

裙边宽度对平行进气混合扩压器 性能影响

刘友宏¹, 陈中原¹, 徐华胜², 钟世林², 黄义勇², 谢建光²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院

航空发动机气动热力国家级重点实验室, 北京 100191;

2. 中国航空工业集团公司 中国燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为了明晰裙边混合器裙边宽度对涡扇发动机加力燃烧室平行进气混合扩压器气动热力性能的影响, 采用基于 Navier-Stokes(N-S)方程的三维数值模拟方法对不同裙边宽度模型进行了定量研究, 得到了流场、流向涡涡量场、热混合效率、总压恢复系数、混合扩压器出口平均速度及速度因数、混合扩压器出口温度均匀度的变化规律。结果表明: 裙边宽度在 40~130 mm 之间变化时, 在混合扩压器出口截面处, 随着裙边宽度的增加, 流向涡的影响范围不断增大, 促进内外涵道的气流掺混; 热混合效率随裙边宽度的增大先增大后减小, 总压恢复系数随裙边宽度的增大总体呈线性减小趋势。混合扩压器出口的平均速度及速度因数随裙边宽度的增大呈线性减小趋势, 混合扩压器出口的温度均匀度随裙边宽度的增大而增大。

关 键 词: 平行进气混合扩压器; 裙边宽度; 热混合效率; 总压恢复系数; 温度均匀度

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Effect of width of skirted mixer on performance of mixing diffuser with par-allel intake

LIU You-hong¹, CHEN Zhong-yuan¹, XU Hua-sheng²,

ZHONG Shi-lin², HUANG Yi-yong², XIE Jian-guang²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine

Aero-thermodynamics, School of Power and Energy Engineering,

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

2. China Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to clarify the effects of width of skirted mixer on flow field, stream-wise vorticities, thermal mixing efficiency, total-pressure recovery factor, average speed and speed factor as well as temperature evenness of outlet of mixing diffuser, different widths of skirted mixer were studied quantitatively through the three-dimensional numerical simulations based on Navier-Stokes (N-S) equations, and the principle of effects on aerothermodynamic performance was obtained. Results show that, when width of skirted mixer varies from 40 mm to 130 mm, stream-wise vorticities increase at the outlet of mixing diffuser with the growing width, and the flow mixing of internal and external bypass can be promoted. Thermal mixing efficiency firstly increases and then decreases as the width increases, and the total-pressure recovery coefficient linearly decreases as the width increases generally. The average speed and speed factor of outlet of mixing diffuser linearly decrease as the width in-

creases, and the temperature evenness of outlet of mixing diffuser increases with the growing width.

Key words: mixing diffuser with parallel intake; width of skirted mixer; thermal mixing efficiency; total-pressure recovery factor; temperature evenness

作为涡扇发动机重要组成部分的加力燃烧室为飞行器提供了短期的最大推力,以满足起飞、瞬间加速等特殊飞行状况之需.提高加力燃烧室性能的关键就是要为其提供一个较为均匀进口流场和组织燃烧的优化方案.平行进气混合扩压器,特别是混合扩压器和稳定器一体化结构的平行进气方案,是近些年国际上先进加力涡扇发动机的新技术,因为其可以大大缩短加力燃烧室的轴向长度和质量,使结构更加紧凑有效.

涡扇发动机加力燃烧室平行进气混合扩压器中的混合器结构对内外涵气流的混合以及组织燃烧具有重要的影响.目前世界各国的涡扇发动机采用较多的混合器为波瓣混合器,有些发动机上采用的是环形混合器^[1-4],特别是在近年研制的小涵道比发动机上采用环形混合器.以环形混合器或波瓣混合器为基础发展的一些内外涵混合器已在 F119, F120, E200 和 M88-2 等涡扇加力发动机中得到应用.环形混合器具有结构简单、质量轻和气动损失小等优点,但由于内外涵为平行进气,两股气流之间的混合主要依赖于内外涵射流间的剪切作用,混合效率低,造成外涵出口下游的气流含氧量高、温度低,而内涵出口下游的气流含氧量低、温度高,不利于加力燃烧效率的提高,燃烧稳定性较差.国内外学者已对波瓣混合器开展了大量的研究^[5-15].波瓣混合器有效改善了内外涵气流之间的混合均匀性,从而有利于提高燃烧稳定性和燃烧效率,但也随之带来气动损失较大、结构较重等问题,特别是在小涵道比的涡扇加力燃烧室中,波瓣穿透率过大所引起的气动损失尤为显著.为了兼顾气动损失和混合效果的综合性能,在一体化结构的平行进气混合扩压器中,本文提出一种平行进气裙边混合器,该混合器是在环形混合器的基础上对尾缘进行裙边样式修型而成的.

本文以涡扇发动机加力燃烧室的平行进气带裙边混合扩压器为研究对象,采用数值求解 Navier-Stokes(N-S)方程的方法,研究得到了在相同来流条件下不同裙边宽度对平行进气混合扩压器流场、流向涡涡量场、热混合效率、总压恢复系数、出口平均速度及速度因数、温度均匀度的影

响规律.

1 数值研究

1.1 几何模型

平行进气带裙边混合器的裙边结构为 12 个裙边周向均匀分布,且加力燃烧室流道沿流向具有几何上的对称性.故取加力燃烧室的 1/6 作为计算域,如图 1 所示,图中中心对称轴为 X 轴, Y 轴为径向, Z 轴与 X, Y 垂直,定义裙边尾缘处 X 为零.加力燃烧室内外涵入口均为环形通道,外涵外径为 D ,外涵内径为 $0.85D$,内涵外径为 $0.8D$,中心锥直径为 $0.46D$.加力燃烧室混合扩压器出口直径为 $1.1D$,且距加力燃烧室入口的轴线距离为 $0.645D$.加力燃烧室出口截面直径为 $0.86D$,距入口的轴向距离为 $1.58D$.

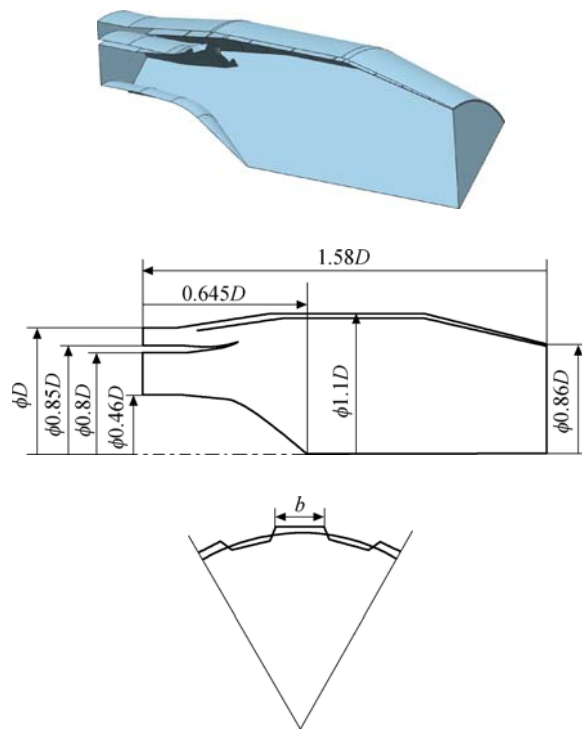


图1 加力燃烧室计算域模型

Fig. 1 Calculation domain model of afterburner

在保持平行进气带裙边混合器其他关键参数不变的前提下,设计出一组裙边宽度 b 分别为

40,58,76,86.5,94,112,130 mm 的模型,如图 2 所示,以此研究裙边宽度对平行进气混合扩压器气动热力性能的影响规律。

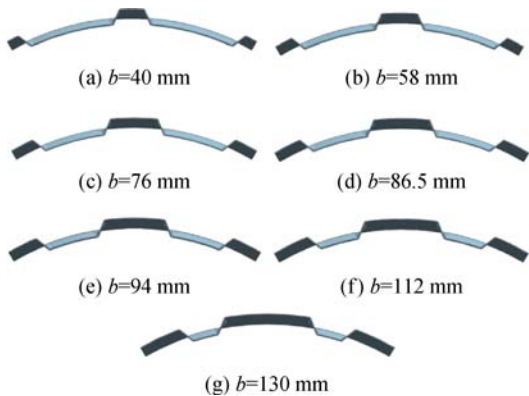


图 2 不同裙边宽度混合器模型

Fig. 2 Skirted mixer models with different widths

为了提高数值模拟的计算精度,网格划分采用分块结构化网格划分,经网格无关解验证后最佳网格数约为 210 万,网格质量在 0.4 以上。图 3 所示为计算域整体网格及裙边混合器附近局部放大网格划分情况。

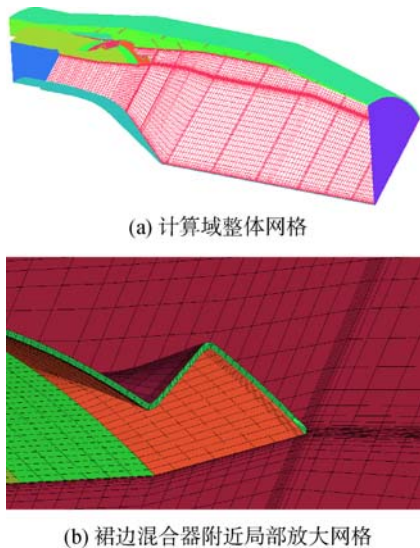


图 3 计算域整体网格以及局部放大图

Fig. 3 Mesh of the calculation domain and the enlarged view

1.2 边界条件及数值模型

加力燃烧室平行进气混合扩压器属于强迫混合系统,内涵主流为高温燃气,外涵次流为空气。燃气以及空气中各组分的质量分数如表 1 所示。流体为理想可压气体。加力燃烧室内、外涵入口采用质量流量进口边界条件,出口采用压力出口边

界条件,两侧面采用周期性边界条件,壁面均设置为绝热、无滑移固壁边界条件。

表 1 燃气和空气各组分质量分数

Table 1 Mass fraction of gas and air

组分	燃点	空气
H ₂ O	0.028989	0.004956
O ₂	0.148015	0.220094
CO ₂	0.073943	0.009915
N ₂	0.749053	0.765035

采用基于 RANS(Reynolds-averaged Navier-Stokes)的数值计算方法,因为裙边混合器结构、混合机理与波瓣混合器基本相同,所以根据本课题组多年验证研究结果,湍流模型采用 realizable $k-\epsilon$ 湍流模型,近壁区域采用增强壁面函数。压力项采用 2 阶离散格式,动量方程、湍流动能和湍流耗散率等方程的对流项采用 2 阶迎风方案离散。压力与速度的耦合选用 SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equation)算法,收敛标准为 10^{-5} ,同时保证混合出口流量前 5 位有效数字不变。

1.3 数值模型验证

因为裙边混合器结构、混合机理与波瓣混合器基本相同,所以采用本课题组建立的波瓣混合器数值计算模型。Cooper 等^[16]曾对波瓣混合器下游流场中的涡系进行实验测量,得到涡量值沿流向的变化规律。采用本文数值计算模型对该实验结果进行了数值模拟,得到的流向涡最大值 $\omega_{\max-X-A}$ 以及正交涡最大值 $\omega_{\max-in-plane}$ 与 Cooper 等的实验结果对比,如图 4、图 5 所示。除在 $X/\lambda=$

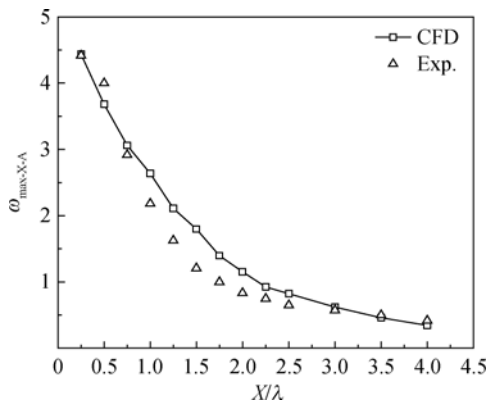


图 4 CFD 与实验数据的流向涡最大值的对比
Fig. 4 Comparison of maximum stream-wise vortex between CFD and experiment data

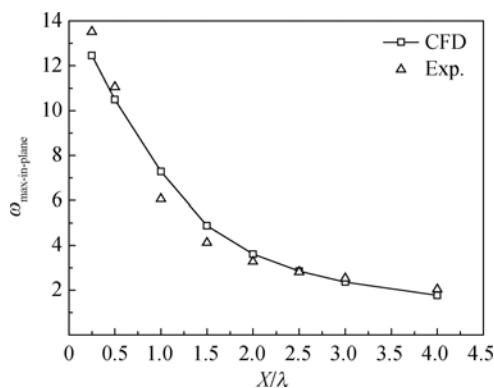


图5 CFD与实验数据的正交涡最大值的对比

Fig. 5 Comparison of maximum normalized span-wise vortex between CFD and experiment data

1.0~2.0区域内数值计算结果与实验数据之间的偏差相对较大外(λ 表示速度因素),在整个计算域范围内,数值计算模型与实验结果吻合良好,特别是在出口截面,两者的误差很小,说明本文数值模型可以正确预测混合器下游复杂流场。

2 计算结果与分析

2.1 混合扩压器出口温度场

裙边宽度对混合扩压器出口温度场的影响规律如图6所示。由图可见,随着裙边宽度的不断增

大,内涵高温区域面积不断增大,外涵低温区域受内涵热气流的扰动增强,混合器出口周向温度梯度不断增加,存在周向温度梯度的面积也在不断的增加。同时裙边宽度的增加,使内外涵气流的混合长度增加,内外涵气流有更充分的混合空间,外涵低温流体在裙边型面的导引下更容易进入内涵高温核心,使内外涵气流的混合程度增加。

2.2 混合扩压器出口速度场

裙边宽度对混合扩压器出口速度矢量的影响规律如图7所示。由图可见,随着裙边宽度的增加,裙边附近形成涡的影响范围不断增大,大范围的涡可以有效地将外涵冷气流传输到内涵道,同时将内涵热气流传输到外涵道,促进内外涵道的气流掺混。

2.3 混合扩压器出口流向涡涡量场

为了定量分析研究,定义各横截面的流向涡无量纲涡量(STV),量符号为 ω_x ,有

$$\omega_x = \frac{D}{U_1} \left[\frac{\partial w}{\partial Y} - \frac{\partial v}{\partial Z} \right] \quad (1)$$

式中 U_1 为主流入口速度; v, w 为分别为流体在 Y, Z 方向的速度分量。根据式(1)的定义,给出不同裙边宽度在混合扩压器出口截面上无量纲涡量场如图8所示。

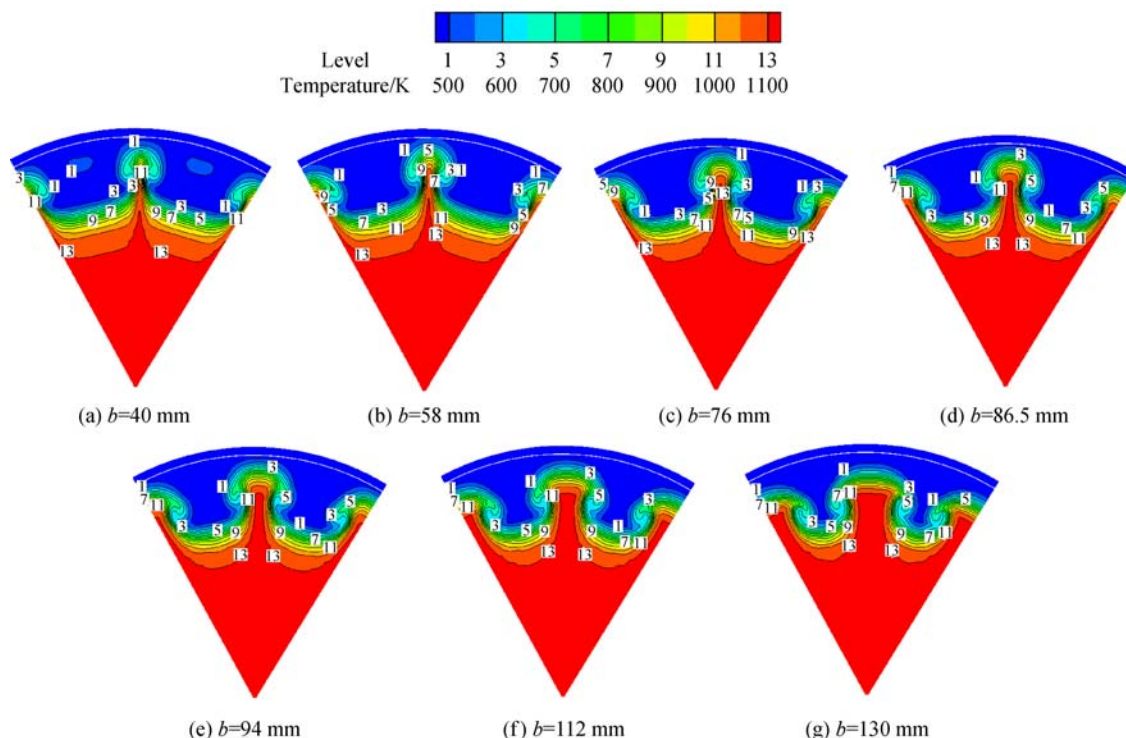


图6 不同裙边宽度模型混合扩压器出口温度分布

Fig. 6 Temperature distribution on outlet of mixing diffuser under different widths of skirted mixer

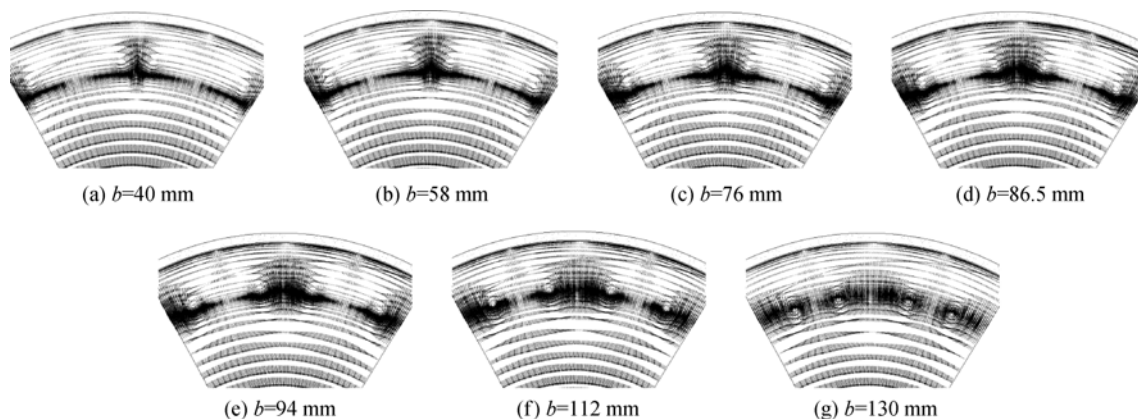


图7 不同裙边宽度模型混合扩压器出口速度矢量图

Fig. 7 Velocity vector distribution on outlet of mixing diffuser under different widths of skirted mixer

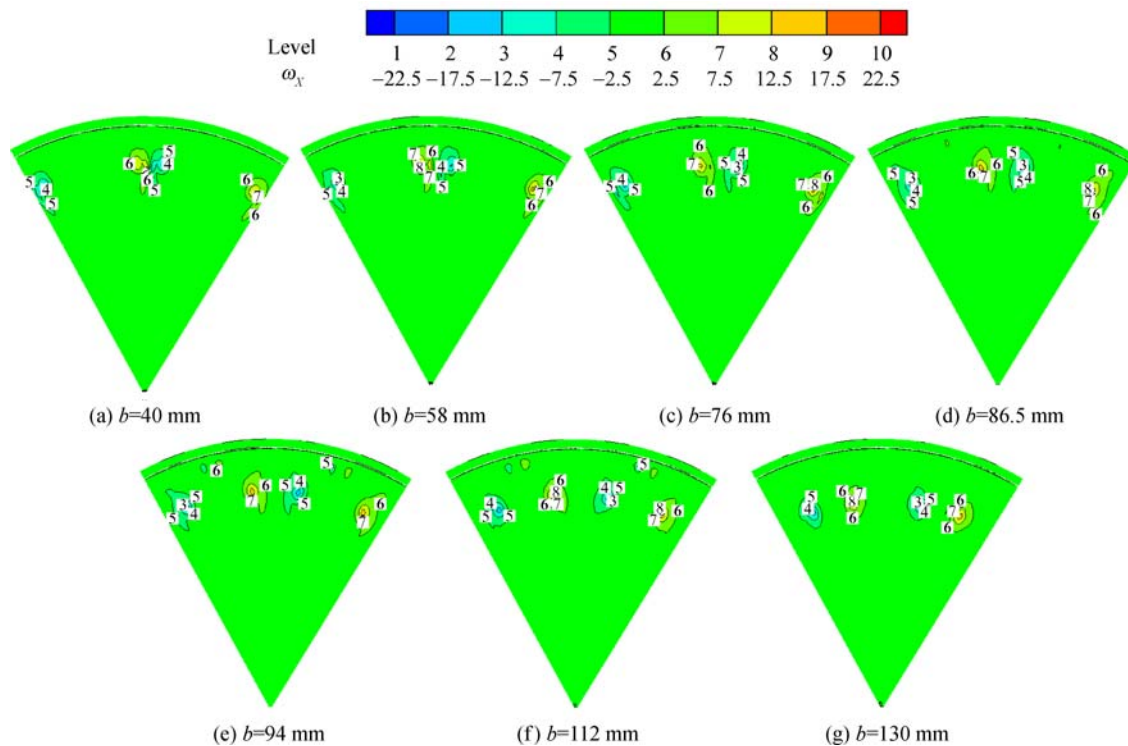


图8 不同裙边宽度模型混合扩压器出口无量纲流向涡涡量分布

Fig. 8 Non-dimension stream-wise vorticities distribution on outlet of mixing diffuser under different widths of skirted mixer

在裙边尾缘处,主流速度有一个沿波峰向外的横向分量,次流速度则有一个沿波谷向内的横向分量,从而在裙边的两侧边形成一对互为反向且沿流动方向发展的旋涡,即流向涡^[17]。

由图8可见,随着裙边宽度的增加,流向涡强度并没有明显的增加,而流向涡之间的间隙随着裙边宽度的增大而明显增大,流向涡得到充分的发展,从而促进内外涵道的气流掺混。

2.4 热混合效率

在内、外涵流体掺混的过程中,两股流体混合

得越均匀,发动机获得的推力增益越大,混合排气的红外辐射强度越小。工程中常用热混合效率来描述内、外涵流体混合程度。由Frost^[18]根据一维流动模型定义的热混合效率公式为

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

式中 T_{hot} 为内涵气流的温度, T_{cold} 为外涵气流的温度, $\dot{m}_{\text{hot}}$ 为内涵气流的质量流量, $\dot{m}_{\text{cold}}$ 为外涵气

流的质量流量, T_{mix} 为内、外涵气流完全混合后的温度, 它的定义为

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

然而利用此公式处理三维流场问题时, 热混合效率的计算结果经常会出现较大的波动, 产生较大误差甚至明显的错误. 为此刘友宏、谢翌引用概率论中方差的概念, 进行无量纲化, 得到一个热混合效率公式: 刘-谢热混合效率^[19-20]公式, 其表达式如式(4)所示.

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

根据式(4), 可得到不同裙边宽度模型的热混合效率 η 沿流向的变化规律曲线, 如图9所示.

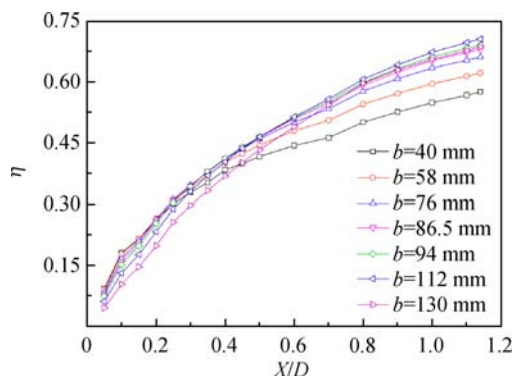


图9 不同裙边宽度模型的热混合效率变化规律曲线

Fig. 9 Thermal mixing efficiency of different widths of skirted mixer

由图9可见: 不同裙边宽度模型的热混合效率曲线变化趋势相似, 总体可以分为如下3个阶段:

第一, 在 X/D 为 $0.05 \sim 0.4$ 阶段, 由裙边特殊的结构形式而诱导出的流向涡迅猛发展, 混合流体的热混合效率上升较快, 在图9中表现为不同裙边宽度模型的热混合效率曲线迅速上升. 这是由于当 X/D 小于 0.4 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, 混合作用明显.

第二, 在 X/D 为 $0.4 \sim 0.7$ 阶段, 在图9中不同裙边宽度模型的热混合效率曲线上升趋势相对于 X/D 为 $0.05 \sim 0.4$ 阶段明显减小, 这是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, 流向涡逐渐破碎成为各种小尺度的旋涡, 导致流向涡对混合的强化作用

逐渐减弱.

第三, 在 X/D 为 $0.7 \sim 1.14$ 阶段, 对流体掺混起主导作用的流向涡处于耗散阶段, 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, 热混合效率在此阶段本应表现为变化平缓, 但在图9中不同裙边宽度模型的热混合效率曲线上升趋势反而相对于 X/D 为 $0.4 \sim 0.7$ 阶段明显增大, 这是因为在 X/D 为 $0.7 \sim 1.14$ 阶段加力燃烧室流道沿流向发生明显偏转, 进而加剧了流体之间的掺混, 使得混合流体的热混合效率值再次出现快速上升的变化规律. 在加力燃烧室出口附近, 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波瓣宽度的增加而增大, 所以在加力燃烧室出口附近, 热混合效率曲线随波瓣宽度的增加从下到上依次排列.

在混合扩压器出口截面处, 热混合效率随裙边宽度的变化规律如图10所示, 由图可见, 热混合效率随裙边宽度的增大先增大后减小; 裙边宽度为 75 mm 模型的热混合效率最大, 其值为 0.3193 , 裙边宽度为 130 mm 模型的热混合效率最小, 其值为 0.2691 , 裙边宽度为 75 mm 模型的热混合效率相对于裙边宽度为 130 mm 模型的热混合效率提高了 18.65% .

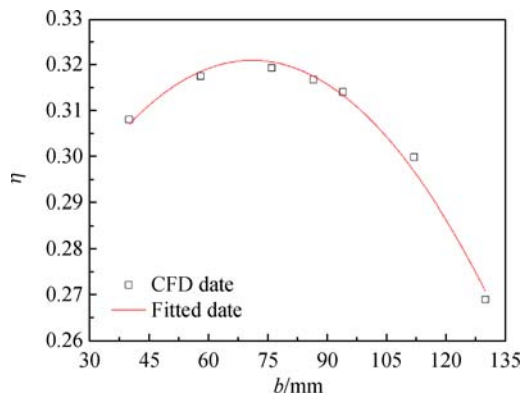


图10 热混合效率随裙边宽度的变化规律

Fig. 10 Variation of thermal mixing efficiency with width of skirted mixer

2.5 总压恢复系数

强迫混合排气系统的总压恢复系数定义为

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

式中 $\dot{m}$ 为气流的质量流量, p^* 为总压, 下标 in 表示波瓣强迫混合排气系统入口处的物理量, 下标 mix 表示波瓣尾缘下游内、外涵气流接触混合后,

垂直于流向的横截面上的物理量。

根据式(5),得到7种不同裙边宽度模型的总压恢复系数沿流向的变化规律如图11所示。

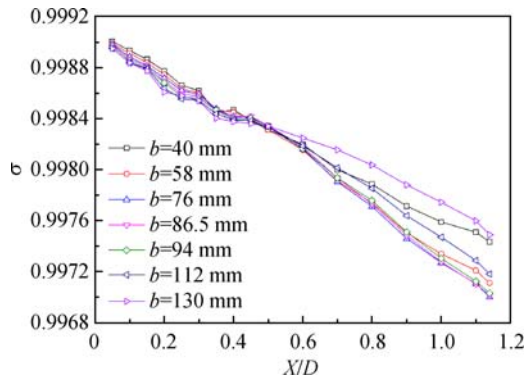


图11 总压恢复系数沿流向的变化规律

Fig. 11 Variation of total-pressure recovery factor along stream-wise direction

在图11中,当 $X/D \leq 0.35$ 时不同裙边宽度的总压恢复系数曲线迅速下降,这是因为在此阶段主、次流外扩、内敛速度较大,流向涡发展迅速,流体能量大,且处于扩压段,存在扩压损失,故总压恢复系数下降速度较快。

在 X/D 为 $0.35 \sim 0.5$ 阶段,处于加力燃烧室平直段,流体比较稳定,总压损失较小,总压恢复系数下降平缓,在图11中表现为不同裙边宽度模型的总压恢复系数曲线变化平缓。

在 X/D 为 $0.5 \sim 1.14$ 阶段,在湍流以及黏性耗散的共同作用下,主、次流速度减小,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,总压恢复系数本应表现为下降较慢,但在图11中不同裙边宽度模型的总压恢复系数曲线下降趋势相对于 X/D 为 $0.35 \sim 0.5$ 阶段明显增大,这是由于加力燃烧室收缩型结构形式对流体的阻挡,造成流动损失增加,总压恢复系数下降速度较快,且不同裙边宽度模型的总压恢复系数曲线间距明显。

在混合扩压器出口截面处总压恢复系数随裙边宽度变化规律如图12所示,由图可见,不同裙边宽度模型在混合扩压器出口截面处的总压恢复系数差距较小,在混合扩压器出口截面处的总压恢复系数随裙边宽度的增大总体呈线性减小趋势;裙边宽度为112 mm模型的总压恢复系数最小,其值为0.99865,裙边宽度为40 mm模型的总

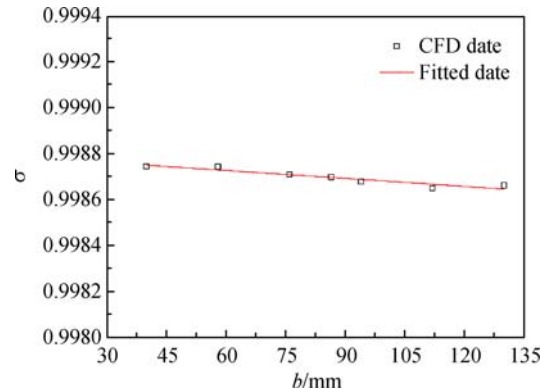


图12 总压恢复系数随裙边宽度的变化规律

Fig. 12 Variation of total-pressure recovery factor with width of skirted mixer

压恢复系数最大,其值为0.99875,裙边宽度为112 mm模型的总压恢复系数相对于裙边宽度为40 mm模型的总压恢复系数仅相差0.01%。

2.6 混合扩压器出口平均速度及速度因数

为了满足加力燃烧室再次组织燃烧的需要,即满足火焰稳定器性能及燃烧效率的要求,混合扩压器出口的平均速度要降低到所要求的数值,速度因数的大体范围在0.15~0.22之间。

速度因数的定义为

$$\lambda = \frac{V}{C_{cr}} \quad (6)$$

式中 V 为截面平均速度, C_{cr} 为临界声速,它的定义为

$$C_{cr} = \sqrt{\frac{2\kappa RT^*}{2\kappa + 1}} \quad (7)$$

式中 κ 为比热比, R 为气体常数, T^* 为总温。

在混合扩压器出口截面,平均速度随裙边宽度变化规律如图13所示。由图可见,混合扩压器

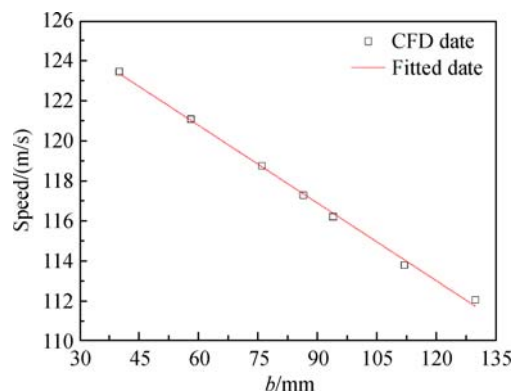


图13 平均速度随裙边宽度的变化规律

Fig. 13 Variation of average speed with width of skirted mixer

出口截面的平均速度随裙边宽度的增大呈线性减小趋势,裙边宽度为 40 mm 模型在扩压器出口截面的平均速度最大,其值为 123.44 m/s;裙边宽度为 130 mm 模型在扩压器出口截面的平均速度最小,其值为 112.05 m/s,相对于裙边宽度 40 mm 模型低 9.23%。

根据式(6),得到在混合扩压器出口截面的速度因数 λ 随裙边宽度的变化规律如图 14 所示。由图可见,混合扩压器出口截面的速度因数随裙边宽度的增大而减小,与混合扩压器出口截面的平均速度变化趋势基本一致,裙边宽度为 40 mm 模型在扩压器出口截面的速度因数最大,其值为 0.21976,裙边宽度为 130 mm 模型在扩压器出口截面的速度因数最小,其值为 0.19853,相对于裙边宽度 40 mm 模型低 9.67%;且速度因数的值在 0.15~0.22 之间,满足加力燃烧室混合扩压器设计要求。

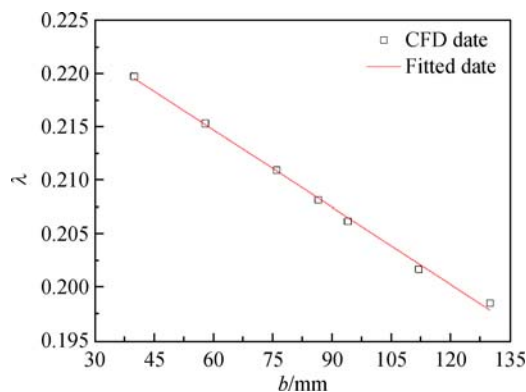


图 14 速度因数随裙边宽度的变化规律

Fig. 14 Variation of speed factor with width of skirted mixer

2.7 混合扩压器出口温度均匀度

混合扩压器出口的温度分布直接影响火焰稳定器的性能和燃烧效率,混合扩压器出口温度分布要尽可能均匀,定义温度均匀度为

$$e_t = 1 - \sum \frac{|T_i - \bar{T}|}{N \cdot \bar{T}} \quad (8)$$

式中 T_i 为第 i 个节点的温度, $\bar{T}$ 为截面平均温度, N 为截面节点总数。

根据式(8),得到在混合扩压器出口截面的温度均匀度随裙边宽度的变化规律如图 15 所示。由图可见,混合扩压器出口截面的温度均匀度随裙边宽度的增大而增大,裙边宽度为 40 mm 模型的温度均匀度最低,其值为 0.64739;裙边宽度为 130 mm 模型的温度均匀度最高,其值为

0.70196,相对于 40 mm 模型高 8.43%。

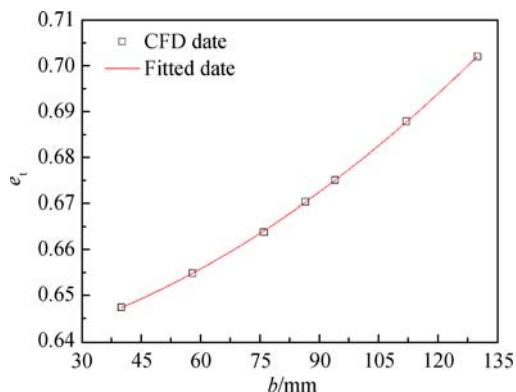


图 15 温度均匀度随裙边宽度的变化规律

Fig. 15 Variation of temperature evenness with width of skirted mixer

3 结 论

在其他条件不变的情况下,研究了裙边宽度对某型涡扇发动机加力燃烧室平行进气混合扩压器性能的影响,在所研究的参数范围内,可以得到如下结论:

1) 随着裙边宽度的增加,裙边附近形成的涡的影响范围不断增大,大范围的涡可以有效地将外涵冷气流传输到内涵道,同时将内涵热气流传输到外涵道,促进内外涵道的气流掺混。

2) 在混合扩压器出口截面处,热混合效率随裙边宽度的增大先增大后减小。裙边宽度为 75 mm 模型的热混合效率最大,裙边宽度为 130 mm 模型的热混合效率最小,最大值相对于最小值提高了 18.65%。

3) 在混合扩压器出口截面处,不同裙边宽度模型在混合扩压器出口截面处的总压恢复系数差距较小;在混合扩压器出口截面处,总压恢复系数随裙边宽度的增大总体呈线性减小趋势;裙边宽度为 112 mm 模型的总压恢复系数最小,裙边宽度为 40 mm 模型的总压恢复系数最大,最大值与最小值仅相差 0.01%。

4) 混合扩压器出口截面的平均速度随裙边宽度的增大呈线性减小趋势,裙边宽度为 40 mm 模型在扩压器出口截面的平均速度最大,裙边宽度为 130 mm 模型在扩压器出口截面的平均速度最小,最小值相对于最大值降低了 9.23%。混合扩压器出口截面的速度因数随裙边宽度的增大而减小,与混合扩压器出口截面的平均速度变化趋势基本一致,裙边宽度为 40 mm 模型的速度因数

最大,裙边宽度为 130 mm 模型的速度因数最小,最小值相对于最大值降低了 9.67%。

5) 混合扩压器出口截面的温度均匀度随裙边宽度的增大而增大,裙边宽度为 40 mm 模型的温度均匀度最低,裙边宽度为 130 mm 模型的温度均匀度最高,最大值相对于最小值提高了 8.43%。

参考文献:

- [1] Arai T, Sakaue S, Hayase H, et al. Streamwise vortices introduced by "Hyper-Mixer" on supersonic mixing[R]. AIAA-2011-2342, 2011.
- [2] Birch S F, Paynter G C, Spalding D B, et al. Numerical modelling of three-dimensional flows in turbofan engine exhaust nozzles[J]. Journal of Aircraft, 1978, 15(8): 489-496.
- [3] SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, XU Liang. Numerical investigation of aerodynamic and mixing characteristics of scarfed lobed mixer for turbofan engine exhaust system[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 23(2): 131-135.
- [4] 张靖周, 李立国, 吴国钊. 波瓣混合结构三维流场数值计算[J]. 南京航空航天大学学报, 1996, 15(2): 745-749.
ZHANG Jingzhou, LI Liguang, WU Guoxun. Numerical calculation of 3-D flow fields for lobed mixer[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996, 15(2): 745-749. (in Chinese)
- [5] Rao G A, Mahulikar S P. Aircraft powerplant and plume infrared signature modelling and analysis[R]. AIAA-2005-221, 2005.
- [6] Presz W M, Reynolds G, McCormick D C. Thrust augment using mixer-ejector-diffuser systems[R]. AIAA 94-0020, 1994.
- [7] 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)
- [8] 单勇, 张靖周, 邵万仁, 等. 某型涡扇排气系统缩比模型红外辐射特性实验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2228-2234.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou, SHAO Wanren, et al. Experiments on infrared radiation characteristics of exhaust system for a turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2228-2234. (in Chinese)
- [9] Skebe S A, Paterson R W, Barber T J. Experimental investigation of three-dimensional forced mixer lobed flow fields[R]. AIAA 88-3785, 1988.
- [10] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管结构参数对引射混合器性能影响的数值研究[J]. 航空动力学报, 2005, 20(6): 973-977.
SHAN Yong, ZHANG Jingzhou. Numerical investigation on the effects of lobe nozzle geometric parameters on mixer-ejector performance[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(6): 973-977. (in Chinese)
- [11] 姜卫星. 波瓣喷管引射特性实验与流场数值计算[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1997.
JIANG Weixing. Experimental and numerical simulation of flow field in lobed nozzle[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1997.
- [12] 刘友宏, 张少鹏, 杨旭, 等. 波瓣尾缘切角对涡扇发动机混合排气系统气动热力性能影响[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 734-740.
LIU Youhong, ZHANG Shaopeng, YANG Xu, et al. Effects of cut angles at trailing edge of lobe on aerothermodynamic performance of forced mixing exhaust system in turbofan engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(6): 734-740. (in Chinese)
- [13] 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)
- [14] 刘友宏, 谢翌, 郭楠. 尾缘凹扇及综合修型对波瓣混合器性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 234-250.
LIU Youhong, XIE Yi, GUO Nan. Effect of elliptical and composite cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 234-250. (in Chinese)
- [15] 谢翌, 阮登芳, 钟晨, 等. 波瓣帽罩结构和脊线对混合排气系统性能影响[J]. 推进技术, 2014, 35(3): 314-319.
XIE Yi, RUAN Dengfang, ZHONG Chen, et al. Effects of lobe cap and crest line on performance of mixing exhaust system[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(3): 314-319. (in Chinese)
- [16] Cooper N J, Merati P, Hu Hui. Numerical simulation of the vortical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA-2005-635, 2005.
- [17] 李立国, 张靖周. 航空用引射混合器[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [18] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aero-engines[J]. Aeronautical Quarterly, 1966, 17: 141-160.
- [19] 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.
- [20] 谢翌. 涡扇发动机波瓣混合排气系统气动热力性能研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2012.
XIE Yi. Investigation on the aerothermodynamic performance of lobed mixing exhaust system of turbofan engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012.

(编辑: 秦理曼、王碧珺)