

V型尾缘喷管流场特性数值模拟*

李敬轩, 王 方, 黄 勇, 邓 甜

(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重点实验室, 北京 100083)

摘 要: 模拟计算了一系列 V 型尾缘 (Chevron) 收敛喷管的详细涡结构 (包括流向涡和展向涡)、引射系数、推力损失等性能, 并与相关实验结果进行了对比验证。采用有限体积 QUICK 格式和标准 $k-\varepsilon$ 湍流模型, 结合壁面函数求解雷诺平均的 N-S 方程。通过模拟计算与实验结果的对比, 验证了计算方法的可行性。通过计算得出: V 型尾缘喷管齿弯角越大, 核心区长度越短, 喷管出口下游的流向涡和展向涡的强度和尺度也越大。V 型尾缘的齿弯角每增加 1° , 对应的喷管的堵塞比约增加 0.98%, 喷管的推力损失约增加 1.71%, 引射系数约增加 3.45%。

关键词: V 型尾缘⁺; 强化混合⁺; 涡结构; 推力损失; 数值仿真

中图分类号: V232 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2008) 06-0701-04

Numerical simulations on the flow fields downstream chevron nozzles

LI Jing-xuan, WANG Fang, HUANG Yong, DENG Tian

(National Key Laboratory of Aircraft-Engines, Coll. of Energy and Power Engineering,
Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Several chevron nozzles were numerical simulated. The vortex structure, entrainment ratio and thrust loss were analyzed. The QUICK and finite volume method, standard $k-\varepsilon$ turbulence model, wall functions were employed to solve the N-S equations. The result shows that increasing chevron bend angle can enhance the fine-scale mixing, improve the initial axial velocity decay rate and increase the strength and the scale of the streamwise vortices and the spanwise vortices. When the bend angle increases by 1° , the block ratio is improved by 0.98%, the thrust loss is raised by 1.71% and the thrust-per-mass-flux is improved by 3.45%.

Key words Chevron nozzles⁺; Enhancement of mixing⁺; Vortex structure; Thrust loss; Numerical analysis

1 引 言

现代适航标准对民用飞机噪声的要求变得越来越苛刻, 而飞机发动机的噪声很大一部分来自于排气^[1]。作为一种能够有效抑制噪声的方法, 强化混合得到了国内外专家的认同。

目前, 小突片^[2]被公认为在高速射流的强化混合方面效果最好。小突片之所以能够强化混合, 是因为每个小突片下游产生了一对方向相反的流向涡, 从而使下游流场严重变形, 导致混合的加剧^[3]。

近些年来, 作为小突片的变体, V 型尾缘由于能够更有效地抑制噪声^[1], 得到了研究者的重视, 并

应用在一些民用^[4]和军用发动机上^[5]。国外研究者在实验和数值模拟上, 针对 V 型尾缘的强化混合以及噪声抑制作用, 做了相当多的工作^[6~8]。但是对于 V 型尾缘的混合机理以及推力特性却鲜有报道。

本文在课题组前人工作的基础上^[9~11], 对系列具有不同齿弯角的 V 型尾缘的喷管建模计算, 对比实验结果^[7], 来验证数值计算方法的可行性。在计算结果的基础上, 详细分析了强化混合机理以及喷管的推力损失、引射系数等性能。

2 物理模型与计算方法

文章所研究的三种 V 型尾缘喷管是在文献 [2]

* 收稿日期: 2007-11-08 修订日期: 2008-05-10

基金项目: 凡舟基金 (200704056)。

作者简介: 李敬轩 (1984—), 男, 博士生, 研究领域为喷管强化混合。Email: Li_jx@sjp.buaa.edu.cn

中喷管 SMC001的基础上修型得到的,其形状参数如表 1所示。CN00为不带尾缘的喷管,作为基准喷管。CN06-1, CN06-2, CN06-3尾缘数为 6 喷管进口直径为 152.6 mm。表 1中给出了各种型号的喷管的尾缘齿数、喷管长度、齿弯角、堵塞比以及尾缘出口直径,其中堵塞比定义为尾缘在喷管出口上的投影面积与喷管出口面积的比值,尾缘出口直径定义为尾缘相对的两个齿的齿顶之间的距离。

Table 1 Parameters of chevron nozzles computed				
Nozzle designation	Nozzle length/mm	Bend angle/(°)	Block ratio	Tip-to-tip distance/mm
CN00	212.3	-	-	56.2
CN06-1	236.6	0	0	56.2
CN06-2	234.9	5	7.2%	52.2
CN06-3	225.3	18	15.4%	47.7

湍流模型采用标准 $k-\epsilon$ 二方程模型,同时内外壁面采用无滑移边界条件和增强型壁面函数。算法采用时间推进的有限体积法,在 FLUENT 6.3 软件上实现,求解器采用基于密度的隐式求解器,考虑到几何形状的对称性,只对周向上 1/6 的形体划分网格,紧贴壁面的网格 y^+ 为 1。通过网格无关性的验证,确定网格节点数为 110 万,计算中通过迭代达到收敛。

喷管入口采用压力入口边界条件,进口总压为 178.106 2 kPa,进口总温为 286.45 K,外流远场采用无反射边界条件,FLUENT 软件中采用无穷远压力条件,远场压力为 97.767 5 kPa,温度为 280.17 K,自由流设为静止状态。

3 计算结果与讨论

3.1 算法验证

图 1 为 V 型尾缘喷管 CN06-2 出口下游流向不同位置 YZ 截面上总压分布对比图。其中,图 1(a)和 (c)为数值模拟结果,图 1(b)和 (d)为文献 [7] 中的实验结果。本文中,分别取了喷管出口下游两个流向

位置 (X/D_c 分别为 0.1 和 1.0) 上 YZ 截面上的总压分布图,其中 D_c 为 50.8 mm。从图中可以看出。计算得到的总压分布跟实验结果基本一致。

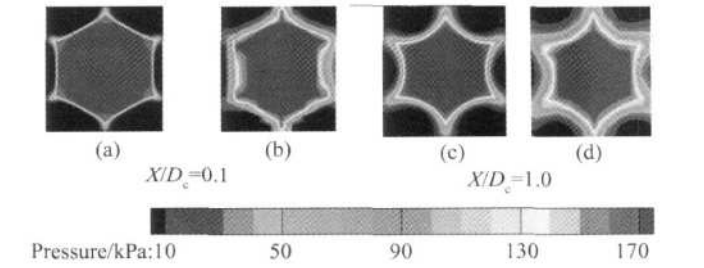


Fig. 1 Stagnation pressure contours at varying axial locations downstream from CN06-2 nozzle exit

图 2 为 4 种喷管出口下游轴线速度分布对比曲线。其中, U/U_c 为喷管出口轴线方向速度 U 与出口中心轴线方向速度最大值 U_c 的比值, D_c 为 50.8 mm。其中实验数据来自文献 [7]。通过对比可以发现,计算结果跟实验结果基本一致,从而验证了计算方法的可行性。

3.2 喷管出口下游轴线速度分布对比

图 3 为带有不同齿弯角的 V 型尾缘喷管出口下游轴线速度分布对比曲线。从图 3 中可以看出,齿弯角越大,核心区长度越短 (CN06-3 的核心区长度要比 CN06-1 的短 2.5 倍 D_c 的长度),也即齿弯角越大,喷管出口下游轴线速度衰减越剧烈,这也与文献 [9~11] 中的小突片的实验结果具有相同的趋势。

3.3 V 型尾缘喷管出口下游流场涡的强度和分布

为了分析方便,定义了无因次形式涡强度,即

$$\Omega^* = \Omega \frac{D_c}{U_p} \tag{1}$$

式中 Ω 为涡的强度, $D_c = 50.8$ mm, $U_p = 300$ m/s

图 4 为具有不同齿弯角的 V 型尾缘喷管出口下游不同位置上的流向涡的强度和分布。从图中可以看出,在每个齿的下游都产生一对方向相反的流向涡,在下游流场,流向涡逐渐扩展,并且向轴线位置靠

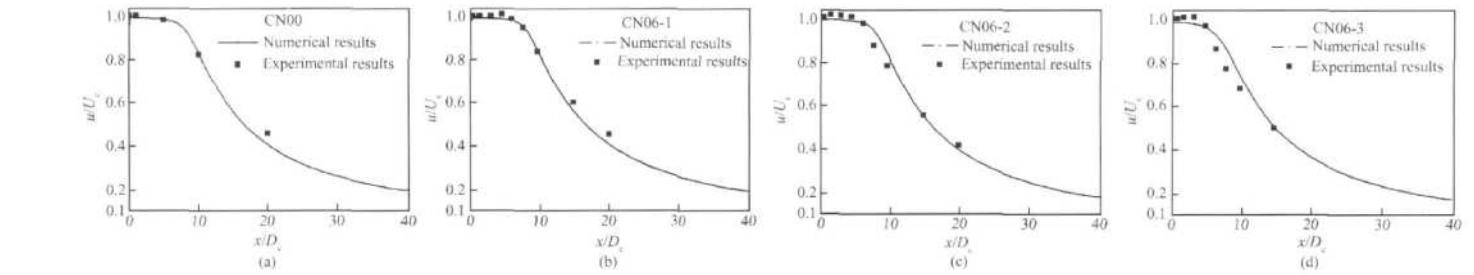


Fig. 2 Centerline velocity contours of the nozzles

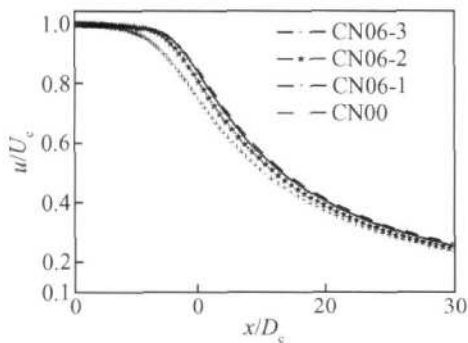


Fig. 3 Centerline velocity contours of different nozzles

近。表 2 为不同喷管、下游不同位置的流向涡强度的绝对值的最大值。从表 2 中可以看出随着齿弯角的增大, 流向涡的强度逐渐增大, 这种情况在靠近喷管出口的部位尤其明显。这些部位也正是喷管出口气流与周围气流强烈混合的地方, 较大强度的流向涡有助于气流的掺混, 在下游, 气流掺混基本完毕, 流向涡的强度相差不大。

图 5 为具有不同齿弯角的 V 型尾缘喷管出口下游流场的展向涡的强度和分布。随着齿弯角的增大, 展向涡的最大值逐渐增大, 即喷管核心流与周围气流之间的掺混更加强烈, 这一点与文献 [11] 的 PIV 测试结果相符。当齿弯角增大的时候, 喷管出口下游流场的展向涡向周围扩散更强, 这也证实了当流向涡和展向涡同时存在于混合流动过程时, 流向涡能够使展向涡的分布形状发生扭曲, 从而使剪切混合作用加强^[11]。所以可以得出, 随着齿弯角的增大, V 型尾缘

喷管出口下游流场的展向涡在强度和尺度上都得到了提高, 有利于强化混合。

3.4 单位流量推力及引射系数

在迭代结束后, 通过积分, 得到地面状态下单位流量推力 Th^* 和推力损失系数, 并通过对喷管出口和喷管出口下游 1 倍 D_c 截面上 (D_c 等于 50.8 mm) 的质量流量积分, 确定了喷管的引射系数 Φ 。

单位流量推力

$$Th^* = \frac{Th}{m_{\infty}^*} = \frac{A_i \int \rho v^2 dA - A_e \int \rho v^2 dA}{A_e \int \rho v dA} \quad (1)$$

推力损失系数

$$Cf_g = 1 - Th^* / Th_{CN00}^* \quad (2)$$

引射系数

$$\Phi = (m_{\infty}^* - m_e^*) / m_e^* \quad (3)$$

式中 Th 为喷管在地面状态时的推力, Th_{CN00}^* 为基准喷管 CN00 的单位流量推力, A_i 为喷管进口面积, A_e 为喷管出口面积。 m_e^* 为喷管出口处的质量流量, m_{∞}^* 为喷管出口下游 1 倍 D_c 截面上质量流量。

Table 2 Maximal absolute value of streamwise vortices

Nozzle designation	$X/D_c = 0.1$	$X/D_c = 1$	$X/D_c = 5$	$X/D_c = 10$
CN06-1	1.29	0.05	0.0051	0.0088
CN06-2	4.01	1.08	0.0185	0.0088
CN06-4	8.97	1.87	0.0240	0.0076

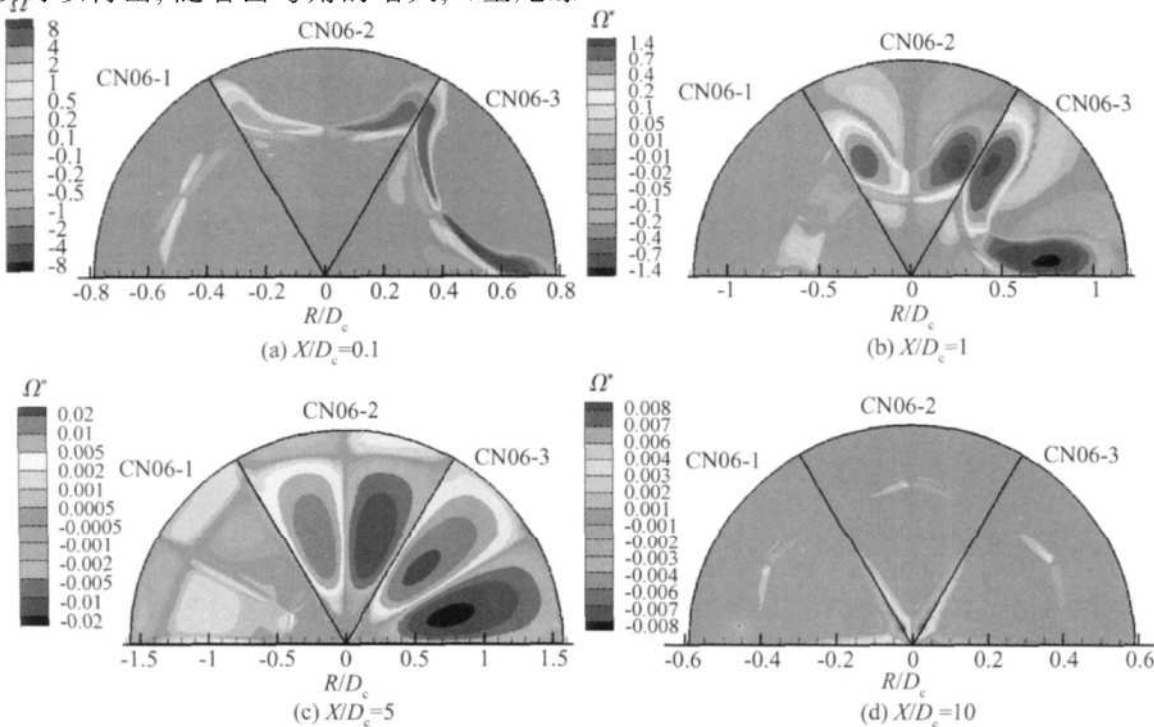


Fig. 4 Streamwise vorticity contours of different nozzles

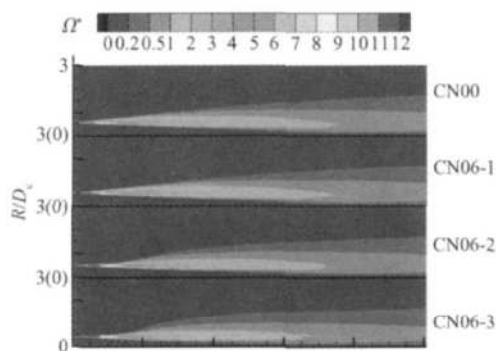


Fig. 5 Slantwise vorticity contours in the plane through chevrons

图 6 图 7 分别给出了喷管的推力损失系数和引射系数随喷管尾缘和喷管的堵塞比的变化。从两幅图中可以看出,在本文范围内,齿弯角每增加 1° ,喷管的单位流量推力 Th^* 约降低 1.71%,喷管的引射系数 Φ 约增加 3.45%。而由于齿弯角增大,喷管的堵塞比也增大,堵塞比每增加 1%, Th^* 约降低 1.74%, Φ 约增加 3.51%。

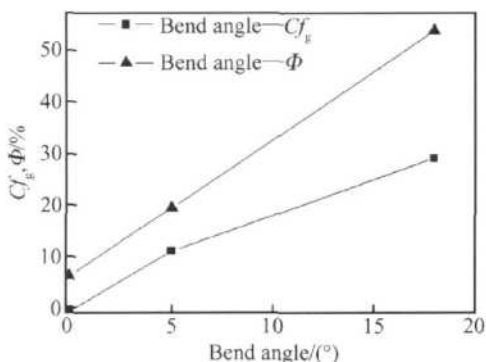


Fig. 6 Variation of Cf_g and Φ with bend angle

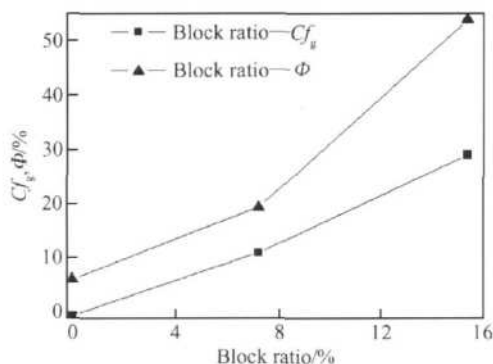


Fig. 7 Variation of Cf_g and Φ with block ratio

4 结 论

(1) V 型尾缘能够有效地缩短喷管核心射流的长度。当 V 型尾缘的齿弯角增大的时候,核心射流的长度缩短。

(2) V 型尾缘喷管出口下游同时产生了流向涡

与展向涡,由于两种涡的作用,喷管出口下游气体得到强化混合。齿弯角越大,喷管出口下游的流向涡和展向涡的强度和尺度越大。

(3) 当 V 型尾缘的齿弯角增大的时候,喷管的单位流量推力降低,而喷管的引射能力提高。在本文范围内,齿弯角每增加 1° ,喷管的单位流量推力 Th^* 约降低 1.71%,喷管的引射系数 Φ 约增加 3.45%。堵塞比每增加 1%, Th^* 约降低 1.74%, Φ 增加 3.51%。

参考文献:

- [1] 李立国,张靖周. 航空用引射混合器 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [2] Zaman K B M Q, Reeder M F, Sn y M Sa. Supersonic jet mixing enhancement by "Delta-Tabs" [R]. AIAA 92-3548.
- [3] Bohl D G, Foss J F. Characteristics of the velocity and streamwise vorticity fields in a developing tabbed jet [R]. AIAA 95-0102.
- [4] Kandebo S W. GE team of test new JSF nozzle [J]. Aviation Week & Space Technology, 1996 144(16).
- [5] Seiner John M, Ukeiley Laurence S, Jansen Bernard J. Noise reduction technology for F/A-18 E/F aircraft [R]. AIAA 2004-2972.
- [6] Engblom W A, Khavaran A, Bridges J. Numerical prediction of chevron nozzle noise reduction using WND-MGBK methodology [R]. AIAA 2004-2979.
- [7] Bridges J E, Brown C A. Parametric testing of chevrons on single flow hot jets [R]. AIAA 2004-2824.
- [8] Kenzakowski D C, Kannepalli C. Jet simulation for noise prediction using advanced turbulence modeling [R]. AIAA 2005-3086.
- [9] 黄 勇, 郭志辉, 魏福清, 等. 小突片对收敛喷管推力特性的影响研究 [J]. 北京航空航天大学学报, 2001, 27(6).
- [10] 黄 勇, 吴建航, 吴寿生. 小突片强化混合研究 [J]. 推进技术, 1999, 20(5). (HUANG Yong WU Jian-hang WU Shou-sheng Investigation on jet mixing enhancement by small tabs [J]. Journal of Propulsion Technology, 1999, 20(5).)
- [11] 左秀娟, 黄 勇, 李 永, 等. 喷管加装小突片强化射流混合的 PV 测量 [J]. 推进技术, 2004, 25(1). (ZUO Xiu-juan, HUANG Yong LI Yong et al. PV measurements of the jet flows enhanced by tabs fixed on convergent-divergent (C-D) nozzles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(1).)

(编辑: 郭振伶)