

文章编号: 1000-8055(2008)08-1474-06

提高 Spalart-Allmaras 湍流模型对 分离模拟能力的研究

马 威, 王丹华, 陆利蓬

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了提高 Spalart-Allmaras 湍流模型对分离的模拟能力, 提出了两种改进方法. 第一种是根据模型特点而提出的提高对雷诺正应力的模拟精度, 第二种是基于湍流特性的理论分析而提出的对模型生成与耗散的关系进行修正. 研究表明: 第一种方法, 由于没有明显提高对雷诺正应力的模拟精度, 从而并没有提高模型对分离流动的模拟能力; 第二种方法, 由于改进了模型对强非平衡湍流的模拟能力, 从而明显地提高了模型对分离流动的模拟精度.

关 键 词: Spalart-Allmaras 湍流模型; 分离; 雷诺应力; 非平衡

中图分类号: TK121

文献标识码: A

Investigation on improving the capability of predicting separation of Spalart-Allmaras turbulence model

MA Wei, WANG Danhua, LU Lipeng

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two methods were applied to improve the capability of predicting separation of Spalart-Allmaras turbulence model. One was to improve the capability of predicting Reynolds normal stress based on the property of Spalart-Allmaras turbulence model, the other one was to calibrate the production coefficient based on the non-equilibrium of turbulence in separation region. The results show that: the first one contributes little to improving the capability of prediction separation of Spalart-Allmaras turbulence model, because the capability of predicting Reynolds normal stresses is not improved considerably; while the second one improves obviously the capability of prediction separation of Spalart-Allmaras turbulence model, because the capability of S-A model in capturing the non-equilibrium turbulence is improved notably.

Key words: Spalart-Allmaras turbulence model; separation; Reynolds stresses; non-equilibrium

Spalart-Allmaras (S-A) 湍流模型^[1-2]在目前工程应用特别是叶轮机计算中得到了广泛的应用. S-A 模型相对于两方程模型计算量小、稳定性好, 计算网格在壁面的加密程度与零方程模型有

同等的量级. 另外, 由于模型的“当地”型, 在有多个物面的复杂流场计算中不需要特殊处理.

分离在叶轮机流动中广泛存在, 并且数值模拟中分离预估的准确与否对整个计算结果影响很

收稿日期: 2007-08-01; 修订日期: 2007-10-15

基金项目: 航空推进技术(APTD)验证

作者简介: 马威(1981-), 男, 湖北襄樊人, 博士生, 主要从事叶轮机计算的湍流模型改进研究.

大. 大量的计算结果表明, S-A 湍流模型对分离的预测普遍较大^[3], 所以提高 S-A 湍流模型对分离的模拟能力具有重要意义.

本文提出了两种方法来提高 S-A 湍流模型对分离的模拟能力. 第一种是根据 S-A 湍流模型特点而提出的提高对雷诺正应力的模拟精度, 第二种是基于湍流特性的理论分析而提出的对模型生成与耗散的关系进行修正.

1 算例、数值方法简介

本文选用的算例是 CFDVAL2004^[46] 的分离控制实验的无流动控制状态. 该流动是流经一个凸峰的分离流, 实验的目的就是为了评估各种湍流模型对分离的模拟精度. 计算域为 $x/c = -4.0 \sim 4.0, y/c = 0 \sim 0.91$. 计算网格用 TTM 法生成, 网格数目为 346×101 , 图 1 为凸峰附近网格示意图. 采用压力进口和压力出口, 上下边界都设为固壁. 下边界固壁网格加密到第一层网格处的 y^+ 小于 5.

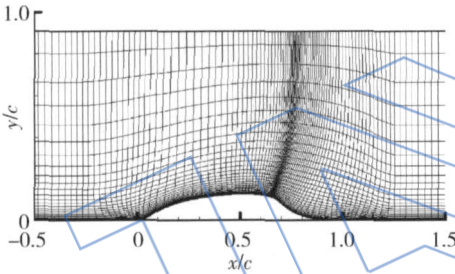


图 1 网格示意图
Fig. 1 Sketch of the grid

本文采用的数值模拟工具是宁方飞发展的一套 CFD 数值模拟程序^[7] (以下简称 MAP). 该程序通过时间推进求解离散化的积分形式的可压缩 Navier-Stokes 方程组而获得定常流场解. 流场的积分控制方程组采用有限体积离散, 对流量采用 AUSMD/V 格式求解.

图 2 是在 $x/c = 1.2$ 处, 雷诺切应力和流向平均流, MAP-SA 和 NASA-cf13d-SA^[8], NASA-fun2d-SA^[9] 3 种数值模拟结果和实验值的比较. 其中, NASA-cf13d-SA, NASA-fun2d-SA 是提交给 CFDVAL2004 的两个使用 S-A 湍流模型的计算结果, MAP-SA 是 MAP 程序使用 S-A 湍流模型的计算结果. 无论雷诺切应力还是平均流, 3 种计算结果都很接近. 就雷诺切应力而言, 3 种计算结果都比实验值小. 从平均流可以看出, 在 $x/c = 1.2$ 处实验值的流向速度已经为正, 3 种数值模拟

结果的流向速度还略小于零, 这表明数值模拟的再附点位置滞后于实验测得的再附点位置.

图 3 和图 4 是分离点和再附点位置, 数值模拟结果和实验值的比较, 其中 CFDVAL2004-SA 是提交给 CFDVAL2004 的所有 S-A 湍流模型的计算结果. 所有 S-A 湍流模型计算结果, 分离点的位置都和实验值接近, 但是再附点的位置滞后于实验值, 即 S-A 湍流模型对分离的模拟偏大.

图 2~ 图 4 还表明, 本文所使用的数值模拟工具 MAP 和其他的数值模拟程序计算结果的都很接近, 所以 MAP 程序可以用来完成修正 S-A 湍流模型这项工作.

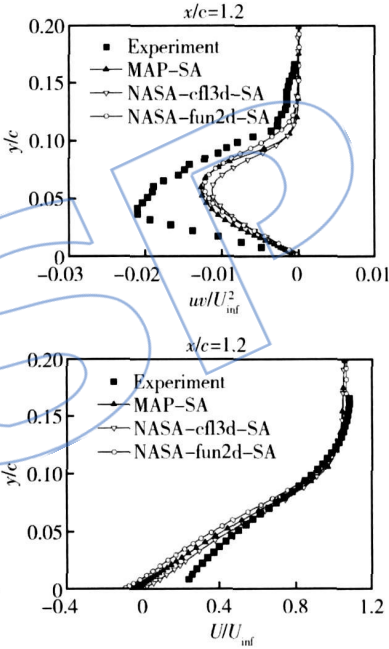


图 2 数值模拟结果与实验结果
Fig. 2 Computed result and experimental data

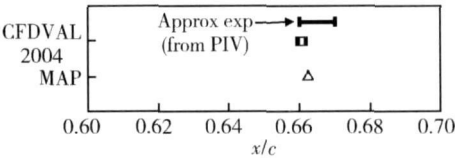


图 3 分离点位置图
Fig. 3 Separation location

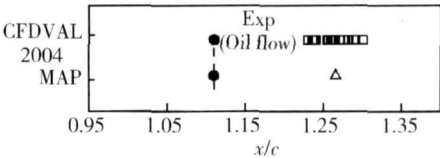


图 4 再附点位置
Fig. 4 Reattachment location

2 提高对雷诺正应力的模拟精度

S-A 湍流模型没有求解单位质量的湍动能 k 方程, 计算过程中雷诺应力的表达式为

$$-\overline{\rho u u_j} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3}\mu_t \text{div } \mathbf{U} \delta_{ij} \tag{1}$$

其中 μ_t 称为涡动力粘性系数, δ_{ij} 和 S_{ij} 分别为 Kronecker 算子和平均应变变化率张量, 其定义分别为

$$\delta_{ij} = \begin{cases} 1 & i = j \\ 0 & i \neq j \end{cases}, S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right)$$

当 $\mu_t = \text{const}$, $i = j$ 时, 由 (1) 式得

$$-\overline{\rho u u_i} = -\overline{\rho(u u + v v + w w)} = 2\mu_t \frac{\partial U_i}{\partial x_i} = 0 \tag{2}$$

由 (2) 式可知数值计算过程中雷诺正应力 $(-\overline{\rho u u}, -\overline{\rho v v}, -\overline{\rho w w})$ 可能出现正值, 这与 $-\overline{\rho u u} \leq 0, -\overline{\rho v v} \leq 0, -\overline{\rho w w} \leq 0$ 矛盾.

由文献 [10] 可知, 在分离区的远上游, 正应力对湍流能量生成的贡献较小, 在临近分离区时它的贡献增大, 在分离区内, 它的贡献进一步增大. 所以提高对雷诺正应力的模拟精度可以提高对分离的模拟精度.

本文通过两种方法改进雷诺正应力的模拟. 第一种为增加 k 的表达式, 第二种为计算过程中强制雷诺正应力为负.

2.1 增加 k 表达式

Spalart, Allmaras^[11] 建议用下面的表达式近

似代替 k .

$$k = \frac{\sqrt{2\nu_t} \sqrt{S_{ij} S_{ij}}}{3\alpha} \delta_{ij}$$

其中 ν_t 为涡运动粘性系数; α 称为结构常量, Bradshaw^[11] 推荐取值为 0.15.

图 5 是在 $x/c = 1.1$ 和 $x/c = 1.2$ 处增加 k 表达式的计算结果. 由雷诺应力的计算结果可知: 增加 k 的表达式前后, 雷诺正应力有了明显变化, 但是与实验值相差还是较大. 由平均速度的计算结果可知, 平均速度没有明显变化, 这表明此时 S-A 湍流模型对分离的模拟能力没有明显提高.

2.2 计算过程中强制雷诺正应力为负

在计算过程中, 如果

$$-\overline{\rho u u_j} (i = j) > 0$$

则令

$$-\overline{\rho u u_j} (i = j) = -\varepsilon$$

其中 ε 为一小量, 本文取 10^{-8} .

这种方法造成了数值的不连续, 容易引起计算发散. 数值计算表明, 对于本算例当 ε 大于 10^{-3} 时, 计算发散.

图 6 是在 $x/c = 1.1$ 和 $x/c = 1.2$ 处强制计算过程中雷诺正应力为负的计算结果. 由雷诺应力的计算结果可知: 强制计算过程中雷诺正应力为负前后, 雷诺正应力有了变化, 但是与实验值相差还是较大. 由平均速度的计算结果可知, 平均速度没有明显变化, 这表明此时 S-A 湍流模型对分离的模拟能力没有明显提高.

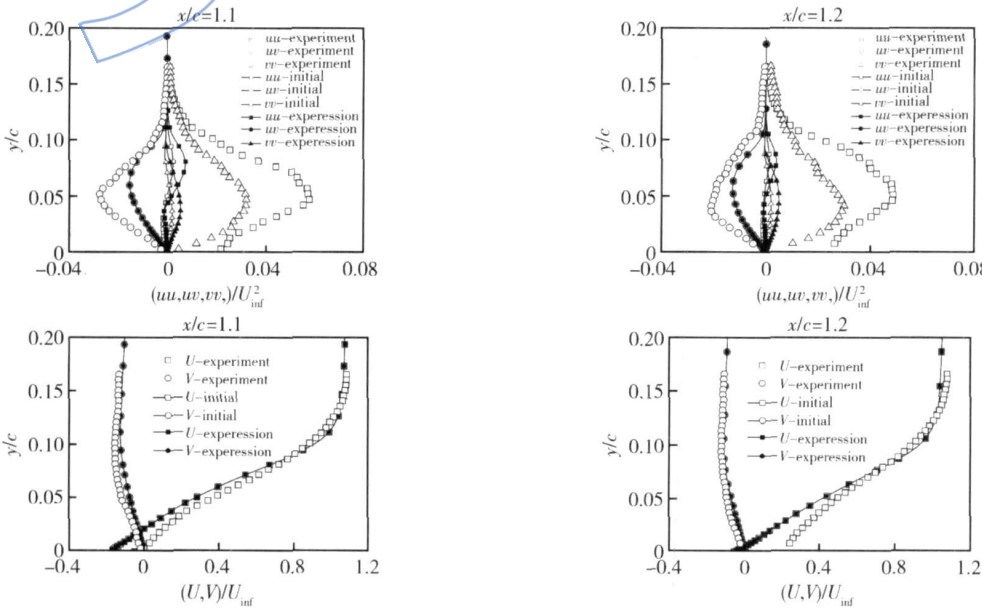


图 5 增加 k 表达式的计算结果 (Experiment 实验; Initial 未修改; Expression 增加 k 表达式)

Fig. 5 Computed result of adding k expression

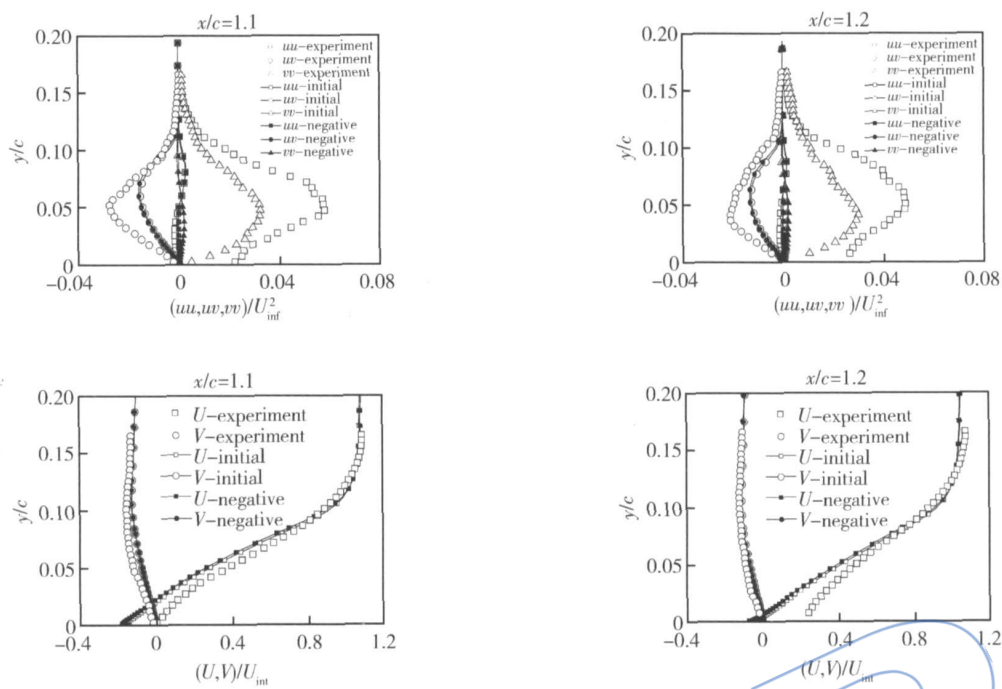


图 6 计算过程中强制雷诺正应力为负的计算结果
(Experiment 实验; Initial 未修改; Negative 计算过程中强制雷诺正应力为负)
Fig. 6 Computed result of confining Reynolds normal stresses to be negative

2.3 结果分析

通过增加 k 表达式和计算过程中强制雷诺正应力为负的结果表明:这两种方法提高了雷诺正应力的模拟精度,但是对平均流的影响很小,所以 S-A 湍流模型对分离的模拟能力没有明显提高.原因在于,对雷诺正应力精度的提高,这两种方法所起的作用有限,修正后的雷诺正应力和实验值相差依然较大.

3 对模型生成与耗散的关系进行修正

压气机中流动的一个重要特征就是强逆压梯度,强逆压梯度容易造成流动的分离,此时流动处于典型的强非平衡湍流状态,湍流生成和耗散之间的关系远离平衡态.而原始 S-A 湍流模型未能计入强逆压梯度作用下的湍流非平衡特性,生成和耗散的关系模拟的不准确,导致模拟分离流动与实际情况相差较大.

S-A 湍流模型的控制方程为^[1]

$$\frac{Dv}{Dt} = C_{b1}(1 - f_{t2})Sv - \left[C_{w1}f_w - \frac{C_{b1}f_{t2}}{K^2} \right] \left(\frac{v}{d} \right)^2 +$$

$$\frac{1}{\sigma} \{ \Delta[(v + v) \Delta v] + C_{b2}(\Delta v)^2 \} + f_{t1} \Delta U^2$$

其中方程右端分别为生成项、耗散项、扩散项和转捩相关项.下标为“b”的量分别表示与生成项、扩散项和耗散项有关的常量;下标为“w”的量表示壁面有关的常量;下标为“t”的量表示与转捩有关的常量.

通过对控制方程的分析,可以得出:修正生成项系数 C_{b1} ,可以改变生成项和耗散项的关系而不影响其他项.因此本文主要是对 C_{b1} 进行修正.

图 7 是在 $x/c = 1.1$ 和 $x/c = 1.2$ 处修正生成项系数 C_{b1} 平均流的计算结果.随着 C_{b1} 增加,平均速度明显地由负值逐渐变为正值,表明分离区逐渐变小,当 $C_{b1} = 0.2$ 时数值模拟结果和实验最接近.实验、原始 C_{b1} 和 $C_{b1} = 0.2$ 三种情况下的流线图如图 8 所示.由流线图同样可以得到原始 C_{b1} 时的分离区明显比实验大,而 $C_{b1} = 0.2$ 时分离区变小并且和实验接近.

由此可见,修正湍流模型生成项系数, S-A 湍流模型对分离的模拟精度得到了较大提高.这也进一步证明提高对生成项和耗散项的模拟精度可以提高对分离的模拟精度.

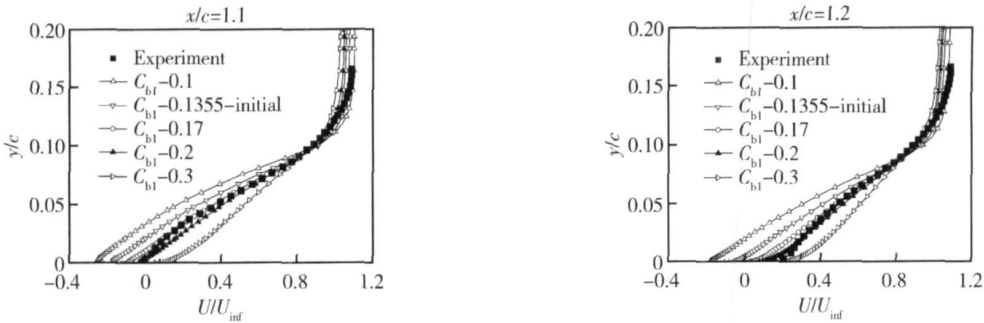


图 7 修正生成项经验系数 C_{bl} 的计算结果(Experiment 实验;Initial 未修改; C_{bl} 修正)
Fig. 7 Computed result of calibrating production constant

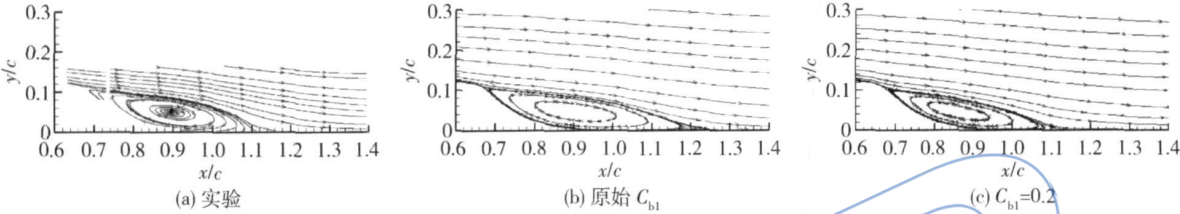


图 8 流线图
Fig. 8 Streamlines

4 结 论

本文通过两种方法来提高 S-A 湍流模型对分离的模拟能力. 第一种是根据 S-A 湍流模型特点而提出的提高对雷诺正应力的模拟精度, 第二种是基于湍流特性的理论分析而提出的对模型生成与耗散的关系进行修正. 结果表明:

1) 通过增加 k 表达式和计算过程中限制雷诺正应力为负这两种方法提高对雷诺正应力模拟精度, S-A 湍流模型对分离的模拟能力没有明显提高. 原因在于, 这两种方法没有明显提高对雷诺正应力的模拟精度, 修正后的雷诺正应力和实验值相差依然较大.

要想通过提高对雷诺正应力的模拟精度来提高 S-A 湍流模型对分离的模拟精度, 还需寻找其他的方法来提高对雷诺正应力的模拟精度.

2) 通过修正生成项系数, 改进了 S-A 湍流模型对强非平衡湍流的模拟精度, 从而提高了模型对分离流动的模拟精度.

压气机中流动的一个重要特征就是强逆压梯度, 强逆压梯度容易造成流动的分离, 此时流动处于典型的强非平衡湍流状态, 湍流生成项和耗散项之间的关系远离平衡态. 而原始 S-A 湍流模型未能计入强逆压梯度作用下的湍流非平衡特性, 生成项和耗散项的关系模拟的不准确, 导致模拟分离流动与实际情况相差较大. 通过对 S-A 湍流

模型控制方程的分析, 可以得出: 修正生成项系数, 可以改变生成项和耗散项的关系而不影响其他项.

参考文献:

[1] Spalart P R, Allmaras S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA-92-0439, 1992.

[2] Spalart P R, Allmaras S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows [J]. La Recherche Aéronautique, 1994, 1: 5-21.

[3] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[M]. Second Edition. California: DCW Industries Inc., 2000: 103-226.

[4] Sellers W L, Rumsey C L. CFD validation of synthetic jets and turbulent separation control[EB/OL]. Williamsburg, Virginia: NASA Langley Research Center, 2004. <http://cfdval2004.larc.nasa.gov>.

[5] Rumsey C L, Catski T B, Sellers W L, et al. Summary of the 2004 CFD validation workshop on synthetic jets and turbulent separation control[R]. AIAA-2004-2217, 2004.

[6] Greenblatt D, Paschal K B, YAO Chungsheng, et al. A separation control CFD validation test case Part 1: Base line & steady suction[R]. AIAA-2004-2220, 2004.

[7] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨声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. (in Chinese)

[8] Sally V. Two dimensional flow control analysis on the hump model[EB/OL]. Williamsburg, Virginia: NASA

Langley Research Center, 2004. <http://cfdval2004.larc.nasa.gov/Presentations/09Viken.ppt>.

[9] Marongiu C, Iaccarino G. Investigation of a boundary condition model for the simulation of controlled flows[EB/OL]. Williamsburg, Virginia: NASA Langley Research Center, 2004. <http://cfdval2004.larc.nasa.gov/Presentations/12Marongiu.ppt>.

[10] 陈懋章. 粘性流体动力学基础[M]. 北京: 高等教育出版社, 2002: 357-359.

CHEN Maozhang. Fundamentals of viscous fluid dynamics [M]. Beijing: High Education Press, 2002: 357-359. (in Chinese)

[11] Bradshaw P, Ferriss D H, Atwell N P. Calculation of boundary layer development using the turbulent energy equation[J]. J. Fluid Mech. , 1967, 28(3): 593-616.

