

进口速度畸变以及涵道比对波瓣 混合器性能影响的试验研究^{*}

蔡明权, 黄晓锋, 邓 恺, 黄义勇, 徐华胜

(中国航发四川燃气涡轮研究院, 四川 成都 610500)

摘 要: 为了研究不同进口速度畸变以及涵道比对波瓣混合器性能的影响规律, 以带进口畸变孔板的双涵道全环轴对称加力模型试验件为研究对象, 采用五孔探针配合三维位移机构测量了不同涵道比下波瓣混合器后的三维流场。试验研究表明: 随着波瓣混合器出口距离的增加, 内外涵掺混速度先升高后降低, 总压恢复系数逐渐降低, 混合效率和推力增益逐渐升高; 随着混合器涵道比的增加, 流向涡及低温区域范围增大, 混合均匀性下降, 混合效率和总压恢复系数均降低; 进口畸变峰值在上方时, 气流加速掺混对推力增益有益, 总压恢复系数更高, 小涵道比混合效率更高; 进口畸变峰值在下方时, 扩压段壁面静压和中心锥锥体静压均较高。

关键词: 加力燃烧室; 波瓣混合器; 进口速度畸变; 涵道比; 试验

中图分类号: V231.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2019) 02-0307-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.180030

Experimental Investigation on Performance of Lobed Mixer with Effects of Inlet Velocity Distortion and Bypass Ratio

CAI Ming-quan, HUANG Xiao-feng, DENG Kai, HUANG Yi-yong, XU Hua-sheng

(AECC Sichuan Gas Turbine Establishment, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to figure out how the inlet velocity distortion and the bypass ratio effect on the performance of lobed mixer, a two-flow annular axisymmetric afterburner test model with inlet distortion orifice plates was designed and a five-hole probe combined with a three-dimensional displacement equipment was employed to measure the three-dimensional flow field of different inlet velocity distortion and bypass ratio behind lobed mixer planes. The results show that with the increases of distance from the outlet of lobed mixer, the mixing velocity of core and bypass will increase at first then descend, and the total pressure recovery coefficient will decline, while the mixing efficiency and thrust gain will increase. The results also show that the increases of bypass ratio will enlarge the range of streamwise vortex and low temperature, while the mixing homogeneity, mixing efficiency and total pressure recovery coefficient will decline. When the inlet velocity distortion peak is on the top, the airflow will be accelerated mixing which is beneficial to the thrust gain and the total pressure recovery coefficient will be higher, and the mixture efficiency will be higher with a small bypass ratio. When the peak of inlet velocity distortion is at the bottom, both the wall static pressure of diffuser and the static pressure of center cone are relatively high.

Key words: Afterburner; Lobed mixer; Inlet velocity distortion; Bypass ratio; Experiment

^{*} 收稿日期: 2018-01-14; 修订日期: 2018-03-06。

通讯作者: 蔡明权, 硕士, 工程师, 研究领域为加力燃烧室。E-mail: wocaimingquan@126.com

1 引 言

波瓣混合器能使高温高速的内涵燃气与低温低速的外涵空气产生大尺度流向涡^[1-2],在较短的掺混长度内加速内外涵气流的掺混^[3],以增加发动机的推力并降低耗油率^[4-5],因此波瓣混合器在国内外涡扇发动机上获得了广泛的应用。

早期波瓣混合器由 Presz 等^[6]提出,并通过试验研究了波瓣混合器的掺混效果。随后国内外对波瓣混合器性能开展了大量的研究,Anderson 等^[7]以及 Rowe 等^[8]研究并分析了几何结构及气动参数对波瓣混合器气动性能的影响,并以试验数据为基础建立了波瓣混合器数据库用以指导波瓣的优化设计。Patterson^[1-2],Simon 等^[9]运用 LDA 测量了波瓣混合器后的流场,发现了波瓣混合器后大尺度二次流,同时研究了混合器下游的气动性能,并证实了流向涡主导着射流的动量及热量传输过程。国内刘友宏等^[10]、谢翌等^[11]研究了波瓣混合器后缘切角、波瓣高宽比等关键结构参数对混合器性能的影响规律,用于指导波瓣混合器工程设计。金捷等^[12]、张哲衡等^[13]采用全方位校准五孔探针配合三维位移机构测量了波瓣混合器后三维流场,对波瓣混合器后复杂的流动混合特性进行了研究,并计算得出沿程热混合效率及总压恢复系数的变化规律,对后续的试验研究及数值仿真都具有重要意义。

尽管学者们对波瓣混合的射流掺混及混合特性进行丰富详细的研究,但上述研究基本都是在轴向均匀进气条件下开展,然而对于航空发动机而言,涡轮部件出口气流在径向、周向和轴向都存在不均匀性^[14-15],这也就造成加力燃烧室进口速度分布存在高速区和低速区。对发动机涡轮出口流场测量发现,出口轴向速度最大值和最小值差异达到 13% 以上,因此学者们在研究发动机真实工作条件下波瓣混合器复杂的射流掺混机理时,必须关注加力燃烧室进口不均匀流对波瓣混合器的流场及性能影响。Kozlowski 等^[16]、雷志军^[17]、苏尚美等^[18]等研究了进口预旋条件下波瓣混合器的掺混机理,探索了径向均匀分布进口预旋气流对波瓣射流掺混过程及掺混性能的影响规律,并评估了进口预旋角度对加力燃烧室总压恢复系数及推力损失的影响,取得了很多研究成果。但上述研究内容均只考虑了进口旋流角度对波瓣混合器后流场及性能的影响,未研究进口速度不均匀性对波瓣混合器的影响,因此亟需拓展研究,完善进口不均匀性对波瓣混合器的影响规律。

本文在波瓣混合器前安装畸变孔板形成进口速度畸变,采用五孔探针测量进口畸变下波瓣混合器后的流场及温度场,同时改变内外涵涵道比进一步研究两股流对波瓣混合器混合气动性能的影响,完善波瓣混合器的性能规律,为混合器设计提供参考。

2 试验方法

2.1 试验件设计

试验件为一个双涵道全环轴对称加力模型试验件,主要由前测量段、后测量段、混合器组件以及稳定器组件组成,试验件结构示意图如图 1 所示,实物如图 2 所示。为改变内涵进口气流速度分布单独设计了两种畸变孔板方案,图 3 示意了进口畸变孔板在内涵流道内侧和外侧的安装情况,均为独立的可替换件。

试验通过改变外涵道进气流量,共开展了 3 种涵道比($B=0.8, 1.0, 1.2$)研究。试验中采用可移动的带单点温度感头的五孔探针测量混合器出口的三维流场(速度场、温度场和压力场),其测量截面如图 4 所示,通过专门设计一段绕中心轴转动的外筒体及安装在上面的二维移位机构,驱动五孔探针作轴向和径向移动完成。此外在畸变孔板后端安装了五孔探针,测量混合器前端进口速度分布。在混合器冷热槽出口处布置有静压引导管,用于测量混合器槽道尾缘处的静压。在后测量段扩压通道壁上布置有外涵静压座,用于测量扩压通道壁上的静压力。在后测量段中心锥锥体上安装静压引导管,用于测量锥体壁面上的静压力。

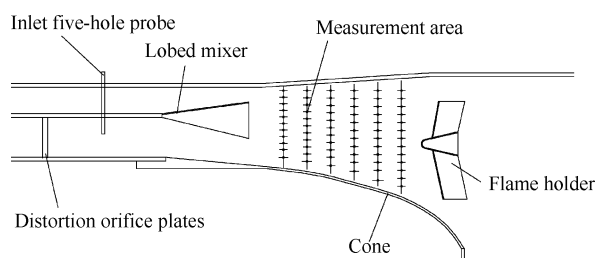


Fig. 1 Test model structure and section schematic diagram

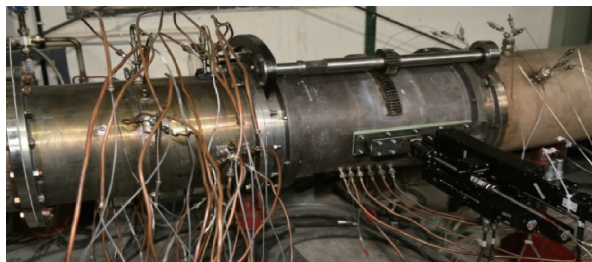


Fig. 2 Picture of the test model

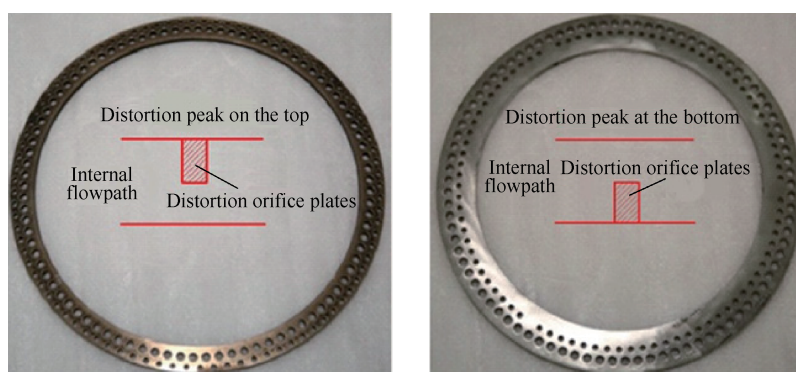


Fig. 3 Installation of distortion orifice plates in internal flowpath

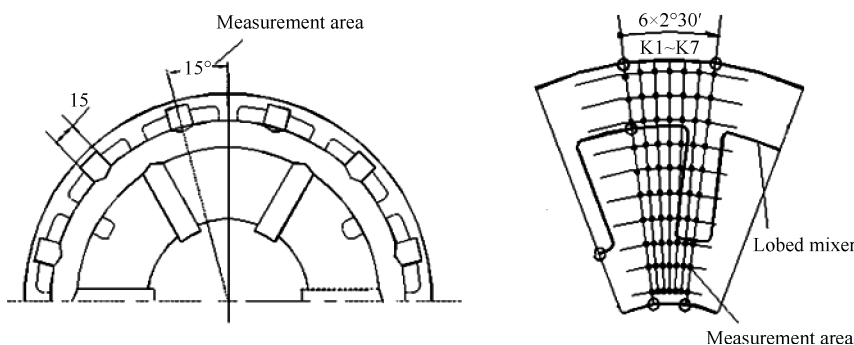


Fig. 4 Distribution of measure point at the outlet of lobed mixer along radial direction

2.2 试验设备与测量仪器

试验在中国航发四川燃气涡轮研究院燃烧试验台上进行,试验台空气系统原理图见图5,包括空气系统、加温系统、电气系统、测量控制系统、冷却水系统、燃油系统和监控系统。

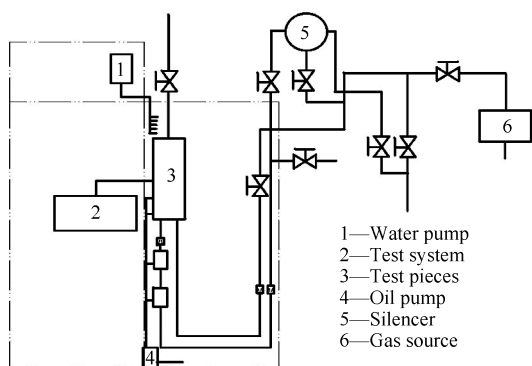


Fig. 5 Test system schematic diagram

五孔探针结构形式、孔排列以及角度定义如图6所示,每根五孔探针均在标准压力风洞中进行了全方位校准。五孔探针校准时,对马赫数 Ma ,速度 v 的偏转角 α 和俯仰角 β 采用控制变量法,采集各状态下的5个测压孔的压力值,并记录此时的 Ma , α 和 β 。将风洞中的校准数据代入五孔探针换算公式,就可得到公式的换算系数,在试验过程中测得5个压力值代入换算公式,即可得出测点处的 Ma , α , β ,总压 p_t 和

静压 p_s 。

由于温度感应头距离五孔探针头部过远,且温度测点恰好落在了后一排截面测点上,也就是说在用五孔探针测量某一截面某个点(例如第2截面沿径向向下第3个点)的压力和温度时,此时测量得到的温度测量数据其实是后一截面对应上移一个测点(第3截面沿径向向下第2个点)的温度,因此在数据处理过程中均采用温度错位对应。

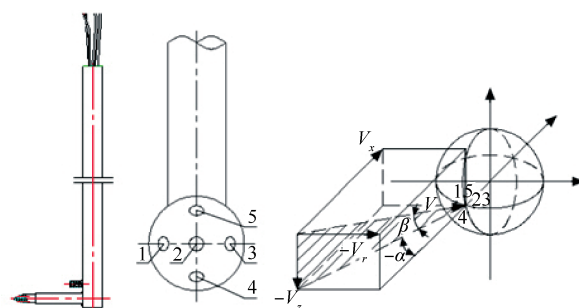


Fig. 6 Structure and distribution of five-hole probe diagram

3 结果与讨论

3.1 进口状态

在发动机研究中发现某工况下涡轮出口气流速度沿径向变化为105m/s~310m/s,说明加力燃烧室进

口为非均匀气流,存在一定的速度畸变。本文通过畸变孔板模拟混合器进口不均匀流场,进口气流在经过畸变孔板后,速度沿径向呈明显阶梯式变化,图7中可见进口畸变峰值在下方(图中用BM表示,即孔板在上方)和进口畸变峰值在上方(图中用TP表示,即孔板在下方)的速度沿径向变化非常明显,变化梯度较大,可模拟发动机实际工作状态下混合器前进口速度变化。

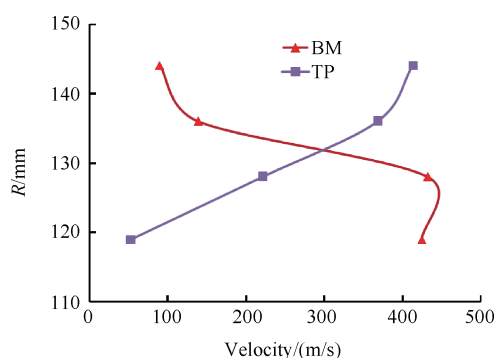


Fig. 7 Variation of inlet airflow velocity along the radial direction

3.2 速度场及温度场分布

波瓣混合器下游各截面的速度流线图及温度分布如图8及图9所示, B 为涵道比。从图中可以看到:在混合器出口截面均存在大尺度、顺时针的环流,形

成流向涡,随着距混合器尾缘距离的增加,环流逐渐减小甚至消失。这主要因为内外涵气流扩散到波瓣尾缘之后,在波瓣扩张角的影响下,外涵气流大部分沿径向向下运动,内涵气流大部分沿径向向上运动,内外涵沿径向的二次流方向相反,在波瓣下游的接触面上诱导出流向涡,流向涡能够增加流场各个物理量的梯度,增大内外涵气流的接触面积,增强对流混合,最终流向涡涡核在内部径向压力梯度的作用下,随着向下游流动不断扩散,完成内外涵气流的均匀掺混。

从温度场分布可以看到,最靠近混合器尾缘的截面2较清晰呈现出混合器出口波瓣形的冷热流过渡边界轮廓。在波瓣混合器中,由于上下扩张角的作用,内外涵气流在波瓣贯穿区内形成由近主流一侧指向各自底部的径向压力梯度,这一压力梯度驱使内外涵气流沿径向流动。随着离混合器出口距离的增加,内外涵逐步掺混,冷涡逐渐向中心轴线方向移动,并不断减小,内涵温度降低,外涵温度升高,到截面6温度混合相对比较均匀。

对比两种方案发现当进口速度畸变峰值在下方,内外涵掺混面速度梯度会较大且形成的流向涡涡心偏下方;进口速度畸变峰值在上方时流向涡范围较大,截面6混合器热槽对应位置附近温度会略高。但在截面6二者回流区范围相差不大,速度流线

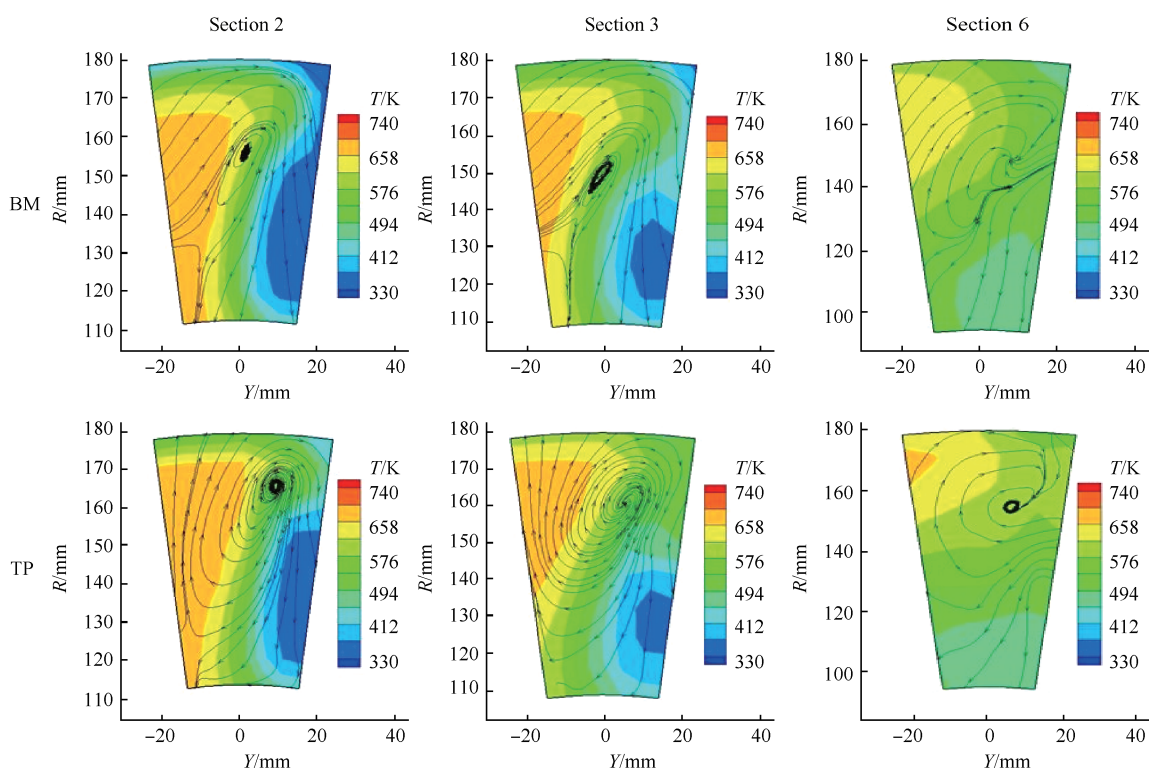


Fig. 8 Velocity streamlines and temperature distribution under different inlet distortion ($B=0.8$)

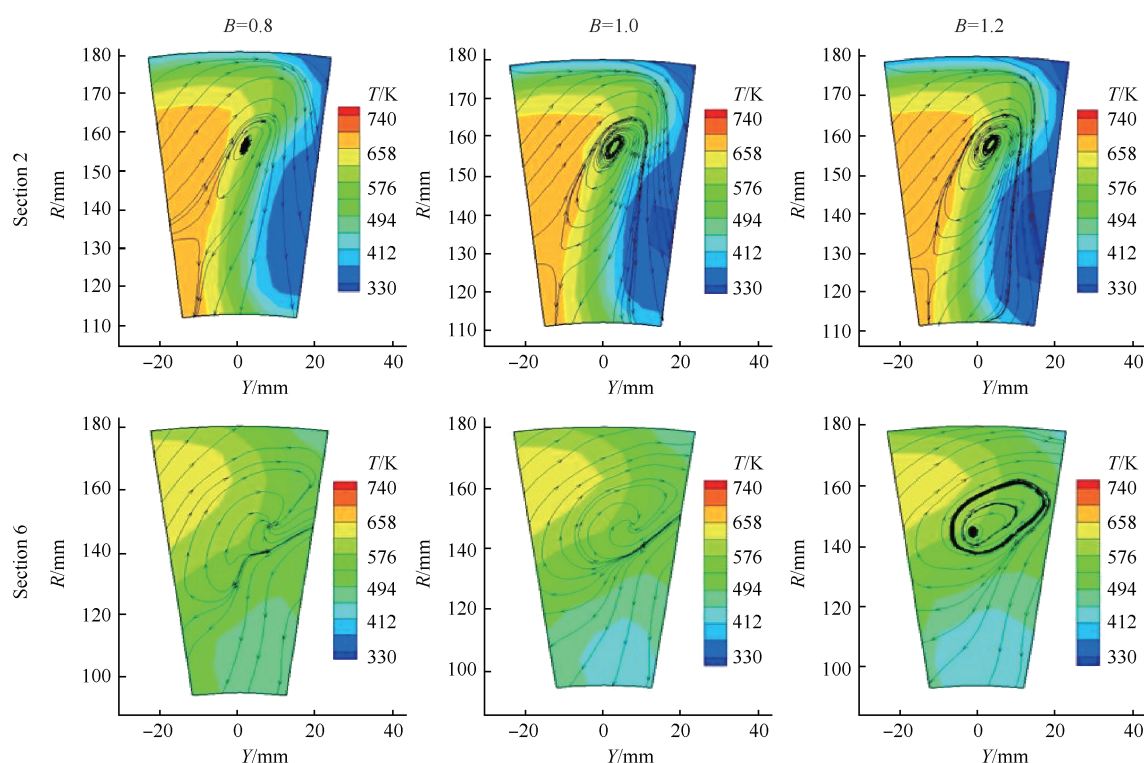


Fig. 9 Velocity streamlines and temperature distribution under different bypass ratio (BM)

分布相似。对比不同涵道比变化流场和温度场可以看到:随着涵道比的增加流向涡范围增大,漩涡的扩散更慢,同时靠近内锥体部分低温区增大。

3.3 壁面静压

图 10 给出了两种不同进口方案扩压段壁面静压变化,图中 0.8, 1.0, 1.2 分别表示涵道比变化,其中轴向截面相对位置为轴向测量截面到参考截面的距离/内外涵通道高度,图中可见两种进口方案扩压段壁面静压变化趋势一致,均是先降低再升高,这是因为壁面距离混合器外缘较近,受混合器后流向涡影响较大,壁面压力会突降,随后由于减速扩压,总压变化较小,因此静压会逐渐升高。当进口畸变峰值在上方时混合器出口靠近外涵区域速度较高,从而使壁面附近静压较低。中心锥体由于减速扩压幅度较

大,造成压力下降,试验测得中心锥锥体的静压随轴向距离的增加均逐渐降低,如图 11 所示。进口畸变峰值在上方时锥体附近气流总压较低,从而使得静压较低。不同涵道比对比发现随着涵道比的增大,外涵进口流量增加,进口压力上升,使得扩压段壁面静压及中心锥锥体静压升高。

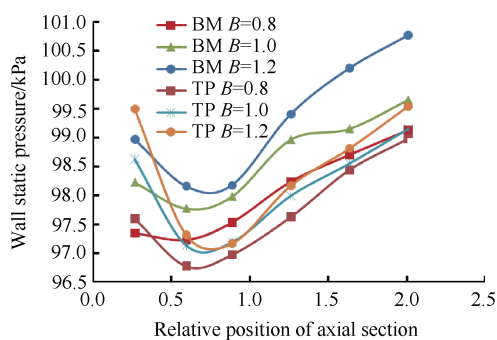


Fig. 10 Variation of diffuser wall static pressure

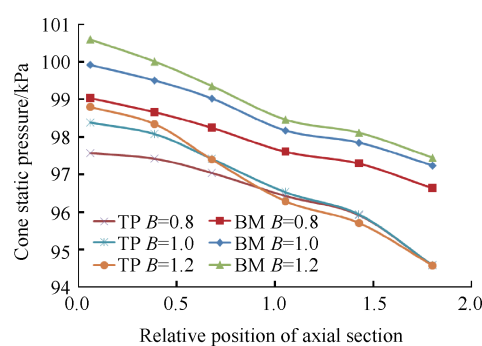


Fig. 11 Variation of cone static pressure

3.4 总压恢复系数

总压恢复系数 σ 的定义为截面 i (波瓣尾缘处) 的测量总压与进口截面 i_0 内外涵测量总压质量平均之比。

$$\sigma = \frac{p_{iv}}{p_{mix}} = \frac{\int \rho V_x p_i dA}{\int \rho V_x dA} \cdot \frac{W_6 + W_{16}}{p_6 W_6 + p_{16} W_{16}} \quad (1)$$

积分计算采用软件完成,图12给出了波瓣混合器总压恢复系数随轴向截面相对长度的变化情况。从图中可见总压恢复系数随着轴向截面相对长度增加而减小,这主要是由于流动损失和摩擦损失造成的。进口速度畸变峰值在上方比在下方时总压恢复系数更大。总压恢复系数随着涵道比的增大而减小,这是因为随着涵道比的增加,混合扩压段和中心锥锥体表面容易出现气流分离,增大压力损失。

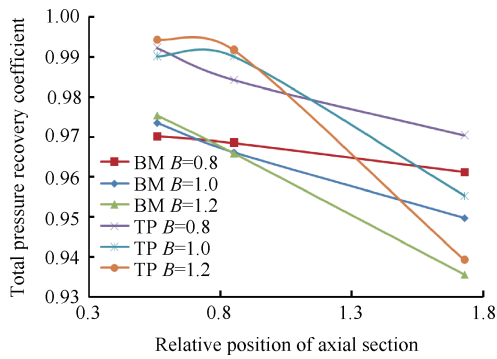


Fig. 12 Variation of total pressure recovery coefficient

3.5 静压掺混指数

为了定量比较试验中不同组合方案的掺混性能,引入一个无量纲参数——静压掺混指数^[17],表征掺混的剧烈程度,也就是射流掺混的速度,定义为

$$I^2 = \frac{\int \rho V_x \left(\frac{p_n - p_m}{p_n - p_m} \right)^2 dA}{\int \rho V_x dA} \quad (2)$$

式中 p_i 代表波瓣式混合器下游轴向测量面上任意测量点的静压, p_n 和 p_m 分别是进口截面和掺混均匀面上相应流场静压的质量平均值。图13给出了不同组合方案下波瓣混合器后静压掺混指数,图中可见,在掺混初期随着流向涡的发展对内外涵的掺混加剧,静压掺混指数呈增长趋势;随后由于流向涡的耗散,掺混速度逐渐下降,静压掺混指数随之降低。进口速度畸变峰值在上方时静压掺混指数较高,说明其掺混更加剧烈。涵道比越小,静压掺混指数越低,测量截面的流场越均匀。

3.6 混合效率

采用热混合效率判断混合器内外涵两股流混合的均匀程度,如式(3)所示

$$\eta_t = \frac{\int T^{0.5} dW - T_6^{0.5} W_6 - T_{16}^{0.5} W_{16}}{T_{\text{mix}}^{0.5} (W_6 + W_{16}) - T_6^{0.5} W_6 - T_{16}^{0.5} W_{16}} \quad (3)$$

$$T_{\text{mix}} = \frac{T_6 W_6 + T_{16} W_{16}}{W_6 + W_{16}} \quad (4)$$

式中 $\int T^{0.5} dW$ 表示混合器出口对某一截面温度的积分, T_{mix} 表示完全混合时的理论温度。由于采用该公式处理每个测量单元上的小流量时,会引起热混合效率的较大波动,产生较大误差。因此,本文根据方差定义、能量守恒原理以及无量纲化原则,将公式修正为

$$\eta_t = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{mix}})^2 \rho V_x dA}{T_6^2 W_6 + T_{16}^2 W_{16} - T_{\text{mix}}^2 (W_6 + W_{16})} \quad (5)$$

图14给出了波瓣混合器的混合效率随轴向截面相对长度的变化情况,从图中可以看出,混合效率随着轴向截面相对长度增加而增加,随着涵道比的增大而减小。对比可以发现畸变峰值在上方时,在低涵道比下由于气流提前掺混,混合效率较大;涵道比较高时刚好相反。可见不同进口速度畸变下,混合效率的变化受涵道比影响较大。

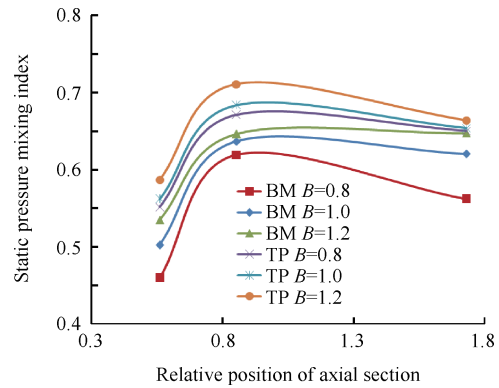


Fig. 13 Variation of static pressure mixing index

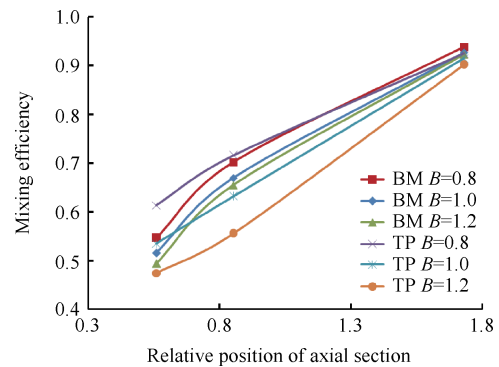


Fig. 14 Variation of mixing efficiency

3.7 推力增益

当内外涵冷热两股气流混合排气时,这时所产生的推力比内外涵分开独自排气时所产生的推力之

和要大。在这两种情况下产生的推力之比为

$$\bar{F} = \frac{F_i}{F_6 + F_{16}} \quad (6)$$

推力公式为

$$F = \frac{W}{g} V_8 = \frac{W}{g} \varphi_6 \sqrt{\frac{2gk}{k-1} F_g T \left[1 - \left(\frac{p_0}{p_8} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]} \quad (7)$$

式中 V_8 为尾喷管出口的排气速度, p_8 为出口静压, p_0 为外界压力。并假设尾喷管的落差比 (p_8/p_0) 为常数,求得推力增益为

$$\delta_F = \bar{F} - 1 = \frac{F_i}{F_6 + F_{16}} - 1 = \frac{(W_6 + W_{16}) \sqrt{T_i}}{W_6 \sqrt{T_6} + W_{16} \sqrt{T_{16}}} - 1 \quad (8)$$

图15给出了波瓣混合器的推力增益随轴向截面相对长度的变化情况。图中可见推力增益随着轴向截面相对长度增加而增加,混合排气的推力呈上升趋势。但是在距混合器轴向距离较近时,畸变峰值在下方时推力增益为负,说明在内外涵混合刚开始进行时所产生的推力要比内外涵独自排气所产生的推力之和低,只有混合进行到一定阶段才会产生正推力,因此混合器后适当的混合距离非常重要。进口畸变峰值在上方时,由于气流提前掺混对推力增益有利,同时在最终测量截面发现涵道比越高,推力增益越大。

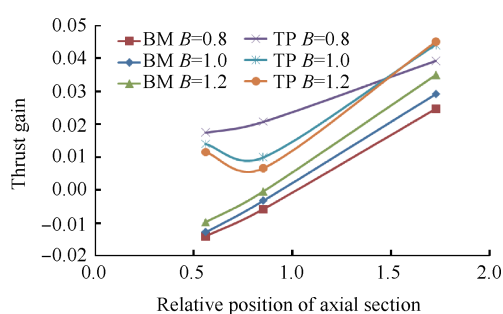


Fig. 15 Variation of thrust gain

4 结 论

通过研究进口速度畸变及涵道比对波瓣混合器的性能影响,得到以下结论:

(1)验证了五孔探针配合三维位移机构测量三维流场的工程实用价值。

(2)随波瓣混合器出口距离的增加,内外涵掺混

速度先升高后降低,总压恢复系数逐渐降低,混合效率和推力增益逐渐升高。

(3)随着混合器涵道比的增加,流向涡范围增大,低温区增加,静压掺混指数升高,混合均匀性下降,混合效率和总压恢复系数均降低。同时由于外涵进口流量增加,进口压力上升,使得扩压段壁面和中心锥锥体静压升高。

(4)进口畸变峰值不同对波瓣混合器下游气流流场影响较大,进口畸变峰值在上方时,气流加速掺混对推力增益有利,总压恢复系数更高,小涵道比下混合效率更高;进口畸变峰值在下方时,扩压段壁面静压和中心锥锥体静压均较高。

参考文献:

- [1] Paterson R W. Turbofan Forced Mixer-Nozzle Internal Flowfield—A Benchmark Experimental Study [J]. NASA-CR-3492, 1982.
- [2] Paterson R W. Turbofan Mixer Nozzle Flow Field—A Benchmark Experimental Study [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 1984, 106(3).
- [3] Shumpert P k. An Experimental Model Investigation of Turbofan Engine Internal Exhaust Gas Mixer Configurations[R]. AIAA 80-0228.
- [4] Presz Jr W M, Reynolds G, McCormick D. Thrust Augmentation Using Mixer-Ejector Diffuser Systems [R]. AIAA 2002-0020.
- [5] 吴寿生,侯志兴. 排气混合器和短舱[M]. 北京:航空工业出版社, 1991.
- [6] Presz W M, Morin B K L, Gousy R G. Forced Mixer Lobes in Ejector Designs[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 1988, 4(4): 350-355.
- [7] Anderson B H, Povinelli L A. Factors Which Influence the Behavior of Turbofan Forced Mixer Nozzles [J]. NASA-TM-81668, 1981.
- [8] Rowe R Kevin, Kuchar A P. Energy Efficient Engine—Scaled Mixer Performance Report (Final) [J]. NASA-CR-167947, 1982.
- [9] Simon C M Yu, Yip T H, Liu C Y. The Mixing Characteristics of Forced Mixers with Scallop Lobe [R]. AIAA 96-0117.
- [10] 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 You-hong, ZHANG Shao-peng, YANG Xu, et al. Effects of Cut Angles at Trailing Edge of Lobe on Aerothermodynamic Perfor-

- mance of Forced Mixing Exhaust System in Turbofan Engine [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(6): 734-740.)
- [11] 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 Deng-fang, 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.)
- [12] 金 捷, 何家德, 徐镇勇, 等. 涡扇加力模型混合扩压器三维流场测量[J]. 燃气涡轮试验与研究, 1996, (2): 45-49.
- [13] 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.
- [14] 张晓东, 姜正礼, 赵旺东. 五孔探针在涡轮导向器出口流场测量中的应用[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4): 44-48.
- [15] 熊 兵, 陈洪敏, 文 壁, 等. 基于四孔压力探针技术的涡轮转子出口流场测量[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2012, 25(1): 6-10.
- [16] Kozlowski H, Larkin M. Energy Efficient Engine—Exhaust Mixers Model Technology Report[R]. NASA-CR-165459, 1981.
- [17] 雷志军. 进口预旋条件下涡扇发动机波瓣射流掺混机理的实验研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2011.
- [18] 苏尚美, 雷志军, 岳 巍, 等. 进口预旋条件下波瓣混合器强制掺混机理[J]. 推进技术, 2013, 34(2): 230-239. (SU Shang-mei, LEI Zhi-jun, YUE Wei, et al. Mechanism of Forced Mixing for Lobed Mixer with Inlet Swirl [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(2): 230-239.)

(编辑: 史亚红)