

应用 $\gamma-Re_\theta$ 湍流模型模拟超声速进气道流动

颜培刚, 韩万金, 严红明

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 150001 哈尔滨, peigang_y@sina.com)

摘要: 为了准确预估转换起始点位置, 采用考虑转换的 $\gamma-Re_\theta$ 湍流模型, 对锥体高超声速流场和平板激波/边界层干扰流场进行了验证, 有效地预测了边界层转换位置、激波/边界层干扰的复杂波系结构、分离流动以及气动加热现象, 且比传统的湍流模型具有更高的可信度. 设计了三压缩角和等熵压缩型面进气道流场, 计算结果表明, 等熵压缩型面设计具有较好的喉部通流能力和较高的总压恢复性能, 在进气道喉部之后, 两方案性能基本一致.

关键词: 超声速流动; 湍流模型; 转换; 激波; 边界层

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2011)01-0095-04

Simulation of flow field in a supersonic inlet by $\gamma-Re_\theta$ turbulence model

YAN Pei-gang, HAN Wan-jin, YAN Hong-ming

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China, peigang_y@sina.com)

Abstract: To improve the prediction of transition, the $\gamma-Re_\theta$ turbulence model involved with empirical correlations for transition prediction is used to analyze two typical hypersonic flow fields of the blunt cone and the flat plat shock wave/boundary layer interaction, and the computational results agree well with the experimental results, which show that the turbulence transition model adopted in this paper has a higher credibility than traditional turbulence models. Furthermore, two supersonic inlets with triple-compression angle and isentropic compression profile are designed and simulated, respectively. The results show that the isentropic compression profile has better throat flow capability and higher total pressure recovery performance and the aerodynamic performances at the rear part of the throat section are almost the same for the two cases.

Key words: supersonic flow; turbulence model; transition; shock wave; boundary layer

湍流是流体动力学中的一个重要现象. 在空气动力设计中, 一个主要难点是如何模拟复杂湍流. 湍流直接数值模拟 (DNS) 和大涡模拟 (LES) 具有很好的理论根据和广泛的适用性, 但限于当前的计算条件, 尚不具备工程应用价值. 高超声速流动涉及复杂的流动现象, 例如大的逆压梯度、流动分离与再附以及较强的可压缩性效应. 在流动转换区, 飞行器表面热流率及表面摩擦系数等急

剧增加, 因此, 准确预估转换起始点位置及转换区长度是工程设计的关键^[1-2]. 在激波/边界层干扰区域流场变化剧烈, 湍流在这里是非平衡的, 尤其在强的激波/边界层干扰中, 非平衡性更加突出. 一般的湍流模型不能很好地反映非平衡特征, 也就是没有恰当地反映脉动统计量对平均量依赖关系从非平衡到平衡这一过程^[3-4], 过强地预报了湍流通过激波后得到增强这一物理特征, 因而高估了热流. Langtry/Menter 提出了能够关联转换起始点和转换区长度的 $\gamma-Re_\theta$ 模型, 即增加了转换因子和转换起始厚度雷诺数两个参数的输运方程, $\gamma-Re_\theta$ 对转换过程的模拟优于传统湍流

收稿日期: 2009-10-20.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(50706009).

作者简介: 颜培刚(1975—), 男, 博士, 副教授;

韩万金(1942—), 男, 教授, 博士生导师.

模型^[5].

本文通过修正 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型中的经验关系式,能准确地模拟转捩过程、激波/边界层干扰造成的分离流动以及气动加热现象.应用该模型设计并计算了三压缩角和等熵压缩型面两个进气道流场,结果表明,等熵压缩型面设计具有较好的喉部通流能力和较高的总压恢复性能.

1 数值计算方法

1.1 平均流动控制方程

为准确求解高超声速流动,对时间平均的 Navier-Stokes 方程进行空间推进求解,求解器采用 Fluent 软件的三阶精度 MUSCL 格式和隐式时间推进格式.

1.2 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型^[5]

Langtry/Menter 以 Menter 的 SST 模型为基础,提出了能够关联转捩起始点和转捩区长度的 $\gamma-Re_\theta$ 模型,即增加了转捩因子和转捩起始厚度雷诺数 2 个参数的输运方程.

1) 间歇因子输运方程为

$$\frac{\partial(\rho\gamma)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \gamma)}{\partial x_j} = P_\gamma - E_\gamma + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\gamma} \right) \frac{\partial \gamma}{\partial x_j} \right].$$

2) 转捩动量厚度雷诺数输运方程为

$$\frac{\partial(\rho \bar{Re}_\theta)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \bar{Re}_\theta)}{\partial x_j} = P_\theta + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\sigma_\theta (\mu + \mu_t) \frac{\partial \bar{Re}_\theta}{\partial x_j} \right].$$

$Re_{\theta c}$ 为临界雷诺数,用来确定边界层内转捩因子开始增长的位置, $Re_{\theta c} = f(\bar{Re}_\theta)$, 用来关联转捩起始点; $F_{length} = f(\bar{Re}_\theta)$ 用来关联转捩长度.

Re_θ 为转捩起始雷诺数,在 Fluent 求解器中由实验数据关联公式给出. F_θ 为混合函数,用以关掉边界层源项以及控制输运项 \bar{Re}_θ . 本文参考文献[6] 根据湍动度的不同,定义不同的转捩起始雷诺数的经验关联.

2 验证

2.1 验证 1^[7]

锥角 7° , 锥长 2.35 m, 头部半径 $R_N = 5$ mm, $M_\infty = 7.15$, $p_\infty = 7722$ Pa (零压力梯度), $T_\infty = 214$ K, 壁面温度 $T_w = 300$ K. 计算网格数为 $300 \times 200 \times 3$, 壁面 $y^+ < 0.5$. 进口 $Tu = 0.01\%$.

应用 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型及其转捩经验关联式计算:

$$Re_{\theta c}, Re_{\theta c} = f_1(\bar{Re}_\theta) \text{ 和 } F_{length} = f_2(\bar{Re}_\theta).$$

得到图 1 所示的壁面热流量分布. 可以看到数值计算的转捩起始点位置在 $x = 0.62$, 转捩区长度从 $x = 0.62$ m 至 $x = 0.85$ m 左右, 采用 UDF, 转捩过程完成之后的壁面热流量 Q_w 为 50 W/cm². 实验得到的转捩起始点位置在 $x = 0.65$, 转捩区长度从 $x = 0.65$ m 至 $x = 0.9$ m, 转捩之后的壁面热流量为 $Q_w = 49$ W/cm², 可以看到, 本文采用的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型, 能够较为准确地预测锥体高超声速流动的转捩过程, 特别是对转捩后壁面热流预测的数值比较准确, 这对于高超声速流动的数值模拟是具有重要意义的, 而采用传统的湍流模型, 如一方程 SA 模型和二方程 $k-\omega$ 模型, 则预测不出转捩过程壁面热流的变化过程.

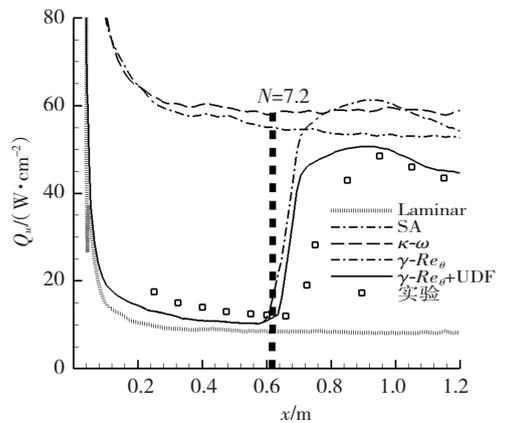


图 1 锥体壁面热流密度对比

2.2 验证 2^[8]

超声速气流流经一块斜板压缩产生激波, 该激波入射到平板附面层, 产生激波/附面层干扰, 其斜面长度为 8.89×10^{-2} m, 平板长度 L 为 30.48×10^{-2} m. 进口条件为雷诺数 $Re_L = 1.5 \times 10^5$, 马赫数 $Ma_\infty = 2.96$, 总温 $T^* = 247$ K, 总压 $p^* = 4.07 \times 10^5$ Pa, 壁面绝热. 计算网格数为 200×200 , 壁面 $y^+ < 1$.

图 2 为壁面压力的计算结果与实验结果的比较, 由图 2 可知, 对于由激波与边界层干扰造成的分离流动, 采用 Fluent 修正的 $\gamma-Re_\theta$ 湍流模型, 得到了准确的压力升高值 ($\alpha = 9.39$ 时, $p/p_0 = 3.85$, $\alpha = 12.27$ 时, $p/p_0 = 4.90$), 分离区的分离点和再附点的位置以及分离区长度的计算结果与实验吻合得很好, 特别是压力出现突增的位置、压力平台区的压力值、平台区的大小以及之后的压力稳定值, 采用本文 $\gamma-Re_\theta$ 模型的计算结果都要好于传统湍流模型, 这对于模拟高超声速飞行器, 特别是高超进气道的复杂波系结构和附面层分离

流动是非常有益的.

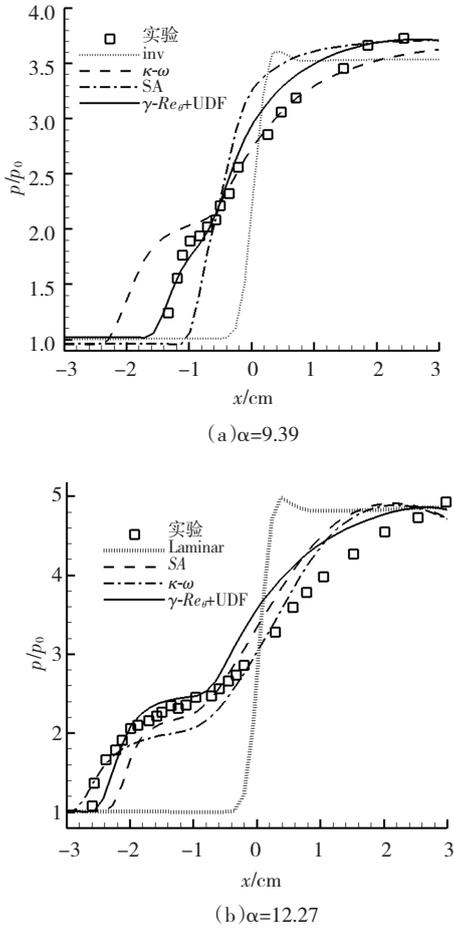


图 2 平板壁面压力分布

以上计算与实验验证的结果表明, 本文采用修正的 $\gamma-Re_\theta$ 转捩模型, 能够有效地预测高超声速流动中由强激波 / 边界层干扰造成的分离流动以及气动加热现象, 并且比传统的湍流模型具有更高的可信度. 本文应用该方法进行了超声速进气道的设计与数值模拟.

3 超声速进气道的数值模拟

主要设计工作工况和形状要求: (1) 设计点马赫数为 3; (2) 设计巡航高度为 15 km, 进气道总流量为 3 kg; (3) 尽量高的总压恢复, 以及一定的变工况能力. 根据奥斯瓦梯许最佳波系理论^[9], 考虑总折转角为 24°, 设计三波系等激波强度压缩方案 1 (图 3(a)) 等熵压缩方案 2 (图 3(b)).

图 4 表示 2 个方案静压分布等值线. 方案 1 的来流经过 3 块斜板, 分别产生 3 道斜激波, 交于唇口. 压缩气流在上壁面唇口产生一道激波, 与下壁面的膨胀波相互作用, 打碎了激波 - 膨胀波 - 激波这种规则的波系结构, 唇口之后波系结构变得复杂. 方案 2 的来流在第一块斜板之后产生一道斜激波, 之后在弯曲型面下逐步减速增压, 等熵

压缩. 微弱压缩波交于上壁面唇口.

方案 2 的唇口速度略高于方案一, 总压损失较小, 在同样转角情况下动能损失更小. 压缩气流在上壁面唇口产生一道激波, 与下壁面的膨胀波相互作用, 在唇后产生复杂的波系结构. 从唇口到喉部之间, 气流整体是减速增压的.

在喉部之后, 2 个方案基本一致, 都是下壁面扩张, 超音速气流先加速, 后在逆压梯度下减速增压, 由超音速减为亚音速流动. 上壁面在逆压梯度下发生分离, 超音速气流通过“斜激波串”减速为亚音速. 喉部之后, 由于逆压梯度, 气流在壁面处发生涡流包分离, 由于边界层不断地增厚和变薄, 管道实际有效流动截面面积交替收缩和扩张, 因而超音速气流不断减速和加速.

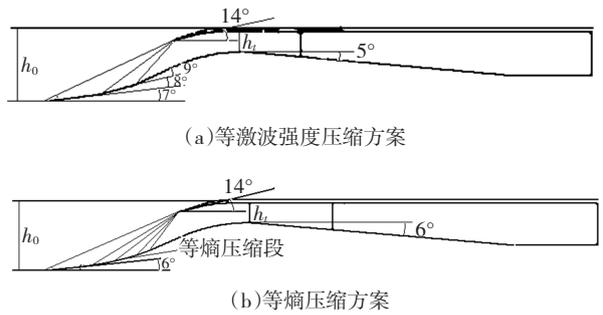


图 3 进气道设计

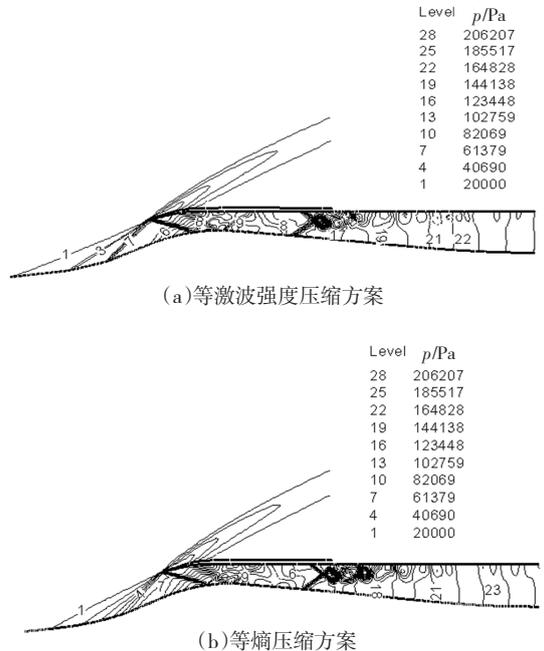


图 4 静压等值线

4 结 论

1) 研究了考虑转捩的 $\gamma-Re_\theta$ 湍流模型, 对 Fluent 计算软件的转捩经验关联公式进行了改

进. 对锥体高超声速流场和平板激波 / 边界层干扰流场进行了验证, 表明本文方法能够准确地模拟转捩过程、激波 / 边界层干扰造成的分离流动以及气动加热现象.

2) 设计了三压缩角和等熵压缩型面超声速进气道, 对流场进行了数值模拟与分析, 本文设计的等熵压缩型面设计具有较好的喉部通流能力和较高的总压恢复性能.

参考文献:

- [1] ZHONG Xiaolin, MA Yanbao. Receptivity and linear stability of stetson's mach 8 hunt cone stability experiments[J]. AIAA Paper, 2002 - 2849.
- [2] PAPP J L, DASH S M. A rapid engineering approach to modeling hypersonic laminar to turbulent transitional flows for 2D and 3D geometries[J]. AIAA Paper, 2008 - 2600.
- [3] ADAMS N A, KLEISER L. Subharmonic transition to turbulence in a fat-plate boundary layer at mach number 4.5[J]. Journal of Fluid Mech, 1996, 317(3): 301 - 335.
- [4] TYLER W R, STEVEN P S. Laminar boundary-layer instabilities on hypersonic cones: computations for benchmark experiments[J]. AIAA Paper, 2005 - 5024.
- [5] ROY C J, BLOTTNER F G. Assessment of one-and two-equation turbulence model for hypersonic transitional flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(5): 699 - 711.
- [6] KRAUSE M, BEHR M, BALLMANN J. Modeling of transition effects in hypersonic intake flows using a correlation-based intermittency model [J]. AIAA Paper, 2008 - 2598.
- [7] MACLEAN M, MUNDY E, JOHNSON H. Comparisons of transition prediction using PSE-chem to measurements for a shock tunnel environment[J]. AIAA Paper, 2007 - 4490.
- [8] 雷雨冰, 梁德旺, 黄国平. 超声速流中激波/湍流附面层干扰数值模拟[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(1): 1 - 5.
- [9] 严红明. 固体火箭涡轮冲压发动机进气道气动设计研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
(编辑 杨波)
- (上接第94页)
- [9] WISE M J. YAP3: improved detection of similarities in computer program and other texts [C]// Proceedings of the Twenty-seventh SIGCSE Technical Symposium on Computer Science Education. New York, NY: ACM, 1996: 130 - 134.
- [10] BAXTER I D, YAHIN A, MOURA L, *et al.* Clone detection using abstract syntax trees [C]// Proceedings of the International Conference Software Maintenance. Washington DC: IEEE Computer Society, 1998: 368 - 377.
- [11] PRECHELT L, MALPOHL G, PHILIPPSEN M. Finding plagiarisms among a set of programs with JPlag [J]. Journal of Universal Computer Science, 2002, 11(8): 1016 - 1038.
- [12] SCHLEIMMER S, WILKERSON D S, AIKEN A. Windowing: local algorithms for document fingerprinting [C]// Proceedings of the 2003 ACM SIGMOD International Conference Management of Data. New York, NY: ACM, 2003: 76 - 85.
- [13] MANBER U. Finding similar files in a large file system [C]// Proceedings of the USENIX Winter 1994 Technical Conference. Berkeley, CA: USENIX Association, 1994: 1 - 10.
- [14] JIANG L X, MISHERGI G, SU Z D, *et al.* Deckard: scalable and accurate tree-based detection of code clones [C]// Proceedings of the 29th international conference on Software Engineering. Washington, DC: IEEE Computer Society, 2007: 96 - 105.
- [15] KOMONDOOR R, HORWITZ S. Using slicing to identify duplication in source code [C]// Proceedings of the 8th International Symposium on Static Analysis. London, UK: Springer - Verlag, 2001: 40 - 56.
- [16] 李建忠, 刘建宾, 余楚迎. 基于过程蓝图的参数化重复代码检测技术研究 [J]. 汕头大学学报(自然科学版), 2007, 22(1): 54 - 59.
- [17] LI Z M, LU S, MYAGMAR S, *et al.* CP-Miner: a tool for finding copy-paste and related bugs in operating system code [J]. IEEE Trans on Software Eng, 2006, 32(3): 176 - 192.
- [18] 刘鑫. 重复代码检测方法研究及其应用 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
(编辑 张红)