

# 双轴承旋转喷管型面设计及数值模拟研究\*

李瑶<sup>1,2</sup>, 徐惊雷<sup>1,2</sup>, 潘睿丰<sup>1,2</sup>, 张玉琪<sup>1,2</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, 江苏南京 210016;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏南京 210016)

**摘要:** 针对短距/垂直起降战斗机高机动飞行的迫切需求及其矢量喷管机械结构复杂笨重的问题, 提出了基于轴对称双喉道气动矢量喷管设计的双轴承旋转喷管, 通过采用双轴承结构和双喉道气动矢量喷管相结合的方式, 减少驱动结构, 使喷管能更高效、轻便地实现短距/垂直起降, 并且赋予了飞行器平飞模态高机动飞行的潜力。基于典型轴对称双喉道气动矢量喷管构型, 开展了双轴承旋转喷管的型面设计和运动规律研究, 利用数值模拟开展关键设计参数对喷管流场的影响研究, 获得喷管的性能变化规律。结果表明, 短距/垂直起降模态下, 典型构型的双轴承旋转喷管推力矢量角最大可达 $108^\circ$ , 满足短距/垂直起降飞行器对喷管的要求。凹腔段的长短轴比值对喷管短距/垂直起降模态的性能影响较大, 相同落压比条件下, 长短轴比值越大, 喷管的总推力系数越低, 推力矢量角越大, 并且推力矢量角最大差值达到 $41^\circ$ 。本文所提出的双轴承旋转喷管可为未来具备短距/垂直起降、高机动性能的飞行器动力系统提供一种新的解决方案。

**关键词:** 短距/垂直起降; 双轴承旋转喷管; 双喉道气动矢量喷管; 气动性能; 数值模拟

**中图分类号:** V231.3

**文献标识码:** A

**文章编号:** 1001-4055 (2024) 05-2212046-12

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2212046

## 1 引言

相较于传统战斗机, 短距/垂直起降 (Short/vertical takeoff or landing, S/VTOL) 战斗机对跑道的依赖性得到有效降低, 生存能力和作战能力显著提升, 短距/垂直起降也因此成为现代战斗机的一项重要性能<sup>[1]</sup>。推力矢量技术是 S/VTOL 战斗机的关键技术之一, 满足战斗机用矢量喷管大矢量角以及矢量角连续可调的要求。国内外围绕 S/VTOL 战斗机用矢量喷管开展了大量研究<sup>[2-4]</sup>。目前 S/VTOL 喷管多为机械矢量喷管, 主要包括单膨胀斜面喷管、加力矢量偏转喷管和三轴承旋转喷管, 其中三轴承旋转喷管因大矢量角状态下气动性能优异的特点得到广泛运用。

三轴承旋转喷管由固定段和三段可相对转动的筒体构成, 通过驱动机构控制三段筒体转动实现喷管出口转向。王向阳等<sup>[5]</sup>通过几何关系分析, 阐明了

三轴承旋转喷管转向的基本原理; 刘帅等<sup>[6-8]</sup>研究了三轴承旋转喷管的型面设计、运动规律及流场特性; 是介等<sup>[9]</sup>研究了三轴承旋转喷管的红外辐射特性。研究表明, 三轴承旋转喷管的矢量角可达 $95^\circ$ , 满足 S/VTOL 战斗机用矢量喷管大矢量角的需求。但三个驱动机构及轴承的存在使喷管结构的复杂程度和控制难度显著增加, 热防护困难, 响应速度慢。因此, 减少喷管机械结构对现有 S/VTOL 战斗机用矢量喷管的简化设计和矢量控制性能提升具有重要意义。

近年来, 气动推力矢量喷管因其结构简单、质量轻的优点, 成为发动机喷管领域的研究热点<sup>[10]</sup>。具有代表性的气动推力矢量喷管有激波矢量控制型、喉道偏移型、逆向流型及同向流型。双喉道气动矢量喷管属于喉道偏移型气动矢量喷管, 其在常规拉瓦尔喷管后增加一个收敛段, 原拉瓦尔喷管的喉道和新增的收敛段出口分别构成一喉道和二喉道, 两

\* 收稿日期: 2022-12-21; 修订日期: 2023-05-23。

基金项目: 国家科技重大专项 (2019-II-0007-0027); 先进航空动力创新工作站 (HKCX2020-02-011); 基础加强计划项目 (2022-JCJQ-ZD-115-00); 中国博士后科学基金 (2022M721598); 江苏省“卓博计划” (2022ZB214)。

作者简介: 李瑶, 硕士生, 研究领域为内流气体动力学。

通讯作者: 黄帅, 博士后, 助理研究员, 研究领域为流场控制与气动推力矢量。E-mail: huangshuaixp@126.com

引用格式: 李瑶, 徐惊雷, 潘睿丰, 等. 双轴承旋转喷管型面设计及数值模拟研究[J]. 推进技术, 2024, 45(5):2212046. (LI Y, XU J L, PAN R F, et al. Geometric design and numerical simulation study of two bearing swivel nozzle [J]. Journal of Propulsion Technology, 2024, 45(5):2212046.)

个喉道之间形成凹腔。Deere 等<sup>[11-12]</sup>首次提出双喉道气动矢量喷管方案,通过数值模拟和试验验证了喷管优异的矢量性能。Ferlauto 等<sup>[13]</sup>研究了双喉道推力矢量喷管在开环和闭环控制中的动态响应特性,结果表明简单的 PID 控制方法无法有效地控制推力矢量角。吴正科等<sup>[14]</sup>基于径向神经网络和粒子群算法的多变量综合优化方法,对双喉道气动矢量喷管进行优化设计。汪明生等<sup>[15]</sup>研究获得了不同几何参数和气动参数对双喉道气动矢量喷管内流特性的影响规律。为避免消耗高压二次流,徐惊雷团队<sup>[16-19]</sup>提出了旁路式无源双喉道气动矢量喷管方案,并进行了相应的优化设计。研究表明,相较于其他气动推力矢量喷管,双喉道气动矢量喷管具有推力矢量效率高、推力损失小等优点。

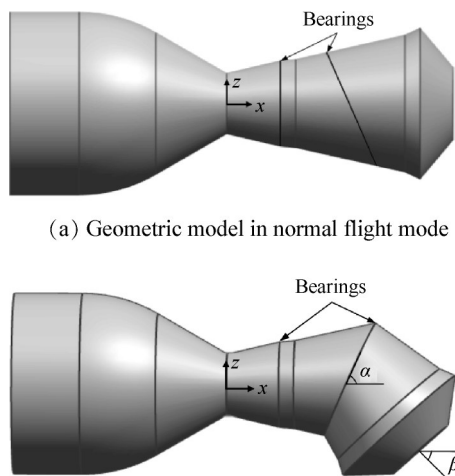
针对短距/垂直起降战斗机高机动飞行的迫切需求及其矢量喷管机械结构复杂笨重的问题,本文提出了基于轴对称双喉道气动矢量喷管的双轴承旋转喷管。相较于三轴承旋转喷管,双轴承旋转喷管有效减少了驱动结构,具备更高效、轻便的短距/垂直起降功能。平飞模态时,喷管为典型双喉道气动矢量喷管结构,可通过射流、机械扰动片等方式施加扰动提供推力矢量,进行飞行器俯仰、偏航姿态控制;短距/垂直起降模态时,通过双轴承结构使喷管出口转向,实现推力方向大角度改变,满足飞行器短距/垂直起降需要。在此基础上,本文从型面设计和运动规律两方面开展双轴承旋转喷管的方案设计,利用数值模拟开展关键设计参数对喷管流场特性的影响研究,获得设计喷管的性能变化规律。

## 2 双轴承旋转喷管型面设计及运动规律推导

### 2.1 双轴承旋转喷管型面设计

双轴承旋转喷管(2BSN)通过双轴承结构进行喷管平飞模态和短距/垂直起降模态的切换,平飞模态和短距/垂直起降模态下的喷管几何模型如图 1 所示。平飞模态时,喷管为典型的双喉道气动矢量喷管结构,可通过射流、机械扰动片等方式提供推力矢量,使飞行器具备高机动飞行能力。短距/垂直起降模态时,通过双轴承结构使喷管出口转向,实现短距/垂直起降功能。其中, $\alpha$ 为二轴承安装截面与喷管轴线的夹角, $\beta_0$ 是短距/垂直起降模态下喷管出口截面法线与水平方向的夹角。

本文提出的双轴承旋转喷管在双喉道气动矢量喷管的构型基础上对凹腔型面进行了改进设计,改进前后喷管同一流向位置的轴向截面面积相等。如



(a) Geometric model in normal flight mode

(b) Geometric model in S/VTOL mode

Fig. 1 Geometric model of 2BSN

图 2 所示,双轴承旋转喷管由进口等直段、一喉道前部收敛段、凹腔段组成,具体几何尺寸如下:一喉道直径  $d_1=20$  mm,二喉道直径  $d_2=24$  mm,凹腔段长度  $L=73.93$  mm。其中,凹腔段由  $AB$  段固定筒体和  $BD, DG$  两段可相对转动的筒体组成。基于数学理论可知,圆截面可由平面与椭圆锥相交获得,因此设计  $BC$  段为圆转椭圆段,  $CE$  段为椭圆锥的部分型面,  $EF$  段为椭圆转圆段。  $B-B$  和  $D-D$  截面均为圆截面,分别为一轴承和二轴承安装截面。  $C-C$  和  $E-E$  截面是椭圆截面,  $a, b$  代表各椭圆截面的半长轴和半短轴;其中,  $CE$  段各轴向截面的长短轴方向一致且比值相等。

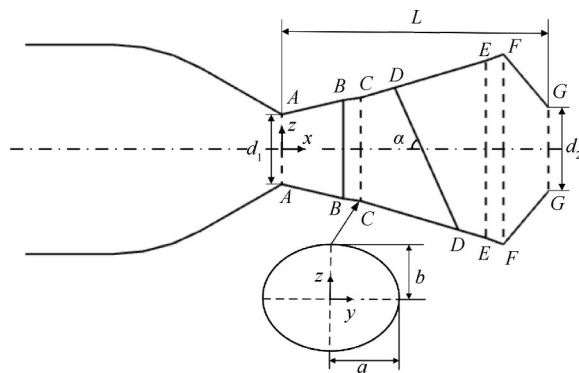


Fig. 2 Sketch of 2BSN

依据几何约束条件,以喷管一喉道截面中心为原点,喷管轴线方向为  $x$  轴,椭圆锥长轴方向为  $y$  轴,椭圆锥短轴方向为  $z$  轴,椭圆锥方程一般如下

$$\frac{y^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = \frac{(x-d)^2}{c^2} \quad (1)$$

截面方程一般形式为

$$my + nz + px = q \quad (2)$$

文献[20]给出了平面与椭圆锥面交线为圆时的充要条件,在此基础上结合喷管几何尺寸,推导获得二轴承安装角度 $\alpha$ (即D-D截面与x轴夹角)

$$\alpha = \arctan\left(\pm \frac{b}{c} \sqrt{\frac{a^2 + c^2}{a^2 - b^2}}\right) \quad (3)$$

由式(3)可知,CE段圆锥的长短轴比值 $a/b$ 决定了二轴承安装角度 $\alpha$ 的大小。在保证轴向截面面积不变的前提下,通过调整 $a/b$ 获得不同的二轴承安装角度 $\alpha$ 。

基于上述一喉道、二喉道直径与凹腔长度限制,调整 $a/b$ 获得四个喷管构型, $a/b$ 值分别为1.1,1.2,1.3和1.4。不同喷管构型的角度参数如表1所示。

Table 1 Geometric parameters of different  $a/b$  configurations

$a/b$	$\alpha/(^\circ)$	$\beta_0/(^\circ)$
1.1	66.01	47.98
1.2	57.28	65.45
1.3	51.42	77.16
1.4	46.65	86.70

### 2.2 双轴承旋转喷管运动规律研究

双轴承旋转喷管通过两段喷管筒体的相对转动,实现出口方向大角度偏转。为保证喷管仅在俯仰方向产生作用力,偏转过程中固定筒体与两段偏转筒体的轴线需保持在相同俯仰面内<sup>[8]</sup>。基于此设计要求,建立双轴承旋转喷管运动规律模型,研究喷管各段筒体相对旋转角度规律,并获得喷管机械偏转角与各段筒体旋转角度之间的关系。

参考三轴承旋转喷管的运动规律<sup>[8]</sup>,本节开展了双轴承旋转喷管的运动规律研究。如图3所示,运动规律模型在图2基础上进行了简化。BD段筒体(即偏转筒体1)绕绝对坐标系x轴旋转,D'G段筒体(即偏转筒体2)绕 $x_1$ 轴旋转,两段筒体旋转方向相反。通过坐标变换统一各段筒体坐标系,对喷管进口半径进行归一化处理,①点坐标为 $r_{01} = (0, 0, 1)$ ,②点坐标 $r_{02} = (0, 0, -1/\sin\alpha)$ 。

$x_0y_0z_0$ 坐标系绕绝对坐标系x轴旋转 $-\gamma_1$ 的余弦矩阵为 $C_0$ ;  $x_1y_1z_1$ 坐标系绕 $y_0$ 轴旋转 $-(90^\circ - \alpha)$ 的余弦矩阵为 $C_{01}$ ;  $x_2y_2z_2$ 坐标系绕 $x_1$ 轴旋转 $\gamma_2$ 的余弦矩阵为 $C_{12}$ 。根据坐标变换,两段偏转筒体分别旋转 $\gamma_1, \gamma_2$ 角后,①,②点在绝对坐标系下的坐标为

$$r_1 = C_0 r_{01} \quad (4)$$

$$r_2 = C_0 C_{01} C_{12} r_{02} \quad (5)$$

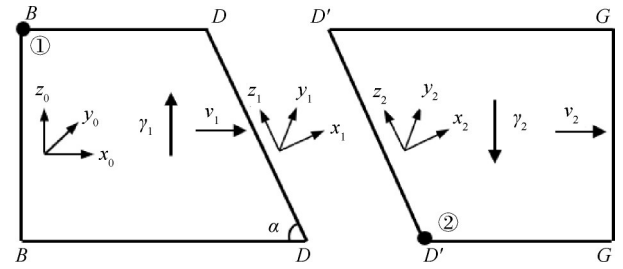


Fig. 3 Simplified geometric model of 2BSN

为保证AB段固定筒体、BD段筒体、D'G段筒体的轴线在相同俯仰面内,①,②两点坐标需满足

$$|z_1| = |z_2| \quad (6)$$

进一步获得 $\gamma_1, \gamma_2$ 的关系

$$\tan(\gamma_1) = \tan(\gamma_2/2) \sin\alpha \quad (7)$$

由图3可知,设 $v_{01} = (1, 0, 0)$ 是第一段筒体轴线在绝对坐标系 $xyz$ 中的方向矢量, $v_{02} = (\cos\alpha, 0, -\sin\alpha)$ 是第二段筒体轴线在坐标系 $x_2y_2z_2$ 中的方向矢量,两段筒体分别旋转 $\gamma_1, \gamma_2$ 角度后,矢量 $v_1 = v_{01}$ ,矢量 $v_2$ 在绝对坐标系中可表示为

$$v_2 = C_0 C_{01} C_{12} v_{02} \quad (8)$$

由几何特征关系知, $v_1$ 与 $v_2$ 的夹角为 $\beta$ ,根据式(10)可获得喷管机械偏转角 $\beta$ 与筒体偏转角度的关系,作动系统可依据此规律控制双轴承旋转喷管各段筒体的偏转。

$$\cos\beta = \frac{v_1 \cdot v_2}{|v_1| |v_2|} = \sin^2\alpha + \cos^2\alpha \cos\gamma_2 \quad (9)$$

$$\beta = \arccos(\sin^2\alpha + \cos^2\alpha \cos\gamma_2) \quad (10)$$

### 3 数值方法

#### 3.1 数值方法验证

本节采用NASA设计的轴对称双喉道气动矢量喷管构型<sup>[11]</sup>开展数值方法验证。数值方法采用时间推进的有限体积法,控制方程为雷诺平均的Navier-Stokes方程。为提高数值计算的收敛速度和求解精度,离散格式为二阶迎风格式。湍流模型采用Realizable  $k-\varepsilon$ 两方程模型,喷管近壁面采用标准壁面函数处理。喷管的主要边界条件设置如下,进口为压力进口边界,气流总压根据落压比设置;远场为压力出口边界,环境压力设为101 325 Pa;总温设为300 K,选用绝热壁面,计算过程只研究内流特性,不考虑外流影响。

针对轴对称双喉道气动矢量喷管构型<sup>[11]</sup>在喷管落压比(Nozzle pressure ratio, NPR)为1.89时的流动特性进行数值计算,并与NASA的实验和数值计算结

果进行对比。其中,NASA采用的数值计算方法为基于非定常雷诺平均 Navier–Stokes 方程开发的求解器 PAB3D<sup>[12]</sup>。图 4 给出了喷管上壁面的压力分布对比情况,横、纵坐标分别使用凹腔长度  $L$  和进口总压  $p_{in}^*$  进行无量纲化。由图 4 可知,本文的数值结果与 NASA 数据吻合良好。对称面马赫数云图对比如图 5 所示,可以看出本文数值方法计算获得的喷管内部流动结构与 NASA 结果基本一致,表明本文数值方法能良好地模拟喷管内部流动情况。

综合图 4 和图 5 可知,本文数值计算方法得到的上壁面静压分布、对称面马赫数云图与 NASA 的实验和数值计算结果吻合良好,验证了计算方法的可靠性。

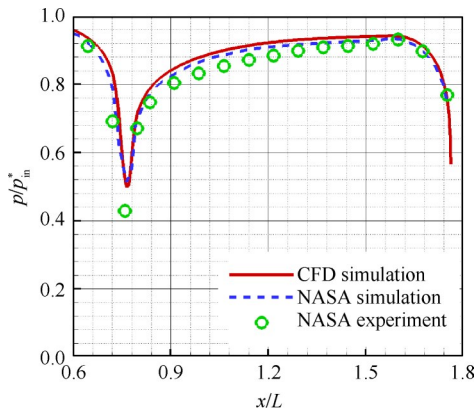


Fig. 4 Comparison of experiment results and numerical simulation of upper surface pressure

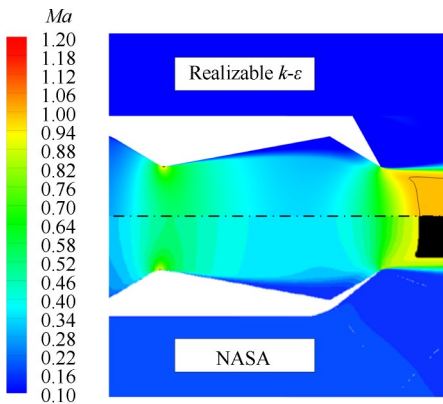


Fig. 5 Mach contours obtained from numerical simulation in the paper and NASA

### 3.2 网格无关性验证

为减少网格对数值计算结果的影响,本节开展网格无关性验证。以短距/垂直起降模式下的几何模型为例,使用 ICEM 软件进行网格划分。为提高计算精度,计算域均采用结构化网格,对喷管壁面等区域

进行局部加密,保证近壁面网格在  $11.5 \sim 30 \leq y^+ \leq 200 \sim 400$  内,以满足湍流模型和壁面函数的要求。在相同边界条件下,对双轴承旋转喷管划分 3 组不同数量的网格,分别为稀疏网格(100 万)、中等网格(200 万)、稠密网格(400 万),中等网格如图 6 所示。

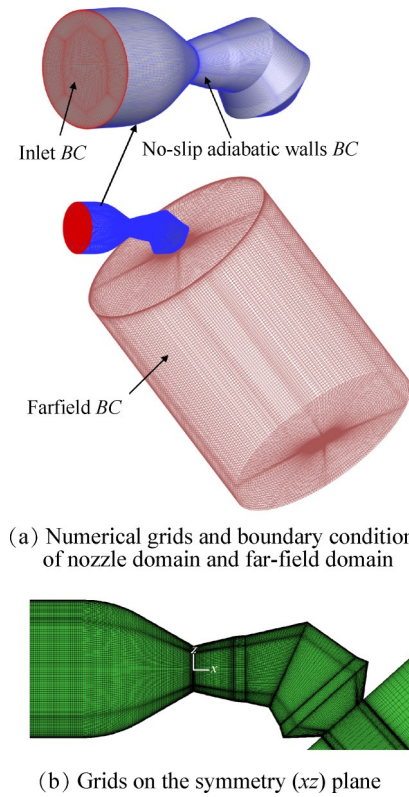


Fig. 6 Computational grids and boundary conditions of 2BSN

相同计算条件下,不同数量网格得到的喷管上壁面中心线的压力分布如图 7 所示,气流在一喉道前部收敛段作用下沿流向膨胀加速、压力降低,流经一喉道后在凹腔扩张段前部减速增压。整体上三种数量网格的压力分布基本一致。但由局部放大图可知,相较于中等网格与稠密网格,稀疏网格在凹腔的压力分布存在较大偏差,而中等网格与稠密网格的计算结果基本一致。因此,为兼顾计算精度与计算效率,本文均采用中等网格开展研究。

### 3.3 性能参数定义

本喷管的主要工作模态分为平飞模态和短距/垂直起降模态,选择矢量喷管最常用的关键性能参数以定量评估喷管的性能,相关参数定义如下:

喷管落压比  $NPR$  为进口气流总压与环境压力的比值,决定喷管的流态,是研究喷管性能的重要参数。

$$NPR = p_{in}^* / p_b \quad (11)$$

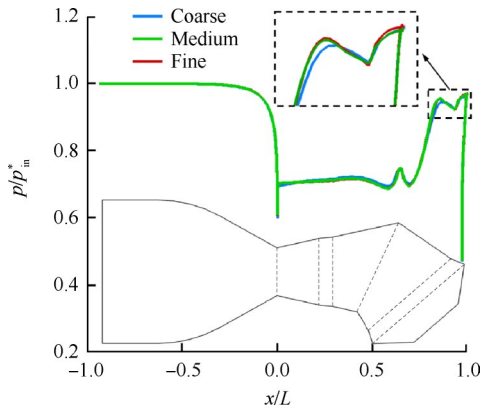


Fig. 7 Pressure distributions of different grids on upper center line surface

喷管的流量系数  $C_m$  定义为实际流量与理想流量的比值

$$C_m = \dot{m}_e / \dot{m}_i \quad (12)$$

式中理想流量  $\dot{m}_i$  的定义如下

$$\dot{m}_i = \left( \frac{\gamma}{R} \right)^{\frac{1}{2}} \left( \frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} A_1 q(\lambda) \frac{P_{in}^*}{\sqrt{T_{in}^*}} \quad (13)$$

喷管的升力系数  $C_{fz}$  定义为  $z$  方向实际推力与理想推力的比值

$$C_{fz} = F_z / F_i \quad (14)$$

喷管的总推力系数  $C_f$  定义为实际总推力与理想推力的比值

$$C_f = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2} / F_i \quad (15)$$

喷管的推力矢量角  $\delta$  定义为推力方向与  $x$  正向的夹角

$$\delta = \begin{cases} \text{actan}(F_z / F_x), & F_x > 0 \\ \text{actan}(F_z / F_x) + 180^\circ, & F_x \leq 0 \end{cases} \quad (16)$$

式中喷管轴向( $x$ 方向)推力  $F_x$

$$F_x = (p_e - p_b) A_x + \dot{m}_e v_x \quad (17)$$

喷管俯仰方向( $z$ 方向)升力  $F_z$

$$F_z = (p_e - p_b) A_z + \dot{m}_e v_z \quad (18)$$

理想推力  $F_i$  定义如下

$$F_i = \dot{m}_e \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} RT_{in}^* \left[ 1 - \left( \frac{p_b}{p_{in}^*} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (19)$$

以上式中  $\gamma$  为气体比热比,  $R$  为理想气体常数,  $A_1$  为一喉道面积,  $\lambda$  为速度系数,  $q(\lambda)$  为流量函数,  $p_b, p_{in}^*, p_e$  分别为环境压力、喷管进口总压以及出口静压,  $T_{in}^*$  为喷管进口总温,  $A_x, A_z$  是喷管出口在  $x, z$  方向的投影面积,  $v_x, v_z$  是喷管出口速度在  $x, z$  方向的分量,  $\dot{m}_e$  为喷管出口流量。

## 4 结果分析

根据2.1节理论分析可知,长短轴比值  $a/b$  是双轴承旋转喷管的关键设计参数。因此,本节通过数值模拟开展长短轴比值  $a/b$  对喷管平飞模态和短距/垂直起降模态下流场特性的影响研究。

### 4.1 平飞模态

平飞模态下,双轴承旋转喷管为典型的双喉道气动矢量喷管结构,几何模型如图8所示,随着  $a/b$  的增加,喷管凹腔的扁平程度增加,过渡段型面变化也更加剧烈。

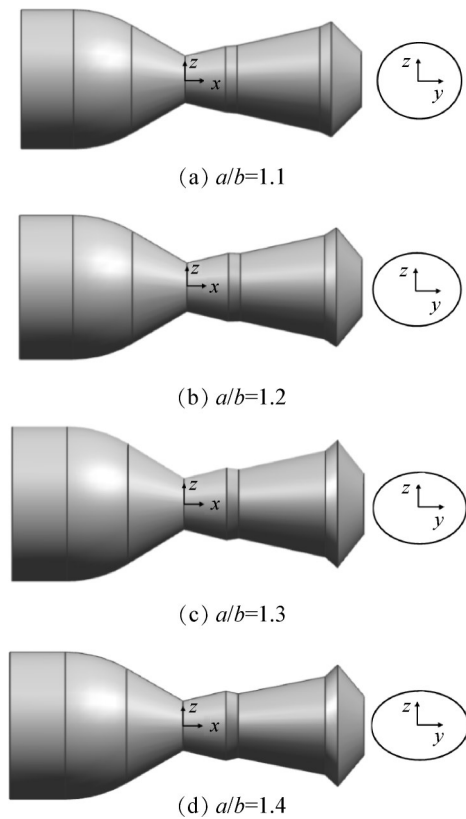


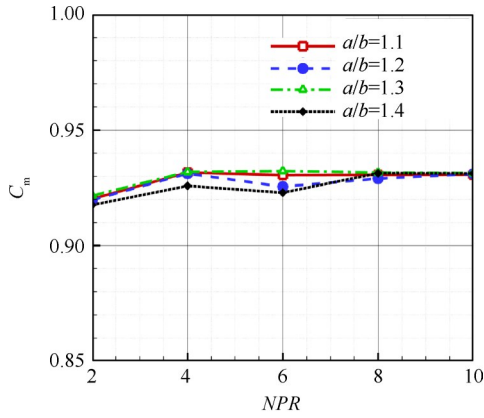
Fig. 8 Geometric models with different  $a/b$  configurations in normal flight mode

平飞无矢量状态下,对喷管在  $NPR=2, 4, 6, 8, 10$  五个典型工况的流场进行数值模拟。喷管性能参数随长短轴比值的变化规律如图9所示,在  $NPR=2\sim 10$  内,随着  $NPR$  增加,喷管流量系数先增加然后基本不变;总推力系数先增加后降低,  $NPR=4$  时推力系数最高。

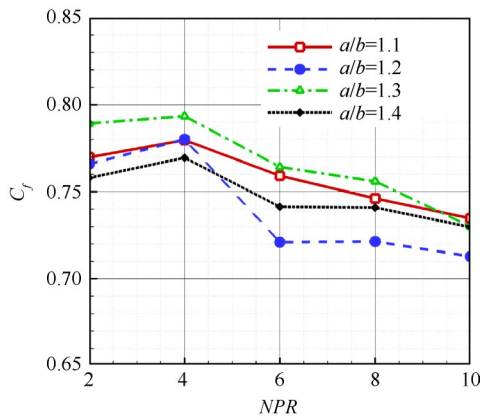
图10和图11展示了平飞模态下不同喷管构型  $xy, xz$  对称面流场随  $NPR$  从低到高的变化过程。以  $a/b=1.1, a/b=1.2$  的喷管构型为例,  $NPR=2$  时,气流经收缩段加速后在一喉道局部区域达到声速,在一喉

道下游形成声速面;  $NPR=4$  时, 气流在一喉道处形成声速面, 随后沿着凹腔内分离区形成的“气动”型面

往下游流动, 在凹腔扩张段内, 产生诱导激波和马赫反射, 形成一系列激波串。此时喷管处于欠膨胀状态, 气流在管外进一步膨胀加速;  $NPR=10$  时, 喷管流场马赫数分布与  $NPR=4$  时类似, 但由于  $NPR$  进一步提升, 喷管出口欠膨胀程度加剧。



(a) Discharge coefficient vs  $NPR$

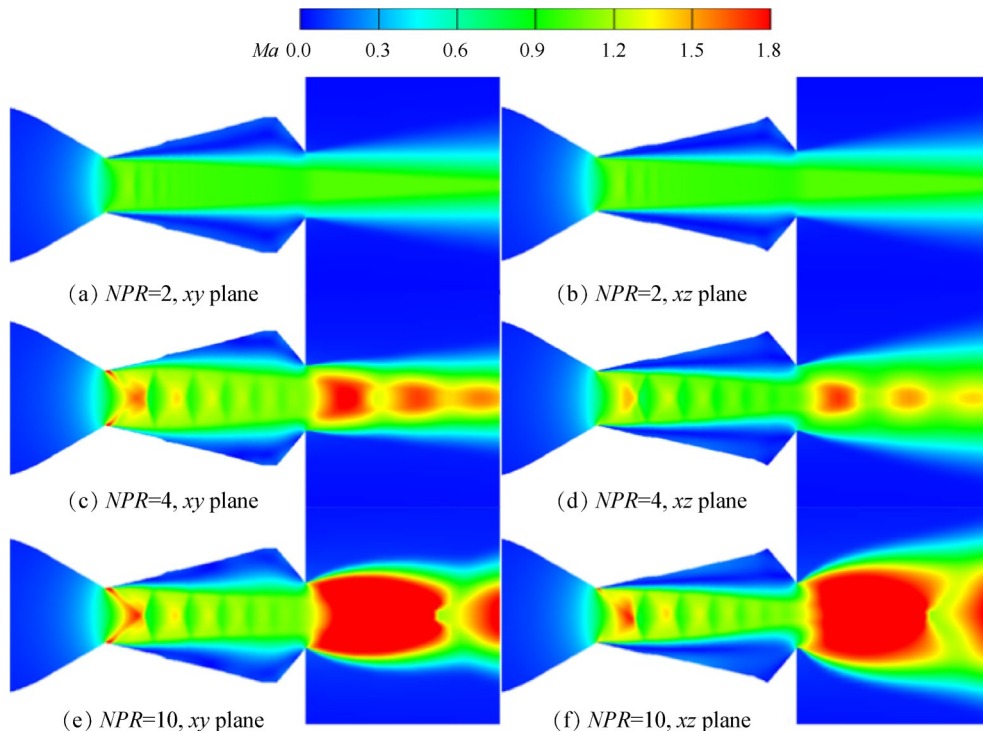


(b) Total thrust coefficient vs  $NPR$

**Fig. 9 Aerodynamic performances of different  $a/b$  configurations in normal flight mode**

图12和图13是不同喷管构型  $xy, xz$  对称面的马赫数云图, 其中黑色虚线为  $Ma=1$  的声速线。图14为  $x$  轴轴向截面马赫数云图, 黑色实线为流线。结合图8可知, 受凹腔扩张段前部和凹腔收敛段圆截面的结构限制, 在圆转椭圆  $BC$  段内, 双轴承旋转喷管  $x$  轴对应轴向截面在长轴方向的长度增加, 短轴方向的长度减小; 在椭圆转圆  $EF$  段,  $x$  轴对应轴向截面在长轴方向的长度减小, 在短轴方向的长度增加。由轴向截面马赫数云图可以发现, 在  $BC$  段圆转椭圆过渡型面的影响下, 扩张段前部主流在轴向截面的形状在长轴方向延伸, 在短轴方向缩短; 流经椭圆转圆  $EF$  段后, 气流在轴向截面的形状在长轴方向缩短, 在短轴方向延伸, 主流在各横截面上的形状趋于均匀。随着  $a/b$  增加, 过渡段型面变化更加剧烈, 加剧了气流分离, 凹腔扩张段内分离区变大并向上游延伸, 进而限制气流膨胀。

双轴承旋转喷管在平飞模态时为典型双喉道气动矢量喷管结构, 而对于双喉道气动矢量喷管在平飞矢量状态的流动情况, 已有丰富研究基础<sup>[21-22]</sup>, 可通过有源注气、无源注气以及机械扰动片



**Fig. 10 Process of Mach number contour development with the increase of  $NPR$  of configuration  $a/b=1.1$**

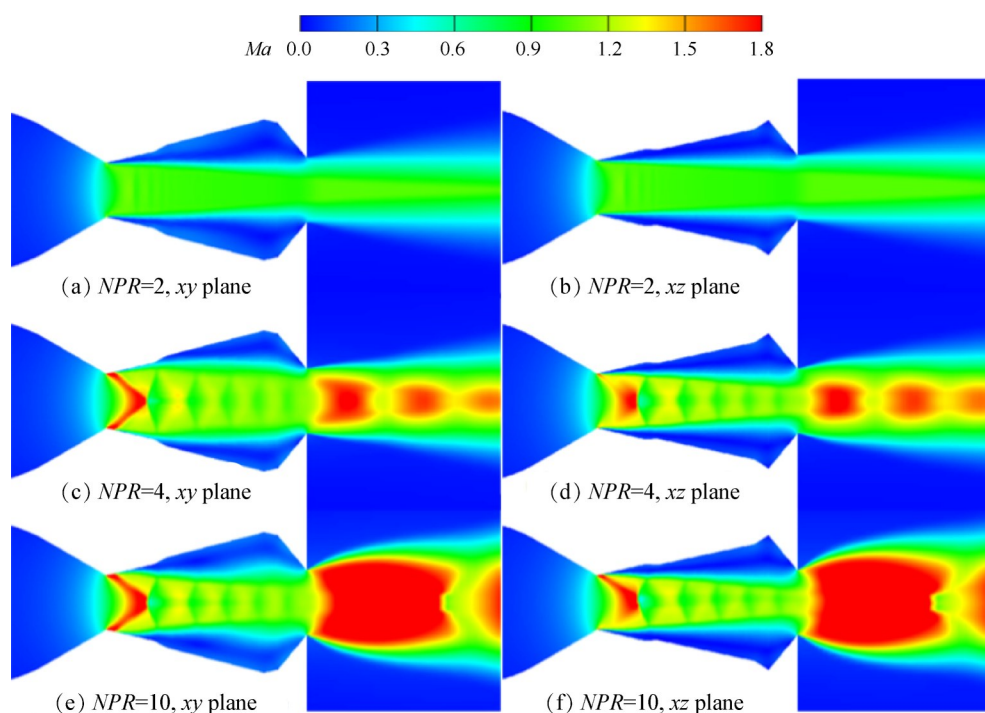


Fig. 11 Process of Mach number contour development with the increase of NPR of configuration  $a/b=1.2$

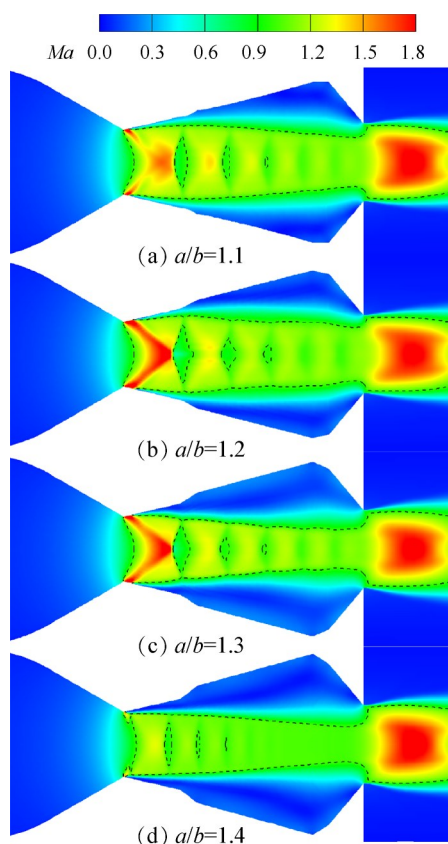


Fig. 12 Mach contours of different  $a/b$  configurations in normal flight mode ( $xy$  plane,  $NPR=4$ )

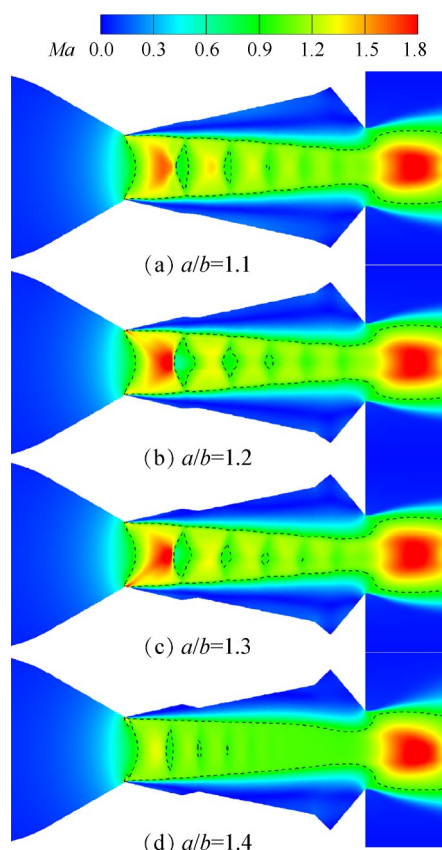


Fig. 13 Mach contours of different  $a/b$  configurations in normal flight mode ( $xz$  plane,  $NPR=4$ )

等方式提供推力矢量,矢量性能优异。由此可知,双轴承旋转喷管在平飞模态也具备良好的推力矢量性能。

#### 4.2 短距/垂直起降模态

短距/垂直起降模态下,喷管两段筒体相对转动,使得喷管出口转向,转向后的几何构型如图15所示。

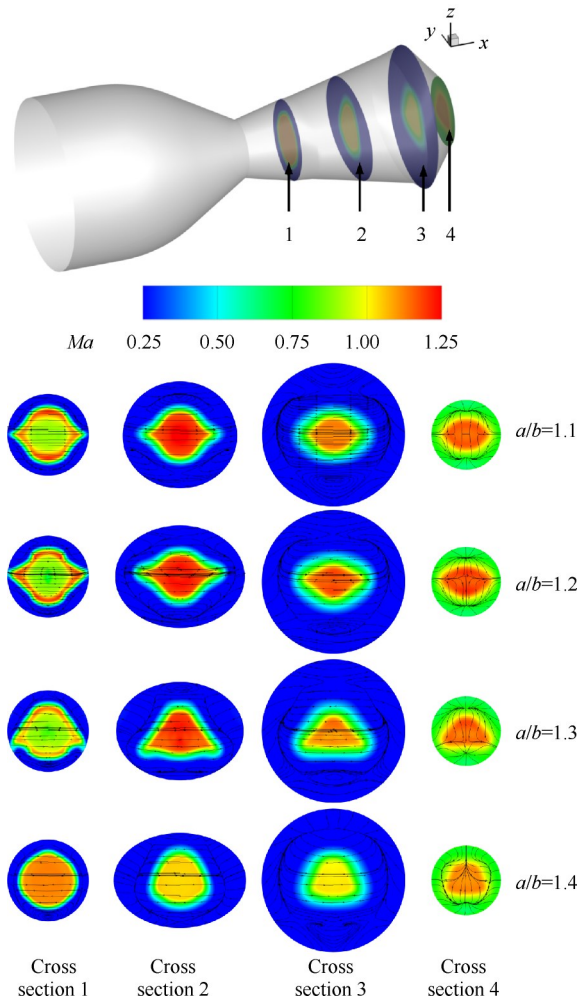


Fig. 14 Mach contours of different  $a/b$  configurations in normal flight mode (cross section,  $NPR=4$ )

随着  $a/b$  的增加,双轴承旋转喷管的机械偏转角  $\beta$  增加,二轴承安装位置处的下壁面型面偏折程度相应增加。本节对短距/垂直起降模式下喷管在  $NPR=1.5, 2, 3, 4$  典型工况的流场进行数值模拟,获得喷管流场和气动特性参数随  $NPR$  和长短轴比值  $a/b$  的变化规律。

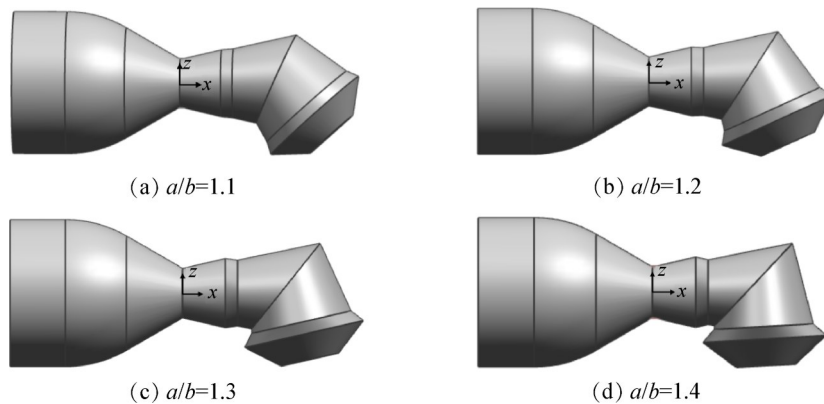


Fig. 15 Geometric models with different  $a/b$  configurations in S/VTOL mode

短距/垂直起降模式下,喷管性能参数随长短轴比值的变化规律如图 16 所示,在相同  $NPR$  下,随着  $a/b$  增加,喷管推力矢量角  $\delta$  增加,升力系数、总推力系数逐渐降低,流量系数基本不变。在  $NPR=1.5\sim 4$  内,随着  $NPR$  增加,喷管的流量系数增加; $a/b=1.1, a/b=1.2$  喷管的升力系数和总推力系数逐渐增加; $a/b=1.3, a/b=1.4$  喷管的升力系数和总推力系数先增加后降低,在  $NPR=3$  达到最大值。造成此现象的主要原因是随着  $a/b$  的增加,喷管型面在下壁面处的偏折角度增大,凹腔内轴向截面的横向压力梯度增大,使得横向流动愈发剧烈,气流分离导致的流动损失相应增加;此外,随着  $NPR$  增加,喷管的气流速度而增加,而高速气流进一步加剧了凹腔内的流动分离,流动损失进一步增加。对于下壁面偏折角度较大的  $a/b=1.3, a/b=1.4$  喷管而言,流动分离造成的推力系数损失大于气流加速带来的推力系数增加,使得  $NPR>3$  时,  $a/b=1.3, a/b=1.4$  构型的升力系数、总推力系数随着  $NPR$  的增加而降低。

喷管轴向截面和对称面马赫数云图如图 17 和图 18 所示,其中,图 17 的黑色实线为流线,图 18 的黑色长虚线为  $Ma$  等值线。短距/垂直起降模式下,喷管内气流流经一喉道后沿水平方向流动,直至撞击至凹腔段壁面发生偏转,大部分主流继续沿凹腔收敛段壁面向下游流动。部分主流受壁面阻滞作用,向上游流动并形成分离区。其中,随着  $a/b$  增加,喷管下壁面的偏折程度增大,加剧了气流分离,分离区变大并向上游延伸,流动损失相应增加。同时,气流剧烈偏转过程中,受离心力影响,喷管上壁面压强高于下壁面,在主流中心区域形成涡对,随着下游截面的连续扩张,涡对流动区域变大。

由图 19 流线图可知,侧壁附近的气流在凹腔偏转段沿着喷管壁面形成螺旋状的横向流动,随后贴



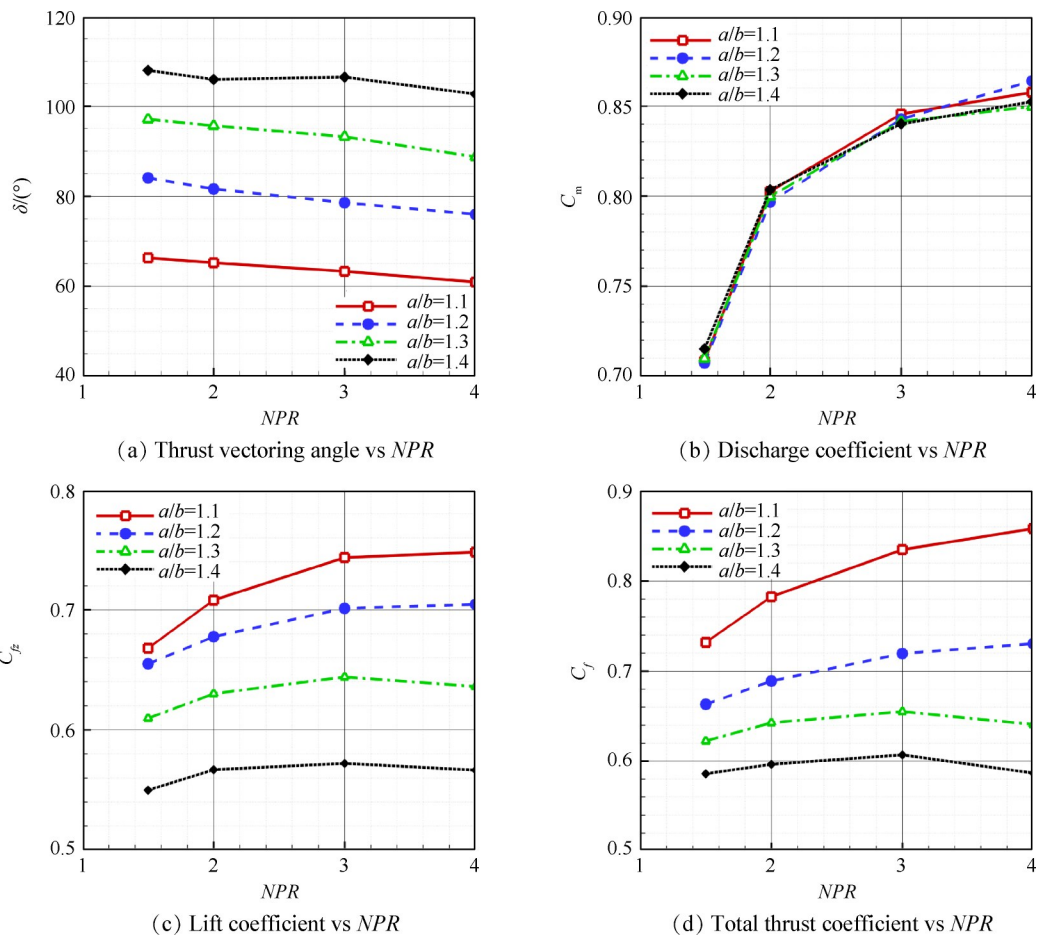


Fig. 16 Aerodynamic performances of different  $a/b$  configurations in S/VTOL mode

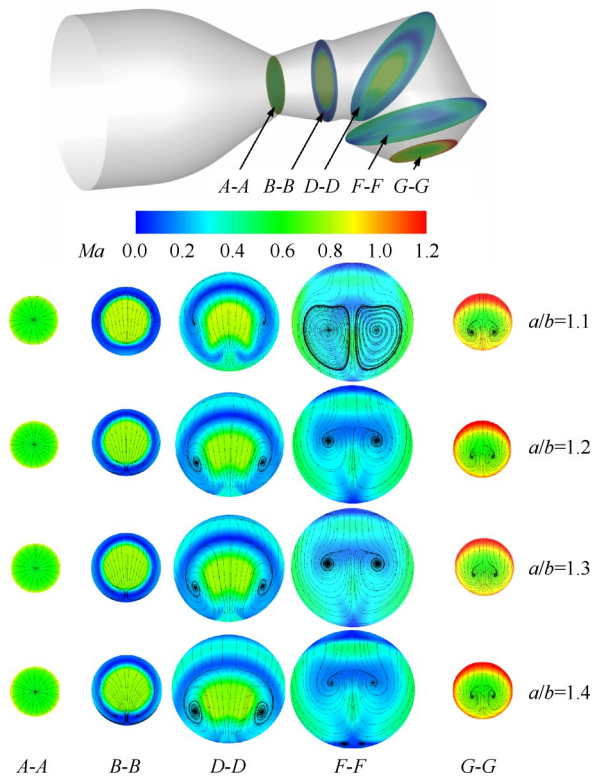


Fig. 17 Mach contours of different  $a/b$  configurations in S/VTOL mode (cross section,  $NPR=4$ )

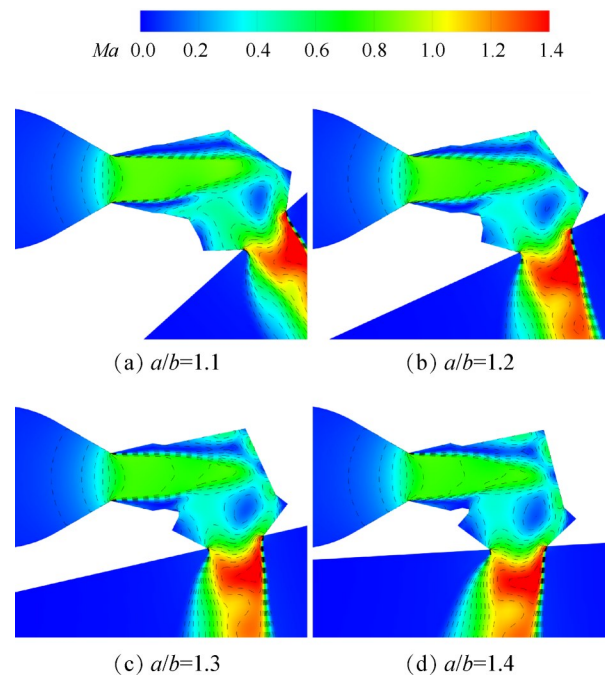


Fig. 18 Mach contours of different  $a/b$  configurations in S/VTOL mode ( $xz$  plane,  $NPR=4$ )

近下壁面汇入主流,在凹腔收敛段进一步加速。由于气流的横向流动,出口气流速度分布不均匀,贴近上壁面的气流速度较大;而上壁面附近气流沿着凹腔收敛段壁面流动,与出口法向存在夹角,带动主流进一步向下偏转,使得喷管实际推力矢量角大于机械偏转角。喷管凹腔段气流的横向流动以及气流在壁面处强制偏转是造成双轴承旋转喷管短距/垂直起降模态推力系数损失较大的主要原因。

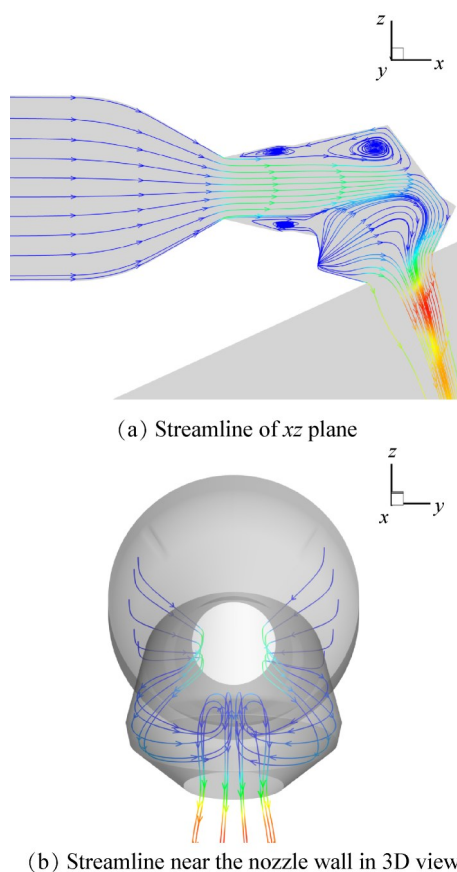


Fig. 19 Streamline of nozzle internal flow field in S/VTOL mode ( $NPR=4$ )

## 5 结论

本文提出了基于轴对称双喉道气动矢量喷管设计的双轴承旋转喷管,对喷管的型面设计和运动规律进行了研究,并利用数值模拟方法获得了关键设计参数对喷管性能的影响规律,主要结论如下:

(1)通过采用双轴承结构和双喉道气动矢量喷管相结合的方式,获得了双轴承旋转喷管的设计方案,并通过理论推导获得喷管各段筒体的相对运动规律。双轴承旋转喷管的二轴承安装角度 $\alpha$ 由凹腔段圆锥的长短轴比值 $a/b$ 决定,取值范围受喷管凹腔尺寸限制。针对典型构型,随着 $a/b$ 增加,二轴承安

装角度 $\alpha$ 减小,机械偏转角 $\beta$ 逐渐增加。

(2)平飞无矢量状态时,在 $NPR=2\sim 10$ 内,随着 $NPR$ 的增加,流量系数先增加然后基本不变,总推力系数先增加而降低。

(3)短距/垂直起降模态时,随着 $a/b$ 的增加,喷管的流量系数基本不变,推力矢量角增加,升力系数、总推力系数降低。在 $NPR=1.5\sim 4$ 内,随着 $NPR$ 的增加,流量系数增加;推力矢量角 $\delta$ 降低,最大差值达到 $41^\circ$ ,其中 $a/b=1.4$ 构型的最大推力矢量角可达 $108^\circ$ ;  $a/b=1.1$ ,  $a/b=1.2$ 喷管的升力系数和总推力系数逐渐增加,  $a/b=1.3$ ,  $a/b=1.4$ 喷管的升力系数和总推力系数先增加后降低。

(4)在双轴承旋转喷管中,气流流经非轴对称凹腔型面后产生剧烈的三维流动。短距/垂直模态下,凹腔内气流的横向流动以及气流在壁面处的强制偏转是造成双轴承旋转喷管推力系数损失较大的主要原因。

后续研究可在本文研究基础上,从减小凹腔长度、改变轴承流向安装位置、优化过渡段等方面进一步优化设计双轴承旋转喷管,改善喷管的内部气流分离情况,以提高喷管的气动性能。

致谢:感谢国家科技重大专项、先进航空动力创新工作站、基础加强计划项目、中国博士后科学基金和江苏省“卓博计划”的资助。

## 参考文献

- [1] 叶代勇, 滕健, 郭捷, 等. 短距起飞/垂直降落战斗机发动机发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2013, 39(1): 74-78.
- [2] 王占学, 刘帅, 周莉. S/VTOL战斗机用推力矢量喷管技术的发展及关键技术分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(4): 1-6.
- [3] LU F, TERRIER D. Performance analysis of STOVL aircraft nozzle in hover[C]. Reno: 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.
- [4] 王中荣, 王蓉, 冯松涛, 等. 三轴承转向喷管转向机构工作原理及运动规律[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2015, 28(3): 25-29.
- [5] 王向阳, 朱纪洪, 刘凯, 等. 三轴承推力矢量喷管运动学建模及试验[J]. 航空学报, 2014, 35(4): 911-920.
- [6] 刘增文, 李瑞宇, 刘帅, 等. 三轴承旋转喷管型面设计与运动规律研究[J]. 机械设计与制造, 2014(7): 65-67.
- [7] 杨帆, 刘增文, 刘帅, 等. 三轴承旋转喷管型

- 面设计与分析[J]. 航空计算技术, 2014, 44(2): 77-80.
- [8] 刘 帅, 王占学, 周 莉, 等. 三轴承旋转喷管矢量偏转规律及流场特性研究[J]. 推进技术, 2015, 36(5): 656-663. (LIU S, WANG Z X, ZHOU L, et al. Three bearing swivel nozzle vector deflection law study and fluid field calculation [J]. Journal of Propulsion Technology, 2015, 36(5): 656-663.)
- [9] 是 介, 周 莉, 史经纬, 等. 三轴承矢量喷管红外辐射特性[J]. 航空动力学报, 2022, 37(6): 1195-1205.
- [10] 瞿丽霞, 李 岩, 白香君. 流体推力矢量技术的应用验证研究进展[J]. 航空科学技术, 2020, 31(5): 64-72.
- [11] FLAMM J D, DEERE K A, MASON M, et al. Experimental study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle for a supersonic aircraft application[R]. AIAA 2007-5084.
- [12] DEERE K A, FLAMM J D, BERRIER B L, et al. Computational study of an axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle concept for supersonic aircraft application[R]. AIAA 2007-5085.
- [13] 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.
- [14] 吴正科, 杨青真, 施永强, 等. 基于RBF和PSO的双喉道气动矢量喷管优化设计[J]. 推进技术, 2013, 34(4): 451-456. (WU Z K, YANG Q Z, SHI Y Q, et al. Optimization design of the dual throat fluidic thrust vectoring nozzle based on RBF and PSO [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013, 34(4): 451-456.)
- [15] 汪明生, 杨 平. 双喉道推力矢量喷管的内流特性研究[J]. 推进技术, 2008, 29(5): 566-572. (WANG M S, YANG P. Study of dual throat nozzle internal flow characteristic [J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(5): 566-572.)
- [16] 范志鹏, 徐惊雷, 郭 帅. 次流通道对双喉道气动矢量喷管的性能影响研究[J]. 推进技术, 2014, 35(9): 1174-1180. (FAN Z P, XU J L, GUO S. Effects of secondary injection pipe on dual throat nozzle thrust vectoring performance [J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(9): 1174-1180.)
- [17] HUANG S, XU J L, YU K K, 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.
- [18] HUANG S, XU J L, YU K K, et al. Numerical study of a trapezoidal bypass dual throat nozzle [J/OL]. Chinese Journal of Aeronautics, 2022, DOI: 10.1016/j.cja.2022.11.015.
- [19] 黄 帅, 徐惊雷, 宋光韬, 等. 基于准轴对称喉道偏移式气动矢量喷管的旋转垂直起降喷管及其设计方法 [P]. 中国专利: CN112443422B, 2022-01-18.
- [20] 彭声羽. 椭圆柱面和椭圆锥面的圆截面问题[J]. 九江师专学报, 1988(6): 5-11.
- [21] 汪阳生. 新型气动矢量喷管流动机理与智能调节研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
- [22] 成 前. 椭圆形截面的旁路式双喉道气动矢量喷管性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2022.

(编辑:梅 瑛)

# Geometric design and numerical simulation study of two bearing swivel nozzle

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

- (1. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Aeronautics and Astronautics 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:** Aiming at the need for high maneuver of Short/Vertical Takeoff or Landing (S/VTOL) aircraft fighter, to reduce the complex and bulky mechanical structure of thrust vectoring nozzle, the design of two bearing swivel nozzle (2BSN) based on axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle was proposed. 2BSN combined a two-bearing structure with dual throat fluidic thrust vectoring nozzle. This design can reduce actuators, efficiently realize the function of short/vertical takeoff or landing, and it gives the aircraft with the potential for high maneuverability in normal flight mode. Based on the basic configuration of axisymmetric dual throat fluidic thrust vectoring nozzle, the design and motion law of 2BSN were investigated. The influence of key design parameters on the nozzle flow field was studied with numerical simulation methods, and the performance changes of the nozzle were obtained. The results show that the maximum thrust vectoring angle of 2BSN can reach  $108^\circ$  in S/VTOL mode, which satisfies the demand of S/VTOL aircraft. The ratio of major and minor axes of nozzle cavity has a great influence on S/VTOL performance of the nozzle. In the same nozzle pressure ratio conditions, the larger ratio of major and minor axes leads to the larger thrust vectoring angle and smaller total thrust coefficient. The maximum difference of thrust vectoring angle reaches  $41^\circ$ . 2BSN proposed in this paper can provide a new solution for the future high maneuverability and S/VTOL aircraft power system.

**Key words:** Short/vertical takeoff or landing; Two bearing swivel nozzle; Dual throat fluidic thrust vectoring nozzle; Aerodynamic performance; Numerical simulation

**Received:** 2022-12-21; **Revised:** 2023-05-23.

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.2212046

**Foundation items:** National Science and Technology Major Project of China (2019-II-0007-0027); Advanced Jet Propulsion Creativity Center of AEAC(HKCX2020-02-011); Basic Strengthening Program(2022-JCJQ-ZD-115-00); China Postdoctoral Science Foundation(2022M721598); Jiangsu Funding Program for Excellent Postdoctoral Talent(2022ZB214).

**Corresponding author:** HUANG Shuai, E-mail: huangshuaixp@126.com