

文章编号:1000-8055(2017)05-1216-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2017.05.023

Sajben 扩压器复杂流动中湍流模型的性能评估

吴佳诺^{1,2}, 陆利蓬^{1,2}, 柳阳威^{1,2}

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;
2. 先进航空发动机协同创新中心, 北京 100191)

摘 要: 用8个常用的湍流模型对 Sajben 扩压器中跨声速流动进行了数值模拟, 评估了 Spalart-Allmaras, 标准 $k-\epsilon$, RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$, realizable $k-\epsilon$, 标准 $k-\omega$, SST (shear stress transport) $k-\omega$, v^2-f , Reynolds stress 共8个湍流模型对激波/湍流边界层相互作用的模拟预测能力. 通过与实验数据比较发现: SST $k-\omega$ 模型和 v^2-f 模型比其他模型模拟的更准确, 其中 SST $k-\omega$ 模型比 v^2-f 更能准确地预测壁面压力, 然而对于分离点、再附点以及分离区长度 v^2-f 比 SST $k-\omega$ 预测得更准确.

关 键 词: 跨声速流动; 激波/湍流边界层相互作用; Sajben 扩压器; 湍流模型; 计算流体动力学(CFD)

中图分类号: V221⁺.3; TB553

文献标志码: A

Performance evaluation of turbulence models for complex flows in Sajben diffuser

WU Jia-nuo^{1,2}, LU Li-peng^{1,2}, LIU Yang-wei^{1,2}

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine Aero-thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;
2. Collaborative Innovation Center for Advanced Aero-Engine, Beijing 100191, China)

Abstract: Eight turbulence models were employed in the detailed numerical investigations for transonic flows in the Sajben diffuser, so as to assess the predictive capabilities of the turbulence models for shock-wave/turbulent boundary layer interactions in internal flows, including the Spalart-Allmaras model, the standard $k-\epsilon$ model, the RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ model, the realizable $k-\epsilon$ model, the standard $k-\omega$ model, the SST (shear stress transport) $k-\omega$ model, the v^2-f model, and the Reynolds stress model. The performance of these different turbulence models was systematically assessed by comparing the numerical results with the available experimental data. The v^2-f model and the SST $k-\omega$ model performed much better than other models, and the SST $k-\omega$ model predicted a little better than the v^2-f model for pressure on walls, while v^2-f model predicted a little better than the SST $k-\omega$ model for separation location, reattachment location and separation length in strong shock case.

Key words: transonic flow; shock wave/turbulent boundary layer interaction; Sajben diffuser; turbulence model; computational fluid dynamics(CFD)

收稿日期: 2015-08-25

基金项目: 国家自然科学基金(51420105008, 51376001, 51676007)

作者简介: 吴佳诺(1990—), 女, 硕士生, 主要研究方向为激波/湍流边界层相互作用、空化两相流.

通讯作者: 柳阳威(1980—), 男, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机气动热力计算研究. E-mail: liuyangwei@126.com

引用格式: 吴佳诺, 陆利蓬, 柳阳威. Sajben 扩压器复杂流动中湍流模型的性能评估[J]. 航空动力学报, 2017, 32(5): 1216-1223. WU Jianuo, LU Lipeng, LIU Yangwei. Performance evaluation of turbulence models for complex flows in Sajben diffuser[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1216-1223.

在航空发动机中,如跨声速风扇、压气机和涡轮的复杂流动中,存在着较强的激波/湍流边界层相互作用(SWTBLI). SWTBLI 可能导致压力损失、流动分离和振荡,从而影响气动性能、结构、疲劳寿命等问题. 因此,在设计过程中亟需对 SWT-BLI 进行准确预测和有效控制.

然而,用计算流体动力学(CFD)准确地预测出 SWTBLI 仍然是一个巨大的挑战^[1]. 在工程计算中求解雷诺平均 Navier-Stokes (RANS) 的方法是应用最广泛的 CFD 方法,而湍流模型是 RANS 方法中最为关键而又薄弱的因素^[2]. 目前已有大量的湍流模型被广泛应用于工程计算中,但没有一个湍流模型可以普遍适用于所有复杂流动^[3]. 这是因为,常用的湍流模型是基于平衡湍流与简单的边界,很难准确地预测强烈非平衡的复杂流动^[4]. SWTBLI 相当复杂^[5],内流中更是如此,因此有必要进一步研究湍流模型对 SWTBLI 的准确预测能力从而尽量减少使用 CFD 设计的风险.

Sajben 扩压器是用来研究 SWTBLI 的典型算例. Sajben 扩压器由 Bogar 等^[6]在 1983 年提出,并且 Salmon, Sajben 等^[7-9]和 Hsieh 等^[10]做了大量的实验. 因其流动非常典型并且有大量的实验数据,对其开展机理研究和湍流模型性能校验改进研究具有重要的科学意义和工程意义.

本文使用 FLUENT 软件,采用 8 个常用的湍流模型对 Sajben 扩压器中无激波、弱激波和强激波 3 种工况的跨声速流动进行了数值模拟,并将 8 个模型的结果与实验结果进行详细对比,为湍流模型选择、更好地理解数值结果和日后湍流模型的修改工作提供参考.

1 Sajben 扩压器概述

Sajben 扩压器是一个平底、波形壁面的收缩扩张管,代表火箭/冲压喷气推进系统的扩散部分进口,并且可以获得详细的实验和计算数据(如 Salmon, Sajben 等^[7-9]; Hsieh 等^[10]). 这个算例常被用来验证内部流动的 CFD 求解结果.

扩压器的几何如图 1 所示,具体参数在表 1 中列出,图中 H 表示喉道高度. 进口和出口边界分别位于 $x/H = -4.04$ ($x = -0.178\text{ m}$) 和 $x/H = 8.65$ ($x = 0.381\text{ m}$). 在进口边界的主流区,总压和总温分别是 135 KPa 和 292 K. 流场由出口静压与进口总压之比 R 决定. 本模拟采用 3 种工况,分别是亚声进口(无激波),即 $R = 0.862$; 弱激波,即 $R = 0.82$; 强激波,即 $R = 0.72$.

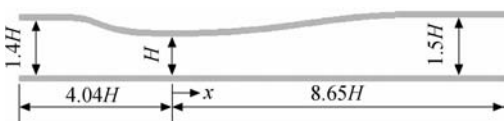


图 1 Sajben 扩压器几何构型
Fig. 1 Sajben diffuser configuration

表 1 Sajben 扩压器几何参数
Table 1 Sajben diffuser geometry parameters

参数	数值
喉道高度/mm	44
进口与喉道高度之比	1.4
出口与喉道高度之比	1.5
进口长度与喉道高度之比	4.04
出口长度与喉道高度之比	8.65

2 数值计算方法

为了减少其他因素的影响,对不同的湍流模型用相同的数值计算方法和相同的网格,并采用了相对成熟的同一个商业软件 FLUENT 计算平台,这样结果的差异可以主要归结为湍流模型性能的差异.

2.1 计算网格

计算网格如图 2 计算网格所示,是采用 NUMECA 软件 IGG 模块生成. 保证了近壁网格的正交性,加密所有壁面附近的网格,以确保壁面 y^+ 约为 1. 加密收缩扩张处的网格,更准确地捕捉激波和分离区.

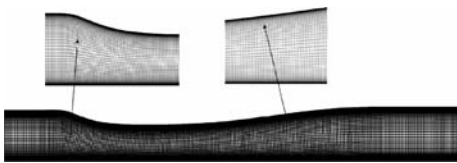


图 2 计算网格
Fig. 2 Computational grid

对无激波、弱激波和强激波 3 种典型的工况进行研究. 强激波流场因有强激波产生,对网格要求更高一些,本文以第 3 种工况进行验证从而确保网格无关性. 通过采用一系列不同密度和分布的网格来进行网格无关性验证,最终数值模拟中采用流向网格数为 293、法向网格数为 129. 网格无关性验证结果如图 3 所示,对比了 293×129 和 352×155 两种网格,横坐标 x/H 表示激波位置,纵坐标 p 表示静压, p_t 表示进口总压.

2.2 湍流模型

数值模拟中,采用了 8 个工程中应用较为广

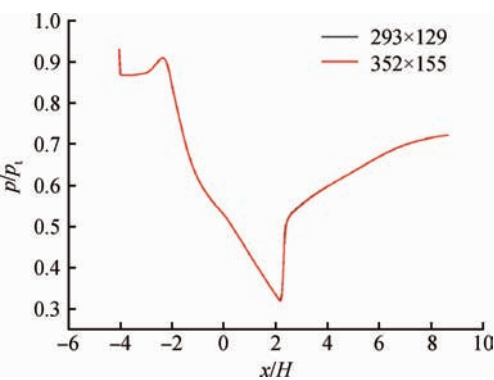


图 3 基于壁面压力的网格无关性验证(强激波)
Fig. 3 Grid independence test of the wall pressure
(strong shock wave case)

泛的湍流模型,包括 Spalart-Allmaras 模型(记为 SA)^[11], standard $k-\epsilon$ 模型(记为 SKE)^[12], RNG $k-\epsilon$ 模型(记为 RNGKE)^[13], realizable $k-\epsilon$ 模型(记为 RKE)^[14], standard $k-\omega$ 模型(记为 SKW)^[15], shear-stress transport $k-\omega$ 模型(记为 SSTKW)^[16], v^2-f 模型(记为 V2F)^[17], 和 Reynolds stress 模型(记为 RSM)^[18], 前 7 个模型是基于 Boussinesq 假设,将雷诺应力与速度梯度联系在一起,而 RSM 模型是求解每个雷诺应力分量。

增强壁面处理,是一种将一个两层的模型和增强壁面函数结合起来的近壁面建模方法,对于高雷诺数模型 RNGKE, RKE 和 RSM 模型,采用该壁面处理方法可以保证对近壁面区域模拟时具有标准两层模型的准确性。

2.3 数值方法和边界条件

实验中的工作流体是理想气体,可以认为在计算中是稳定的且完全发展湍流。总压、总温和进口气流角被设置为入口边界条件,而静压设置为出口边界条件。另外,对于所有固壁设置为绝热无滑移。

对于控制方程的离散,对流项和黏性项分别使用 2 阶迎风格式和中心差分格式,以减少数值耗散。压力速度耦合由 COUPLED 算法处理,更详细的数值方法可参见 Fluent 软件用户手册。

3 结果与讨论

如上面所讨论,扩压器中的流场是通过设置 R 决定,即出口静压与进口总压之比。有 3 种典型的流动情况,无激波、弱激波和强激波。在本研究中,将 3 种流动工况下的 8 个湍流模型的数值模拟结果与实验值对比。

3.1 无激波

第 1 种工况是亚声流动(无激波),即 $R =$

0.862。上下壁面的静压分布如图 4 所示,实验数据是由 Hsieh 等^[10]在 1987 年测得。从图中可以看出,8 个湍流模型的结果都非常相近,且都比实验值低。除了喉道区域外,所有模型对管道壁面上的压力分布模拟结果与实验结果吻合较好,其中 V2F 模型和 RSM 模型预测的最准确。对于上壁面,喉道前的压力较准确而喉道后的压力偏小;对于下壁面,喉道前的压力偏小而喉道后的压力较准确。最后,所有模型都没有模拟出喉道附近的压力振动。

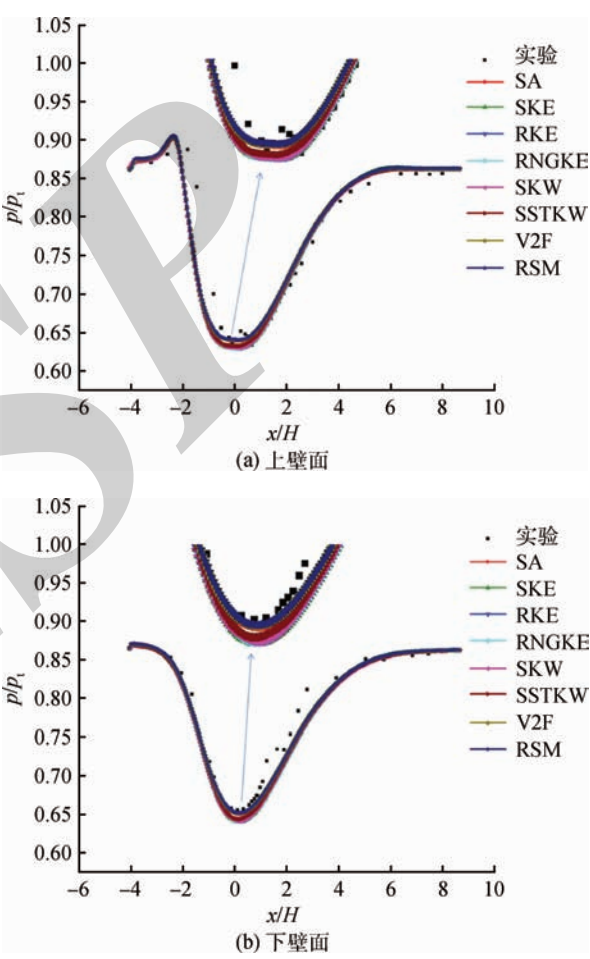


图 4 Sajben 扩压器上下壁面的静压(无激波)
Fig. 4 Static pressure on the Sajben diffuser top and bottom walls (no shock wave case)

3.2 弱激波

第 2 种工况有弱激波产生,即 $R=0.82$ 。上下壁面的静压分布如图 5 所示,从图中可以看出,8 个湍流模型的结果都与实验值(Hsieh 等^[10])对比得很好,尤其在喉道之后。对于上壁面, SSTKW 模型和 V2F 模型模拟的更准确,而其他模型预测的最小静压位置偏后。另外,根据图中得到的上壁面最小静压的大小以及最小静压的位置,可以确定马赫数和激波位置,具体如下文分析。

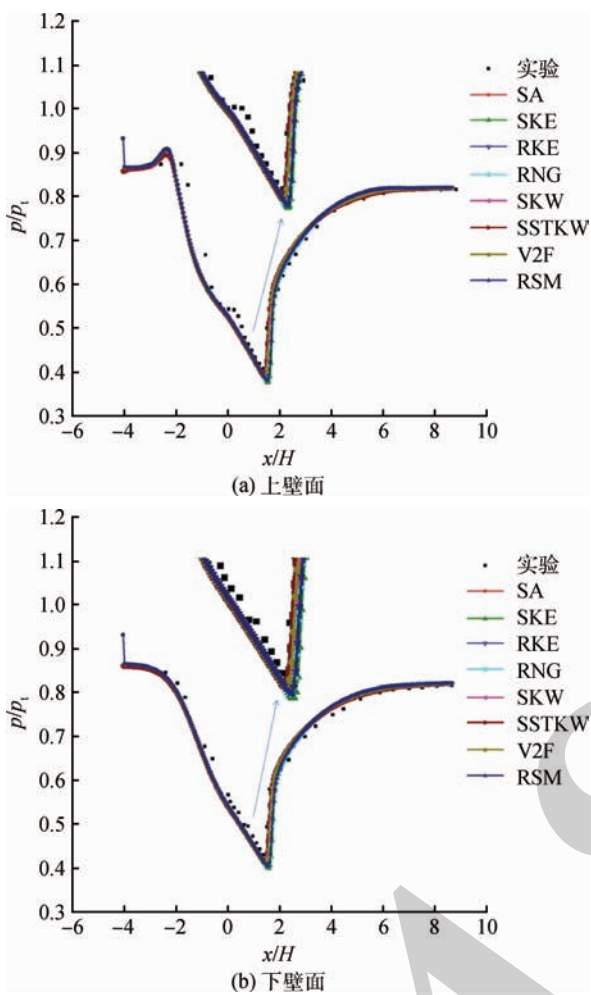


图 5 Sajben 扩压器上下壁面的静压(弱激波)
Fig. 5 Static pressure on the Sajben diffuser top and bottom walls(weak shock wave case)

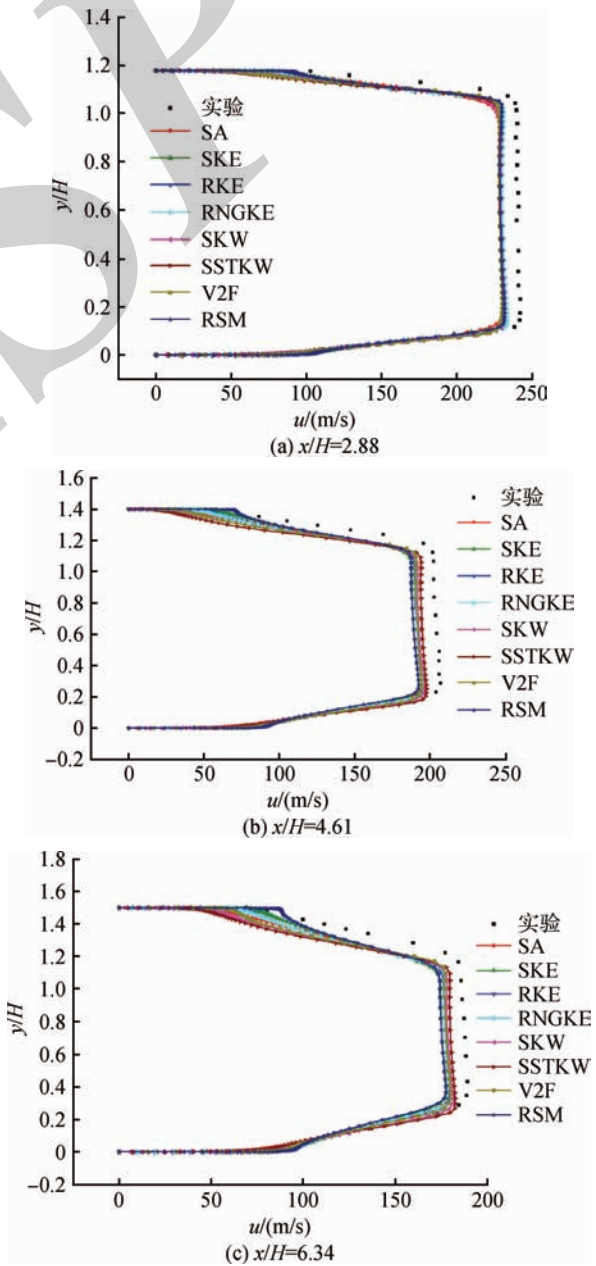
在实验中,马赫数是由壁面最小静压与进口总压的关系式得到,激波位置是由上壁面最小静压决定^[8].将 8 个湍流模型模拟出的激波位置和马赫数与实验数据(文献[7])对比,如表 2,可以看出 SSTKW 和 V2F 模型预测的马赫数更

表 2 弱激波时与实验值对比的马赫数与激波位置
Table 2 Mach number and the shock wave location compared with experiment for weak shock wave case

湍流模型	与实验值对比的偏差	
	马赫数	激波位置(x/H)
SA	+0.009	+0.02
SKE	+0.031	+0.16
RKE	+0.017	+0.06
RNGKE	+0.018	+0.06
SKW	+0.008	+0.02
SSTKW	-0.005	-0.05
V2F	+0.005	+0.02
RSM	+0.02	+0.10

准确,SKW 和 SA 模型也能预测出合理的结果.对于激波位置,SA,SKW 和 V2F 预测的更准确,SSTKW,RKE 和 RNGKE 模型也能预测出合理的结果.通过对比发现,V2F 模型对于马赫数和激波位置有最好的预测性能.

4 个流向位置的速度剖面与实验值对比如图 6 所示.图中 u 表示速度, y 表示展向位置,实验数据是由 Hsieh 等^[10]在 1987 年所测得.从图中可以看出,所有模型预测出相近的上壁面附近和主流区速度.对于第 1 个速度剖面($x/H=2.88$),所有模型模拟出几乎一样的速度型分布.对于第 2 个($x/H=4.61$)和第 3 个($x/H=6.34$)速度剖面,SKW 模型、SSTKW 模型和 V2F 模型对主流区的预测与实验值更相近,而 SKE 模型和 RSM



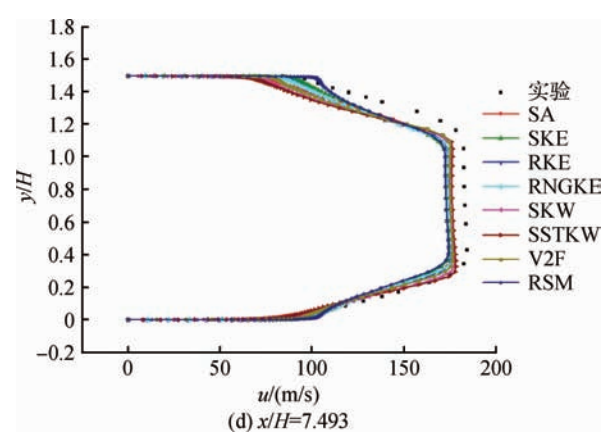


图 6 Sajben 扩压器流向 4 个位置的速度剖面(弱激波)
Fig. 6 Velocity profiles at four streamwise locations for the Sajben diffuser(weak shock wave case)

模型在上壁面附近与实验值更相近。对于最后一个速度剖面($x/H=7.493$),SKE 模型、RNGKE 模型和 RSM 在壁面处模拟得更准确。总之,所有模型模拟出相近的壁面和主流速度。SSTKW,V2F 和 SKW 模型在主流区模拟得更准确,而 SKE,RNGKE 和 RSM 在上壁面附近模拟得更准确。

进一步分析马赫数分布,8 个模型模拟出的马赫数云图如图 7 所示。从图中可以发现,在弱激波工况下,激波和壁面边界层的作用不是很强;

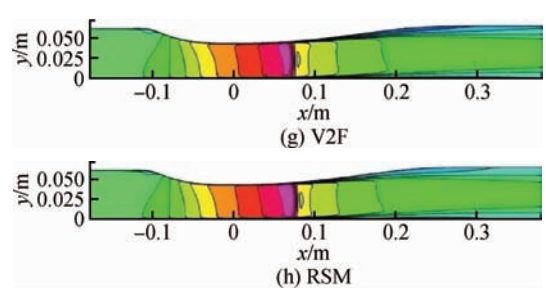
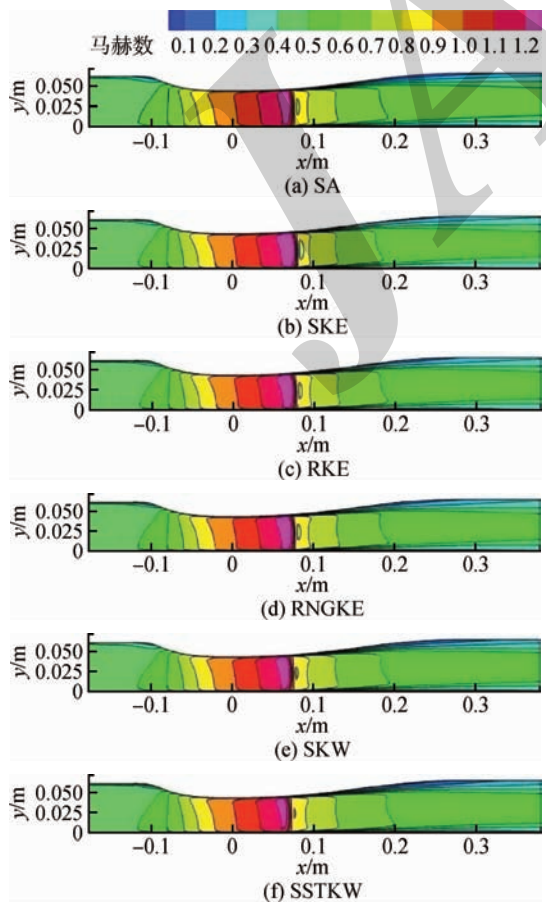


图 7 Sajben 扩压器的马赫数云图(弱激波)
Fig. 7 Mach number contours of the Sajben diffuser (weak shock wave case)

激波几乎没有弯曲;激波之后上下壁面的边界层加厚,上壁面更严重。

3.3 强激波

第 3 种工况有强激波产生,即 $R=0.72$,当出口压力继续降低,就会产生强激波并且引起边界层分离,这种情况在工程实际中经常出现,所以对于强激波的工况进行更具体的对比。上下壁面的静压分布如图 8 所示,实验数据是由 Hsieh 等^[10]测得。从图中可以看出,8 个湍流模型的模拟结果

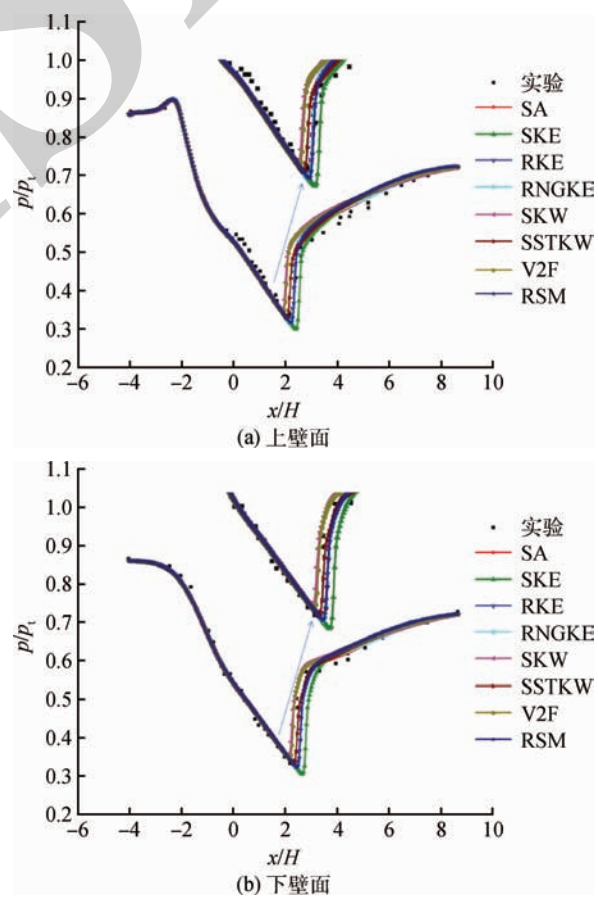


图 8 Sajben 扩压器上下壁面的静压(强激波)
Fig. 8 Static pressure on the Sajben diffuser top and bottom walls(strong shock wave case)

在喉道前都与实验值相符,而在喉道后因产生强激波有较大的差异. 对于上壁面,RNGKE,SST-KW 和 RSM 的更准确;对于下壁面,SSTKW 模型模拟的最准确. 同理,从图中可以得到上壁面最小静压的大小以及最小静压的位置,从而可以确定马赫数和激波位置,具体如下文分析.

在实验中,马赫数是由壁面最小静压与进口总压的关系式得到,可以得到 8 个湍流模型模拟出的激波位置和马赫数,将其与实验数据(文献[7])对比,如表 3 所示. 从表中可以得到,SSTKW 和 V2F 模型预测的马赫数和激波位置与实验值最接近.

表 3 强激波时与实验值对比的马赫数与激波位置

Table 3 Mach number and the shock wave location compared with experiment for strong shock wave case

湍流模型	与实验值对比的偏差	
	马赫数	激波位置(x/H)
SA	+0.034	+0.21
SKE	+0.077	+0.41
RKE	+0.035	+0.17
RNGKE	+0.037	+0.21
SKW	-0.025	-0.11
SSTKW	+0.010	+0.05
V2F	-0.018	-0.07
RSM	+0.041	+0.21

4 个流向位置的速度剖面与实验值对比如图 9 所示,实验数据是由 Hsieh 等^[10]所测得. 从图中可以看出,所有模型模拟的结果和实验值非常相近,除了近壁区,是由于对激波/边界层预测能力不同差异较大. 对于第 1 个($x/H=2.88$)和第 2 个($x/H=4.61$)速度剖面,除了 SKE 模型都模拟的很好,SSTKW 模型模拟的最准确. 对于第 3 个速度剖面($x/H=6.34$),SKE 模型和 RSM 不管在上壁面附近还是主流区,与实验值更相近. 对于

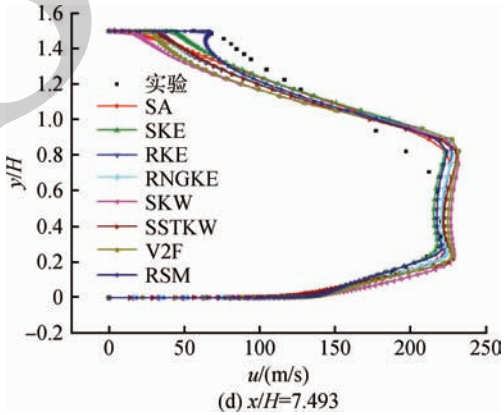
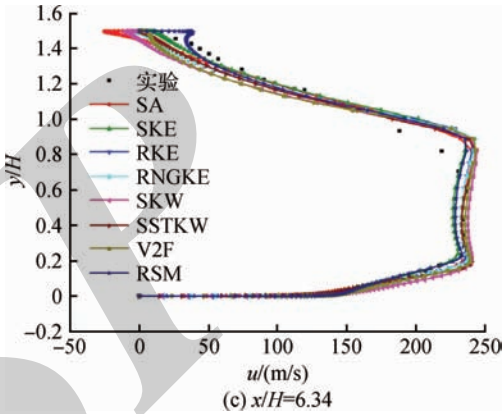
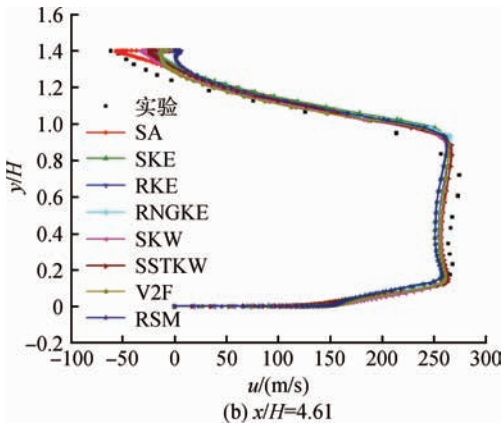
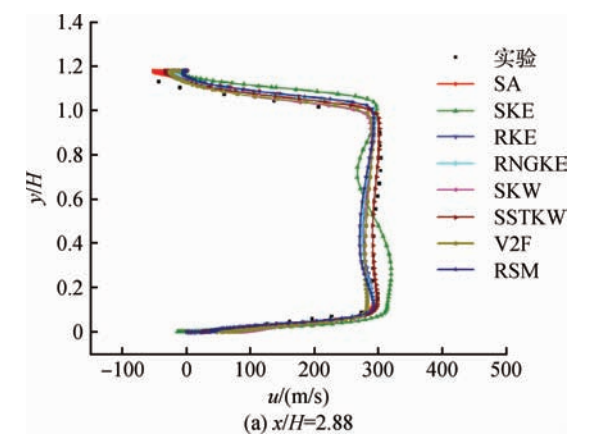


图 9 Sajben 扩压器 4 流向个位置的速度剖面(强激波)
Fig. 9 Velocity profiles at four streamwise locations for the Sajben diffuser(strong shock wave case)

最后一个速度剖面($x/H=7.493$),RSM 在壁面附近模拟的更准确. 总之,所有模型在壁面附近和主流区模拟的结果很好. SSTKW 和 V2F 模型在主流区模拟的更准确,SKE 模型和 RSM 在上壁面附近模拟的更准确.

进一步分析马赫数分布,8 个模型模拟出的马赫数云图如图 10 所示. 从图中我们可以看到,在强激波工况下,激波和壁面边界层的作用很强,激波已经弯曲,而且激波之后上壁面的边界层加厚非常严重.

表 4 给出了 8 个模型模拟的分离点和再附点

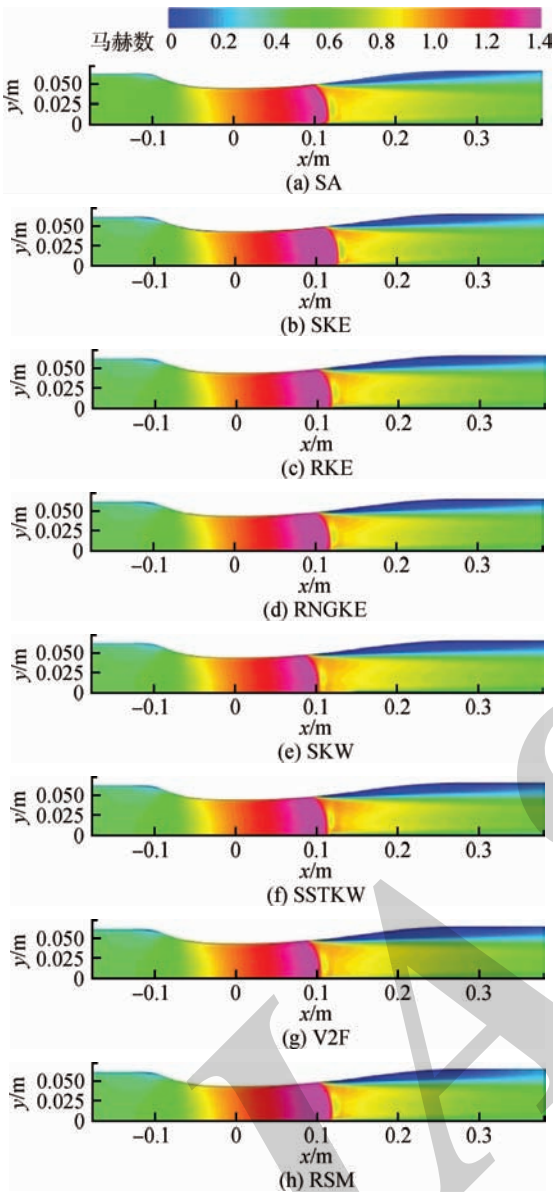


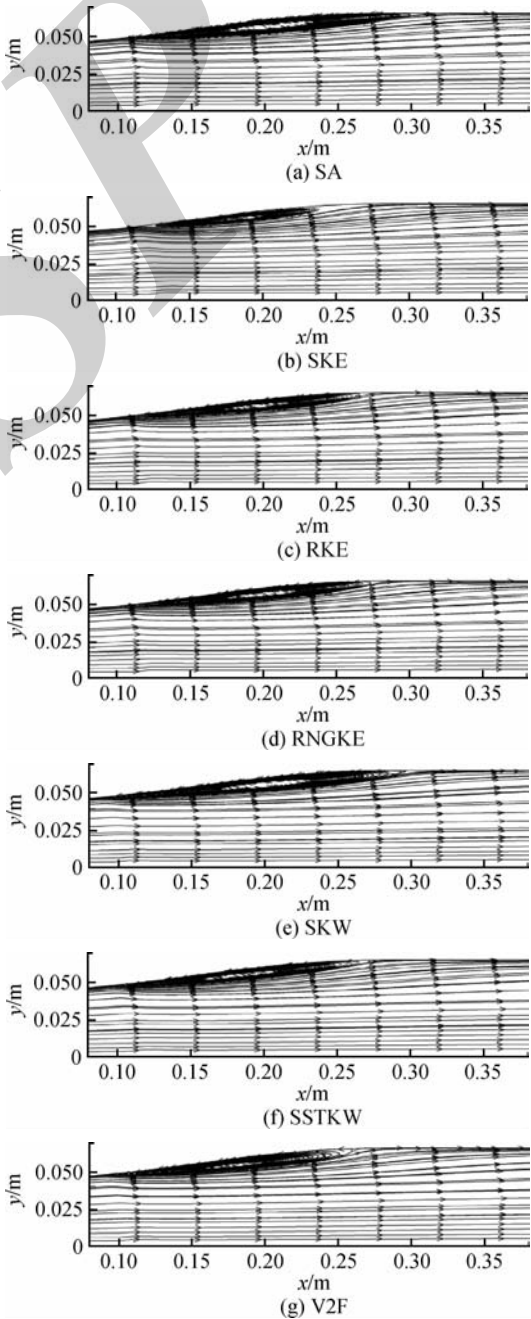
图 10 Sajben 扩压器的马赫数云图(强激波)
Fig. 10 Mach number contours of the Sajben diffuser
(strong shock wave case)

表 4 强激波时上壁面的分离再附位置
Table 4 Top wall separation and reattachment
locations for strong shock wave case

湍流模型	与实验值对比的偏差		
	激波位置 (x/H)	再附点 (x/H)	分离长度 (x/H)
SA	+0.21	+1.49	+1.28
SKE	+0.41	+0.19	-0.22
RKE	+0.17	+0.47	+0.30
RNGKE	+0.21	+0.61	+0.40
SKW	-0.11	+1.00	+1.11
SSTKW	+0.05	+0.32	+0.27
V2F	-0.07	-0.01	-0.06
RSM	+0.21	-1.50	-1.71

与实验值(文献[7])的对比情况,和实验处理方法一样,其中分离点由激波的位置确定,再附点由壁面速度对 y 方向的 1 阶导数为零确定. 结果表明 V2F 和 SSTKW 模型模拟出的分离位置与实验值最相近;SA 和 SKW 模型模拟出的分离区比实验值大,而 RSM 比实验值小. 通过对比,发现 V2F 模型能最好的预测出分离的起始点、再附点和分离区长度.

进一步分析流线图,如图 11 所示,从图中可以很容易看到每个模型模拟出的分离区. 并且 8 个模型模拟的分离区大小和位置与表中所给出的结果一致.



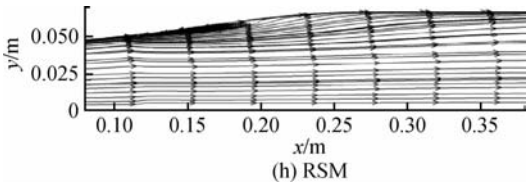


图 11 Sajben 扩压器的流线图(强激波)

Fig. 11 Streamline chart of the Sajben diffuser (strong shock wave case)

4 结 论

本文用商业计算流体力学求解器 FLUENT 数值模拟 Sajben 扩压器中的跨声速湍流流动. 将 8 个常用湍流模型的模拟结果与实验值对比, Spalart-Allmaras (SA), 标准 $k-\epsilon$ (SKE), RNG $k-\epsilon$ (RNGKE), realizable $k-\epsilon$ (RKE), $k-\omega$ (SKW), SST(SSTKW), v^2-f (V2F), 和 RSM 模型, 主要的结论如下:

1) 对于无激波工况, 所有湍流模型都能模拟出合理的结果; 对于弱激波工况, 与实验值相比会有一些小的偏差; 而对于强激波工况, 会有很大偏差. 模型的预测性能会随着激波/湍流边界层相互作用的增强而变差.

2) 对于弱激波工况, 所有模型都能预测出合理的壁面静压分布. SSTKW, V2F, SKW 和 SA 模型比其他模型能更准确的预测马赫数和激波位置.

3) 对强激波工况, 所有模型都能预测出合理的壁面静压分布, SSTKW 模型预测的最好. SSTKW 和 V2F 模型能更准确地模拟出马赫数和激波位置. V2F 模型能最好的预测分离点、再附点和分离长度. SA 和 SKW 模型模拟出较大的分离区, 而 RSM 模拟出的分离区比实验值小.

4) 总的来说, V2F 和 SSTKW 模型对于激波/湍流边界层相互作用的模拟比其他模型表现出更好. 对于强激波工况, SSTKW 模型能比 V2F 更好地模拟壁面静压分布, 而 V2F 模型能比 SSTKW 更好地预测分离点、再附点和分离区长.

参考文献:

[1] Knight D, Yan H, Panaras A G, et al. Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(2): 121-184.

[2] Dunham J. CFD validation for propulsion system components[R]. Advisory Group for Aerospace Research and Development, AGARD-AR-355, 1998.

[3] LIU Yangwei, YU Xianjun, LIU Baojie. Turbulence models assessment for large-scale tip vortices in an axial compressor rotor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2008, 24(1): 15-25.

[4] LIU Yangwei, LU Lipeng, FANG Le, et al. Modification of Spalart-Allmaras model with consideration of turbulence energy backscatter using velocity helicity[J]. Physics Letters: A, 2011, 375(24): 2377-2381.

[5] MA Li, LU Lipeng, FANG Jian, et al. A study on turbulence transportation and modification of Spalart-Allmaras model for shock-wave/turbulent boundary layer interaction flow[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2014, 27(2): 200-209.

[6] Bogar T J, Sajben M, Kroutil J C. Characteristic frequencies of transonic diffuser flow oscillations[J]. AIAA Journal, 1983, 21(9): 1232-1240.

[7] Salmon J T, Bogar T, Sajben M. Laser Doppler velocimeter measurements in unsteady, separated transonic diffuser flows[J]. AIAA Journal, 1983, 21(12): 1690-1697.

[8] Sajben M, Bogar T J, Kroutil J C. Experimental study of flows in a two-dimensional inlet model[J]. Journal of Propulsion and Power, 1985, 1(2): 109-117.

[9] Sajben M, Morris M J, Bogar T J, et al. Confined normal-shock/turbulent-boundary-layer interaction followed by an adverse pressure gradient[J]. AIAA Journal, 1991, 29(12): 2115-2123.

[10] Hsieh T, Wardlaw A B, Collins P, et al. Numerical investigation of unsteady inlet flowfields[J]. AIAA Journal, 1987, 25(1): 75-81.

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

[12] Launder B E, Spalding D B. Lectures in mathematical models of turbulence[M]. Salt Lake City: American Academic Press, 1972.

[13] Isabey D, Chang H K. Steady and unsteady pressure-flow relationships in central airways[J]. Journal of Applied Physiology, 1981, 51(5): 1338-1348.

[14] Shih T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows[J]. Computers and Fluids, 1995, 24(3): 227-238.

[15] Wilcox D C. Turbulence modeling for CFD[M]. La Canada, CA: DCW Industries Incorporation, 1998.

[16] Menter F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. AIAA Journal, 1994, 32(8): 1598-1605.

[17] Durbin P A. Separated flow computations with the $k-\epsilon$ - ν -squared model[J]. AIAA Journal, 1995, 33(4): 659-664.

[18] Launder B E, Reece G J, Rodi W. Progress in the development of a Reynolds-stress turbulence closure[J]. Journal of Fluid Mechanics, 1975, 68(3): 537-566.