文献[3]中在 $x/\delta = 26.6, 29.2, 37.1$ 位置处计算的沿展向分布的压力曲线在靠近壁面处有一个尖峰,本文计算的的压力曲线的近壁处比较平滑,这是由于空间格式不同造成的差异。

图5是文献[3]中计算的底板表面流线分布图,图6是本文计算的底板表面流线分布图,清晰地显示出了由于侧板斜激波与底板边界层干扰产生的一次分离线 S_1, S_2 ,以及再附线 R_1, R_2 ,二次分离线 S_3, S_4 ,图5中节点 N_1 是分离线 S_1, S_2 的交点,节点 N_2 是分离线 S_3, S_4 的交点,本文计算所得的 S_3, S_4 的位置要比文献[3]中的提前,使 N_1, N_2 重合到了一起,这主要是因为文献[3]在计算域的尾端加了一个 45° 的斜板,而本文计算的是一块平板,因此流线拓扑结构有一定的差异。

图7显示了入口处靠近底板的三维流线图,从中可见来流经过底板前端时,在两侧对称斜激波的作用下被挤向了底板的中心,当来流前进到中心局部高压区时又被挤向上方,在计算域出口处容易发生壅塞。图8是本文计算的对称面内的流线分布图,可以清晰地看到底板静压足够高时造成的分离线以及再附线。

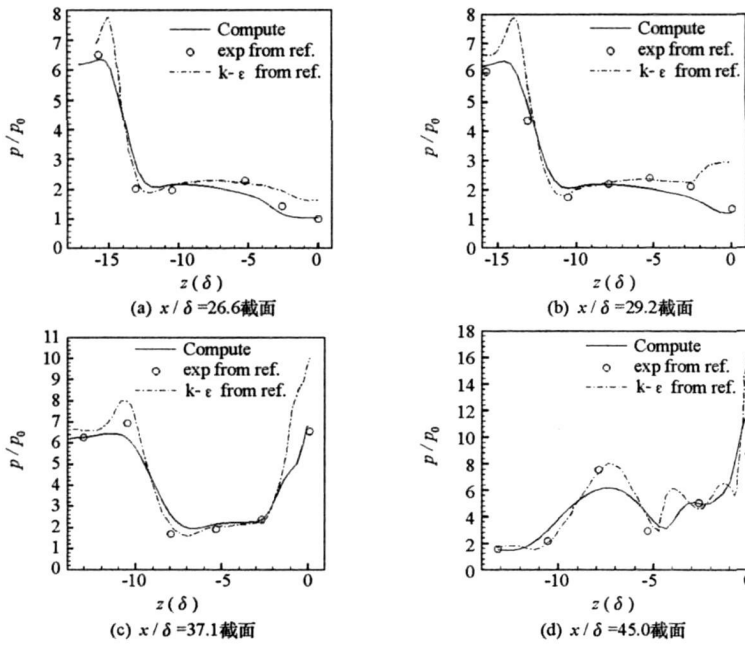


图4 不同截面的壁面静压分布对比

Fig. 4 Comparison between experimental data and numerical results for the surface pressure distribution along different cross sections

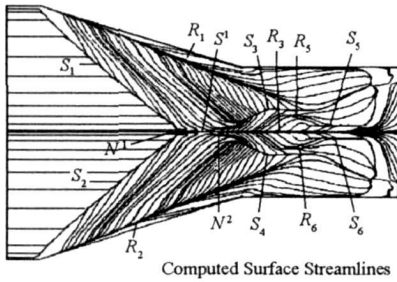


图5 文献[3]中底板表面流线分布

Fig. 5 Surface streamline structure from ref. [3]

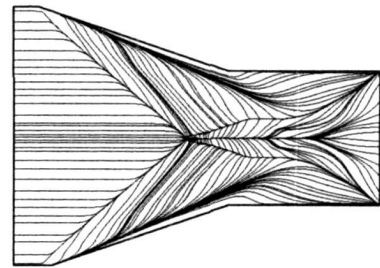


图6 表面流线拓扑结构计算结果

Fig. 6 Numerical solutions of surface streamline topology

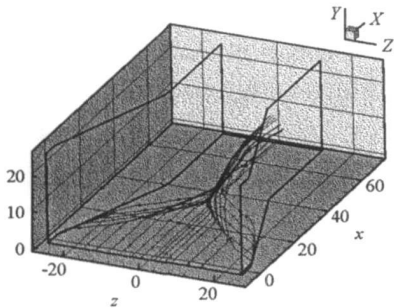


图7 入口3D流线分布

Fig. 7 3D streamlines structure

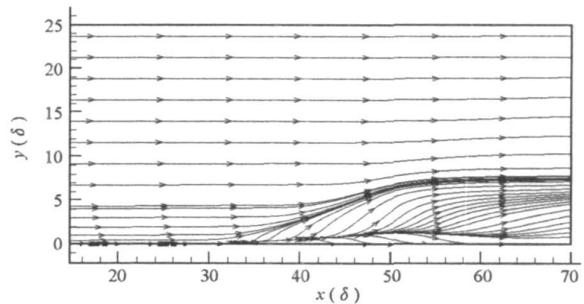


图8 对称面表面流线分布

Fig. 8 Streamlines in the symmetry plane

3 结论

本文数值模拟结果在底板沿展向压强分布以及表面流线分布等方面,与实验结果吻合较好,验证了本文计算方法的可靠性,揭示了交叉激波/湍流边界层干扰的流动特征,在交叉激波的影响下,入口流线被挤压到中心,因此在出口处更容易发生壅塞,使进气道不起动。下一步将研究采用不同湍流模型对壁面热流计算精度的影响,为高超声速侧压式进气道设计提供依据。

(下转第 42 页)

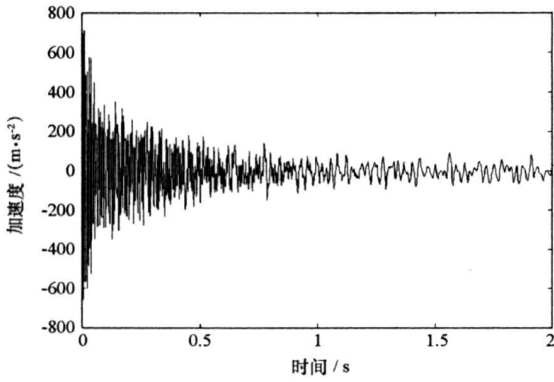


图8 牵制力1ms线性消失时加速度曲线
Fig. 8 Acceleration curve when hold-down force disappear in 1ms

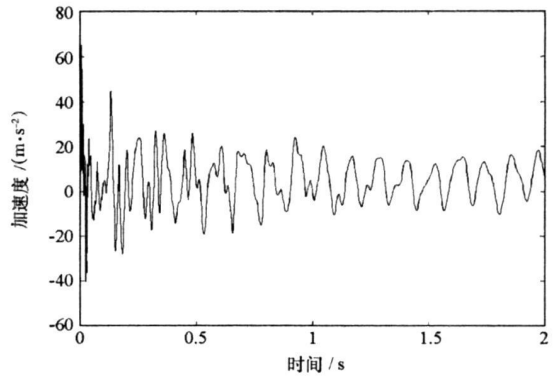


图9 牵制力30ms线性消失时加速度曲线
Fig. 9 Acceleration curve when hold-down force disappear in 30ms

放时间的优化,为运载器的牵制释放系统的研制提供参考。

参考文献:

- [1] Purushothaman P, Pillai K G, Rajamanickam R, et al. Launch Hold and Release Mechanism for Launch Vehicle [C]//Proceeding of the 7th European Space Mechanisms & Tribology Symposium, 1997: 287- 290.
- [2] Gravitz S I, Saturn V. Thrust Buildup & Vehicle Release Dynamic [C]//41st AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structure, Structural Dynamic, and Material Conference and Exhibit, Atlanta, GA, April 3- 6, 2000.
- [3] Blueloch P A, Antal G W, Peleti W D. Simulation of the Atlas Liftoff Events [C]// AIAA Dynamics Specialists Conference, Dallas, TX, April 16 - 17, 1992.
- [4] Brunty J A. A Transient Response Analysis of the Space Shuttle Vehicle During Liftoff [R]. NASA Technical Memorandum 103505, 1990.
- [5] Peck J, Brunty J A. X33 Transient Liftoff Analysis [C]// 41st AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structure, Structural Dynamic, and Material Conference and Exhibit, Atlanta, GA, April 3- 6, 2000.
- [6] Himeblau H, Manning J E, Piersol A G, et al. Dynamic Environment Criteria [R]. NASA- HDBK- 7005, 2001.
- [7] Pollard S M, McDonald E J, Glaese J. Innovative Modeling Approach for Dynamic Simulation of the Space Shuttle Solid Rocket Booster Hold down Post Studs [C]// Huntsville Simulation Conference 2004 Huntsville, Alabama, October 20- 21, 2004.
- [8] 张福全, 李广裕. 火箭与导弹的牵制释放技术 [J]. 国外导弹与航天运载器, 1990, 2: 30- 36.
- [9] 王瑞铨, 丛小鹏. 浅析牵制释放发射技术 [J]. 导弹与航天运载技术, 2001, 6: 1- 5.

(上接第14页)

参考文献:

- [1] Panaras A G. Review of the Physics of Swept-shock/ Boundary Layer Interactions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1996, 32: 173- 244.
- [2] Horstman C C. Computation of Sharp-fin induced Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interaction [J]. AIAA Journal, 1986, 24(9): 1433- 1440.
- [3] Schmissser J D, Gaitonde D V. Numerical Investigation of New Topologies in Strong Crossing Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions [R]. AIAA 2000- 0931, 2000.
- [4] Narayanswami N, Hostman C C, Knight D D. Computation of Crossing Shock/Turbulent Boundary Layer Interaction at Mach 8. 3 [J]. AIAA Journal, 1993, 31(8): 1369- 1376.
- [5] Narayanswami N, Knight D, Bogdonoff S M, et al. Interaction Between Crossing Oblique Shocks and a Turbulent Boundary Layer [J]. AIAA Journal, 1992, 30(8): 1945- 1952.
- [6] Menter F R. Two-equation Eddy-viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598- 1605.
- [7] Zheltovodov A A, Maksimov A I. Hypersonic Crossing Shock Waves/Turbulent Boundary Layer Interactions [R]. Technical Report Final Report, EOARD Contract F61775- 98- WE091, Russia, 1999.