

文章编号: 1000-8055(2010)08-1683-07

波瓣数对波瓣强迫混合排气系统性能影响

刘友宏¹, 樊超¹, 谢翌¹, 邵万仁^{1,2}, 许羚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: 建立了不同波瓣数的某涡扇发动机波瓣混合排气系统的几何模型和数值计算模型, 通过三维数值模拟研究, 得到了在波瓣强迫混合排气中不同波瓣数对波瓣混合器流场、热混合效率和总压恢复系数的影响规律。结果表明: 在波瓣数 8~24 范围内, 在波瓣尾缘处, 流向涡无量纲平均涡量随波瓣数的增加而增大; 在混合排气系统出口截面处, 热混合效率随波瓣数的增加而减小, 总压恢复系数随波瓣数的增加先增大后减小再增大。

关键词: 排气系统; 波瓣混合器; 波瓣数; 热混合效率; 总压恢复系数

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Effect of lobe numbers on the performance of a lobed mixer in the forced mixing exhaust system

LIU You-hong¹, FAN Chao¹, XIE Yi¹, SHAO Wan-ren^{1,2}, XU Ling²

(1. School of Jet Propulsion,

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

2. Shenyang Aeroengine Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Geometric and numerical simulation models of a forced lobe mixing exhaust system with different lobe numbers were created. Though three-dimensional numerical simulation, the principle of effect of different lobe numbers in a forced mixing exhaust system was obtained. The results show that, non-dimensional average streamwise vorticities increase at the trailing edge of the lobe mixer with the growing number of lobe. At the exit section of the forced mixing exhaust system, thermal mixing efficiency declines as the lobe number increases; and the total-pressure recovery coefficient firstly increases when the lobe number increases from 8 to 16, then declines when it augments from 16 to 20 and finally increases when it rises from 20 to 24.

Key words: exhaust system; lobed mixer; lobe numbers; thermal mixing efficiency; total-pressure recovery coefficient

波瓣混合器由于其特殊的几何形状, 使主、次流的初始剪切接触周长大于同直径的圆管, 同时

因为在波瓣混合器下游流场中存在大尺度并随流动发展的流向涡以及正交涡系, 所以波瓣混合器

收稿日期: 2009-06-24; 修订日期: 2009-10-16

基金项目: 航空科技创新基金(07B51002)

作者简介: 刘友宏(1963-), 男, 江苏东台人, 教授, 博士, 主要从事传热传质、红外、力学等研究。

的混合性能优于同类的混合器.波瓣混合器在现代涡扇发动机尾焰红外辐射抑制、排气降噪以及增推方面具有广泛的应用^[1-3].

波瓣混合器性能主要由几何结构以及主、次流来流参数共同决定.就几何结构参数而言,目前国内外在实验以及数值模拟方面开展了很多研究,取得了丰硕的成果^[4-8].但对于采用热混合效率和总压恢复系数两个性能参数来系统定量研究不同波瓣数对波瓣混合器性能的影响,目前甚少.为此,本文采用商业 CFD(计算流体动力学)软件对不同波瓣数的某型波瓣强迫混合排气系统在相同流动参数下的三维流场进行了模拟,并根据热混合效率和总压恢复系数两个性能参数,定量研究了波瓣强迫混合器在不同波瓣数下性能的变化规律.

1 数值研究

1.1 计算模型

由于波瓣强迫混合排气系统的周期对称性,在数值模拟时选择包括一个完整波瓣结构的强迫混合排气系统区域作为模拟区域,如图 1(a)所示,图中中心对称轴为 x 轴, y 轴为径向, z 轴与 x 轴、 y 轴垂直,定义波瓣尾缘处 $x=0$.主、次流入口均为环形通道.在强迫混合排气系统入口处,机匣直径 D 为 1600 mm,内涵外径为 950 mm,外涵内径为 1020 mm,中心锥直径为 660 mm,强迫混合排气系统出口直径为 1300 mm.该强迫混合排气系统出口与入口的距离为 2140 mm.在保持波瓣内外张角($\alpha=20^\circ$, $\alpha=22^\circ$)以及波瓣尾缘处内、外涵气流流通面积不变的情况下,改变沿周向均布的波瓣数目 N_{lobe} ,使之分别为:8,12,16,20,24,如图 1(b)所示.对这一系列具有不同波瓣数的波瓣强迫混合排气系统使用 FLUENT 进行了数值模拟研究.

由于波瓣结构复杂且曲面较多,在对计算区域网格划分时,选用非结构化网格,并对波瓣面、中心锥以及机匣壁采用五层棱柱网格进行边界壁面加密,对波瓣尾缘以及中心锥后缘区域的网格进行局部加密.计算区域网格划分结果如图 2 所示,总网格约为 80 万.

1.2 边界条件及计算方法

波瓣强迫混合排气系统主、次流气体均为空气.因为主、次流速度大,马赫数高,所以将通过计算域的空气视为可压流体,其密度遵循理想气体

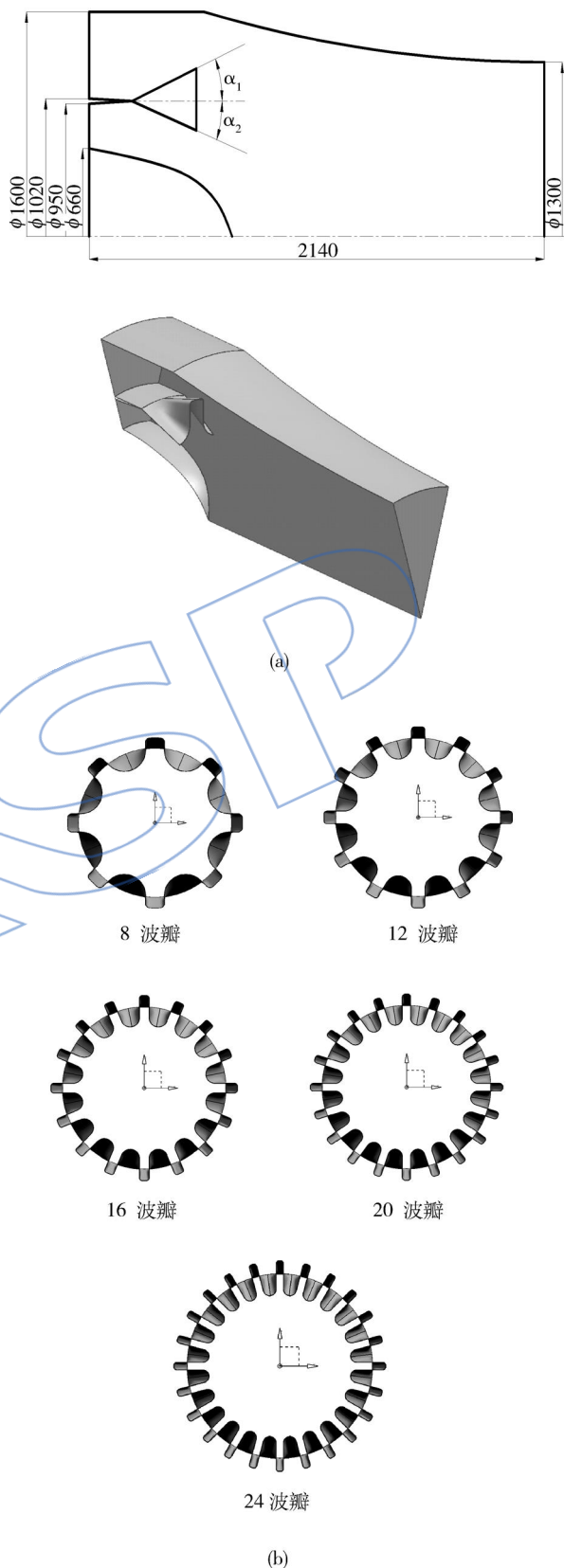


图1 计算区域以及不同波瓣数波瓣混合器的几何结构

Fig. 1 Calculation domain and structure of lobed mixer with variation in lobe numbers

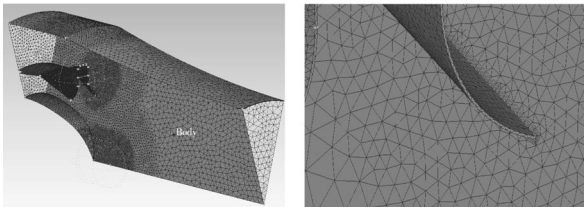


图 2 计算域的网格及其局部放大图
Fig. 2 Mesh and its local magnification

状态方程. 波瓣尾缘处内、外涵入口均选择压力入口条件,具体参数如表 1 所示,表中 p^* , T^* , m 分别表示总压、总温和流量. 根据计算模型关于中心轴的周期对称性,两波谷纵截面采用对称边界条件. 波瓣、中心锥及内机匣壁面都采用固壁边界条件.

表 1 边界条件

Table 1 Boundary conditions

Case	p^*/kPa	T^*/K	$m/(\text{kg/s})$
外涵	55.214	297.95	119.1
内涵	51.583	743.9	22.36

由 Cooper N J, Merati P, Hu H 等人^[9]对某型波瓣流场的 PIV (particle image velocimetry) 测量数据与使用不同湍流模型数值计算所得的结果对比可知,Realizable $k-\varepsilon$ 模型与实验结果最为相似,所以本文选择 Realizable $k-\varepsilon$ 模型作为计算的湍流模型. 在近壁处采用标准壁面函数进行波瓣强迫混合排气系统的数值模拟. 由于三阶 MUSCL (monotone upstream-centred schemes for conservation laws) 格式对非结构化网格具有较高的计算精度,所以对流动方程中的对流项采用三阶 MUSCL 格式,其他项均选择一阶迎风格式进行离散. 压力与速度的耦合采用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,收敛精度为 10^{-5} .

2 计算结果与分析

2.1 流场分析

不同波瓣数下,波瓣强迫混合排气系统计算流场分别如图 3 所示,为简洁起见,图 3 中仅给出了波瓣数 N_{lobe} 分别为:8,12,16,24 下的结果. 在图 3 中, x 为流向. 由图 3 可知,波瓣强迫混合排气系统在波峰、波谷 ($x/D = 0$) 处,向内、向外各存

在一定扩张角,使主、次流产生互为相反方向的横向分速度,这样在波瓣尾缘处产生一对互相逆转并沿流动方向发展的旋涡,即流向涡. 随着流动的发展,流向涡逐渐增强,作用范围逐渐增大 ($x/D = 0, x/D = 0.1$). 当流向涡充分发展时,涡量达到最大. 随后,流向涡进入耗散阶段,由于流体黏性的影响,流向涡能量不断耗散,涡量不断减小,涡作用范围仍然继续扩大 ($x/D = 0.8$). 在 $x/D = 0.8$ 截面处,由图 3 可知,随着波瓣数目的增加,流向涡越来越不明显,这是因为流向涡涡量随波瓣数的增加逐渐降低,能量随波瓣数的增加逐渐减小. 对于 24 波瓣,流向涡涡量在该截面处很小,能量很低,故流向涡已经不太明显.

定义各横截面上,流向涡无量纲平均涡量 ω_x 为

$$\omega_x = \frac{\oint_{U_{\text{hot}}} D \left| \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right| dm}{\dot{m}} \quad (1)$$

式中 D 为强迫混合排气系统入口处机匣的直径, U_{hot} 为内涵入口速度, w 为 z 方向的速度分量, v 为 y 方向的速度分量, $\dot{m}$ 为截面的质量流量. 根据式(1)定义,不同波瓣数的强迫混合排气系统在尾缘处流向涡无量纲平均涡量如图 4 所示,由图可知,尾缘处涡量随波瓣数目的增加而增大,当波瓣数为 24 时, ω_x 为最大,值为 1.316.

由 Skebe S A 等人^[10]的研究可知,流向涡的初始环量 Γ_0 可以表示为

$$\Gamma_0 = 2h(U_{\text{hot}} \tan \alpha + U_{\text{cold}} \tan \alpha) \quad (2)$$

式中 U_{hot} 为内涵入口速度, U_{cold} 为外涵入口速度; h 为波瓣的瓣结构高度, α , α 分别为波瓣外扩张角和内扩张角. 因为波瓣尾缘处内、外涵面积相等,波瓣每一瓣的面积随波瓣数的增加而减少,尾缘处的沿流向的速度随瓣数的增加而增大,所以,流向涡环量 Γ_0 也随之增加. 由环量定理知

$$\oint \omega_x dA = \Gamma = \oint \mathbf{v} d\mathbf{s}$$

式中 C 为环绕半个波瓣轮廓的封闭积分曲线, $\mathbf{v}$ 为同积分曲线相切的速度矢量, ω_x 为积分曲线中的流向涡涡量, A 为积分曲线所围成的面积. 因为速度环量等于流向涡涡量在封闭曲线所围成的面积内的面积分,所以波瓣尾缘处的流向涡涡量值随波瓣数的增加而增大,如图 4 所示.

2.2 热混合效率

流体热混合效率作为衡量波瓣混合性能重要指标^[11],在实际情况下因为流体成分测量比较困

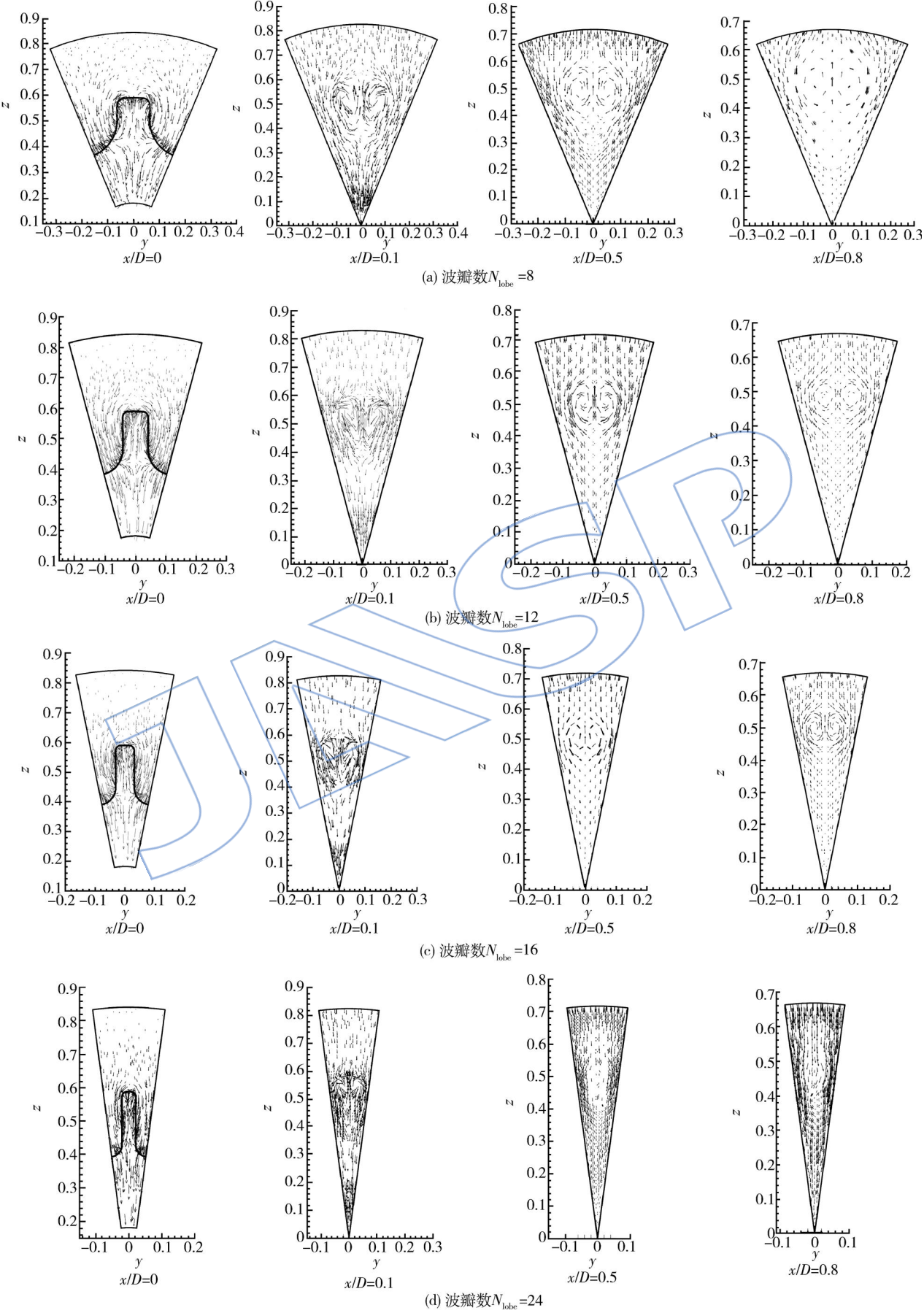


图 3 沿流向各横截面上速度矢量图

Fig. 3 Velocity vector at different cross planes

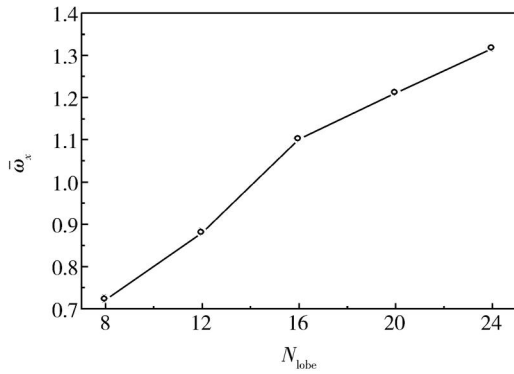


图 4 不同瓣数波瓣强迫混合排气系统尾缘处流向涡无量纲平均涡量

Fig. 4 Non-dimensional average streamwise vorticities of different lobe numbers at trailing edge

难,所以应用范围不大.本文使用实际工程中广泛采用的热混合效率来评价主、次流混合的均匀程度. Frost T H^[12]根据一维流动,定义热混合效率如下:

$$\eta_t = \frac{\int T^{0.5} d\dot{m} - T_{hot}^{0.5} \dot{m}_{hot} - T_{cold}^{0.5} \dot{m}_{cold}}{T_{mix}^{0.5} (\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold}) - T_{hot}^{0.5} \dot{m}_{hot} - T_{cold}^{0.5} \dot{m}_{cold}} \quad (3)$$

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

$$T_{mix} = \frac{T_{hot} \dot{m}_{hot} + T_{cold} \dot{m}_{cold}}{\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold}} \quad (4)$$

但是,使用上述方法计算每个网格单元面的流量时,热混合效率的计算可能会产生很大的波动,引起很大的误差,所以需要式(3)进行改进.为此,在保持式(3)基本形式的情况下,引入方差的概念,经无量纲化整理后,结果如下^[13]:

$$\eta_{tr} = 1 - \frac{\int (T - T_{mix})^2 d\dot{m}}{T_{hot}^2 \dot{m}_{hot} + T_{cold}^2 \dot{m}_{cold} - T_{mix}^2 (\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold})} \quad (5)$$

根据式(5),可得到不同波瓣数的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,如图 5 所示.

在图 5 中,在波瓣尾缘附近,由于流向涡处于发展阶段,流向涡不断增强,涡量不断增大,作用范围不断扩展,混合不断加快,故热混合效率增长较快.随着流动的发展,流向涡能量逐渐耗散,涡

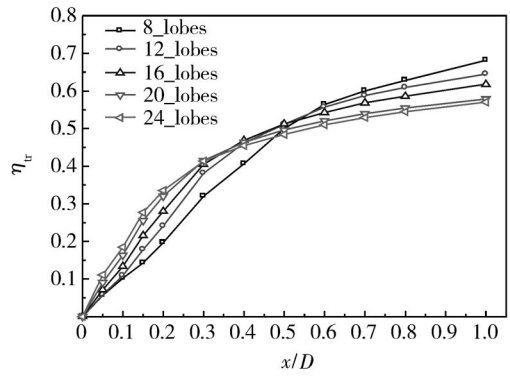


图 5 不同波瓣数下,波瓣混合器的热混合效率

Fig. 5 Thermal mixing efficiency of different lobe numbers

量逐渐减小,故热混合效率的增长逐渐变慢.

在 $x/D = 0$ 到 $x/D = 0.2$ 区间上,因为流向涡涡量随着波瓣数目的增加而增大,主、次流之间的混合也随之增强,所以热混合效率随着波瓣数的增加而增大,在 $x/D = 0.2$ 处,24 波瓣模型为最大,值为 0.3353. 当在 $x/D = 0.3$ 到 $x/D = 0.6$ 区间上时,在黏性的影响下,16, 20, 24 波瓣模型开始进入耗散阶段,流向涡能量较低,热混合效率增长速度较慢,但是在该阶段上,8, 12 波瓣模型由于流向涡仍处于发展阶段,主、次流混合速度较快,热混合效率仍快速增长,在 $x/D = 0.6$ 处,8 波瓣模型热混合效率最大,其值为 0.5641. 当 $x/D > 0.6$ 时,各瓣数模型热混合效率增长速度进一步降低,但是 8 波瓣模型因为流向涡能量仍然较大,混合快于其他模型.在强迫混合排气系统出口,热混合效率随波瓣数的增加逐步降低,其中 8 波瓣热混合效率最大,值为 0.6816, 24 波瓣热混合效率最小,值为 0.5706.

由图 5 还可知,在流向涡发展阶段,热混合效率增长的速率(即图 5 中,各曲线的斜率)随波瓣数的增加而增大.这是因为在尾缘处,流向涡涡量跟波瓣数呈正比,而且流向涡越大,主、次流对流混合越明显,热混合效率上升速度越快.

2.3 流动损失

波瓣强迫混合排气系统总压恢复系数定义为

$$\sigma = \frac{\frac{1}{\dot{m}_{mix}} \int \dot{m}_{mix} d p_{mix}}{\frac{1}{\dot{m}_{in}} \int \dot{m}_{in} d p_{in}} \quad (5)$$

式中 p^* 为总压, $\dot{m}$ 为质量流量,下标 mix 表示该值为波瓣尾缘下游垂直于流动方向的截面上的

值,下标 in 表示排气系统入口. 根据式 (5) 计算得到波瓣尾缘下游总压恢复系数沿流动方向的变化规律,如图 6 所示. 在尾缘附近,流向涡涡量大、能量高且作用区域随主、次流的外扩、内敛迅速扩散,使流体快速混合. 由于各流体微团之间剧烈的相互摩擦现象,流体在该区域内能量损失很大,所以在波瓣尾缘附近总压恢复系数迅速降低. 随着流向涡对主、次流间混合的不断强化,其能量沿流向不断降低,强度也逐渐减小,从而导致主、次流混合速度逐渐下降,沿流动方向的能量损失不断减少,故总压恢复系数曲线下降速率逐渐放缓.

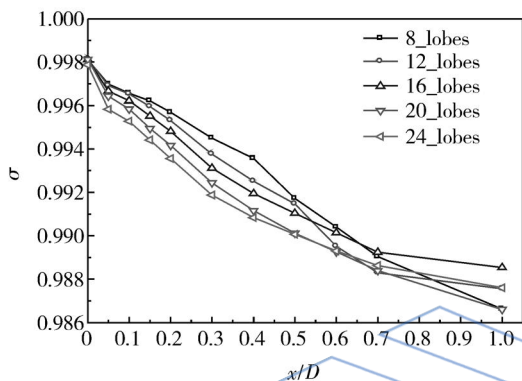


图 6 不同波瓣数下,波瓣混合器的总压恢复系数
Fig. 6 Total-pressure recovery coefficient of different lobe numbers

由图 6 可见,在 $x/D = 0$ 到 $x/D = 0.2$ 区间上,因为流向涡随着波瓣数的增加而增强,由流向涡所引起的对流性质的混合随之加剧,所以能量损失也随着瓣数的增加而增大. 在 $x/D = 0.2$ 截面上,24 波瓣模型总压恢复系数最小,其值为 0.9936. 当在 $x/D = 0.4$ 到 $x/D = 0.7$ 区间上时,16,20,24 波瓣模型热混合效率增长逐渐变慢,总压恢复系数的下降斜率逐渐变小,而 8,12 波瓣模型由于流向涡的进一步发展,热混合效率能够保持较快的增长速度(在强迫混合排气系统出口附近,8 波瓣模型增长速度快于 16 波瓣模型),所以在该区间段上,8,12 波瓣模型的总压恢复系数曲线的下降速率快于其他模型. 在强迫混合排气系统出口处 ($x/D = 1$) 波瓣数与总压恢复系数如图 7 所示,由该图可知,总压恢复系数呈现出先增大后减小再增大的趋势,其中 16 波瓣模型总压恢复系数最大,值为 0.9885,8 波瓣模型总压恢复系数最小,值为 0.9866.

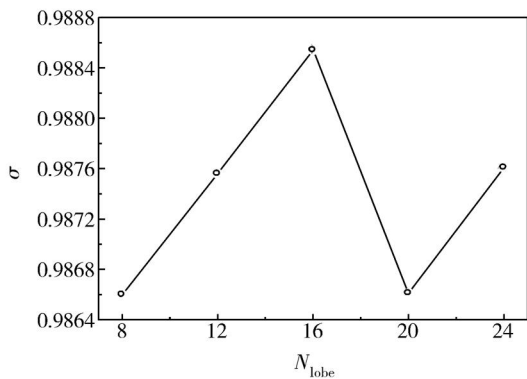


图 7 不同波瓣数模型在强迫混合排气系统出口截面的总压恢复系数
Fig. 7 Total-pressure recovery coefficient of different lobe numbers at the exit section of the forced mixing exhaust sytem

3 结 论

本文在波瓣尾缘处内外涵流通面积不变的情况下,研究了波瓣数对某涡扇发动机内外涵波瓣强迫混合排气系统性能的影响. 在本文的研究范围内,得到了如下几点结论:

- 1) 在波瓣尾缘处,流向涡无量纲平均涡量随波瓣数的增加而增大.
- 2) 在波瓣下游,流向涡涡量的衰减随波瓣数的增加而加剧.
- 3) 强迫混合排气系统出口截面处,热混合效率随波瓣数的增加而减小,其中 8 波瓣模型热混合效率最大,为 0.6816,24 波瓣模型热混合效率最小,值为 0.5706.
- 4) 强迫混合排气系统出口截面上,总压恢复系数随波瓣数的增加先增大后减小,其中 16 波瓣模型总压恢复系数最大,其值为 0.9885,8 波瓣模型总压恢复系数为最小,值为 0.9866. 在实际情况下,可以根据不同的热混合效率、总压恢复系数以及混合器质量的要求,选择波瓣强迫混合排气系统的波瓣数.

参考文献:

[1] Presz W M, Reynolds G, McCormick D C. Thrust augment using mixer-ejector-diffuser systems[R]. AIAA Paper 94-0020, 1994.

[2] 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 Liguang, 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)
- [3] Presz W M. Mixer/ejector noise suppressors[R]. AIAA Paper 91-2243, 1991.
- [4] 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)
- [5] 刘友宏, 陈镭, 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] LIU Youhong. Experimental and numerical investigation of circularly lobed ejector with bend mixer[J]. Heat Transfer-Asian Research, 2007, 36(7): 387-397.
- [7] 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: 197-209.
- [8] Waitz I A, Qiu Y J, Manning T A, et al. Enhanced mixing with streamwise vorticity[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1997, 33: 323-351.
- [9] Cooper N J, Merati P, Hu H. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA 2005-635, 2005.
- [10] 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.
- [11] 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)
- [12] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aero-engines[J]. Aeronautical Quarterly, 1966, 17(5): 141-160.
- [13] 郭楠. 菊花形混合器流场计算与设计优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2008.
GUO Nan. Numerical simulation of the flow field and the optimal design of lobed mixer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)