

文章编号: 1000-8055(2024)12-20220905-16

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220905

# 反推改型气动矢量喷管设计及数值模拟

张玉顶<sup>2</sup>, 徐惊雷<sup>1,2</sup>, 潘睿丰<sup>2</sup>, 张玉琪<sup>2</sup>, 黄 帅<sup>1,2</sup>

(1. 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;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

**摘 要:** 针对飞行器高速高机动、缩短降落距离的需求, 将反推力装置与旁路式双喉道气动矢量喷管(bypass dual throat nozzle, BDTN)相结合, 提出了一种反推改型气动矢量喷管(BDTN-TR)。型面优化前后的二维数值计算结果表明该喷管能在保持喷管矢量、非矢量性能优异性的同时缩短飞行器降落距离: 平飞模态时, 喷管推力系数和流量系数均在 0.92 以上; 推力矢量模态时, 凹腔回流区压力下降, 主流上下游压差变大, 喷管推力系数保持在 0.93 以上、流量系数保持在 0.83 以上, 喷管落压比在 2~10 范围内时, 推力矢量角达到了 14.4°以上; 反推模态时, 反推效率在 0.61 以上, 反推通道宽度对喷管反推性能的影响占主导。

**关 键 词:** 旁路式双喉道气动矢量喷管(BDTN); 反推力装置; 推力矢量; 排气系统; 气动性能

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

## Design and numerical simulation of a fluidic vectoring nozzle with thrust reverser

ZHANG Yuding<sup>2</sup>, XU Jinglei<sup>1,2</sup>, PAN Ruifeng<sup>2</sup>, ZHANG Yuqi<sup>2</sup>, HUANG Shuai<sup>1,2</sup>

(1. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. College of Energy and Power Engineering,  
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** Considering the demand of high-speed, high maneuverability and shortening the landing distance of aircraft, a fluidic vectoring nozzle with thrust reverser (BDTN-TR) was proposed by combining the thrust reverser with the bypass dual throat nozzle (BDTN). The two-dimensional numerical simulation results showed that BDTN-TR can shorten the landing distance of aircraft while other performance was basically unchanged. The thrust coefficient and discharge coefficient of BDTN-TR above 0.92 could be obtained in cruise mode. In thrust vectoring mode, due to the pressure drop of separation region in the cavity, the pressure distribution of the mainstream became larger than BDTN, the thrust coefficient of BDTN-TR was above 0.93, the discharge coefficient was above 0.83, and the thrust vectoring angle reached more than 14.4° when the nozzle pressure ratio was within the range of 2 to 10. In thrust reversing mode, the thrust reverser efficiency was above 0.61, and the width of the reverse flow channel played an important role on the aerodynamic performance of the thrust reverser.

**Keywords:** bypass dual throat nozzle (BDTN); thrust reverser; thrust vectoring; exhaust system; aerodynamic performance

收稿日期: 2022-11-24

**基金项目:** 国家科技重大专项(2019-II-0007-0027); 基础加强计划项目(2022-JCJQ-ZD-115-00); 基础科研计划资助(JCKY2019605D001); 先进航空动力创新工作站(HK CX2020-02-011); 江苏省“卓博计划”

**作者简介:** 张玉顶(1998—), 男, 硕士生, 主要从事内流气体动力学研究。

**引用格式:** 张玉顶, 徐惊雷, 潘睿丰, 等. 反推改型气动矢量喷管设计及数值模拟[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20220905. ZHANG Yuding, XU Jinglei, PAN Ruifeng, et al. Design and numerical simulation of a fluidic vectoring nozzle with thrust reverser[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20220905.

现代战争是考验一个国家顶尖科技实力的综合性战争,夺取制空权尤为重要,这就要求飞机在各种环境和状态下能够进行各种机动飞行<sup>[1]</sup>,因此,发动机需要为飞机提供足够的控制力矩,发动机的推力矢量技术被列为未来飞行器必不可少的关键技术之一。

推力矢量技术的核心是推力矢量喷管,推力矢量喷管分为机械式矢量喷管和气动矢量喷管,相比于目前投入工程应用的机械式矢量喷管,气动矢量喷管由于其结构简单、质量轻的优势,成为目前的热门研究方向<sup>[2-3]</sup>。目前国内外关于气动矢量喷管技术的研究方向主要为逆向流型、同向流型、激波矢量控制、喉道偏斜和双喉道气动矢量技术<sup>[4-8]</sup>,南京航空航天大学的李明等提出了一种基于自适应流动控制技术的旁路式双喉道气动矢量喷管(bypass dual throat nozzle, BDTN),无需外部气源或从压气机引气,即可实现优异的推力矢量效果<sup>[9]</sup>。

随着对战机综合性能要求的提高,飞机飞行速度提升以及机载设备增多使得战机质量增加,导致飞机降落时的惯性更大、降落时的滑跑距离更长,这就要求战机具备更高效的减速装置<sup>[10]</sup>。相对于只考虑着陆安全性的民用飞机,军用飞机必须考虑到战争期间跑道被破坏的影响<sup>[11]</sup>。反推力装置通过改变发动机排气系统气流的排出方向,使气流喷向发动机的斜前方,为飞行器提供额外反向推力,使战机在降落过程中实现快速减速<sup>[12]</sup>。以民用飞机为例,使用反推力装置后,飞机着陆滑跑的距离大大缩短,可以从 3 000 m 缩短至 450 m 以内<sup>[13]</sup>,降低了机场建设的要求,在潮湿、结冰等不良条件下,优势更加明显,而且使用反推力装置这种气动减速方式更加平稳可靠,安全性更高<sup>[14]</sup>,目前反推力装置主要应用在军用运输机和部分战斗机上。

发动机质量是限制其性能的重要因素,因此,反推力装置的应用要考虑到质量对发动机性能的影响,通常来说,反推力装置的质量占发动机总质量的 20% 以上,从而大幅增加发动机的耗油量,缩短飞机的航程<sup>[14-15]</sup>,这就要求现代科技对飞机发动机及其反推力装置减小质量。反推力装置和旁路式双喉道气动矢量喷管相结合,实现反推力装置和气动矢量喷管零部件的功能共用是一个减小质量的方式,也就是说发动机喷管的同一个零部件既能在飞机巡航状态和超机动状态时发挥作

用,又能在实现反推功能时发挥作用,即喷管具有平飞模态、推力矢量模态和反推模态这 3 个模态,这就是反推改型气动矢量喷管。

目前将反推技术与气动矢量技术相结合的研究较少。基于旁路式双喉道气动矢量喷管,本文提出了一种反推改型气动矢量喷管,该喷管实现了零部件的功能共用,从而在极大程度上限制了喷管质量的增加。以旁路式双喉道气动矢量喷管作为基准构型,开展喷管关键几何参数对反推改型气动矢量喷管的推力性能、矢量性能以及反推性能影响的详细研究。本文主要研究喷管的方案设计,着重关注反推性能:首先探索反推通道宽度对喷管反推性能的影响;进一步的,在分析型线及转轴位置的基础上研究反推通道角度对喷管反推性能的影响;最后考虑到反推通道入口处的烧蚀,探究反推通道入口倒圆半径分别对平飞模态、推力矢量模态以及反推模态性能的影响;综合考虑喷管的各项性能后,选出最优几何构型。

## 1 几何模型设计方法

### 1.1 几何设计

二维旁路式双喉道气动矢量喷管(BDTN)内流道采用文献[16]优化后的结构尺寸,并且该喷管构型壁面上下对称。如图 1 所示,其中进口高度  $H_{in}=60$  mm,一喉道高度  $H_1=21.91$  mm,二喉道高度  $H_2=24$  mm,一喉道与二喉道之间的扩张-收敛段即为喷管凹腔,凹腔扩张角  $\theta_1=14.78^\circ$ ,凹腔收缩角  $\theta_2=50^\circ$ ,凹腔长度  $L_{cavity}$  与一喉道高度  $H_1$  的比值为 2.89,凹腔顶部倒圆半径  $R_z=10$  mm。

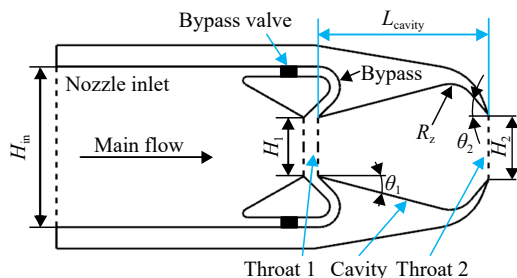


图 1 基准构型 BDTN

Fig. 1 Basic configuration of BDTN

将基准构型 BDTN 的凹腔分割为两部分,一部分为固定凹腔壁面、另一部分为可旋转凹腔壁面(后文统一称为旋转后体),喷管通过上下两侧旋转后体的作动来改变气流的方向,从而产生反推力,实现反推功能。图 2(a)说明了旋转后体的

作动方式及喷管的状态: 旋转后体的作动方式为绕轴旋转, 当旋转后体位于竖直位置、旁路通道关闭时, 表示喷管反推功能的开启, 即此时喷管处于反推模态; 当旋转后体位于水平位置、旁路通道关闭时, 喷管处于平飞模态; 当旋转后体位于水平位置、旁路通道单侧打开时, 喷管处于推力矢量模态, 如果上侧旁路通道打开, 喷管产生抬头矢量角, 反之则产生低头矢量角。

旋转后体结构示意图如图 2(b) 所示, 其迎风面记为 REV-inner, 背风面记为 REV-outer。

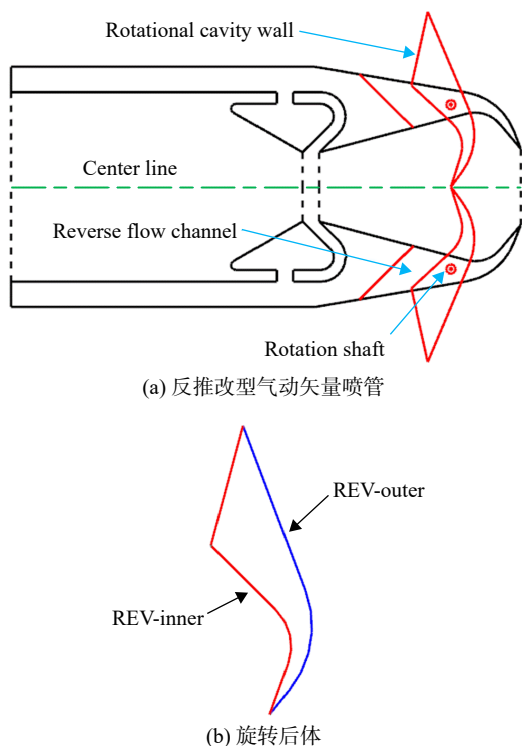


图 2 BDTN-TR 及旋转后体

Fig. 2 BDTN-TR and its rotational afterbody

图 3 反映了旋转后体的几何约束示意图,  $L_1$  表示旋转后体转轴到喷管出口的距离,  $L_2$  表示旋转后体转轴到喷管水平中心线的距离, 该几何构型上下对称。如图 3(a) 所示, 以转轴  $O$  到喷管出口  $A$  的距离为半径画圆, 当旋转后体与喷管水平中心线相交时, 该圆与喷管水平中心线有两个交点, 分别为  $B$  和  $C$ , 当喷管出口由  $A$  点旋转到  $B$  点时, 上下两个旋转后体相接触, 并且互相约束, 同时旋转后体无法继续旋转, 此时转轴与两侧旋转后体的交点  $B$ 、与喷管出口  $A$  所对应的圆心角  $\angle AOB$  即为旋转后体的作动角度。

通过调整转轴  $O$  的位置, 可以使圆与喷管水平中心线相切, 如图 3(b) 所示, 此时圆与喷管水

平中心线只有一个交点  $B$ , 喷管出口由  $A$  点旋转到  $B$  点时, 上下两个旋转后体恰好相接触, 但是彼此之间没有几何约束, 即两个旋转后体可以继续作动, 但是继续作动会使上下两个旋转后体之间有缝隙, 从而造成反推状态下的喷管发生“漏气”现象, 这对反推力的产生是不利的, 因此  $B$  点为旋转后体的作动极限, 圆心角  $\angle AOB$  为旋转后体的最大作动角度。

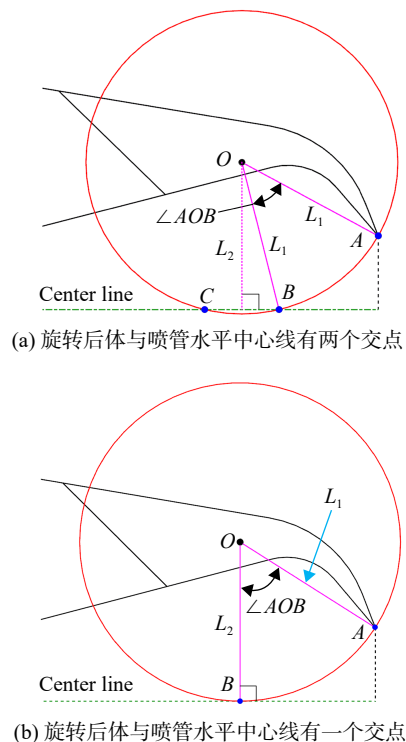


图 3 旋转后体作动角度

Fig. 3 Rotation angle of the rotational afterbody

反推气流与喷管水平中心线的角度也会影响喷管反推模态的性能, 一般来说该角度的范围为  $30^\circ \sim 60^\circ$ , 如果角度太小, 反推气流会与外机身接触, 从而造成外机身的烧蚀, 并且喷出的高温气流会被发动机重新吸入, 严重影响发动机的性能和寿命; 如果角度太大, 喷管反推模态的性能下降明显<sup>[17-19]</sup>。由于喷管几何参数之间的相互约束, 反推通道不一定为等直段, 综合考虑反推气流角过大、过小的影响, 保证反推气流角度在合适的范围内, 选择反推通道左侧壁面与喷管水平中心线的夹角为  $45^\circ$ 。BDTN-TR 的关键几何参数有反推通道宽度  $L_{rev}$ 、反推通道角度  $\theta_{rev}$ 、反推通道与凹腔扩张段相交位置(反推通道入口)的倒圆半径  $R$  以及转轴的位置, 几何关系和标注如图 4 所示。

转轴位置制约着反推通道的宽度  $L_{rev}$  和反推

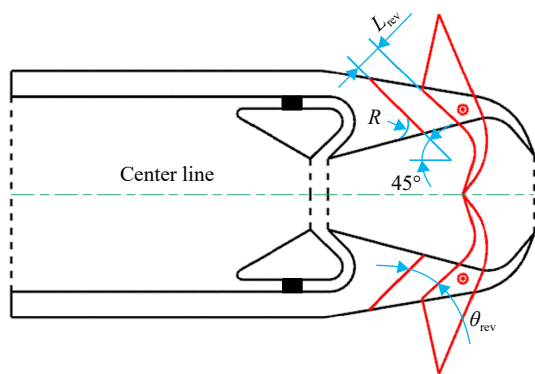


图 4 BDTN-TR 的关键几何参数

Fig. 4 Key geometric parameters of BDTN-TR

通道角度  $\theta_{rev}$ , 如果  $L_{rev}$  太大, 将会导致转轴在喷管的凹腔内, 即转轴会在旋转后体的壁面范围之外, 这会严重影响喷管的内流特性, 从而改变喷管的气动性能; 反推通道的角度  $\theta_{rev}$  也影响着反推通道的宽度  $L_{rev}$ , 从而限制了喷管反推模态时的流量以及反推效率。由于喷管旋转后体的作动方式为绕轴旋转, 因此转轴位置的选择至关重要。由几何约束可知转轴位置位于旋转后体作动前后的重叠区域, 如图 5 虚线所围区域。

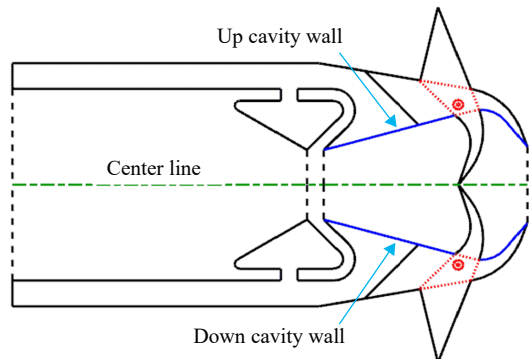


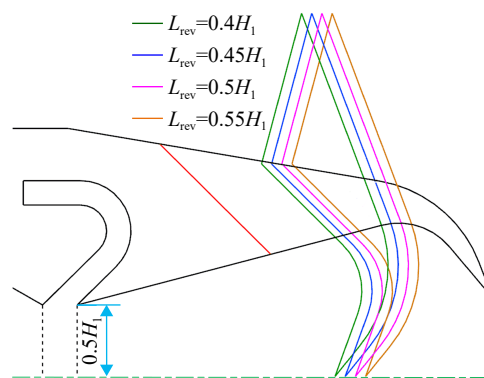
图 5 旋转后体转轴所在区域

Fig. 5 Region where rotation shafts of rotational afterbody are located

反推通道与凹腔扩张段相交位置(反推通道入口)的倒圆半径  $R$  相对独立, 如果  $R$  太小, 根据傅里叶定律可知: 在反推通道入口会存在严重的烧蚀; 如果  $R$  太大, 会明显改变喷管的内流场结构, 从而影响到喷管的流场特性以及喷管的性能, 因此需要保证  $R$  有合适的几何特征。

## 1.2 几何参数选择

首先探索反推通道宽度  $L_{rev}$  对喷管性能的影响, 反推通道宽度为  $0.4H_1 \sim 0.55H_1$  时旋转后体及其转轴的位置如图 6 所示, 此时不考虑反推通道角度的影响, 即反推通道为等直段, 反推通道角

图 6 反推通道宽度为  $0.4H_1 \sim 0.55H_1$  时旋转后体及转轴的位置Fig. 6 Positions of rotational afterbodies and rotation shafts when width of reverse flow channel is from  $0.4H_1$  to  $0.55H_1$ 

度  $\theta_{rev}=0^\circ$ 。

初步确定了反推通道宽度对喷管性能的影响后, 开展型线及轴点位置对喷管反推性能影响的研究, 此时反推通道的角度  $\theta_{rev} \neq 0^\circ$ 。

如图 7 所示, 喷管旋转后体转轴位置受其到喷管出口位置距离  $L_1$  与到水平中心线距离  $L_2$  的约束, 对于几何的要求是图 3 中以转轴和喷管出口的距离为半径所画的圆与喷管水平中心线有交点, 即  $L_1 \geq L_2$ , 故取  $L_1/L_2=1$ 、 $L_1/L_2=1.01$ 、 $L_1/L_2=1.05$  这 3 条型线, 从型线上确定转轴的位置; 由于转轴到凹腔壁面的距离在很大程度上影响反推通道的宽度和角度, 故将凹腔壁面分别向其法线方向平移  $0.046H_1$ 、 $0.092H_1$ 、 $0.138H_1$ 、 $0.184H_1$ 、 $0.230H_1$ , 与上述所取型线的交点作为旋转后体转轴, 分别命名为  $P_1$ 、 $P_2$ 、 $P_3$ 、 $P_4$ 、 $P_5$ , 如图 8 所示。

对这 3 条型线上的 15 个转轴所对应的喷管构型分别进行数值计算分析, 从而最终确定喷管性能最优时对应的转轴位置。

喷管最优几何构型确定后, 考虑到反推通道

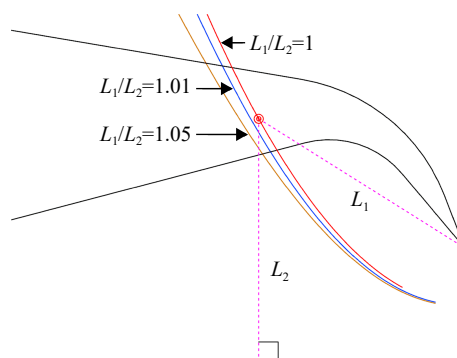
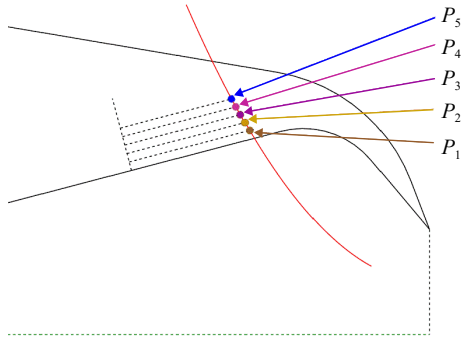


图 7 转轴在型线上的位置

Fig. 7 Positions of rotation shafts

图 8 选择的转轴(以  $L_1/L_2=1$  为例)Fig. 8 Selected rotation shafts (taking  $L_1/L_2=1$  as an example)

入口处尖点(即  $R=0$  mm 的喷管构型)的存在会增加导热面积,使导热增加,进而引起烧蚀,开展反推通道入口倒圆半径  $R$  对喷管平飞模态、推力矢量模态和反推模态气动性能影响的研究。如图 9 所示,  $R$  选择 1、2、3 mm, 并与基准喷管构型(反推通道入口处为尖点)进行性能对比。

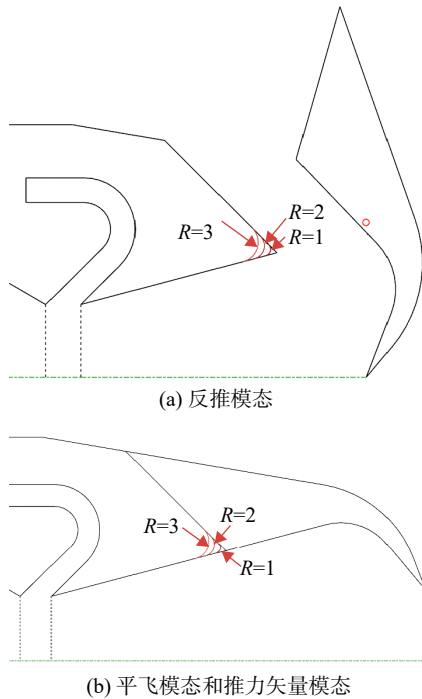


图 9 反推通道入口倒圆半径(单位: mm)

Fig. 9 Round radiuses at entrance of reverse flow channel (unit: mm)

## 2 数值计算方法及网格无关性验证

本文采用商业软件 ANSYS Fluent 对不同落压比、不同喷管构型下的黏性流场进行了二维数值模拟,湍流模型选用 *realizable k- $\epsilon$* , 近壁处理选用标准壁面函数、绝热无滑移壁面,求解器选用密度基隐式耦合算法。作为机理研究,喷管工作

介质为理想气体,黏度计算选取 Sutherland 公式。靠近壁面第 1 层网格高度约为 0.1 mm, 确保  $y^+$  满足标准壁面函数和 *realizable k- $\epsilon$*  湍流模型的要求。残差下降 3 个数量级, 喷管进出口质量流量(下文简称流量)差恒小于 1%, 且凹腔壁面压力积分趋于定值时判定计算收敛。

主要边界条件设置如图 10 所示, 喷管进口为压力进口边界条件, 喷管压力远场压力设为 101 325 Pa, 进口总压根据不同落压比计算条件进行相应的设置, 总温设置为 300 K, 参考飞行器总体参数和发动机总体参数, 选取飞行器着陆过程典型工况进行数值模拟, 压力远场马赫数均为 0.25。

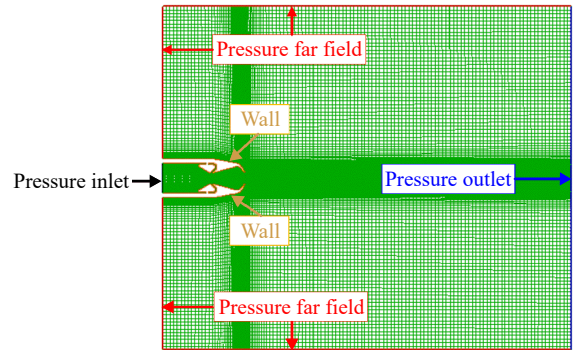
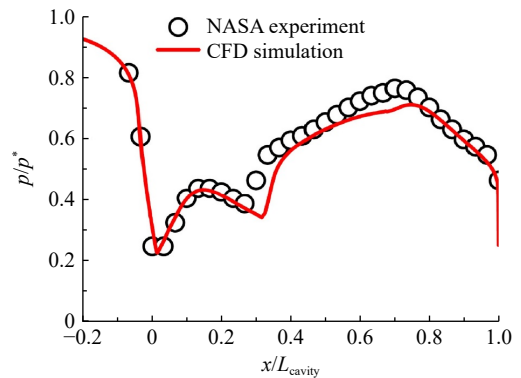
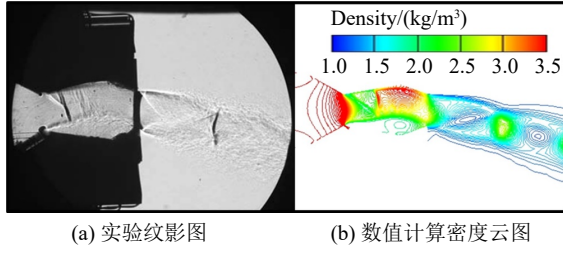


图 10 CFD 模型边界条件设置

Fig. 10 Boundary conditions setting of CFD model

利用文献 [20] 中的美国国家航空航天局(NASA)的 Flamm 和 Deere 等的实验结果来验证本文计算方法的有效性。该方法在之前的很多工作中已经得到了应用和验证<sup>[21-22]</sup>。数值计算所得到的沿凹腔上壁面的静压分布与上述实验相吻合, 如图 11 所示, 图中  $x$  表示轴向位置,  $p$  和  $p^*$  分别是静压和总压; 所用计算方法能够有效地获得清晰准确的流场细节, 如图 12 所示。因此, 本文使用的数值

图 11 凹腔上壁面压力分布实验与 CFD 结果对比<sup>[21-22]</sup>Fig. 11 Comparison of pressure distribution along up wall of cavity between experiment and CFD<sup>[21-22]</sup>

图 12 实验结果与数值仿真流场对比<sup>[21-22]</sup>Fig. 12 Flow field comparison between experiment result and numerical simulation<sup>[21-22]</sup>

计算方法可用于后续的数值计算。

在相同的边界条件情况下,对型线  $L_1/L_2=1$  上  $P_1$  作为旋转后体转轴的喷管构型设置 3 组不同网格数量的算例: 4.8 万稀疏网格 (coarse)、11.8 万中等网格 (medium)、29.6 万稠密网格 (fine)。计算结果如图 13 所示: 反推通道右侧壁面无量纲压力分布一致,但是在压力变化较大的旋转后体迎风面 REV-inner 靠近喷管水平中心线的部位,中等网格和稠密网格更加贴合。综合考虑计算量和流场结果准确性,本文采用中等网格进行数值计算。

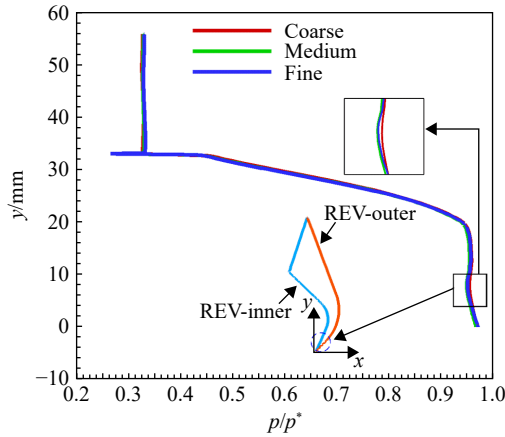


图 13 不同网格量模型的 REV-inner 壁面无量纲压力分布

Fig. 13 Dimensionless pressure distribution along REV-inner with different grid numbers

### 3 相关参数定义

由于反推改型气动矢量喷管有 3 个工作模式: 平飞模式、推力矢量模式、反推模式,选择关键性能参数用以定量评估喷管的性能,相关参数定义如下:

落压比 (nozzle pressure ratio, NPR, 量符号记为  $R_{np}$ ) 为喷管进口气流总压与环境压力的比值,落压比决定喷管的性能,是研究喷管性能的重要参数,其公式表示如下:

$$R_{np} = \frac{p_{in}^*}{p_b} \quad (1)$$

式中  $p_b$  和  $p_{in}^*$  分别为环境压力和喷管进口总压。等熵推力  $F_i$  可表示为<sup>[16]</sup>:

$$F_i = \dot{m}_{in} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \tilde{R} T_{in}^* \left[ 1 - \left( \frac{1}{R_{np}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (2)$$

式中  $\dot{m}_{in}$  是喷管平飞或推力矢量模态下的实际进口流量; 气体比热比  $\gamma=1.4$ ; 气体常数  $\tilde{R}=287$  J/(kg·K);  $T_{in}^*$  为喷管进口总温。轴向 ( $x$  方向) 实际推力  $F_x$  根据动量定理可表示为:

$$F_x = (p_{in} - p_b) H_{in} + \dot{m}_{in} V_x - F_{wall-x} \quad (3)$$

式中  $p_{in}$  为喷管进口静压;  $H_{in}$  为喷管进口高度;  $V_x$  是喷管进口速度在  $x$  方向的分量;  $F_{wall-x}$  是喷管所受壁面力在轴向上的分量。结合本文研究对象几何特点,法向 ( $y$  方向) 实际推力  $F_y$  可简化为:

$$F_y = F_{wall-y} \quad (4)$$

式中  $F_{wall-y}$  是喷管所受壁面力在法向上的分量。推力系数  $C_f$  定义为实际推力与等熵推力的比值,其公式表示如下:

$$C_f = \frac{\sqrt{F_x^2 + F_y^2}}{F_i} \quad (5)$$

推力矢量角  $\delta$  反映了喷管的推力矢量性能,其公式表示如下:

$$\delta = \arctan \left( \frac{F_y}{F_x} \right) \quad (6)$$

理想流量  $\dot{m}_i$  可表示为:

$$\dot{m}_i = \frac{\left( \frac{\gamma}{\tilde{R}} \right)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} H_1 q(\lambda) p_{in}^*}{\sqrt{T_{in}^*}} \quad (7)$$

式中  $\lambda$  为速度系数;  $q(\lambda)$  为流量函数; 此处,  $\lambda=1$ ,  $q(\lambda)=1$ 。

流量系数  $C_d$  为喷管进口的实际流量与喷管理想流量的比值,其公式表示如下:

$$C_d = \frac{\dot{m}_{in}}{\dot{m}_i} \quad (8)$$

当喷管处于反推模式时,轴向实际推力  $F_x$  表现为反推力,反推力用  $F_{rev}$  表示。

反推效率  $\eta_{rev}$  为相同 NPR 时喷管反推模式下的反推力与平飞模式下的轴向推力的比值,其公式表示如下:

$$\eta_{\text{rev}} = \frac{F_{\text{rev}}}{F_x} \quad (9)$$

喷管处于反推模态时, 反推流量系数为  $C_{d-\text{rev}}$ , 其表现为相同 NPR 时喷管反推模态下的实际进口流量与平飞模态下的实际进口流量之比, 其公式表示如下:

$$C_{d-\text{rev}} = \frac{\dot{m}_{\text{rev-in}}}{\dot{m}_{\text{in}}} \quad (10)$$

式中  $\dot{m}_{\text{rev-in}}$  是喷管反推模态下的实际进口流量。

## 4 计算结果

### 4.1 基准构型喷管平飞模态的性能

上下旁路全部关闭, 旋转后体位于水平位置

时, 喷管处于平飞模态, 此时喷管不产生矢量推力。

图 14 展示了平飞模态下, 喷管落压比 NPR 分别为 2、3、4 时的马赫数云图。当 NPR 为 2 时, 气流在一喉道处达到声速, 喷管出口处气流的压力大于背压, 喷管处于欠膨胀状态, 气流在管外继续膨胀加速, 气流边界在一喉道处距离壁面较远; NPR 为 3 时, 由于来流压力的升高, 凹腔内形成很弱的激波串, 气流在激波后形成高亚声速区域, 并且在喷管出口达到声速, 气流边界在一喉道处与壁面之间的距离缩小; NPR 为 4 时凹腔的流场结构与 NPR 为 3 时类似, 不同之处是凹腔内的激波串强度增大, 波前气流马赫数更高。

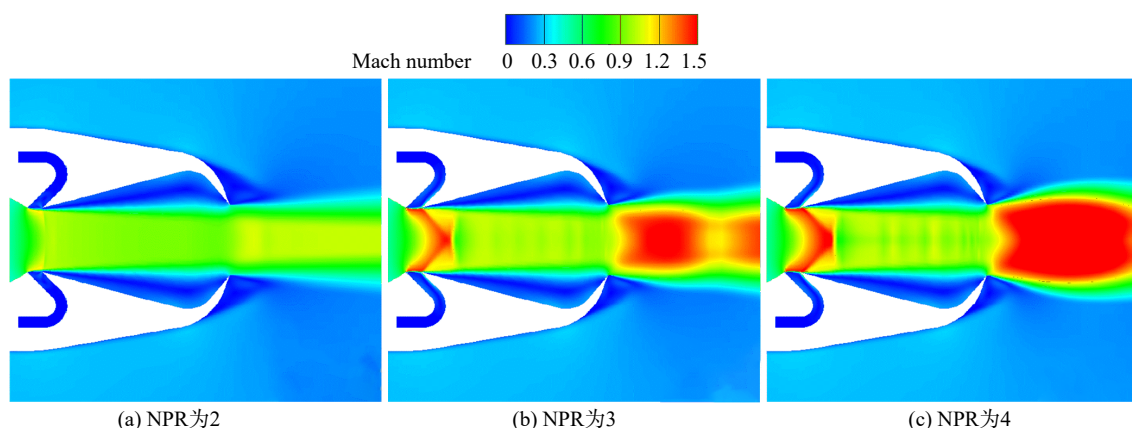


图 14 基准构型喷管平飞模态不同落压比的马赫数云图

Fig. 14 Mach number contours of basic configuration in cruise mode under different NPRs

图 15 反映了基准构型喷管平飞模态的推力系数  $C_f$  和流量系数  $C_d$  的变化规律。平飞模态时喷管的流量系数随着喷管落压比 NPR 的增加呈现先增大后趋于稳定的规律, 推力系数随着喷管

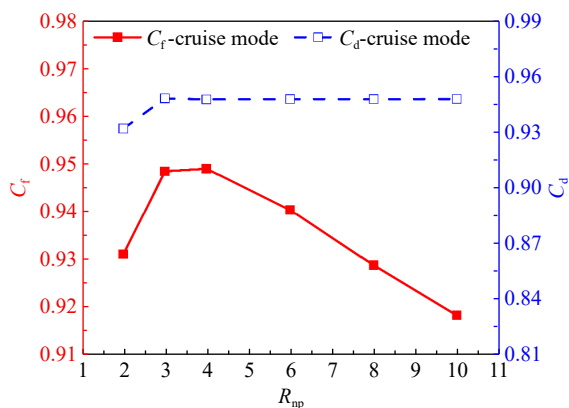


图 15 基准构型喷管平飞模态的性能

Fig. 15 Aerodynamic performance of basic configuration in cruise mode

落压比 NPR 的增加呈现先增大后减小的规律。随着 NPR 的增加, 气流边界在一喉道处与壁面之间的距离缩小, 使流通面积增加, 从而流量系数增大, 当 NPR 从 2 增加到 3 时, 流量系数的上升幅度较大, 增幅为 1.8%, 喷管内气流的膨胀程度也进一步增大, 从而推力系数有较大幅度的上升, 增幅为 1.9%, NPR 增加到 4 时, 喷管气流膨胀程度进一步加剧,  $C_f$  在 NPR 为 4 时进一步增大, 随着 NPR 的继续增加, 喷管开始处于欠膨胀状态, 因此  $C_f$  开始下降。

### 4.2 基准构型喷管推力矢量模态的性能

上侧旁路打开时, 喷管产生抬头推力矢量, 此时喷管处于推力矢量模态。

由图 16 可知喷管在推力矢量模态下, 当喷管落压比 NPR 为 2 时, 气流在一喉道处达到声速, 但是由于旁路通道二次流对主流的挤压, 一喉道处声速线发生偏斜, 气流贴着凹腔下壁面流动,

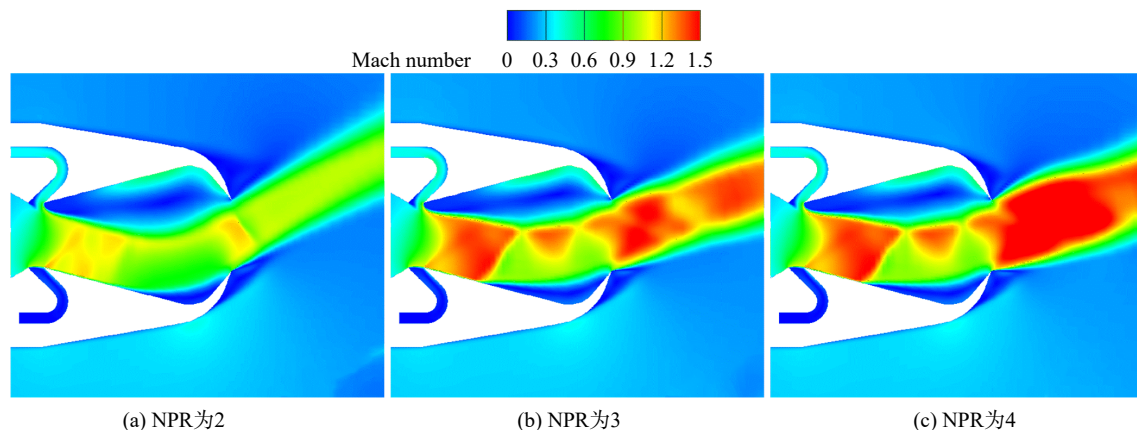


图 16 基准构型喷管推力矢量模式不同落压比的马赫数云图

Fig. 16 Mach number contours of basic configuration in thrust vectoring mode under different NPRs

并且在下侧一喉道与凹腔相交的尖点处产生一道不断反射的激波, 不仅如此, 在二次流的作用下, 凹腔上侧的回流区面积变大, 下侧回流区面积变小, 随后在凹腔上侧和下侧两个回流区及壁面的约束下, 主流开始在凹腔下壁面发生分离并向上偏转, 直到从二喉道截面斜向上喷出, 产生明显抬头推力矢量。NPR 不同时, 喷管内部的流场相似, 不同之处是随着落压比的增大, 凹腔内激波强度增大, 凹腔下侧回流区的面积增大, 主流在凹腔下壁面的分离点逐渐向一喉道方向移动。

图 17 反映了基准构型喷管推力矢量模式下推力系数  $C_f$  和流量系数  $C_d$  的变化规律。推力系数在 NPR 为 4 时达到最大; 流量系数先增大后趋于稳定。这是由于随着 NPR 的增加, 喷管经历过膨胀、完全膨胀再到欠膨胀状态, 因此会伴随着推力系数的先上升后下降, 另一方面气流在一喉道的分离程度随着 NPR 的继续增加没有明显的变化, 因此流量系数会先增大然后趋于稳定。

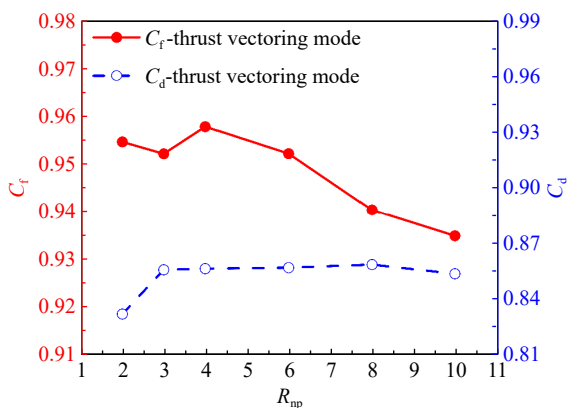


图 17 基准构型喷管推力矢量模式的性能

Fig. 17 Aerodynamic performance of basic configuration in thrust vectoring mode

图 18 表明了喷管在推力矢量模式下的推力矢量角分布规律。随着 NPR 的增加, 推力矢量角总体上呈现下降的趋势, 下降的速度先快后慢, 这是由于随着 NPR 的增加, 凹腔下壁面分离区面积的增加、主流在凹腔下壁面分离点的位置向一喉道移动, 如图 16 所示, 在凹腔上下分离区压差和壁面的作用下, 导致主流在喷管出口方向的几何气流角减小, 从而使喷管的推力矢量角从  $33.2^\circ$  下降到  $15.9^\circ$ , 此时喷管的最小推力矢量角仍大于  $15^\circ$ , 满足现阶段推力矢量工程应用的需求。

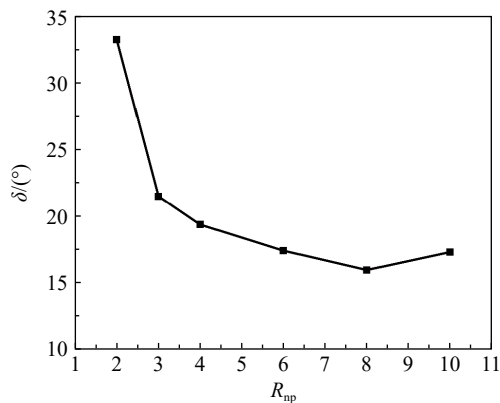


图 18 基准构型喷管推力矢量模式的推力矢量角

Fig. 18 Thrust vectoring angles of basic configuration in thrust vectoring mode

#### 4.3 反推通道宽度对喷管反推性能的影响

当旋转后体从水平位置旋转到竖直位置, 旁路通道均关闭时, 喷管处于反推模式。此时喷管内主流沿反推通道向喷管斜前方喷出, 从而产生反向推力。由于未改变喷管内流通道型面, 因此喷管在平飞模式和推力矢量模式时性能不变。

图 19 表示反推通道宽度  $L_{rev}$  不同的喷管构

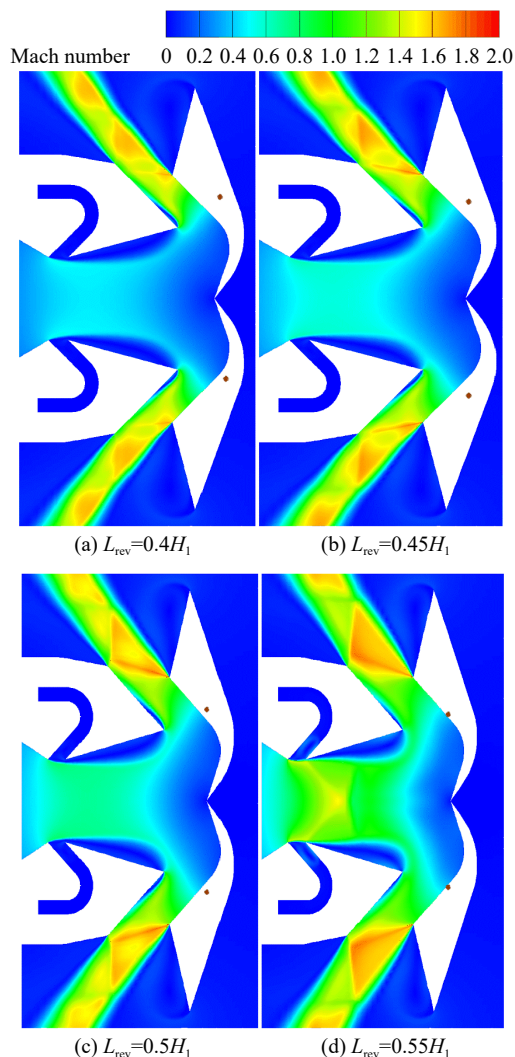


图 19 NPR 为 4 时不同反推通道宽度喷管的马赫数云图

Fig. 19 Mach number contours with different reverse flow channels with NPR of 4

型在落压比 NPR 为 4 时的马赫数云图。反推通道宽度为  $0.4H_1$ 、 $0.45H_1$ 、 $0.5H_1$  时喷管的流场结构相似, 气流在开始转弯之前均为亚声速, 并且气流边界在一喉道处和壁面有一定的距离; 在旋转后体迎风面 REV-inner 靠近喷管水平中心线的位置会出现大面积的高压滞止区, 并且该滞止区的面积随着反推通道宽度的增加而明显减小, 滞止区面积越大, 气流在转弯时的流管受到的阻滞越大, 对流量的限制也就越大, 气流在一喉道的分离程度随之增大; 当气流到达反推通道时, 由于流动方向的急剧变化, 导致实际流通面积小于几何面积, 因此回流区顶端会伴随着声速线的偏移, 并且主流在反推通道出口出现急剧的膨胀, 反推通道宽度越大, 膨胀程度越剧烈。特别地, 当反推通道宽度为  $0.55H_1$  时, 气流在一喉道处也存在

声速线的产生和偏移、诱导激波和正激波的产生, 并且气流在一喉道处未出现流动分离现象。这是由于当  $L_{rev} \leq 0.5H_1$  时, 上下两道反推气流面积不大于  $H_1$ , 在反推通道处存在回流区, 使得流通面积减小, 因此一喉道并不是最小流通截面, 当反推通道宽度进一步增大时, 一喉道成为最小流通截面。

图 20 反映了反推通道宽度  $L_{rev}$  分别为  $0.4H_1$ 、 $0.45H_1$ 、 $0.5H_1$ 、 $0.55H_1$  时喷管反推效率的分布规律。

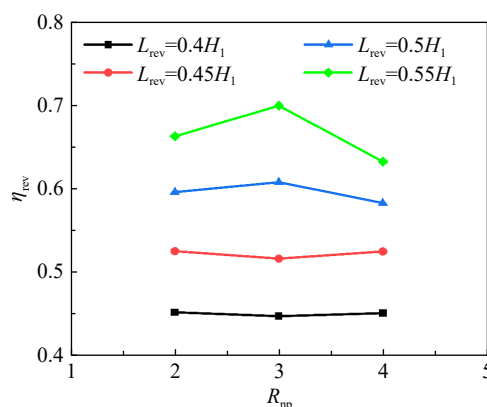


图 20 不同喷管构型反推模态的反推效率

Fig. 20 Thrust reverser efficiencies of different nozzles in thrust reversing mode

由图 20 可知, 随着  $L_{rev}$  的增加, 反推效率增加, 当反推通道分别为  $0.4H_1$ 、 $0.45H_1$  时, 随着喷管落压比 NPR 的增加, 反推效率均呈现先略微下降在略微上升的规律, 并且下降和上升的幅度均在 1.7% 以内; 当反推通道宽度增加到  $0.5H_1$ 、 $0.55H_1$  时, 最小流通截面逐渐从反推通道处转变为一喉道, 导致喷管的流动状态随之改变, 反推效率的分布规律也发生改变, 呈现先增大后减小的规律。整体来说, 随着  $L_{rev}$  从  $0.4H_1$  增加到  $0.55H_1$ , 喷管反推效率增幅在 40.4% 以上,  $L_{rev}$  对反推效率有显著的影响。

图 21 为反推通道宽度  $L_{rev}$  分别为  $0.4H_1$ 、 $0.45H_1$ 、 $0.5H_1$ 、 $0.55H_1$  时喷管反推流量系数的分布规律。反推流量系数随着反推通道宽度的增加而增加, 整体来说, 当  $L_{rev}$  从  $0.4H_1$  增加到  $0.55H_1$  时, 反推流量系数的增幅在 47.6% 以上,  $L_{rev}$  对反推流量系数有显著的影响。

综上可知,  $L_{rev}$  从  $0.4H_1$  增加到  $0.55H_1$  时, 喷管的反推效率和反推流量系数的增幅均在 40.4% 以上,  $L_{rev}$  对喷管反推性能的影响十分明显。

#### 4.4 型线及转轴位置对喷管反推性能的影响

确定反推通道宽度对喷管反推性能影响显著

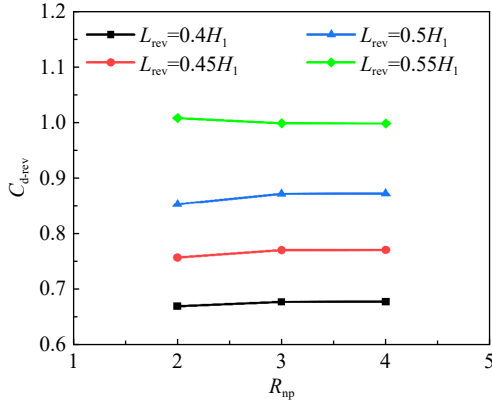


图 21 不同喷管构型反推模式反推流量系数

Fig. 21 Discharge coefficients of different nozzles in thrust reversing mode

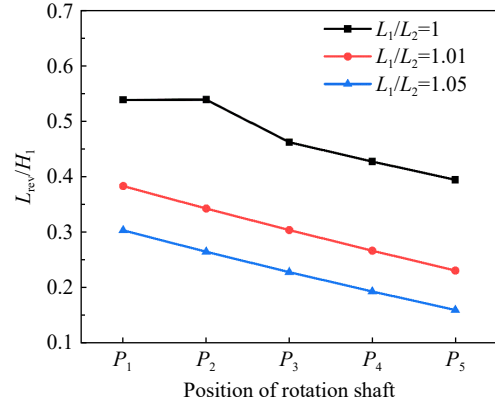


图 22 不同喷管构型反推模式反推通道宽度

Fig. 22 Reverse flow channel's widths of different nozzles in thrust reversing mode

后,对旋转后体转轴位置添加  $L_1 \geq L_2$  的几何约束。

选取转轴距喷管出口  $L_1$  与距喷管水平中心线距离  $L_2$  的比值分别为  $L_1/L_2=1$ 、 $L_1/L_2=1.01$ 、 $L_1/L_2=1.05$  这 3 条型线,并在每条型线上选取 5 个转轴位置,分别记为  $P_1$ 、 $P_2$ 、 $P_3$ 、 $P_4$ 、 $P_5$ ,如图 8 所示。对不同喷管构型展开计算,对比分析不同型线及转轴位置对反推通道宽度  $L_{rev}$  和反推通道角度  $\theta_{rev}$  的影响,进一步分析  $L_{rev}$  和  $\theta_{rev}$  对反推性能的影响,并对所有喷管构型的反推性能进行对比研究。

图 22 反映了 3 条型线上不同转轴所对应的喷管构型  $L_{rev}$  的变化规律。

为方便与一喉道高度  $H_1$  进行对比,用  $H_1$  对  $L_{rev}$  进行无量纲化。由图 22 可知当转轴位置由每条型线上的  $P_1$  过渡到  $P_5$  时,  $L_{rev}$  基本呈现逐渐减小的趋势,并且当转轴在型线  $L_1/L_2=1$  上时,  $L_{rev}$  最大,在型线  $L_1/L_2=1.05$  上时,  $L_{rev}$  最小,但是当转轴为型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  和  $P_2$  时,  $L_{rev}$  相等,均为  $0.54H_1$ 。

图 23 反映了 3 条型线上不同转轴位置对应喷管构型的反推通道角度  $\theta_{rev}$  变化规律,当  $\theta_{rev} > 0^\circ$  时表示反推通道为扩张段,当  $\theta_{rev} < 0^\circ$  时表示反推通道为收缩段,当转轴位置由每条型线上的  $P_1$  过渡到  $P_5$  时,  $\theta_{rev}$  基本呈现逐渐减小的趋势,即反推通道收缩角逐渐增大,扩张角逐渐减小,当转轴为型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$ 、 $P_2$  和  $P_3$  时,  $\theta_{rev}$  变化幅度在  $0.05^\circ$  以内。

图 24 为 NPR 为 4 时,所选 3 条型线上 15 个旋转后体转轴所对应喷管构型的局部马赫数云图。NPR 为 4 时,所有喷管构型均未在一喉道处产生诱导激波和正激波,其流场结构与图 19 中的马赫

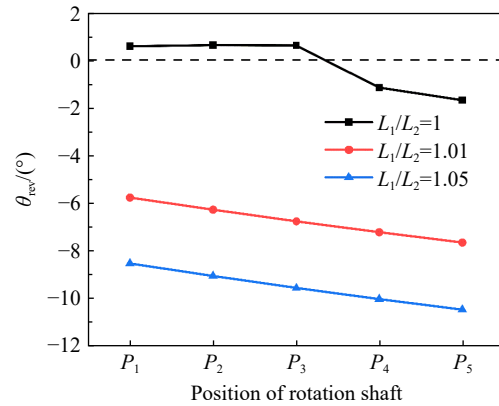


图 23 不同喷管构型反推模式反推通道角度

Fig. 23 Reverse flow channel's angles of different nozzles in thrust reversing mode

数云图相同,故不再进行分析。

图 25、图 26 分别表示随着喷管落压比 NPR 的升高,不同喷管构型反推效率和反推流量系数的分布规律。由图 22、图 25、图 26 对比可知,不同喷管构型的反推效率、反推流量系数分布和反推通道宽度的分布规律一样,均为旋转后体转轴从每条型线上的  $P_1$  过渡至  $P_5$  时呈现下降的趋势,而型线  $L_1/L_2=1$  上的转轴  $P_1$  和  $P_2$  所对应的喷管构型随着 NPR 的增加一直保持基本相同的规律,其中在所有工况下,转轴  $P_1$ 、 $P_2$  所对应的喷管构型反推效率和反推流量系数的变化幅度均在 1% 以内。整体上表现为型线  $L_1/L_2=1$  上转轴所对应的喷管构型反推性能最好,型线  $L_1/L_2=1.05$  上转轴所对应的喷管构型反推性能最差。对于反推通道角度对喷管反推性能的影响,型线  $L_1/L_2=1.01$ 、 $L_1/L_2=1.01$  和型线  $L_1/L_2=1.05$  上 15 个不同的喷管构型的反推效率、反推流量系数分布与反推通道

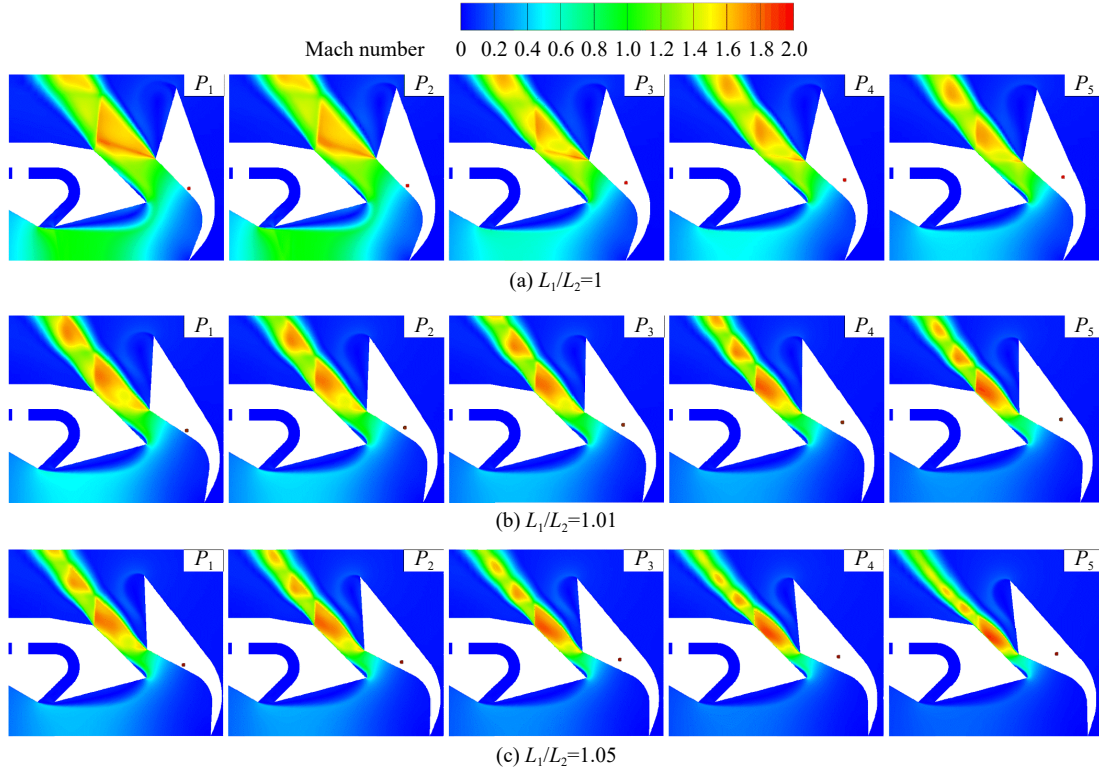


图 24 NPR 为 4 时不同转轴所对应喷管构型的马赫数云图

Fig. 24 Mach number contours of different nozzles with different rotation shafts with NPR of 4

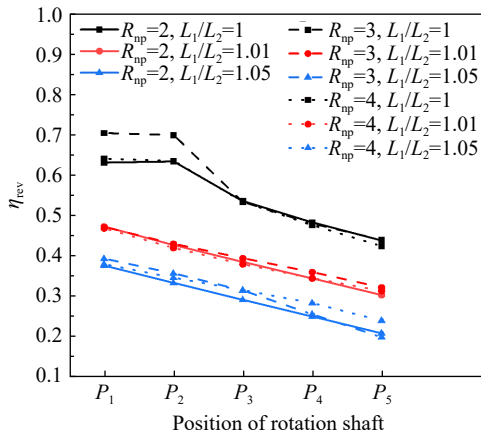


图 25 不同喷管构型反推模式的反推效率

Fig. 25 Thrust reverser efficiencies of different nozzles in thrust reversing mode

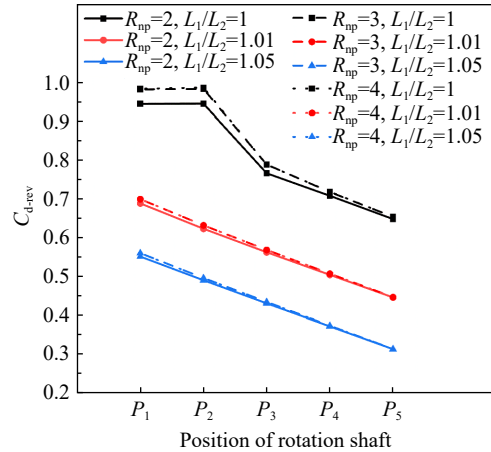


图 26 不同喷管构型反推模式的反推流量系数

Fig. 26 Discharge coefficients of different nozzles in thrust reversing mode

角度的分布规律相似, 不同之处仅为转轴  $P_3$  所对应喷管构型的反推效率、反推流量系数小于  $P_1$  和  $P_2$  作为转轴时所对应的喷管构型。

综上所述, 反推通道宽度对反推性能的影响占主导。型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  作为旋转后体转轴时, 喷管的反推性能最优秀, 此时反推通道宽度  $L_{rev} = 0.54H_1$ , 反推通道角度  $\theta_{rev} = 0.57^\circ$ , 反推效率可达 0.63 以上, 大于现役反推力装置的反推效率<sup>[10,11,17,23]</sup>, 反推流量系数可达 0.95 以上。

相对于文中第 2.3 节中  $L_{rev}=0.55H_1$  的喷管构型, 型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  作为旋转后体转轴的喷管构型反推性能虽有所减小, 但是其反推效率和反推流量系数分别在 0.63、0.95 以上, 其综合性能依然很优秀, 但是点  $P_1$  作为转轴的喷管构型增加了  $L_1 \geq L_2$  的几何约束, 使得旋转后体的作动几何约束性更强, 因此后续研究选择型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  作为旋转后体转轴的喷管构型。

#### 4.5 反推通道入口倒圆半径对喷管气动性能的影响

选取型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  作为转轴的喷管构型,开展反推通道入口倒圆半径  $R$  对喷管性能影响的研究,  $R$  分别选择 1、2、3 mm, 并与原始构型 ( $R=0$  mm, 反推通道入口处为尖点) 的性能进行对比分析。

##### 4.5.1 反推通道入口倒圆半径对喷管平飞模态气动性能的影响

图 27 表示喷管落压比 NPR 为 4 时, 反推通道入口倒圆半径  $R$  分别为 0、1、2、3 mm 时喷管平飞模态下的马赫数云图, 对比可知反推通道入口倒圆半径  $R$  对喷管平飞模态下的流场结构没有明显的影响, 这是因为  $R$  的存在, 使喷管凹腔上下壁面存在两个面积较小的“坑”, 并且“坑”内气流与喷管的主流没有直接的接触。

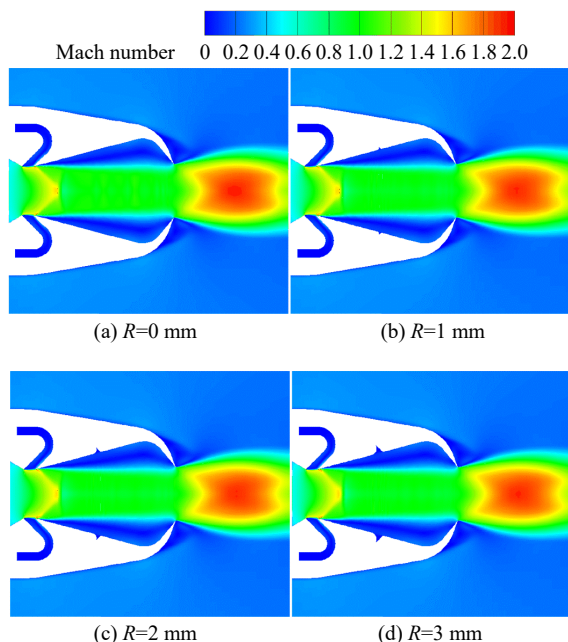


图 27 NPR 为 4 时不同喷管构型平飞模态不同反推通道入口倒圆半径的马赫数云图

Fig. 27 Mach number contours of different nozzles with different entrance of reverse flow channel's round radiuses in cruise mode with NPR of 4

图 28、图 29 分别表示在不同喷管落压比 NPR、不同反推通道入口倒圆半径  $R$  时, 喷管平飞模态下的流量系数和推力系数分布规律。  $R$  不同时, 喷管平飞模态下的推力系数和流量系数在所有工况下的变化幅度均在 0.1% 以内。因此可以忽略  $R$  对喷管平飞模态性能的影响。

##### 4.5.2 反推通道入口倒圆半径对喷管推力矢量模态气动性能的影响

确定反推通道入口倒圆半径  $R$  对喷管平飞模

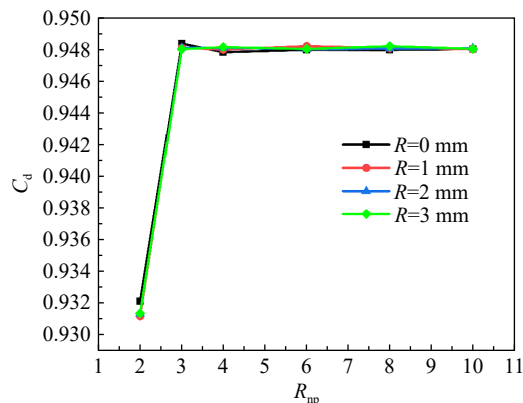


图 28 不同喷管构型平飞模态的流量系数

Fig. 28 Discharge coefficients of different nozzles in cruise mode

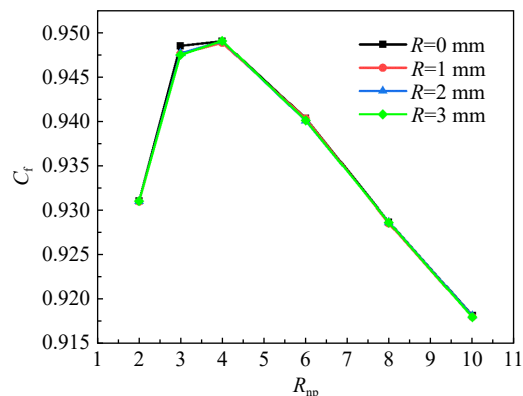


图 29 不同喷管构型平飞模态的推力系数

Fig. 29 Thrust coefficients of different nozzles in cruise mode

态性能的影响可以忽略后, 开展  $R$  对喷管推力矢量模态性能影响的研究。

图 30 表示 NPR 为 4 时,  $R$  分别为 0、1、2、3 mm 时喷管推力矢量模态下的马赫数云图。  $R$  不同时, 喷管的流场结构基本相同, 不同之处仅为当  $R$  为 1、2、3 mm 时, 喷管凹腔内激波较强, 如图 30(b)、图 30(c)、图 30(d) 中所围波节相较于图 30(a) 相同位置的膨胀程度较剧烈, 这是由于  $R \neq 0$  时, 凹腔上下壁面的压力相较于  $R=0$  时, 降幅均达到了 8.3%, 如图 31 所示。

图 32~图 34 反映了反推入口倒圆半径  $R$  对喷管推力矢量模态性能的影响。

由图 32 可知, 随着喷管落压比 NPR 的增加, 反推入口倒圆半径  $R$  对喷管流量系数的影响增大, 在 NPR 为 10 时, 相较于  $R=0$  mm 的喷管构型,  $R \neq 0$  mm 的喷管构型的流量系数增幅达到 1.2%; 针对  $R \neq 0$  mm 的喷管构型,  $R$  的大小对喷管流量系数的影响在 0.5% 以内。  $R$  的存在对喷管推力矢量模态下的流量系数影响较小。

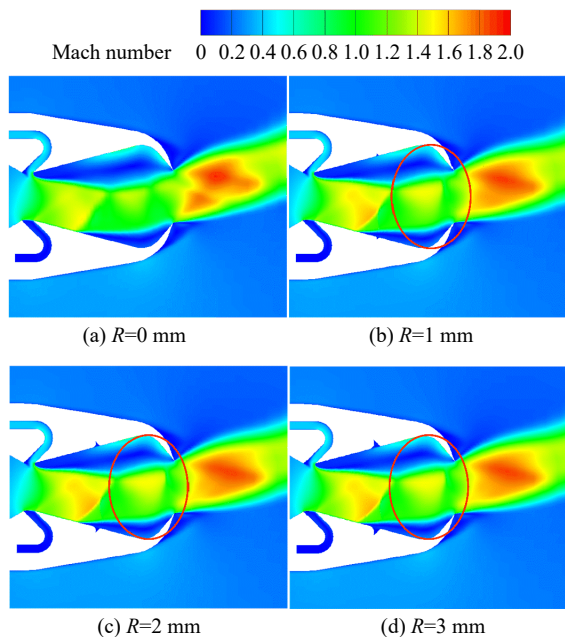


图 30 NPR 为 4 时不同喷管构型推力矢量模式不同反推通道入口倒圆半径的马赫数云图

Fig. 30 Mach number contours of different nozzles with different entrance of reverse flow channel's round radii in thrust vectoring mode with NPR of 4

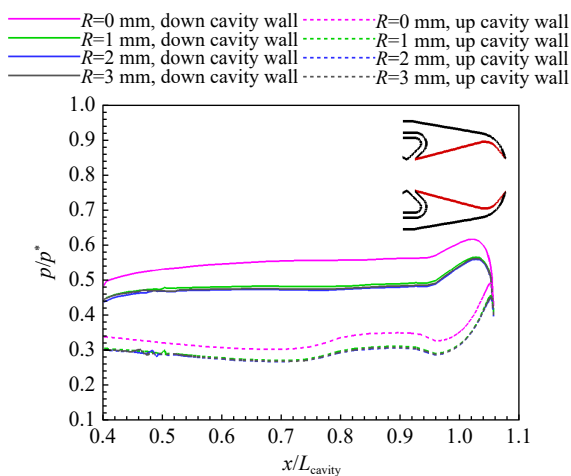


图 31 NPR 为 4 时不同喷管构型推力矢量模式的凹腔壁面无量纲压力分布

Fig. 31 Dimensionless pressure distribution along cavity wall of different nozzles in thrust vectoring mode with NPR of 4

由图 33 可知, 随着 NPR 的增加, 针对  $R \neq 0$  mm 的喷管构型, 喷管推力系数逐渐减小。这是由于当  $R \neq 0$  mm 时, 喷管内部激波的强度增加, 总压损失增加, 因此喷管的推力系数下降, 其中在 NPR 为 4 时, 喷管推力系数下降幅度最大, 但是降幅保持在 1% 以内。针对  $R \neq 0$  mm 的喷管构型,  $R$  的大小对喷管推力系数的影响在 0.3% 以内。 $R$  的存在对喷管推力矢量模式下的推力系数影响较小。

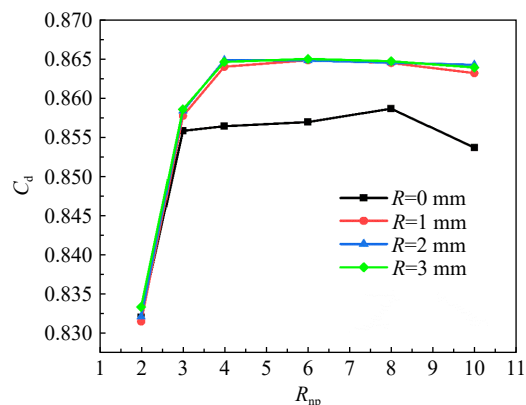


图 32 不同喷管构型推力矢量模式的流量系数

Fig. 32 Discharge coefficients of different nozzles in thrust vectoring mode

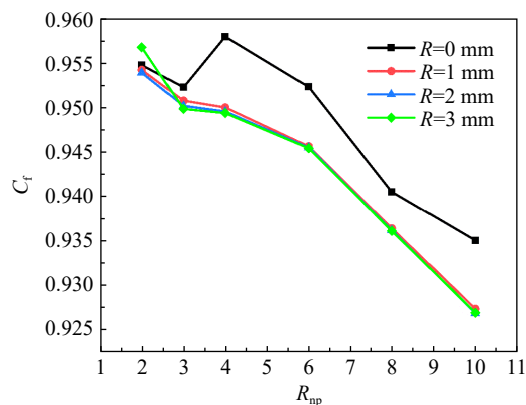


图 33 不同喷管构型推力矢量模式的推力系数

Fig. 33 Thrust coefficients of different nozzles in thrust vectoring mode

由图 34 可知, 随着 NPR 的增加,  $R \neq 0$  mm 的喷管构型相较于  $R=0$  mm 的喷管构型, 推力矢量角降幅增大, 在 NPR 为 10 时降幅达到了  $2.9^\circ$ , 但是此时的推力矢量角整体在  $14.4^\circ$  以上, 其推力矢量性能仍然优秀。这是由于  $R$  的存在使得喷管

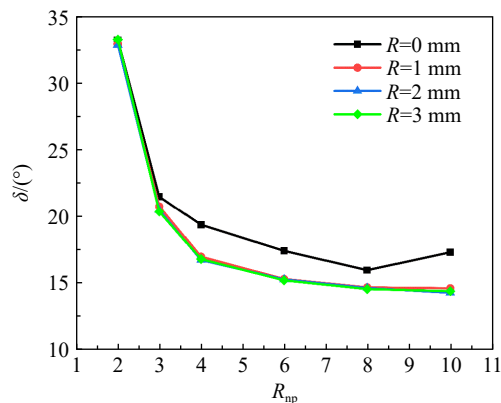


图 34 不同喷管构型推力矢量模式下的推力矢量角

Fig. 34 Thrust vectoring angles of different nozzles in thrust vectoring mode

凹腔回流区压力变小(如图 31 所示),对主流的压迫能力减弱,主流在凹腔的膨胀程度增强,气流的几何偏转角减小,最终使得喷管的推力矢量角减小。针对  $R \neq 0$  mm 的喷管构型,  $R$  的大小对喷管推力矢量角的影响在  $0.5^\circ$  以内。

综上可知,  $R$  的存在对喷管推力矢量模态推力系数和流量系数的影响均在 1.2% 以内,对推力矢量角的影响较大,降幅达到了  $2.9^\circ$ ,但是此时喷管的推力矢量角整体在  $14^\circ$  以上,满足现阶段推力矢量工程应用的需求。

#### 4.5.3 反推通道入口倒圆半径对喷管反推模态气动性能的影响

反推通道入口倒圆半径  $R$  的存在虽然对喷管推力矢量模态的性能有一定的影响,但是总体上喷管的推力矢量性能依然足够优秀,在此基础上开展反推通道入口倒圆半径  $R$  对喷管反推模态性能影响的研究。

图 35 显示的是 NPR 为 4,  $R$  分别为 0、1、2、3 mm 时喷管反推模态下的马赫数云图。当  $R \neq 0$  mm 时,反推通道入口的低压回流区随着  $R$  的增加逐渐变小,气流在反推通道的流通面积逐渐变大,一喉道逐渐成为喷管最小流通截面,因此随着  $R$  的增大,一喉道下游的声速线偏移,诱导激波和正激波的产生现象更加明显。随着  $R$  的增大,反推通道入口处低压回流区减小,使得气流在此处的

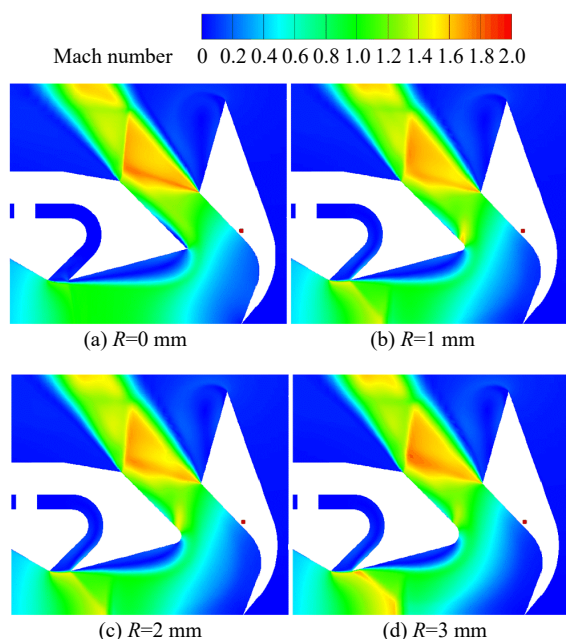


图 35 NPR 为 4 时不同喷管构型反推模态下的马赫数云图 ( $L_1/L_2=1, P_1$ )

Fig. 35 Mach number contours of different nozzles in thrust reversing mode with NPR of 4 ( $L_1/L_2=1, P_1$ )

流通面积增大,流动方向的变化也更加剧烈,因此在反推通道入口处会形成一道较弱的激波。

图 36、图 37 表示反推入口倒圆半径  $R$  对喷管反推模态性能的影响。由图 36 可知,  $R \neq 0$  mm 时,相较于  $R=0$  mm 的喷管构型,反推流量系数的增长幅度随着 NPR 的增加逐渐由 7.3% 减小到 1.7%,这是由于当  $R \neq 0$  mm 时,反推通道入口处的低压回流区面积大幅度减小,流通面积增大,气流边界在一喉道处距离壁面较近,使得喷管的反推流量系数增大,另一方面反推流量系数变化幅度随着  $R$  的增加保持在 0.3% 以内。

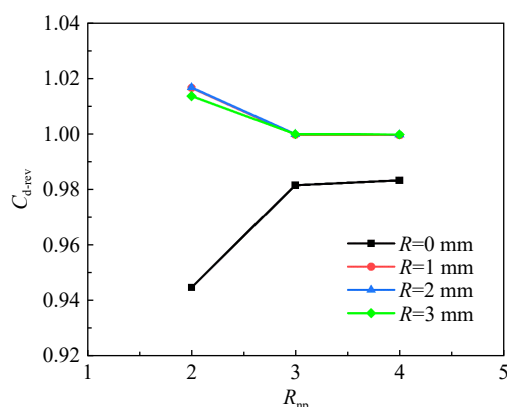


图 36 不同喷管构型反推模态下的反推流量系数  
Fig. 36 Discharge coefficients of different nozzles in thrust reversing mode

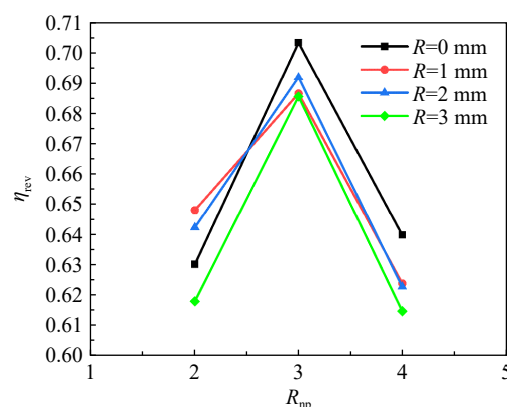


图 37 不同喷管构型反推模态下的反推效率  
Fig. 37 Thrust reverser efficiencies of different nozzles in thrust reversing mode

由图 37 可知随着落压比 NPR 的增加,喷管的反推效率呈现先增大后减小的规律,其中  $R=3$  mm 的喷管构型的反推效率最低,但是也达到了 0.61 以上。整体上看所有喷管构型的反推效率均大于文献 [10,11,17,23] 中公开的反推力装置的反推效率。

因此当反推通道入口倒圆半径  $R \neq 0$  mm 时,其反推性能依然很优秀,考虑到反推通道入口倒圆半径  $R$  太小会引起烧蚀,选择  $R=3$  mm 的喷管构型。

## 5 结 论

本文提出了一种反推改型气动推力矢量喷管,它是由旁路式双喉道气动矢量喷管(BDTN)改进而来,在不明显增加质量的前提下,增加了反推功能,在考虑降落时外流马赫数的情况下,通过数值模拟对该喷管进行参数化研究并与基准构型进行流场结构及气动性能的对比,结果表明:

1) 仅考虑反推通道宽度对喷管性能影响时,喷管平飞模态和推力矢量模态的性能不变,反推模态下,随着反推通道宽度从  $0.4H_1$  增大到  $0.55H_1$ ,喷管的最小流通截面由反推通道附近转变为一喉道所在位置,喷管反推流量系数和反推效率均伴随着大幅度上升,上升幅度在 40.4% 以上,反推通道宽度对喷管反推性能的影响较大。

2) 喷管旋转后体转轴在  $L_1/L_2=1$ 、 $L_1/L_2=1.01$ 、 $L_1/L_2=1.05$  这 3 条型线上时,当旋转后体转轴位于型线  $L_1/L_2=1$  上时,反推性能优于另外两条型线,反推效率和反推流量系数的分布均与反推通道宽度的分布规律相同,反推通道宽度对喷管反推性能的影响占主导。其中  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  作为旋转后体转轴时,喷管的反推性能最优,反推效率可达 0.63 以上,反推流量系数可达 0.95 以上,反推力装置对喷管流通能力的影响较小。

3) 选取型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$  作为旋转后体转轴,开展反推通道入口倒圆半径  $R$  对喷管性能的影响。平飞模态下, $R$  的不同对喷管推力系数和流量系数在所有工况下的影响均在 0.1% 以内;推力矢量模态下,随着 NPR 的增加, $R$  的存在对喷管流量系数、推力矢量角和推力系数的影响幅度均保持在 1.2% 以内,推力矢量角在 NPR 为 10 时由  $17.3^\circ$  下降到  $14.4^\circ$ ,但是也达到了  $14^\circ$  以上,完全满足现阶段推力矢量工程应用的需求;反推模态下, $R$  的存在使喷管反推流量系数增加 1.7% 以上,不影响喷管的通流能力,反推效率整体上略有下降,但是也保持在 0.61 以上,大于现役反推力装置的反推效率。反推改型气动矢量喷管旋转后体转轴为型线  $L_1/L_2=1$  上的  $P_1$ 、反推通道入口倒圆半径  $R=3$  mm 时,喷管的综合性能最好。

因此,反推改型气动矢量喷管在未来的工程

应用中具有很大的优势,未来将进一步开展模态转换过程的动态数值模拟研究,以及反推改型气动矢量喷管的静态、动态风洞实验研究。

## 参考文献:

- [1] JIMÉNEZ A. Thrust vectoring for advance fighter aircraft, propulsion package development[R]. AIAA2001-3991, 2001.
- [2] WEBER Y, BOWERS D. Advancements in exhaust system technology for the 21st century[R]. AIAA98-3100, 1998.
- [3] KOWAL H J. Advances in thrust vectoring and the application of flow-control technology[J]. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 2002, 48(2): 145-151.
- [4] STRYKOWSKI P J, KROTHAPALLI A, FORLITI D J. Counter-flow thrust vectoring of supersonic jets[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(11): 2306-2314.
- [5] LEE M, SONG M, KIM D, et al. Bidirectional thrust vectoring control of a rectangular sonic jet[J]. *AIAA Journal*, 2018, 56(6): 2494-2498.
- [6] LI L, HIROTA M, OUCHI K, et al. Evaluation of fluidic thrust vectoring nozzle via thrust pitching angle and thrust pitching moment[J]. *Shock Waves*, 2017, 27(1): 53-61.
- [7] DEERE K. PAB3D simulations of a nozzle with fluidic injection for yaw thrust-vector control[R]. AIAA1998-3254, 1998.
- [8] FERLAUTO M, MARSILIO R. Numerical investigation of the dynamic characteristics of a dual-throat-nozzle for fluidic thrust-vectoring[J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(1): 86-98.
- [9] 李明, 徐惊雷, 黄顺洲, 等. 旁路式双喉道无源矢量喷管: CN102434315A[P]. 2012-05-02.  
LI Ming, XU Jinglei, HUANG Shunzhou, et al. Bypass type double-throat passive vectoring sprayer nozzle: CN102434315A[P]. 2012-05-02. (in Chinese).
- [10] 饶祺, 盛鸣剑, 韩涛锋, 等. 发动机反推力装置研究[J]. 科技广场, 2014(2): 91-94.  
RAO Qi, SHENG Mingjian, HAN Taofeng, et al. Research on engine thrust reverser[J]. *Science Mosaic*, 2014(2): 91-94. (in Chinese)
- [11] 中秋. 漫谈航空发动机反推技术[J]. 兵器知识, 2014(9): 62-64.  
ZHONG Qiu. Random talk on reverse thrust technology of aero-engine[J]. *Ordnance Knowledge*, 2014(9): 62-64. (in Chinese)
- [12] 高昊浩, 陈永琴, 苏三买, 等. 反推力装置结构优化设计[J]. 航空动力学报, 2022, 37(8): 1724-1731.  
GAO Wuhao, CHEN Yongqin, SU Sanmai, et al. Structural optimization design of thrust reverser[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2022, 37(8): 1724-1731. (in Chinese)
- [13] 靳宝林, 邢伟红, 刘殿春. 飞机/发动机推进系统反推力装置[J]. 航空发动机, 2004, 30(4): 48-52, 58.  
JIN Baolin, XING Weihong, LIU Dianchun. Thrust reversers of Aircraft/engine propulsion system[J]. *Aeroengine*, 2004, 30(4): 48-52, 58. (in Chinese)
- [14] 邵万仁, 叶留增, 沈锡钢, 等. 反推力装置关键技术及技术途径初步探讨[R]. 广东 深圳: 大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会学术年会, 2007.
- [15] 代小强. 侧风及反推气流对发动机进口流场综合影响的数值研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.  
DAI Xiaoqiang. Numerical investigation on the comprehensive influence of crosswind and reverser flow to engine inlet flow field[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,

2019. (in Chinese)
- [16] HUANG Shuai, XU Jinglei, YU Kaikai, et al. Design and experimental study of a bypass dual throat nozzle with the ability of short/vertical takeoff and landing[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 121: 107301.
- [17] MAHMOOD T, JACKSON A, SETHI V, et al. Thrust reversers for a separate exhaust high bypass ratio turbofan engine and its effect on aircraft and engine performance[R]. San Diego, US: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibition, 2011.
- [18] 邱奥祥, 桑为民, 谢睿轩. 翼身融合背撑发动机反推绕流场数值研究[J]. 航空动力学报, 2021, 36(9): 1906-1916.  
QIU Aoxiang, SANG Weimin, XIE Ruixuan. Numerical investigation on thrust reverse flow field of podded engines on blended wing body[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(9): 1906-1916. (in Chinese)
- [19] 陈著, 单勇, 沈锡钢, 等. 着陆滑跑状态下的反推力装置重吸入特性数值模拟[J]. 航空动力学报, 2016, 31(3): 733-739.  
CHEN Zhu, SHAN Yong, SHEN Xigang, et al. Numerical simulation on re-ingestion characteristics under landing state for thrust reverser[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(3): 733-739. (in Chinese)
- [20] FLAMM J, DEERE K, MASON M, et al. Design enhancements of the two-dimensional, dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept[R]. AIAA2006-3701, 2006.
- [21] 蒋晶晶, 徐惊雷, 黄帅, 等. 平行四边形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管数值研究[J]. 航空动力学报, 2020, 35(4): 805-814.  
JIANG Jingjing, XU Jinglei, HUANG Shuai, et al. Numerical study of bypass dual throat nozzle with parallelogram cross-section [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2020, 35(4): 805-814. (in Chinese)
- [22] 蒋晶晶. 平行四边形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管及过渡段研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.  
JIANG Jingjing. Research on bypass dual throat nozzle with parallelogram cross-section and the transition section[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [23] 周莉, 王占学, 任亚强, 等. 叶栅安装角对无阻流板式叶栅反推装置性能影响的研究[J]. 工程热物理学报, 2015, 36(12): 2589-2593.  
ZHOU Li, WANG Zhanxue, REN Yaqiang, et al. Influence of cascade inlet installation angle on performance of blockerless thrust reverser[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(12): 2589-2593. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)