

文章编号:1000-8055(2012)10-2236-07

尾缘锯齿修形对波瓣强迫混合排气系统性能影响

丁玉林¹, 刘友宏¹, 谢 翌¹, 邵万仁², 吴 飞²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 针对某涡扇发动机波瓣强迫混合排气系统建立了尾缘锯齿修形流场数值计算模型, 通过三维数值模拟研究, 得到了不同尾缘锯齿修形波瓣强迫混合排气系统流场的演变规律和热混合效率、总压恢复系数的变化规律。结果表明: 在强迫混合排气系统出口截面处, 热混合效率随修形量的增加而增大, 总压恢复系数随修形量的增加而减少。1 个三角形(1-SJ)锯齿修形模型的热混合效率最大, 达到 79.73%; 2 个梯形修形(2-TX)的综合效果最优, 其热混合效率达到 77.50%, 总压恢复系数比 1-SJ 高出 0.5%。

关 键 词: 尾缘锯齿修形; 波瓣; 混合排气系统; 热混合效率; 总压恢复系数

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of serrated cut at trailing edge on performance of lobed mixer in forced mixing exhaust system

DING Yu-lin¹, LIU You-hong¹, XIE Yi¹, SHAO Wan-ren², WU Fei²

(1. School of Jet Propulsion,

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

2. Shenyang Aeroengine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on a lobed mixer in the forced mixing exhaust system of a turbofan engine, geometric models of different serrated cuts at trailing edge were constructed. Through three-dimensional computational fluid dynamic simulations, the effect of serrated cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer in a forced mixing exhaust system on the thermal mixing efficiency and total-pressure recovery coefficient were studied. The results show that the thermal mixing efficiency rises while the total-pressure recovery coefficient declines as the cut size of the serrated cut increases. The thermal mixing efficiency of one triangle (1-SJ) serrated modification model was 79.73%. The thermal mixing efficiency of two trapezoidal modifications (2-TX) was 77.50%, and the total-pressure recovery coefficient of 2-TX was 0.5 percentage higher than that of 1-SJ.

Key words: serrated cut at trailing edge; lobed mixer; mixing exhaust system; thermal mixing efficiency; total-pressure recovery coefficient

波瓣强迫混合排气系统在涡扇发动机降噪、增推^[1-2]、抑制红外辐射^[3]等方面有广泛的应用。

收稿日期:2012-05-18

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121015.1020.201210.2236_005.html

作者简介: 丁玉林(1985—), 女, 黑龙江鹤岗人, 博士生, 主要从事气动、传热领域研究。

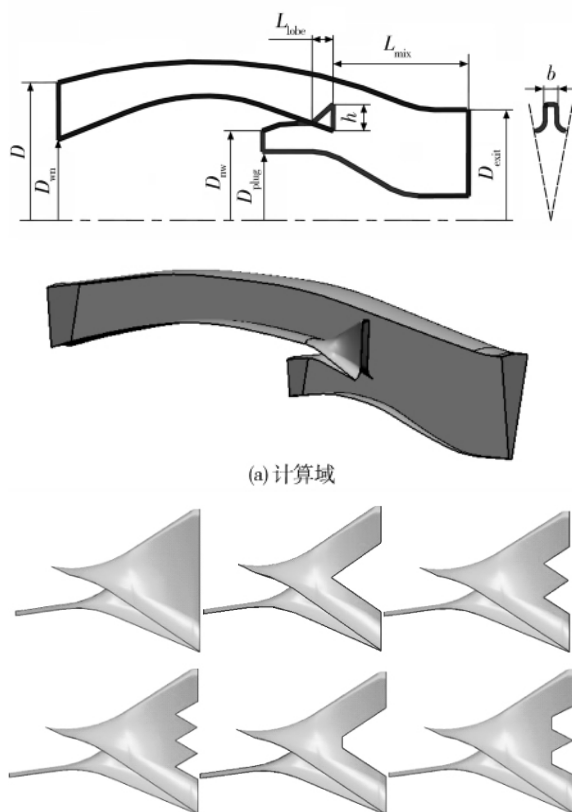
波瓣能够增加主、次流初始接触混合周长,并在波瓣尾缘处产生流向涡,使主、次流间混合强化.波瓣的几何结构和主、次流来流参数等影响着波瓣强迫混合排气系统的性能.对波瓣尾缘进行修形设计,能够减轻波瓣质量,强化波瓣的混合作用.针对波瓣的混合机理和几何结构,国内外在试验探究^[4-5]、理论分析和数值模拟^[6]方面进行的研究较多,而针对波瓣尾缘的修形方式对波瓣强迫混合排气系统影响的研究很少.本文在本课题组近年来对波瓣混合机理^[7-8]、混合参数^[9]、波瓣几何结构^[10-11]、尾缘设计^[12]的研究基础之上,以某涡扇发动机波瓣强迫混合排气系统为原型,运用计算流体动力学对不同尾缘锯齿修形波瓣强迫混合排气系统进行三维模拟,分析了流场演变规律和热混合效率、总压恢复系数 2 个性能参数的变化规律,定量研究了尾缘锯齿修形对波瓣强迫混合排气系统气动热力性能的影响.

1 数值研究

1.1 计算模型

本文波瓣为 16 瓣周期对称结构,故采用含 1 个完整波瓣的强迫混合排气系统区域作为计算域,如图 1(a) 所示.混合排气系统外涵机匣外径为 D ,外涵内径 D_{wn} 为 $0.79D$,内涵外径 D_{nw} 为 $0.65D$,中心锥直径 D_{plug} 为 $0.39D$.混合排气系统出口直径 D_{exit} 为 $0.797D$,波瓣尾缘处截面至混合排气出口处截面的距离 L_{mix} 为 $0.57D$.波瓣高度 h 为 $0.194D$,波瓣宽度 b 为 $0.038D$,波瓣长度 L_{lobe} 为 $0.149D$.在原型波瓣强迫混合排气系统(即没有任何尾缘修形,记为 YX)基础上分别采用等腰三角形和等腰梯形进行锯齿修形设计.如图 1(b) 所示,三角形和梯形的底边均位于尾缘,其中点与波瓣尾缘边中点重合.共 5 种修形,分别为:1 个三角形(记为 1-SJ),腰 $0.085D$,顶角 67° ;2 个三角形(记为 2-SJ),腰 $0.043D$,顶角 68° ;3 个三角形(记为 3-SJ),腰 $0.036D$,顶角 61° ;1 个梯形(记为 1-TX),上底 $0.015D$,腰 $0.07D$,下底 $0.095D$;2 个梯形(记为 2-TX),上底 $0.017D$,腰 $0.034D$,下底 $0.048D$.

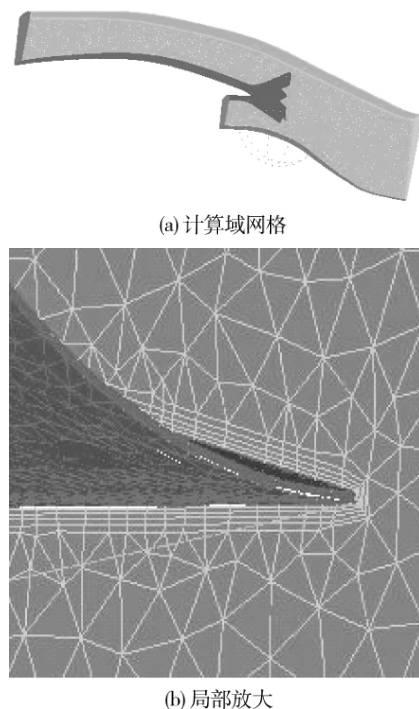
如图 2(a) 所示,采用非结构化网格离散计算域,并对波瓣尾缘和中心锥后缘区域进行局部网格加密.经网格无关解验证后总网格数约为 139 万, Y^+ 在 20 至 100 之间.如图 2(b) 所示,在边界壁面处采用 5 层棱柱网格进行加密.



(b) 原型及 5 种锯齿修形结构

图 1 计算域及锯齿修形结构

Fig. 1 Calculation domain and the serrated cuts of lobe



(b) 局部放大

图 2 计算域的三维网格及其局部放大图

Fig. 2 Mesh and its local magnification

1.2 边界条件及计算方法

波瓣强迫混合排气系统主流为燃气,次流

为空气. 燃气中各组分质量分数 CO_2 为 7.41%, O_2 为 14.68%, N_2 为 75.10%, H_2O 为 2.90%. 因为主、次流马赫数较大, 所以数值模拟中均假设为理想可压气体. 为保证涵道比, 内、外涵入口使用质量流量入口边界条件, 出口使用压力出口边界条件. 根据计算模型的对称性, 两纵截面采用对称边界条件. 在计算工况下, 按涡扇发动机实际的入口参数给定总压、总温和质量流量. 本文采用组分输运模型分析燃气与空气的混合. 其他计算方法与谢翌, 刘友宏对波瓣高宽比进行的数值模拟研究相同^[11].

1.3 数值方法验证

Cooper N J 等人^[13]对某波瓣混合器下游流场进行了详细测量. 对比本文数值计算方法进行 CFD 模拟验证, 在垂直于流动方向各截面上, 波瓣下游流向涡及正交涡最大值的 CFD 模拟值与实验值的对比分别如图 3、图 4 所示, 可知本文数值模拟计算模型的适用性与精确性.

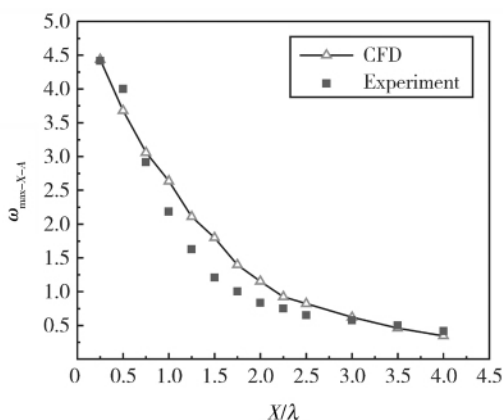


图 3 CFD 模拟与实验数据的流向涡最大值的对比

Fig. 3 Comparison of maximum streamwise vorticities between CFD and experiment

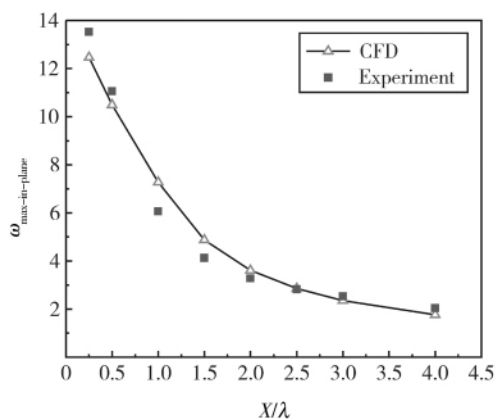


图 4 CFD 模拟与实验数据的正交涡最大值的对比

Fig. 4 Comparison of maximum spanwise vorticities between CFD and experiment

2 计算结果与分析

2.1 对称面上的速度、温度与燃气组分

各波瓣尾缘锯齿修形模型的速度分布变化趋势相似, 为节省篇幅在此仅给出 1-SJ 锯齿修形模型的速度分布等值线云图, 如图 5 所示. 外涵壁面边界层对流场有一定影响, 速度梯度较大. 速度分布沿流向在经过了波瓣强迫混合排气系统有效混合之后逐渐均匀. 图中右下角深色区域为排气系统喷管出口附近高速区, 速度最大值在 480 m/s 左右.

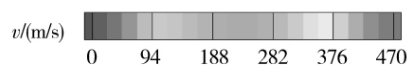


图 5 1-SJ 锯齿修形模型对称面处速度分布等值线云图

Fig. 5 Velocity contours of symmetry plane of 1-SJ

3-SJ 锯齿修形模型在对称面处的温度分布等值线云图如图 6 所示, 内涵高温区域最高温达 760 K 左右; 外涵为大气温度, 分布均匀, 在 280 K 左右. 在内、外涵交界面下游附近, 温度梯度较大, 温度过渡明显, 沿着流动方向温度过渡层快速增厚. 这是由于在内、外涵气流混合时, 在波瓣流向涡作用下, 传热传质急剧强化, 混合沿流向快速增强.

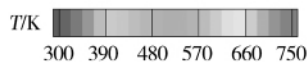


图 6 3-SJ 锯齿修形模型对称面处温度分布等值线云图

Fig. 6 Temperature contours of symmetry plane of 3-SJ

图 7 所示为 2-TX 锯齿修形模型对称面处氧气质量分数分布等值线云图. 各锯齿修形模型的对称面处氧气质量分数分布的总趋势相似, 外涵氧气组分为大气氧气组分值, 内涵为燃烧后的混

合气体,氧气组分低于外涵大气.内、外涵交界处,在氧分压梯度和流向涡的共同作用下,内、外涵氧气组分的过渡区域沿流向快速变宽.

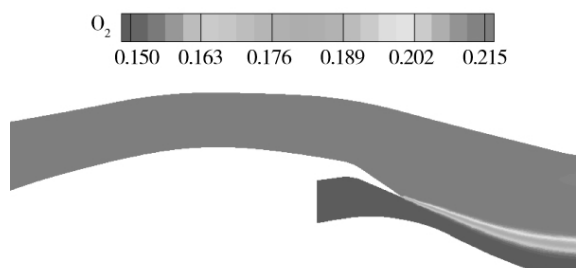


图 7 2-TX 锯齿修形模型对称面处氧气质量分数分布等值线图

Fig. 7 Oxygen mass component contours of symmetry plane of 2-TX

2.2 涡量分析

定义各横截面上流向涡无量纲涡量 ω_x

$$\omega_x = \frac{D}{U_{\text{hot}}} \left(\frac{\partial w}{\partial Y} - \frac{\partial v}{\partial Z} \right) \quad (1)$$

其中 U_{hot} 为主流入口速度, v, w 分别为流体在 Y, Z 方向上的分速度. 根据公式(1)定义, 5 种锯齿修形模型在 $X/D=0.01, 0.1, 0.3, 0.5$ 四个截面上的无量纲涡量场如图 8 所示, 为节省篇幅仅给出部分结果.

在波瓣尾缘处, 主流流体沿着波峰向外流动, 次流流体沿着波谷向内流动, 主、次流外张、内扩的速度大, 这样主、次流之间便形成了 1 对互相逆转并沿流动方向发展的旋涡, 即流向涡. 如图 8(a)所示, 此截面上流向涡刚刚形成, 但涡量大于之后各截面. 因 1-SJ 修形量最大, 且相对于 1-TX 有 1 个尖角, 使得主、次流混合得最早, 所以此种修形在 $X/D=0.01$ 截面的涡核较其他修形大且明显.

如图 8(b)所示, 在截面 $X/D=0.1$ 处, 流向涡明显形成, 主、次流不断混合, 流体速度降低, 在不断增强的湍流作用下, 主、次流流动的稳定性减弱, 流向涡由原始的波瓣尾缘的形状逐渐变化为椭圆形. 因流动的能量耗散作用, 流向涡的能量相比截面 $X/D=0.01$ 处下降. 1-SJ 形成的流向涡有 1 对较大涡核, 涡量最大值为 190, 这是因为提前掺混形成的较大涡能量大于其他修形. 1-TX 主、次流接触处为梯形折线, 所以形成的 1 对大涡随着流动的发展产生了分裂, 出现了 2 对相近的小涡. 2-TX 和 2-SJ 的 2 个齿都产生了 2 对主要涡, 并在靠近外流区有 1 对小涡. 3-SJ 在此截面涡量的最大值为 140, 为 5 种修形的最小.

随着流动的发展, 黏性耗散继续作用, 流向涡破碎, 流场中充满了各种湍流结构以及小尺度的涡结构, 如图 8(c)所示, 涡量的耗散促使流动掺混明显. 靠近混合排气系统出口处, 流向涡能量已消耗殆尽, 位置向流场上部发展, 如图 8(d)所示, 此处的动量交换已主要受壁面剪切层的影响.

2.3 热混合效率

Frost T H^[14] 根据一维流动模型推导、定义的热混合效率(下文简称混合效率)为

$$\eta_t = \frac{\int T^{0.5} d\dot{m} - T_{\text{hot}}^{0.5} \dot{m}_{\text{hot}} - T_{\text{cold}}^{0.5} \dot{m}_{\text{cold}}}{T_{\text{mix}}^{0.5} (\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}}) - T_{\text{hot}}^{0.5} \dot{m}_{\text{hot}} - T_{\text{cold}}^{0.5} \dot{m}_{\text{cold}}} \quad (2)$$

式中 $\dot{m}_{\text{hot}}$ 为主流质量流量, $\dot{m}_{\text{cold}}$ 为次流质量流量, T_{hot} 为主流的温度, T_{cold} 为次流的温度, T_{mix} 为主、次流体完全混合后的温度, 它的定义为

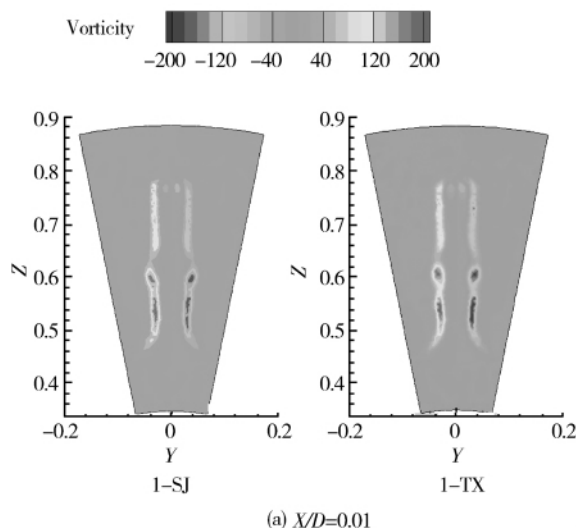
$$T_{\text{mix}} = \frac{T_{\text{hot}} \dot{m}_{\text{hot}} + T_{\text{cold}} \dot{m}_{\text{cold}}}{\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}}} \quad (3)$$

使用式(3)处理三维流场中每个单元流量时, 混合效率的计算结果经常会出现较大波动甚至出现负值, 不符合物理规律, 需要进行重新定义. 为此, 刘友宏、谢翌引入方差的概念, 经无量纲化整理后得到刘-谢热混合效率公式^[15]

$$\eta_{\text{tr}} = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{mix}})^2 d\dot{m}}{T_{\text{hot}}^2 \dot{m}_{\text{hot}} + T_{\text{cold}}^2 \dot{m}_{\text{cold}} - T_{\text{mix}}^2 (\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}})} \quad (4)$$

根据式(4), 可得到尾缘锯齿修形波瓣强迫混合排气系统沿流向的热混合效率变化规律曲线, 并与原型曲线的对比如图 9 所示.

因为锯齿修形的影响, 主、次流在锯齿处即开始掺混, 所以尾缘处热混合效率随着锯齿修形量



(a) $X/D=0.01$

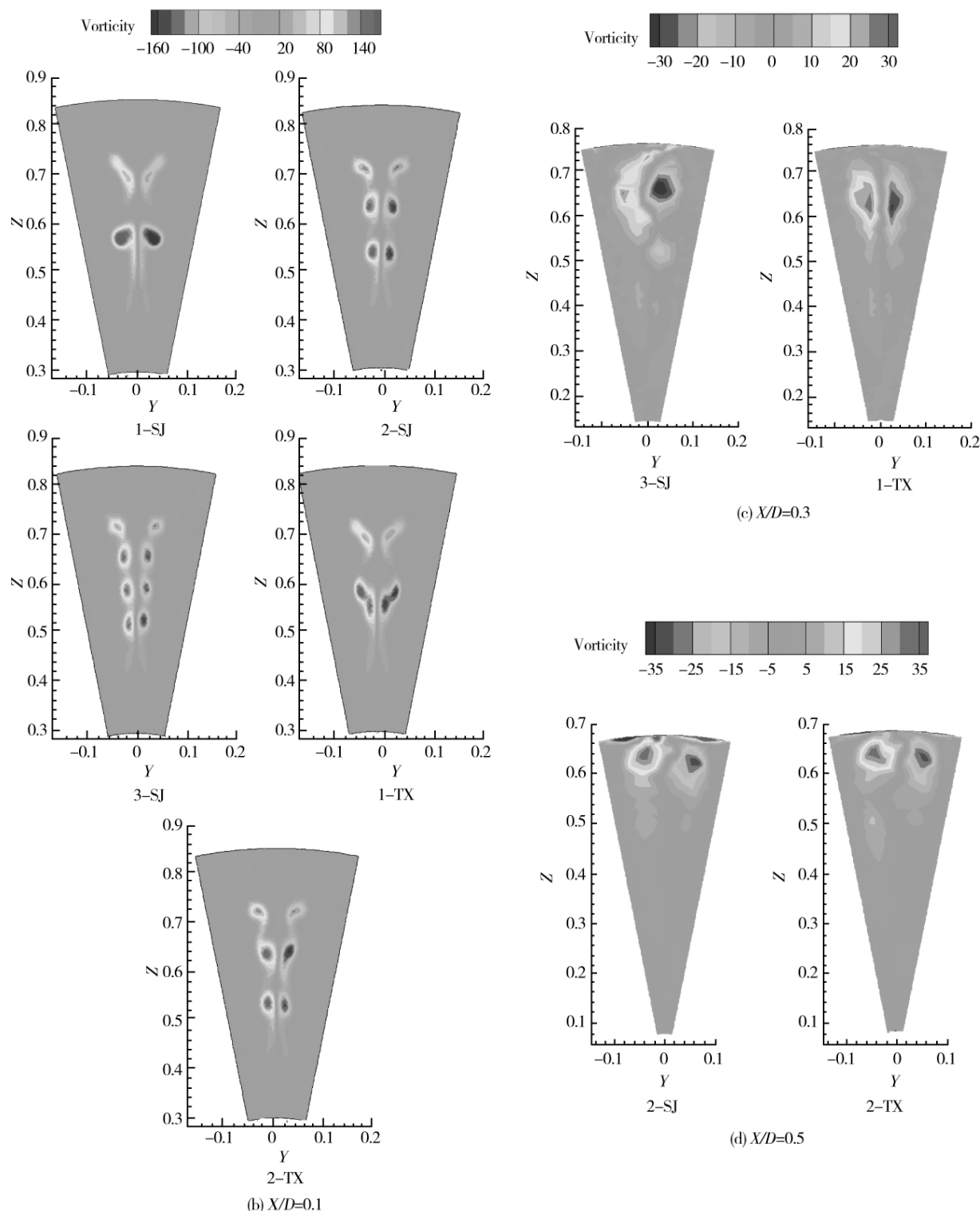


图 8 各锯齿修形模型不同截面上流向涡无量纲涡量图

Fig. 8 Scalar of non-dimensional streamwise vorticities on different cross planes of different serrated modifications

增大而提高,故如图 9 所示,6 条曲线按 1-SJ, 1-TX, 2-TX, 2-SJ, 3-SJ, YX, 从上至下依次排列。波瓣尾缘出口处,主、次流内扩、外张的速度大,流向涡涡量大能量高,混合的强度较大。故在 X/D 为

$0 \sim 0.2$ 阶段,热混合效率曲线的斜率大、增长快,各修形对热混合效率的影响不明显,曲线接近。流向涡的耗散阶段,即 X/D 为 $0.2 \sim 0.4$ 阶段,如图 8(c) 流向涡涡量图及分析,涡量耗散较大,涡量的

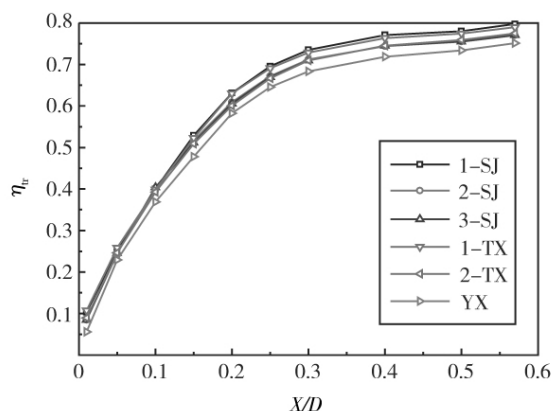


图 9 原型与 5 种锯齿修形模型的热混合效率

Fig. 9 Thermal efficiency of different serrated modifications

耗散促进流动掺混,热混合效率达到了 0.7 左右,上升斜率大大减小. 1-SJ 和 1-TX 曲线相近,曲线斜率大于其他修形. 1-SJ 的三角修形相比 1-TX 的梯形修形提前混合且修形量更大,故 1-SJ 的热混合效率大于 1-TX. 2-TX 和 2-SJ, 3-SJ 的修形量相近,产生的流向涡的发展相似,2-TX 略小于 2-SJ 和 3-SJ. 在 X/D 为 0.4 到混合排气系统出口,流向涡已破碎殆尽,混合主要受剪切层影响,热混合效率在 0.7 之后变化趋于平缓. 1-SJ 较其他几种修形提前混合,且产生大涡,对流动的热混合效率有一定的提高,在混合排气系统出口处的热混合效率达到 79.73%,同位置 YX 的热混合效率为 75.17%. 2-SJ 和 3-SJ 与 2-TX 曲线出现交叉,即 2-TX 修形的混合效果在初始时稍逊于 2-SJ 和 3-SJ,而在混合排气系统出口 2-TX 的热混合效率大于 2-SJ 和 3-SJ,达到 77.50%.

2.4 流动损失

波瓣强迫混合排气系统总压恢复系数定义为

$$\sigma = \frac{1}{\dot{m}_{\text{mix}}} \int p_{\text{mix}}^* d\dot{m}_{\text{mix}} \left/ \left(\frac{1}{\dot{m}_{\text{in}}} \int p_{\text{in}}^* d\dot{m}_{\text{in}} \right) \right. \quad (5)$$

式中 $\dot{m}$ 为质量流量, p^* 为总压,下标 mix 表示该值为波瓣尾缘下游主、次流接触混合后,垂直于流向的横截面上的值,下标 in 表示该值为波瓣强迫混合排气系统入口处的值.

5 种尾缘锯齿修形与原型波瓣强迫混合排气系统的总压恢复系数随 X/D 的变化趋势如图 10 所示,总压恢复系数均随 X/D 增大而减小,即随着热混合效率的增加,流动损失增大,总压恢复系数的变化趋势同热混合效率的变化趋势相反. 图中 6 条曲线按 YX, 3-SJ, 2-SJ, 2-TX, 1-TX, 1-SJ, 从上到下依次排列. 波瓣尾缘出口附近总压恢复

系数斜率大,即流向涡的掺混使能量耗散,在流向涡产生段,涡量最大,使能量的损失大. 在流向涡的发展破碎段,涡量减弱,能量耗散变小,总压恢复系数的变化率趋缓. YX 在混合排气系统出口处的总压恢复系数为 0.96878. 同位置 1-SJ 的总压恢复系数最小,为 0.96224,且 1-SJ 曲线的斜率大于其他曲线. 因为 1-SJ 修形面积最大,掺混最早,涡量最大,能量耗散率最大,使得总压恢复系数曲线的斜率最大. 3-SJ 和 2-SJ 的曲线极为相似,可见这两种修形在能量损失上的表现一致. 1-TX 和 2-TX 曲线在 $X/D=0.1$ 位置有交叉,在 $X/D=0.1$ 之前,1-TX 的总压恢复系数大于 2-TX,在 $X/D=0.1$ 之后,由于 1 个梯形修形产生大涡相比 2 个梯形修形产生的 2 对涡能量耗散更强烈,所以随着流动发展 1-TX 的总压恢复系数小于 2-TX.

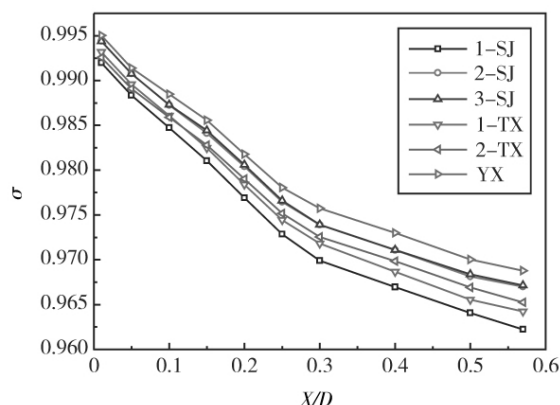


图 10 不同锯齿修形模型的总压恢复系数

Fig. 10 Total-pressure recovery coefficient of different serrated modifications

3 结 论

本文研究了波瓣尾缘锯齿修形对某涡扇发动机波瓣强迫混合排气系统性能的影响. 在本文研究参数范围内,可以得到如下结论:

- 1) 波瓣尾缘锯齿修形量越大,流向涡初始涡量值越大,对流动的掺混作用越强烈.
- 2) 强迫混合排气系统出口截面处,热混合效率随着修形量的增加而增大,1-SJ 锯齿修形模型的热混合效率最大,达到 79.73%.
- 3) 强迫混合排气系统出口截面处,各修形总压恢复系数均在 0.962~0.969 之间,且随着修形量的增加而减少.
- 4) 强迫混合排气系统出口截面处,2 个梯形

修形(2-TX)的综合效果最优,其热混合效率达到 77.50%,总压恢复系数比 1-SJ 高出 0.5%。

参考文献:

- [1] Tew D E. A computational study of mixing downstream of a lobed mixer with a velocity difference between the co-flow stream[D]. M A, US: MIT, Department of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [2] Presz W M, Reynolds G, McCormick D C. Thrust augment using mixer-ejector-diffuser systems[R]. AIAA Paper 94-0020, 1994.
- [3] 张靖周, 李立国, 高潮, 等. 波瓣喷管红外抑制系统的实验研究[J]. 航空动力学报, 1997, 12(2): 212-214.
ZHANG Jingzhou, LI Ligu, GAO Chao, et al. An experimental study on a lobed nozzle of an infrared suppression system[J]. Journal of Aerospace Power, 1997, 12(2): 212-214. (in Chinese)
- [4] Skebe S A, Paterson R W, Barber T J. Experimental investigation of three-dimensional forced mixer lobed flow fields[R]. AIAA Paper 88-3785, 1988.
- [5] 刘友宏, 陈锵, 李立国. 圆排波瓣圆柱混合管的气动特性实验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2000, 32(4): 375-380.
LIU Youhong, CHEN Qiang, LI Ligu, Experimental investigation of internal aerodynamics of periodically axisymmetry lobed exhaust-ejector mixers[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 32(4): 375-380. (in Chinese)
- [6] 刘友宏, 李立国. 有无中心锥圆排波瓣喷管引射器内流场模拟与比较[J]. 航空动力学报, 2002, 17(3): 280-286.
LIU Youhong, LI Ligu. Numerical simulation of flow field in circularly lobed exhaust-ejector mixer with/without a central plug[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(3): 280-286. (in Chinese)
- [7] LIU Youhong. Experimental and numerical investigation of circularly lobed ejector with bend mixer[J]. Heat Transfer-Asian Research, 2007, 36(7): 387-397.
- [8] LIU Youhong. Experimental and numerical research on high pumping performance mechanism of lobed exhaust-ejector[J]. International Communication of Heat and Mass Transfer, 2007, 34(2): 197-209.
- [9] 刘友宏, 谢翌. 菊花形混合器混合效率理论计算[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 740-745.
LIU Youhong, XIE Yi. Analytical solution of mixing efficiency of lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 740-745. (in Chinese)
- [10] 刘友宏, 樊超, 谢翌, 等. 波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(8): 1683-1689.
LIU Youhong, FAN Chao, XIE Yi, et al. Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(8): 1683-1689. (in Chinese)
- [11] 谢翌, 刘友宏. 波瓣高宽比对波瓣强迫混合排气系统性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(12): 2787-2794.
XIE Yi, LIU Youhong. Effect of ratio of height to width of lobe on the performance of a lobed mixer in a forced mixing exhaust system[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(12): 2787-2794. (in Chinese)
- [12] 刘友宏, 谢翌, 郭楠. 尾缘凹扇及综合修形对波瓣混合器性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 243-250.
LIU Youhong, XIE Yi, GUO Nan. Effect of elliptical and compositive cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 243-250. (in Chinese)
- [13] Cooper N J, Merati P, HU Hui. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA 2005-635, 2005.
- [14] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aero-engines [J]. Royal Aeronautical Society, 1966, 17: 141-160.
- [15] XIE Yi, LIU Youhong. A modified thermal mixing efficiency and its application to lobed mixer nozzle for aero-engines[J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(4): 317-335.