

气冷径向稳定器张角对混合扩压器性能影响

刘友宏, 周开福

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对一种混合扩压器和气冷径向稳定器一体化新型结构, 基于 N-S 方程建立了流场三维数值计算模型, 研究了气冷径向稳定器张角变化对混合扩压器流场、流阻特性和混合特性的影响规律. 结果表明: 随着气冷径向稳定器张角的增大, 混合扩压器的静压恢复系数逐渐减小, 混合扩压器的流阻系数和压力损失系数均逐渐增大; 在混合扩压器出口截面处, 随着气冷径向稳定器张角的增大, 总压恢复系数逐渐减小, 总压恢复系数的最大值与最小值相差 0.0032. 热混合效率逐渐增大, 热混合效率的整体变化范围为 0.7268~0.8857.

关 键 词: 混合扩压器; 气冷径向稳定器; 张角; 流阻特性; 混合特性

中图分类号: V231

文献标志码: A

Effect of air-cooled radial stabilizer opening angle on performance of the mixer and diffuser

LIU You-hong, ZHOU Kai-fu

(School of Energy and Power Engineering,

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

Abstract: For a new type of mixer and diffuser and air-cooled stabilizer integration structure, a three-dimensional numerical simulation model based on the N-S equation was created. Through numerical simulation, the flow field, flow resistance characteristics and mixing characteristics of different air-cooled radial stabilizer opening angles in the mixer and diffuser were obtained. The results show that, the static-pressure recovery coefficient declines as the air-cooled radial stabilizer opening angle increases; the flow resistance coefficient and pressure loss coefficient of the mixer and diffuser increases with the growing air-cooled radial stabilizer opening angle. Around the exit section of the mixer and diffuser, the total pressure recovery coefficient declines as the air-cooled radial stabilizer opening angle increases, the difference between the maximum and the minimum values is 0.0032, and the thermal mixing efficiency increases with the whole range of 0.7268~0.8857.

Key words: mixer and diffuser; air-cooled radial stabilizer; opening angle; flow resistance characteristics; mixing characteristics

随着航空发动机技术的高速发展,其加力燃烧室内涵入口气流温度越来越高,使得稳定器壁温远超耐热材料允许的极限,严重影响了稳定器

的安全可靠性和热持久性. 为了解决这一难题,必须对稳定器采用主动冷却,即引加力燃烧室外涵冷却气体去冷却稳定器,即气冷稳定器^[1]. 目前,

收稿日期: 2015-04-22

作者简介: 刘友宏(1963—),男,教授、博士生导师,博士后,主要从事传热传质、红外、力学等方面研究.

E-mail: liuyh2@qq.com

引用格式: 刘友宏,周开福. 气冷径向稳定器张角对混合扩压器性能影响[J]. 航空动力学报,2017,32(1):1-7. LIU Youhong, ZHOU Kai-fu. Effect of air-cooled radial stabilizer opening angle on performance of the mixer and diffuser[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(1): 1-7.

高性能的航空发动机的加力燃烧室广泛采用气冷稳定器,将气冷稳定器安装在加力燃烧室的扩压段,即混合扩压器和气冷稳定器一体化新型结构,大大缩短了加力燃烧室的长度,提高了航空发动机的推质比。由于气冷稳定器(分为气冷环向稳定器和气冷径向稳定器两种)直接安装在混合扩压器的主流道中,堵塞比较大(0.2~0.3),因此,气冷稳定器会对混合扩压器的性能产生较大影响。

目前,国内外对混合器进行了大量的数值模拟和实验研究^[2-13],主要是着重研究混合器的混合机理、自身几何结构参数和气动参数对其混合性能的影响。其中,刘友宏、谢翌等人^[2-6]采用数值模拟研究了波瓣混合几何结构参数(波瓣数、瓣高宽比及后缘切角)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,得出了热混合效率和总压恢复系数随波瓣数、瓣高宽比及后缘切角的变化规律。狄虎威等人^[7]采用了3种不同燃烧模型研究了一种曲面齿冠状混合器作用下的加力燃烧室的燃烧过程,通过分析流向涡、热混合效率得出涡耗散模型的计算结果更为合理。王亚盟等人^[8]采用数值模拟研究了加力燃烧室中3种不同形式的锯齿冠状混合器和环向混合器的掺混性能,通过分析热混合效率和总压恢复系数得出锯齿冠状混合器的性能优于环向混合器的性能。Abolfadl等人^[12]采用实验研究了波瓣混合器几何结构参数(波瓣波长、波瓣高度、波瓣张角)对其混合性能的影响,通过实验得出了波瓣波长、波瓣高度及波瓣张角对波瓣混合器混合度的变化规律。但这些研究仅仅研究了混合器自身几何结构参数对其性能的影响。在先进航空发动机的加力燃烧室中混合器是安装在扩压器中,能在短距内实现气体的边混合边扩压,故在研究加力燃烧室在非加力状态下的流阻特性和混合特性时应该综合考虑混合器和扩压器(简称混合扩压器)的性能。目前,气冷径向稳定器张角对混合扩压器性能的影响,国内外鲜见这方面的文献报道。为此,本文在相同气动参数条件下,采用CFD(计算流体力学)软件对不同气冷径向稳定器张角的某新型混合扩压器进行了系列三维数值模拟,定量研究了混合扩压器流阻特性和混合特性在不同气冷径向稳定器张角下的变化规律。

1 数值研究

1.1 计算模型

混合扩压器的气冷径向稳定器沿周向均匀分

布,长短各6个,共12个,故混合扩压器具有周向的几何对称性。由此,取混合扩压器的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轴垂直,定义裙边边缘处为起点。由于气冷径向稳定器的张角沿径向逐渐减小,为了方便研究,取气冷径向稳定器根部横截面上的张角为研究变量。在保证气冷径向稳定器倾角和高度不变的条件下,改变气冷径向稳定器张角 α ,分别为:25°,30°,35°,40°,45°。得到一系列不同张角的气冷径向稳定器结构,本文对这一系列的混合扩压器模型进行了数值模拟研究。

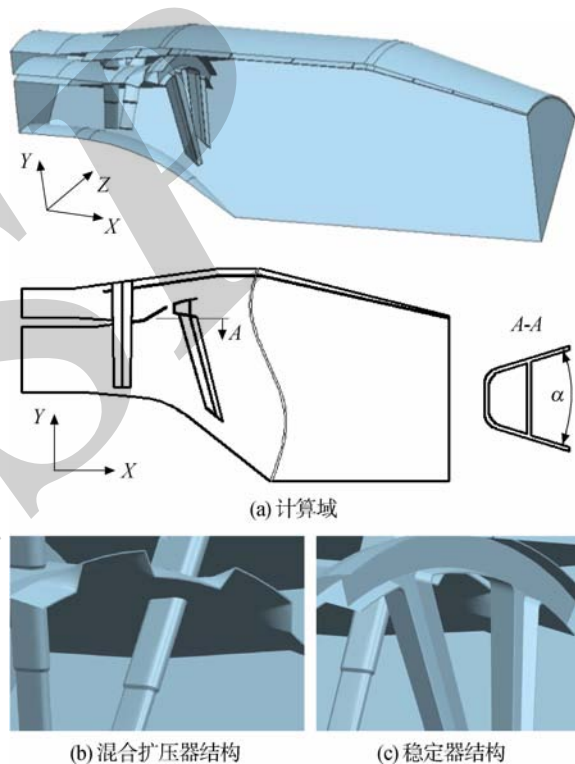


图1 计算域

Fig. 1 Calculation domain

由于混合扩压器计算模型较为复杂,故采用非结构化网格对计算域进行网格划分,同时在模型中心轴切掉半径为1mm的圆弧以保证网格质量。进行了网格无关解研究,最终网格总数为580万满足网格无关解的要求,如图2所示。

1.2 边界条件及湍流模型验证

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。由于内涵主流入口气流流速较大,故可将气体视为理想气体。在计算域中,内涵主流入口和外涵次流入口均采用质量流量入口边界条件,出口采用压力出口边界条件,内外涵气体组分为 O_2 , N_2 , H_2O , CO_2 。计算域两侧

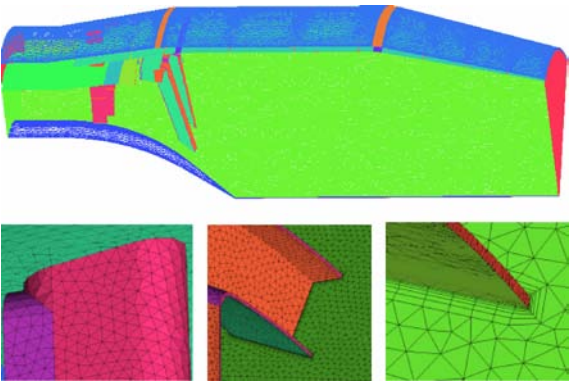


图 2 计算域的三维网格及其局部放大图
Fig. 2 Three-dimensional mesh of caculation domain and its local magnification

采用对称边界条件,其余壁面均采用绝热、无滑移固壁边界条件.

根据 Cooper 等人^[14]对某模型波瓣下游流场三维 PIV (particle image velocimetry) 测量数据,谢翌等人^[15]对航空发动机波瓣混合器流场中流向涡系、正交涡系形状及涡量随流动变化的实验测量数据与使用不同湍流模型数值模拟后计算结果进行对比,发现 *realizable k-ε* 模型与实验结果吻合最好,精度最高. 为此,本文选用 *realizable k-ε*

ε 模型,在近壁区采用标准壁面函数进行本文混合扩压器的数值模拟研究. 为了获得更高的精度,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 阶迎风格式离散. 压力与速度的耦合选用 SIMPLE (semi-implicit method for pressure-linked equations) 算法,计算收敛精度为 10^{-6} .

2 计算结果及分析

2.1 流场分析

混合扩压器出口截面温度分布云图如图 3 所示,由图可见,不同气冷径向稳定器张角的混合扩压器出口截面的温度呈花瓣形分布,且随着气冷径向稳定器张角的增加,花瓣越来越瘦长. 这是因为外涵冷气受气冷径向稳定器和气冷环向稳定器的引导,与内涵高温燃气进行的强力掺混,且气冷径向稳定器沿周向均匀分布,这使掺混后内外涵气流呈有规律的花瓣形分布;随着气冷径向稳定器张角的增加,内外涵气流掺混的区域增大,外涵冷气进入掺混区与内涵高温燃气掺混,使掺混区内的内涵高温燃气温度降低,内涵高温燃气的高温分布区域减小,即花瓣越来越瘦长.

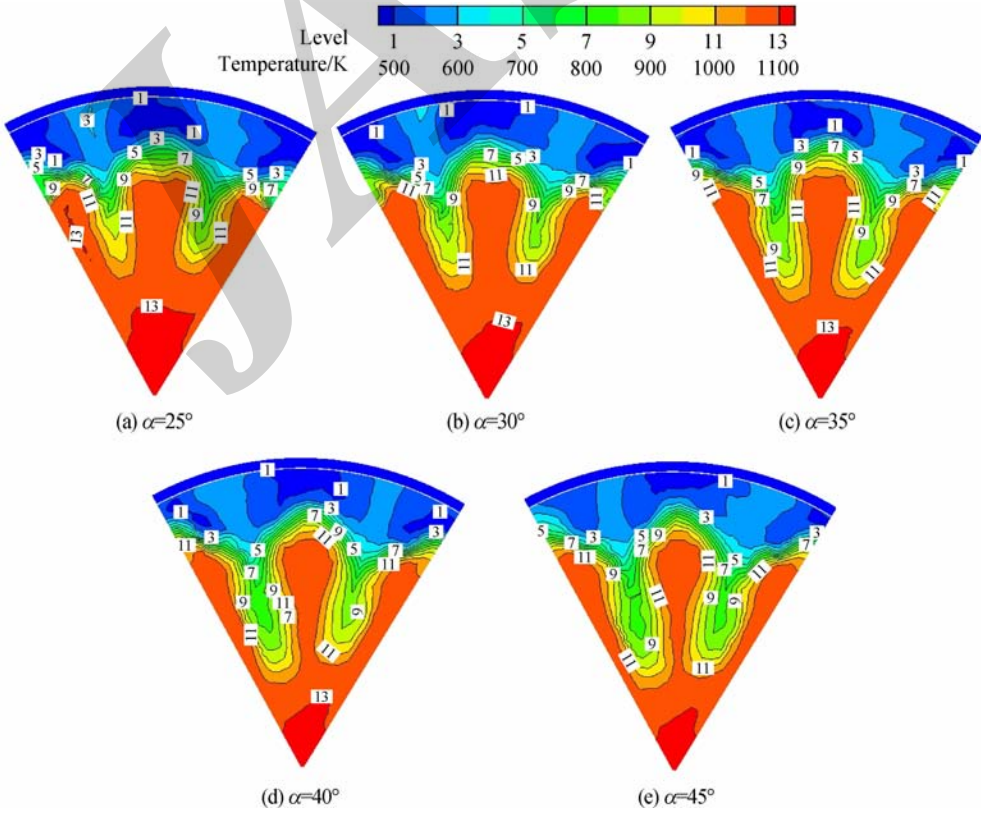


图 3 混合扩压器出口截面温度分布云图
Fig. 3 Temperature contour on the exit plane of the mixer and diffuser

混合扩压器出口的速度分布、温度分布直接影响火焰稳定器的性能和加力燃烧室的燃烧效率,混合扩压器出口截面的速度分布、温度分布要尽可能的均匀,定义 e_T 为混合扩压器出口截面的温度均匀度,其表达式为

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

式中 T_i 为混合扩压器出口截面上第 i 个节点的温度, $\bar{T}$ 为混合扩压器出口截面上的平均温度, N 为混合扩压器出口截面上的节点总数. 定义 e_v 为混合扩压器出口截面的速度均匀度,其表达式为

$$e_v = 1 - \sum \frac{|V_i - \bar{V}|}{N\bar{V}} \quad (2)$$

式中 V_i 为混合扩压器出口截面上第 i 个节点的轴向速度, $\bar{V}$ 为混合扩压器出口截面上的平均轴向速度.

由式(1)和式(2)可得混合扩压器出口截面的速度均匀度和温度均匀度随气冷径向稳定器张角的变化规律如图4所示. 由图可见,随着气冷径向稳定器张角的增加,混合扩压器出口截面的温度均匀度逐渐递增,速度均匀度先增加后减小,且速度均匀度和温度均匀度的整体变化范围较小,速度均匀度小于0.014,温度均匀度小于0.018. 这是因为随着气冷径向稳定器张角的增大,内外涵冷热气体掺混区域增大,有更多的外涵冷气与内涵高温燃气掺混,内外气体温度分布越来越均匀,使出口截面的温度均匀度增大. 在所研究的参数范围内, $\alpha=35^\circ$ 混合扩压器出口截面的速度均匀度最大,其值为0.3784; $\alpha=45^\circ$ 模型混合扩压器出口截面的速度均匀度最小,其值为0.3642,比 $\alpha=35^\circ$ 模型混合扩压器出口截面的速度均匀度小3.8%. $\alpha=45^\circ$ 混合扩压器出口截面的温度均匀度最大,其值为

0.6851; $\alpha=25^\circ$ 模型混合扩压器出口截面的温度均匀度最小,其值为0.6675,比 $\alpha=45^\circ$ 模型混合扩压器出口截面的速度均匀度小2.6%.

2.2 流阻特性

对于混合扩压器流阻特性主要是分析混合扩压器在非加力状态下流动阻力和能量损失. 对于这两点,本文选择的性能评价参数有:静压恢复系数、压力损失系数、流阻系数和沿程总压恢复系数. 定义混合扩压器静压恢复系数的表达式为

$$\sigma_{s,db} = \frac{p_{sd} - p_{s5}}{q_5} \quad (3)$$

式中 p_{sd} 为混合扩压器出口截面的静压值, p_{s5} 为混合扩压器入口截面的静压值, q_5 为混合扩压器入口截面的动压头,其的表达式为

$$q_5 = \frac{1}{2} \rho_5 u_5^2 \quad (4)$$

式中 ρ_5 为混合扩压器入口截面的密度, u_5 为混合扩压器入口截面的速度. 定义混合扩压器流阻系数的表达式为

$$\xi_{db} = \frac{\Delta p_d}{q_5} \quad (5)$$

式中 Δp_d 为混合扩压器中的总压损失,其定义为

$$\Delta p_d = p_{t5} - p_{td} \quad (6)$$

定义混合扩压器压力损失系数的表达式为

$$\lambda_d = \frac{\Delta p_d}{q_5 - q_d} \quad (7)$$

式中 q_d 为混合扩压器出口截面的动压头,其定义为

$$q_d = \frac{1}{2} \rho_d u_d^2 \quad (8)$$

式中 ρ_d 为混合扩压器出口截面的密度, u_d 为混合扩压器出口截面的速度.

根据式(3)~式(8)的定义,可以得出不同气冷径向稳定器张角的混合扩压器的流阻特性参数如图5所示. 由图可见,随着气冷径向稳定器张角的增大,混合扩压器的静压恢复系数逐渐递减,流阻系数和压力损失系数逐渐递增,且流阻系数的整体变化范围不大,小于0.067. 这是因为气冷径向稳定器张角越大,气体微团绕流气冷径向稳定器所需克服的逆压梯度越大,能量损失越大,具体表现为总压损失增大和静压升降低,即就是静压恢复系数越来越低,流阻系数和压力损失系数越来越大. 在所研究的参数范围内, $\alpha=25^\circ$ 混合扩压器的静压恢复系数最大,其值为0.2587; $\alpha=45^\circ$ 混合扩压器的静压恢复系数最小,其值为0.0661,相比于 $\alpha=25^\circ$ 混合扩压器的静压恢复系数减小了74.4%. $\alpha=45^\circ$

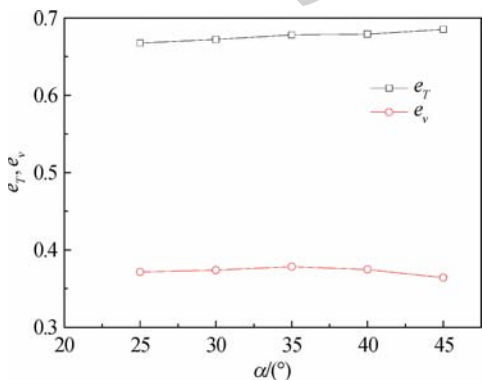


图4 混合扩压器出口截面速度均匀度和温度均匀度

Fig. 4 Velocity uniformity and temperature uniformity on the exit plane of the mixer and diffuser

混合扩压器的流阻系数最大,其值为 0.200 7; $\alpha=25^\circ$ 混合扩压器的流阻系数最小,其值为 0.134 1,相比于 $\alpha=45^\circ$ 混合扩压器的流阻系数减小 33.2%。 $\alpha=45^\circ$ 混合扩压器的压力损失系数最大,其值为 0.541 7; $\alpha=25^\circ$ 混合扩压器的压力损失系数最小,其值为 0.277 9,相比于 $\alpha=45^\circ$ 混合扩压器的压力损失系数减小 48.7%。

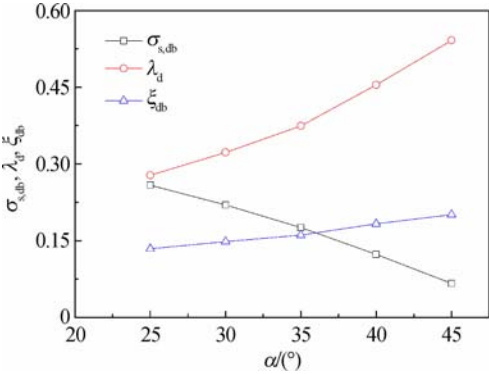


图 5 不同气冷径向稳定器张角的混合扩压器的流阻特性参数

Fig. 5 Flow resistance characteristics parameters of the mixer and diffuser with different air-cooled radial stabilizer opening angles

定义混合扩压器的总压恢复系数为

$$\sigma = \frac{1}{\dot{m}_{\text{mix}}} \int p_{\text{mix}}^* d\dot{m}_{\text{mix}} / \left(\frac{1}{\dot{m}_{\text{in}}} \int p_{\text{in}}^* d\dot{m}_{\text{in}} \right) \quad (9)$$

式中 $\dot{m}$ 为气流质量流量, p^* 为总压,下标 in 表示强迫混合系统入口处的物理量,下标 mix 表示裙边尾缘下游内、外涵气流接触混合后,垂直于流向的横截面上的物理量.由式(9)可得不同气冷径向稳定器张角混合扩压器的总压恢复系数如图 6 所示.由图可见,随着气冷径向稳定器张角的增大,混合扩压器的沿程总压恢复系数呈由上往下排布,且不同气冷径向稳定器张角混合扩压器的沿程总压恢复系数的变化趋势相同,即下降的梯度越来越小.这是因为随着气冷径向稳定器张角的增大,气体绕流气冷径向稳定器后形成的流向涡的强度越大,内外涵气体微团之间的摩擦越剧烈,能力损失越大,总压恢复系数越小.加力燃烧室的整个阶段主要分成 3 段,即加力燃烧室扩压段($X/D \leq 0.3$)、加力燃烧室平直段($0.3 < X/D < 0.8$)及加力燃烧室收缩段($0.8 \leq X/D \leq 1.149 7$).在加力燃烧室的扩压段,总压恢复系数剧烈地减小,这是因为混合器和气冷径向稳定器安装在加力燃烧室的扩压段,气体绕流混合器和气冷径向稳定器后形成的流向涡强大较

大,内外涵气体微团之间的掺混越剧烈,气体微团之间的摩擦越剧烈,能量损失越快,总压恢复系数下降越剧烈;在加力燃烧室平直段,总压恢复系数下降的梯度逐渐减小,这是因为流体黏性作用,流向涡进入了耗散阶段,流向涡强度逐渐减小,内外涵气体微团之间掺混的强度逐渐减弱,气体微团之间的摩擦越来越弱,能量损失越来越小,总压恢复系数下降的梯度逐渐减小;在加力燃烧室的收缩段,由于气体受收缩结构的阻挡作用,故总压恢复系数本应该下降得更快,但实际计算结果恰恰相反,这说明了在这段流向涡的强度还很大,总压恢复系数的降低仍然由流向涡的耗散主导,下降梯度逐渐减小.在混合扩压器的出口截面处,随着气冷径向稳定器张角的增大,总压恢复系数的大小依次为:0.992 6,0.992 0,0.991 3,0.990 4,0.989 4.

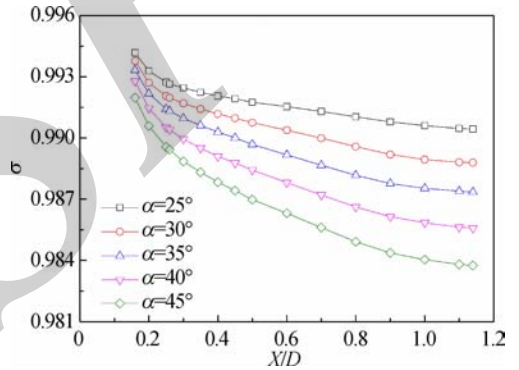


图 6 不同气冷径向稳定器张角的混合扩压器的总压恢复系数

Fig. 6 Total pressure recovery coefficient of the mixer and diffuser with different air-cooled radial stabilizer opening angles

2.3 混合特性

评价混合器混合性能最直接和最重要的指标是流体标量混合效率^[16],但由于工程实际中测量气体组分很难实现,故标量混合热效率的应用并不多.因为流场中温度比较容易测量,所以在工程实际中广泛运用热混合效率来评价主、次流混合的均匀程度,本文采用刘-谢热混合效率公式^[17-18]计算混合扩压器的热混合效率,其表达式为

$$\eta_r = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{mix}})^2 d\dot{m}}{T_{\text{hot}}^2 \dot{m}_{\text{hot}} + T_{\text{cold}}^2 \dot{m}_{\text{cold}} - T_{\text{mix}}^2 (\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}})} \quad (10)$$

式中 T_{hot} 为内涵高温燃气的温度, T_{cold} 为外涵空气的温度, $\dot{m}_{\text{hot}}$ 为内涵高温燃气的质量流量, $\dot{m}_{\text{cold}}$ 为外

涵空气的质量流量, T_{mix} 为内外涵气体完全混合后的温度, 它的定义为

$$T_{\text{mix}} = \frac{T_{\text{hot}} \dot{m}_{\text{hot}} + T_{\text{cold}} \dot{m}_{\text{cold}}}{\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}}} \quad (11)$$

根据式(10), 不同气冷径向稳定器混合扩压器热混合效率随张角的变化规律如图7所示。由图可见, 随着气冷径向稳定器张角的增大, 混合扩压器的热混合效率呈由下往上排布, 且它们的整体变化局势相同, 即先剧烈增大后缓慢增大。由于气冷径向稳定器是安装在加力燃烧室的内涵, 内涵气流速度较大, 气体绕流气冷径向稳定器后形成的流向涡较大, 当气冷径向稳定器张角变大时, 流向涡剧烈增大, 内外涵气体之间掺混越剧烈, 热混合效率越高, 故热混合效率随着气冷径向稳定器张角的增加而呈由下往上排列。热混合效率先剧烈增加后缓慢增加, 这是因为气体绕流气冷径向稳定器后形成的流向涡先是涡的发展阶段, 即流向涡强度逐渐增大, 内外涵气体之间混合越剧烈, 热混合效率剧烈增大, 故热混合效率曲线初始段较为陡峭; 当流向涡增大到最大值后, 由于受流体黏性和湍流耗散的作用, 流向涡进入耗散阶段, 即流向涡的强度逐渐衰弱, 内外涵气体之间的掺混越来越弱, 热混合效率增加越来越缓慢, 故这阶段热混合效率曲线越来越平缓。在加力燃烧室出口处, 混合扩压器的热混合效率的大小随气冷径向稳定器张角的增加依次为: 0.7268, 0.7808, 0.8195, 0.8611, 0.8857。

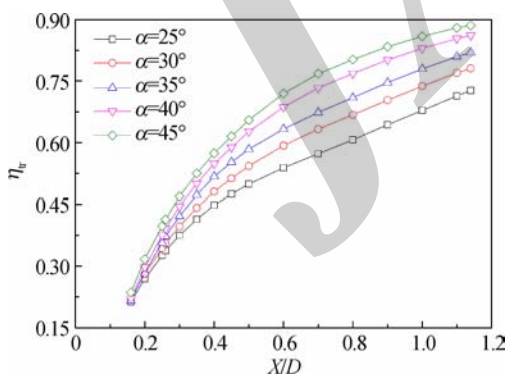


图7 不同气冷径向稳定器张角的混合扩压器的热混合效率

Fig. 7 Thermal mixing efficiency of the mixer and diffuser with different air-cooled radial stabilizer opening angles

3 结论

在气冷径向稳定器的其他参数不变的情况下, 研究了气冷径向稳定器张角对混合扩压器性能的

影响。在本文研究参数范围内, 可以得到如下结论。

1) 混合扩压器的静压恢复系数随气冷径向稳定器张角的增加而减小, 其中最大值为 0.2587, 最小值为 0.0661。

2) 混合扩压器的流阻系数和压力损失系数均随气冷径向稳定器张角的增大而增大, 其中最大值依次为 0.2007, 0.5417, 最小值依次为 0.1341, 0.2779。

3) 混合扩压器的沿程总压恢复系数随气冷径向稳定器张角的增大而呈由上往下排列, 混合扩压器出口截面的总压恢复系数最大值为 0.9926, 最小值为 0.9894, 最大值与最小值相差 0.0032。

4) 混合扩压器的沿程热混合效率随气冷径向稳定器张角的增大而呈由下往上排列, 加力燃烧室出口的热混合效率的最大值为 0.8857, 最小值为 0.7268。

5) 气冷径向稳定器张角对混合扩压器的流阻特性和混合特性的影响均较为明显, 故在优化气冷径向稳定器张角的时候应综合考虑混合扩压器的流阻特性和混合特性。

参考文献:

- [1] 马梦颖, 金捷, 季鹤鸣. 航空发动机加力燃烧室技术及新颖结构方案[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2008, 21(4): 55-59.
MA Mengying, JIN Jie, JI Heming. Technology and new configuration of aero-engine afterburner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2008, 21(4): 55-59. (in Chinese)
- [2] 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)
- [3] 谢翌, 刘友宏. 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)
- [4] 刘友宏, 郭楠, 李江宁, 等. 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, LI Jiangning, et al. 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)
- [5] 刘友宏, 谢翌, 郭楠. 尾缘凹扇及综合修形对波瓣混合扩压器性能影响[J]. 航空动力学报, 2010, 25(2): 243-250.
LIU Youhong, XIE Yi, GUO Nan. Effect of elliptical and composite cut at trailing edge on the performance of a lobed mixer

er[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(2): 243-250. (in Chinese)

[6] 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)

[7] 狄虎威,单勇,高家春,等.加力燃烧室用齿冠状混合器的数值研究与验证[J].航空动力学报,2012,27(8):1718-1725.
DI Huwei, SHAN Yong, GAO Jiachun, et al. Numerical and verification on combustion characteristics of afterburner with chevron mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(8): 1718-1725. (in Chinese)

[8] 王亚盟,张靖周,高家春,等.加力燃烧室用锯齿冠状混合器混合特性数值研究[J].航空动力学报,2011,26(1):72-77.
WANG Yameng, ZHANG Jingzhou, GAO Jiachun, et al. Numerical study on the mixing characteristics of chevron mixers for the afterburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(1): 72-77. (in Chinese)

[9] Garrison L A, Lyrintzis A S, Blaisdell G A, et al. Computational fluid dynamics analysis of jets with internal forced mixers [R]. AIAA-2005-2887, 2005.

[10] Bridges J, Wernet M P. Corss-stream PIV measurements of jets with internal lobed mixers[R]. AIAA-2004-2896, 2004.

[11] 张哲衡,王东明,张宝华,等.波瓣混合器流场试验[J].航空动力学报,2014,29(8):1761-1768.
ZHANG Zheheng, WANG Dongming, ZHANG Baohua, et al. Experiment of flow in lobed mixer[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1761-1768. (in Chinese)

[12] Abolfadl M A, Metwally M A, El-Messiry M A, et al. Experimental investigation of lobed mixer performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 17(5): 1109-1116.

[13] Elliott J K, Manning T A, Qiu Y J, et al. Computational and experimental studies of flow in multi-lobed forced mixers[R]. AIAA 92-3568, 1992.

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

[15] 谢翌,李腾,刘友宏.波瓣混合器混合流场中涡结构的数值研究[J].科学技术与工程,2011,11(32):7972-7978.
XIE Yi, LI Teng, LIU Youhong. Numerical investigation of vertical structures in a jet mixing flow of lobed mixer[J]. Science Technology and Engineering, 2011, 11(32): 7972-7978. (in Chinese)

[16] 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)

[17] 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.

[18] 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)

(编辑:陈越)