

进气预旋对环形混合器混合排气系统 气动热力性能的影响

吴 飞¹, 谢 翌^{2,3}, 邵万仁¹, 刘 坤³, 阮登芳³, 郑 彪³

(1. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

2. 重庆大学 机械传动国家重点实验室, 重庆 400044;

3. 重庆大学 汽车工程学院, 重庆 400044)

摘 要: 为了明确混合排气系统内涵进气预旋角对环形混合器混合排气系统气动热力性能的影响, 采用基于 Navier-Stokes 方程组的三维流场数值仿真方法对某环形混合器混合排气系统在不同进气预旋角工况下的流场进行了分析, 并将结果同轴向进气的情况进行了对比。结果表明: 内、外涵之间剪切层的厚度以及剪切层的扭曲程度随进气预旋角的增加而增大。在环形混合器混合排气系统出口处, 随着进气预旋角的增加, 热混合效率小幅升高, 其中 30° 进气预旋角模型热混合效率为轴向进气模型的 1.36 倍; 总压恢复系数和环形混合器混合排气系统推力逐渐降低, 较轴向进气模型, 30° 进气预旋角模型总压恢复系数降低了 0.0034, 而相对推力下降了 0.081。

关 键 词: 环形混合器混合排气系统; 进气预旋; 热混合效率; 总压恢复系数; 推力

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Effect of inlet preswirl on the aerothermodynamic performance of splitter mixing exhaust system

WU Fei¹, XIE Yi^{2,3}, SHAO Wan-ren¹, LIU Kun³,

RUAN Deng-fang³, ZHENG Biao³

(1. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China;

2. The State Key Laboratory of Mechanical Transmissions,

Chongqing University, Chongqing 400044, China;

3. College of Automotive Engineering,

Chongqing University, Chongqing 400044, China)

Abstract: In order to clarify the effect of core flow inlet preswirl angle of mixing exhaust system on the aerothermodynamic performance of splitter mixing exhaust system, investigation on the flow field of splitter mixing exhaust system at different inlet preswirl angles was carried through the three-dimensional numerical simulation based on Navier-Stokes equations, and the results were compared with flow along the axis. According to the results, the thickness of shear layer increases with the inlet preswirl angle, and it is the same with the twist of shear layer. Besides, at the splitter mixing exhaust system exit, as the inlet preswirl angle increases, the thermal mixing efficiency increase slightly and thermal mixing effi-

收稿日期: 2013-11-07

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(51405045); 重庆市基础与前沿研究计划(cstc2013jcyjA00020);

中央高校基本科研业务费(106112013CDJZR13110005)

作者简介: 吴飞(1982—), 男, 河南商丘人, 工程师, 硕士, 研究方向为航空发动机排气系统设计。

通讯作者: 谢翌(1983—), 男, 重庆人, 副教授, 博士, 研究领域为航空发动机排气系统。E-mail: claudexie@cqu.edu.cn

ciency of 30 degree inlet preswirl angle model is 1.36 times the model with flow along the axis. Moreover, total pressure recovery coefficient and thrust of splitter mixing exhaust system also decline. Compared with the model with flow along the axis, the total pressure recovery coefficient of 30 degree inlet preswirl angle model falls by 0.0034 and its relative thrust declines by 0.081.

Key words: splitter mixing exhaust system; inlet preswirl; thermal mixing efficiency; total pressure recovery coefficient; thrust

混合排气作为航空发动机排气系统中常见的排气方式,广泛应用于中、高涵道比的航空发动机中.在混合排气系统中,高能量的内涵气体通过排气混合器同低能量的外涵气体的相互掺混,以此来提高航空发动机的输出推力并降低油耗,以便充分地满足航空发动机最大限度地利用排气能量的需求.排气混合器作为混合排气系统的核心部件,主要作用是使高能量的内涵气体同低能量的外涵气体相互掺混.环形混合器作为混合排气系统中的常用混合排气器之一,它通过剪切层内部的黏性剪切力和湍流所引起的动量传输过程来实现内、外涵气体的能量传递,达到内、外涵气体相互混合的目的^[1-2].对于环形混合器,国内外学者开展过众多研究,并在内、外涵气体混合流场,环形混合器喷管长度,环形混合器对混合排气系统气动热力性能影响等方面取得了众多成果^[3-5].这些成果也作为环形混合器设计的理论基础应用于混合排气系统的气动设计之中.然而,这些研究和相应的设计方法几乎都是基于轴向均匀进气条件的.当航空发动机在实际工作过程中,低压涡轮出口气流可能并非沿轴向流动,此外当前高推质比航空发动机低压涡轮广泛采用高负荷叶片,为避免出现表面分离,在设计时将预留一定的出口气流角,在实际中,出口气流角为 20° 的情况也有发生.因此有必要研究不同内涵进气预旋角(低压涡轮出口气流角)对环形混合器混合排气系统气动热力的影响.Kozlowski, Lu等^[6-7]就进气预旋角对混合排气系统的影响进行了相关研究,得到了进气预旋角的存在会影响混合排气系统推力的结论,当进气预旋角为 36° 时,环形混合器混合排气系统推力系数将下降5%,但他们的研究并没有对推力系数下降的原因进行解释,也没有研究进气预旋角对环形混合器混合排气系统其他性能参数的影响.鉴于此,本文以某带环形混合器的混合排气系统(下文简称混合排气系统)为研究对象,采用Navier-Stokes方程组,模拟了混合排气系统的流场、温度场,并结合热混合效率、总压恢复系

数和推力,定量研究了内涵主流进气预旋角对混合排气系统性能的影响.

1 数值模型

1.1 几何模型

混合排气系统结构以及计算域如图1所示.图1中, x 轴为流动方向(轴向), y 轴为径向, z 轴与 x 、 y 轴垂直,定义环形混合器尾缘处 $x=0$.混合排气系统入口处,机匣直径为 D ,环形混合器长度 L_{splitter} 为 $0.149D$,外涵内表面直径 D_{oi} 为 $0.586D$,内涵外表面直径 D_{io} 为 $0.649D$,中心锥直径 D_{plug} 为 $0.392D$.环形混合器尾缘到混合排气系统出口长度 L_{mix} 为 $0.57D$,混合排气系统出口直径 D_{exit} 为 $0.4D$.

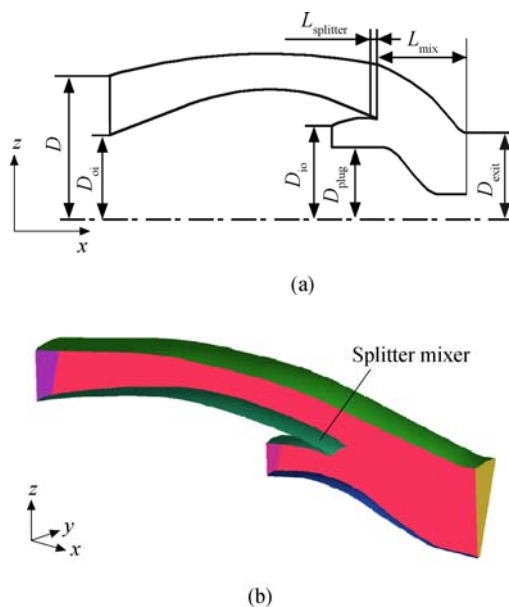


图1 混合排气系统结构

Fig. 1 Structure of mixing exhaust system

由于混合排气系统结构比较简单,为了提高计算精度,故采用结构化网格对计算域进行网格划分.由网格无关解测试可知,最佳网格总数约为80万,壁面处面平均 y^+ 约为78.5.网格的最终划

分结果如图2所示。

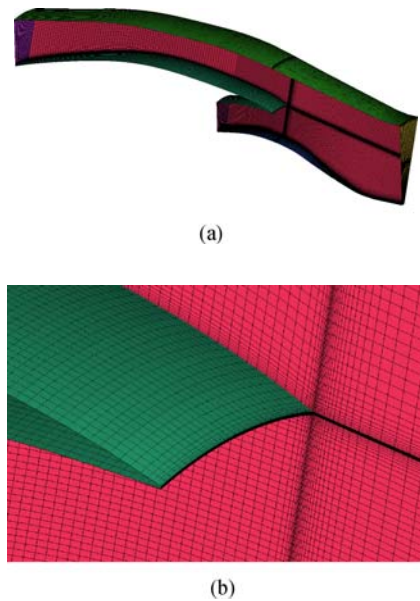


图2 混合排气系统计算网格及局部放大图

Fig. 2 Computational mesh of mixing exhaust system and its local magnification

1.2 控制方程

本文所涉及的基本流体控制方程如下:连续性方程、动量方程、能量方程、组分方程、湍流方程以及状态方程,其中最主要的控制方程如式(1)~式(4)所示。式(1)~式(4)中物理量含义参见文献[8]。

连续性方程

$$\frac{\partial(\rho u_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\mu \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \mu \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \mu \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) + \rho f_i \quad (2)$$

能量方程

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j H) = -\frac{\partial q_j}{\partial x_j} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\tau_{ij} u_j) - \frac{\partial}{\partial x_i} (J_{ij} h_i) + S_a + \rho f_i u_i \quad (3)$$

组分方程

$$\frac{\partial(\rho u_j Y_i)}{\partial x_j} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho D_i \frac{\partial Y_i}{\partial x_j} \right) \quad (4)$$

1.3 边界条件及计算方法

混合排气系统中,外涵流体为空气,内涵流体为燃气。本文中航空发动机在高空巡航状态下工

作,进气流速较高,故计算时,将流体视为可压流,遵循理想气体状态方程。数值仿真时,外涵气体沿轴向(x 正方向)流入,无进气预旋;受低压涡轮出口气流角的影响,内涵气体存在进气预旋,预旋方向为逆时针方向,进气预旋角 α 分别为 0° (即轴向进气), $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ$ 以及 30° 。内、外涵气体入口均采用压力入口边界条件,其具体参数分别如表1、表2所示。表中, p_c 为内涵气体入口静压, T_c 为内涵气体入口静温, p^* 为气体总压, p 为气体静压, T^* 为气体总温, w 为质量分数。整个计算域出口使用压力出口边界条件。计算域的两侧面采用周期性边界条件。所有壁面均设定为无滑移固壁。

表1 边界条件

Table 1 Boundary conditions

工况	p^*/Pa	T^*/K	p/Pa
内涵	$1.14 p_c$	T_c	p_c
外涵	$1.17 p_c$	$0.382 T_c$	$1.03 p_c$

表2 内涵气体质量分数

Table 2 Mass fraction of the core flow

w_{O_2}	w_{CO_2}	$w_{\text{H}_2\text{O}}$	w_{N_2}
0.1483	0.7503	0.0729	0.0285

Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型^[9]不仅能够更好地预测圆射流(round jet)中剪切层的扩散,还能够精确地描述带旋流的流场,而这两项正是进气预旋下环形混合器流场的主要特征。因此本文采用realizable $k-\epsilon$ 湍流模型配合标准壁面函数作为湍流模型。由于2阶迎风格式的计算精度更高,故本文对控制方程中对流项的离散使用2阶迎风格式。对于压力项,本文使用2阶格式对其进行离散。其余项则使用1阶迎风格式进行离散。在本研究中,压力与速度耦合采用SIMPLE(semi-implicit method for pressure-linked equations)算法。迭代的收敛标准使用绝对误差,其值设定为 10^{-6} 。

2 结果与分析

2.1 流场分析

混合排气系统内气体的量纲一速度 U_{nd} 以及垂直于轴向截面上剪切层的面平均厚度(下文简称剪切层厚度) h_{sl} 分别定义为

$$U_{\text{nd}} = U/U_{\text{hot}} \quad (5)$$

$$h_{\text{sl}} = \left(\int h_{\text{sl}_e} dA_{\text{sl}_e} \right) / A_{\text{sl}} \quad (6)$$

式(5)中, U 为混合排气系统流场中气体的流动速度大小, U_{hot} 为混合排气系统入口处内涵气体的速度大小; 式(6)将内、外涵流体间的剪切层沿圆周方向分割为若干个面积足够小的子区域, 每个子区域中剪切层厚度几乎不变, 该式中, h_{sl_e} 为每个子区域中的剪切层厚度, dA_{sl_e} 为每个剪切层子区域的面积, A_{sl} 为截面处剪切层的面积. 根据式(5)、式(6), 不同进气预旋角模型速度分布以及剪

切层厚度沿轴向的变化规律分别如图3、图4所示. 由图3、图4可知, 在环形混合器出口附近 ($x/D < 0.1$), 随着进气预旋角的增加, 剪切层形状中各速度等值线仍为光滑的圆弧, 变形极小; 剪切层平均厚度虽然逐渐增加, 但增加幅度仍在十分有限, 其中在 $x/D = 0.1$ 截面处, 30° 进气预旋角模型的剪切层厚度较轴向进气模型仅增加了 2.8 mm. 随着流动的发展, 内涵进气预旋对剪切层的影响

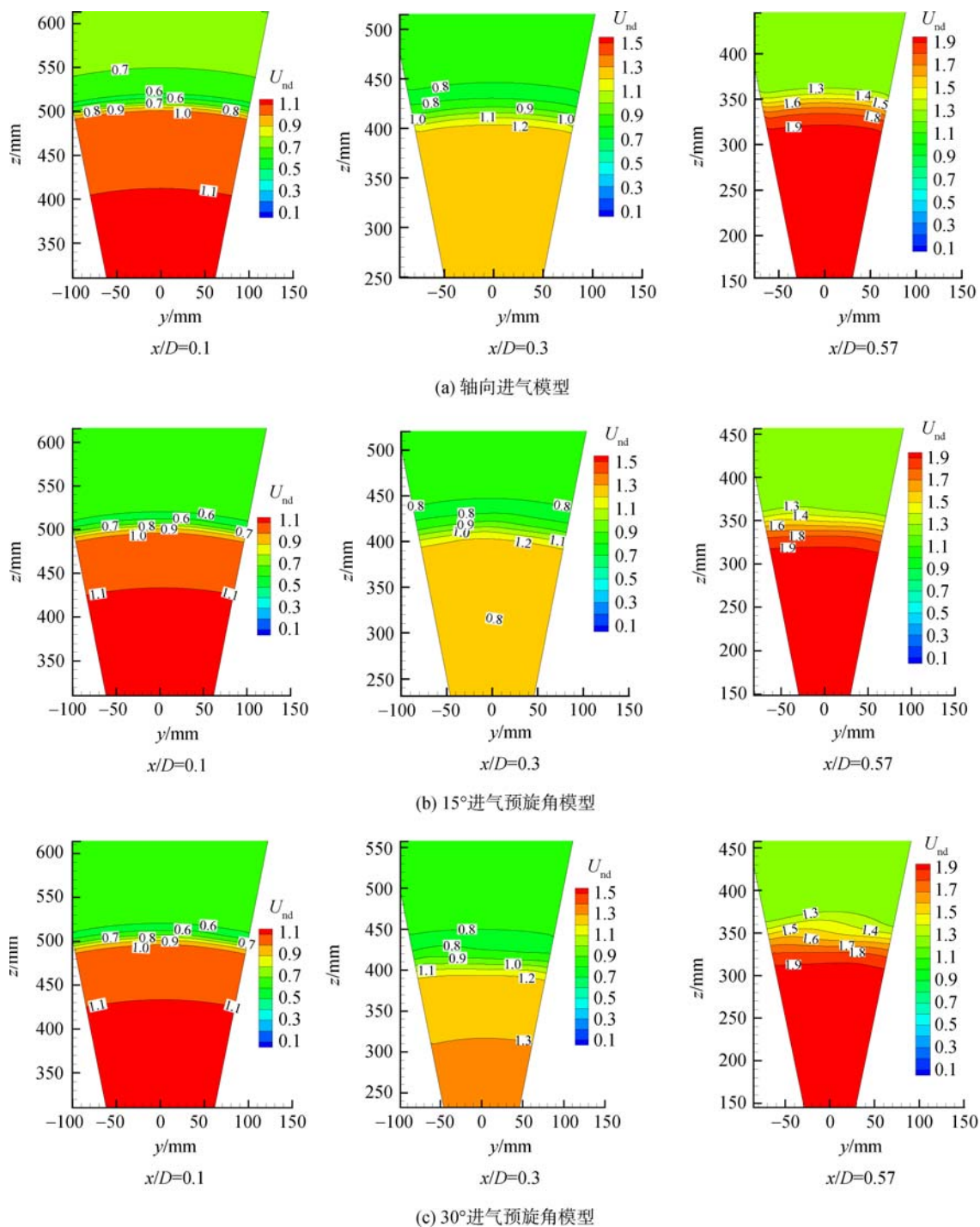


图3 不同截面处,不同进气预旋角模型速度大小的分布

Fig. 3 Velocity distribution of different inlet preswirl angle models at different sections

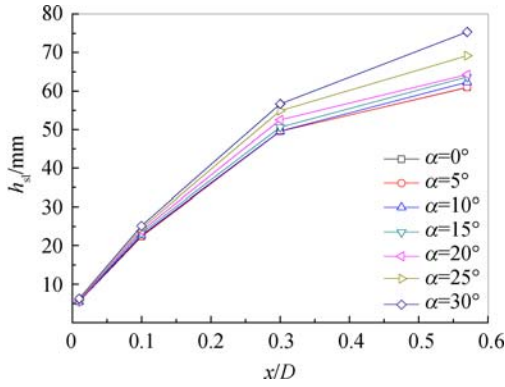


图4 剪切层厚度沿轴向的变化

Fig. 4 Variation of shear layer thickness along axial direction

逐渐增加,剪切层扭曲程度逐渐增大,速度等值线逐渐变成波浪状.在 $x/D=0.3$ 截面处, 15° 进气预旋角模型剪切层中 $U_{nd}=1.0, 1.1, 1.2$ 速度等值线中部向 z 轴正方向小幅突起,而 30° 进气预旋角模型速度等值线则出现了波浪状的扭曲;此外,在该截面处,进气预旋角对剪切层厚度的影响逐渐增加, 30° 进气预旋角模型的剪切层厚度较轴向进气模型增加了 7.1 mm . 在混合排气系统出口处 ($x/D=0.75$),剪切层在进气预旋作用下的变形较其他截面更为剧烈,以位于剪切层中部的 $U_{nd}=1.5$ 速度等值线为例.当轴向进气时,该速度等值线几乎为圆弧形;当进气预旋角为 15° 时, $U_{nd}=$

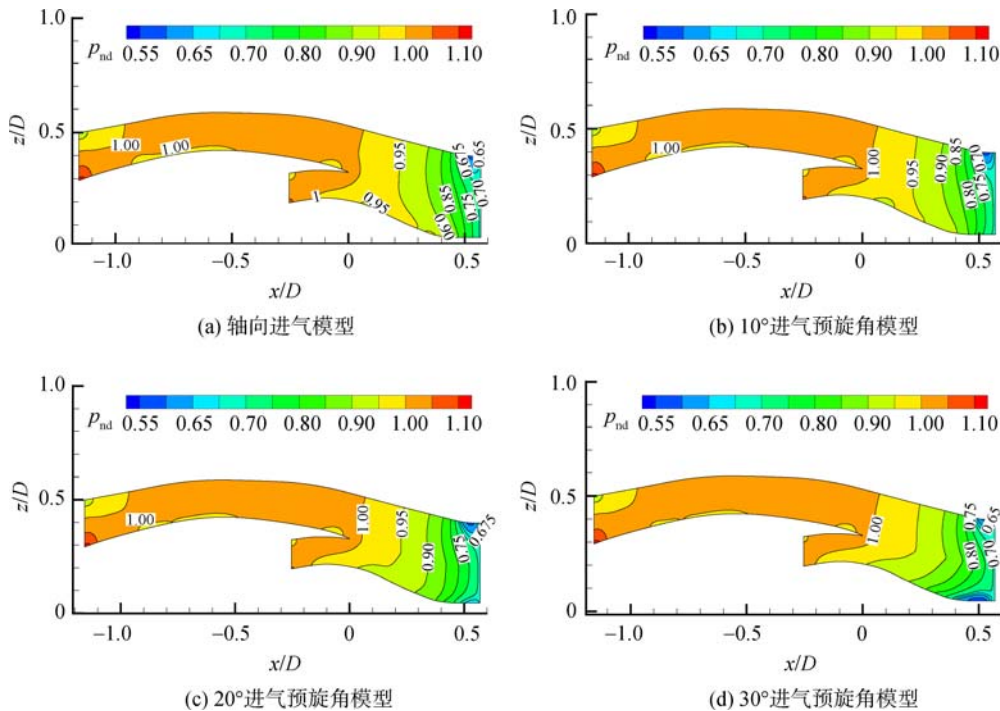
1.5 速度等值线左段仅轻微突起,之后则缓慢降低;当进气预旋角为 30° 时, $U_{nd}=1.5$ 的左段向上突起约 50 mm 后,迅速降低,等值线最高点与最低点约相差 80 mm . 而该截面处,剪切层厚度也随进气预旋角的增加变化明显,其中, 10° 进气预旋角模型剪切层厚度较轴向进气模型仅增加了 1.38 mm ,而 30° 进气预旋角模型却增加了 14.5 mm .

2.2 压力分布分析

混合排气系统内气体的量纲一静压 p_{nd} 定义为

$$p_{nd} = p/p_{in_ave} \quad (7)$$

式中 p_{in_ave} 为气体入口静压的平均值.根据式(7),计算域对称面上 ($y=0$ 截面处),不同进气预旋角模型的量纲一静压分布如图5所示.由图5可知,在环形混合器出口附近 ($x/D < 0.05$),随着进气预旋角的增加,对称面上量纲一静压分布变化很小,静压等值线几乎没发生变化.这表明:在环形混合器出口附近,进气预旋角对流体静压分布的影响很小.随着流动的发展,进气预旋角对混合排气系统压力分布的影响逐渐增加.当 $x/D \geq 0.1$ 时,随着进气预旋角的增加,主流区域的静压等值线逐渐向流动的反方向收缩.当进气预旋角大于 20° 时, $x/D=0.1$ 截面附近,由于中心锥形状变化所形成的静压相对较低的区域(此区域的量纲一静压在 $0.90 \sim 0.95$ 之间变化)消失,该区域融入

图5 不同进气预旋角模型在 $y=0\text{ mm}$ 截面处的静压的分布Fig. 5 Distribution of static pressure of different inlet preswirl angle models at $y=0\text{ mm}$ section

量纲一静压为 0.90~0.95 的区域中. 当 $x/D \geq 0.4$ 时, 喷管几何外形变化较大, 气体静压变化速度逐渐增大, 静压梯度逐渐增加. 此外, 当进气预旋角大于 20° 时, $x/D=0.5$ 截面附近的中心锥面上, 出现一低压区, 且该区域的作用范围以及压力随着进气预旋角的增加逐渐增大. 受此低压区的影响, 30° 进气预旋角模型在混合排气系统出口截面上靠近中心锥区域的总压小于外界大气压, 从而导致该区域出现回流, 并对喷管出口气体的流动造成了一定程度的堵塞.

2.3 热混合效率

衡量流体混合程度最直接的指标是基于流体组分的标量混合效率^[10], 但在实际的混合排气系统中, 由于组分的测量比较困难, 故采用标量混合效率来衡量内、外涵气体的混合程度比较困难. 考虑到温度的测量较为简单, 因此本文使用基于流体温度的热混合效率^[11]作为衡量指标来评价混合排气系统中流体混合的程度. 热混合效率定义为^[12-14]

$$\eta_{\text{tr}} = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{mix}})^2 d\dot{m}}{T_{\text{hot}}^2 \dot{m}_{\text{hot}} + T_{\text{cold}}^2 \dot{m}_{\text{cold}} - T_{\text{mix}}^2 (\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}})} \quad (8)$$

式中 T 为混合排气系统中气体温度, T_{hot} 为混合排气系统入口内涵气体的温度, T_{cold} 为混合排气系统入口外涵气体的温度, $\dot{m}$ 为流道内气体质量流量, $\dot{m}_{\text{hot}}$ 为内涵气体的质量流量, $\dot{m}_{\text{cold}}$ 为外涵气体的质量流量, T_{mix} 为内、外涵气体完全混合时的温度, 其定义如下:

$$T_{\text{mix}} = \frac{T_{\text{hot}} \dot{m}_{\text{hot}} + T_{\text{cold}} \dot{m}_{\text{cold}}}{\dot{m}_{\text{hot}} + \dot{m}_{\text{cold}}} \quad (9)$$

根据式(8), 混合排气系统热混合效率沿轴向的变化规律如图6所示. 由图6可知, 进气预旋角模型与轴向进气模型热混合效率的差距沿轴向逐渐增加. 这是因为在内涵气体进气预旋角的作用下, 剪切层厚度、变形程度均逐渐增大, 这强化了内、外涵气体的混合. 在图6中, 当 $x/D \leq 0.15$ 时, 热混合效率随进气预旋角的增加变化很小, 在 $x/D=0.15$ 截面处, 30° 进气预旋角模型与轴向进气模型的热混合效率仅相差 0.019. 这是因为在该流动区域内, 进气预旋角的增加对剪切层厚度的影响很小, 剪切层变形不明显. 当 $x/D > 0.15$ 时, 由于进气预旋角对剪切层的影响逐渐增大, 剪切层厚度、扭曲程度随进气预旋角的增大, 逐渐增

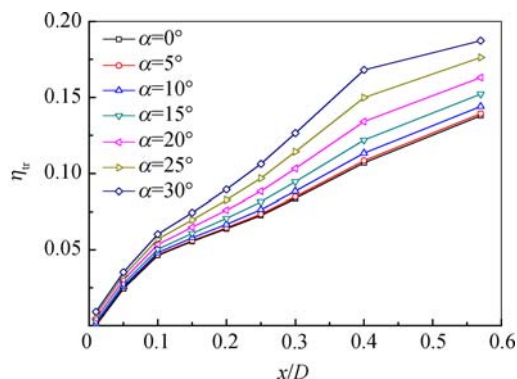


图6 不同进气预旋角模型的热混合效率

Fig. 6 Thermal mixing efficiency of different inlet preswirl angle models

加. 故在该区域内, 热混合效率随进气预旋角的变化明显. 在混合排气系统出口截面处, 30° 进气预旋角模型与轴向进气模型的热混合效率相差 0.049.

图6中, 在相同轴向截面上, 内、外涵气体间的热混合效率随进气预旋角的增加逐渐增大. 其原因如下: ①随着进气预旋角的增加, 剪切层厚度以及剪切层内流体的速度梯度逐渐增大, 这强化了内、外涵流体间的混合; ②随着进气预旋角的增加, 剪切层扭曲程度逐渐增加, 内、外涵流体间的扩散面积逐渐增大, 扩散混合逐渐增强. 当进气预旋角小于或等于 10° 时, 由于内、外涵气体间剪切层厚度以及剪切层扭曲较小, 进气预旋角对热混合效率影响不太明显, 热混合效率曲线间的距离较小. 在 $x/D=0.4$ 截面处, 虽然 10° 进气预旋角模型热混合效率与轴向进气模型之差在进气预旋角小于或等于 10° 的模型中为最大, 但它们的差值也仅为 0.0065. 当进气预旋角大于 10° 时, 进气预旋角对内、外涵气体间混合的影响逐渐增强, 热混合效率曲线的间距明显. 这是由于随着进气预旋角的增加, 剪切层厚度以及剪切层变形逐渐增大, 内、外涵气体间的扩散混合逐渐增强. 在整个流动区间内, 30° 进气预旋角模型在 $x/D=0.4$ 截面处, 与轴向进气模型热混合效率相差 0.061, 在所有模型中为最大. 在混合排气系统出口处, 热混合效率随进气预旋角的增加不断增大, 其中 30° 进气预旋角模型的热混合效率最大, 其值为 0.187, 为轴向进气模型的 1.36 倍.

2.4 流动损失

本文采用总压恢复系数 σ 来定量地描述不同进气预旋角对混合排气系统流动损失的影响, 其定义为^[15]

$$\sigma = \left(\frac{1}{\dot{m}_{\text{mix}}} \int p_{\text{mix}}^* d\dot{m}_{\text{mix}} \right) / \left(\frac{1}{\dot{m}_{\text{in}}} \int p_{\text{in}}^* d\dot{m}_{\text{in}} \right) \quad (10)$$

式(10)中下标 mix 表示内、外涵气体混合后,垂直于轴向的横截面上的物理量,下标 in 则为混合排气系统入口处的物理量。

根据式(10),混合排气系统总压恢复系数沿轴向的变化规律如图7、图8所示。由图7可知,随着流动的发展,各模型总压恢复系数逐渐下降。当 $x/D \leq 0.4$ 时,各模型总压恢复系数呈线性缓慢降低。当 $x/D > 0.4$ 时,由于喷管几何外形迅速变化,流体静压迅速减少(如图5所示),各模型总压恢复系数的下降速度逐渐增加。由图7还可知,在相同的轴向截面上,气体的总压恢复系数随进气预旋角的增加不断降低。这是因为进气预旋角的增加将导致气体的周向分速度以及周向速度梯度不断增大,从而加剧剪切层内流体微团间的摩

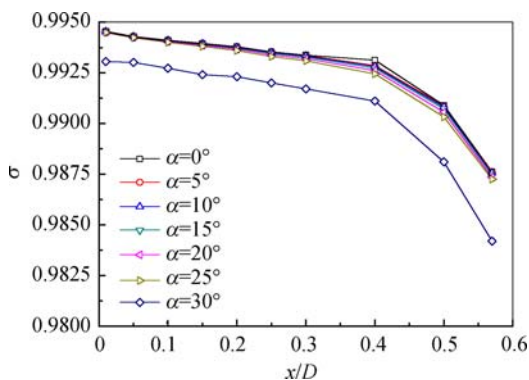


图7 不同进气预旋角模型的总压恢复系数

Fig. 7 Total pressure recovery coefficient of different inlet preswirl angle models

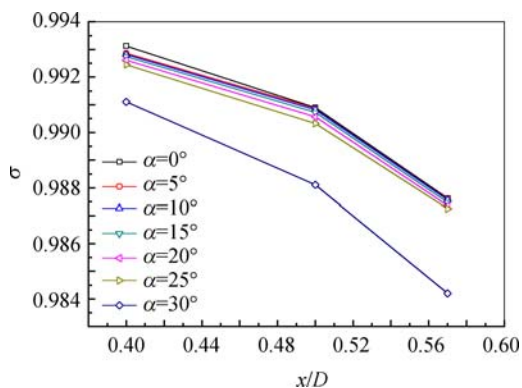


图8 混合排气系统出口附近不同进气预旋角模型的总压恢复系数

Fig. 8 Total pressure recovery coefficient of different inlet preswirl angle models near the exit of mixing exhaust system

擦。除此之外,在整个内、外涵气体的混合区域内,虽然总压恢复系数随进气预旋角的增加逐渐降低,但对于进气预旋角小于等于 25° 的模型而言,在相同轴向截面上,相对于轴向进气模型,其总压恢复系数下降很小。其中,在 $x/D=0.3$ 截面处, 25° 进气预旋角模型的总压恢复系数与轴向进气模型仅相差 0.0003,在混合排气系统出口处,两模型总压恢复系数相差 0.0004。对于 30° 进气预旋角模型,在整个混合区域内,不仅其总压恢复系数明显小于其他模型,而且它与轴向进气模型总压恢复系数的差值也明显大于其他模型。其中,在 $x/D=0.3$ 截面处, 30° 进气预旋角模型的总压恢复系数与轴向进气模型相差 0.0017,是 25° 进气预旋角模型与轴向进气模型总压恢复系数差值的 5.7 倍;在混合排气系统出口处, 30° 进气预旋角模型与轴向进气模型总压恢复系数相差 0.0034,是 25° 进气预旋角模型与轴向进气模型总压恢复系数差值的 8.5 倍。出现这一现象的原因如下: ① 30° 进气预旋角模型的周向速度以及周向速度梯度大于其他模型,这导致其剪切层内流体微团摩擦的剧烈程度大于其他模型; ② 受混合排气系统出口附近低压区的影响, 30° 进气预旋角模型在出口截面靠近中心锥的区域出现了回流,对气体流动造成了堵塞,极大地增加了混合排气系统内部的流动损失。在混合排气系统出口截面处,轴向进气模型的总压恢复系数在所研究的模型中为最大,其值为 0.9876, 30° 进气预旋角模型为最小,其值为 0.9842。

2.5 推力损失

混合排气系统推力 F 以及进气预旋角模型相对于轴向进气模型的相对推力 F_r 分别定义如下:

$$F = (u_{\text{exit}} - u_{\text{fly}}) \dot{m}_{\text{exit}} + (p_{\text{exit}} - p_{\text{atm}}) A_{\text{exit}} \quad (11)$$

$$F_r = F / F_{\text{isa}_0} \quad (12)$$

式(11)中, F_{isa_0} 为轴向进气模型推力, u_{exit} 为混合排气系统出口处气体的轴向速度, u_{fly} 为飞机的飞行速度, p_{exit} 为混合排气系统出口处气体的静压, p_{atm} 为大气压力, A_{exit} 为混合排气系统出口面积, $\dot{m}_{\text{exit}}$ 为混合排气系统出口处气体的质量流量。根据式(11)、式(12),混合排气系统出口处,不同进气预旋角模型的相对推力随进气预旋角的变化如图9所示。由图9可知,当进气预旋角小于等于 10° 时,由于混合排气系统出口处,混合气体轴向

速度(该速度直接产生推力)随进气预旋角降幅极小,其中,10°进气预旋角模型的混合气体轴向速度较轴向进气模型仅下降了0.39%,故在该进气预旋角区间内,混合排气系统推力随进气预旋角的增加下降缓慢,其中10°进气预旋角模型的 F_r 相对于轴向进气模型下降了0.009.当进气预旋角大于10°时,混合排气系统出口处气体轴向速度随进气预旋角的增加迅速下降,其中,20°进气预旋角模型的混合排气系统出口处气体轴向速度较轴向进气模型下降了1.6%,30°进气预旋角模型的混合排气系统出口处气体轴向速度较轴向进气模型下降了3.9%,这将导致混合排气系统推力迅速下降,且下降的速度逐渐增加.在进气预旋角大于10°的模型中,20°进气预旋角模型的 F_r 为0.963,较轴向进气模型下降了0.037;30°进气预旋角模型的 F_r 为0.919,推力较轴向进气模型下降了0.081,推力损失在所研究的模型中为最大.除上述主要原因外,推力曲线呈现出图9所示的下降趋势还存在着另一个影响较小的次要原因——剪切层内的摩擦效应.由于剪切层内流体微团间存在着摩擦,这将在消耗流体的动能,导致流体出口速度降低,从而影响混合排气系统的推力.在本文所研究的模型中,随着进气预旋角的增加,剪切层内部摩擦逐渐加剧,推力下降的速度逐渐加快.

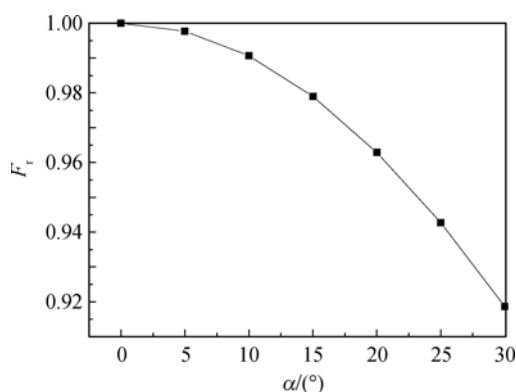


图9 混合排气系统出口处不同进气预旋角模型的相对推力

Fig. 9 Relative thrust of different inlet preswirl angle models at the exit of mixing exhaust system

3 结论

本文对不同进气预旋角下的混合排气系统的流场进行了数值仿真,并结合热混合效率、总压恢复系数以及推力等性能参数研究了混合排气系统

入口内涵进气预旋对混合排气系统气动热力性能的影响,得到了如下几点结论:

1) 随着进气预旋角的增加,内、外涵气体之间剪切层厚度逐渐增大,剪切层扭曲程度逐渐增高.

2) 进气预旋角模型与轴向进气模型热混合效率的差距沿轴向逐渐增加.在相同截面处,内、外涵气体间的热混合效率随进气预旋角的增加逐渐增大.在混合排气系统出口处,30°进气预旋角模型热混合效率在本文所研究的模型中为最大,其值为0.187,为轴向进气模型的1.36倍.

3) 随着进气预旋角的增加,在相同截面上,流体总压恢复系数不断降低,其中,30°预旋角模型总压恢复系数在所研究的模型中为最小,在混合排气系统出口处,其值为0.9842,较轴向进气模型降低了0.0034.

4) 在混合排气系统出口处,随着进气预旋角的增加,混合排气系统的推力不断下降,且下降速度不断加快.在混合排气系统出口处,30°预旋角模型的推力损失最大,其相对轴向进气模型的推力为0.919,下降了0.081.

参考文献:

- [1] Lau J C, Morris P J, Fisher M J. Turbulence measurements in subsonic jets using a laser velocimeter[R]. AIAA 76-348, 1976.
- [2] Sehetz J A. Injection and mixing in turbulent flow[M]. New York: AIAA, 1980.
- [3] Simonich J C. Isolated and interacting round parallel heated jets[R]. AIAA 86-0281, 1986.
- [4] Kuchar A P, Chamberlin R. Scale model performance test investigation of mixed flow exhaust systems for an energy efficient engine (E3) propulsion system[R]. AIAA 83-0541, 1983.
- [5] Babbitt R R, Cohn J A, Fleming K J. Advanced high bypass mixed-flow exhaust system design study[R]. AIAA 91-2242, 1991.
- [6] Kozlowski H, Larkin M. Energy efficient engine-exhaust mixer model technology report[R]. NASA Contractor Report, NASA-CR-165459, 1984.
- [7] Lu H Y, Ramsay J W, Miller D L. Noise of swirling exhaust jets[J]. AIAA Journal, 1977, 15(5): 642-646.
- [8] 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 aero-thermal dynamic performance of lobed mixing exhaust system of turbofan engine[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [9] Shih T H, Liou W W, Shabbir A, et al. A new $k-\epsilon$ eddy-

- viscosity model for high Reynolds number turbulent flows model development and validation[J]. Computers Fluids, 1995, 24(3): 227-238.
- [10] 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)
- [11] Frost T H. Practical bypass mixing systems for fan jet aero-engines[J]. Aeronautical Quarterly, 1966, 17(5): 141-160.
- [12] 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.
- [13] XIE Yi, LIU Youhong. Numerical investigation of lobe spacing ratio on performance of forced mixer nozzle[J]. Heat Transfer: Asian Research, 2011, 40(7): 593-607.
- [14] 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 ration 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)
- [15] XIE Yi, GAO Xin, RUAN Dengfang. Numerical study of lobe shape on performance of forced mixing exhaust system[J]. International Journal of Fluid Mechanics, 2013, 40(5): 429-445.