

数值模拟入射斜激波/平板湍流边界层干扰流动

闫文辉¹, 吴小虹², 徐悦¹

(1. 中国航空研究院, 北京, 100012; 2. 中航工业黎明航空发动机集团公司技术中心设计所, 辽宁沈阳, 110043)

摘要 应用 GAO - YONG 可压缩湍流模型数值计算了入射斜激波/平板湍流边界层相互干扰现象。计算程序中的对流项、扩散项分别采用 AUSM 格式和中心差分格式离散, 并用多步 Runge - Kutta 显式时间推进法求解空间离散后的控制方程。计算中包含了无分离流动、初始分离流动以及较大分离流动等多个情况, 比较了平板壁面压力、法向平均速度剖面、壁面摩阻系数 C_f 以及壁面斯坦顿数 St 等的计算结果与实验值。结果发现: GAO - YONG 可压缩湍流模型能够很好地预测入射斜激波/平板湍流边界层相互干扰下的无分离以及小分离流动, 对高马赫数下的大分离流动也能得到较合理的结果, 但再附点之后的壁面摩阻系数以及斯坦顿数的计算值不够理想。

关键词 激波边界层干扰; 数值模拟; GAO - YONG 可压缩湍流模型

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2012.02.003

中图分类号 V211.3; O357.5 **文献标识码** A **文章编号** 1009-3516(2012)02-0011-05

激波/湍流边界层干扰具有复杂的流动机理以及重要的工程应用背景, 是高速空气动力学领域研究的难题之一^[1-2]。入射斜激波/平板湍流边界层干扰是评估湍流模式的标准算例, 可以较充分地考察湍流模型对该现象的描述能力。该问题理论分析可以描述为: 当超音速气流流过一平板, 会产生一道前缘激波, 边界层从平板前缘向后发展, 一道斜激波射入边界层, 形成很大的逆压梯度, 在激波入射点附近常常出现边界层分离现象。分离区的出现使得流线的凸起更加显著, 于是在激波入射点上游形成一个压缩波区, 并进而汇聚成第一道反射激波, 入射激波后的超音速气流由于沿外凸曲线流动而形成扇形膨胀波束。尔后, 又由于气流必需最终折回到与壁面相平行的方向而形成新的压缩波区, 并汇聚成第二道反射激波, 在第一道激波与第二道激波之间, 由于流动方向的不断变化还形成了一个膨胀扇形区。这是一个含有激波、膨胀、分离、再附、以及彼此间相互作用相互干扰的丰富流动现象^[3]。早期的研究者们在这方面进行了大量的实验研究^[4-5]和数值计算^[6-8]。本文基于 GAO - YONG 可压缩湍流模型^[9], 数值计算了 3 个激波湍流边界层干扰流动, 结果表明, 模型对湍流的历史效应、多尺度、各向异性湍流热通量等都有较好的反映。计算的壁面压力分布、平均速度型, 摩阻系数 C_f 以及斯坦顿数 St 等都与实验数据保持较好的一致性。

1 控制方程和数值方法

1.1 控制方程

GAO - YONG 可压缩湍流模型是在对可压缩 Navier - Stokes 方程应用 Favre 平均, 对湍流脉动量采用质量加权侧偏平均, 并引入动量传输链和各项异性湍流粘性概念^[10]之后得到的。包括平均流方程, 漂流流方程, 机械能方程以及状态方程。下面直接给出 GAO - YONG 可压缩湍流模型(无量纲尺度采用来流密度, 来

* 收稿日期: 2011 - 08 - 20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10904178)

作者简介: 闫文辉(1979 -), 男, 吉林通化人, 工程师, 博士, 主要从事湍流及计算流体力学研究。

E-mail: 15608911@qq.com

流速,来流温度和特征长度),具体推导过程详见文献[9](漂移量上有短折线,上标中的 turb 表示湍流)。

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i + p \delta_{ij}) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\sigma_{ij} + \sigma_{ij}^{\text{turb}}) \quad (2)$$

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}[(\rho E + p)u_j] = \frac{\partial}{\partial x_j}[u_i(\sigma_{ij} + \sigma_{ij}^{\text{turb}}) - (q_j + q_j^{\text{turb}})] \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \hat{u}_j) = 0 \quad (4)$$

$$\frac{\partial(\rho \hat{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \hat{u}_i u_j + \rho \hat{u}_j u_i + p \delta_{ij}) = \frac{\partial}{\partial x_j}(\hat{\sigma}_{ij} + \hat{\sigma}_{ij}^{\text{turb}}) - \frac{\partial}{\partial x_j}(\sigma_{ij} + \sigma_{ij}^{\text{turb}}) \quad (5)$$

$$\sum_{n=1}^{\infty} \frac{\left(l_i \frac{\partial}{\partial x_j} \right)^n \rho u_i \hat{u}_i}{n!} = l_i \left(-\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho \hat{u}_i u_j + p \delta_{ij}) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\hat{\sigma}_{ij} + \hat{\sigma}_{ij}^{\text{turb}}) - \frac{\partial}{\partial x_j}(\sigma_{ij} + \sigma_{ij}^{\text{turb}}) - \alpha \frac{D(\rho u_i)}{Dt} \right) \quad (6)$$

$$p = \frac{1}{\gamma} \rho T \quad (7)$$

式中: u_i, u_j 为平均流的速度矢量; p, ρ 分别为平均流的压力、密度; T 为平均流温度; E 为总能量; \hat{p} 为漂移流的压力; $\sigma_{ij}, \hat{\sigma}_{ij}$ 分别为平均流和漂移流的层流应力, $\sigma_{ij}^{\text{turb}}, \hat{\sigma}_{ij}^{\text{turb}}$ 分别为平均流和漂移流湍流应力; l_i 表示漂移流位移矢量; \hat{u}_i, \hat{u}_j 为漂移流的速度矢量; q_j, q_j^{turb} 分别为平均流层流和湍流热流密度矢量; t 为时间; δ_{ij} 为 Kornecker 算子; α 为湍流能量逆转开关函数; γ 为气体比热常数。

1.2 计算方法、网格及边界条件

本文采用单元中心型有限体积法对控制方程进行空间离散,无粘通量采用 AUSM 格式,粘性通量采用中心差分格式。时间离散采用 Jameson 5 步 Runge - Katta 显式时间推进格式。该套计算程序在模拟翼型跨音速粘性流动^[11],以及三维单鳍流动^[12]等都进行了验证应用,计算程序稳定可靠。本文计算域选为 $0.5 \text{ m} \times 0.125 \text{ m}$ 的矩形区域,采用了 100×80 的同位

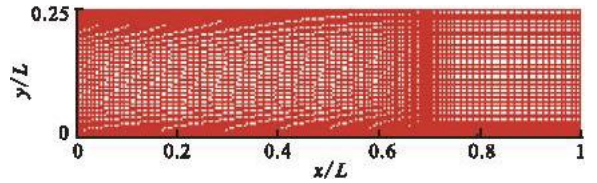


图1 计算域及无量纲网格

Fig. 1 Computed domain and non - dimensional grid

结构化网格,为准确分辨边界层内的速度梯度以及温度梯度,壁面法线方向的近壁区域网格采用了双曲正弦函数形式的加密处理。激波入射点附近也进行了适当加密。图1中显示了以计算域长度无量纲化后的计算网格。进口为超音边界条件,按实验条件给定;下壁面为无滑移恒温边界条件;上边界根据朗金 - 雨贡纽关系式给定激波后各参数;出口超音边界条件,一阶外推。计算初场选取为来流工况下的均匀流场。

2 计算结果分析

2.1 无分离流动(Case 1)

当来流马赫数不够大或者激波入射角度过小时,斜激波的强度不大以致不能引起流动的分流。此时的来流马赫数为 2.0,雷诺数为 2.84×10^5 ,激波入射角为 31.247° 。在这种来流条件下,实验^[13]和以往的数值计算^[14]表明,由于激波强度不够,不会引起流动的分流,但由于激波干扰的影响,平板上的湍流边界层会增厚。压力与摩阻系数计算与实验值的比较见图2-3,图2中纵坐标表示平板上静压与来流静压的比值。由图可见,本文计算结果与实验数据符合的很好,说明针对激波湍流边界层干扰下的无分离流动模型具有准确的模拟能力,即能够准确地预测压力、速度以及摩阻等各气动参数。图3中的摩阻系数的值都在零值线以上,这也进一步说明了在该种流动情况下的确没有发生分离。

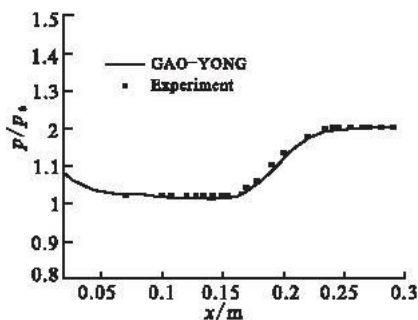


图 2 Case 1 压力的计算值与实验值的比较

Fig.2 Comparison of pressure between the calculation and experiment on the wall

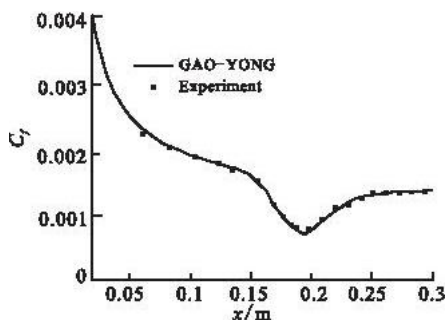


图 3 Case 1 摩阻系数的计算值与实验值的比较

Fig.3 Comparison of skin friction between the calculation and experiment on the wall

2.2 小分离流动(Case 2)

此时来流马赫数为 2.0,雷诺数为 2.96×10^5 ,激波入射角为 32.585° 。MacCormack^[13]等人在该种流动情况下做了实验和数值研究。相比 Case 1,由于入射角度增大,激波强度随之增大,流动中产生分离,在平板上形成了一个分离泡。图 4 和图 5 分别是平板壁面上的压力分布和摩阻系数分布,压力计算值与实验值符合的很好。在分离点之前,摩阻系数的计算值与实验数据符合较好;再附点之后,计算值略小于实验数据,这表明再附点之后速度型恢复较慢,导致法向速度梯度偏小。文献[2,15]指出其主要原因:再附点之后流动的非平衡和各向异性效应加强,流动的三维特性更加明显,二维模式计算结果与实际测得的数据存在一定偏差,采用三维数值模拟会改善计算结果。图 6 为沿流线方向上 3 个不同位置的速度剖面,(a)在分离点之前,(b)在分离区内,(c)在再附点之后。可以发现:在分离区内外,计算的平均速度剖面与实验结果都符合得比较好。

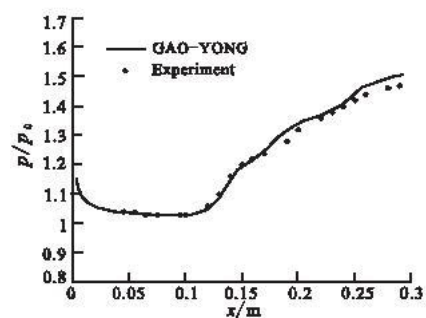


图 4 Case 2 平板壁上计算的的压力分布

Fig.4 Distribution of pressure on the wall

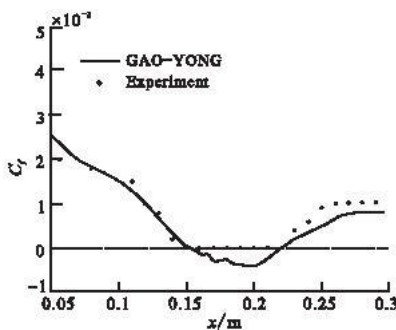


图 5 Case 2 平板壁上计算的摩阻系数分布

Fig.5 Distribution of friction coefficient on the wall

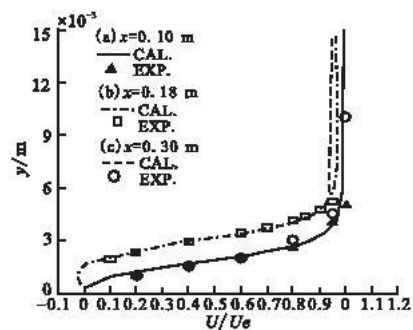


图 6 入射斜激波/平板湍流边界层干扰速度剖面

Fig.6 Mean velocity profiles in the shock wave turbulent boundary layer interaction

2.3 高马赫数大分离流动(Case 3)

此时来流马赫数为 5.0,雷诺数为 2.83×10^7 ,激波入射角为 23.287° 。图 7 反映了计算的平板表面压力分布情况,并与相应实验值^[16]进行了对比。可以发现由于干扰增强,激波造成的逆压梯度导致明显分离流动,在分离区内有一个近似的压力平台存在,经过激波后,压力逐步上升到 $P/P_0 = 13$ 左右,总的来看压力的计算值与实验值符合得比较好。图 8 中摩阻系数 C_f 有明显的负值区域,预示着流场存在着一段明显的分离流动。图 9 反映平板壁面斯坦顿数 St 的变化情况,并与实验结果做了比较。斯坦顿数是气动加热模拟的关键指标一。由于激波湍流边界层干扰强度大,导致了较大分离流动的出现,湍流粘性和湍流热通量都明显地表现为各向异性^[10]。计算显示略微高估了再附点的热通量值,之后的壁面斯坦顿数 St 又比实验值减小更迅速。由于再附点之后的湍流边界层内速度场、温度场变的更加复杂,准确模拟这一流动现象必然对湍流模型及计算格式提出更严峻的挑战。再附点之后摩阻系数 C_f 以及斯坦顿数 St 的计算都反映出了这一困难。综上,在强干扰导致的分离流动中,计算与实验相差更大,这与激波诱导的大分离流动下湍流非平衡、多尺度、各向异性等特点有密切关系。这也说明了强激波诱导的大分离流动是数值计算中的一大难题。

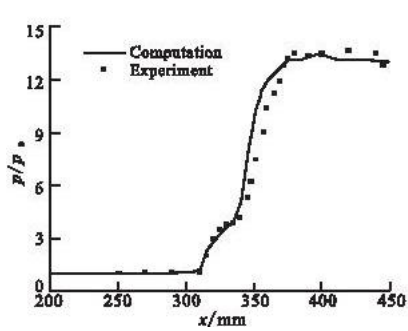


图7 Case 3 压力计算值与实验值比较

Fig.7 Comparison of pressure on the wall

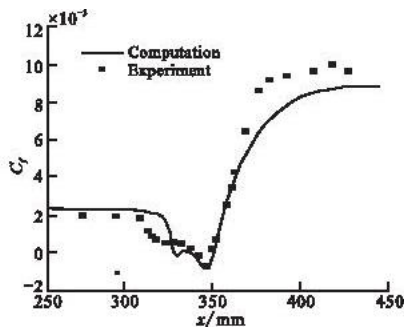


图8 Case 3 摩阻计算值与实验值比较

Fig.8 Comparison of skin friction on the wall

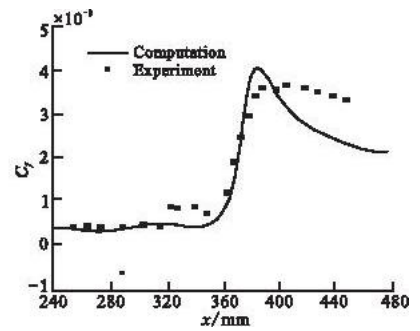


图9 Case 3St 数计算与实验值的比较

Fig.9 Comparison of Stanton number on the plate wall

3 结论

本文使用 GAO - YONG 可压缩湍流模型数值模拟了入射斜激波/平板湍流边界层干扰流动。计算发现该湍流模型能够很好地预测弱干扰下的无分离流动以及小分离流动。在激波干扰强度增大导致的显著分离流动中,由于湍流黏性以及热通量各向异性随之增强,流场内部结构及流动机理更为复杂,GAO - YONG 可压缩湍流模型也能够合理预测气动力、气动热等参数的变化趋势,但再附点之后的摩阻系数以及斯坦顿数的计算值与实验偏差较大。本文将对这一点做进一步细致深入的计算分析。

参考文献 (References):

- [1] 杨超,许赞,谢长川. 高超声速飞行器气动弹性力学研究综述[J]. 航空学报,2010,31(1):1-11.
YANG Chao, XU Yun, XIE Changchuan. Review of studies on aeroelasticity of hypersonic vehicles[J]. Acta aeronautica et astronautica sinica,2010,31(1):1-11. (in Chinese)
- [2] Dolling David S. 50 years shock wave/boundary layer interaction research - what next? [J]. AIAA journal, 2001,39(8):1517-1531.
- [3] 董志勇,吕阳泉. 激波与边界层干扰研究综述[J]. 浙江工业大学学报,2001,29(3):295-300.
DONG Zhiyong, LÜ Yangquan. Advances in research on interaction of shock waves with boundary layer[J]. Journal of Zhejiang university of technology,2001,29(3):295-300. (in Chinese)
- [4] Delery J M. Experimental investigation of turbulence properties in transonic shock/boundary layer interactions [J]. AIAA journal, 1983,21(2):180-185.
- [5] Wilcox D C. Reassessment of the scale determining equation for advanced turbulence models [J]. AIAA journal, 1987,25(11):1299-1310.
- [6] Chacravathy S R, Osher S. Computing with high-resolution upwind schemes for hyperbolic equations [J]. Lecture appl math,1985,22:57-86.
- [7] Fedorova N N, Fedorchenko I A. Computations of interaction of an incident oblique shock wave with a turbulent boundary layer on a flat plate [J]. Journal of applied mechanics and technical physics, 2004,45(3):358-366.
- [8] Wilcox D C. Numerical study of separated turbulent flows [R]. AIAA 74-584.
- [9] Gao Ge, Yan Yong. Partial-average-based equations of incompressible turbulent flow [J]. International journal of non-linear mechanics, 2004,39(9):1407-1419.
- [10] 闫文辉. GAO - YONG 可压缩湍流模式数值研究[D]. 北京:北京航空航天大学,2009.
YAN Wenhui. The numerical study of GAO - YONG compressible turbulence model[D]. Beijing: Beijing university of aeronautics and astronautics, 2009. (in Chinese)
- [11] 闫文辉,阎巍,高歌. 应用 GAO - YONG 可压缩湍流模式数值模拟 RAE2822 翼型绕流[J]. 计算物理,2008,25(6):694-700.
YAN Wenhui, YAN Wei, GAO Ge. Simulation of transonic viscous flows around RAE2822 airfoil in GAO - YONG compressible turbulence model[J]. Chinese journal of computational physics,2008,25(6):694-700. (in Chinese)
- [12] 闫文辉,高歌, Yan Yong. 应用 GAO - YONG 湍流模式数值模拟三维激波/湍流边界层干扰[J]. 航空动力学报,2009,24(10):2193-2200.

- YAN Wenhui, GAO Ge, Yan YONG. Numerical simulation of 3 - D shock wave/turbulent boundary layer interaction using GAO - YONG turbulence model[J]. Journal of aerospace power, 2009, 24(10): 2193 - 2200. (in Chinese)
- [13] MacCormack R W, Baldwin B S. A numerical method for solving the Navier - Stokes equations with application to shock - boundary layer interactions [R]. AIAA 75 - 1.
- [14] 徐万武, 王正华, 侯中喜, 等. 用高阶高精度 WENO 格式求解二维激波附面层干扰流场[J]. 国防科技大学学报, 2002, 22(2): 20 - 24.
- XU Wanwu, WANG Zhenghua, HOU Zhongxi, et al. High order accurate WENO schemes for the 2D flowfield of shock - boundary layer interaction[J]. Journal of national university of defense technology, 2002, 22(2): 20 - 24. (in Chinese)
- [15] Settles G S, Dolling D S. Swept shock/boundary - layer interactions - tutorial and update [R]. AIAA 90 - 0375.
- [16] SchÜlein E, Friction Skin. Heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows[J]. AIAA journal, 2006, 44(8): 1732 - 1741.

(编辑:徐敏)

Numerical Simulation of Incident Oblique Shock - wave Flat Plate Turbulent Boundary Layer Interaction

YAN Wen - hui¹, WU Xiao - hong², XU Yue¹

(1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China; 2. Aviation Liming Aerospace Engine Group Inc. Design Institute of Techno - center, Shenyang 110043, China)

Abstract: Numerical simulations of oblique Shock - wave turbulent boundary - layer interaction on flat plate using GAO - YONG compressible turbulent model are presented. Convection terms and diffusion terms are calculated using AUSM scheme and CD (center difference) scheme in the present procedure, respectively. The Runge - Kutta time marching method is employed to solve space discrete control equations. This paper presents three cases with different incident shock angles, which induce attached and separation flows. Comparisons between the computation and experiment are carried out including surface pressure distribution, mean velocity profiles, wall skin friction C_f and Stanton number. Good agreements between the calculations and experiment are obtained for the attached flow and incipient separation flow. Meanwhile, GAO - YONG turbulent model can predict distinct separation flow under the intensity interaction at high Mach number.

Key words: shock - wave boundary - layer interaction; numerical simulation; GAO - YONG compressible turbulent model