

文章编号: 1000-8055(2027)01-20250451-14

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20250451

多通道喷管气动突片强化掺混性能的实验与数值模拟研究

陆英明¹, 徐惊雷^{1,2}, 黄 帅¹, 潘睿丰¹, 董 晗¹, 马 钊³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016;

3. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 对于广泛采用涡扇发动机的现代军用飞机, 红外探测技术对飞行器的生存力构成严重的威胁。针对现代战机的低隐身性能要求, 聚焦于多通道的涡扇发动机喷管, 采用实验与数值模拟相结合的方法, 系统探究气动突片技术的应用及其掺混性能。利用主动流动控制方法, 强化多通道喷管射流的掺混, 从而有效降低射流温度并抑制红外辐射, 满足战机隐身性能需求。对气动突片强化掺混实验模型开展风洞实验, 对比实验结果与数值模拟结果; 通过实验验证的数值模拟结果表明: 气动突片能够使喷管热混合效率从无突片时的约 0.17 提升至 0.3 以上, 喷管下游的高温射流核心区面积减小了 30% 以上, 且掺混几乎不引起总压和推力损失, 具有良好的强化掺混效果。

关 键 词: 气动突片; 强化掺混; 流动控制; 多通道喷管; 热混合效率; 射流核心区面积

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Numerical and experimental research on the performance of air tabs for mixing enhancement in multi-channel nozzles

Lu Yingming¹, Xu Jinglei^{1,2}, Huang Shuai¹, Pan Ruifeng¹, Dong Han¹, Ma Zhao³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Mechanical Structures,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

3. Sichuan Gas Turbine Establishment, Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Infrared detector technologies pose a serious threat to the survivability of modern military aircraft with wide use of turbofan engines. Based on the air tab mixing enhancement technique with active flow control, experimental and numerical study was carried out on the application and mixing efficiency of air tab in multi-channel turbofan nozzle, and the use and control of mixing was explored to effectively reduce the temperature of the jet to inhibit infrared radiation and meet the demand of the aircraft stealth performance. Experimental results of the model of mixing enhancement with air tab were analyzed, and the feasibility of the study method was verified by comparing the experimental and numerical results. The

收稿日期: 2025-09-30

基金项目: 中国博士后科学基金(2022M721598); 江苏省“卓博计划”(2022ZB214); 江苏省自然科学基金(BK20230891);

国家科技重大专项(2017-V-0004-0054, 2019-II-0007-0027, Y2022-II-0005-0008); 国家自然科学基金重点项目(12332018)

作者简介: 陆英明(2001—), 男, 硕士生, 主要研究方向为先进流动控制与流体推力矢量。E-mail: 1203795832@qq.com

通信作者: 黄帅(1992—), 男, 讲师, 博士, 主要研究方向为先进流动控制与流体推力矢量。E-mail: huangshuai0315@nuaa.edu.cn

引用格式: 陆英明, 徐惊雷, 黄帅, 等. 多通道喷管气动突片强化掺混性能的实验与数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250451. Lu Yingming, Xu Jinglei, Huang Shuai, et al. Numerical and experimental research on the performance of air tabs for mixing enhancement in multi-channel nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250451.

verified numerical results showed that the air tab can improve the thermal mixing efficiency of the nozzle from about 0.17 to over 0.3, and the high temperature jet core area downstream of the nozzle was reduced by more than 30%. Good mixing performance was achieved with almost no total pressure and thrust loss from mixing.

Keywords: air tab; mixing enhancement; flow control; multi-channel nozzle; thermal mixing efficiency; jet core area

排气系统是发动机的主要红外辐射源,采用先进的隐身排气系统可以大幅减小红外辐射强度,使敌方的红外搜索跟踪系统有效作用距离大幅下降,增强飞行器的生存力。减少排气系统的红外特征,最主要的手段之一就是强化高温主流与周围低温气体的掺混,从而降低排气温度和减小尾流高温区域。对于广泛采用的涡扇发动机喷管而言,内、外涵两股气流的掺混效果对喷管尾流的红外辐射有着重要影响。常用的强化掺混技术包括采用 S 弯喷管、波瓣混合器、加装固体突片等^[1-2]。S 弯喷管利用多弯的排气管道构型实现强化掺混功能^[3],能够有效地增强飞行器的隐身性能^[4-6],但其气动损失不容忽视^[7-8]。波瓣混合器和固体突片与本研究涉及的气动突片技术具有相近的原理,都利用流向涡的卷吸强化气流掺混。与两者不同的是,气动突片是通过注入二次流来诱导流向涡生成。

波瓣混合器通过其特殊的几何外形诱导生成大尺度流向涡,强化喷管内外涵气体的掺混,有利于减小排气噪声和抑制红外辐射。Hu 等^[9]的结果表明,受波瓣混合器影响的射流强化掺混效果优于圆柱形射流。岳巍等^[10]研究了波瓣混合器涡系的演变和相互作用过程对射流掺混的作用机理。王丁和吉洪湖^[11]研究发现相比于环形混合器,波瓣混合器使喷管红外辐射强度最多降低了 39%。Choi 等^[12]采用微型发动机测试了波瓣混合器的红外抑制效果。波瓣混合器的缺点在于质量较大,并且排气经过混合器的总压和推力损失较大^[13],应用受到一定限制。

固体突片是一种具有一定几何形状的涡流发生器。Bradbury 和 Khadem^[14]最早发现了固体突片强化掺混的特性,并开启了学术界对其强化掺混性能和作用机理的深入探讨。黄勇等^[15]分析了固体突片不同设计参数的影响,发现固体突片能够使射流核心区长度降低约 70%。刘欣^[16]深入分析了固体突片强化掺混的机理。在高速流动的场所中,固体突片结构简单、质量轻、工作可靠,

是良好的强化掺混结构^[1]。然而随着堵塞面积增大,固体突片的推力损失将大幅上升^[15,17]。

随着主动流动控制技术不断发展,气动突片作为其中一种方法受到关注,其核心原理是通过注入二次流诱导流向涡生成,并显著强化掺混。自 21 世纪初以来,该技术进入系统性研究阶段,至今已取得了一定的研究积累。Yu 等^[18-20]研究发现气动突片有着和固体突片相同的强化掺混能力,并且推力损失几乎为零。顾瑞等^[21-22]采用数值模拟的方法研究了安装气动突片的涡扇发动机喷管内的流场结构,结果表明气动突片引起的推力和总压损失小于 1%,同时能够明显促进掺混,使排气高温区减小了高达 50%。Behrouzi 等^[23]比较了定常和非定常气动突片对于喷管射流控制的优劣,认为可以通过选择脉冲频率和相位作为主动控制参数来调整非定常气动突片,以提高不同工况下的掺混效果。汪洋冰^[24]结合实验和数值模拟研究了气动突片在收敛喷管中的应用,发现气动突片总压越高,则掺混效果越好,还研究了非定常气动突片方案,能够以更少的流量实现与定常方案相同的掺混效果,在相同流量时热混合效率提高了 30%。李明等^[25]对比了流体振荡器和气动突片对射流的影响,结果表明,在射流出口附近,流体振荡器的掺混效果更好,但随着流动向下游发展,使用气动突片能够获得更好的掺混效果。

气动突片相较于传统方案几乎不引起推力损失^[18-22],并且能够通过改变注气总压实现灵活的主动控制,具备良好的应用前景。然而,现有实验验证多以单通道收敛喷管为对象,对于现代飞行器中更常见的多通道喷管构型关注较少,尤其缺乏针对气动突片在该类复杂构型中强化掺混特性及其与内外涵气流相互作用的系统性实验研究,相关认识仍然依赖数值模拟,且研究成果局限于性能验证。因此,本研究立足于更具工程代表性的多通道喷管构型,设计并开展了气动突片在多通道喷管中应用的风洞实验验证,填补了该技术

从数值模拟走向工程实际的关键环节。基于实验验证的数值模拟结果,进一步研究气动突片对流场结构的影响,除验证其基本效能外,还通过改变注气总压,探索了气动突片的有效边界与费效比,并在喷管设计工况和非设计工况分别开展研究,为气动突片技术在先进喷管中的工程应用提供数据支撑与设计参考。

1 实验模型和实验设备

本研究的实验模型喷管内部流道如图1所示。实验时,喷管内涵由试验台直接供气,外涵由喷管周向布置的管路间接供气。在喷管内外涵的隔板上沿周向均布有6处孔,即为气动突片的供气通道。实验中外部气源经由穿过喷管壁面的管路向内涵注入二次流,形成气动突片。在喷管壁面沿流向设置了9个静压测压点。每个测压点在轴向间隔约7 mm,分别连接压力扫描阀合适量程的通道,测量并记录壁面沿程压力分布。

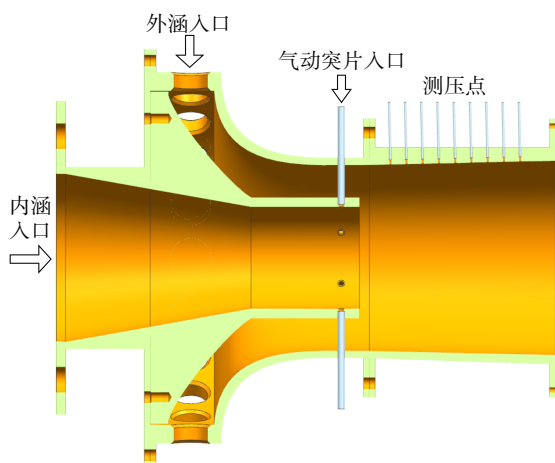
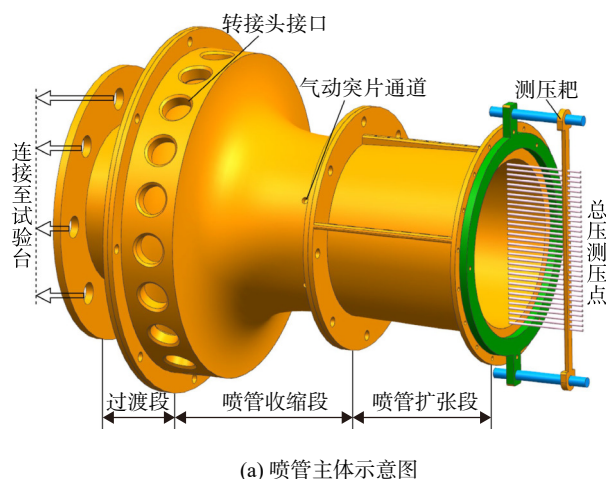


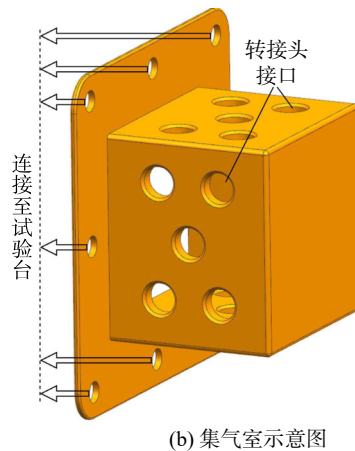
图1 喷管内部流道示意图

Fig. 1 Schematic of nozzle internal flow channel

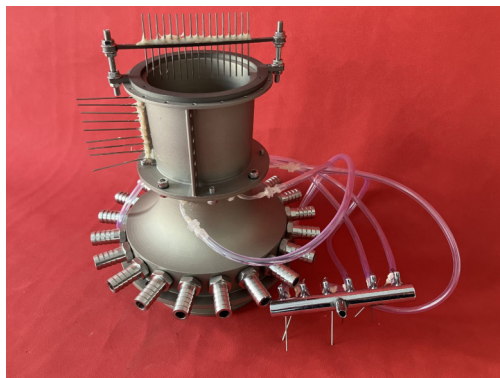
图2为气动突片强化掺混实验模型的喷管主体和集气室的示意及实物图。由于喷管的内、外涵处于不同落压比的工作条件,所以需要利用集气室为喷管外涵通道供气,实现方法为通过喷管主体周向以及集气室上分别安装的20个转接头及对应管路,将集气室连接到试验台与喷管主体不同的通道上间接为外涵供气,其连接方式如图2(e)所示。在喷管出口设置可拆卸的测压耙,测压耙上设置一系列总压测压孔,可以按需测量喷管出口截面的总压分布。实物在喷管扩张段、喷管出口、集气室内等需要测压的位置上布置有测压管,用于连接到试验台的压力扫描阀,可以在实



(a) 喷管主体示意图



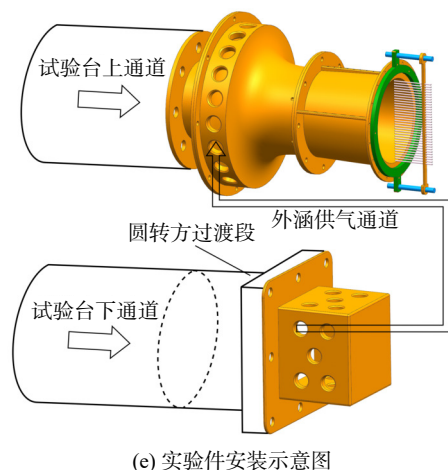
(b) 集气室示意图



(c) 喷管主体实物图



(d) 集气室实物图



(e) 实验件安装示意图

图 2 喷管主体和集气室的示意及实物图

Fig. 2 Diagram and figure of nozzle and gas chamber

验中实时监测并保存所需的压力数据。另外,在图 2(c)中可以看到,于喷管主体上,对于气动突片通道采用了一个一分六转接件进行供气。

喷管试验台的示意图如图 3 所示。该喷管试验台由高压压缩机、高压储气罐、模型试验舱、真空泵、真空储气罐及相关调节阀门构成。真空储气罐连接在试验舱下游,可以给试验舱提供最低 7 kPa 左右的稳定真空环境。若实验所需落压比较大,可采用压缩机压缩进气和真空泵抽气,即高压进气-真空抽吸的组合方式为实验供气,若实验所需落压比不大,则只需采用大气进气-真空抽吸的组合方式。实验过程中,通过调节上下游阀门开度,调节进气和排气的压力,实现喷管落压比的控制。

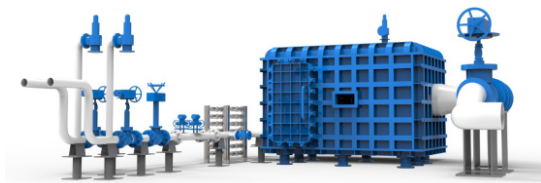


图 3 试验台示意图

Fig. 3 Diagram of test bench

利用高压气瓶作为气动突片供气源,经过调节阀和高压气管连接至喷管主体上的一分六转接件。为了方便地控制喷管内外涵及气动突片的实验压比,采用高压进气-真空抽吸的工作方式开展实验。在实验过程中,通过调节进气管路中的调压阀和排气管路真空阀的开度来控制喷管内、外涵工作的落压比,通过调节外部气源的调节阀来控制气动突片的工作压比。通过以上调节方式,

可以在不同工况下获得喷管的性能参数,达到对应的实验目的。将实验件安装在试验台上,如图 4 所示。喷管内涵主流由试验台上通道直接供气,外涵由试验台下通道上的集气室,由多个软管连接供气。



图 4 实验模型安装图

Fig. 4 Experimental model on test bench

2 数值模拟方法及参数定义

2.1 计算模型及边界条件

基于气动突片强化掺混实验模型,建立简化的计算域模型,流场计算域以及主要边界条件如图 5 所示。模型为轴对称构型,沿周向均匀布置有 6 个气动突片,所以只需划分 1/6 的计算域,在进行数值模拟时将对称边界设定为周期性边界条件即可。

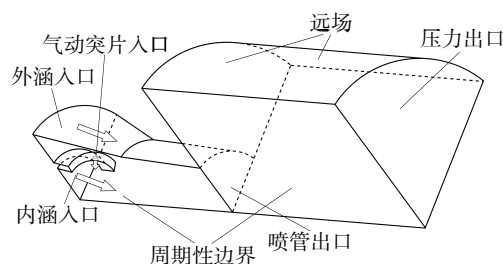


图 5 流场计算域及边界条件

Fig. 5 Computational domain and boundary conditions

与实验模型类似,计算域也包含内、外涵两个流道。设置环境压力为 101 325 Pa,总温为 300 K。内、外涵入口和气动突片入口为压力进口边界条件,入口总压根据喷管工况压比对应调整,确保喷管在数值模拟中的落压比与实验中的落压比一致。实际工程中涡扇发动机喷管的典型落压比为 1.8~4,本文选取 2.5 作为喷管的设计落压比,并且还选取了 2.0 和 3.0 两个落压比进行

研究,以探究气动突片在非设计点下的掺混性能。内涵进口总温为 729 K, 气动突片及外涵进口总温为 300 K。喷管和气动突片通道壁面为无滑移、绝热的壁面边界条件。轴对称构型的对称边界为周期性边界条件。

2.2 控制方程及收敛判据

为保证计算结果的精度,离散格式选用 2 阶迎风格式。选择 *realizable k-ε* 湍流模型进行数值模拟,因为该模型可以准确地模拟有关湍流的流场细节,并且喷管壁面压力分布的计算结果与实际结果很接近^[22]。涡扇喷管的内、外涵气体温度相差较大,气体参数有很大不同,所以在计算中采用理想可压缩气体条件,黏度采用 Sutherland 公式计算。在计算中,当喷管进、出口的流量差小于各自通道流量的 1%,且喷管内壁面上的压力分布趋于稳定时,认为计算收敛。

2.3 网格无关性验证

喷管主流落压比(*nozzle pressure ratio*, NPR)定义为喷管入口压力与环境压力之比,当气动突

片打开时,气动突片压比(*secondary-flow pressure ratio*, SPR)定义为气动突片入口压力与喷管内涵的进口压力之比。对于相同的计算域模型,采用全场结构化网格进行划分,并在喷管主流落压比为 2.5,气动突片关闭的工况下,采用相同的边界条件进行数值模拟,对 3 组不同网格密度的计算网格进行网格无关性验证。表 1 为不同网格密度下的参数对比,分别为稀疏网格、中等网格以及稠密网格,均保证近壁面网格在 $11.5 \sim 30 \leq y^+ \leq 300$ 的范围内,以满足湍流模型和壁面函数的要求,不同密度的计算网格如图 6 所示。

表 1 不同网格密度下参数对比

Table 1 Comparison of parameters under different grid quantities

网格密度	网格量/ 10^4	近壁面网格 y^+
稀疏网格	80	60
中等网格	200	60
稠密网格	500	60

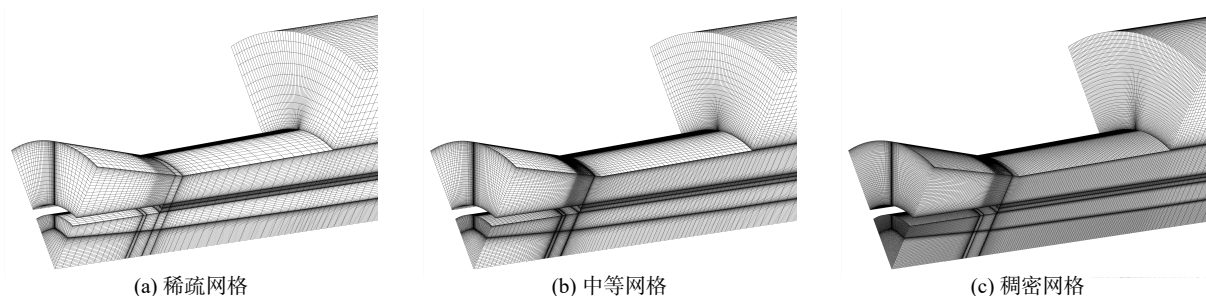


图 6 不同密度的计算网格

Fig. 6 Computational mesh with different densities

对于数值模拟获得的沿程压力分布,将其静压值除以对应工况的喷管内涵进口压力,就可以得到无量纲静压(p_{non}),便于对比不同工况下的压力分布。对于沿程不同位置的测点,将该位置与喷管入口的水平距离除以喷管出口的直径,就可以得到无量纲长度(L_{non})。

根据上述的数据处理方式,把无量纲静压作为 y 轴,无量纲长度作为 x 轴,将不同密度网格的数值模拟结果的喷管壁面压力分布进行对比,如图 7 所示。可以看出中等网格和稠密网格下的壁面压力分布基本一致,而稀疏网格的压力分布趋势一致但与其他网格的结果相差较大。综合考虑所需计算量,以及保证计算结果的准确性,选用中等网格进行后续的数值模拟。

2.4 性能参数定义

通过实验测得的压力和纹影数据无法直观地反映出气动突片的掺混效果,需要结合经过实验验证的数值模拟结果,利用实验中难以获得的流场信息进行气动突片强化掺混效果的分析。本节定义并说明了有关气动突片掺混效果的相关参数,包括:无量纲涡量、热混合效率、总压恢复系数、推力系数以及射流核心区面积。

涡量描述流体的速度矢量的旋度,流体中涡量与涡流紧密联系。采用无量纲涡量 ω 进行分析,对于流体的涡量,利用喷管入口直径和速度值将其无量纲化

$$\omega = \frac{D}{U_{\text{core}}} \left(\frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \quad (1)$$

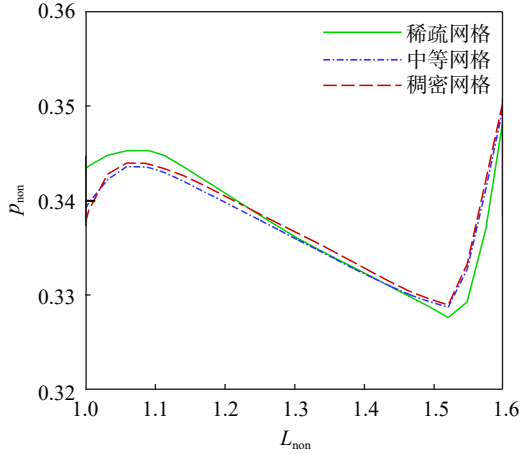


图 7 不同网格的壁面无量纲静压分布

Fig. 7 Comparison of non-dimensional wall static pressure distribution for different meshes

式中 D 为喷管入口直径, U_{core} 为内涵入口气流的速度, v 、 w 分别为气流速度 U_{core} 在 y 、 z 轴方向上的分速度^[24]。

热混合效率 η_t 常用于表示多通道喷管内外涵气流的掺混完全度^[22], 基于理想情况下内外涵气流完全掺混后的温度, 对喷管内某截面中不均匀的温度分布进行评估。在式(2)的分式中, 分子表示截面温度与完全掺混温度之间的差异, 分母表示互不混合的内外涵气流的温度与完全掺混的温度之间的差异, 在喷管入口处两股气流未发生掺混, 热混合效率为 0, 对于完全掺混的温度均匀射流则为 1, 在不引入强化掺混手段时, 喷管出口的热混合效率往往不高于 0.2, 引入强化掺混手段后达 0.25 以上即可认为掺混效果较好

$$\eta_t = 1 - \frac{\int (T - T_{\text{mix}})^2 d\dot{m}}{T_{\text{core}}^2 \dot{m}_{\text{core}} + T_{\text{fan}}^2 \dot{m}_{\text{fan}} - T_{\text{mix}}^2 (\dot{m}_{\text{core}} + \dot{m}_{\text{fan}})} \quad (2)$$

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

式中 $\dot{m}$ 表示质量流量, T 表示温度, T_{core} 为内涵入口气流的温度, T_{fan} 为外涵入口气流的温度, $\dot{m}_{\text{core}}$ 为内涵入口质量流量, $\dot{m}_{\text{fan}}$ 为外涵入口质量流量, T_{mix} 为理想情况下内外涵气流完全混合后的温度。

总压恢复系数 σ 能够反映气流在流动过程中的总压损失, 将喷管内部某截面与喷管入口处的质量平均总压作比, 即可得到该截面的总压恢复系数

$$\sigma = \frac{\frac{1}{\dot{m}} \int p^* d\dot{m}}{\frac{1}{\dot{m}_{\text{in}}} \int p_{\text{in}}^* d\dot{m}_{\text{in}}} \quad (4)$$

式中 p^* 为总压, 下标 in 表示该变量是喷管入口截面上的参数。

推力系数 C_f 能够反映掺混引起的推力损失, 将喷管实际推力与喷管在一维等熵膨胀条件下的理想推力作比, 即为喷管的推力系数

$$C_f = F/F_i \quad (5)$$

$$F = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2} \quad (6)$$

式中 F 表示喷管实际推力, F_i 表示喷管在一维等熵膨胀条件下的理想推力, F_x 、 F_y 、 F_z 分别表示实际推力在轴向、法向和侧向的分量。

实际推力的分量以及理想推力按如下公式进行计算

$$F_x = \dot{m} v_x + \int (p - p_b) dA \quad (7)$$

$$F_y = \dot{m} v_y \quad (8)$$

$$F_z = \dot{m} v_z \quad (9)$$

$$F_i = \dot{m}_{\text{in}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} R_g T_{\text{in}}^* \left[1 - \left(\frac{p_b}{p_{\text{in}}^*} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (10)$$

式中 p 表示喷管出口截面上的静压, p_b 表示背压, v_x 、 v_y 、 v_z 分别表示出口气体速度在轴向、法向和侧向上的分量, $\dot{m}_{\text{in}}$ 表示喷管入口质量流量, T_{in}^* 和 p_{in}^* 分别表示喷管入口的总温和总压, γ 为比热比, R_g 为气体常数。

射流核心区是喷管出口下游温度高于内涵进口温度的 70% 的高温核心区, 高温区面积越大往往红外辐射越强。射流核心区面积的变化能够反映出气动突片的红外抑制效果。将其截面积除以喷管出口面积, 得到无量纲射流核心区面积 A_{core} 。

$$A_{\text{core}} = A/A_{\text{exit}} \quad (11)$$

式中 A 为射流核心区的截面积, A_{exit} 为喷管的出口面积。

3 气动突片强化掺混实验

3.1 实验内容

实验工况如表 2 所示。在实验中, 通过调节试验台的调节阀, 获得实验件不同的主流落压比, 通过对应调节外部气源的调节阀获得不同的气动突片压比。通过以上调节方式, 可以获得喷

表 2 实验工况

Table 2 Working conditions of the experiment

工况	喷管主流 落压比	气动突片 工作状态	气动突片 压比
1	2.0	关	
2	2.0	开	1, 2, 3
3	2.5	关	
4	2.5	开	1, 2, 3
5	3.0	关	
6	3.0	开	1, 2, 3

管在不同工况下的性能参数,达到对应的实验目的。喷管试验台不具备热态实验条件,并且实验可以测得的结果包括喷管内壁和出口的压力分布,以及喷管下游的纹影图像,不包括喷管的温度场等。在理想等熵流动中,流场压力分布和流场结

构主要由喷管的落压比决定,而总温的影响主要体现在流场雷诺数的变化,可能会影响边界层和分离特性,但对主流区几乎没有影响。实验主要对流场压力分布和流场结构进行分析和验证,因此采用冷流入口条件进行,并保证实验与仿真的压比条件一致。

实验中,压力分布数据采用实验室配备的电子压力扫描阀获取。流场图像采用实验室配备的反射式平行光纹影系统进行观测和采集。纹影法测量可将流场中密度梯度较大的激波、膨胀波、滑移面等区域通过相对光强的变化直观地显示出来。利用数码相机记录流场纹影,并可在显示屏幕上实时监控试验舱内的情况。实验的主要测量参数和测量设备如表 3 所示。

表 3 实验主要测量参数和测量设备

Table 3 Main measurement parameters and equipment of the experiment

测量参数	测量设备	测量范围	测量精度
内壁面沿程静压	MEAS-9216 电子压力扫描阀	414 kPa/103 kPa	$\pm 0.5\%$
喷管径向总压分布	MEAS-9216 电子压力扫描阀	414 kPa/103 kPa	$\pm 0.5\%$
流场纹影	Canon EOS 800D 相机	4 000 像素 $\times$ 6 000 像素	

测压耙位于喷管出口下游,会对纹影图像产生遮挡。为了清楚获得喷管出口下游的纹影图像,实验将相同工况的出口测压和纹影采集分两步进行,即先将测压耙安装在喷管上以采集喷管出口的压力分布,再卸下测压耙进行纹影图像的记录。在实验过程中,保持对喷管壁面压力分布进行采集,通过对比相同工况在两步实验中获得的不同压力分布数据,并验证两者的相对误差小于 3%,由此认为测压耙对喷管内部流场的影响较小,再开展下一工况的实验测量。

3.2 实验结果分析

3.2.1 纹影图像

图 8 为不同主流落压比条件下,突片处于关和开工作状态时的数值模拟结果与实验纹影结果的对比,其中突片开时的工作压比设为 3。从图中可以看出,虽然较低落压比下看不到明显的波系,但较高落压比下的波系较为明显,并且在突片打开的工作状态下,随着流动向下游发展,波系更快地减弱。在喷管落压比较高的工况,波节的分布更疏松。喷管内外的波系分布一定程度上受到了气动突片二次流的影响,波系各波节的位置略微向上游移动,且在落压比为 3.0 下的移动

幅度最大,移动距离约为喷管出口直径的 1/6。在喷管出口附近,波节的数量和位置与数值模拟结果吻合得较好,但在下游较远处有偏差,这是受

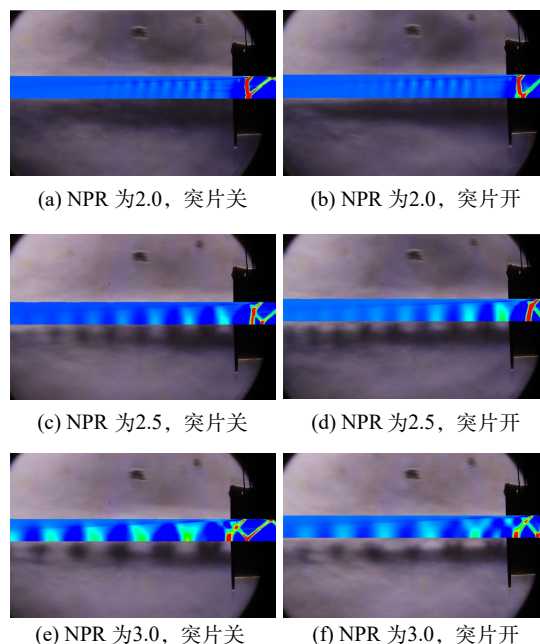


图 8 突片不同工作状态下数值模拟结果与实验纹影的对比
Fig. 8 Comparison of numerical results and experimental schlieren pictures under different air tab working conditions

到试验舱下游真空阀的影响,下游较远处的环境压力低于上游,从而影响了波系的分布。

3.2.2 壁面压力分布

使用与文中第 2.3 节一致的方法进行数据的处理,得到不同喷管主流落压比以及气动突片压比下数值模拟结果与实验测得的壁面压力分布的对比,如图 9 所示。为了保持一致性,都选择安装有测压耙情况下测得的壁面压力分布进行对比。可以看出,喷管壁面压力分布的趋势一致,在测压的范围内都逐渐下降,因为测压点布置在喷管扩张段,理想情况下,扩张段内超声速气流逐渐加速,对应静压逐渐下降。在数值模拟结果中, $L_{\text{non}} > 1.5$ 的靠近喷管出口的范围内,静压下降过程中又突然升高,这是因为边界层分离现象的存在,分离区的流体不再呈现出高速、有序的特点,而是低速、混乱,静压会明显高于分离前区域。数值模拟与实验数据吻合较好,误差整体很小,在 NPR 为 2.0 时的平均相对误差最大,约为 1.90%。

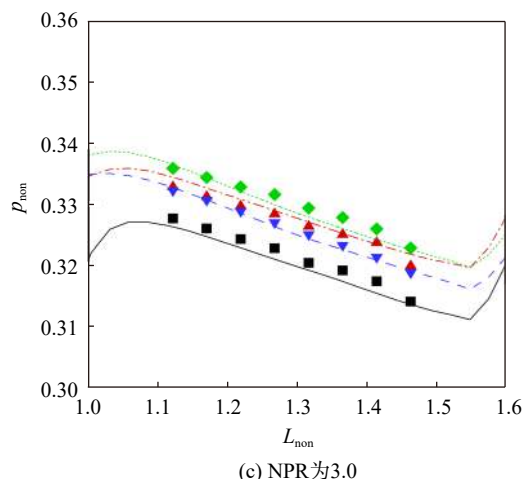
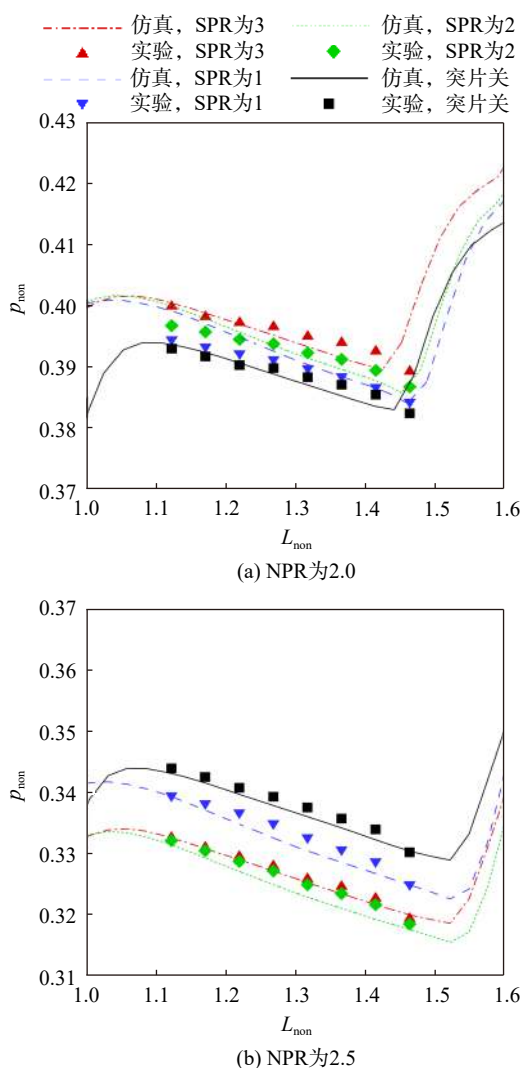


图 9 不同工况下数值模拟与实验结果壁面无量纲静压分布的对比

Fig. 9 Comparison of numerical and experimental results of non-dimensional wall static pressure distribution under different working conditions

在高落压比 NPR 为 3.0 下的数据吻合得最好,平均相对误差约为 0.67%。通过壁面压力分布数值模拟与实验结果的对比,验证了第 2 章中提到的数值模拟方法的可靠性。

3.2.3 出口压力分布

对于喷管出口的压力分布,实验控制喷管主流落压比不变,通过调整测压耙的位置测得了沿不同径向方向上的总压分布,研究气动突片对于喷管下游流场的影响。测压方向包括在无突片注射位置下游沿径向方向以及在突片注射位置下游,即有流向涡生成的区域沿径向方向,且都从喷管中心向壁面方向测压,测压的方向示意图如图 10 所示。

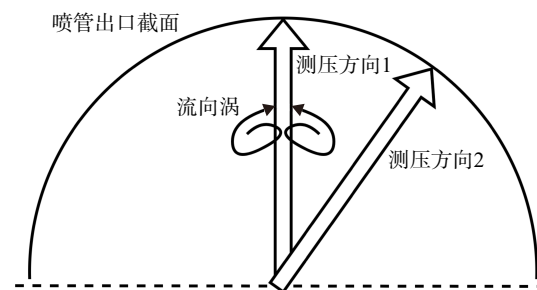


图 10 测压方向示意图

Fig. 10 Diagram of directions of pressure measurement

将数值模拟和实验获得的出口总压除以对应工况的喷管内涵进口压力,就可以得到无量纲总压(p_{non}^*)。对于位于喷管出口截面不同位置的测点,将该位置与出口中心的距离除以喷管出口的

直径, 就可以得到无量纲位置(r_{non})。

根据上述的数据处理方式, 把无量纲总压作为 y 轴, 无量纲位置作为 x 轴, 将数值模拟结果与实验结果测得的出口总压分布进行对比, 并分析气动突片对于流场结构的影响。控制喷管主流落压比不变, 在不同突片压比下, 喷管出口无突片注射位置的径向总压分布如图 11 所示。 $r_{\text{non}} \leq 0.2$ 的范围对应喷管内涵主流的下游区域, 该区域内的压力整体上分布较均匀, 受到喷管内部波系影响有一定起伏。 $0.25 \leq r_{\text{non}} \leq 0.3$ 附近的范围位于内外涵隔板下游, 测量值一定程度上受到隔板尾迹的影响。 $r_{\text{non}} \geq 0.3$ 的范围对应喷管外涵入口的下游区域, 随着测压点更靠近壁面边界层区域, 测得的压力迅速下降。可以看出即使是在无突片注射的位置, 喷管出口的总压分布也有较大不同, 尤其是在突片不工作以及突片压比较高的工况之

间。结合实验纹影结果的分析, 可以认为是由于突片改变了喷管内部的波系结构。受到测压孔直径、测压耙安装位置等因素影响, 测压数据可能存在位置误差, 但整体而言, 实验结果与数值模拟结果趋势一致。根据测压点尺寸进行误差评估, 在考虑无量纲位置的误差不大于 0.0143 的条件下, 数据点的相对误差均不大于 10%, 结果吻合较好。

同样地, 由喷管出口的中心点向壁面沿径向方向测量数据, 喷管出口突片注射位置的径向总压分布如图 12 所示。相比于无突片注射的位置, $r_{\text{non}} \leq 0.25$ 的范围内的压力有较大区别。这是由于每个气动突片向内涵主流注入二次流, 诱导生成一对流向涡, 对应一段低压区, 且随着突片压比增大, 突片射流的流量和注射深度也更大, 流场受到影响的区域, 即低压区的范围将扩大。 $r_{\text{non}} \geq$

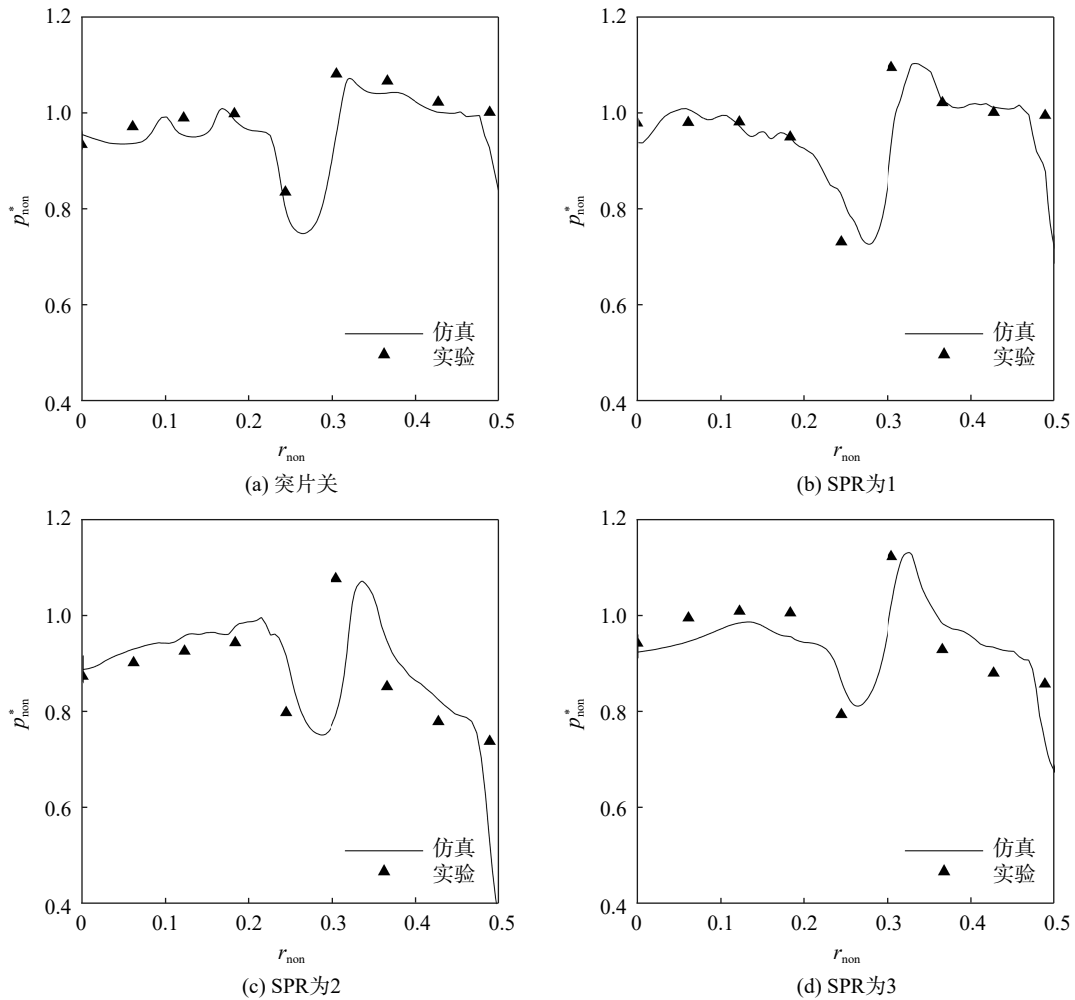


图 11 数值模拟与实验结果喷管出口无突片注射位置的径向无量纲总压分布的对比

Fig. 11 Comparison of numerical and experimental results of non-dimensional radial total pressure distribution at the position without air tab injection at nozzle exit

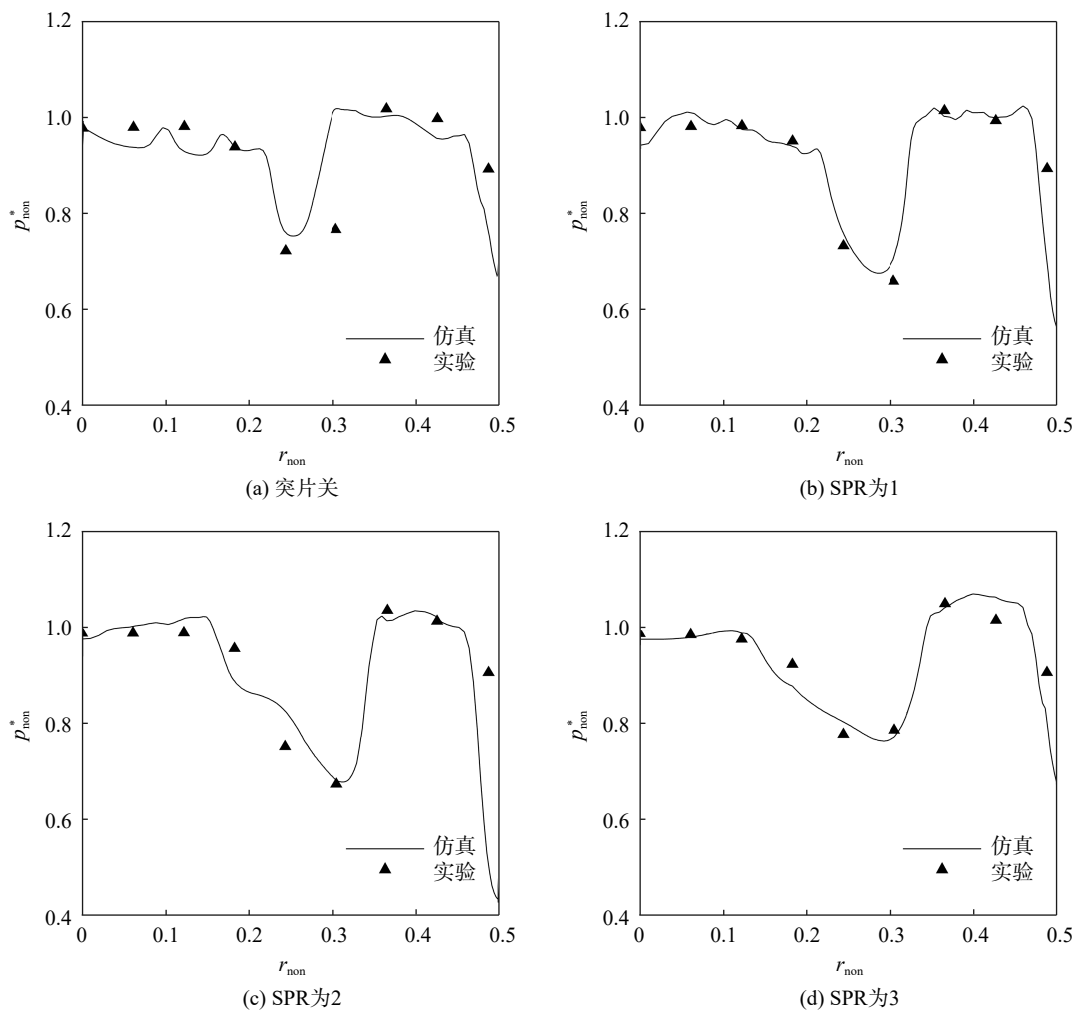


图 12 数值模拟与实验结果喷管出口突片注射位置的径向无量纲总压分布的对比

Fig. 12 Comparison of numerical and experimental results of non-dimensional radial total pressure distribution at the position with air tab injection at nozzle exit

0.3 的范围压力整体较均匀, 在靠近壁面边界层的位置开始迅速下降。

4 气动突片强化掺混效果分析

4.1 气动突片下游涡量场

气动突片位于喷管无量纲位置 $L_{\text{non}}=0.48$ 附近, 本节选择 $L_{\text{non}}=0.6$ 的截面作为突片下游流场截面, 基于无量纲涡量公式(式(1))计算该截面的涡量分布, 得到不同工况下喷管内突片下游的涡量云图, 如图 13 所示。在分析中, 对于不同工况的计算结果, 采用了不同范围的色条, 是因为流向涡的最大涡量随气动突片压比的变化很大, 为了在不同工况下都清楚地显示出流场中涡的特点, 有必要调整色条的范围。

气动突片关闭时, 流场中只存在在喷管内外涵隔板以及气动突片供气通道诱导生成的较弱的小尺寸涡, 并且主流落压比为 3 时, 这些涡最明显。

气动突片打开时, 在气动突片下游生成了一对流向涡, 其涡量值互反, 意味着它们的旋转方向相反, 这对流向涡将能够利用卷吸作用促进周围流体的掺混。在相同突片压比下, 主流落压比增大时, 突片诱导生成的大尺寸流向涡略微减弱, 但涡量场的整体形态几乎不变。这是由于突片压比相同而喷管主流压比变化时, 突片相对主流的流量和突片射流的穿透深度几乎不变, 而喷管主流的流速产生改变并影响着流向涡发展和衰退的速度。主流压比不变时, 突片下游的流向涡尺寸和涡量随着突片压比增大而增大, 其中涡量由约 35 提升到最大约 60。更大的流向涡尺寸和涡量有利于促进内外涵气流间的强化掺混。

4.2 喷管内温度场

本节对喷管内的静温分布进行分析, 从而了解气动突片对喷管温度场的影响。以喷管主流落压比为 2.5, 气动突片压比为 3 的工况为例, 喷管

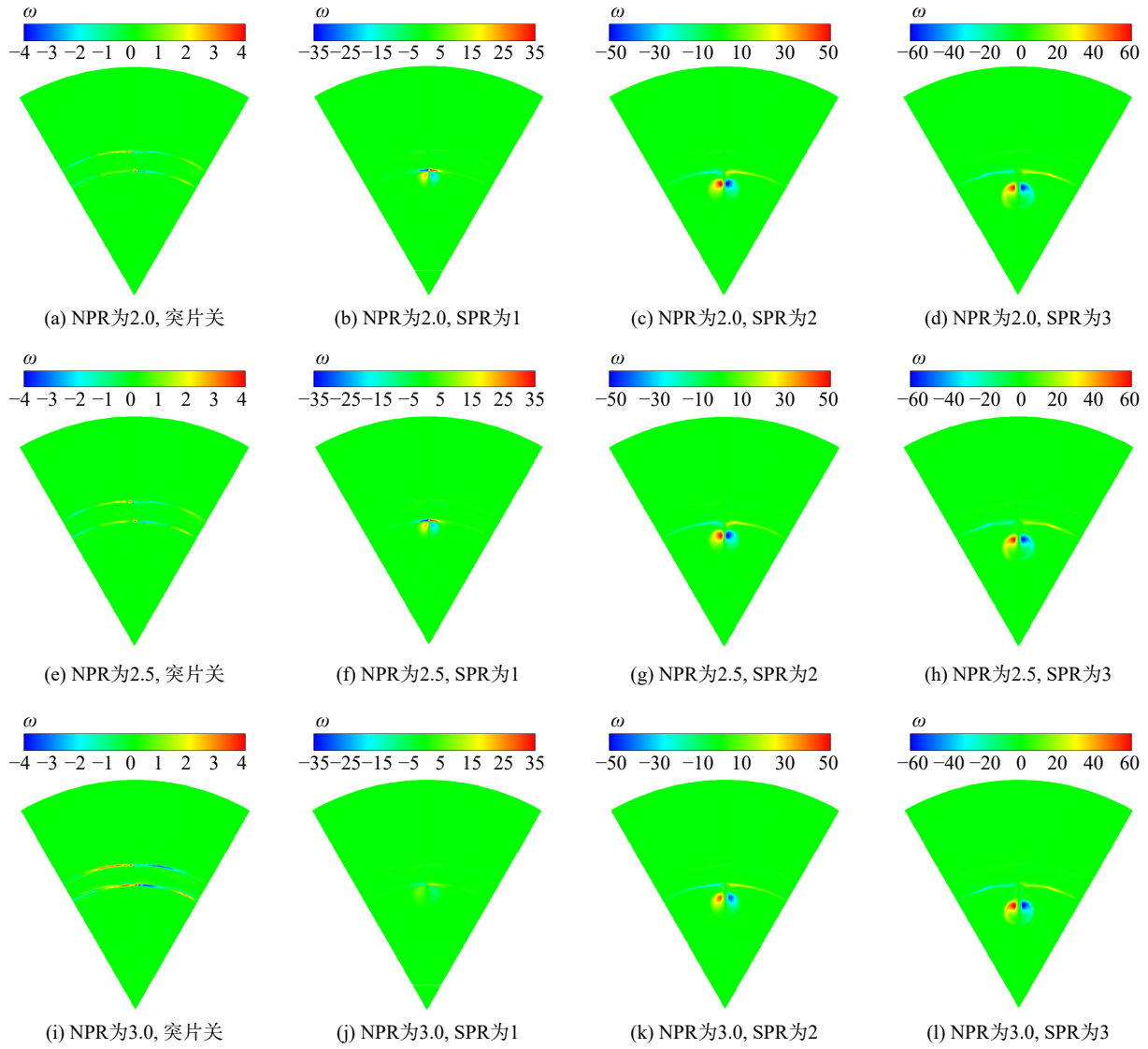


图 13 不同工况下气动突片下游的涡量云图

Fig. 13 Vorticity contours downstream of air tab under different working conditions

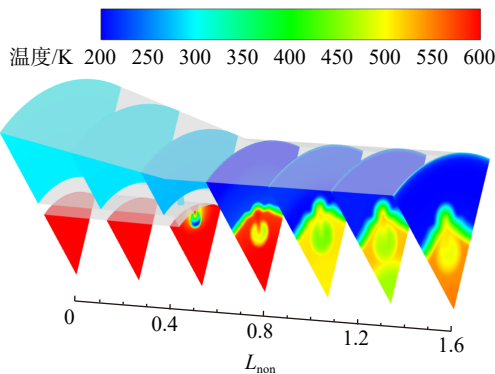


图 14 气动突片影响下喷管内温度场的变化

Fig. 14 Variation of temperature contours in the nozzle under the effect of air tab

内的温度场变化趋势如图 14 所示。从图中可以看出, 气动突片向内涵注射二次流, 诱导生成流

向涡, 在注射点附近, 温度场发生明显扰动, 高温区域向周围扩展, 整体温度分布趋于均匀。这种变化主要源于涡流结构显著增强了气流的掺混, 同时, 还扰动了原有的气流接触面, 使热量更易扩散至更广区域。此外, 根据第 3 章中对纹影图像的分析, 突片注射可能引起激波结构变化, 进一步影响局部温度分布。综合来看, 气动突片的引入在喷管内部形成了复杂的流热耦合效应, 是温度场显著变化的主要原因。随着流动向下游发展, 外涵气体的平均温度基本保持为约 200 K, 内涵高温气体的平均温度明显降低, 并且在受到突片影响的位置下游一小部分区域, 温度下降得最明显, 下降至约 500 K。

不同工况下, 喷管出口截面的温度场如图 15 所示。气动突片关闭时, 温度分布基本保持一致,

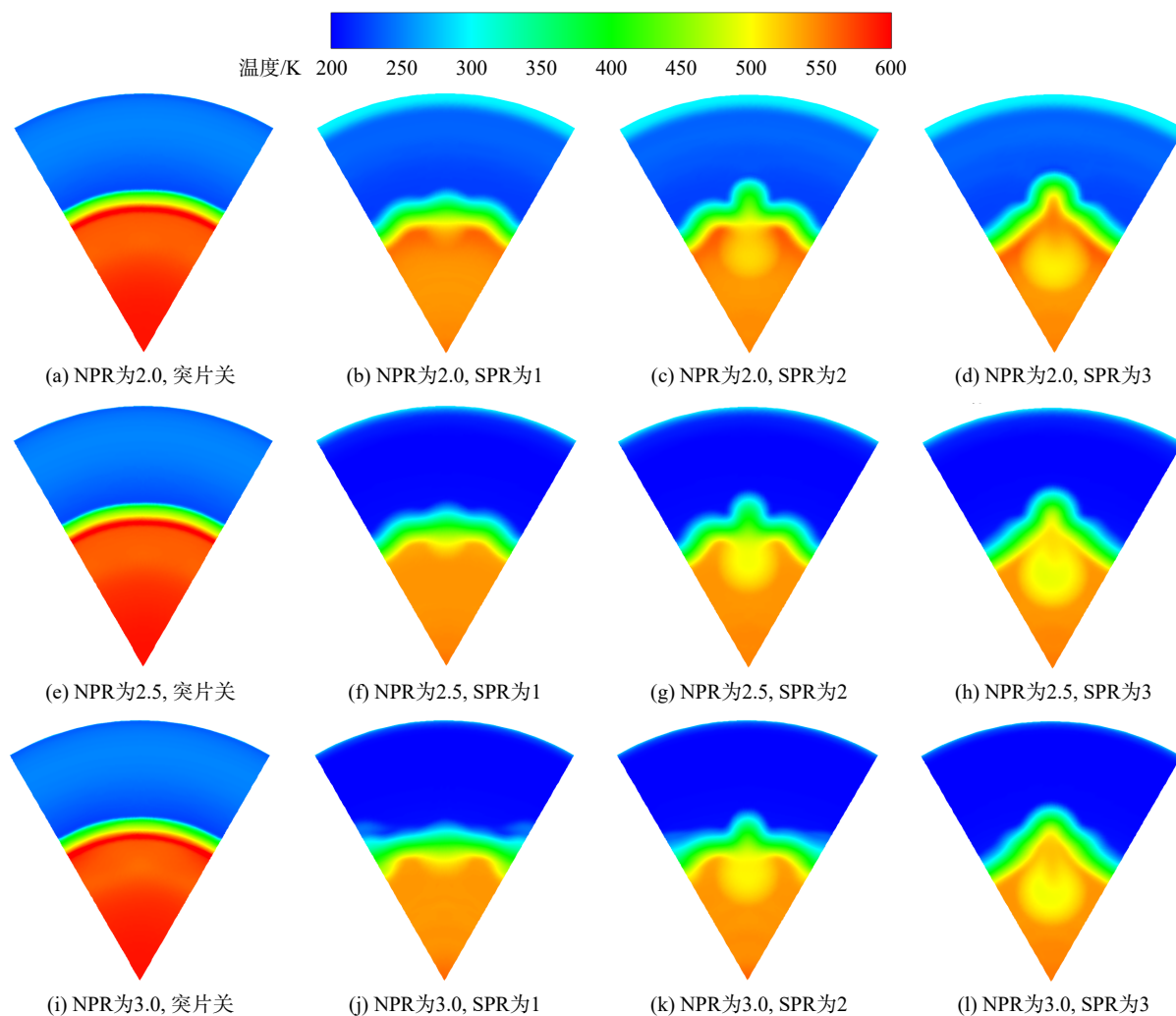


图 15 不同工况下喷管出口截面的温度场

Fig. 15 Temperature contours at nozzle exit under different working conditions

内外涵气体之间没有明显的掺混。随着突片压比增大, 喷管出口的温度场呈现出由集中向扩散的变化趋势, 具体表现为高温区域从中心附近向周围扩展, 温度分布趋于均匀, 这一变化主要源于气动突片引发的强化掺混。气动突片本身是一股冷流, 直接参与了喷管内部的掺混, 突片压比增大时其流量也更大, 下游的相对低温区面积也更大, 在内涵下游区域, 流场的平均温度可由 600 K 下降到 500 K 左右。此外, 温度场中气流接触面的形状显著变化, 内外涵气流相互接触的程度增大, 这有利于强化掺混并降低出口喷流的温度。相同突片压比下, 当主流落压比增大时, 喷管出口温度场的状态几乎不变, 这是由于突片压比相同时, 突片的相对流量和穿透深度不产生变化。主流落压比较大时, 高温区在云图中的占比略有减小, 平均减小了约 5%, 说明此时气动突片的强化掺混效果有所上升。

4.3 气动突片的掺混性能

对于不同工况, 分别计算喷管出口截面的热混合效率和总压恢复系数、喷管的推力系数、喷管下游的射流核心区面积, 并进行对比。不同工况下, 气动突片的掺混性能如表 4 所示。可以发现, 喷管出口的热混合效率随着突片压比增大而增大, 能够从无突片时的约 0.17 提升至 0.3 以上, 但提升幅度逐渐减小。在不同工况中, 突片压比由 1 增大到 2 时, 热混合效率平均提升了约 0.05, 而当突片压比由 2 增大到 3 时, 热混合效率平均提升了不到 0.02。因为即使气动突片的注射深度随其压比增大, 扩大的影响区域更多位于喷管内涵气体的下游, 对内外涵气流间的掺混影响比较小。本研究中喷管的设计落压比为 2.5, 在此落压比下, 喷管的流动结构最稳定, 无突片注射时的掺混受限, 热混合效率低于其他工况。有突片注射时, 突片的扰动更容易打破稳定的流动结构,

表 4 不同工况的掺混性能
Table 4 Mixing performance under different working conditions

主流落压比	突片压比	热混合效率	总压恢复系数	推力系数	无量纲射流核心区面积
2.0	关	0.170 9	0.933 8	0.971 2	1.403 7
	1	0.233 0	0.930 7	0.972 3	1.275 1
	2	0.294 2	0.927 6	0.968 5	1.157 9
	3	0.319 8	0.927 4	0.968 9	0.937 0
2.5	关	0.166 4	0.958 2	0.972 8	1.549 3
	1	0.238 1	0.955 8	0.971 2	1.464 6
	2	0.317 4	0.952 7	0.968 4	1.325 4
	3	0.339 8	0.951 2	0.965 8	1.105 5
3.0	关	0.229 0	0.959 8	0.982 6	1.427 5
	1	0.268 3	0.957 3	0.980 6	1.392 1
	2	0.296 3	0.955 5	0.981 1	1.264 1
	3	0.305 8	0.955 0	0.978 0	0.912 7

所以在该喷管落压比下,热混合效率随突片压比增大的提升效果明显大于其他落压比。

气动突片注射时,喷管的总压恢复系数和推力系数几乎不变化,最大的减小幅度不超过 1%,这表明气动突片强化掺混引起的损失很小。并且当主流落压比为 2.0 时,突片压比较小时推力系数反而略微上升,推力系数的变化趋势也不是仅仅随着突片压比增大而下降。因为此时主流的动能和速度相对较小,即使存在掺混损失,高速的突片射流也可能通过动量交换提升了喷管的有效推力,表明气动突片的引入也具备增大推力的潜质。

气动突片大幅减小了喷管的射流核心区面积,相比于无突片工况最多减少了 36%,且随着突片压比增大,射流核心区面积的减小幅度也将提高。突片压比由 1 增大到 2 时,射流核心区面积平均减小了约 9%,突片压比由 2 增大到 3 时,射流核心区面积平均减小了约 20%。这主要是由于气动突片工作时向内涵高温区注射一股低温气流,直接与内涵气体进行了掺混,且随着突片压比增大,参与掺混的突片低温射流流量以及内涵气体受到影响的区域也更大。

在气动突片的实际应用中,往往需要从高压气源引气,虽然相比于波瓣混合器和固体突片等传统的强化掺混方案,气动突片几乎不引起总压和推力损失,但需要付出一定的流量代价才能实现其强化掺混功能。对于本研究而言,突片压比为 1、2、3 时所需的质量流量分别约为喷管主流的 0.33%、0.67% 和 1.00%,且已能够获得较好的掺混效果。实际应用气动突片时有必要在满足掺

混需求的前提下进行适当优化,尽可能减小所需的质量流量。另外,和传统强化掺混方案相同,气动突片技术仍然有必要对原有喷管结构进行改造,实际应用也应设计更优的气动突片方案,以减轻额外结构的质量,并减小额外结构可能导致的推力损失。

5 结 论

本研究基于气动突片这一主动控制的强化掺混技术,采用实验与数值模拟相结合的方法,对气动突片在混合排气多通道喷管中的应用进行研究,探索利用和控制掺混现象以有效降低射流温度,抑制红外辐射。主要研究结论包括:

- 1) 喷管内外涵隔板扰动形成下游一段低压尾流区,气动突片向内涵注入二次流,诱导生成流向涡,在流场中形成一段相连的低压区。
- 2) 随着突片压比增大,突片射流的流量和注射深度也更大,形成的流向涡尺寸和涡量增大,涡量由约 35 提升到最大约 60,卷吸作用大幅改变流场的温度分布,使内外涵分界处气体的接触面积更大,相比于无突片情况,内涵下游区域的平均温度由 600 K 下降到 500 K 左右。
- 3) 通过实验验证的数值模拟结果表明,气动突片能够使喷管热混合效率从无突片时的约 0.17 提升至 0.3 以上,喷管下游的高温射流核心区面积减小 30% 以上,且几乎不引起推力和总压损失,具有良好的强化掺混效果。
- 4) 突片压比越高,喷管热混合效率的提升幅度越小,但射流核心区面积的减小幅度越大。突

片压比由 1 增大到 2 时,热混合效率平均提升了约 0.05,射流核心区面积平均减小了约 9%,而当突片压比由 2 增大到 3 时,热混合效率只提升了不到 0.02,射流核心区面积平均减小了约 20%。

本文的实验和数值模拟结果证明采用气动突片技术能够明显提升多通道喷管的掺混效果,而后续仍有很多内容值得进一步研究。首先,研究发现热混合效率随注气流量增加而提升,但提升具有边际效应,后续研究可以改变注气位置和注气角度等,促进气动突片对内外涵气流接触面的扰动,扩展气动突片应用的有效边界;第二,气动突片强化掺混需要付出一定的质量流量,可以研究非定常气动突片方案等,以减小所需的质量流量,提高其费效比;最后,实际工程中气动突片需要相应的注气通道结构,需要优化设计,减小额外结构的质量以及可能导致的推力损失。

参考文献:

- [1] Knowles K, Saddington A J. A review of jet mixing enhancement for aircraft propulsion applications[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2006, 220(2): 103-127.
- [2] 邓洪伟, 尚守堂, 金海, 等. 航空发动机隐身技术分析与伦述[J]. *航空科学技术*, 2017, 28(10): 1-7.
Deng Hongwei, Shang Shoutang, Jin Hai, et al. Analysis and discussion on stealth technology of aero engine[J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2017, 28(10): 1-7. (in Chinese)
- [3] Simmons R J. Design and control of a variable geometry turbofan with an independently modulated third stream[D]. Columbus, US: The Ohio State University, 2009.
- [4] 章叶川, 王占学, 史经纬, 等. 双 S 弯喷管流动特性及红外辐射特性分析[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(11): 2468-2474.
Zhang Yechuan, Wang Zhanxue, Shi Jingwei, et al. Analysis on flow and infrared radiation characteristics of double S-nozzle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(11): 2468-2474. (in Chinese)
- [5] Crowe D S, Martin C L. Effect of geometry on exit temperature from serpentine exhaust nozzles[R]. AIAA 2015-1670, 2015.
- [6] Lindermeir E, Ruetten M. IR-signature of the MULDICON configuration determined by the IR-signature model MIRA[R]. AIAA-2018-3166, 2018.
- [7] Rao A N, Kushari A, Jaiswal G K. Effect of nozzle geometry on flowfield for high subsonic jets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2018, 34(6): 1596-1608.
- [8] 杨坤, 于明飞, 杜凯, 等. 双 S 弯二元排气系统遮挡偏距比对壁温与红外辐射影响的试验研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2023, 55(4): 606-613.
Yang Kun, Yu Mingfei, Du Kai, et al. Experimental investigation of infrared signatures of serpentine 2-D nozzle exhaust system with different shield ratios[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2023, 55(4): 606-613. (in Chinese)
- [9] Hu H, Kobayashi T, Saga T, et al. Particle image velocimetry and planar laser-induced fluorescence measurements on lobed jet mixing flows[J]. *Experiments in Fluids*, 2000, 29(1): S141-S157.
- [10] 岳巍, 雷志军, 苏尚美, 等. 波瓣混合器涡系结构及射流掺混机理的数值研究[J]. *航空动力学报*, 2013, 28(2): 338-347.
Yue Wei, Lei Zhijun, Su Shangmei, et al. Numerical investigation on vortex structure and jet mixing mechanism in lobed mixer[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2013, 28(2): 338-347. (in Chinese)
- [11] 王丁, 吉洪湖. 波瓣混合器排气系统红外特性的模型实验和数值分析[J]. *红外与激光工程*, 2017, 46(1): 0104003.
Wang Ding, Ji Honghu. Model experiment and numerical analysis on infrared character of lobed mixer exhaust system[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2017, 46(1): 0104003. (in Chinese)
- [12] Choi S M, Jang H S, Park H H. Infrared signal of the lobed mixer with external air mixing[J]. *The Aeronautical Journal*, 2021, 125(1291): 1501-1518.
- [13] Gutmark E J, Grinstein F F. Flow control with noncircular jets[J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1999, 31: 239-272.
- [14] Bradbury L J S, Khadem A H. The distortion of a jet by tabs[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1975, 70(4): 801-813.
- [15] 黄勇, 吴建航, 吴寿生. 小突片强化混合研究[J]. *推进技术*, 1999, 20(5): 86-90.
Huang Yong, Wu Jianhang, Wu Shousheng. Investigation on jet mixing enhancement by small tabs[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 1999, 20(5): 86-90. (in Chinese)
- [16] 刘欣. 加小突片喷口射流增强混合的机理研究[D]. 天津: 天津大学, 2007: 40-139.
Liu Xin. Investigation on mixing enhancement mechanism of jet flow with tabbed nozzle[D]. Tianjin: Tianjin University, 2007: 40-139. (in Chinese)
- [17] Zaman K B M Q. Spreading characteristics of compressible jets from nozzles of various geometries[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1999, 383: 197-228.
- [18] Yu S C M, Lim K S, Chao W, et al. Mixing enhancement in subsonic jet flow using the air-tab technique[J]. *AIAA Journal*, 2008, 46(11): 2966-2969.
- [19] Wan C, Yu S C M. Investigation of air tab's effect in supersonic jets[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(5): 1157-1160.
- [20] Wan C, Yu S C M. Numerical investigation of the air tabs technique in jet flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2012, 29(1): 42-49.
- [21] Gu Rui, Xu Jinglei. Numerical simulation of enhancing the exhaust mixing by the air-tab technique[R]. ASME Paper GT2014-25448, 2014.
- [22] Gu Rui, Xu Jinglei, Fan Zhipeng, et al. Numerical investigation of performance of the air tab in the turbofan nozzle[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2014, 30(5): 1272-1280.
- [23] Behrouzi P, Feng T, McGuirk J J. Active flow control of jet mixing using steady and pulsed fluid tabs[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part I Journal of Systems and Control Engineering*, 2008, 222(5): 381-392.
- [24] 汪洋冰. 基于气动突片的流动强化掺混研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
Wang Yangbing. Research on enhancing flow mixing based on air tabs[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [25] Li Ming, Lei Zhijun, Deng Hanliu, et al. Numerical research on the jet-mixing mechanism of convergent nozzle excited by a fluidic oscillator and an air tab[J]. *Energies*, 2023, 16(3): 1412.

(编辑: 陈 越)