

基于 DOE 优化湍流模型的 SERN 分离点 预测数值模拟与实验验证^{*}

王明涛^{1,2}, 徐惊雷¹, 于 洋¹, 范志鹏¹, 莫建伟¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016;

2. 中国人民解放军 94801 部队, 浙江 嘉兴 314013)

摘 要: 在 SERN (Simple expansion ramp nozzle) 中, 流动分离现象伴随着激波/边界层相互干扰、强剪切层、强激波等复杂的流动现象, 导致通用的计算流体力学软件对 SERN 中分离点、分离区和再附点的计算精度不能满足工程需要。为了提高 SERN 中分离点的计算精度, 基于 Allama-prabhu 等的研究成果, 针对 Menter 的 SST (Shear stress transport) 模型, 将修改湍流模型经验参数的方法运用到 SERN 分离流动的预测中, 并利用试验设计 (Design of experiment, DOE) 优化方法得到了经验参数的最优组合, 使计算和实验的无量纲分离点和无量纲分离点压力的误差分别降至 1.99%, 4.38%, 压力分布均方根误差降至 7.83%。

关键词: 单臂膨胀喷管; 流动分离; 试验设计; 湍流模型; 经验参数

中图分类号: V211

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2014) 03-0289-07

Numerical Simulation and Experimental Validation of SERN Separation with Optimized Turbulence Model Based on DOE Method

WANG Ming-tao^{1,2}, XU Jing-lei¹, YU Yang¹, FAN Zhi-peng¹, MO Jian-wei¹

(1. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. The 94801 Army of PLA, Jiaxing 314013, China)

Abstract: Flow separation in SERN (Single expansion ramp nozzle) is always accompanied with complex flow phenomena, such as shock wave/boundary layer interaction, the strong shear layer, and the strong shock wave. But, the common commercial CFD (Computational fluid dynamics) software still cannot satisfy the requirement of predicting accurately the separation point and reattachment point for engineering application. Based on the Menter's SST (Shear stress transport) model, and the research results of Allama-prabhu et al., the turbulence empirical parameters are modified to predict the SERN separation flow more accurately, and the DOE (Design of experiment) method is further adopted to get the optimal combination parameters, so that the relative errors of the dimensionless separation point and the dimensionless static pressure distribution are reduced to 1.99% and 4.38%, respectively. And the root-mean-square error is also reduced to 7.83% between the experimental data and CFD results.

Key words: SERN; Flow separation; Experiment design; Turbulence model; Empirical parameters

^{*} 收稿日期: 2012-12-04; 修订日期: 2013-07-01。

基金项目: 国家自然科学基金 (90916023)。

作者简介: 王明涛 (1986—), 男, 硕士生, 研究领域为发动机内流气动力学。E-mail: wangmingtao0930@sina.com

通讯作者: 徐惊雷 (1971—), 男, 博士, 教授, 研究领域为发动机内流气动力学和实验流体力学。

E-mail: xujl@nuaa.edu.cn

1 引 言

为了使飞行器在宽马赫数范围的飞行过程中能够获得最佳性能,喷管往往是按较低的环境压力(高空)设计的。因此,发动机在低空低马赫数工作时,喷管处在严重过膨胀状态,势必会导致气流分离。特别是在发动机的启动和关闭过程中,喷管由于过膨胀会导致流动分离,产生较大的侧向载荷^[1],甚至可能损坏喷管结构^[2]。所以,过膨胀分离及其预测是研究喷管性能的一个重要方向。

谭杰^[3]利用在 SST 模型中添加限量因子 C_{lim} 的方法,提高了流动分离时计算与实验的吻合程度。尤延铖^[4]等以弱非线性涡黏性模型为出发点,提出了一种涡黏性系数非线性发展规律,并认为对涡黏性系数相应地进行非线性放大和缩小,就有可能使得分离流动的计算更为准确。但是以上工作或由于实验中上壁面静压测量的空间分辨率不够,无法精确捕捉到分离点位置,或者未专门进行相关内容的验证,无法得知其对分离点的捕捉能力。

Östlund^[5,6]测试了四种两方程湍流模型,发现只有 Menter 的 SST $k-\omega$ 模型可以在启动和关闭过程中捕捉到对称喷管中分离流场的形式,但是,分离点下游的压力分布与实验值相差很大。Allamaprabhu^[7]等修改了 SST $k-\omega$ 湍流模型的经验参数,成功模拟了 TOP(Thrust optimized parabolic)喷管中的过膨胀分离流动,但分离点后流场仍然与实验结果有较大差距。

由于针对 SERN(Simple expansion ramp nozzle)过膨胀分离点捕捉能力的计算研究较少,本文将文献[7]中关于修改 SST 湍流模型经验参数的方法引入到 SERN 分离流动的计算中,并利用优化方法获得了模型经验参数的最优组合,显著提高了分离点位置和分离点压力的捕捉精度。

2 实验设备和实验模型

2.1 实验设备

实验在专用喷管实验台进行,如图 1 所示。喷管实验台采用高、低压气源联合方式工作。整套喷管模型置于真空箱内,高压空气经由供气管道进入喷管模型,在喷管中膨胀并排入真空箱,再由真空泵将其抽走。实验过程中通过调节主流阀开度来控制喷管的工作压比,并保持数秒后再采集压力。压力采集采用 PSI 公司 9816 多通道、精度为 0.05% 的电子压力扫描阀测量全部压力数据。



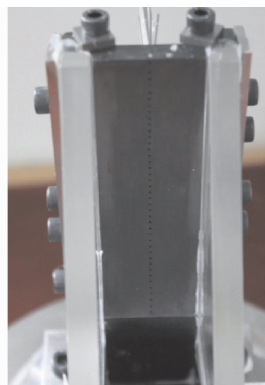
Fig. 1 Test facility

2.2 实验模型

实验模型如图 2 所示。喷管出口面积 1290.58mm^2 ,喉道面积为 419.9mm^2 。模型宽高比为 2.5。喷管收敛段长度为 30mm,扩张段长度为 92mm。上下膨胀面都采用特征线法设计,出口修正角均为 0° 。为了精确捕捉分离点位置随着喷管落压比的变化,在上膨胀面密布了 41 个静压孔,孔径为 0.8mm,相邻孔心距为 2.2mm。



(a) Photo of SERN model



(b) Details of static pressure tabs on the expansion upwall

Fig. 2 Nozzle experimental model

图 3 是轴对称过膨胀喷管中分离流场的结构简图。根据文献[8],最低压力点,即图 3 的 p_i 点,不是真正的分离点。因为在 p_i 点处流体微团尚具有较大的动能,还能够对抗逆压梯度。真正的分离点为图中 p_s 点。由于 p_i 与 p_s 点相距很近(热态情况下相距大约只有 3 个边界层的厚度^[8],在冷流喷管实验中甚至相距只有 1 个边界层厚度^[9]),而且 p_s 点的测量也不方便,所以本文选取最低压力点 p_i 为参考分离点。

3 计算方法

3.1 求解器与边界条件

本文采用 FLUENT 对雷诺平均的 N-S 方程进行二维求解,空间离散采用二阶迎风格式,首先采用

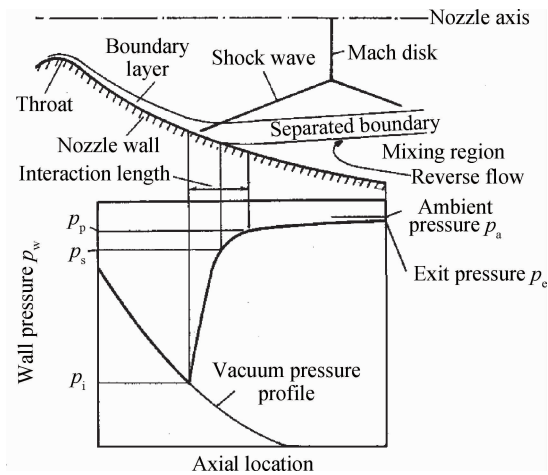


Fig. 3 Sketch of the over expansion nozzle flow separation

Menter 的 SST $k-\omega$ 湍流模型,并选择 Transitional flows 选项。分子粘性采用 Sutherland 公式计算。

在喷管进口采用压力进口,即边界上给定总压、总温及气流方向,具体数值采用实验测量数据,气流方向垂直于喷管进口平面。出口采用压力出口,即实验中所测得的真空箱压力。壁面按绝热、无滑移、无渗透处理。

3.2 计算网格

图 4 给出了计算域及网格。喷管内部和壁面进行了网格局部加密,壁面第一层网格取 $3\mu\text{m}$,以保证壁面 $y^+ \leq 1$,喷管内部附面层 20 层,增长因子 1.2,而附面层以外的主流网格增长因子为 1,二维网格总数约为 7 万。为了避免计算结果受计算区域的影响,所选外区域的高度和宽度分别为喷管模型出口高度的 6 倍和 10 倍^[10]。

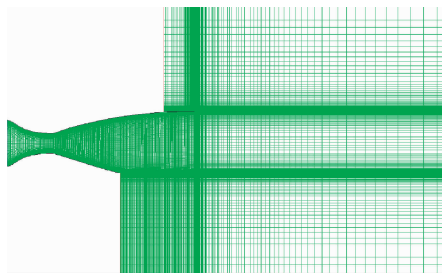


Fig. 4 Sketch of grid

3.3 湍流模型

对于涡黏性采用 Boussinesq 假设,并假定湍流剪切应力和应变率成线性关系的湍流模型,称为线性涡黏性湍流模型,譬如 S-A 模型。对于强逆压梯度的

非平衡湍流边界层、分离区内部以及分离区附近的流动、激波/附面层相互干扰等流动,各类线性涡黏性模型计算精度无法满足工程要求^[11]。文献[4]对于 Delery^[12]分离流动实验的分析显示:在分离起始阶段,实际的涡黏性较平衡态(未分离)的先减小,后增大;而在再附阶段,实际的涡黏性较平衡态的先增大后减小,并在再附点位置接近最大。

本文选用了 Menter 的 SST $k-\omega$ 模型进行计算,虽然该模型运用了 Coakley^[13]提出的一种非线性涡黏性关系式,并且在跨声速分离流动中具有一定的模拟能力。但是当 Ma 达到超声速、高超声速时,计算与实验的误差较大^[14]。因此,一种修改湍流模型经验参数的数值模拟方法应运而生。

在通常的 SST $k-\omega$ 模型中,涡黏性是通过公式(1)来定义的,其中 a_1 称为 Bradshaw 常数,取 $a_1 = 0.31$ 。常数 α^* 可以抑制湍流粘性,表达式如式(2)。从式中可以看出,在高湍流雷诺数 Re_l 下, $\alpha^* = \alpha_\infty^*$,且在通常模型中 $\alpha_\infty^* = 1$ ^[15]。

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \cdot \frac{1}{\max\left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{a_1 \omega}\right]} \quad (1)$$

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_0^* + Re_l/R_k}{1 + Re_l/R_k} \right) \quad (2)$$

图 5 是 NPR (Nozzle pressure ratio, 喷管落压比) 3.5 时,实验与通常的 SST $k-\omega$ 模型计算的结果对比,其中 x 轴为无量纲的喷管轴向位置, y 轴为无量纲的上壁面压力,分别用喉道高度和实验背压进行无量纲化。从图中可以看出,通常的 SST $k-\omega$ 模型对于 SERN 喷管流动分离的预测是明显提前的,导致分离点的位置与压力数值的误差较大。为了解决这个问

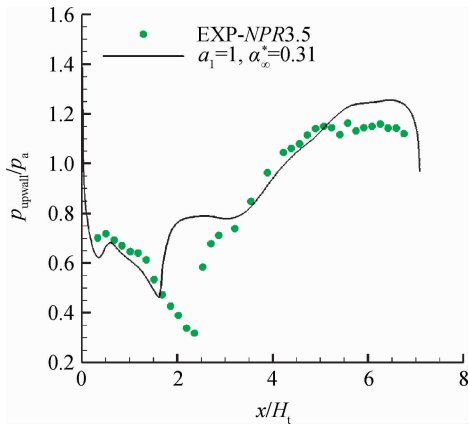


Fig. 5 Comparison of experimental and CFD results (common SST $k-\omega$ model)

题,通过修改 a_1 与 α_∞^* 的取值减小涡黏性,降低涡耗散,提高边界层抵抗反压的能力,从而提高计算和实验结果的吻合程度。

4 参数优化与结果分析

4.1 试验设计与参数优化

试验设计 (DOE, Design of experiment) 是以概率论与数理统计为理论基础,主要讨论如何合理安排试验,既能满足经济性要求,又能达到尽快获得优化方案的目的^[16]。

SST $k-\omega$ 中有两个模型系数,且其取值范围较宽,因此其组合方式很多。为了提高分离点的捕捉精度,本文使用 ISIGHT 软件^[17],采用拉丁方设计方法,针对严重过膨胀状态,选取 NPR 3.5 为典型算例,对 SERN 流场进行二维数值模拟,并通过对比实验和计算的分离点和分离点压力的误差,得到最优的参数选择方案。

表 1 为 NPR 3.5 下的试验安排和试验结果。其中变量有两个,且均有 15 个水平 (即因素):

$$a_1 \in \{0.31, 0.3287, 0.3474, 0.3661, 0.3849, 0.4036, 0.4223, 0.441, 0.4597, 0.4784, 0.4971, 0.5159, 0.5346, 0.5533, 0.572\}$$

$$\alpha_\infty^* \in \{1.4, 1.457, 1.171, 1.114, 1.057, 1.743, 1.0, 1.229, 1.286, 1.8, 1.343, 1.571, 1.686, 1.514, 1.629\}$$

Table 1 Experimental design of parameters				
Test No.	Design variable		Object function	
	a_1	α_∞^*	Relative error $e/\%$	
			X_{sep}/H_t	p_{sep}/p_a
0	0.31	1.000	31.68	45.33
1	0.31	1.400	19.18	20.87
2	0.3287	1.457	15.37	12.69
3	0.3474	1.171	18.2	18.04
4	0.3661	1.114	19.18	20.87
5	0.3849	1.057	24.89	30.94
6	0.4036	1.743	5.84	11.87
7	0.4223	1.000	30.61	42.59
8	0.4410	1.229	10.58	5.45
9	0.4597	1.286	6.77	0.41
10	0.4784	1.800	19.09	22.25
11	0.4971	1.343	4.71	11.14
12	0.5159	1.571	12.36	17.53
13	0.5346	1.686	19.09	21.94
14	0.5533	1.514	9.48	14.7
15	0.5720	1.629	16.22	20.05

试验号 0 为湍流模型默认值的计算结果, $a_1 = 0.31, \alpha_\infty^* = 1$ 。 NPR 3.5 无量纲分离点 X_{sep}/H_t 和无量

纲分离压力 p_{sep}/p_a 的试验值分别为 2.362, 0.3177。试验设计的目标函数为计算与实验的相对误差最小, 为了参数优化的设计简便, 优化过程中相对误差均取绝对值。图 6 为表 1 中试验设计参数组合所得的分离点前后上壁面的压力分布。

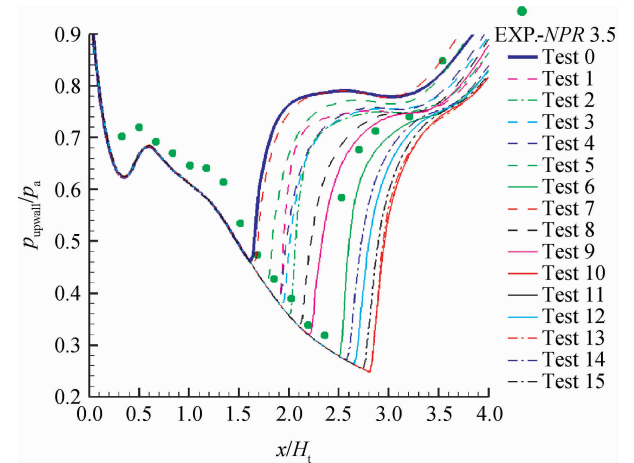


Fig. 6 Upwall pressure distribution before and after the separation point

4.2 优化结果分析

为了获得最优参数组合,使用 ISIGHT 软件依据设计空间内的 15 试验点,构造 Kriging 近似模型,并采用 NSGA II 优化算法,在设计空间内寻找全局最优解,得到了最优的参数组合,即 $a_1 = 0.35756, \alpha_\infty^* = 1.7375727$ 。通过算例验证发现,此时两个目标函数的误差分别为 1.99%, 4.38%。图 7 为模型参数修改前后实验与计算的上壁面压力分布对比。

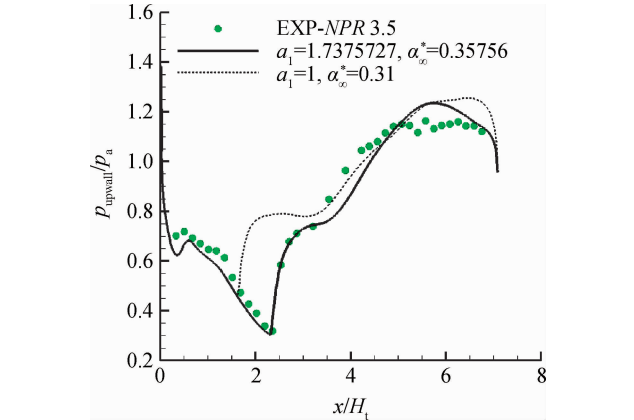


Fig. 7 Comparison of upwall pressure distribution between experimental and CFD results before and after modified the model parameters

根据式(3)来分析实验与数值计算所得上壁面

静压的均方根误差。分析结果显示,修改后的湍流模型在压比 3.5 时,喷管上壁面均方根误差只有 7.83%,因此采用修改湍流模型经验参数的方法来提高非对称喷管过膨胀分离流动的模拟精度是可行的,其计算结果也是可信的。

$$PR = \sqrt{\sum_{i=1}^{i=n} \frac{[(p_{Ei} - p_{Ci})/p_{Ei}]^2}{n-1}} \tag{3}$$

式中 p_{Ei} 为实验壁面压力值, p_{Ci} 为数值计算所得壁面压力值, n 为壁面静压孔数。

为了进一步验证这种方法的可行性,我们又进行了三维算例验证,并保证所选取的湍流模型的参数与二维优化结果一致。从图 8 可以看出,采用参数修正的办法,对于分离流场和分离点位置的捕捉,计算给出了令人满意的结果,而且三维计算压力分布的吻合程度整体上比二维计算结果更好,三维分离区明显比二维分离区小,遗憾的是三维计算也没能捕捉到分离再附的现象^[18]。

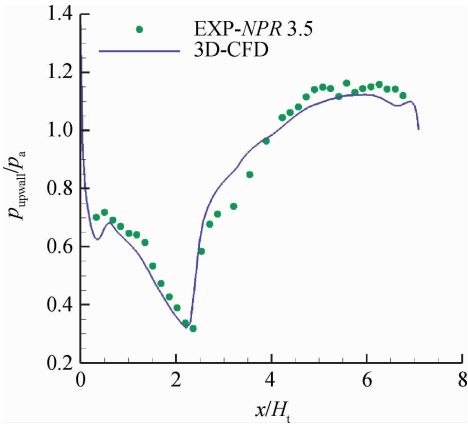


Fig. 8 Comparison of upwall pressure distribution between experimental data and 3D results

图 9 是计算所得密度梯度场与实验纹影图的对比,从中可以清晰地看出激波串的存在,二维计算很好地捕捉到了上下壁面的两道分离激波的位置,但是对于正激波和分离再附流场的计算还有一定的偏差。而三维计算对于两道分离激波和正激波的捕捉整体上令人满意。需要注意的是:实验中再附后回流区的长度很短,而在计算中,激波串和分离区长度都被拉长,这与计算和实验的上壁面压力分布是相对应的。

为了说明本文所得优化参数在一定程度上的有效性和正确性,针对 Delery^[12] 跨声速激波/附面层干扰问题进行了计算,图 10 是实验与计算所得最大摩阻系数相对形状因子的变化曲线。图中,纵坐标为最

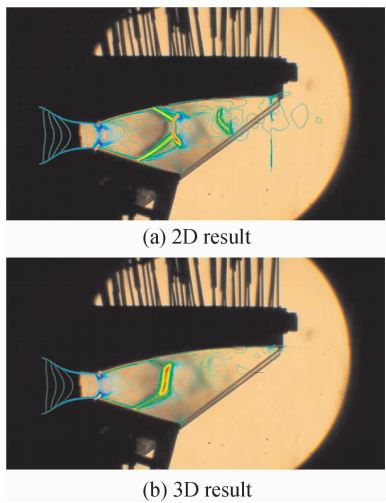


Fig. 9 Schlieren photograph and CFD density gradient field

大摩阻系数,其定义为

$$C_\tau = \frac{2\tau_{\max}}{\rho_e u_e^2} \tag{4}$$

横坐标为形状因子 J ,它不同于通常的卡门形状因子 $H_i (= \delta^* / \theta)$, 定义为

$$J = 1 - 1/H_i = 1 - \theta/\delta^* \tag{5}$$

图 10 中红色点表示修改湍流模型经验参数后所得计算值在 Delery 实验曲线中的位置,而蓝色点表示湍流模型取默认值的计算结果,可以看出,修改后所得的计算结果更靠近 Delery 的实验值。虽然在通常的 SST $k-\omega$ 模型中 Menter 使用了 Coakley^[13] 的弱非线性涡黏性假设,但是其计算结果仍然偏向于平衡态。

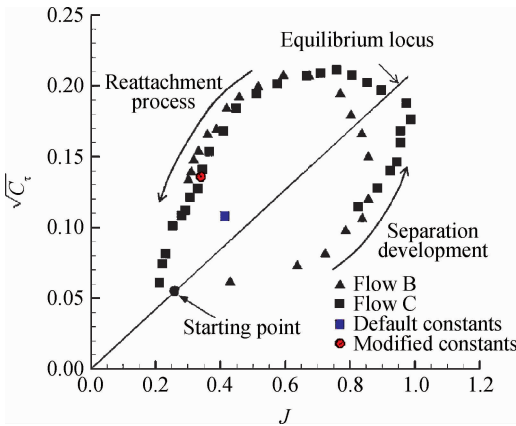


Fig. 10 Evolution of the maximum shear stress with the equilibrium shape parameter

5 不同 SERN 模型中所得优化参数的进一步验证

为了进一步验证优化所得到的参数的通用性,采用另一种不同的 SERN 喷管试验模型的实验数据进行校核。该喷管的设计落压比为 20,上膨胀面为直线,角度为 25° ,下膨胀面为水平直线,喷管模型如图 11 所示。实验风洞及设备与 2.1 节所介绍的相同。

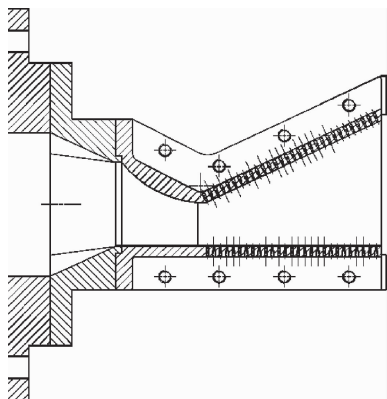


Fig. 11 Another SERN model sketch for validation

试验过程中,喷管的落压比控制在 $0 \sim 3.0$,此时喷管处于严重的过膨胀状态。按照试验数据设置数值模拟的边界条件,并采用前文提出的、修正的 SST $k-\omega$ 模型。图 12 为喷管落压比为 2.5, 2.7 和 3.0 时,上膨胀面试验测量的压力数据与数值计算结果的对比。图 13 为计算得到的密度梯度场和实验纹影图的对比。

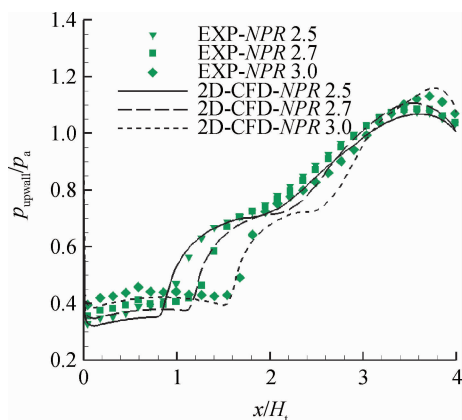


Fig. 12 Comparison of experimental and CFD results of the SERN model for validation

从上膨胀面的压力对比结果来看,修正后的 SST $k-\omega$ 模型对分离点位置与分离点压力大小的捕捉准

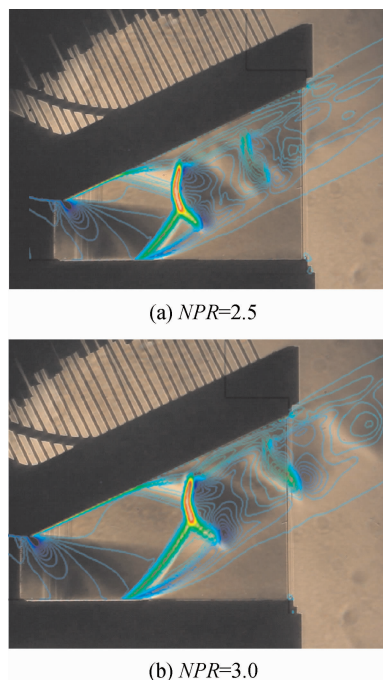


Fig. 13 Schlieren photograph and CFD density gradient field of the SERN model for validation

确,与优化设计的目标相符。不仅验证了优化参数的通用性,也再一次验证了优化设计方法的正确性。同时,此模型所得的再附部分压力以及分离激波和马赫杆位置的捕捉精度也有明显的改善。

6 结 论

通过本文的研究,得到如下结论:

(1) 修改 SST $k-\omega$ 湍流模型经验参数的方法可以明显改善 SERN 过膨胀分离点位置和压力值的计算精度。

(2) 针对 NPR 3.5 的严重过膨胀状态进行试验设计,并利用 ISIGHT 软件得到了 a_1 和 α_s^* 的最佳参数组合,为进一步研究 SERN 流动分离现象提供了有力的工具。

(3) 通过 Delery 实验结果与不同 SERN 模型的考核,进一步验证了本文所得的 a_1 和 α_s^* 的最佳参数组合对于 SERN 分离预测的有效性和通用性。

参考文献:

- [1] Deck S, Nguyen A T. Unsteady Side Loads in a Thrust-Optimized Contour Nozzle at Hysteresis Regime [J]. *AIAA Journal*, 2004, 42(9): 1878-1888.
- [2] Stark R H. Flow Separation in Rocket Nozzles, a Simple Criteria [R]. *AIAA* 2005-3940.

- [3] 谭 杰. 单边膨胀喷管数值模拟和试验研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
- [4] 尤延铖, 梁德旺. 对二维分离流涡黏性系数非线性分布的新认识 [J]. 力学学报, 2009, 41 (2): 145-154.
- [5] Östlund J. Assessment of Turbulence Models in Overexpanded Rocket Nozzle Flow Simulations [R]. *AIAA 99-2583*.
- [6] Östlund J, Krey F. The FSCD-ATAC Workshop; CFD Simulation of Test Case 1a [C]. *Noordwijk; Proceedings of The FSCD-ATAC Workshop*, 2006.
- [7] Allamaprabhu C Y, Raghunandan B N. Improved Prediction of Flow Separation in Thrust Optimized Parabolic Nozzles with FLUENT [R]. *AIAA 2011-5689*.
- [8] Schmucker R H. Status of Flow Separation Prediction in Liquid Propellant Rocket Nozzles [R]. *NASA TM X-64890*, 1974.
- [9] Chen C L, Chakravarthy S R, Hung C M. Numerical Investigation of Separated Nozzle Flows [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32 (9): 1836-1843.
- [10] 葛建辉, 徐惊雷, 王明涛, 等. 非对称喷管流动分离的预测 [J]. 航空学报, 2012, 33 (8): 1394-1399.
- [11] 陈懋章. 粘性流体动力学基础 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2002.
- [12] Delery J M. Experiment Investigation of Turbulence Properties in Transonic Shock/Boundary-Layer Interactions [J]. *AIAA Journal*, 1983, 21 (2): 180-185.
- [13] Coakley T J, Huang P G. Turbulence Modeling Methods for High Speed Flows [R]. *AIAA 87-0286*.
- [14] Wilcox D C. Turbulence Modeling for CFD [M]. *La Canada; DCW Industries*, 2006.
- [15] Fluent 6.3 user's guide [M]. *Fluent Inc*, 2006.
- [16] 李云雁, 胡传荣. 试验设计与数据处理 [M]. 北京: 化学工业出版社, 2005.
- [17] 姜 欣, 方立桥, 李 明, 等. Isight 参数优化理论与实例详解 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.
- [18] Menter F R. Two Equation Eddy Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications [J]. *AIAA Journal*, 1994, 32: 1598-1605.

(编辑: 朱立影)