

文章编号: 1000 8055 (2010) 02-0243-08

尾缘凹扇及综合修形对波瓣混合器性能影响

刘友宏, 谢 翌, 郭 楠
(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 建立了某实用的尾缘凹扇和综合修形波瓣混合器流场数值计算模型, 通过三维数值模拟研究, 得到了尾缘凹扇以及综合修形对波瓣混合器流场、热混合效率和总压恢复系数的影响规律. 结果表明: 凹扇修形热混合效率随切除大小的增大而减小, 总压恢复系数随切除大小的增大而增加; 在所研究的尾缘综合修形模型中, 凹扇半切模型混合效率高, 总压损失小, 综合性能最好.

关 键 词: 波瓣混合器; 凹扇以及综合修形; 流向涡; 热混合效率; 总压恢复系数

中图分类号: V231 文献标识码: A

Effect of elliptical and compositive cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer

LIU You hong, XIE Yi, GUO Nan
(School of Jet Propulsion,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The principal effects of different elliptical and compositive cut at trailing edge of a practical lobed mixer on the thermal mixing efficiency and total pressure recovery coefficient were studied by three dimensional computational fluid dynamics (3D-CFD) numerical simulation. The results show that the thermal mixing efficiency declines while the total pressure recovery coefficient increases as the cut size of the elliptical sector augments. As for the models of compositive cut at trailing edge, the thermal mixing efficiency is lower than that of the original models except for the model with half sector arrangement, but the total pressure recovery coefficient is usually higher than that of the original model. Among all the models with compositive modification, the model with half sector arrangement has the best performance.

Key words: lobed mixer; elliptical and compositive cut at trailing edge; streamwise vorticity; thermal mixing efficiency; total pressure recovery coefficient

波瓣作为一种高效混合器, 由于特殊的几何形状, 能使主、次流在短距离内实现充分混合, 且总压损失较小. 实验与理论研究表明, 波瓣混合器除了能够增加主、次流的初始混合周长, 提高主、次流界面处扩散梯度, 从而强化黏性引起剪切层扩散作用以外, 还能够在尾缘处产生沿流动方向发展的流向涡阵列, 强化主、次流之间的对流混合^[1-3]. 在波瓣混合器中, 其性能主要由波瓣的几何结构以及主、次流来流参数决定. 目前国内、外在不同波瓣几何参数对混合器性能影响方面, 已经开展了许多实验研究和数值模拟^[4-8]. 但对于尾缘切角修形, 不同长宽尺寸的凹扇修形以及综合修形如何影响波瓣混合器的混合性能, 目前研究甚少. 为此, 本文使用商业计算流体力学(CFD)软件模拟了某实用的波瓣混合器在相同主、次流来流参数下, 尾缘凹扇修形以及综合修形的三维

收稿日期: 2009 01-20; 修订日期: 2009 06-28
基金项目: 航空科技创新基金重点项目(07B51002)
作者简介: 刘友宏(1963-), 男, 江苏东台人, 教授, 博士, 主要从事热质传、红外、力学等研究.

流场,与不修形的相同波瓣混合器进行了比较,并根据热混合效率和总压损失两个性能参数,定量研究了尾缘凹扇修形以及综合修形对波瓣混合器性能的影响规律.

1 数值研究

1.1 计算模型

波瓣混合器具有周期性对称结构,计算时采用含一个完整波瓣的流动区域作为计算区域,如图 1 所示,图中中心对称轴为 x 轴, y 轴为径向, z 轴与 x 和 y 垂直,定义混合器尾缘处.主、次流入口均为圆环形通道.在混合器入口处,喷管直径为 756 mm,中心锥直径为 406 mm,机匣内径为 955 mm.为了使数值模拟更接近真实情况,降低出口边界条件对混合器内部流场的影响,将计算模型沿流向延伸,使混合器入口到计算域出口截面间的轴向长度为 2 000 mm.波瓣混合器共 22 瓣,且各花瓣沿混合器周向均匀分布.在扩张全角 α 不变的情况下,改变尾缘凹扇形椭圆长短轴 a , b 分别为: 30 mm, 15 mm(记为 30-15), 40 mm, 20 mm

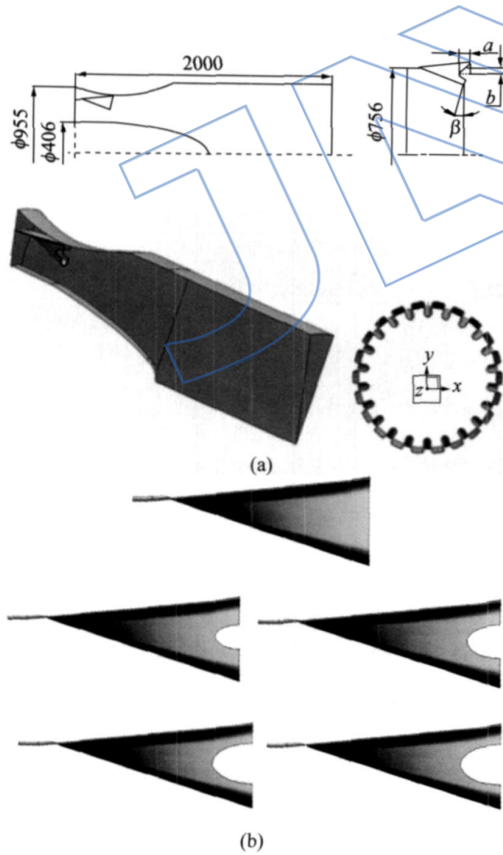


图 1 计算区域及凹扇修形结构示意图
Fig. 1 Calculation domain and elliptical modification of the lobe

(记为 40-20), 50 mm, 25 mm(记为 50-25)和 60 mm, 30 mm(记为 60-30),得到一系列经过凹扇修形的波瓣混合器结构,如图 1 所示.本文根据直线切角修形^[9]的研究结果,同时在本文凹扇修形研究的基础上,对原型再进行了综合修形设计优化研究,内容主要包括:尾缘一半采用 $\beta=15^\circ$ 的尾缘切角修形,另一半维持原型的模型,即半切模型;尾缘一半采用 $a=40\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ 的凹扇修形,另一半维持原型的模型,即半凹模型;尾缘一半用 $a=40\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ 的凹扇修形,另一半采用 $\beta=15^\circ$ 的切角修形,即半凹半切模型;以及尾缘两边均采用 $a=40\text{ mm}$, $b=20\text{ mm}$ 的凹扇修形加上 $\beta=15^\circ$ 的尾缘切角修形,即凹切模型,分别如图 2 所示.

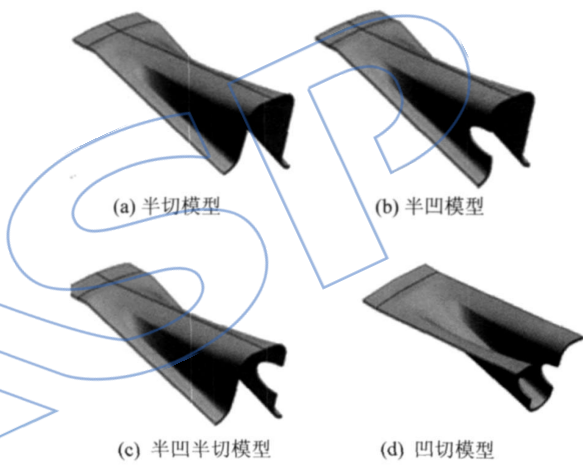


图 2 尾缘综合修形结构示意图
Fig. 2 Structure of different modifications at trailing edge of the lobe

由于波瓣混合器结构复杂,在网格划分时,采用非结构化网格,并对波瓣面、机匣面以及中心锥壁面采用五层五棱柱网格进行加密,对波瓣尾缘附近区域进行局部加密,网格划分结果如图 3 所示,网格数约为 70 万.

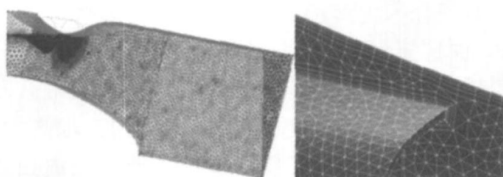


图 3 计算区域的三维网格及其局部放大图
Fig. 3 Mesh and its local magnification

1.2 边界条件及计算方法

波瓣混合器中,主流为燃气,次流为空气.入

口处,主、次流来流气体马赫数较小,所以忽略其压缩性,采用不可压流进行计算.混合器内、外涵入口使用速度入口边界,出口使用自由出流边界.由于计算模型具有对称性,两纵截面采用对称边界.花瓣壁、中心锥壁以及机匣壁均使用固壁边界.

根据 Cooper N J, Merati P, Hu H^[10] 对某模型波瓣混合器下游流场及涡量场的测量数据,与使用不同湍流模型模拟的结果对比可知:Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型与实验测量结果最为符合,精度最高,故本文采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,以及标准壁面函数进行数值模拟研究.燃气与空气的混合采用 MIXTURE 模型.为了获得更高的精度,流动方程中对流项选取二阶迎风格式离散,其他项均使用一阶迎风格式离散.压力与流动的耦合采用 SIMPLE 算法,收敛精度为 10^{-5} .

2 计算结果与分析

2.1 尾缘凹扇修形计算结果及分析

2.1.1 流向涡平均涡量

流向涡作为波瓣混合器流场的主要特征,其沿流向的变化,在很大程度上决定了波瓣混合器热混合效率.定义各横截面上,流向涡无量纲化的平均值为

$$\omega_x = \frac{\int \frac{D}{U_0} \left| \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right| d\dot{m}}{\dot{m}} \quad (1)$$

式中 D 为入口直径, U_0 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,经后处理可得,不同凹扇修形流向涡涡量无量纲面平均值,如图 4 所示,在图中,图标 0-0, 30-15 等分别表示凹扇修形的长半轴、短半轴分别为 0 mm, 0 mm, 以及 30 mm, 15 mm,其他的数字含义以及本文后面各图以此类推.尾缘附近($x/\lambda=0.1$) 流向涡涡量值随凹扇修形量的增大而增大,当凹扇修形为 60-30 时,涡量无量纲平均值为最大,其值为 8.04,较原型大 6%.随着主次流向前流动,流向涡逐渐发展,在 $x/\lambda=1$ 处,流向涡达到最大;随后进入耗散阶段,涡量值迅速减小.当 $x/\lambda=4$ 时,涡量值变化平缓,流向涡能量几乎耗散殆尽.由图 4 可知,在混合器出口处,流向涡量平均值随凹扇修形量的增大而减小,其中原型的流向涡量无量纲平均值为最大,其值为 3.54.

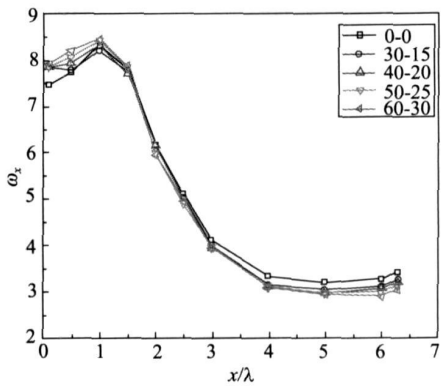


图 4 不同凹扇修形流向涡涡量无量纲面平均值
Fig. 4 Non dimensional average streamwise vorticities of different elliptical cuts at trailing edge

2.1.2 热混合效率

热混合效率作为判断主、次流混合的均匀程度的标准,其定义如式(2)^[11]所示

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

式中 T_{cold} 为次流温度, T_{hot} 为主流温度, $\dot{m}_{cold}$ 为次流流量, $\dot{m}_{hot}$ 为主流流量, T_{mix} 为主、次流完全混合后的温度,定义为

$$T_{mix} = \frac{T_{hot} \dot{m}_{hot} + T_{cold} \dot{m}_{cold}}{\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold}}$$

但是使用该方法处理每个网格面上微小流量时,会引起热混合效率的较大波动,产生很大的误差.为此,本文根据方差定义、能量守恒原理以及无量纲化原则,将式(2)修正为^[12]

$$\eta_t = 1 - \frac{\int (T - T_{mix})^2 d\dot{m}}{T_{hot}^2 \dot{m}_{hot} + T_{cold}^2 \dot{m}_{cold} - T_{mix}^2 (\dot{m}_{hot} + \dot{m}_{cold})} \quad (3)$$

根据式(3),可得到不同凹扇修形波瓣混合器的热混合效率,如图 5 所示.

由于凹扇修形的影响,主、次流在凹扇开始处便开始相互扩散形成剪切层,所以在尾缘附近热混合效率随着凹扇修形量的增大而提高.当凹扇修形量为 60-30 时,尾缘附近($x/\lambda=0.1$) 的热混合效率为最大,值为 12.37%.在 $x/\lambda=0.5$ 到 $x/\lambda=1.5$ 区间上,由于流向涡涡量较大,能量较高,发展较快,热混合效率迅速升高.随着流向涡涡量减少,热混合效率上升速度逐渐减慢,混合的推动力由流向涡引起的对流混合为主逐渐转变为由剪

切层引起的扩散混合为主. 由图 4 可知, 流向涡流量从尾缘到混合器出口处的减小值随凹扇修形量的增大而增大, 但是为了维持凹扇处剪切层的发展, 流向涡通过与剪切层的相互作用将部分能量转移到剪切层中, 而且凹扇修形越大, 转移的能量越多, 所以涡量减小值中, 有一部分不是由于混合所降低的. 在混合器出口截面附近, 如图 6 所示, 混合效率随凹扇修形的增大而减小, 当凹扇修形量为 60-30 时, 热混合效率为最小, 其值为 82. 23% .

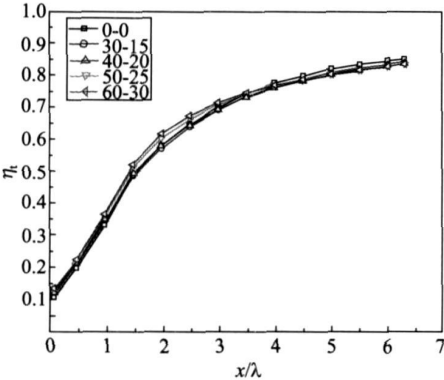


图 5 不同凹扇修形的热混合效率

Fig. 5 Thermal mixing efficiency of different elliptical cuts at trailing edge

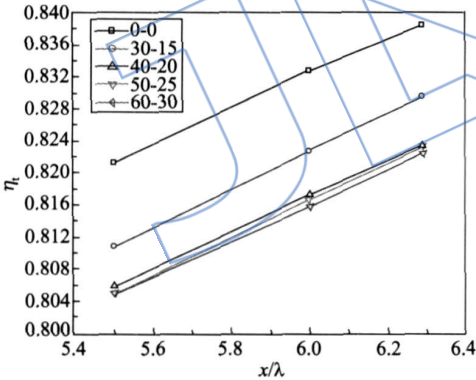


图 6 不同凹扇修形在混合器出口处的热混合效率

Fig. 6 Thermal mixing efficiency of different elliptical cuts at trailing edge at the exit position of mixer

2. 1. 3 总压恢复系数

波瓣混合器总压恢复系数定义为

$$\sigma = \frac{1}{m} \int p_{\text{mix}}^* dm / \frac{1}{m_{\text{in}}} \int p_{\text{in}}^* dm_{\text{in}} \quad (4)$$

式中 p^* 为总压, 下标 in 为波瓣混合器入口处, 下标 mix 为波瓣混合器主、次流混合后, 沿流动方向的各个截面的混合. 根据式(4), 后处理计算得到

的不同凹扇修形波瓣混合器的总压恢复系数如图 7 所示.

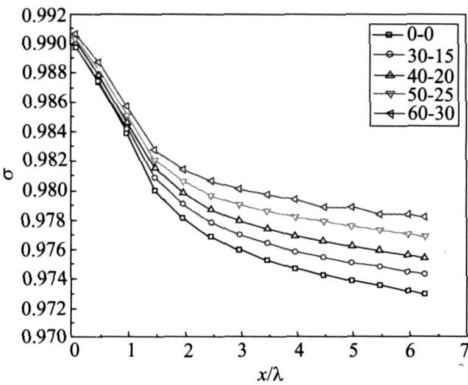


图 7 不同凹扇修形的总压恢复系数

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient of different elliptical cuts at trailing edge

由图 7 可知, 在尾缘附近, 由于主、次流快速混合, 流体微团之间摩擦加剧, 能量损失加大, 总压恢复系数迅速下降. 随后混合速度减慢, 能量损失减小, 总压恢复系数下降速度放缓. 在混合器出口处, 由于混合效率随凹扇修形量的增大逐渐减小, 流动损失也随之减小, 总压恢复系数逐渐增大, 当凹扇修形量为 60-30 时, 恢复系数达到最大, 其值为 0. 978 1.

2. 2 尾缘综合修形计算结果及分析

2. 2. 1 直线切角综合修形结果及分析

图 8 为不同直线切角综合修形产生的流向涡面平均值沿流向的变化规律. 其中图标(15°, 0°)表示尾缘一边采用 15°切角, 另一边采用 0°切角(即不切). 由图 8 可知, 在尾缘附近, 原型(0°, 0°)涡量值最大, 15°尾缘切角模型(15°, 15°)次之, 半切模型(15°, 0°)最小, 其值为 6. 91. 随着流动发展, 流向涡逐渐增强, 到达最大值后, 流向涡进入耗散阶段, 涡量迅速减小, 直到流向涡能量几乎耗尽, 下降速度方才减缓. 半切模型由于几何不对称, 生成的流向涡也不对称, 流向涡发展不同步, 作用范围也有些差异. 所以在上述两个阶段, 尾缘半切模型流向涡的变化较其它两模型平缓, 在流向涡发展阶段, 半切模型无量纲平均涡量从尾缘处($x/\lambda = 0. 1$)的 6. 91 增大到最大值 7. 21, 增幅为 4. 34%, 远小于原型的 11. 03%; 在流向涡耗散段, 半切模型从涡量最大值到混合器出口处, 涡量下降了 4. 45, 较 15°切角小 1. 32. 在出口附近, 由于原型以及 15°切角的流向涡含能低, 混合主要依靠剪切的扩散,

随着扩散一部分能量从剪切层转移到流向涡之中,所以流向涡量有微小的增长.

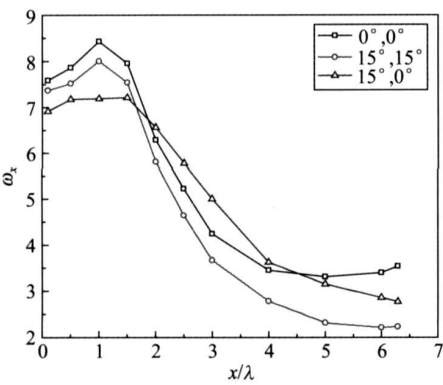


图 8 尾缘直线切角综合修形的流向涡
涡量无量纲面平均值
Fig. 8 Nonr dimensional average streamwise vorticities of
compositve angles cut away
at trailing edge

不同直线切角综合修形的热混合效率沿流向的变化如图 9 所示. 尾缘切角能够使主、次流提前混合,所以在尾缘附近,半切模型及 15°切角模型的热混合效率较原型高;但由于半切模型流向涡发展不同步,涡量小于 15°切角. 随着流动发展,混合逐渐进行,热混合效率逐渐升高. 在 $x/\lambda=0.5$ 到 $x/\lambda=2$ 区间上,原型流向涡变化比其他两种模型明显,热混合效率增长幅度也大于半切模型和 15°切角模型,当 $x/\lambda=2$ 时,原型热混合效率在三者中为最大,其值为 56.65%,半切模型热混合效率最小,仅为 55.08%. 当 $x/\lambda>2$ 时,原型流向涡下降趋势逐渐减慢,并最终趋于平缓,但此时 15°切角模型和半切模型流向涡涡量仍在下降,

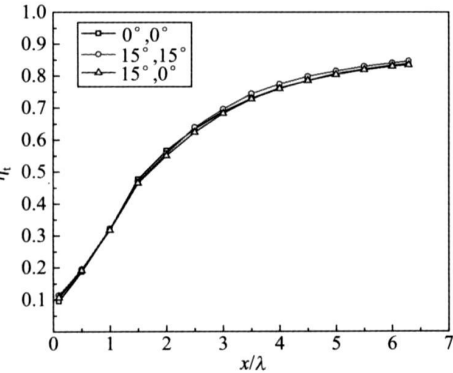


图 9 直线切角综合修形的热混合效率
Fig. 9 Thermal mixing efficiency of compositve angles
cut away at trailing edge

流向涡仍为混合的动力,热混合效率增长较快.如图 10 所示,出口处 15°切角模型的热混合效率最大,值为 84.68%,半切模型热混合效率最小,值为 83.52%.

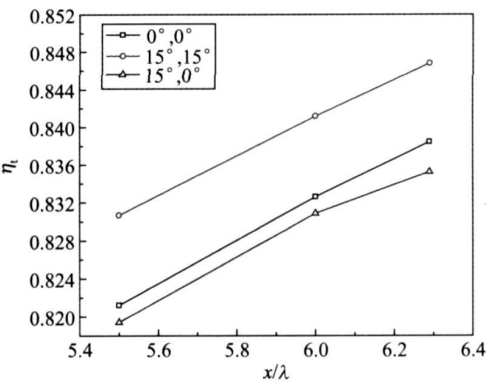


图 10 混合器出口处直线切角综合修形的热混合效率
Fig. 10 Thermal mixing efficiency of compositve
angles cut away at trailing edge
at the exit of mixer

图 11 为不同尾缘直线切角综合修形总压恢复系数沿流向的变化趋势. 由图可知,在 $x/\lambda=2$ 截面到混合器出口段上,由于 15°切角模型热混合效率迅速提高,流动损失逐渐增大,总压恢复系数下降较其他模型明显. 如图 8 所示,当 $x/\lambda>3$ 时,原型流向涡耗散减慢,半切模型流向涡耗散虽然逐渐减慢,但涡量下降速度仍然快于原型,所以在该区间上,半切的总压恢复系数小于原型. 由图 11 所示,在混合器出口处,15°切角模型的总压恢复系数为最小,其值为 0.9716;原型的总压恢复系数为最大,值为 0.9729.

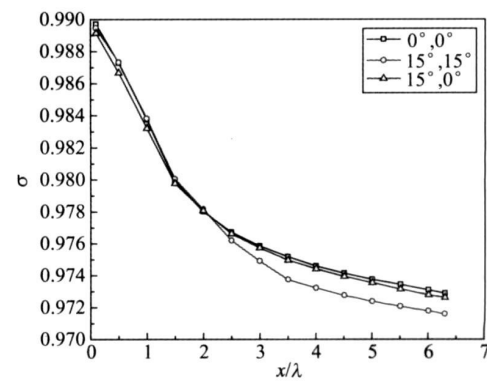


图 11 直线切角综合修形的总压恢复系数
Fig. 11 Total pressure recovery coefficient of
compositve angles cut away
at trailing edge

2. 2. 2 凹扇综合修形结果及分析

波瓣尾缘凹扇综合修形流向涡涡量无量纲面平均值随流动方面的变化规律如图 12 所示, 图中图标(40°20°, 0°0°)表示波瓣尾缘一端采用40°20°的凹扇修形, 一端不采用任何修形. 由图可知, 在尾缘处, 40°20°凹扇修形模型((40°20°, 40°20°), 简称全凹模型) 流向涡涡量无量纲面平均值最大, 原型(0°0°, 0°0°) 其次, 半凹模型(40°20°, 0°0°) 最小, 为 7.16, 比全凹模型小 0.81. 随着流动, 流向涡逐渐发展, 涡量值增大, 但半凹模型由于不对称流向涡对的影响, 涡量增幅仅为4.24%, 小于原型的增幅. 随着流向涡进入耗散阶段, 流向涡涡量开始减小. 如图 12 所示, 在涡量耗散段, 由于流向涡对发展的不同步导致涡对涡量值差异较大, 从而使半凹模型流向涡下降速度比其他模型缓慢. 当 $x/\lambda=4$ 时, 原型以及全凹模型的流向涡能量很低, 涡量变化平缓, 但此时半凹模型流向涡能量较大, 耗散仍在进行, 涡量值继续减小. 混合器出口处, 半凹模型涡量为最小其值为 3.08.

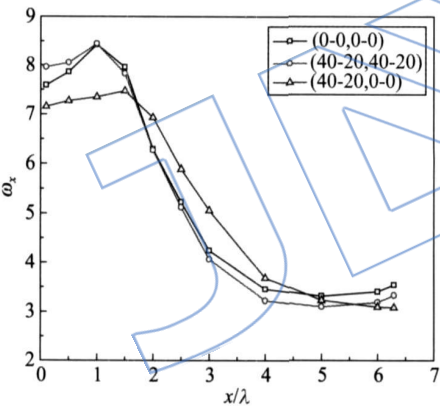


图 12 尾缘凹扇综合修形的流向涡涡量无量纲面平均值
Fig. 12 Non dimensional average streamwise vorticities of composite sector angles at trailing edge

凹扇综合修形的热混合效率的沿流向的变化如图 13 所示. 由于主次流在凹扇修形处能产生剪切层提前混合, 所以在尾缘附近, 全凹模型的热混合效率最大, 其值为 11.12%. 当 $x/\lambda<3$ 时, 半凹模型流向涡变化小于其它两个模型, 混合较其他两个模型弱; 在该区间, 半凹模型的热混合效率最低. 随着流动继续发展, 原型和全凹模型流向涡涡量减小趋于平缓, 混合动力逐渐转变为剪切层为主导的扩散混合, 热混合效率的增长变慢; 而此时, 半凹模型流向涡涡量仍在以较大的趋势减小,

混合动力仍以流向涡引起的对流为主, 热混合效率增长速度快于原型和全凹模型. 在混合器出口处, 半凹模型热混合效率为 85.34%, 大于其余两模型的热混合效率, 如图 14 所示.

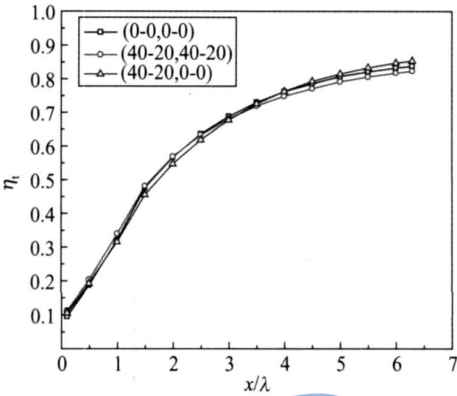


图 13 凹扇综合修形的热混合效率
Fig. 13 Thermal mixing efficiency of composite sector angles at trailing edge

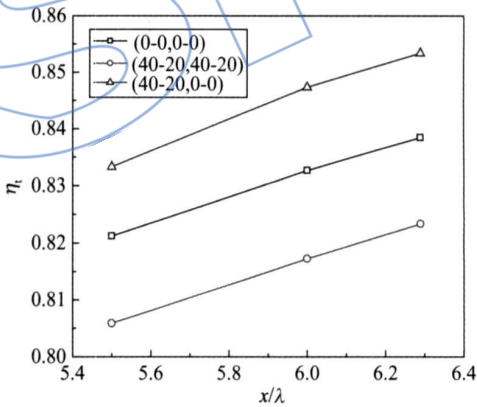


图 14 混合器出口处凹扇综合修形的热混合效率
Fig. 14 Thermal mixing efficiency of composite sector angles at trailing edge at the exit of mixer

图 15 为不同凹扇综合修形模型, 总压恢复系数随 x/λ 的变化规律. 在 $x/\lambda=1$ 处, 原型流向涡涡量下降快于半凹模型, 流动损失也较大. 随着流向涡的发展, 原型涡量下降速度逐渐增大, 流动损失逐渐加大, 总压恢复系数同半凹模型的差距逐渐拉开. 在混合器出口附近, 原型流向涡涡量变化平缓, 流向涡能量几乎损失, 但半凹模型流向涡涡量仍在下降, 流向涡仍有能量. 所以在出口处, 半凹模型的总压恢复系数(值为 0.9739) 大于原型.

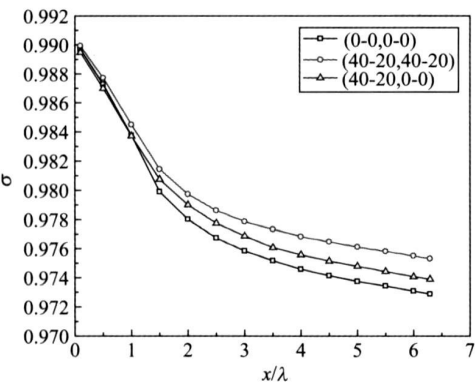


图 15 凹扇综合修形的总压恢复系数
Fig. 15 Total pressure recovery coefficient of composite sector angles at trailing edge

2. 2. 3 凹扇切角综合修形结果及分析

波瓣尾缘处,不同凹扇切角综合修形模型流向涡无量纲面平均涡量随流动的变化如图 16 所示,图中(15°/0-0,0°/40-20)表示波瓣尾缘一端使用直切角,一端使用 40×20mm 的凹扇修形.在尾缘附近,凹扇切角综合修形模型的流向涡涡量变化不大,其中半凹半切模型(15°/0-0,0°/40-20)流向涡涡量增幅为 0.376,为最大值的 5.1%,凹切模型(15°/40-20,15°/40-20)涡量增大了 0.286,仅占最大值的 3.7%.随着流动发展,流向涡逐渐耗散,涡量呈下降趋势.此阶段,凹切模型同原型(0°/0-0,0°/0-0)的变化规律相似,流向涡在相同截面处下降速度开始减小,在相同截面处涡量变化开始平缓,在相同截面处涡量达到各自的最小值.半凹半切模型由于流向涡不对称,发展不同步,使其在耗散阶段,涡量变化与其它两个模型不一致,当 $x/\lambda > 4$ 时,凹切模型和原型流向涡能量低,变化缓慢,但此处半凹半切模型量仍在以较大的速度下降.出口处,原型涡量平均值为最大,凹切模型次之,半凹半切模型最小,其值分别为 3.539,3.340 和 2.733.

图 17 为凹扇切角综合修形的热混合效率沿流向的变化规律.由图可知,由于切角以及凹扇修形的影响,凹切模型在尾缘处热混合效率最大,半凹半切模型次之,但相差不大,其值分别为 11.7%,11.32%.当 $x/\lambda > 2$ 时,流向涡处于发展阶段,涡量值逐渐增大,但半凹半切模型由于流向涡不对称,涡发展不同步,对混合的强化作用弱于凹切模型,所以在初始段,凹切模型热混合效率增长快于半凹半切模型.随着流动的发展,流向涡逐渐进入耗散段,涡量降低,混合减慢.当 $x/\lambda > 4$ 时,

凹切模型由于受流向涡涡量缓慢变化的影响,热混合效率的增长进一步放缓,而此时半凹半切模型因为流向涡的继续下降,热混合效率的增长率高于凹切模型,进一步靠近原型.混合器出口处,原型热混合效率为 83.84%,半凹半切模型为 83.67%,凹切模型最小,值为 81.68%.

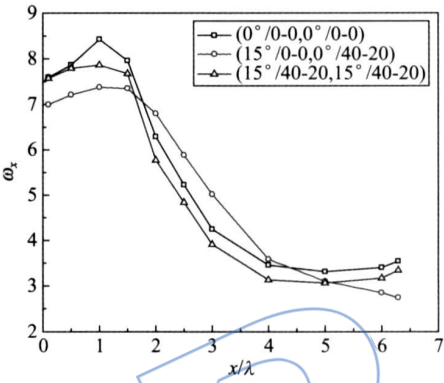


图 16 尾缘凹扇切角综合修形的流向涡无量纲面平均值
Fig. 16 Non-dimensional average vorticities of composite cut at trailing edge

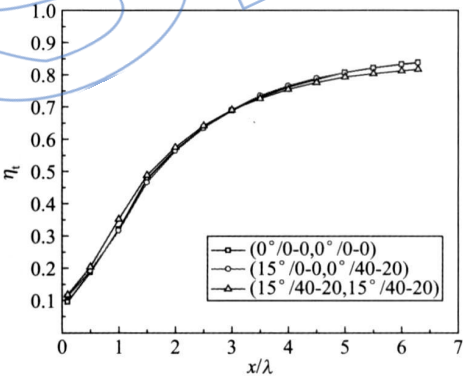


图 17 凹扇切角综合修形的热混合效率
Fig. 17 Thermal mixing efficiency of composite cut at trailing edge

凹扇切角综合修形总压恢复系数随流动的变化如图 18 所示.在尾缘附近,凹切模型的总压恢复系数最大,半凹半切最小.随着涡量发展,总压恢复系数逐渐下降.当 $x/\lambda > 1$ 时,原型流向涡开始耗散,涡量减小值迅速降低,总压恢复系数也快速下降,同半凹半切模型之间的差距逐渐拉大.在混合器出口,混合效率依照原型,半切半凹模型,凹切模型的顺序依次下降,混合过程中的能量损失依次升高,总压恢复系数依次降低,其中凹切模型总压恢复系数最大,其值为 0.9752.

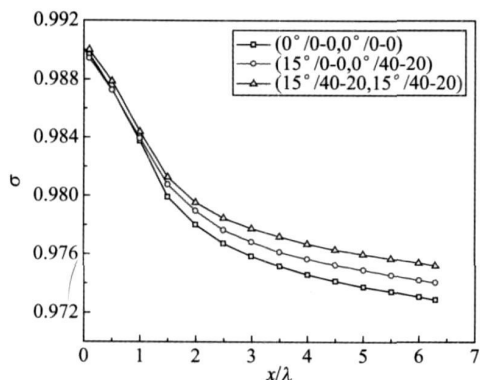


图 18 凹扇切角综合修形的总压恢复系数

Fig. 18 Total pressure recovery coefficient of composite cut at trailing edge

3 结 论

本文建立了波瓣混合器尾缘凹扇修形以及综合修形的数值计算模型,对其三维流场进行了数值研究,可以得到如下几点结论:

1) 在波瓣混合器下游,凹扇修形模型热混合效率随切角尺寸的增大而减小;总压恢复系数随切角尺寸的增大而减小。

2) 在波瓣混合器尾缘处,尾缘综合修形模型流向涡量变化平缓。随着流动的发展,流向涡量不断下降。但对本文的波瓣混合器,在其下游整个混合器出口截面以前,流向涡仍然是混合的主要动力。

3) 在整个混合器出口截面附近,凹扇和直线切角综合修形模型的热混合效率一般低于原型,但总压恢复系数较原型一般要高。

4) 在所有研究的综合修形模型中,热混合效率最大的工况是半凹模型,即一边凹扇,一边原型。因为综合修形模型的总压恢复系数变化不大,所以半凹综合性能优于其他尾缘综合修形模型。

参考文献:

[1] Hu H, Kobayashi T, Taniguchi N. Research on the mixing enhancement performance of lobed nozzles by using PIV and LIF[R]. ASME-FEDSM-98-4994.

[2] Hu H, Saga T, Kobayashi T. Investigation of the vortex structures downstream of a lobed nozzle by mean of dual plane stereoscopic PIV[R]. Germany: 4th International Symposium on Particle Image Velocimetry, 2001: 1020.

[3] Ooba Y, Kodama N, Nakamura Y. Large eddy simulation analysis of a 18 lobe convoluted mixer nozzle[R]. AIAA Paper 2002-0717.

[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] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射-混合器涡结构的数值研究[J]. 空气动力学报, 2005, 23(3): 355-359.

SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation of vortical structures in the lobed mixer ejector[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2005, 23(3): 355-359. (in Chinese)

[7] LIU Youhong. Experimental and numerical investigation of circularly lobed nozzle with/without central plug[J]. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2002, 45(12): 2577-2585.

[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] 刘友宏, 郭楠. 后缘切角对波瓣混合器性能影响[J]. 航空动力学报, 2009, 24(9): 1917-1922.

LIU Youhong, GUO Nan. Effect of cut angles at trailing edge on the performance of a lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(9): 1917-1922. (in Chinese)

[10] Cooper N J, Merati P, Hu H. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA 2005-635.

[11] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aero engines[J]. The Aeronautical Quarterly, 1966, 17: 141-160.

[12] 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 the lobed mixer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)