

文章编号:1000-8055(2011)01-0154-07

V 形尾缘分开排气喷管喷流流场的数值模拟

康冠群, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 采用二阶迎风离散格式并选用 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 湍流模型, 对轴对称分开排气喷管和核心喷管上采用 V 形尾缘的分开排气喷管的喷流流场进行三维数值模拟. 结果表明, 相对基准轴对称分开排气喷管, V 形尾缘一方面引入了流向涡, 另一方面增加了核心喷流与风扇喷流之间的混合层长度, 强化了喷流的混合, 有效地缩短了热核心区的长度, 降低了喷流中心线附近的最大速度. 此外, V 形尾缘随着偏转角度的增加在一定的轴向范围内显著地减小了喷流速度和总温, 相对而言, V 形尾缘长度的增加对喷流混合的加强作用并不明显.

关 键 词: 分开排气; V 形尾缘; 喷流流场; 数值模拟; 强化混合

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical simulation on jet flow field of separate flow nozzles with chevron trailing edge

KANG Guan-qun, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: Three-dimensional numerical simulations for the jet flow field of separate flow nozzles with/without chevrons on core nozzle were carried out. Calculation was conducted by employing second order upwind discretization scheme and RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ turbulent model. As compared with baseline axisymmetric separate flow nozzle, addition of chevrons can strengthen the jet mixing since chevrons introduce streamwise vortices and increase the length of the mixing layer between core stream and fan stream, resulting in obvious reduction of hot potential core length and the decay of jet maximum velocity near the centerline. Moreover, increment of chevron deflection angle greatly enhances vortex strength so as to decrease jet velocity and total temperature substantially in a certain axial range. Relatively, reinforcement of jet mixing with increment of chevron length is not evident.

Key words: separate flow; chevron trailing edge; jet flow field; numerical simulation; mixing enhancing

现代和未来大型飞机需要较高推力, 尤其在高的起飞总质量的情况下, 大型飞机分开排气喷管需要足够的喷流速度以满足推力要求, 然而较大的喷流速度带来了排气噪声的增加. 在先进亚声速降噪计划 (AST) 支持下, 美国航空航天局 (NASA) Glenn 研究中心、美国通用电气飞机发动机 (GEAE) 集团等机构曾合作进行了分开排气

喷管 (SFN) 的降噪试验. 该项目验证了几种加强喷流混合和抑制噪声的有效装置, 包括 V 形尾缘、鳍状调节片等, 这些混合装置质量轻便, 容易集成到现有排气系统上, 并且在巡航状态下产生的推力损失很小^[1-5].

国外对分开排气喷管的研究包括流场和降噪研究^[6-9]、推力计算^[10]、不同算法求解的流场比较^[11]

收稿日期: 2009-12-04; 修订日期: 2010-03-08

作者简介: 康冠群 (1984-), 男, 山西吕梁人, 博士生, 主要从事发动机内流气动热力学方面的研究.

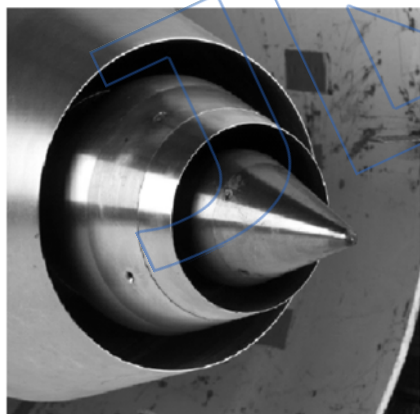
等方面, 缺乏对分开排气喷管 V 形尾缘结构参数的研究, 而国内对分开排气喷管的研究甚少^[12].

本文以模拟的飞机起飞状态 ($Ma_{\infty} = 0.28$) 作为计算条件, 对涵道比为 5 的基准轴对称分开排气喷管和核心喷管上采用 V 形尾缘 (包括内外交错的和非交错的) 的分开排气喷管的喷流流场进行了三维数值模拟, 并将计算结果与已有试验数据进行对比. 在此基础上, 对 V 形尾缘的结构参数 (偏转角度和长度) 进行了摸底研究.

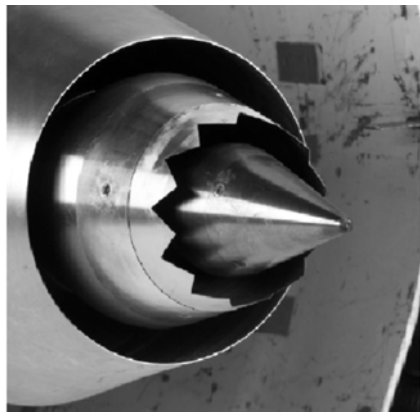
1 计算描述

1.1 计算模型

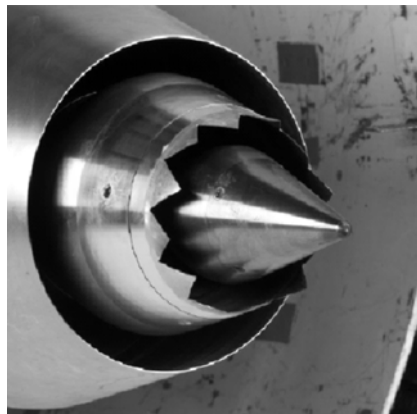
采用文献[1]中的三个模型, 如图 1. 其中非交错 V 形尾缘的分开排气喷管和内外交错 V 形尾缘的分开排气喷管 ($3C_{12}B$ 和 $3A_{12}B$) 是对基准轴对称分开排气喷管 ($3BB$) 的核心喷管尾缘进行修形得到的, 三种排气喷管的基本几何参数相同. 风扇喷管出口直径 130.96 mm, 收敛角 14° . 核心和风扇喷管的尾缘厚度均为 0.127 mm, 核心喷管的出口在风扇喷管出口下游的 108.38 mm 处. 中心锥的最大直径为 94.08 mm, 尾部角为 16° , 中心锥从核心喷管出口伸出 136.02 mm.



(a) 3BB



(b) $3C_{12}B$



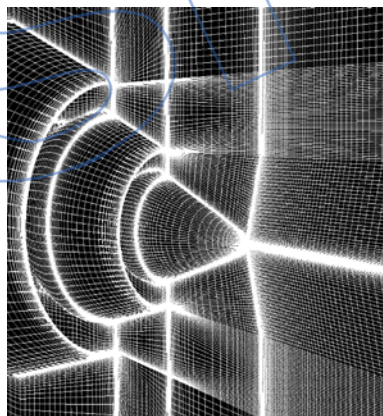
(c) $3A_{12}B$

图 1 模型视图^[1]

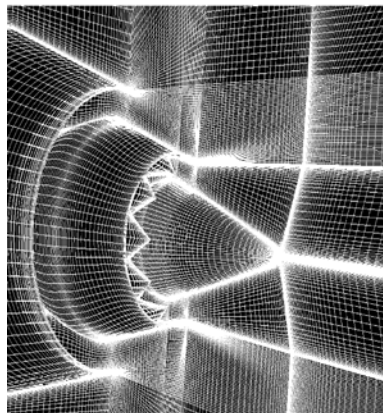
Fig. 1 View of model^[1]

1.2 数值模拟方法

计算区域的边界轴向延伸至距离中心锥末端 $20D$ (D 为风扇出口直径) 处, 径向延伸至距离中心线 $5D$ 处. 为减少计算网格, 选取对称面以计算整个流场的 $1/2$ 区域, $3BB$ 和 $3A_{12}B$ 的局部网格如图 2 所示.



(a) 3BB



(b) $3A_{12}B$

图 2 基准轴对称分开排气喷管和内外交错 V 形尾缘分开排气喷管的局部网格图

Fig. 2 Close-up of computational grid for baseline axisymmetric separate flow nozzle and alternating chevrons separate flow nozzle

选取飞机的起飞状态作为数值模拟的计算条件,自由流静压 99 285 Pa、静温 294.26 K、马赫数 0.28,风扇喷管进口气体总温 333.33 K(为与文献中试验结果对比较,图3中计算采用 363.33 K),总压 181 698 Pa,核心喷管进口气体总温 833.33 K、总压 166 805 Pa,固体内无热源并且壁面绝热。

CFD(computational fluid dynamics)算法为耦合隐式的有限体积法,求解时间推进的雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程。离散格式选用二阶迎风格式,湍流模型为重整化群 RNG(renormalization group) $k-\epsilon$ 模型,并且使用非平衡壁面函数处理近壁区域。

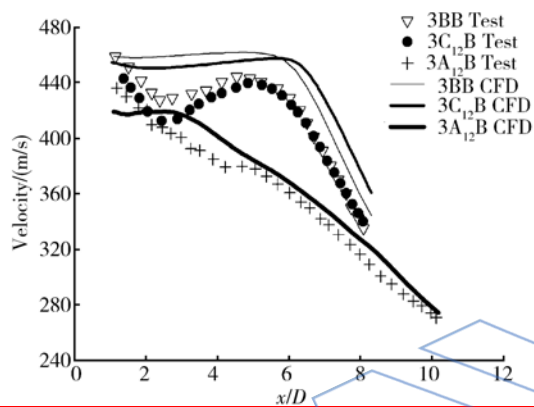


图3 喷流中心线附近速度 ($y=12.7\text{ mm}$, $z=0\text{ mm}$)

Fig. 3 Velocity near jet centerline
($y=12.7\text{ mm}$, $z=0\text{ mm}$)

2 结果与分析

2.1 V形尾缘对喷流中心线附近最大速度和中心线总温的影响

图3为喷流中心线附近的最大速度相对轴向(x 轴)的变化曲线, $x=0$ 位于中心锥末端, D 为风扇出口直径。相对于3BB, $3A_{12}B$ 在轴向大部分范围内均使最大速度明显降低,而 $3C_{12}B$ 和3BB的喷流中心线速度分布基本相同。此外,图4给出了三种分开排气喷管沿喷流中心线的总温分布。 $3A_{12}B$ 的喷流中心线总温在 $4D$ 到 $10D$ 范围内比3BB的总温显著降低,与此比较, $3C_{12}B$ 的影响相对较小。

2.2 V形尾缘对喷流高温核心区的影响

在轴向与径向组成的横截面上,喷流的局部总温分布见图5, $x=0$ 位于风扇出口处。3BB的喷流高温核心区一直延伸至距离风扇出口大约 $8D$ 处才消失,与此比较, $3A_{12}B$ 将高温核心区的

长度缩短了将近 $1/3$,说明了 $3A_{12}B$ 的V形尾缘极大地加强了核心喷流和风扇喷流之间的混合,加快了喷流高温区的消失。同时, $3C_{12}B$ 对高温核心区的长度衰减并不明显。可见, $3A_{12}B$ 对喷流的强化混合效果强于 $3C_{12}B$ 。

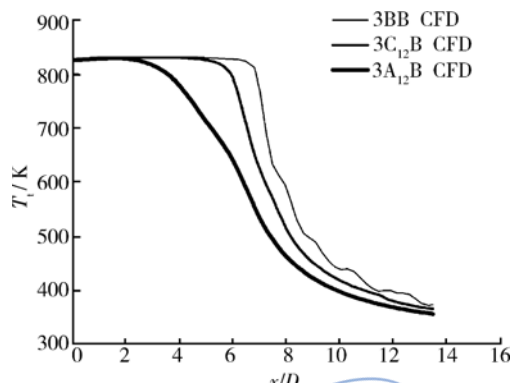


图4 喷流中心线的总温分布

Fig. 4 Total temperature distributions along jet centerline

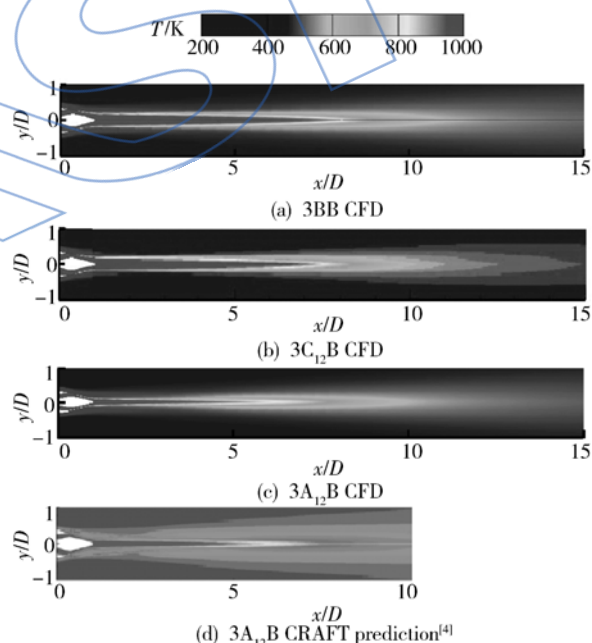


图5 喷流总温图

Fig. 5 Jet total temperature profiles

2.3 V形尾缘强化喷流混合的分析

以风扇出口处为 $x=0$,选取5个垂直于轴向的横截面,其轴向位置分别为 $1.091D$, $1.871D$, $3.118D$, $6.236D$, $10.394D$,三种分开排气喷管在5个截面的总压、总温分布如图6、图7所示。相对于3BB的核心喷流与风扇喷流之间的轴对称环形混合层, $3A_{12}B$ 的喷管出口上游产生6个波瓣

结构, $3C_{12}B$ 则形成 12 个离散的结构. 波瓣结构和离散结构的生成, 说明 V 形尾缘引入了流向

涡, 流向涡卷吸核心喷流到风扇喷流, 同时卷吸风扇喷流到核心喷流, 强化了两股喷流之间的混合.

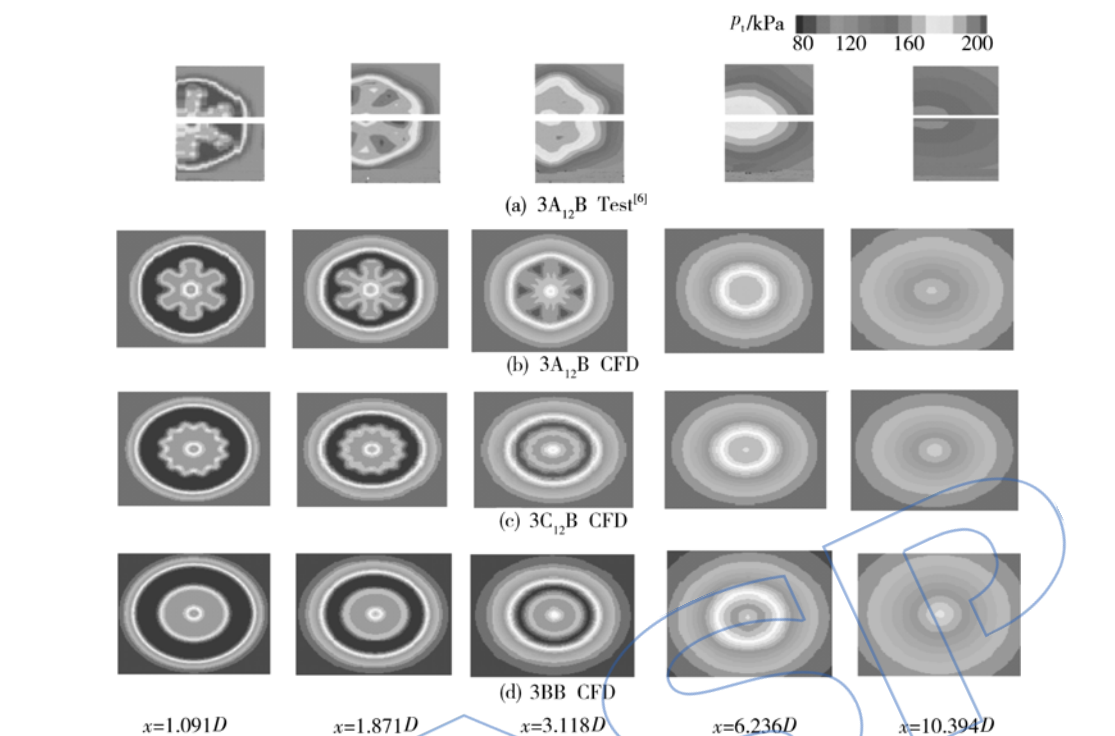


图 6 不同横截面的总压分布

Fig. 6 Total pressure profiles at five axial locations

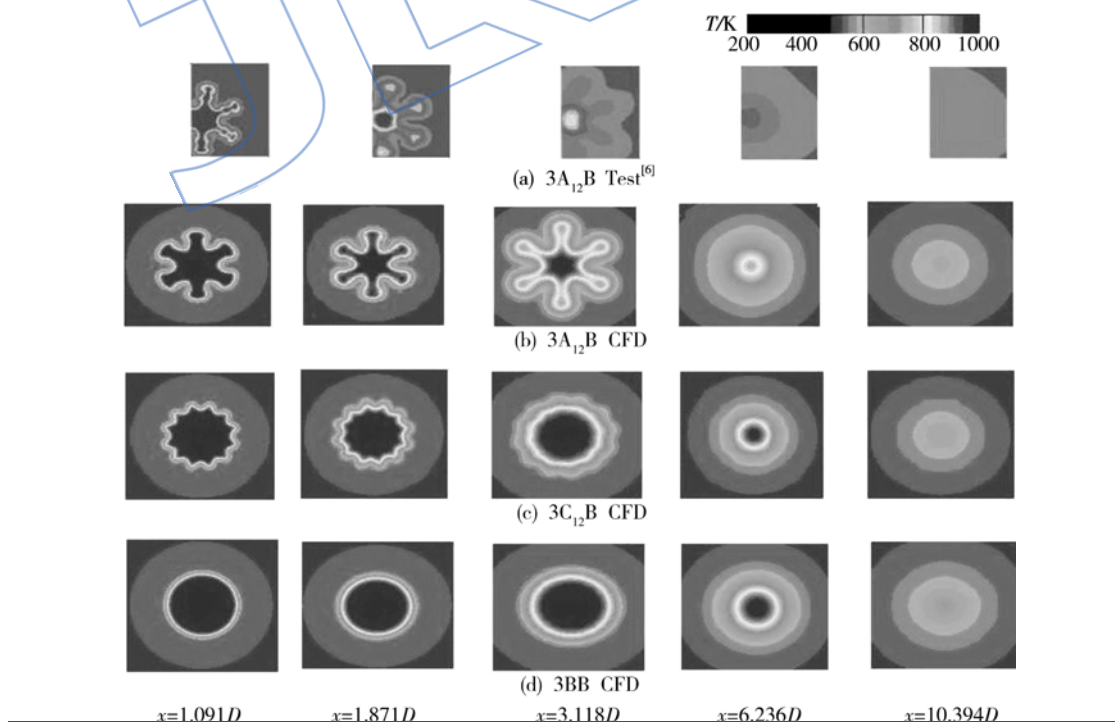


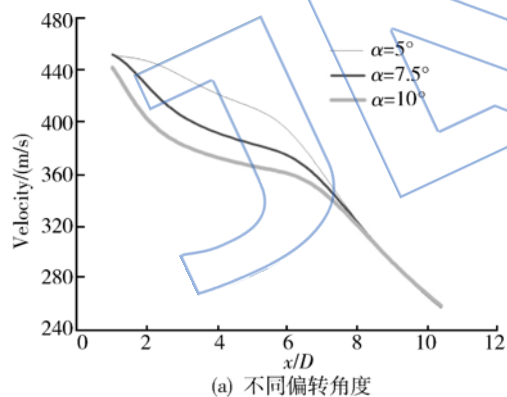
图 7 不同横截面的总温分布

Fig. 7 Total temperature profiles at five axial locations

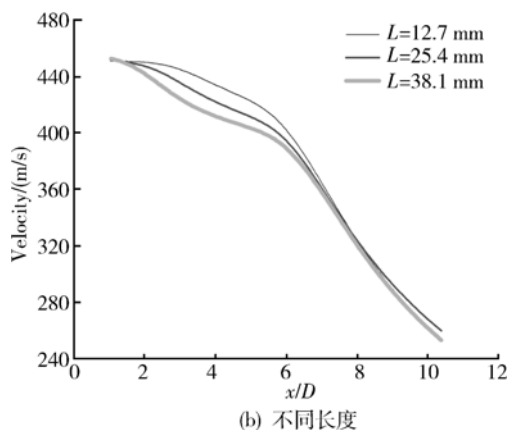
在同一轴向位置, $3A_{12}B$ 的两股喷流之间的混合层长度大于 $3C_{12}B$ 的混合层长度, 因此 $3A_{12}B$ 的喷流混合效果要强于 $3C_{12}B$. 随着轴向距离的增加, $3A_{12}B$ 产生的波瓣的尺度和范围增大以致逐渐模糊, 到 $6.236D$ 处波瓣形状已经消失, 总压、总温均呈轴对称分布. 此外, 核心喷管上的 V 形尾缘对风扇喷流与自由流之间的剪切层没有影响.

2.4 V 形尾缘结构参数对喷流影响的摸底研究

$3A_{12}B$ 相对 $3C_{12}B$ 具有较好的促进混合效果, 因此选取 $3A_{12}B$ 进行 V 形尾缘结构参数的研究. 图 8、图 9 分别是 3 个不同偏转角度 α (偏转角度指相对 $3C_{12}B$ 的 V 形尾缘位置所偏转的角度) 和 3 个不同长度 L 的 V 形尾缘下 $3A_{12}B$ 的喷流中心线附近 ($y=12.7\text{ mm}$, $z=0\text{ mm}$) 速度和中心线总温的数值模拟结果. 大约在 $2D\sim7D$ 范围内, 随着 V 形尾缘偏转角度或者长度的增加, 喷流中心线速度和总温均有不同程度的衰减, 其中偏转角度的影响更加显著. V 形尾缘角度的增加意味着对喷流的贯入度加强, 极大地强化了核心喷流和风扇喷流的混合, 因此对中心线速度和总温的抑制作用比较明显.



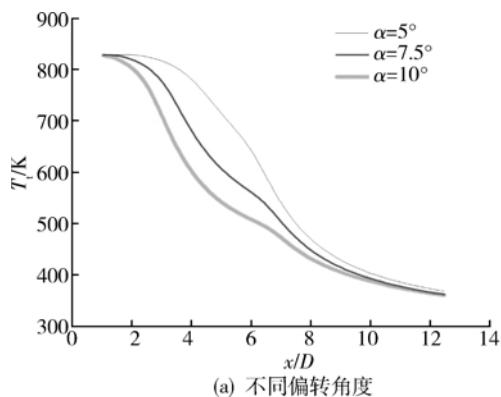
(a) 不同偏转角度



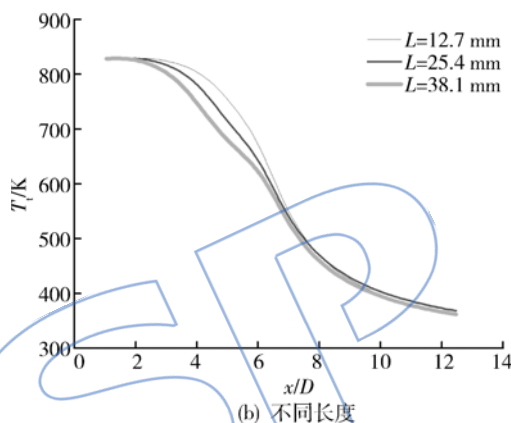
(b) 不同长度

图 8 V 形尾缘的喷流中心线附近速度分布

Fig. 8 Velocity distributions near jet centerline



(a) 不同偏转角度



(b) 不同长度

图 9 V 形尾缘的喷流中心线总温分布

Fig. 9 Total temperature distributions of jet centerline

从喷流总温分布(图 10)可以看出, V 形尾缘偏转角度 α 从 5° 变化到 7.5° , 使热核心区的长度减少了将近 $2D$, 7.5° 变化到 10° 时, 热核心区长度也有细小缩减. 同时, V 形尾缘长度 L 的改变并未显著影响热核心区的长度. 这与图 8、图 9 所反映出的信息是一致的.

V 形尾缘偏转角度的改变之所以比长度的改变对喷流混合的影响显著, 是因为随着 V 形尾缘对喷流贯入度的增加, 使得流向涡促进混合的作用增强. 图 11 为不同角度和不同长度下各个横截面上整个 360° 周向的流向涡的平均值. 在 $1.091D$, $1.871D$, $3.118D$ 这三个轴向位置, 随着偏转角度或者长度的增加, 同一横截面上流向涡的值均有不同程度的增加, 相对而言, 偏转角度的影响比长度的影响显著. 另外, 将图 11 与图 6、图 7 对照, 可以发现, 正是由于在 $1.091D$, $1.871D$, $3.118D$ 这三个轴向位置 V 形尾缘导致的涡量比较大, 在涡的作用下产生了图 6、图 7 中的波瓣和离散结构, 流向涡和增加的混合层长度加强了喷流的混合. 在位置 $6.236D$ 和 $10.394D$, V 形尾缘偏转角度或者长度的改变对涡量基本没有影响, 因此 V 形尾缘的作用随之不复存在, 这可以说明

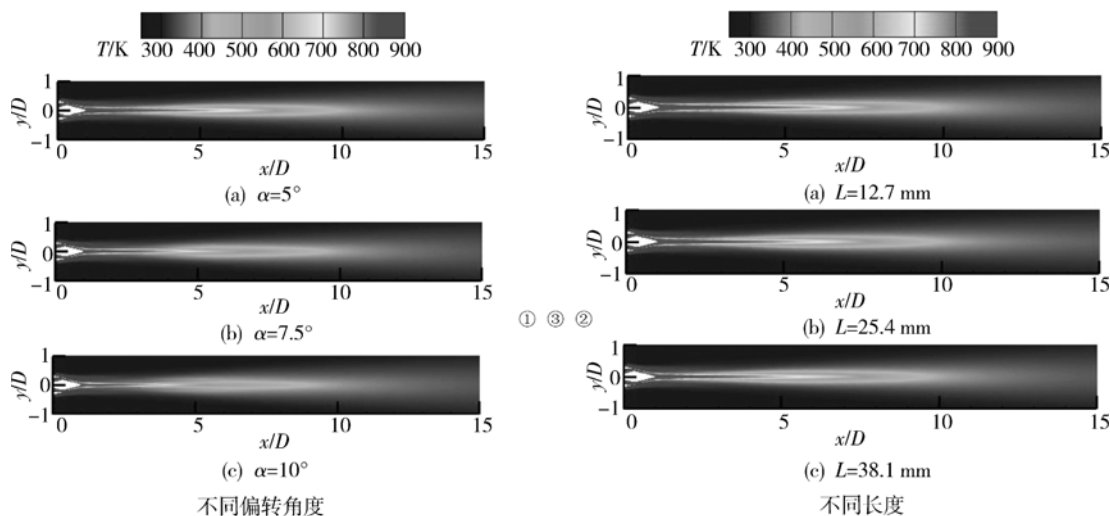


图 10 V 形尾缘的喷流总温图
Fig. 10 Jet total temperature profiles

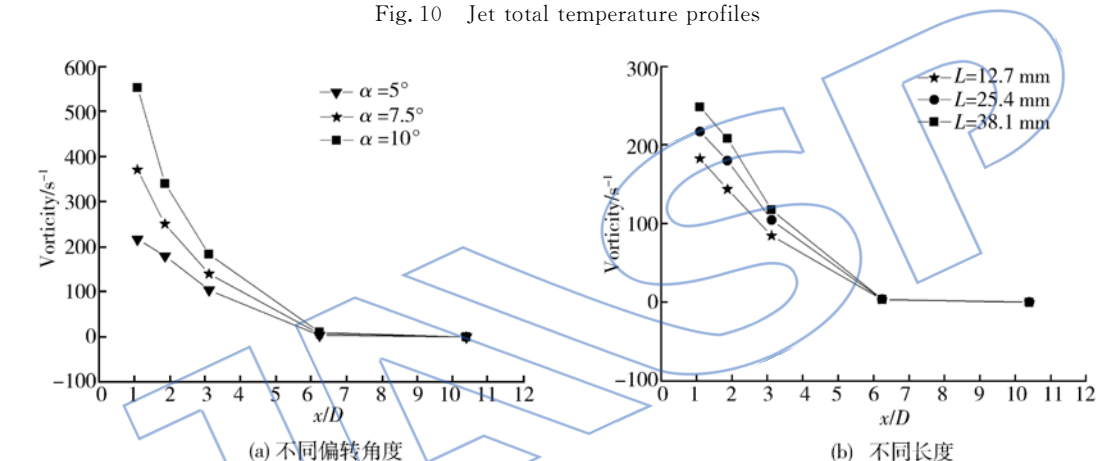


图 11 V 形尾缘在 5 个轴向位置横截面上流向涡的平均值
Fig. 11 Cross-sectional average of streamwise vortices at five axial locations

图 6、图 7 中波瓣结构和离散结构在这两个位置的消失,以及图 8、图 9 中 V 形尾缘偏转角度和长度对喷流下游的速度和总温基本没有影响。

3 结 论

本文数值模拟了基准轴对称分开排气喷管和核心喷管上采用 V 形尾缘的分开排气喷管的喷流流场,对比分析了 V 形尾缘强化喷流混合的过程和机理,同时研究了 V 形尾缘偏转角度和长度对喷流的影响,得出结论如下:

1) 相对基准轴对称分开排气喷管,内外交错 V 形尾缘分开排气喷管的喷流高温核心区长度明显缩短,同时显著降低了喷流中心线附近的最大速度和喷流总温. 与内外交错的 V 形尾缘相比较,非交错 V 形尾缘的作用并不明显。

2) V 形尾缘引入了流向涡,流向涡又使两股喷流之间的混合层长度增加,流向涡的卷吸作用

和喷流之间混合层长度的增加是 V 形尾缘强化喷流掺混的原因。

3) V 形尾缘偏转角度的增加使得在一定的轴向范围内显著地减小了喷流中心线附近的速度和喷流总温,同时缩短了喷流热核心区的长度. 与此比较, V 形尾缘长度的增加对喷流混合效果的改善并不明显。

另外,风扇喷管上同时采用 V 形尾缘、不同涵道比下 V 形尾缘如何选择以及 V 形尾缘角度的改变对巡航状态下推力系数的影响等,有待进一步的深入研究。

参考文献:

- [1] Janardan B A, Hoff G E, Barter J W, et al. AST critical propulsion and noise reduction technologies for future commercial subsonic engines; separate-flow exhaust system noise reduction concept evaluation [R]. NASA/CR-

- 2000-210039, 2000.
- [2] Low J K C, Schweiger P S, Premo J W, et al. Advanced subsonic technology (AST) separate-flow high-bypass ratio nozzle noise reduction program test report[R]. NASA/CP-2000-210040, 2000.
- [3] Saiyed N. Separate flow nozzle test status meeting[R]. NASA/CP-2000-210524, 2000.
- [4] Golub R A, Rawls J W, Russell J W. Evaluation of the advanced subsonic technology program noise reduction benefits[R]. NASA/TM-2005-212144, 2005.
- [5] Shin H W, Babbitt R. Experimental study of exhaust system mixers for a subsonic jet noise reduction[R]. AIAA Paper 96-2650, 1996.
- [6] Koch L D, Bridges J, Khavaran A. Mean flow and noise prediction for a separate flow jet with chevron mixers[R]. AIAA-2004-189, 2004.
- [7] Peace A J. A method for calculating axisymmetric afterbody flows[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987, 3 (4): 357-364.
- [8] Peery K M, Forester C K. Numerical simulation of multistream nozzle flows[R]. AIAA-1979-1549, 1979.
- [9] Abdol-Hamid K S, Uenishi K, Keith B D, et al. Commercial turbofan engine exhaust nozzle flow analyses[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(3): 431-436.
- [10] Saiyed N H, Mikkelsen K L, Bridges J E. Acoustics and thrust of separate-flow exhaust nozzles with mixing devices for high-bypass-ratio engines[R]. AIAA-2000-1961, 2000.
- [11] Georgiadis N J, Yoder D A, DeBonis J R. A comparison of three navier-stokes solvers for exhaust nozzle flowfields[R]. AIAA-99-0748, 1999.
- [12] 邵万仁, 尚守堂, 张力, 等. 大涵道比涡扇发动机排气喷管技术分析[C]//中国航空学会 2007 年学术年会论文集. 深圳: 中国航空学会, 2007.