

激波诱导二元矢量喷管内流特性数值研究

王 全, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用三种不同湍流模型分别对激波诱导二元矢量喷管内流场进行计算, 并将计算结果与模型试验结果进行了分析比较, 得出重整化群(RNG) $k-\varepsilon$ 二方程模型为文中数值模拟中最有效的湍流模型。对该型喷管的计算结果分析表明, 喷管矢量角的计算值和实验值基本吻合; 在 $NPR=4$, $\omega=9.6\%$ 情况下, 矢量角最大可以达到 16.6° ; 注气位置、注气压力和喷管落压比对矢量角的影响比较大。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 湍流模型; 矢量喷管; 内流特性; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Computational analysis on static internal flow field of shock vector controlled vectoring exhaust nozzles

WANG Quan, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: After comparing the results of three different turbulence models in computing static internal flow field of shock vector controlled vectoring exhaust nozzles by means of second order upwind schemes, (RNG) $k-\varepsilon$ turbulence model shows to be the most valid turbulence model, and the computation results have been compared with that of the scaled model experiments. The results indicate that small nozzle pressure ratio and large inject mass flow rate will result in a larger vector angle.

Key words: aerospace propulsion system; turbulence model; vectoring nozzles; flow characteristics; numerical simulation

激波诱导矢量喷管是一种先进的采用流体控制推力矢量方向的新型矢量喷管方案, 即采用流体注入方法改变喷管实际出口排气流方向, 从而实现矢量的控制。在喷管技术的研究中, 数值模拟经常被用于进行试验前的方案选型, 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]。因而数值模拟技术在喷管技术的研究中扮演着与试验同样重要的角色。在新型矢量喷管方案的探索方面, 国内外除了广泛开展模型试验外, 还充分利用 CFD 技

术, 对各种矢量喷管的内部流场进行了数值模拟。但一般来讲, 这些模拟都只使用了某一种湍流模型, 缺乏对多种模型模拟结果的分析对比。

本文通过求解二维 N-S 方程, 采用 S-A 一方程模型、重整化群(RNG) $k-\varepsilon$ 二方程模型和标准 $k-\varepsilon$ 二方程模型分别对激波诱导矢量喷管内部流场进行对比计算, 并与模型试验结果^[2]进行比较分析, 找出了最适合此类研究的湍流模型, 进而分析注气量、落压比和注气位置对矢量角的影响, 为数值模拟方法的工程应用提供参考。

收稿日期: 2005-09-27; 修订日期: 2005-12-30

作者简介: 王全(1978-), 男, 内蒙古包头人, 北京航空航天大学能源与动力工程学院硕士研究生, 主要从事航空发动机内流气动力的研究。E-mail: gaoafei@sjp.buaa.edu.cn

1 数值计算方法

1.1 计算格式

本文所用 CFD 计算方法为时间推进的有限体积法,并应用一般曲线坐标系下的二维强守恒形式的 Navier Stokes 方程作为控制方程。此外,考虑到提高收敛速度和求解精度的需要,空间离散格式采用二阶迎风格式。

1.2 湍流模型

对于湍流问题,分别采用三种不同的湍流模型对其进行模拟。

模型一: S-A 模型,它是 Spalart 鉴于 $k-\epsilon$ 模型的缺点而提出的随时空演化的单方程涡粘系数模型,既保持了涡粘模型的简单形式,又能够包含雷诺应力的松弛性质^[3]。在原始形式中 S-A 模型对于低雷诺数模型是十分有效的,要求边界层中粘性影响的区域被适当的解决。在模型中近壁的变量梯度比在 $k-\epsilon$ 模型和 $k-\omega$ 模型中的要小的多。这也许可以使模型对于数值的误差变得不敏感。对于解决动力湍流粘性, S-A 模型是相对简单的方程。它包含了一组新的方程,在这些方程里不必要去计算和剪应力层厚度相关的长度尺度。S-A 模型是设计用于航空领域的,主要是墙壁束缚流动,而且已经显示出很好的效果^[4]。

模型二: 标准 $k-\epsilon$ 模型,是最简单的两方程湍流模型,它是在涡粘模型的基础上发展起来的,其涡粘系数包含部分历史效应。具体来说,它把涡粘系数和湍动能及湍动能耗散联系在一起,而 k 和 ϵ 则可分别用它们的输运方程解出。其适用范围广,并具有合理的精度。

模型三: RNG $k-\epsilon$ 模型,来源于严格的统计技术。该模型基于多尺度随机过程的重整化思想,在高雷诺数的极限情况, RNG $k-\epsilon$ 模型和标准 $k-\epsilon$ 模型有相同的公式,原则上不需要经验常数,所需模型常数可由重整化群理论算出。但数值实验发现,重整化群的理论得到的系统 $C_{\epsilon 1} = 1.063$ 会在湍动能耗散方程中产生奇异性,具体来说,在均匀剪切湍流中会导致湍动能增长率过大。

1.3 网格生成与边界条件

本文所采用的计算网格为四边形结构网格,为提高计算精度,除了在壁面及喉道处进行网格加密之外,在注气缝与主流流场的交接位置附近也进行了网格加密处理。激波诱导矢量喷管计算网格如图 1 所示。另外,在计算过程中,还采用了

自适应网格技术。

流场计算的边界条件为:

(1) 进口条件: 主流和二次流均为亚音速,热力学参数由滞止状态确定,给定为压力进口边界条件。

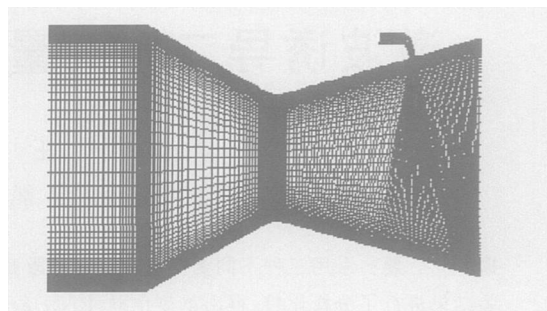


图 1 激波诱导控制二元矢量喷管内流场
计算网格(后缝)

Fig. 1 Computational grid of internal field

(2) 出口条件: 给定压力出口边界条件。

(3) 壁面条件: 壁面边界为无滑移边界条件。

1.4 计算有关参数

为了与模型试验结果进行比较,从而确定最佳数值计算方法,计算时喷管的几何和气动参数与模型喷管的参数完全一致。

几何参数: 本章选取的流场模拟喷管基本形状为二元收-扩喷管。喷管的宽度为 102.80 mm, 喉道高度为 25.19 mm, 扩张比为 1.944, 扩张片的长度为 42.316 mm, 注气缝位于扩张片上, 分为前缝注气与后缝注气两种, 到喉道的距离分别为扩张片长度的 45% 与 67%, 缝宽为 1.346 mm, 注气缝的长度为喷管宽度的 91%, 注气方向垂直于喷管壁面。

气动参数: 喷管出口直排大气, 环境参数为标准大气参数(压力为 101325 Pa, 温度为 300 K); 主流进口总温 T_0 为 300 K, 落压比 NPR (进口总压/出口静压) 为 4~10; 注气流进口总温为 300 K, 注气压强比 IPR (注气流总压/主流总压) 为 0.5~2.5, 在对喷管流场进行模拟时, 每给定一个注气压强比, 都能计算出一个对应的注气流量, 因此注气流量与注气压力是一一对应的。为了在相同的落压比及注气流量下与试验值进行比较, 计算中所给定的注气边界条件能够保证流场最终的注气流量与试验中的值是一致的, 按注气流量比 ω 给出, 变化范围为 2.5%~10%。

2 计算结果与分析

2.1 三种湍流模型的对比分析

图 2 给出了落压比为 10 和 4, 注气量为 2.5

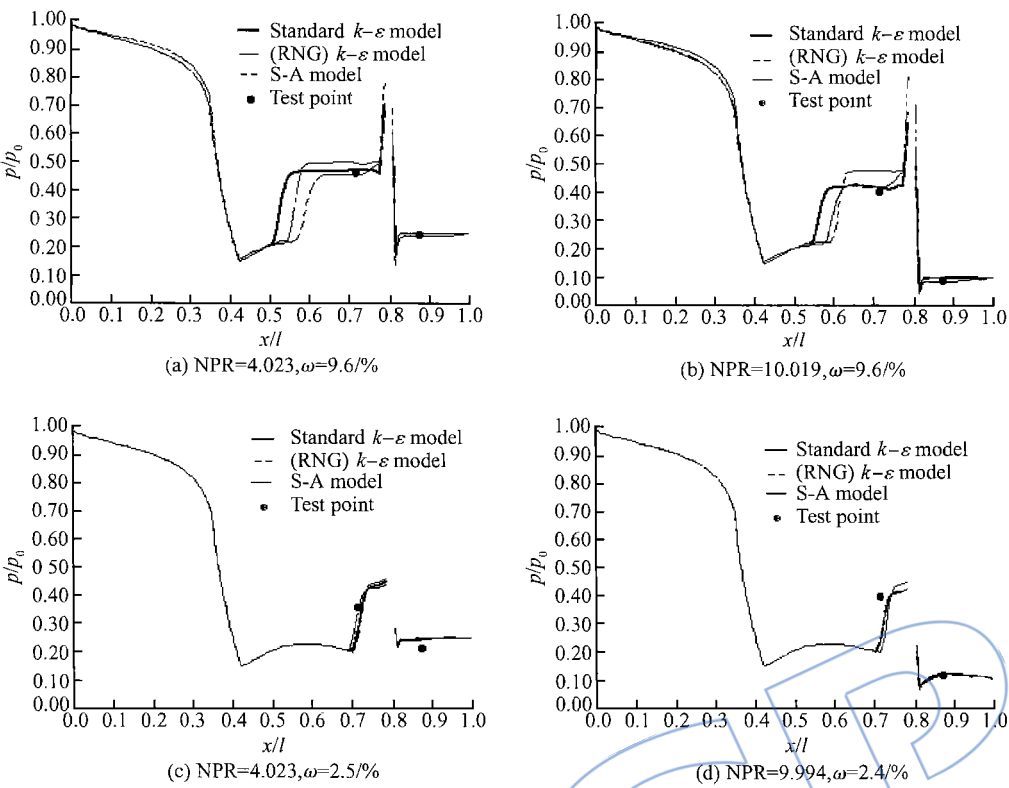


图 2 三种模型上扩张片壁面压力分布(后缝)
Fig. 2 Three turbulence models on surface Pressure distribution along upper flap

和 9.6 四种状态下的激波诱导矢量喷管上壁面静压分布的试验值和采用三种湍流模型的计算值的对比曲线。

图中 p 为当地壁面静压, p_0 为进口总压, x/l 为轴向相对距离, $z=0$ 处为喷管进口位置。从图中可看出, 三种模型都基本能模拟出壁面压力分布, 不同的是, 标准 $k-\varepsilon$ 模型模拟出的结果相对另外两个模型误差比较大。从图 2 所示的比较结果可看出, RNG $k-\varepsilon$ 模型和 S-A 模型计算所得结果与试验结果基本最吻合, 通过表 1 是三种湍流模型计算值与试验结果数据相比, (RNG) $k-\varepsilon$ 模型比其它两个湍流模型误差较小, 与实验结果更为接近。

以上分析表明, 采用 RNG $k-\varepsilon$ 湍流模型对激波诱导矢量喷管内流场进行模拟能够反映出流场的真实流动情况。以下对激波诱导矢量喷管内流场特性的分析都是基于 (RNG) $k-\varepsilon$ 湍流模型的计算结果而展开的。

2.2 不同注气量对喷管性能的影响

注气压强是由注气边界条件给定的, 而注气流量是根据注气缝处的流场参数计算出来的, 两者是一一对应的。

表 1 不同模型的矢量角计算值及实验结果(后缝)

Table 1 Comparison of three turbulence models for C_d

	落压比	$\omega/\%$	$\delta/(^{\circ})$		误差($^{\circ}$)
			计算	实验	
S-A 模型	4	9.6	18.14	16.34	1.8
	10	9.6	9.27	8.83	0.44
	4	2.5	7.05	5.66	1.39
	10	2.4	2.16	1.73	0.43
(RNG) $k-\varepsilon$ 模型	4	9.6	16.61	16.34	0.27
	10	9.6	9.64	8.83	0.81
	4	2.5	7.15	5.66	1.49
	10	2.4	2.14	1.73	0.41
标准 $k-\varepsilon$ 模型	4	9.6	17.74	16.34	1.40
	10	9.6	9.35	8.83	0.52
	4	2.5	7.01	5.66	1.35
	10	2.4	2.15	1.73	0.42

图 3 给出了不同注气量下喷管上壁面压力分布。表 2 给出了关于矢量角的计算值和实验值及误差。计算结果与试验结果都表明, 当 $NPR=10$ 时, 可以看出随着注气量逐渐的增大矢量角也逐渐的增大, 最大可达 9.64° 。当 $NPR=4$ 时, 情况类似, 最大的角度可达 16.61° 。随着注气量的增大, 上壁面扩张片气流分离的位置向射流缝上游移动。而在射流缝的后面, 上壁面压力变化不是

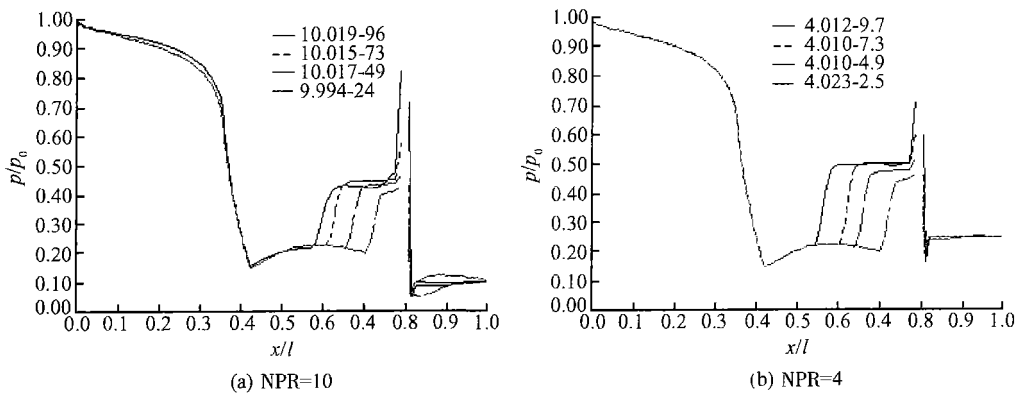


图 3 不同注气量下的上扩张片壁面压力分布(后缝)
Fig. 3 Effect of IPR on surface pressure distribution along upper flap.

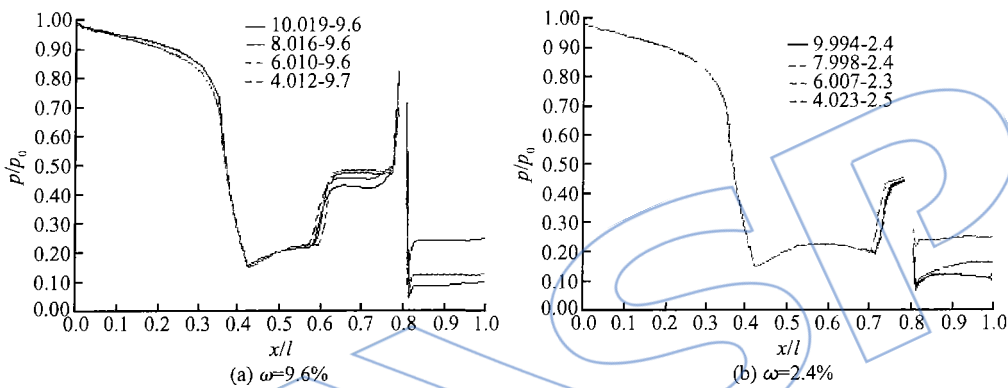


图 4 不同落压比下的上扩张片壁面压力分布(后缝)
Fig. 4 Effect of NPR on surface pressure distribution along upper flap

表 2 不同注气量的矢量角计算值及实验结果(后缝)

Table 2 Effect of IPR on comparison for C_d				
落压比	$\omega / \%$	$\delta / (^\circ)$		误差($^\circ$)
		计算值	实验值	
4	2.5	7.15	5.66	1.49
	5.0	9.73	10.10	-0.37
	7.5	12.90	13.26	-0.36
	10.0	16.61	16.34	0.27
10	2.5	2.14	1.73	0.41
	5.0	4.10	3.81	0.29
	7.5	7.20	6.23	0.97
	10.0	9.64	8.83	0.81

很明显。虽然由于矢量偏转,在喷管出口处的气流速度分布已出现明显不对称的情况,但气流临界截面位置($Ma=1$)基本上还处在喷管几何喉道附近,并没有太明显的偏移。

2.3 不同落压比对喷管性能的影响

图 4(a)和图 4(b)分别给出了 $IPR=9.6$ 和 $IPR=2.4$ 时不同落压比的喷管上壁面压力分布

图。
从图中可以看出,注气缝前面的压力分布基本一致,注气缝后的压力分布随着落压比不同有所不一样,当 $NPR=4.0$ 时,气流是过度膨胀的,有比较显著的变化;通过表 3 中的数据可以看出,随着落压比的增大,矢量角逐渐的减少,和预期的完全一致。

表 3 不同落压比的矢量角计算值及实验结果(后缝)

Table 3 Effect of NPR on comparison for C_d				
$\omega / \%$	落压比	$\delta / (^\circ)$		误差($^\circ$)
		计算值	实验值	
2.5	4	7.15	5.66	1.49
	6	3.70	2.25	1.45
	8	2.21	2.05	0.16
	10	2.14	1.73	0.41
9.6	4	16.61	16.34	0.27
	6	12.92	12.40	0.52
	8	10.50	10.09	0.41
	10	9.64	8.83	0.81

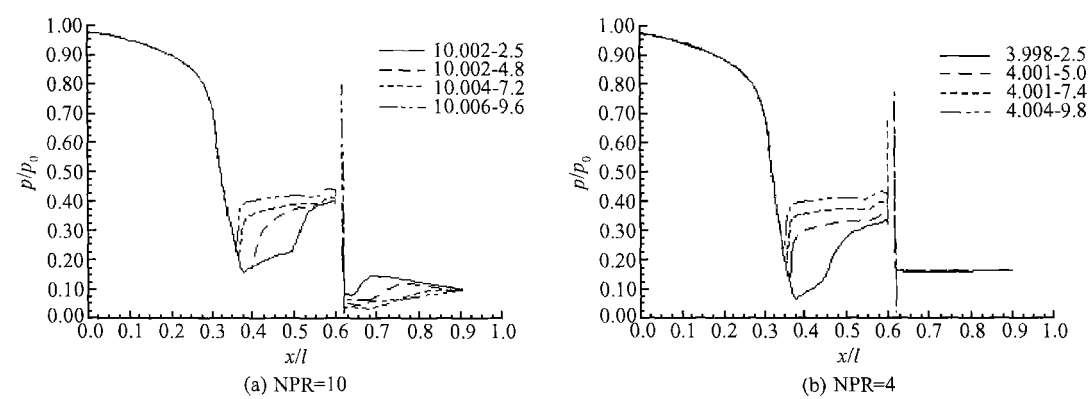


图5 不同注气量下的上扩张片壁面压力分布(前缝)

Fig. 5 Effect of NPR on surface pressure distribution along upper flap

2.4 注气位置对喷管性能的影响

图5(a)和图5(b)分别给出了 $NPR=4$ 和 $NPR=10$ 两种不同状态下前缝注气的上壁面压力分布图,表4是与试验相比的数据。

通过与图4和表1相比,随着注气量的增加,压力向上游推进,前缝和后缝有着类似的规律,并且前缝推进的幅度小于后缝的;通过对矢量角的比较发现,在相同落压比和注气量的情况下,后缝明显要比前缝大。此结论与文献[5]中的结论是一致的。

表4 不同注气量的矢量角计算值及实验结果(前缝)

Table 4 Effect of NPR on comparison for C_d				
落压比	$\omega/\%$	$\delta/(^{\circ})$		误差/ $(^{\circ})$
		计算值	实验值	
4	2.5	7.76	2.84	4.92
	5.0	13.92	11.03	2.89
	7.5	14.82	13.58	1.24
	10.0	13.83	13.04	0.79
10	2.5	1.96	1.83	0.13
	5.0	3.93	3.95	-0.02
	7.5	5.63	5.34	0.29
	10.0	7.12	5.34	1.78

3 结论

(1)通过采用三种不同湍流模型对激波诱导二元矢量喷管内流场进行计算,并与模型试验结

果进行比较分析之后,将(RNG) $k-\varepsilon$ 二方程模型确定本文最终要采用的湍流模型。

(2)本文在矢量喷管的内流计算中,喷管矢量角的计算值和实验值基本吻合;在 $NPR=4$, $\omega=9.6\%$ 时,矢量角最大可达 16.61° 。

(3)通过不同注气压力、喷管落压比和注气位置对喷管矢量角的影响分析,结果表明矢量角随着注气压力的升高而升高,随着喷管落压比增大而降低,在相同注气压力和落压比情况下,后缝注气产生的矢量角大。

参考文献:

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

[2] Patrick J Yagle, Daniel N Miller, Brant Ginn K, et al. Demonstration of fluidic throat skewing for thrust vectoring in structurally fixed nozzles[R]. *A S M E 2000 GT-0013.*

[3] Barth T J, Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes [R]. *A I A A 89-0366.*

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

[5] 王强, 付尧明, 额日其太. 基于流体注入控制的轴对称矢量喷管三维流场计算分析[J]. *推进技术, 2002, 6(3): 441-444.*

Wang Qiang, Fu Yaoming, Eriqitai. Computational analysis of three dimensional nozzle flow field with fluidic injection control[J]. *Journal of Propulsion Technology, 2002, 6(3): 441-444.*