

文章编号: 1000-8055(2008)06-1041-06

跨声速条件下轴对称收扩喷管内外流场的数值研究

胡海洋, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用有限体积法, 二阶精度插值的 Roe 格式对三维流场 N-S 方程进行空间离散; 采用 LUSGS 隐式时间推进法和多重网格技术加快计算收敛速度; 采用不同湍流模型、壁面函数对轴对称喷管内外流场进行三维数值模拟. 计算结果与实验数据对比表明, 采用涡粘修正的 RNG 模型, 内流场使用增强壁面函数, 外流场使用标准壁面函数可以得到准确的计算结果. 研究表明: 在亚声速条件下, 喷管外壁面压力分布随落压比的变化不大; 超声速条件下, 喷管外壁面激波随着落压比的增大前移.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 下上三角矩阵对称高斯塞德尔(LUSGS); 多重网格; 轴对称收扩喷管; 涡粘修正; RNG 模型

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical study on combination flow field of axisymmetric convergent-divergent nozzle under transonic and supersonic conditions

HU Haiyang, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Finite volume method and second order Roe's scheme are employed to discretize the three-dimensional N-S equation. Lower upper symmetric Gauss-Seidel (LUSGS) implicit time stepping method and multigrid technique are employed to accelerate convergent rate. Different turbulence models and wall function are applied to 3D numerical simulation of internal-external flow field of axisymmetric nozzle. The comparison with experimental data shows that the most accurate results can be obtained by the means of RNG model coupled with eddy viscosity formula, and by using enhanced wall functions for inner wall treatment and standard wall functions for outer wall treatment. The final calculation data are summarized, the pressure distribution of nozzle's outer wall at different NPR (nozzle pressure ratio) and Mach numbers are compared under transonic and supersonic conditions.

Key words: aerospace propulsion system; lower upper symmetric Gauss-Seidel (LUSGS); multigrid; axisymmetric convergent-divergent nozzle; eddy viscosity formula; RNG model

在喷管技术的研究中, 数值模拟经常被用于进行实验前的方案选型, 对复杂流场流动机理的研究, 对新概念喷管的原理验证工作以及优化喷

管设计参数等^[1]. 国内外用数值方法研究喷管内外流场对外流场影响尤其是外流场为超声速情况下的文献有限. 究其原因有二: ①计算速度问题. 本

收稿日期: 2007-06-15; 修订日期: 2007-09-14

作者简介: 胡海洋(1981-), 男, 辽宁沈阳人, 博士生, 主要从事 CFD 研究.

文算例计算网格数约 87 万, 显式算法计算效率太低, 每计算一个工况需要一个星期以上, 没有任何工程应用价值, 如果使用商用软件(例如 Fluent) 计算, DDADI(Diagonal dominant alternating direction implicit) 隐式算法^[2] 内存占用量太大, PC 机及其操作系统无法支持; ②湍流模型的选取问题. 由于喷管外壁是收缩型面, 且收缩角度较大, 跨/ 超声速条件下, 外流场存在激波及由此产生的边界层增厚/ 分离. 因此, 选取合适的湍流模型是获得准确数值模拟结果的关键^[3].

对于问题 1), 本文使用自编程序进行计算. 该程序采用多重网格加速的 LUSGS (Lower upper symmetric Gauss-Seidel) 隐式算法^[4,5], 相比显式二阶 Runge-Kutta 法, 在减少 1/3 内存使用量的情况下, 计算效率提高 20~ 40 倍.

对于问题 2), 本文采用带有涡粘修正的 RNG $k-\epsilon$ 模型^[6]. 实践证明, 湍流模型对本问题计算精度的影响远大于计算格式本身的耗散对流场的污染^[3]. 下文将对照实验数据详细比较各个工况下, 有无涡粘修正的 RNG $k-\epsilon$ 模型、S-A 模型计算结果上的差异; 并给出了 RNG $k-\epsilon$ 模型两种壁面函数——标准壁面函数和增强壁面函数——的适用场合.

1 几何结构及计算网格

1.1 几何结构

喷管的轴截面如图 1(单位 cm). 相关尺寸如下^[7]: 扩张比 $A_e/A_t = 1.25$; $d_t/d_m = 0.5$; $l_c/d_m = 0.5$; $l_d/d_m = 0.9$; 收缩角 $\theta = 42.35^\circ$; 扩张角 $\delta = 2.12^\circ$; $l/d_m = 1.0$; $d_e/d_m = 0.559$; 喷管外壁收缩角 $\beta = 15.05^\circ$; 喷管设计落压比 4.25.

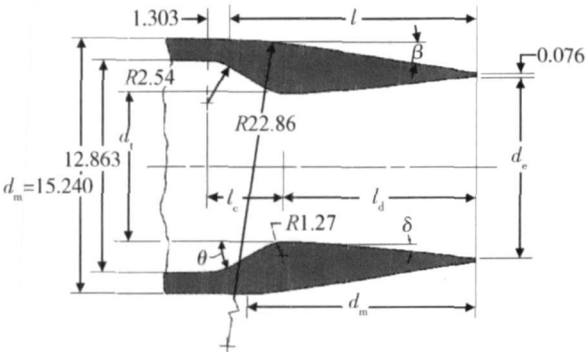


图 1 喷管几何尺寸图

Fig. 1 Geometric detail of nozzle

1.2 计算网格

考虑到对称性, 计算区域为实际流动区域的

一半. 计算采用分区结构化网格, 共分 4 个区, 网格总数约 87 万. 网格在压力变化较大处和近壁面处加密, 紧贴壁面的网格 $y^+ < 3$ 从而保证该网格适用于使用 RNG 模型或 SA 模型计算流场. 详见图 2.

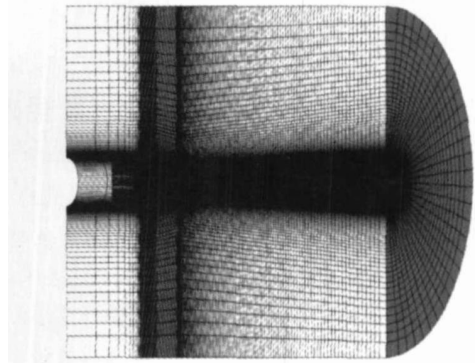


图 2 计算网格

Fig. 2 Grid of calculation

2 数值计算方法

CFD 算法为时间推进的有限体积法, 控制方程选用三维强守恒形式的雷诺平均 N-S 方程. 对流量采用二阶精度 Roe 格式^[8] 求解, minmod 限制器保证二阶精度插值具有 TVD 性质. 扩散通量采用可以克服边界层奇偶不耦合问题的中心差分格式求解^[2]. 喷管入口采用压力进口边界条件; 外流远场采用无反射边界条件; 内外壁面采用无滑移边界条件和壁面函数(RNG 模型).

LUSGS 算法详见文献[4], 多重网格算法详见文献[5]. 篇幅所限, 本文只介绍两方程模型及其壁面函数应用在多重网格算法中的具体处理方法以及对 RNG $k-\epsilon$ 模型进行涡粘修正的具体方法.

2.1 湍流模型方程在多重网格算法中的处理

考虑到多重网格对隐式算法的效率提升远没有像对显式算法那样显著, 以及两层以上网格在计算含有强激波的流场时存在不易收敛的问题, 本文所有算例都只使用两层网格. 粗网格由序列号为偶数的细网格节点构成, 即粗网格数为细网格数的 1/8. 粗网格修正格式采用 FAS 格式^[5].

对于湍流模型, 本文采用冻结湍流粘性系数的方法. 即湍流模型方程只在细网格上求解, 粗网格单元边界面上的湍流粘性在对应细网格上求出.

2.2 标准壁面函数在多重网格算法中的处理

标准壁面函数详见文献[9]. 在多重网格算法中, 本文对其处理方法是: 与壁面相邻的粗网格每次迭代都对其对应的细网格单元做一阶插值粗网

格修正, 即

$$u_{h1}^{n+1} = u_{h1}^n + u_{2h}^0 - u_{2h}^n \tag{1}$$

然后在细网格的上求解固壁摩擦应力, 其面积加权平均即为对应粗网格所受固壁摩擦应力.

下标 h 代表细网格, 下标 $2h$ 代表粗网格; 上标 n 和 n_1 代表在细网格上迭代了 n_1 次后又在粗网格上迭代了 n 次, 下同.

2.3 增强壁面函数在多重网格算法中的处理

增强壁面函数详见文献[10]. 使用 2.2 所述处理方法将增强壁面函数应用于多重网格算法中, 却导致计算无法收敛. 笔者分析其原因如下:

由于粗网格迭代时湍动能 k 保持不变, 因此标准壁面函数的 y^* 保持不变, U^* 是 y^* 的单值函数, 因此也不变. 由标准壁面函数壁面摩擦应力求解公式可得 $d\tau_w \propto du_{2h}$, 再根据 2.2 得到:

$$d\tau_{w, 2h} \propto du_{2h} \tag{2}$$

但增强壁面函数计算的是 y^+ , 不是 y^* . 公式 (2) 的线性关系只在 $y^+ < 1$ 时存在; $y^+ > 1$ 时, $d\tau_w$ 和 du_{2h} 的非线性关系使粗网格修正失效且微小的 du_{2h} 改变都可能在粗网格迭代过程中被放大成数值上大得多的 du_{2h} , 其再用来修正 du_{2h} 便引起很大误差, 使迭代无法收敛.

本文采用的方法是将 $\tau_{w, 2h} = f(u_{2h})$ 线化

$$\tau_{w, 2h} = \frac{\sum \left[S_h \mu \frac{\gamma_{h1}^{n_1} u_{h1}^n + u_{2h}^0 - u_{2h}^n}{u_{h1}^{n_1} \gamma_h} \right]}{\sum S_h} \tag{3}$$

这样做虽然同样会在粗网格修正过程中引入误差, 但此误差不会被 du_{2h} 的微小扰动放大, 因此可以保证计算收敛.

2.4 RNG $k-\epsilon$ 模型的湍粘修正

标准 RNG $k-\epsilon$ 模型^[9] 求解流体有效粘性的算式如下:

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t \tag{4}$$

式中 μ 为流体的分子运动粘性, μ_t 为 RNG 模型计算得到的湍流粘性.

带湍粘修正的 RNG $k-\epsilon$ 模型^[6] 用下式计算流体的有效粘性

$$\mu_{\text{eff}} = (\sqrt{\mu} + \sqrt{\mu_t})^2 \tag{5}$$

3 计算结果及分析

3.1 不同湍流模型不同壁面函数的比较

本文选取两个验证算例比较不同湍流模型不同壁面函数对计算结果的影响. 分别为: $Ma_\infty = 0.9, NPR = 1.53$; $Ma_\infty = 1.2, NPR = 10.1$. 其流场

Ma 分布如图 3, 外壁面边界层分离情况如图 4.

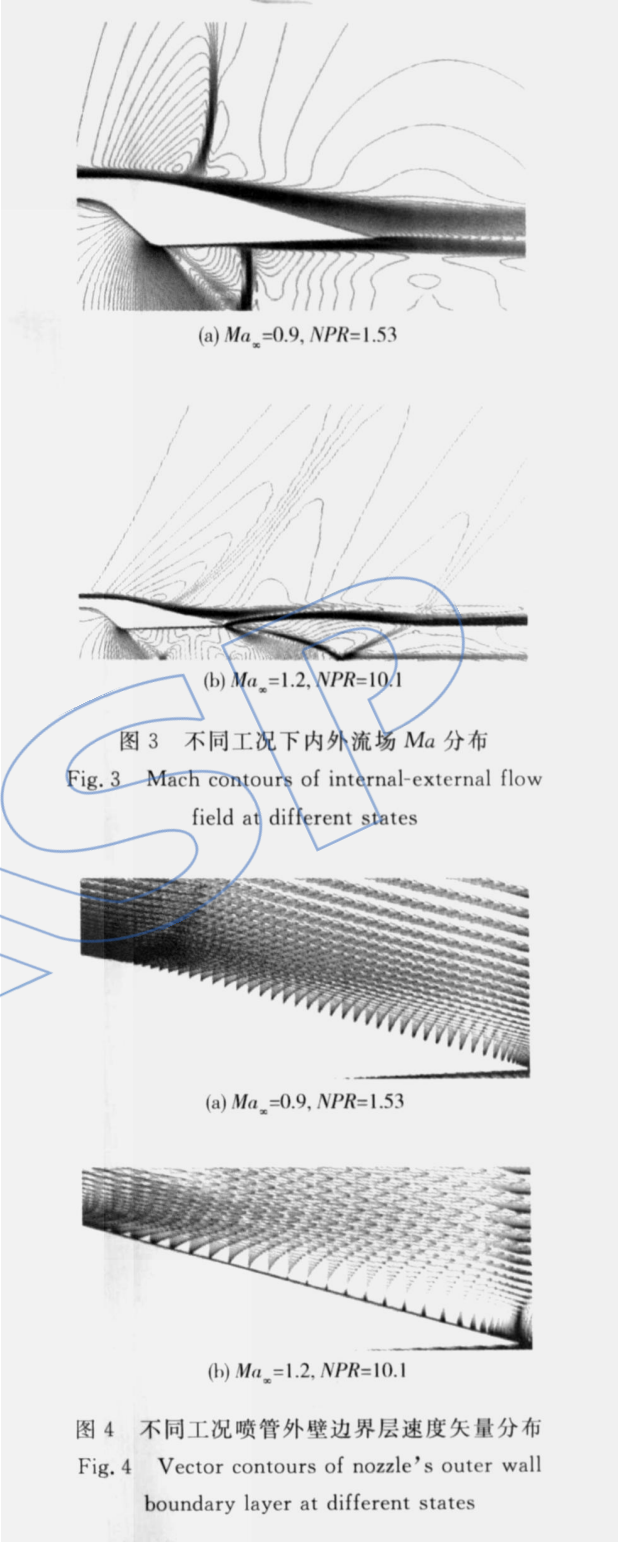


图 3 不同工况下内外流场 Ma 分布
Fig. 3 Mach contours of internal-external flow field at different states

图 4 不同工况喷管外壁边界层速度矢量分布
Fig. 4 Vector contours of nozzle's outer wall boundary layer at different states

由图 3 和图 4 可以看出, 两种工况分别对应过膨胀, 外流边界层受激波影响轻度分离后再次附体(a); 欠膨胀, 外流边界层严重分离(b).

图 5 和图 6 为不同湍流模型不同壁面函数计算结果与实验结果对比, 与之对比的实验数据来自文献[7]. 可以看出, 湍粘修正的 RNG 模型相比原始 RNG 模型计算结果更好; 对于外流场, 标

准壁面函数计算结果要好于增强壁面函数;增强壁面函数计算得到的外流场压力偏高,导致喷管出口反压偏高,但内流场激波位置相比标准壁面函数却更靠后,也更接近实验结果.由此推断,使用带涡粘修正的 RNG 模型,内流场用增强壁面函数,外流场用标准壁面函数计算可以得到最准确的结果.这一推断将在 3.2 中得到验证.

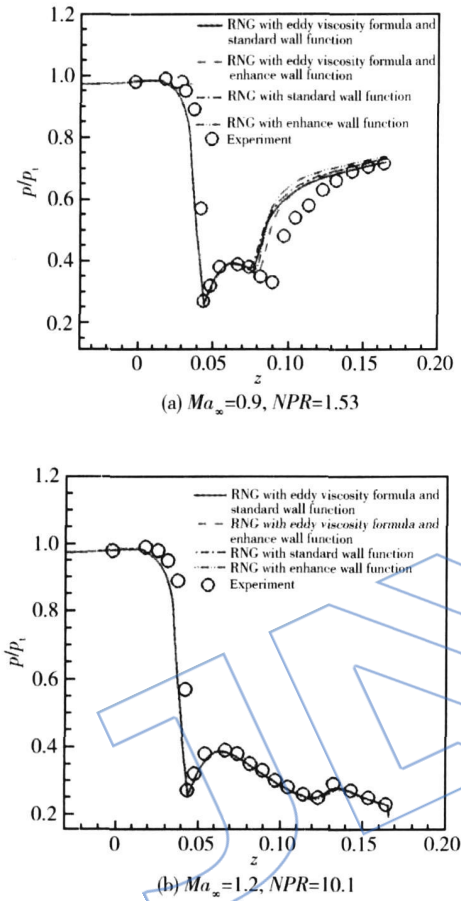


图 5 不同湍流模型不同壁面函数对喷管内壁压力计算值的影响
Fig. 5 Effect of turbulence model and wall functions on calculation data for pressure distribution of nozzle's inner wall

3.2 不同工况的数值模拟结果与实验数据对比

本小节所使用的 RNG 模型为带涡粘修正的 RNG 模型,内流采用增强壁面函数计算,外流采用标准壁面函数计算.每个工况计算时间 2~4 h.

图 7 和图 8 为改进后的 RNG 模型与 SA 模型计算结果对比,图中的实验数据同样来自文献 [7].图 7 对比图 5(a)可以发现改进后的 RNG 模型计算结果要准确很多.从图 8 可以看出,SA 模型不适合计算超声速条件下带有大范围边界层分离的流场.

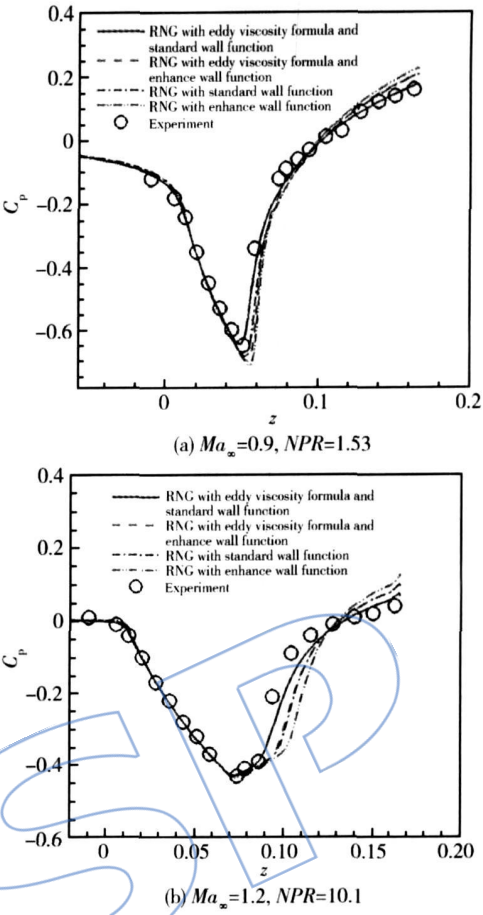


图 6 不同湍流模型不同壁面函数对喷管外壁压力计算值的影响
Fig. 6 Effect of turbulence model and wall functions on calculation data for pressure distribution of nozzle's outer wall

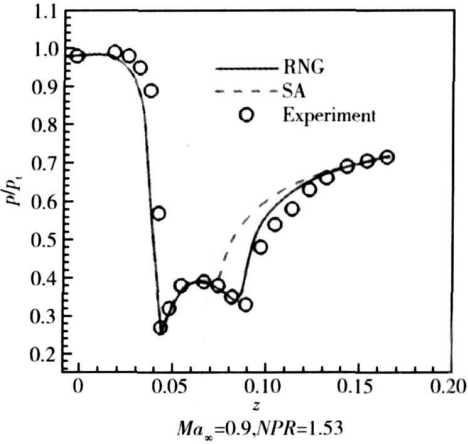


图 7 喷管内壁压力分布计算结果与实验数据对比
Fig. 7 Comparison of computation and experiment data for pressure distribution of nozzle's inner wall

图 9 为 RNG 模型计算结果的汇总.在亚声速条件下,落压比的变化对喷管外壁面压力分布

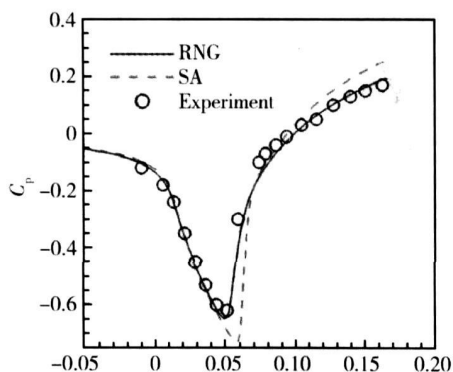
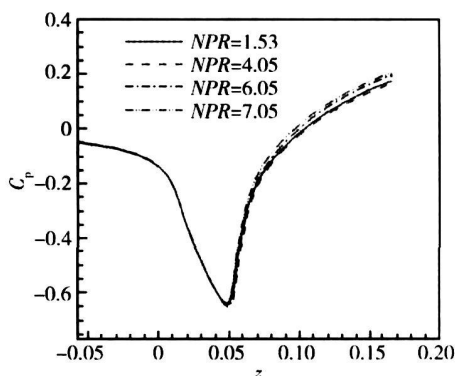
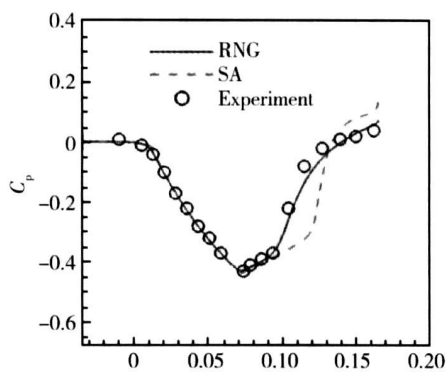
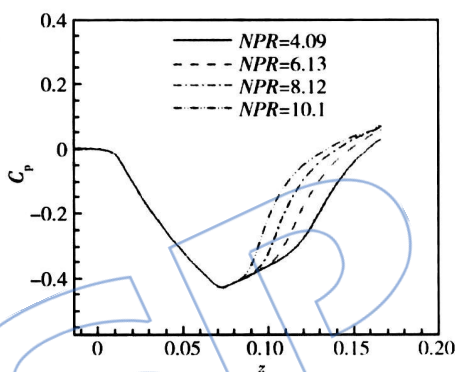
(a) $Ma_\infty=0.9$, $NPR=6.05$ (a) $Ma_\infty=0.9$ (b) $Ma_\infty=1.2$, $NPR=8.12$ (b) $Ma_\infty=1.2$

图8 喷管外壁压力分布计算结果与实验数据对比

Fig. 8 Comparison of computation and experiment data for pressure distribution of nozzle's outer wall

图9 落压比对喷管外壁压力分布的影响

Fig. 9 Effect of NPR on pressure distribution of nozzle's outer wall

影响不大(图9(a)); 超声速条件下, 喷管外壁面激波随着落压比的增大前移。

4 结论

本文对轴对称喷管内外流场进行了数值模拟。结果表明:

1) 涡粘修正的 RNG 模型相比原始 RNG 模型和 SA 模型更适合计算喷管内外流场; 标准壁面函数适合计算外流; 增强壁面函数适合计算内流, 尤其适合计算过膨胀状态下小扩张角喷管内流场;

2) 在亚声速条件下, 落压比的变化对喷管外壁面压力分布影响不大, 随着落压比的增大, 喷管外壁面激波后的压力略有提高; 超声速条件下, 喷管外壁面压力分布受落压比影响显著, 喷管外壁面激波随着落压比的增大前移。

参考文献:

[1] Wing D J. Static investigation of two fluidic thrust vectoring concepts on a 2DCD nozzle[R]. NASA-TM-4574, December, 1994.

[2] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.

NING Fangfei. Numerical investigations of flows in transonic compressors with real geometrical complexities[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002.

[3] 罗静. 矢量喷管内流场模拟及新型矢量控制方案探索研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2003.

LUO Jing. Numerical investigation on thrust vectoring nozzles and exploratory research on later model concept of thrust vector control[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003.

[4] Chen R F, Wang Z J. An improved LU-SGS scheme with faster convergence for unstructured grids of arbitrary topology[R]. AIAA 99-4935.

[5] 刘超群. 多重网格法及其在计算流体力学中的应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 1995.

[6] NIU Yangyao. Numerical simulation of dynamic stall using upwind methods and RNG turbulence models[R]. AIAA98-0419.

[7] Carlson J R. Computational prediction of isolated performance of an axisymmetric nozzle at Mach number 0.90[R]. NASA Technical Memorandum 4506, 1994.

[8] 朱自强. 应用计算流体力学[M]. 北京: 北京航空航天大学

出版社, 1998.

[9] 王福军. 计算流体力学分析[M]. 北京: 清华大学出版社, 2004.

[10] Huang P, Bradshaw P, Coakley T. Skin friction and velocity profile family for compressible turbulent boundary layers[J]. AIAA Journal, 1993, 31(9): 1600-1604.

