

文章编号: 1000-8055(2010)12-2787-08

瓣高宽比对波瓣强迫混合排气系统性能影响

谢 翌, 刘友宏

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 以某涡扇发动机波瓣强迫混合排气系统为研究对象, 在波瓣数以及波瓣长度不变的情况下, 分别固定波瓣宽度改变波瓣高度和固定波瓣高度改变波瓣宽度, 得到了一系列不同波瓣高宽比的几何模型, 并对其进行了三维数值模拟研究, 获得了不同高宽比对波瓣混合器流场、热混合效率和总压恢复系数的影响规律。结果表明: 在混合器出口处, 当高宽比在 2~5 范围内变化时, 热混合效率在波瓣宽度和高度分别不变时, 随高宽比的增加, 分别呈现出不断增大以及不断减小的趋势; 当宽度不变时, 总压恢复系数随高宽比的增大而减小, 当高度不变时, 总压恢复系数随高宽比的增大而增大。

关 键 词: 强迫混合排气系统; 波瓣混合器; 高宽比; 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 ratio of height to width of lobe on the performance of a lobed mixer in a forced mixing exhaust system

XIE Yi, LIU You-hong

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: Geometric and numerical simulation models of lobed mixer with variation of the ratio of height to width (h/b) of lobe were created based on a lobed mixer in the forced mixing exhaust system of turbofan engine with constant lobe number and lobe length. Though three-dimensional numerical simulation, the principle of the effect of different ratios of height to width in a forced mixing exhaust system was obtained. The results show that at the exit section of the force mixing exhaust system, when the width of lobe is constant, the thermal mixing efficiency rises as h/b increases; however, when the height of lobe is constant, the mixing efficiency declines with rise of h/b . Besides, as h/b augments, the total-pressure recovery coefficient decreases if the width of lobe is unchanged, or increases if the height of lobe is invariable.

Key words: forced mixing exhaust system; lobed mixer;
ratio of height to width of lobe (h/b); thermal mixing efficiency;
total-pressure recovery coefficient

波瓣强迫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相同面积的圆管, 同时在波瓣尾缘处能够产生沿流动方向发展的流向涡阵列, 所以波瓣强迫混合器能使主、次流

在短距离实现充分混合, 具有高效的掺混能力。波瓣混合器在航空发动机中应用广泛, 比如增加发动机推力, 降低排气噪声以及减小排气的红外特征信号等^[1-3]。

收稿日期: 2009-11-11; 修订日期: 2010-05-07

基金项目: 航空科技创新基金重点项目(07B51002)

作者简介: 谢翌(1983—), 男, 重庆人, 博士生, 主要从事传热传质领域的研究。

对于波瓣混合器,几何结构以及主、次流来流参数是决定其混合性能两个主要参数. 目前就几何参数对波瓣混合器的性能影响,国内外已经开展了许多实验和数值模拟研究^[4-8],大多侧重于混合机理. 但以工程实用的涡扇发动机内外涵波瓣强迫混合排气系统为研究对象,分别采用热混合效率和总压恢复系数等性能参数来系统地定量研究波瓣数、波瓣高宽比等对混合性能影响规律报道很少. 为此,本文利用 Navier-Stokes(N-S)方程组数值研究了某型波瓣强迫混合排气系统在相同流动参数下,当波瓣宽度以及高度分别不变时,不同高宽比计算模型的三维流场,并结合热混合效率、总压恢复系数两个性能参数,定量研究了高宽比对强迫混合排气系统性能的影响规律.

1 数值研究

1.1 数值方法验证

在 Cooper N J 等人^[9]对某型波瓣混合器下游流场测量的基础上,利用本文计算方法对其进行进行了计算流体动力学(CFD)数值模拟,图 1 和图

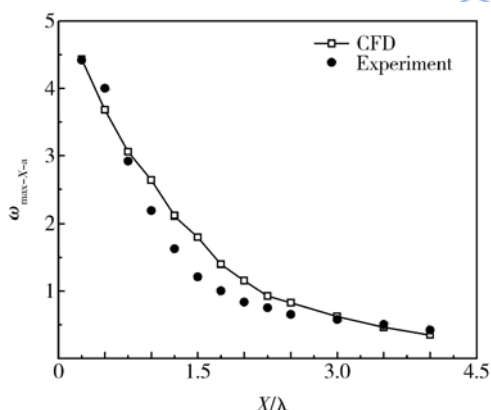


图 1 实验数据与 CFD 模拟的流向涡最大值的对比
Fig. 1 Comparison of maximum streamwise vorticities between experiment and CFD

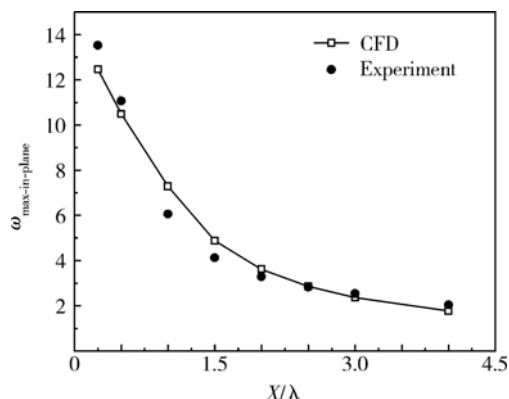


图 2 实验数据与 CFD 模拟的正交涡最大值的对比
Fig. 2 Comparison of maximum spanwise vorticities between experiment and CFD

2 分别给出了在各个垂直于流动方向的截面上,波瓣混合器下游流向涡及正交涡计算的最大值与实验值所测的最大值对比. 通过与实验数据的对比,验证了本文算法的可行性和精确性.

1.2 计算模型

由于波瓣强迫混合排气系统具有周期性对称结构,所以计算时采用含一个完整波瓣的强迫混合排气系统区域作为计算区域,如图 3 所示,图中中心对称轴为 X 轴,Y 轴为径向,Z 轴与 X,Y 垂直,定义波瓣尾缘处 $X=0$. 主、次流入口均为环形通道. 在波瓣入口处,机匣直径为 D ,内涵外径为 $0.591D$,外涵内径为 $0.614D$,中心锥直径为 $0.391D$,强迫混合排气系统出口直径为 $0.776D$. 该强迫混合排气系统出口与入口的距离为 $1.267D$. 当波瓣数为 16 时,以高宽比 $h/b=3$ (其中波瓣高度 h 为 $0.114D$,宽度 b 为 $0.038D$) 为比较基础,分别改变波瓣宽度 b ,以及波瓣内、外扩张角 α_1, α_2 (在内外张角变化时,总保持 $\alpha_1 = \alpha_2$),使波瓣的高宽比 h/b 分别为 2, 2.5, 3, 3.5, 4, 4.5, 5. 对这一系列波瓣强迫混合排气系统采用商

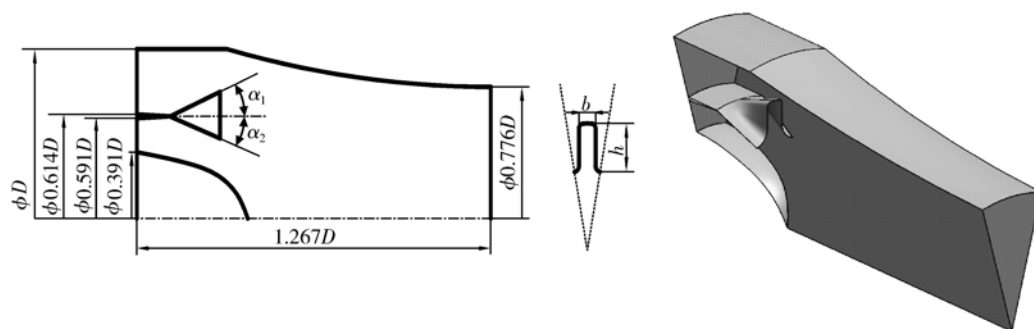


图 3 计算区域及波瓣结构
Fig. 3 Structure of calculation domain and lobe

业软件 FLUENT 进行了数值模拟研究.

由于波瓣结构十分复杂,故对计算区域采用非结构化网格进行划分.对波瓣面、中心锥以及机匣,采用五层五棱柱网格进行加密,对波瓣尾缘附近的区域进行局部加密,划分结果由图 4 所示,总网格约为 120 万.

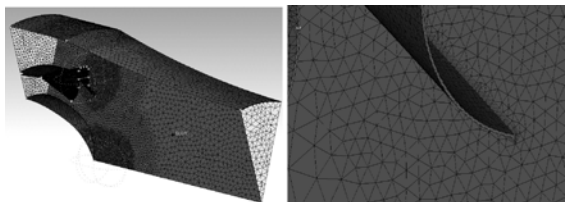


图 4 计算区域的三维网格及其局部放大图

Fig. 4 Mesh and its local magnification

1.3 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.由于主、次流速度较大,马赫数较大,所以气体为理想可压流体,内、外涵入口使用压力入口边界条件,出口为压力出口边界条件.根据计算模型的对称性,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采用固壁边界条件.在计算工况下,已知的入口参数如表 1 所示,表中 p^* , T^* , m 分别表示总压、总温和流量.

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

根据 Cooper, Merati, HU^[9] 对某波瓣混合器粒子图像测速仪 (PIV) 流场测定数据,与在不同湍流模型下,对该波瓣流场数值研究结果的对比可知:Realizable $k-\epsilon$ 模型所得结果与实验值最为相近.故本文采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型和标准壁面函数对波瓣强迫混合排气系统进行数值研究.由于三阶 MUSCL 格式对非结构化网格具有更高的精度,所以流动方程对流项采用三阶 MUSCL (monotone upstream-centred schemes for conservation laws) 格式进行离散,其他项均使用一阶上风方案离散.压力与速度的耦合选用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure linked equation) 算法.计算收敛标准为 10^{-6} .

2 计算结果与分析

2.1 流场分析

以波瓣宽度不变时,高宽比 $h/b=3.0$ 为例 (其余工况类似),波瓣强迫混合排气系统流场分别如图 5 所示.由图 5 可知,在波瓣尾缘处 ($X/D=0$),主流流体沿着波峰向外流动,次流流体沿着波谷向内流动,这样主、次流之间便形成了一对互相逆转并沿流动方向发展的旋涡,即流向涡.随着流动向下游发展,流向涡不断变化,不同截面上其涡量的变化如图 6 所示 (图中,截面分别为 $X/D=0, 0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, 1.0$).根据图 6,在波瓣尾缘及其附近 ($X/D=0, 0.1$ 截面) 处,因为流动受波瓣几何形状的影响较大,且主、次流外扩、内敛的速度也很大,所以此处,流向涡不但形状与波瓣相似,高度与波瓣相近,而且十分稳定.随着流动的发展,主、次流不断混合,速度逐渐下降,在不断增强的湍流作用下,主、次流流动的稳定性逐渐削弱,流向涡难以维持原来的形状,并开始破碎,形成许多小的流向涡,整体形状也逐渐变成近似的椭圆形.混合器出口以及其附近 ($X/D=0.8, 1.0$),由于在湍流耗散作用的继续作用,主、次流能量进一步下降,流场中充满了各种湍流结构以及小尺度的涡结构,此时流向涡进一步破碎,核心区作用范围减小,涡的形状由类椭圆形转变为类圆形.

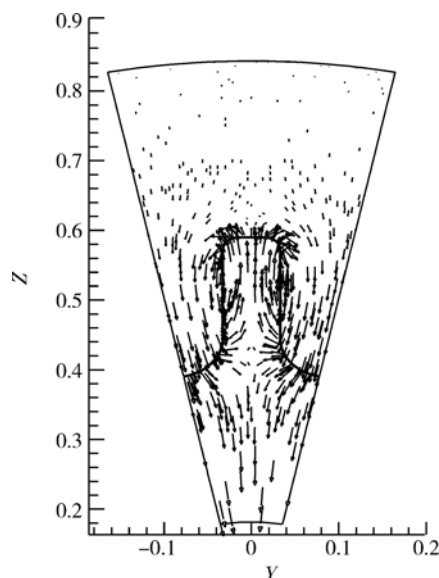


图 5 波瓣尾缘处速度矢量图

Fig. 5 Velocity vector at trailing edge of lobe

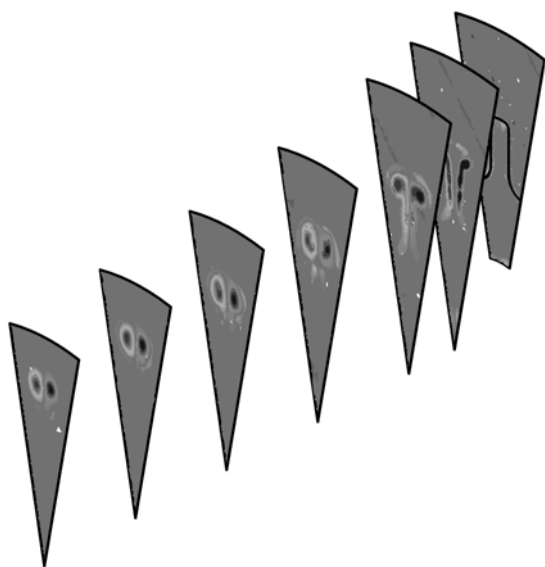


图6 不同截面上,流向涡涡量标量图

Fig. 6 Scalar of streamwise vorticity on different cross planes

2.2 流向涡平均涡量

定义各横截面上,流向涡无量纲化的平均值 ω_{X-a} 为

$$\omega_{X-a} = \frac{\int \frac{D}{U_{hot}} \left| \frac{\partial \omega}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right| d\dot{m}}{\dot{m}} \quad (1)$$

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, ω 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。

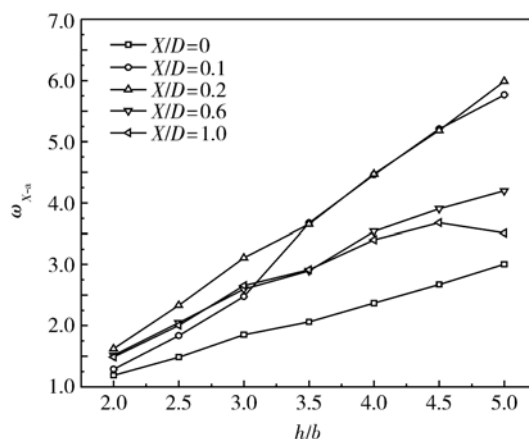
2.2.1 波瓣宽度 b 不变的流向涡平均涡量

根据公式(1)定义,当波瓣宽度 b 不变时,各截面处的流向涡无量纲平均值随波瓣高宽比 h/b 的变化如图7所示。由图可知,在波瓣尾缘处 ($X/D=0$),流向涡的涡量平均值随高宽比的增加而增大。当 $h/b=5.0$ 时,涡量最大,其值为 3.004,较最小值大 153%。根据环量定理,流向涡涡量的面积分等于速度的环量 Γ 。在波瓣尾缘处,流向涡的初始环量 Γ_0 [10] 可以表示如下:

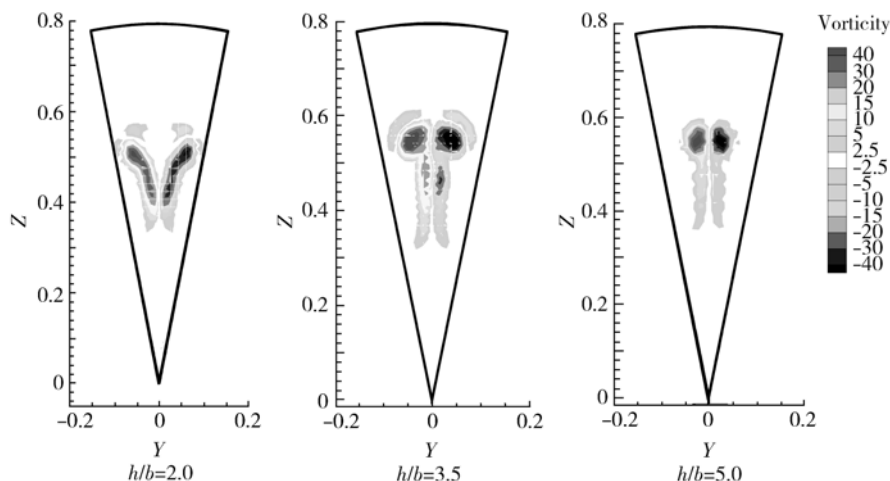
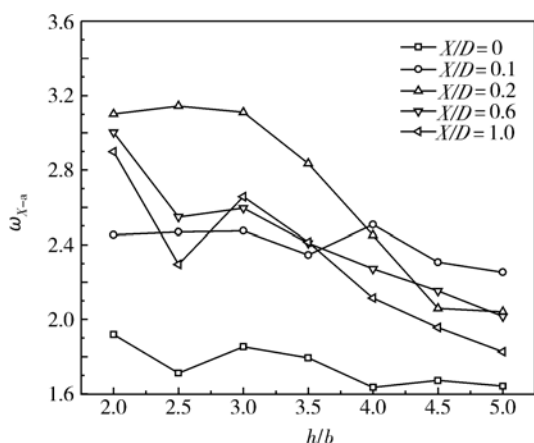
$$\Gamma_0 = 2h(U_{hot} \tan \alpha_2 + U_{cold} \tan \alpha_1) \quad (2)$$

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_1, α_2 分别为波瓣外扩张角和内扩张角。由于波瓣宽度 b 不变,瓣高 h 随着高宽比的增加而增大,此外内外扩张角 α_1, α_2 也随着 h/b 的增加而增大,故由式(2)可知, Γ_0 也随之而增大。

在波瓣尾缘附近,流向涡处于发展阶段,涡量不断增大,当 $X/D=0.2$ 时,其 $h/b=2.0, 3.5,$

图7 b 不变时不同高宽比下,强迫混合排气系统流向涡无量纲平均值Fig. 7 Non-dimensional average streamwise vorticities of different h/b , when b is constant

5.0 模型无量纲的流向涡涡量分布如图8所示。在图中, $h/b=2.0$ 模型,流向涡仍具有波瓣尾缘的形状,而 $h/b=3.5, 5.0$ 模型,流向涡已经由近似于波瓣尾缘的形状向类椭圆形发展,其中 $h/b=5.0$ 模型,变化更明显。这是因为波瓣尾缘附近流向涡涡量的增量随 h/b 的增加而增大。在 $X/D=0.2$ 截面处,除 $h/b=3.5, 4.5$ 模型外(其涡量在 $X/D=0.1$ 截面处,达到极大值),其余模型的涡量在该截面上到达极大值。在不同高宽比模型中, $h/b=5.0$ 的涡量为最大,其值为 5.986,同尾缘处相比,增加了 99.3%。但相对于 $X/D=0.1$ 截面处 $h/b=3.5, 4.0, 4.5$ 模型流向涡涡量几乎没变,这是因为在这段区间上,流向涡在该区间处于一个相对稳定的状态。随着流动的向前发展,湍流黏性以及流向涡所引起的主、次流的掺混效应使得流体能量降低,涡量减小。 $h/b=5.0$ 模型由于流向涡涡量为最大,且作用范围最广,在流向涡耗散阶段流向涡容易破碎,且湍流的耗散作用明显,在 $X/D=0.6$ 截面处 $h/b=5.0$ 模型涡量为 4.195,较 $X/D=0.2$ 截面减小了 29.92%。在混合器出口截面, $h/b=2.0, 2.5, 3.0, 3.5$ 模型因为流向涡能量很低,所以涡量变化很小,其变化量同 $X/D=0.6$ 截面相比均小于 3%;其中 $h/b=3.0, 3.5$ 模型的涡量较 $X/D=0.6$ 截面处的还有极少量的增加,这是由于这两个模型在混合器出口截面附近流向涡能量小于各自剪切层的能量,一小部分能量从剪切层转移到流向涡中使流向涡涡量有小幅增长。此外,在该截面上, $h/b=5$ 模型,流向涡涡量下降比其他模型明显,这是因为在该区间上, $h/b=5.0$ 模型流向涡破碎后的小涡分布更广,湍

图 8 b 不变时, $X/D = 0.2$ 截面上流向涡无量纲的涡流分布Fig. 8 Distribution of non-dimensional streamwise vorticities at cross plane $X/D=0.2$, when b is constant图 9 h 不变时不同高宽比下,强迫混合排气系统
流向涡无量纲平均值Fig. 9 Non-dimensional average streamwise vorticities
of different h/b , when h is constant

流对其的耗散作用更大. 在混合器出口截面上, $h/b=4.5$ 模型流向涡量为最大, 其值为 3.676.

2.2.2 波瓣高度 h 不变的流向涡平均涡量

当波瓣高度 h 不变时, 流向涡量随高宽比 h/b 的变化如图 9 所示. 由图可知, 在 $X/D=0$ 截面上, 流向涡量均呈现出减小—增大—减小最后趋于不变, 其中 $h/b=2.5, 3.0$ 模型, 分别为这一变化趋势的两个拐点, $h/b=2.5$ 为极小值, $h/b=3.0$ 为极大值. 在波瓣尾缘处, 当 $h/b \leq 2.5$ 时, 随着波瓣宽度的增加, 波峰附近内涵速度场变化不大, 流向涡量主要由外涵速度决定, 而波谷处外涵平均速度随着 h/b 的增加而减小, 所以流向涡初始涡量随 h/b 的增加而减小. 当 $h/b > 2.5$ 时, 波峰处内涵平均速度的增加量大于波谷

处外涵平均速度减少量, 流向涡平均涡量主要由内涵平均速度决定, 当 $2.5 < h/b \leq 3.0$ 时, 波峰处内涵平均速度随着 h/b 的增加而增加, 所以流向涡初始涡量随 h/b 的增加而增大; 随着 h/b 的增加, 波峰附近内涵高速面积逐渐减小, 波峰附近内涵平均速度也不断降低, 故当 $h/b > 3.0$, 在波瓣尾缘处, 流向涡平均涡量随着 h/b 的增大而减小最后基本上趋于不变. $X/D \geq 0.6$ 时, 在湍流黏性的作用下, 流向涡不断破碎, 其能量逐渐耗散, 涡量不断减小, 在 $X/D=0.6, 1.0$ 截面上, 不同高宽比模型由于受尾缘处流向涡的影响, 其涡量先减小, 后增大, 最后又不断减小. 在混合排气系统出口处, $h/b=2.5$ 是由减小变化为增大的拐点, 其值为 2.295, 比 $h/b=2.0$ 模型在该截面处的值减小了 27%, $h/b=5$ 模型流向涡量在所有模型中为最小, 值为 1.826, 较 $h/b=2.0$ 模型 (该截面处涡量值为最大) 小 37.02%.

2.3 热混合效率

混合效率是评价波瓣混合性能的重要指标^[11], 但是因为在实际中, 流体成分的测量难度很大, 所以这限制了该混合效率的使用. 本文采用工程中常使用的热混合效率来评价波瓣混合器在混合排气系统中的性能. 根据 Frost T H^[12] 的定义, 热混合效率 (简称混合效率) 公式如下:

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

其中 T_{hot} 为内涵流体温度, T_{cold} 为外涵流体温度

度, $\dot{m}_{\text{hot}}$ 和 $\dot{m}_{\text{cold}}$ 分别为内、外涵流体的质量流量, T_{mix} 为流体完全混合时的温度, 其定义如下:

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

然而在采用该公式处理三维数值研究中, 通过每个网格面的流量时, 混合效率的后处理结果可能波动较大, 产生很大的误差. 对此在式(3)基本形式不变的情况下, 引入方差的概念, 经无量纲化整理后, 结果如下^[13]:

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

2.3.1 波瓣宽度 b 不变时的热混合效率

根据式(5), 可得到当波瓣宽度 b 不变时, 不同高宽比下, 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 10 所示.

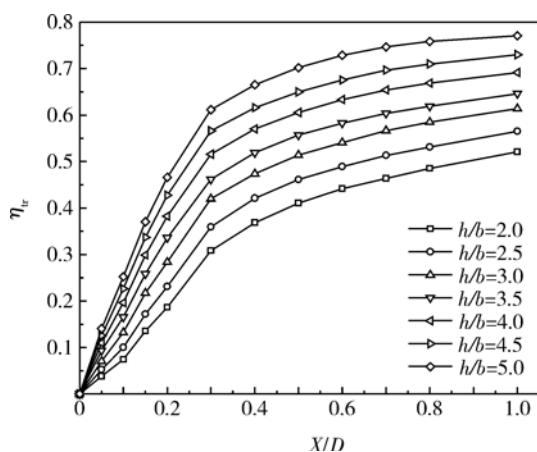


图 10 b 不变时, 不同高宽比模型的热混合效率
Fig. 10 Thermal efficiency of different h/b when b is constant

在图 10 中, 各条热混合效率曲线按照 h/b 从小到大的关系, 从下到上依次排列, 且间隔明显. 这主要是因为当波瓣宽度 b 不变时, 主、次流的初始混合周长以及流向涡的初始涡量均随着瓣高 h 的增加而不断增大; 此外由图 7 可知, 随着流动的发展, 流向涡涡量在同一截面上也基本上是随 h 增加而增大. 这样, 在所研究的高宽比范围内, 波瓣对主、次流混合的强化作用随着瓣高 h 的增加而加强, 热混合效率随 h 的增加而增大. 由图 10 还可知, 当 X/D 小于 0.3 时, 混合效率迅速增加; 当 X/D 大于 0.3 时, 混合效率增加缓慢. 这因为当 $X/D < 0.3$ 时, 主、次流速度大, 向外、向内扩张的能力强, 所形成的流向涡涡量大, 搅拌作用 (stirring effect) 明显; 除此之外, 由于该区间到尾

缘距离不大, 流向涡受尾缘几何形状的影响较大, 作用区间较广. 当 $X/D > 0.3$ 时, 由于湍流以及黏性耗散作用的影响, 主、次流速度逐渐减慢, 流向涡涡量逐渐减小 (如图 7 所示), 流向涡逐渐破碎成为各种小尺度的旋涡, 这样流向涡对混合的强化逐渐减小, 最终基本消失, 混合动力转变为由剪切层所主导的主、次流之间扩散混合. 在混合器出口处, 混合效率仍然是随高宽比的增加而增大, 其中 $h/b = 5.0$ 模型的混合效率最大, 为 0.7709, 较该截面处混合效率最小值 ($h/b = 2.0$ 模型) 高 47.96%.

2.3.2 波瓣高度 h 不变时的热混合效率

图 11 为波瓣高度 h 不变时, 不同高宽比模型热混合效率沿流向的变化规律. 在波瓣尾缘及其附近 ($X/D \leq 0.1$), 由于波瓣宽度 b 对初始混合周长以及流向涡初始涡量的影响都均不大 (图 9 所示), 所以如图 12 (图 12 为 h 不变时, 不同高宽比模型在 $X/D = 0.05, 0.1, 0.2, 0.3$ 截面上, 热混合效率的变化规律) 所示, 在 $X/D \leq 0.1$ 区间内, 不同瓣宽 b 模型的热混合效率变化相差不大. 当 X/D 在 0.1~0.2 区间变化时, 主、次流外扩、内敛的速度均较大, 流向涡处于发展阶段, 涡量有所增大, 但由于波瓣尾缘几何尺寸, 特别是瓣高 h 的限制, 流向涡在主、次流中的作用范围虽然有一定的发展, 但仍十分有限. 所以在 $X/D = 0.2$ 截面上, 不同高宽比模型之间热混合效率虽有一定的差异, 但仍然不是很大. 所以在图 11 中, 当 $X/D \leq 0.2$ 时, 各个截面上热混合效率曲线之间的间距不大. 当 $X/D \geq 0.3$ 时, 图 11 中, 各曲线的间距逐渐扩大并最终在混合器出口附近保持稳定. 这

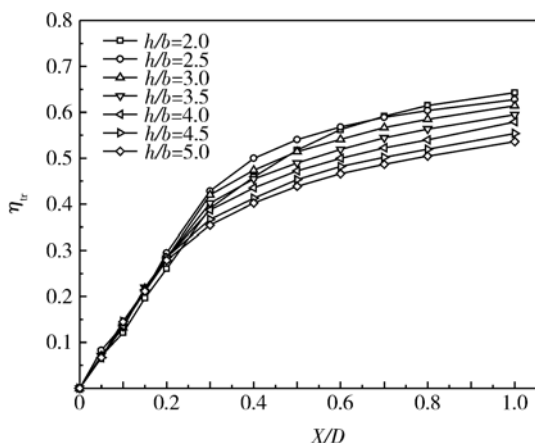


图 11 h 不变时, 不同高宽比模型的热混合效率
Fig. 11 Thermal efficiency of different h/b when h is constant

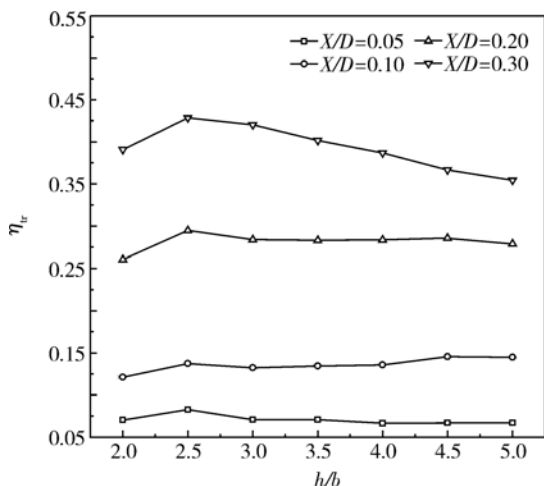


图 12 h 不变时,不同高宽比模型在各个截面上的热混合效率

Fig. 12 Thermal efficiency of different h/b at different sections when h is constant

主要是因为在该区间上,由于湍流耗散作用的影响,主、次流流速不断减小,流向涡能量逐渐损耗,涡逐渐破碎,流向涡强化混合的能力逐渐减弱;但与此同时,剪切层扩散的作用在该区间内越来越明显.在波瓣尾缘处,剪切层初始周长随着瓣宽 b 的增加而增大.随着流动的发展,流向涡作用范围逐渐增大,剪切层面积也随之增加.在混合器出口附近,剪切层面积随着波瓣宽度 b 的增加而增大,剪切层的扩散作用也随着瓣宽的增加而增大.所以,在混合器出口附近,热混合效率曲线随波瓣宽度的增加从下到上依次排列.此外由图 11 可知,在 $0.3 \leq X/D \leq 0.7$ 区间上,由于 $h/b = 2.0$ 模型,流向涡含能较大,流向涡对主、流次的搅拌作用较其他模型强,故在该区间上, $h/b = 2.0$ 模型热混合效率增长快于其他模型.在混合器出口处,混合效率随着高宽比的增大而减小,其中 $h/b = 2.0$ 模型为最大,其值为 0.6425, $h/b = 5.0$ 模型为最小,为 0.5362.

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

$$\sigma = \frac{1}{\dot{m}_{\text{mix}}} \int p_{\text{mix}}^* d\dot{m}_{\text{mix}} / \left[\frac{1}{\dot{m}_{\text{in}}} \int p_{\text{in}}^* d\dot{m}_{\text{in}} \right] \quad (6)$$

式中 $\dot{m}$ 为质量流量, p^* 为总压,下标 in 表示该值为波瓣强迫混合排气系统入口处的值,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.

2.4.1 波瓣宽度 b 不变时的流动损失

图 13 为当波瓣宽度 b 不变时,根据式(6)计算的波瓣强迫混合排气系统在波瓣尾缘下游不同

距离内总压恢复系数随波瓣高宽比的变化规律.在图 13 中,不同截面上,总压恢复系数曲线按高宽比从小到大的顺序,从上到下依次分布.这主要是因为当波瓣宽度 b 不变时,在不同截面上,流向涡量随着瓣高 h 的增加而增大(如图 7 所示),由流向涡所产生的搅拌效应也随之增强,主、次流流体微团间的相互摩擦随之加剧.所以,各截面上流体的流动损失也随着波瓣高度的增加而上升.此外,由图 13 可知,当 $X/D \leq 0.3$ 时,主、次流外扩、内敛速度较大,流向涡发展迅速,流体能量大,总压恢复系数下降速度较快.混合器出口附近($X/D \geq 0.8$),由于耗散作用的影响,流向涡能量很低,对混合强化作用很小,故在该区间上,总压恢复系数下降较慢.在混合器出口处,总压恢复系数随高宽比的增大而减小.其中, $h/b = 2.0$ 模型总压恢复系数最大,值为 0.9909, $h/b = 5.0$ 模型为最小,其值为 0.9783.

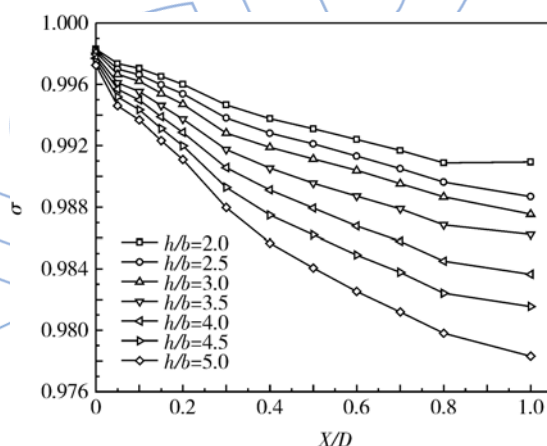


图 13 b 不变时,不同高宽比模型的总压恢复系数

Fig. 13 Total-pressure recovery coefficient of different h/b when b is constant

2.4.2 波瓣高度 h 不变时的流动损失

当波瓣高度 h 不变时,不同高宽比模型,总压恢复系数沿流向的变化规律如图 14 所示.在波瓣尾缘附近,由于波瓣宽度 b 对流向涡影响不大,尾缘附近各截面上,不同高宽比模型之间由流向涡产生的能量损失相差不大;但因为 $h/b = 2.0$, 2.5 模型在尾缘处初始混合长度较其他模型大,故由剪切层扩散混合所产生能量损失也相应较大.所以在波瓣尾缘附近不同截面上,除 $h/b = 2.0$, 2.5 模型外,其他高宽比模型总压恢复系数相差不大.当 $X/D \geq 0.8$ 时,在湍流以及黏性耗散的共同作用下,主、次流速度很小,流向涡能量很低,流向涡不断破碎,形成许多小尺度的涡,从

而导致流向涡对混合的强化作用进一步减弱,混合动力逐渐转变为剪切层的扩散混合,故在该区间上,流动损失较小,总压恢复系数下降较慢。此外,由图14还可知,在 $0.4 \leq X/D \leq 0.8$ 区间上,相对于其他高宽比模型, $h/b = 2.5$ 模型主、次流混合快,能量损失大,所以总压恢复系数也比其他模型低。在混合器出口截面上,总压恢复系数随着高宽比的增加而增加,其中, $h/b = 5.0$ 模型为最大,值为0.9902, $h/b = 2.0$ 模型为最小,值为0.9862。

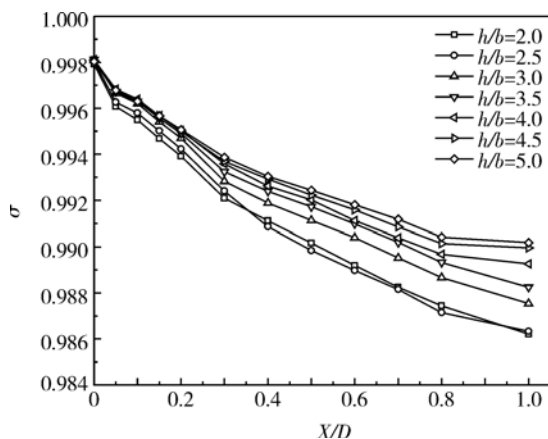


图14 h 不变时,不同高宽比模型的总压恢复系数

Fig. 14 Total-pressure recovery coefficient of different h/b when h is constant

3 结 论

本文在波瓣高度 h ,宽度 b 不变的情况下,分别研究了不同高宽比($h/b = 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0, 4.5, 5.0$)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。在文章研究范围内,得到了如下几点结论:

1) 在波瓣尾缘处,波瓣高度对主、次流初始混合长度以及流向涡初始涡量值的影响大于波瓣宽度。

2) 强迫混合排气系统出口截面处,当瓣宽一定时,热混合效率随高宽比的增加而增大;当波瓣高度一定时,热混合效率随高宽比的增加而减小。

3) 在强迫混合排气系统中,波瓣高度对热混合效率的影响大于波瓣宽度。

4) 对于总压恢复系数,在混合器出口截面上,当波瓣宽度不变时,总压恢复系数随高宽比的增加而减小;当波瓣高度不变时,总压恢复系数随高宽比的增加而增大。

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] Presz W M. Mixer/ejector noise suppressors[R]. AIAA Paper 91-2243, 1991.

[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] 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 & Astronautics, 2000, 32(4): 375-380. (in Chinese)

[5] 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)

[6] 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.

[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] Waitz I A, Qiu Y J, Manning T A, et al. Enhanced mixing with streamwise vorticity [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1997, 33(5-6): 323-351.

[9] Cooper N J, Merati P, HU Hui. 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: 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)