

前可变面积涵道引射器特性的试验与数值模拟

陈佳, 胡文兵, 陈晓文, 肖双强, 伍鑫, 岳定阳
(中国航空发动机集团有限公司 四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 为了研究主、次流的进口总压比及出口背压对前可变面积涵道引射器(FVABI)工作特性的影响与流动掺混机理,采用试验与三维数值模拟方法对不同进口总压比下引射器工作性能及掺混流场随背压变化规律进行了分析。结果表明:标准 $k-\epsilon$ 模型用于引射器掺混流场的模拟具有较好的准确性;进口总压比越大,引射器总压损失越大;进口总压比不变,随背压增加,引射器总压损失先减小后增加;进口总压比不变,引射器在背压变化过程中存在总压损失最小点;背压减小时,引射器存在临界工况点,且进口总压比越大达到临界工况点的背压越大,可变涵道比的范围变窄;主、次流掺混过程主要集中在沿气流方向上 $x/l=0.3\sim 0.6$ 位置之间,在黏性力作用下动量、质量充分交换,沿流向截面速度径向分布趋于均匀。

关 键 词: 前可变面积涵道引射器 (FVABI); 掺混机理; 进口总压比; 背压; 总压损失

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A

Experiment and numerical simulation on characteristic of front variable area bypass injector

CHEN Jia, HU Wenbing, CHEN Xiaowen, XIAO Shuangqiang,
WU Xin, YUE Dingyang
(Sichuan Gas Turbine Establishment,
Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: In order to study the effects of inlet total pressure ratio and back pressure on the front variable area bypass injector's (FVABI) performance and mixing mechanisms, experiment method and three-dimensional numerical simulation approach were applied to analyze the injector's performance with various inlet total pressure ratios and change regularity of main flow and secondary flow mixing flow fields under different inlet total pressure ratios and back pressures. Results revealed that the standard $k-\epsilon$ model had great accuracy in simulating injector mixing flow field. With the enlargement of inlet total pressure ratio, the total pressure loss of the injector increased. When the inlet total pressure ratio was constant, the total pressure loss increased firstly and then decreased as the back pressure ascended. The injector had an operating point with the minimum total pressure loss as the back pressure changed. When the back pressure reduced, there was a critical operating point for the injector, furthermore the injector's back pressure was higher at its critical operating point if the inlet total pressure ratio got higher, meaning the adjustable bypass ratio range was narrowed down. The mixing process of the main flow and secondary flow was mainly concentrated in

收稿日期:2019-10-16
作者简介:陈佳(1988—),男,工程师,硕士,主要从事发动机总体设计研究。

引用格式:陈佳,胡文兵,陈晓文,等.前可变面积涵道引射器特性的试验与数值模拟[J].航空动力学报,2020,35(2):263-271.
CHEN Jia, HU Wenbing, CHEN Xiaowen, et al. Experiment and numerical simulation on characteristic of front variable area bypass injector[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(2): 263-271.

the position of $x/l=0.3-0.6$. The momentum and mass adequately exchanged, and the distribution of velocity was radically uniform along the flow direction.

Key words: front variable area bypass injector (FVABI); mixing mechanism; inlet total pressure ratio; back pressure; total pressure loss

受到先进航空发动机综合作战能力、宽广工作范围、高单位推力及低油耗的苛刻要求,发动机必须具有适用于多用途战机需求的热力学变循环方案,通过改变涵道比、增压比、涡轮前温度以及流量等循环参数,实现最优的发动机工作状态^[1-2]。要达到这些目标,传统的涡喷、涡扇发动机适用性受限,双涵道变循环发动机被认为是未来最有希望完成上述目标的高性能动力方案。前可变面积涵道引射器(FVABI)是实现双涵道变循环发动机热力循环模式改变的重要部件之一。FVABI是一个能够改变核心流道及外涵道气流流量的阀门,与模式选择阀及后涵道引射器等可调部件相配合,改变涡扇发动机的涵道比^[3-5],使发动机具有大涵道比下低油耗,小涵道比下高单位推力的双重优势,这是传统涡喷、涡扇发动机所不能及的。

早在 20 世纪 60 年代,国外就开始了变循环发动机的研究,其中最具有代表性的为通用公司(GE)提出的双外涵变循环概念 F120 发动机锥形及普惠(PW)公司的变流路控制发动机^[6-8]。1971 年美国验证了变循环发动机相对于 G4/J5 涡喷发动机,在超声速巡航下耗油率下降 10%,亚声速耗油率改善达 24%^[9]。从公开的文献来看国外对于变循环发动机的研究已经取得了一定的成果,但针对可调部件性能方面的资料很少^[10-11],而国内在变循环发动机研究方面起步较晚。周红等^[12]模拟了变循环发动机单、双外涵模式及模态转换过渡态过程中,前、后涵道引射器面积对发动机性能与稳定性影响,结果给出了前涵道引射器对风扇及核心驱动风扇级喘振裕度的影响规律及前、后涵道引射器调节方式。刘洪波等^[13]以一种涡扇发动机总体结构为基础,设计了模式转换及结构方案,对 FVABI 进行了运动仿真及有限元分析,从结构运动与强度方面确定变循环方案的可行性。刘宝杰等^[14]针对变循环发动机前可调面积涵道引射器,提出了通流模拟思路,发展了不同条件下的计算方法,结果显示了前涵道引射器的通流计算方法能够满足压缩系统初步设计时的方案需求。张荣等^[15]基于涡扇发动机平台,制定了变循环发动机的调节方式,对于亚声速巡航与超声速巡航两种典型工况之间转换过程进行了数

字仿真,结果表明所提出的调节方式能实现涡喷与涡扇工作模式的平稳转换。王靖宇等^[16]提出了波瓣结构的前可调面积引射器方案,研究结果表明波瓣结构在高背压条件下增加了风扇后流通能力,提升了掺混效率;但波瓣曲面构型相对较复杂,引射器面积调节结构的密封性设计难度较大。冷中明等^[17]采用数值模拟方法分析了轴对称 FVABI 与非轴对称 FVABI,在不同掺混角度、进出口压比下热混合效率,引射系数及总压恢复方面的变化规律。

由此可见,目前变循环发动机研究主要集中在整机初步性能模拟计算,总体结构方案设计方面。对 FVABI 工作特性及主、次流的掺混过程机理性研究较少;此外,大部分为理论性建模计算研究,试验性研究内容欠缺,然而试验研究是发动机研制过程中必不可少的环节,可以说一台发动机的成功是经过无数次试验“试出来的”。因此,结合试验与数值手段共同对 FVABI 研究是一项具有意义和前瞻性的工作,有望为变循环发动机可调部件发展提供理论基础和技术储备。

本文采用试验与数值模拟的方式,对不同进口总压比、不同背压条件下的 FVABI 工作特性进行研究,分析 FVABI 性能和主、次流掺混流场结构,为后续进一步设计优化可调部件和建立发动机计算模型提供理论参考。

1 试验系统及模型介绍

本试验是在中国航空发动机集团有限公司四川燃气涡轮研究院引射喷管模型试验器上进行的,该试验器主要由空气系统、燃油系统、冷却水系统、测力系统、控制系统等组成。本次试验只用到空气系统部分,如图 1 所示,具体包括供气、抽气及测试部分,其中 104、105、413、414 及 415 表示调压阀编号,E 代表伺服阀,p、T 表示压力、温度测点。

FVABI 试验件模型如图 2 所示,由导流环、内涵进气机匣、内涵进气锥段、外涵支撑机匣、混合段机匣、后支撑机匣、排气锥、排气机匣及作动筒相关调节机构等组成,前涵道调节面积给定,总长度 l 约为 2 000 mm。试验过程采取主流供气、

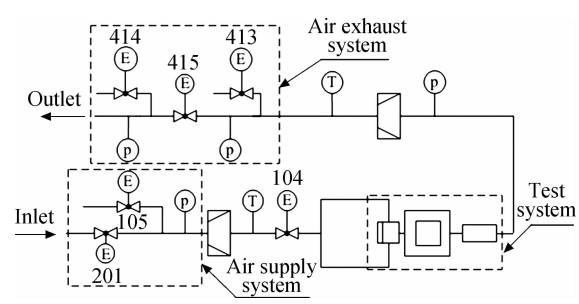


图 1 空气系统试验设备

Fig. 1 Experimental equipment of air system

次流大气环境进气,出口抽吸的方式。

试验件测试截面沿气流方向分布,图 2 中 0 为进口总压测量截面,1~12 为外壁面静压测量截面,11 截面处同时布置出口总压测点。为精确捕捉主、次流掺混流场变化情况,在混合段入口处集中布置 2~6 共 5 个静压测量截面,各截面测点沿周向均布 4 点,测量结果取平均值。图 2 中 A 与 θ 分别表示主、次流进口面积比及掺混角度。

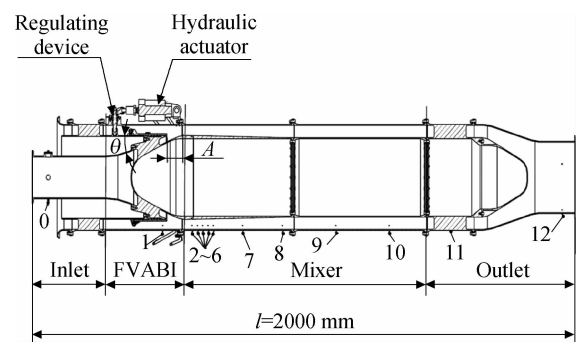


图 2 试验件几何模型

Fig. 2 Geometric model of experiment pieces

2 数值研究

2.1 计算模型及网格划分

为了研究主、次流进口总压比及背压变化时 FVABI 气流掺混过程中流场特征,针对轴对称的 FVABI 周向取 1/4 几何模型进行三维数值模拟。网格划分采用 ICEM(integrated computer engineering and manufacturing)分块方法,全部采用结构化网格,在近壁面附近进行了网格加密处理,保证各计算状态下 $y^+ < 5$ 满足湍流模型的要求。由于在掺混段剪切层内速度梯度较大,对混合进口处网格进行局部加密处理。经网格无关性验证后,确定最终 FVABI 模型数值计算网格数量约为 320 万,计算区域及网格分布如图 3 所示。

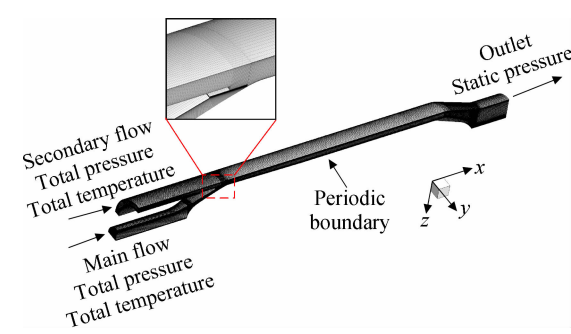


图 3 计算域网格

Fig. 3 Grid of calculating domain

2.2 边界条件设置

次流及主流进口条件分别模拟风扇与核心机驱动风扇(CDFS)出口参数,计算模型进口采用总温、总压边界条件,出口给定平均静压,壁面采用无滑移、绝热固壁边界条件,周向设置为旋转周期性边界条件,如图 3 中所示,下文数值计算都采用上述边界条件。为了研究进口总压比及背压变化对 FVABI 工作特性的影响,主、次进口面积比 A 、掺混角度 θ 分别为 $0.5, 45^\circ$,不同背压为 p_b/p_{ts} ,进口总压比 p_{tp}/p_{ts} 为 $1.5, 1.3$ 和 1.2 。其中 p_{tp} 及 p_{ts} 为主、次流进口总压, p_b 为出口背压, p_{ts} 为试验环境下大气压力。

2.3 湍流模型及其验证

本文采用商业软件 CFX 进行数值模拟,对 standard $k-\epsilon$ 、 $k-\omega$ 、RNG $k-\epsilon$ (re-normalization group $k-\epsilon$) 及 SST(shear-stress transport)不同湍流模型,外涵壁面沿流向不同截面 x/l 处的静压分布与试验结果进行了对比,如图 4 中所示。其中 x 表示流向任意截面位置, l 表示试验流路总长。

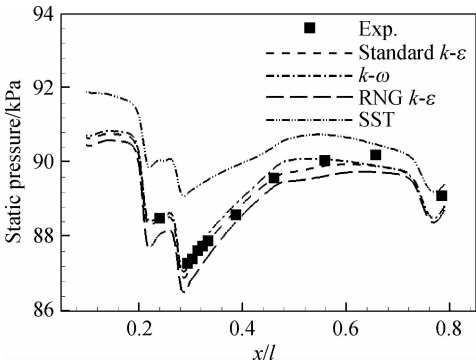


图 4 壁面静压分布试验与 CFD 结果的比较

Fig. 4 Comparison of wall static pressure between experiment and CFD

从图4中可以看出,在相同边界条件下标准 $k-\epsilon$ 模型的壁面静压分布结果与试验值吻合较好。表明标准 $k-\epsilon$ 模型能很好模拟射流混合段的掺混流场,验证了本文所选数值计算方法及湍流模型的可靠性。

3 试验与数值模拟结果分析

3.1 FVABI 流量特性分析

图5给出了进口总压比为1.3时,主、次流流量随出口背压的变化曲线, $\dot{W}_p$ 、 $\dot{W}_s$ 分别表示标准化后主、次流的相对流量。从图中可知主、次流流量随着出口背压的增大而减小,与主流相比,次流流量曲线斜率变化较大;由于主、次流进口总压不同,次流总压变化率远大于主流,故次流流量下降速度较快。当背压约为 $p_b/p_{ts}=0.75$ 时,次流流量不再随背压降低而增加,主流流量则略有增加,如图5中箭头指向所示,由于背压降低在混合段入口处主流速度增大至声速或超声速,次流在混合段内壁面与主流边界之间形成收缩通道中加速流动,以至于达到声速,次流流量不再改变。

背压越低计算次流流量相对于试验值偏大,背压越低偏差越大,因为试验过程中调节机构位于次流通道中,背压越低进口速度越高,机构导致的流量偏差越大,反之在背压升高时机构引起损失影响越小,试验和数值模拟结果吻合较好。

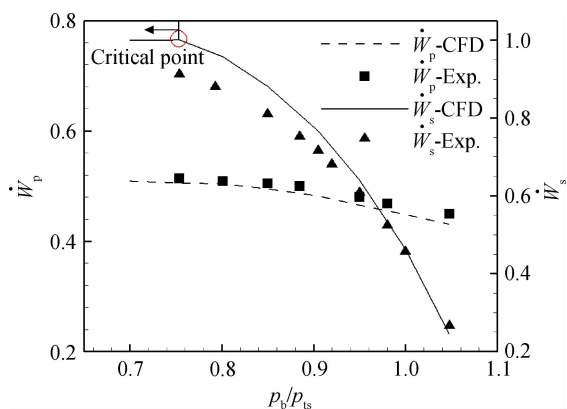


图5 主、次流流量随背压变化曲线

Fig. 5 Massflow of main flow and secondary flow with back pressure

引射系数 Φ 表示被引射的次流与工作主流之间流量的比值,是FVABI引射能力的主要性能参数,决定了变循环发动机涵道比变化特性。图6给出了不同进口总压比下,FVABI引射系数随背压的变化规律曲线。

从图6中看出随背压增加,主、次流流量都相应减小,但次流变化相对较大,使得不同进口总压比下的引射系数减小。背压 $p_b/p_{ts} > 1$ 时,进口总压比与引射系数成正比,FVABI引射能力降低,随背压的增加引射系数曲线斜率越大;背压 $p_b/p_{ts} < 1$ 时,进口总压比越大,引射系数越小,由于总压比越大主流进入混合段进口速度增加,次流流通受阻,引射系数减小。

随着背压减小引射系数增加,如图6中 ab 段曲线所示,当背压继续降低,则会使主流在混合进口处到达声速或超声速状态,次流也会随之加速流动达到声速,这时流量不再变化,达到引射系数保持不变的“扼流”工况^[18]。如图中 bc 段所示,与图5中背压 $p_b/p_{ts} < 0.75$ 时流量变化状态一致。此外,随进口总压比的增加,达到临界工况点背压越大,临界状态引射系数越小。

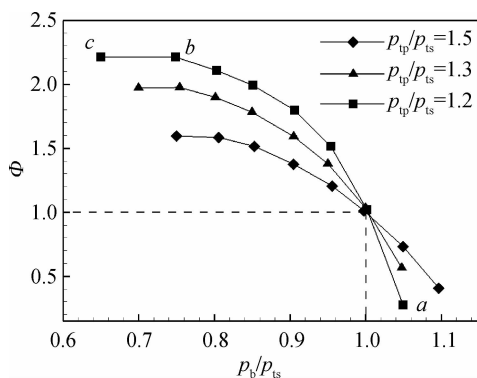


图6 FVABI引射系数随背压的变化曲线

Fig. 6 Injector coefficient of FVABI with different back pressures

3.2 FVABI 流动损失分析

FVABI作为变循环发动机中关键调节部件之一,其产生的气流总压损失直接影响发动机的性能。因此,在保证流量条件下有必要对其总压损失及变化规律进行分析。总压恢复系数定义为

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

式中 m 表示流量, p^* 表示总压,下标 in 表示主、次流进口流量加权平均参数, mix 表示引射器掺混段截面的参数, σ_r 表示相对于FVABI设计点的总压恢复系数。

图7给出不同进口总压比下,试验与数值计算得到的出口相对总压恢复系数 σ_r 随背压变化曲线。由图可知,试验与数值计算结果存在一定的偏差,最大偏差为5%,分析认为试验中表面粗

糙度、探针分布及调节机构等因素是与数值结果存在偏差的主要原因。当背压一定时,随着进口总压比的增大,总压恢复系数减小,这是由于引射器总压损失主要由掺混损失和摩擦损失组成,进口压比增大,气流速度及掺混速度差增加,导致摩擦损失与掺混损失增大。

当进口总压比不变时,背压增大,进口气流速度减小,摩擦损失相应减小,引射器出口总压恢复系数逐渐增加。当背压 $p_b/p_{ts} > 0.96$ 时,如图中虚线右侧所示总压损失系数急剧减小;由于背压大于次流进口总压后,次流出口流量迅速减小,甚至出现回流,导致掺混损失急剧增加,总压恢复系数减小。

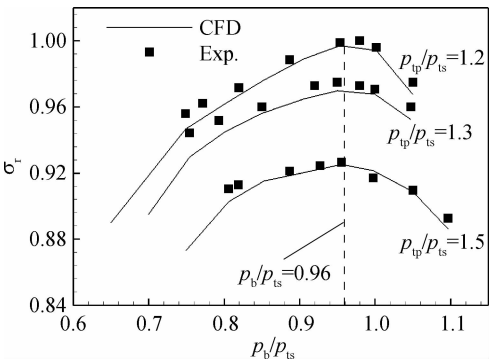


图 7 FVABI 相对总压恢复系数随背压变化曲线
Fig. 7 Relative total pressure recovery coefficient of FVABI with different back pressures

图 8 给出了不同进口总压比下,相对总压恢复系数 σ_r 随涵道比 B 的变化曲线,涵道比 B 表示次流与主流流量之比。从图中看出,小涵道比时试验与数值结果基本吻合,大涵道比下试验结果损失更大;进口总压比一定时,随涵道比增大,总压损失系数先增大后减小,表明在 FVABI 调节

过程中,存在总压恢复系数最大的涵道比,可为不同工况下的涵道比设计提供理论参考。

图 9 为背压 $p_b/p_{ts} = 0.95$ 时,不同进口总压比条件下,FVABI 沿流向不同截面处相对总压恢复系数 σ_r 变化曲线。由图中可知:沿流动方向总压恢复系数逐渐减小,但减小的速率逐渐变缓。由于在掺混初始阶段速度差最大,流体团之间碰撞、摩擦,能量耗散较快,导致在初始混合的过程中总压恢复系数下降较快;而在黏性力作用下,气流速度差逐渐减小,掺混逐渐均匀,能量耗散减小,使得总压损失增加的速率有所降低,总压损失系数下降平缓。

虚线间看出沿程 $x/l = 0.3 \sim 0.46$ 截面之间曲线斜率变化较大,总压损失急剧增加,是主要掺混区域。 $\Delta\sigma_1$ 、 $\Delta\sigma_2$ 分别表示不同进口总压比之间总压恢复系数差值,从图 9 可以看出 $\Delta\sigma_1$ 、 $\Delta\sigma_2$ 沿流向逐渐增大,当 $x/l > 0.46$ 截面以后 $\Delta\sigma_1$ 、 $\Delta\sigma_2$ 基本保持不变。说明在 $x/l = 0.46$ 截面处掺混基本完成,主、次流混合均匀, $x/l > 0.46$ 后主要是气流在流道中摩擦引起的损失变化。

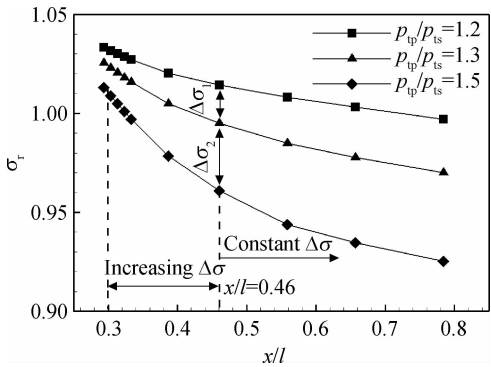


图 9 流向截面处相对总压恢复系数分布曲线
Fig. 9 Relative total pressure recovery coefficient with different cross planes along flow direction

3.3 FVABI 掺混流场分析

图 10 给出了进口总压比 $p_{tp}/p_{ts} = 1.3$ 时,不同背压条件下,壁面静压沿气流方向分布曲线,如图所示试验与数值计算结果吻合较好。

图 10 中在混合段主流将压力能转化为动能,掺混段入口处静压低于次流入口压力时,次流进口段气流受到抽吸导致速度增加,壁面静压减小,在 $x/l = 0.29$ 截面左侧,随背压升高,抽吸引起外壁面静压减小变缓。进入掺混段后,主、次流在黏性力作用下能量、动量及质量掺混,气流掺混后速度趋于均匀,压力能逐渐恢复,使得混合区域静压

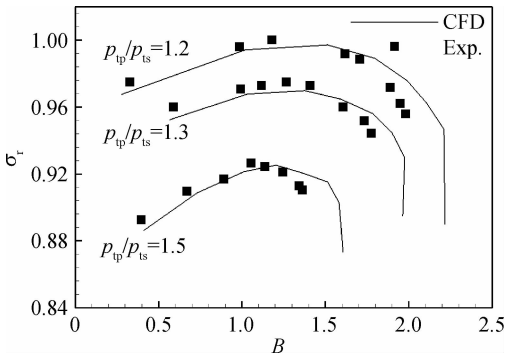


图 8 FVABI 相对总压恢复系数随涵道比的变化曲线
Fig. 8 Relative total pressure recovery coefficient of FVABI with different bypass ratios

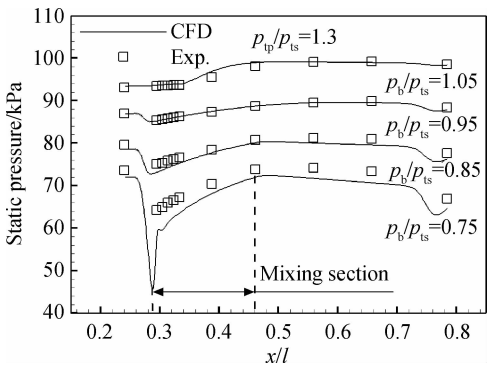


图 10 沿流向不同截面处静压分布曲线 ($p_{tp}/p_{ts}=1.3$)
Fig. 10 Static pressure with different cross planes
along flow direction ($p_{tp}/p_{ts}=1.3$)

逐步提升;在混合区域 $x/l=0.3\sim0.46$ 之间,背压越低混合段静压恢复斜率越大,同时由于出口处存在支撑板,流通面积减小,气流速度增大,壁面静压略有减小。

流向涡主要产生于湍流边界层中,随着流动逐渐向径向及周向主流区扩展,在 FVABI 引射过程中主、次流会在接触面上形成流向涡,在流向涡的作用下,会加强主、次流两股气流在混合段的掺混。本文对各截面的流向涡量 ω_x 进行无量纲化处理并进行分析^[19],公式为

$$\omega_x = \frac{y}{U_{\text{inp}}} \left(\frac{\partial \omega}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (2)$$

式中 U_{inp} 表示主流进口气流平均速度, y 为模型环形出口径向高度; v 、 w 分别表示 y 轴和 z 轴方

向的分速度。根据式(2)定义,选取进口总压比为 1.3,背压 $p_b/p_{ts}=0.95$ 工况时,流向涡在不同截面处的分布来进行分析,如图 11 所示。

从图 11 中可以看出在靠近壁面层,存在较强的一对涡,这是由主流道进口支板尾迹引起的,位于其上部的一层涡量则是主、次流接触面速度差造成。在混合段进口处,速度梯度最大,所以沿周向流向涡较强,随着流向涡向下游发展,将周围的气流卷入其中,使得整个截面内部气流均匀发展;同时在掺混过程中,气流之间黏性耗散作用下能量损失增加,流向涡强度降低,可以看出流向涡对于气流掺混具有促进性作用。

图 12(a)给出背压 $p_b/p_{ts}=0.95$ 时,不同进口总压比条件下,周向截面马赫数分布云图。从图中可以看出进口总压比越大,主流在掺混段入口处速度越大,进口压比为 1.5 时,马赫数接近为 1.0。随着进口压比增大,次流进口速度增加,引射能力增强,同时主、次流在掺混段存在明显的速度掺混界面,速度掺混边界与外壁面形成的有效流通面积,随进口压比增大而减小。随进出口压差增加,在掺混段壁面处低速区逐渐减小,马赫数在掺混作用下逐渐均匀,速度掺混界面消失。

图 12(b)给出进口总压比 $p_{tp}/p_{ts}=1.3$ 时,不同背压条件下,周向截面马赫数云图。从图中可以看出随着背压的增加,主、次流之间速度差先减小后增大,相应的主、次流之间掺混损失先减小

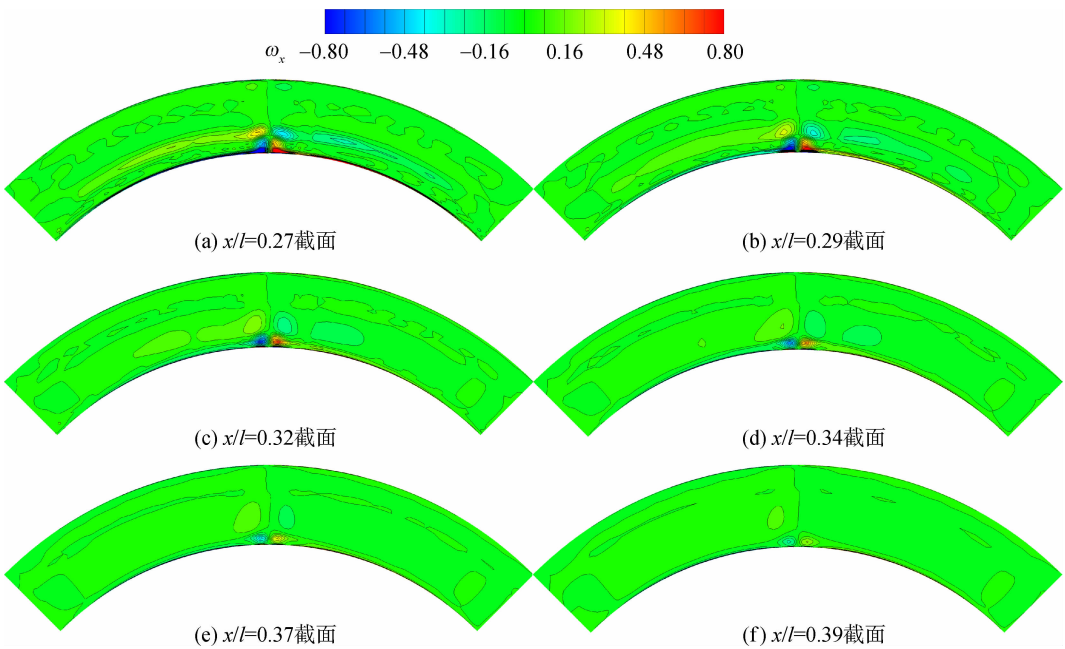


图 11 沿流向不同截面处流向涡分布云图
Fig. 11 Distribution of streamwise vorticity with different cross planes along flow direction

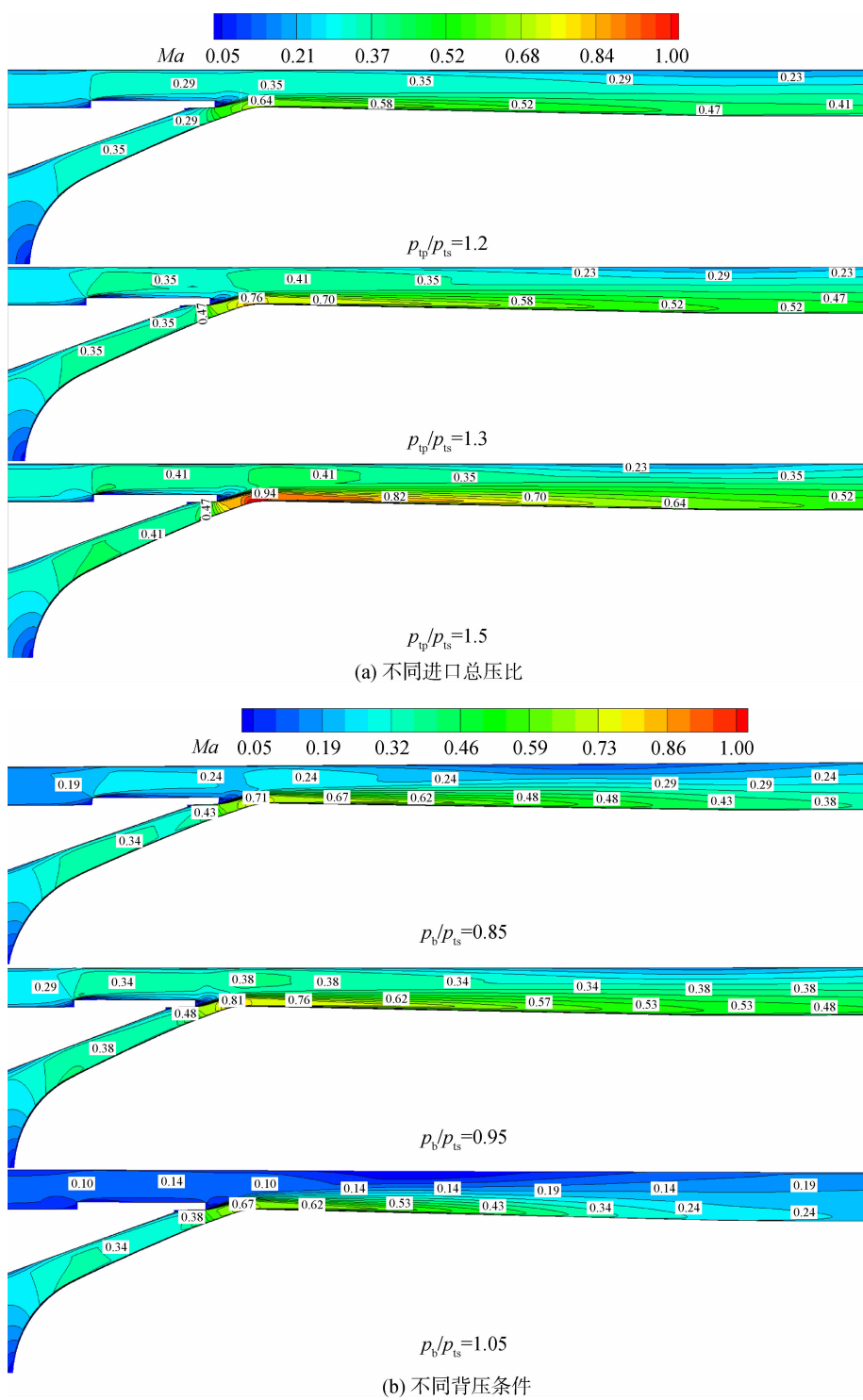


图 12 周向截面马赫数云图分布

Fig. 12 Distribution of Mach number with different circumferential cross planes

后增加,与图 7 中总压损失曲线变化一致。此外当背压增加至 $p_b/p_\infty=1.05$ 时,次流通道处低速流体团累积,总压损失急剧增加。

图 13 给出进出口总压比为 1.3,背压 $p_b/p_\infty=0.95$ 条件下,沿流向 $x/l=0.27,0.37,0.47$ 截面处环形流道径向速度分布,图中 h 表示环形流道总高度, $R(0\leq R\leq h)$ 表示环形流道任意高度位

置。从图 $x/l=0.27$ 截面可以看出在掺混段靠近主流道出口处由于主流压力能转换为动能,速度急剧增加。图中虚线段为掺混边界层,在流体黏性作用下,速度较大流体团带动速度小的流体团,传递动量、使流体团加速,反之速度小的流体团有阻滞作用,使流体团减速。但在掺混层上部分气流处均匀流动状态。

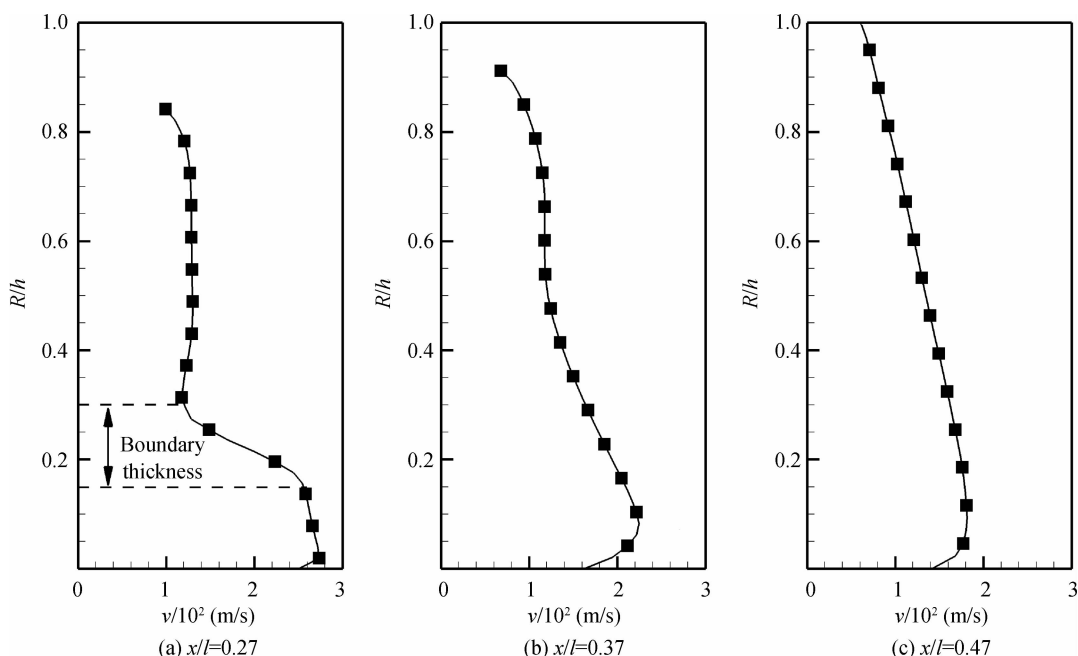


图 13 沿流向不同截面处速度径向分布

Fig. 13 Distribution of radial velocity with different cross planes along flow direction

随主、次流在掺混合段混合,主流将能量沿径向方向逐渐传递给次流,从 $x/l=0.37$ 截面可以看出相比 $x/l=0.27$ 截面靠近内壁面气流速度降低,同时掺混边界层范围扩大,次流速度增加,速度分布曲线更加平滑。沿流向发展主、次流进一步掺混,在 $x/l=0.47$ 截面处,径向速度分布基本相同,靠近内壁面处速度继续减小,掺混基本达到均匀状态。

4 结 论

本文分析了进口总压比及背压变化对前可変面积涵道引射器性能与流场结构的影响。所得结论如下:

- 1) 验证了 $k-\epsilon$ 模型用于引射器掺混流场模拟的准确性,试验与数值模拟结果之间吻合较好。
- 2) 进口总压比越大引射器总压损失越大;进口总压比不变,总压恢复系数随背压增加,呈现先增大后减小的规律;在背压约为 $p_b/p_{ts}=0.96$ 时,总压恢复系数达到最大,表明 FVABI 工作过程中存在总压损失最小点。
- 3) 引射器在调节背压变过程中,存在“扼流”工况点,其进口总压比越大达到临界工况时的背压越大,临界工况点即为可调涵道比工作的边界点。
- 4) 主、次流掺混过程主要集中在沿流向截面 $x/l=0.3\sim 0.6$ 之间,在黏性力作用下动量、质量

充分交换,速度掺混层及径向速度分布沿流向趋于均匀。

参考文献:

- [1] 方昌德. 变循环发动机[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2004, 17(3): 1-5.
FANG Changde. Variable cycle engines[J]. Gas turbine experiment and research, 2004, 17(3): 1-5. (in Chinese)
- [2] 方昌德. 变循环发动机及其关键技术[J]. 国际航空, 2004, 49(7): 49-51.
FANG Changde. Variable cycle engine and its key technologies[J]. International Aviation, 2004, 49(7): 49-51. (in Chinese)
- [3] 苟文中, 周文祥, 黄金泉. 变循环发动机部件级建模技术[J]. 航空动力学报, 2013, 28(1): 104-111.
GOU Xuezhong, ZHOU Wenxiang, HUANG Jinquan. Component-level modeling technology for variable cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(1): 104-111. (in Chinese)
- [4] 刘增文, 王占学, 黄红超, 等. 变循环发动机性能数值模拟[J]. 航空动力学报, 2010, 25(6): 1310-1315.
LIU Zengwen, WANG Zhanxue, HUANG Hongchao, et al. Numerical simulation on performance of variable cycle engines[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(6): 1310-1315. (in Chinese)
- [5] 陈大光, 张津, 朱之丽. 推重比 15 级发动机有关总体性能的关键技术和难点分析[J]. 航空动力学报, 2001, 16(1): 15-21.
CHEN Daguang, ZHANG Jin, ZHU Zhilin. Performance related key technologies and difficulties of engines with thrust to weight ratio up to level of 15[J]. Journal of Aer-

ospace Power,2001,16(1):15-21. (in Chinese)

[6] JOHNSON J E. Variable cycle engines-the next step in propulsion evolution[R]. AIAA 76-0758,1976.

[7] BROWN R H. Integration of a variable cycle engine concept in a supersonic cruise aircraft[R]. AIAA 78-1049,1978.

[8] ALLAN R D. General electric company variable cycle engine technology demonstrator program [R]. AIAA 79-1311,1979.

[9] SHERWOOD H. Bibliography of supersonic cruise research (SCR) program from 1977 to mid-1980[R]. NASA RP-1063,1980.

[10] JOHNSON J E. Variable cycle engine developments at General Electric-1955-1995[R]. AIAA 97-15033,1997.

[11] HINES R W. Variable stream control engine for supersonic propulsion[J]. Journal of Aircraft,1978,15(6):321-325.

[12] 周红,王占学,刘增文,等. 可变面积涵道引射器对变循环发动机性能影响[J]. 航空动力学报,2016,31(12):2842-2850. ZHOU Hong, WANG Zhanxue, LIU Zengwen, et al. Impact of variable area bypass injector on variable cycle engine performance[J]. Journal Aerospace Power,2016,31(12):2842-2850. (in Chinese)

[13] 刘洪波,王荣桥. 变循环发动机总体结构和模式转换机构研究[J]. 航空发动机,2008,34(3):1-5. LIU Hongbo, WANG Rongqiao. Investigation of general structure and mode transiton [J]. Aeroengine,2008,34(3):1-5. (in Chinese)

[14] 刘宝杰,贾少锋,于贤君. 变循环发动机前可凋面积涵道引射器的通流计算方法[J]. 推进技术,2017,38(8):1689-1698. LIU Baojie, JIA Shaofeng, YU Xianjun. Throughflow calculation method of variable cycle engine forward variable area bypass injector[J]. Journal of Propulsion Technology,2017,38(8):1689-1698. (in Chinese)

[15] 张荣,叶志峰,薛义春. 变循环发动机模式转换调节计划仿真研究[J]. 测控技术,2011,34(3):47-50. ZHANG Rong, YE Zhifeng, XUE Yichun. Simulation research on adjustment plan to mode transition of variable cycle engine [J]. Measurement and Control Technology,2011,34(3):47-50. (in Chinese)

[16] 王靖宇,张怀宝,黄国平,等. 采用射流掺混增强的前可凋面积涵道引射器数值模拟[J]. 国防科技大学学报,2019,41(2):69-74. WANG Jingyu, ZHANG Huaibao, HUANG Guoping, et al. Numerical investigation of front variable area bypass injector with jet mixing enhancement[J]. Journal of National University of Defense Technology,2019,41(2):69-74. (in Chinese)

[17] 冷中明,周建华. 非轴对称前涵道引射器性能的数值研究[J]. 推进技术,2015,36(10):1466-1473. LENG Zhongming, ZHOU Jianhua. Numerical investigation for performance of non-axisymmetric for variable area bypass injector [J]. Journal of Propulsion Technology,2015,36(10):1466-1473. (in Chinese)

[18] 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.

[19] 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)

(编辑:王碧琚)