



基于康达效应的高速气流推力矢量喷管*

姚清河, 王思淼, 杨耿超, 白欣彤, 李明洋, 王昱森

中山大学航空航天学院, 广东 深圳 518107

摘要: 基于康达效应设计了一种高速气流推力矢量喷管, 利用其对流体的偏转作用实现主流方向控制。喷管由主通道以及外侧八个独立气室和出口处的康达壁面组成, 可通过气室外部的开合情况来实现八个偏转方向的控制。本文对所设计的高速气流推力矢量喷管进行了仿真计算, 研究了主流速度、气室开合情况及康达壁面曲率三个参数对主流偏转效果的影响。数值模拟结果表明: (1) 主流速度在 50~160 m/s 时, 不同的开合组合的偏转效果有较为显著的差异。(2) 气室打开数量为奇数时, 偏转效果优于偶数。只有一个气室开口时, 偏转效果最优。(3) 计算得到三维喷管最优康达壁面的曲率是 55.26。本文设计的高速气流推力矢量喷管能够达到较好的偏转控制效果, 最大偏转角度可达到 85.91°。

关键词: 康达效应; 高速气流; 推力矢量喷管; 气流偏转

中图分类号: V271 **文献标志码:** A **文章编号:** 2097-0137(2025)01-0265-10

High-speed thrust vector nozzle based on Coandă effect

YAO Qinghe, WANG Simiao, YANG Gengchao, BAI Xintong, LI Mingyang, WANG Yusen

School of Aeronautics and Astronautics, Sun Yat-sen University, Shenzhen 518107, China

Abstract: In this paper, a high-speed thrust vector nozzle is designed based on the Coanda effect to realize the mainstream direction control by its deflecting effect on the fluid. The nozzle design is composed of the main passage, eight independent gas chambers on the outside and a Coandă wall at the exit. Eight deflection directions can be controlled through the switching condition of the outdoor part of the gas. In this paper, the numerical simulation method is used to simulate the designed high-speed thrust vector nozzle. The influence of the three parameters of the mainstream velocity, the opening and closing of the gas chamber, the change of the curvature of the Coandă wall on the mainstream deflection effect is explored. Numerical simulation results show that: (1) When the mainstream speed is between 50~160 m/s, the deflection effect of different switch combinations is significantly different. (2) When the number of air chamber openings is odd, the deflection effect is better than even. When there is only one air chamber opening, the deflection effect is optimal. (3) The curvature of the optimal Coandă wall of the three-dimensional nozzle is 55.26. The high-speed thrust vector nozzle designed in this paper can achieve better deflection control effect, and the maximum deflection angle can reach 85.91°.

Key words: Coandă effect; high-speed air flow; thrust vector nozzle; airflow deflection

* 收稿日期: 2024-03-22 录用日期: 2024-05-24 网络首发日期: 2024-07-22

基金项目: 广东省基础与应用基础研究基金(2022B1515120009, 2021B1515310001)

作者简介: 姚清河(1980年生), 男; 研究方向: 计算流体力学、并行算法;

E-mail: yaoqhe@mail.sysu.edu.cn

全文阅读



ZR20240077

康达效应(Coandă effect)是广泛存在于自然界的一种现象,原理是基于流体黏性力和压力梯度之间的相互作用(Circiu et al., 2019)。当流体流经凸面时,黏性力使得流体贴附在凸面上,而凸面上的压力梯度则导致流体沿着凸面弯曲。这种偏转行为可以用来控制流体的流动方向和力矩,从而实现推力矢量控制和姿态调整。随着全球航空技术的发展,康达效应的利用进入到航空航天领域和高超声速飞行器的研究中(陈文通,2016)。流体推力矢量技术在航空航天领域占据重要的研究地位,除为飞行器提供前进动力外,还为飞行器提供俯仰、滚转等方向控制(周宇航,2021)。康达效应与流体推力矢量技术的结合可以为飞行器提供更好的机动性和操控性能,从而提高其性能和效率。推力矢量喷管的结构也与高超声速飞行器结构理念相吻合,结合康达效应的矢量喷管技术对于航空领域和高超声速的发展和进步,有着重要的作用。

在矢量喷管研究方面, Kara et al.(2023)研究了小型无人飞行器上替代活动翼进行飞行操控的流体推力矢量系统,在实验中成功延迟了推力矢量气流在 Coandă 表面上的分离,得到了 4 种较稳定的工作状态。Deere(2003)针对冲击矢量控制法、喉咙切换法和逆流法 3 种喷管形态,解释了每种射流方法的推力矢量机制,为每种方法测试提供了配置示例,并讨论了每种方法的优缺点。Warsop et al.(2018)研究了操纵 Coandă 流动的主动流量控制技术,以便开发具有足够控制权限的系统,从而实现在不使用传统控制面的情况下操纵飞机。Waithe et al.(2003)通过计算和实验研究了二维喷管中多个喷口对射流推力矢量的影响。Jegade (2016)提出了一种双轴流体推力矢量(FTV)系统,其中飞机的超音速推进射流在横掠曲面上被排出,用以产生俯仰和偏航轴上的飞行控制力矩。矢量喷管种类繁多,而多变的形式也为其研究带来了无限可能。

在康达壁面研究方面, Bharathwaj et al.(2016)基于 ACHEON 喷管研究了不同工作条件下康达壁面曲率的最佳几何形状,得到了不同工况下的最佳曲率范围。Djojodihardjo et al.(2013, 2016, 2017a, 2017b)在微型飞行器的研究中,分别建立了不同的康达数学模型。Djojodihardjo et al.(2013, 2016, 2017a, 2017b)的数学模型和导出的性能指标

能够很好地描述半球形康达微型飞行器流场的物理现象,但研究中没有考虑黏度、康达射流厚度、表面曲率半径和康达射流稳定性的影响。Ahmed et al.(2014)论述了球面构型的微型飞行器,得出相应的举升参数为初步设计作参考。Constantinescu et al.(2013)通过实验和数值模拟,验证了康达效应对飞行器提升升力的效果是最大的。Forster et al.(2017)通过对不同的康达装置进行数值模拟,评估了康达半径与狭缝高度比、喷嘴形状和康达表面与阶梯的关系,证实了循环控制在康达系统中的潜力。Feng et al.(2017)同样利用数值模拟探究了高马赫数下的康达射流循环控制涡轮叶栅的性能,研究了不同形状(椭圆形和圆形)的康达表面对叶片尾缘的影响。在 Dumitrache et al.(2018)的研究中,提出了康达效应四种可能的应用,其中包括二次射流的推力矢量作用及在气动发动机上获得推进效应等,同时提出了一些增强康达效应的方法。

中国民航大学的佟川等(2021)提出一种基于康达效应的无源流体推力矢量喷管。通过软件仿真,验证了该类型矢量喷管对气流控制的有效性。南京航空航天大学的潘睿丰(2021)团队设计了一种旁路式双喉道气动矢量喷管,可以在保证其气动性能与矢量性能的基础上,提高喷管出口射流掺混效率,提高飞行器的低可探测性能。另外,南京航空航天大学顾蕴松团队研制了一种二元流体式推力矢量喷管,采用能量消耗极小的被动二次流与 Coandă 壁面相结合的方式对低速主射流进行矢量偏转控制,通过改变喷管控制缝入口面积实现了主射流偏转的连续比例控制(曹永飞等,2015)。南京航空航天大学的龚东升等(2020)则已经完成了符合飞行器控制要求的二维无源流体推力矢量喷管的设计与实验,但后续仍须对无源矢量喷管控制性能展开更多研究,包括推力损失、矢量动态响应、空间流场三维结构、Coandă 壁面流动结构、喷管结构参数对矢量偏转规律的影响等。

目前,国内外在流体推力矢量喷管方面进行了不少的研究工作。但,该研究领域仍然存在能量利用效率偏低、对流体推力矢量喷管控制较为单一等问题。因此,本文设计了一种能够提供八方向偏转控制的流体推力矢量喷管。并对所设计的新型喷管进行了仿真计算,以验证矢量喷管的

有效性。本研究讨论了主流速度、气室开合情况及康达壁面曲率三个参数对主流偏转效果的影响, 找到了最佳的开合情况, 提高了矢量喷管的偏转效果可控性。并得到了在一定速度(130 m/s)的空气进入时能够产生良好气流偏转效果的康达曲面。

1 数值模拟

1.1 推力矢量喷管设计

本文基于康达效应和流体推力矢量技术, 设计了一种可以实现 8 个方向偏转控制的流体推力矢量喷管。矢量喷管主体以中线为轴、呈轴对称结构, 有 8 个可独立开关的阀门机构和 8 个独立的二

次流气室。数值模拟使用的矢量喷管模型长 400 mm, 以 215 mm×215 mm 的正八边形管道为外壳主体, 内部划分为中心主流通道和围绕在主流通道周围的 8 个气室, 构成轴对称三维管状结构。喷管主流通道长 400 mm, 主流通道入口为横截面 100 mm×100 mm 的正八边形, 主流通道出口为 210.92 mm×210.92 mm 的正八边形, 出口区域设计有具有一定曲率的康达壁面。喷管内部结构的轴向剖视图如图 1(a) 所示, 模型中心为主流通道, 主流通道周围设置 8 个二次流气室, 气室外侧设置有独立的开关控制气室的打开情况。

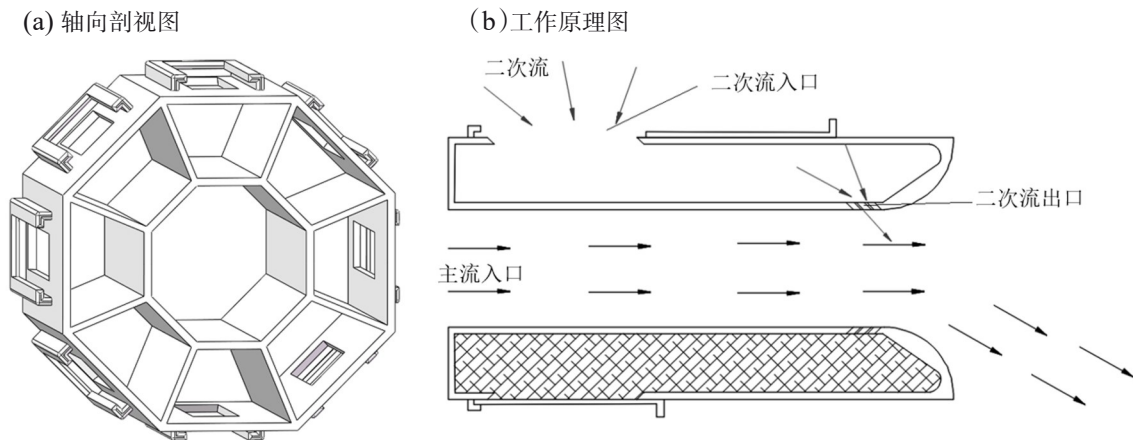


图 1 矢量喷管的轴向剖视图(a)及工作原理图(b)

Fig. 1 Axial cross-sectional view(a) and working principle(b) of vector nozzle

本文设计的矢量喷管的工作原理, 如图 1(a) 所示。当上下两侧的阀门控制机构通过改变活塞位置打开时, 主射流的卷吸作用使上下两侧气流同时进入各气室, 并且通过二次流出口排出, 使主气流保持中立稳定。若同一侧 4 个阀门同时打开, 另一侧 4 个阀门同时关闭, 则关闭侧二次流气室内因为卷吸作用而产生负压, 开口侧因主射流的卷吸作用产生从外界空气到气室内的二次流, 喷管两侧的压力差使主气流产生偏转, 偏转气流在接触康达壁面发生附壁现象后保持稳定的偏转方向流动, 实现气流最大偏转。

通过改变各个位置阀门的开关, 可以实现气流在平面上各方向的偏转。通过改变阀门开关程度和开关位置可以实现改变气流的偏转率, 从而控制气流偏转角度的大小。

为了方便后续数值模拟中更好地区分气室开合情况, 将 4 个相邻阀门分别编号为气室 1、2、3、4, 如图 2 所示。将气室开合分为 A、B、C、

D、O 五种情况。数值模拟中, 默认开合情况 A 为气室 1 阀门完全打开, B 为气室 1、2 阀门完全打开, C 为气室 1、2、3 阀门完全打开, D 为气室 1、2、3、4 阀门完全打开, 开合情况 O 为 8 个气室完全关闭, 后文不再赘述。

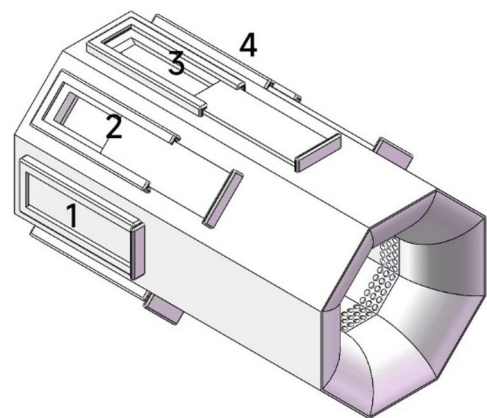


图 2 矢量喷管的气室编号

Fig. 2 The air chamber number of the vector nozzle

本研究主要采用控制变量法,分别以开口数目、入口速度、康达壁面曲率为基本变量,探究了三维喷管在不同工况下的偏转角度,以确定喷管可实现的最佳偏转角。

1.2 控制方程及数值方法

数值模拟过程中,对整体模型进行一定的简化处理,忽略了能量转移。因此,控制方程只需要流体控制方程中的质量守恒方程和动量守恒方程:

$$\frac{\partial \rho_t}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_t \mathbf{v}) = 0,$$

$$\frac{\partial \rho_t \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho_t \mathbf{v} \mathbf{v} - \boldsymbol{\tau}_t) = \mathbf{f}_t,$$

其中 t 表示时间, \mathbf{f}_t 是体积力矢量, ρ_t 是流体密度, \mathbf{v} 是流体速度矢量, 剪切力张量 $\boldsymbol{\tau}_t$ 为

$$\boldsymbol{\tau}_t = (-p + \mu \nabla \cdot \mathbf{v}) \mathbf{I} + 2\mu \mathbf{e},$$

其中 p 是流体压力, μ 是动力黏度, \mathbf{e} 是速度应力张量, $\mathbf{e} = \frac{1}{2}(\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T)$ 。

计算中,主流入口设置为速度入口,主流出口设置为压力出口,流体设置为空气。求解方法使用 SIMPLE 方法,采用瞬态计算,时间步长设置为 10^{-8} s。数值模拟过程中,在矢量喷管出口平面沿半径方向选取了 5 个等距监控点,以便于比较各工况下的速度偏转情况,如图 3 所示。

1.3 模型网格划分

本文采用四面体单元、利用补丁适形算法结合扫掠法进行网格划分。由于二次流位置的几何尺寸较小,为了确保计算精度,在二次流出口处进行网格加密处理。为了排除网格对数值结果的

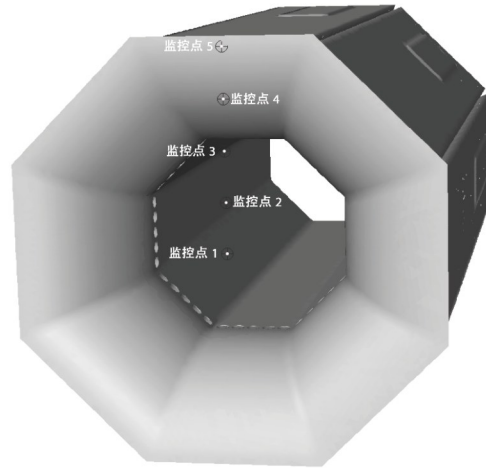


图 3 监控点位置图

Fig. 3 Location of monitoring points

影响,对计算模型进行了网格无关性验证。对 2 号和 5 号点位置的流体偏转角度进行监控,网格划分数量从 71 万增加至 160 万时,由于 2 号监控点位置接近中心点,受二次流乱流影响较大,偏转效果稳定性较差。因此,以 5 号监控点的偏转情况作为主要参考。当网格数量增加至 107 万以上后,偏转角度的数值结果趋于稳定,独立性验证的结果如表 1 所示。综合考虑独立性验证结果和数值模拟的计算资源规模,选取 107 万作为网格数量,网格尺寸为 5.0 mm,网格扭曲度为 0.4。数值模拟的网格如图 4~5 所示,共计 213 140 个节点,1 071 848 个网格单元。图 4 为网格局部的放大图。

2 数值分析

2.1 不同主流速度下的偏转效果

考虑到流体推力矢量喷管的实际使用场景,

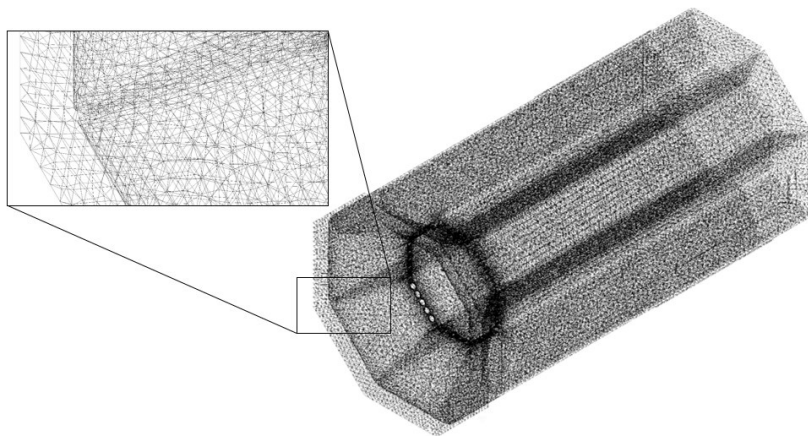


图 4 网格划分及网格局部放大

Fig. 4 Meshing and its local enlargement

表 1 网格独立性验证
Table 1 Grid independence verification

	710 328	793 686	1 074 091	1 600 152
监控点 2	1.901 1°	6.368 5°	1.883 5°	1.310 5°
监控点 5	70.504 5°	44.105 0°	40.619 0°	39.869 4°

本次模拟计算选取 50、100、130 和 160 m/s 四个主流速度, 对矢量喷管的偏转角度能力进行研究。根据二维数值模拟计算得到的结果, 二维喷管最优曲率为 55.46, 故在速度变化影响的探究中, 使用的模型康达壁面曲率设定为 55.46。

不同速度下的偏转角度变化, 如图 5 所示。对比各监控点的偏转角度结果可知, 越靠近康达壁面, 流体的附壁效应越明显, 对气流的偏转作用

越强。对比开合情况 A、C 和开合情况 B、D 的偏转曲线, 可以发现: 在气室打开数量为偶数时, 监控点 2、3、4 位置的气流偏转角度受主流速度变化的影响较大, 随着主流速度的增加, 偏转角度有明显增大趋势。

在 5 号监控点处, 入口主流速度越小, 康达壁面对气流的偏转效果越好, 随着主流速度的增加, 偏转角度逐渐减小。在速度从 50 m/s 增加至 160 m/s 时, 得到最大偏转角度为 85.91°。主流速度 50 m/s, 开合情况为 A 的工况, 监控点 5 的流线如图 6 所示。在主流流动过程中, 流经二次流出口位置后, 由于喷管出口扩张, 主流速度降低, 在康达壁面产生附壁现象, 发生偏转。

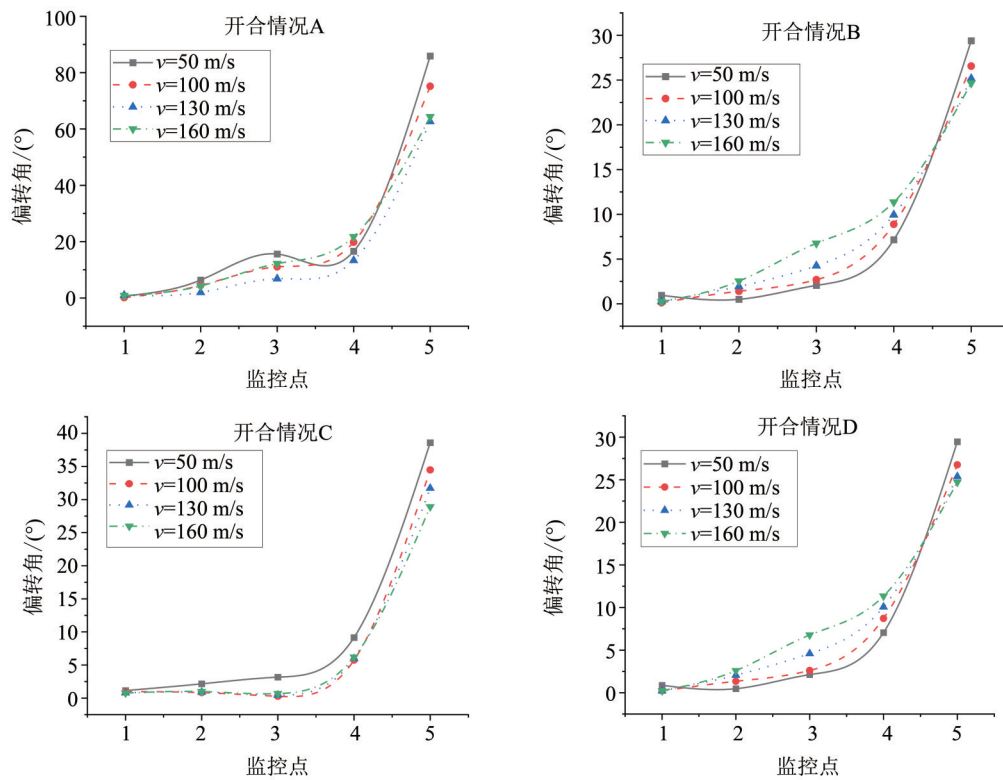


图 5 主流速度对偏转的影响

Fig. 5 Effect of mainstream velocity on deflection

图 7 和图 8 是气室开合情况为 A, 主流速度为 50 m/s 时的速度和压力云图。由于二次流出口处流道气流速度变化过大, 故将其设置于显示范围外。从图 7 和图 8 可以看出, 下方气室由于开口打开, 内部气流流线均匀稳定, 内部气流由气室开口流入, 二次流出口流出。关闭的气室则只有由于主流造成的均匀负压。

2.2 气室开合情况对偏转角度的影响

结合新型流体推力矢量喷管的结构, 探究气室开合情况的实用性与控制能力。由于所设计的矢量喷管具有对称性, 故选取了气室阀门从 1 个打开到 4 个打开 4 种情况, 4 个气室开口均位于喷管同一侧, 气室编号及开合方式的定义在 1.1 节已有说明。在对气室开合情况的研究中, 使用的模型康达壁面曲率为 55.46。

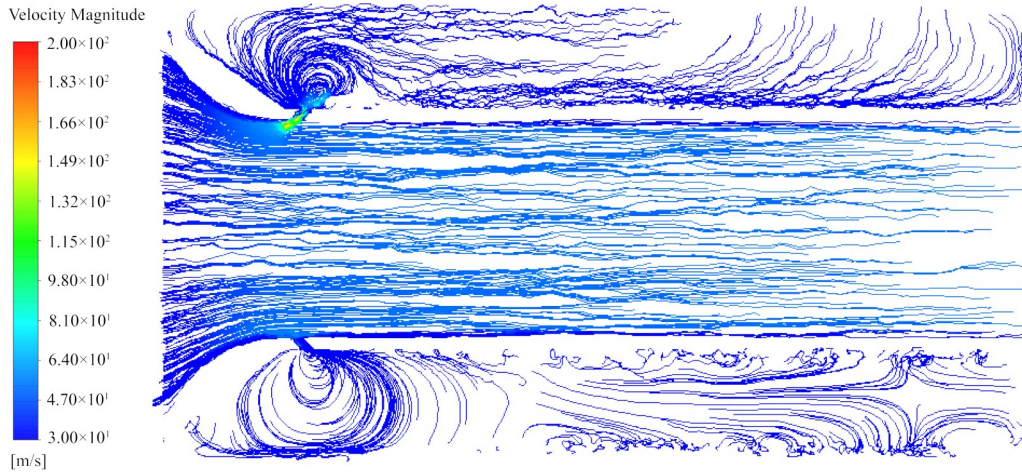


图 6 气室开合情况为 A、主流速度为 50 m/s 时的流线图

Fig. 6 Streamline when the mainstream velocity is 50 m/s and opening and closing condition of the air chamber is A

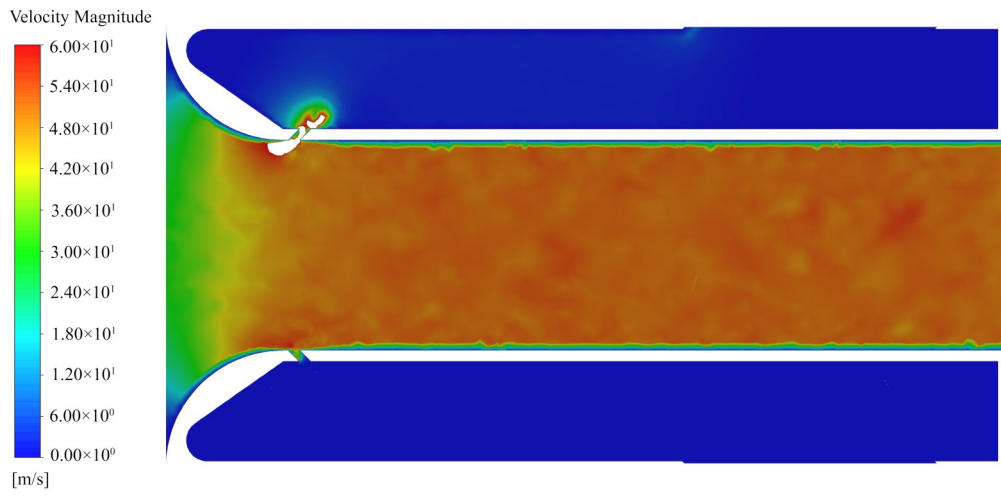


图 7 气室开合情况为 A、主流速度为 50 m/s 时的速度云图

Fig. 7 Velocity field when the mainstream velocity is 50 m/s and opening and the closing condition of air chamber is A

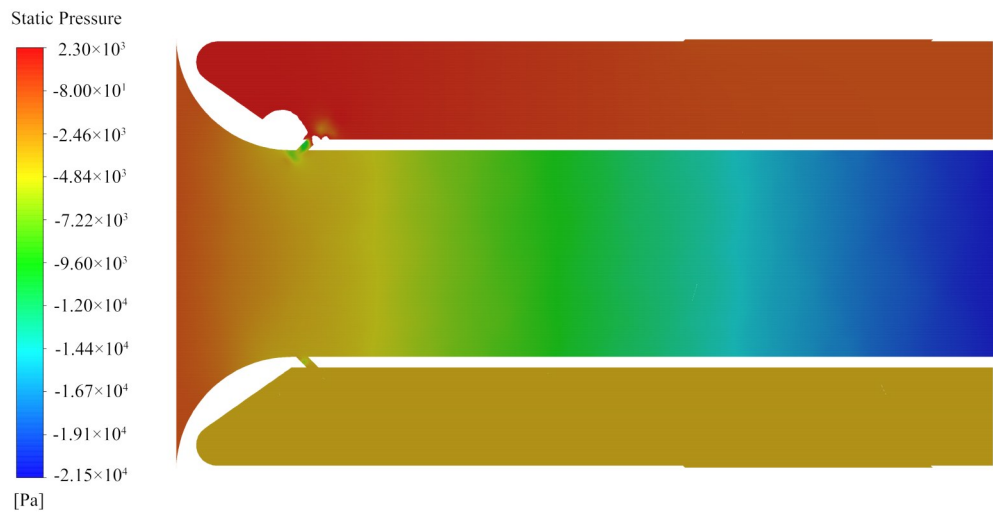


图 8 气室开合情况为 A、主流速度为 50 m/s 时的压力云图

Fig. 8 Pressure field when the mainstream velocity is 50 m/s and the opening and closing condition of air chamber is A

不同开合情况下的偏转角度变化曲线, 如图 9 所示。由图 9 可知, 不同开合情况下的偏转效果由优到劣依次为 $A > C > D > B$ 。最佳偏转角度为 85.91° , 最佳偏转角度对应的工况是主流速度 50 m/s , 气室开合情况 A 的监控点 5 处, 该工况下的流线如图 6 所示。

在图 9 中, 当气室开合情况为全部关闭, 即开

合情况 O 时, 主流的偏转角度远远低于气室开合情况 A 的偏转角度, 与开合情况 C 的偏转角度接近; 但和开合情况 C 的区别在于, 开合情况 O 时模型处于完全对称的状态, 主流会沿着 8 个康达壁面均发生偏转, 这种对称偏转会导致共线方向的偏转等大反向, 无法达成矢量偏转的目的。

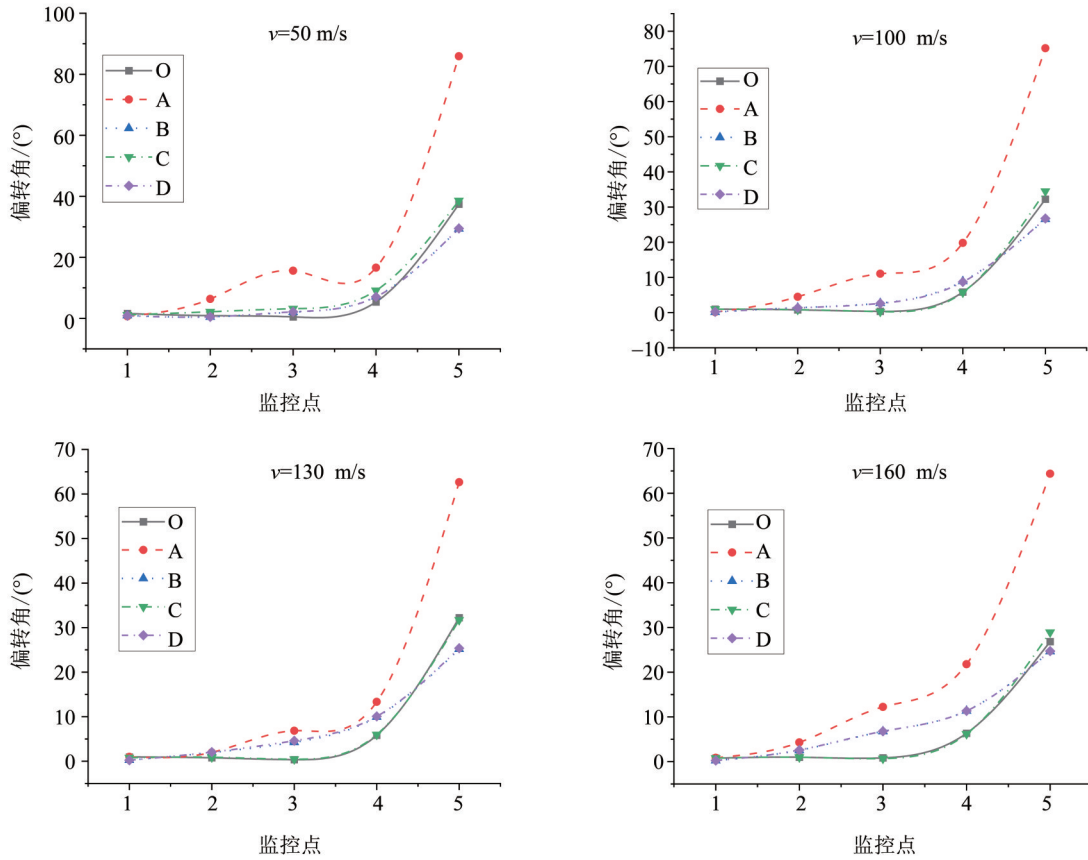


图 9 气室开合情况对偏转的影响

Fig. 9 Effect of the opening and closing condition of air chamber on deflection

由各工况下的偏转角曲线可知, 开合情况为 A 时, 相较于其他情况, 其偏转提升程度较大。距离康达壁面越远, 偏转效果越差; 距离康达壁面越近, 偏转能力对开合情况的依赖度更高, 奇数开合情况(开合情况 A、C)对主流偏转控制较好, 开合情况为 C 时, 最大偏转角度为 38.59° ; 对应工况(主流速度 50 m/s , 开合情况 C)的流线如图 10 所示。

2.3 最佳康达壁面曲率

为了研究新型三维推力矢量喷管的康达壁面曲率对偏转能力的影响, 选取 55.06 、 55.16 、 55.26 、 55.36 、 55.46 、 55.56 、 55.66 、 55.76 和

55.86 九种康达壁面曲率进行仿真计算, 主流速度设置为 130 m/s , 气室开合情况为 C。

不同康达壁面曲率下各个监控点的偏转角度, 如图 11 所示。其中, 在监控点 5 处, 三维喷管康达壁面曲率为 55.26 时, 可达最大偏转角度 40.62° ; 而, 其他监控点也能保持相对较高的偏转角度。虽然, 二维模拟计算的最优康达壁面曲率为 55.46 ; 但在三维模拟计算中, 康达壁面曲率为 55.26 和 55.56 时, 各个监控点的偏转角度较康达壁面曲率为 55.46 时高。

因此, 三维喷管的最优康达壁面曲率为 55.26 , 此工况下对应的流线如图 12 所示。图 13 和图 14 分

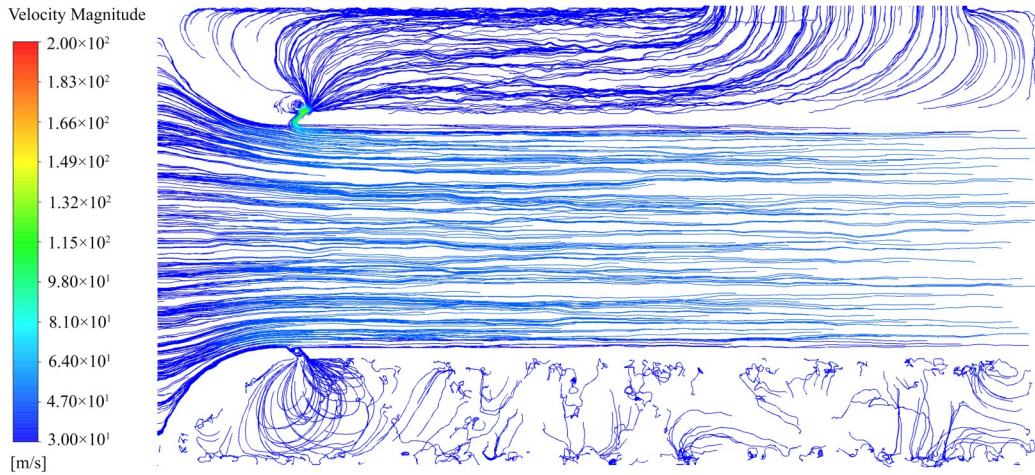


图 10 气室开合情况 C、主流速度为 50 m/s 时的流线图

Fig. 10 Streamline when the mainstream velocity is 50 m/s and opening and closing condition of the air chamber is C

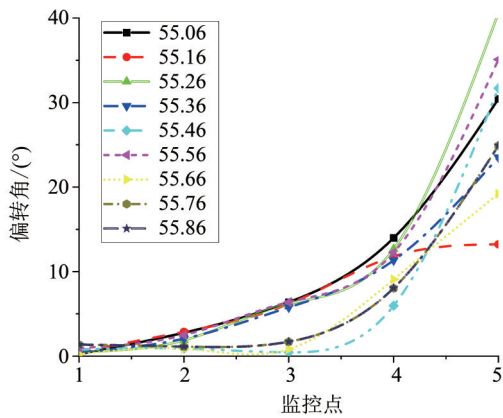


图 11 康达壁面曲率对偏转角的影响

Fig. 11 Effect of the curvature of the Coandă wall on deflection

别为此工况下的速度和压力云图。从图 13 和图 14 可以看出，下方气室关闭时，由于主流作用保持负压状态，上方气室打开，外部气体由入口

进入气室，由二次流出口汇入主流；由于喷管出口扩张和二次流的汇入，主流速度下降，产生附壁效果，故在二次流出口处附近，压力变大明显，有效抑制了单侧主流速度，这说明气室的设置对主流流动有明显的偏转控制作用。

3 结论

本文结合康达效应和流体推力矢量技术，设计了一种新型流体推力矢量喷管。结合康达壁面和外部气室开合方式，康达效应增强喷管实现了对主通道内的主流流动方向的控制以及动力在 8 个方向上的矢量输出。对所设计的高速气流矢量推力喷管进行仿真模拟，主要结论如下：

- 1) 数值模拟验证了新型推力矢量喷管的有效性并得到了其最大偏转角度。在主流速度为

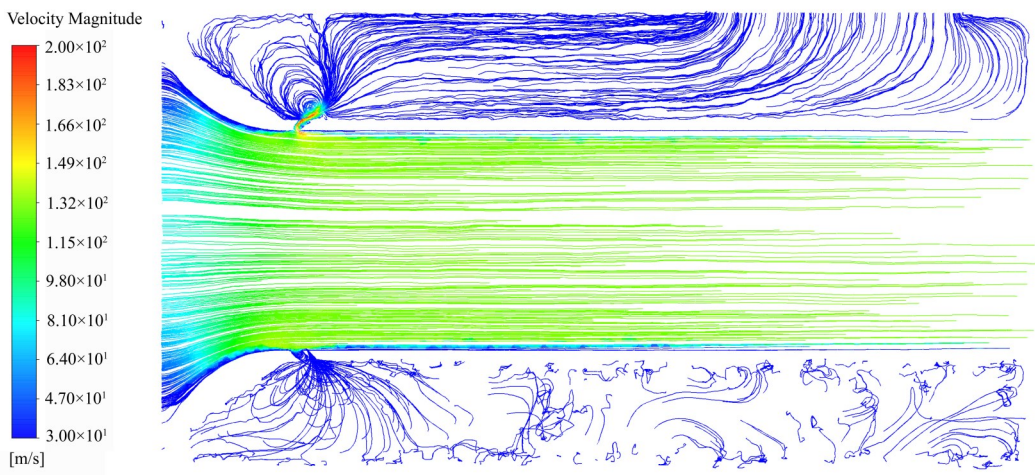


图 12 康达壁面曲率为 55.26 时的流线图

Fig. 12 Streamline when the curvature of the Coandă wall is 55.26

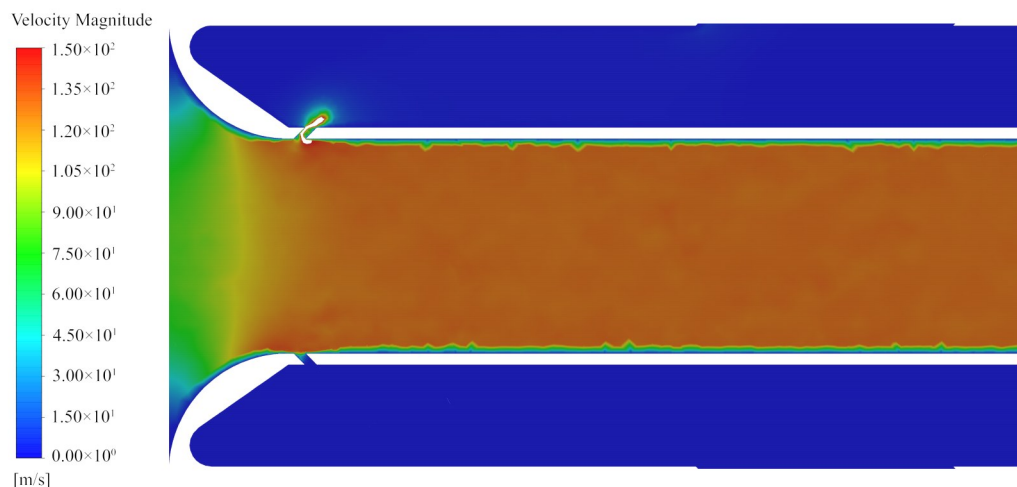


图 13 康达壁面曲率为 55.26 时的速度云图

Fig. 13 Velocity field when the curvature of the Coandă wall is 55.26

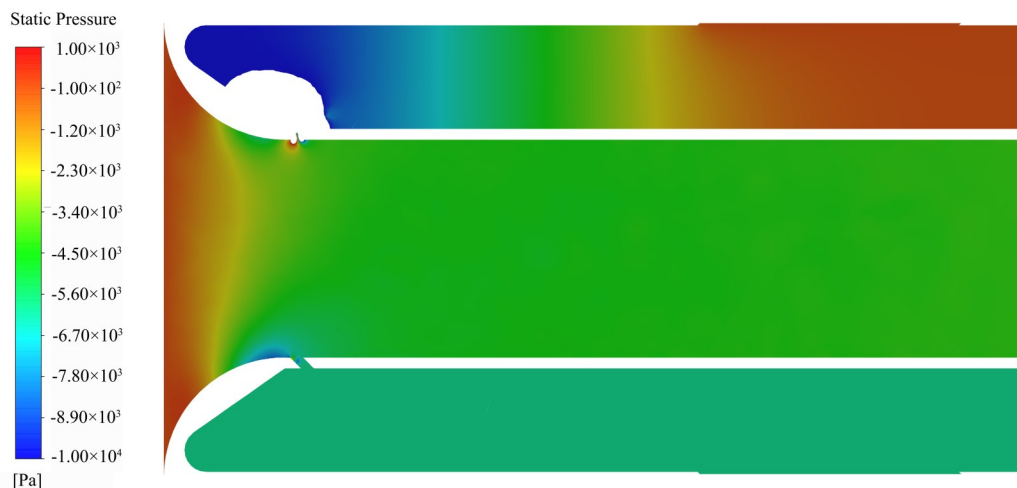


图 14 康达壁面曲率为 55.26 时的压力云图

Fig. 14 Pressure field when the curvature of the Coandă wall is 55.26

130 m/s, 气室开合情况为 C, 康达壁面曲率为 55.26 时, 矢量喷管对主流偏转的角度最大, 对应的偏转角度可达 40.62° 。当主流速度为 50 m/s, 气室开合情况为 A, 康达壁面曲率为 55.46 时, 矢量喷管对主流偏转的偏转控制效果最佳, 约为 85.91° 。

2) 在康达壁面曲率为 55.46 时, 计算了主流速度对矢量喷管偏转能力的影响。在 5 号监控点处, 入口主流速度越小, 康达壁面对气流的偏转效果越好。对比不同监控点的偏转角度, 可以发现: 越靠近康达壁面, 流体的附壁效应越明显, 对气流的偏转作用越强。

3) 在主流速度为 50 m/s, 气室开合情况为 A

时, 计算了康达壁面曲率对矢量喷管偏转能力的影响。二维模拟计算中, 最优康达壁面曲率为 55.46 时, 各个监控点的偏转角度较高; 但在三维模拟计算中, 康达壁面曲率为 55.26 和 55.56 时, 各个监控点的偏转角度较高。

4) 气室的设置能够有效抑制单侧主流速度, 有助于实现对主流偏转的控制。模拟计算中, 气室开合情况分为 A、B、C、D 和 O 五种情况, 不同情况下基于康达效应的高速气流推力矢量喷管的偏转效果不同。当气室开合情况为 A、C 时, 对主流的偏转效果更佳; 当气室打开情况为 B、D 时, 监控点 2、3、4 的偏转角度受主流速度的影响较大。

参考文献:

- 陈文通, 2016. 康达气体引射器的设计与性能测试[D]. 大连:大连理工大学.
- 曹永飞, 顾蕴松, 程克明, 等, 2015. 基于被动二次流的射流偏转比例控制[J]. 航空学报, 36(3): 757-763.
- 龚东升, 顾蕴松, 周宇航, 等, 2020. 基于微型涡喷发动机热流体的无源流体推力矢量喷管的控制规律[J]. 航空学报, 41(10): 101-112.
- 潘睿丰, 2021. 与后体相容的新型气动矢量喷管性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学.
- 佟川, 李昂贤, 王启材, 等, 2021. 基于Coandă效应的无源流体推力矢量喷管研究[J]. 科技资讯, 19(9): 94-96.
- 周宇航, 2021. 基于Coanda效应的无源流体推力矢量喷管的三维流动特性研究[D]. 南京:南京航空航天大学.
- AHMED R I, DJOJODIHARDJO H, ABU-TALIB A R, et al, 2014. Application of Coandă jet for generating lift of micro air vehicles—preliminary design considerations [J]. Appl Mech Mater, 629: 139-144.
- BHARATHWAJ R, GIRIDHARAN P, KARTHICK K, et al, 2016. Computational study of Coanda based fluidic thrust vectoring system for optimising Coanda geometry [J]. Mater Sci Eng, 149(1): 012210.
- CÎRCIU I, ROTARU C, 2019. Theoretical and practical aspects of the Coandă effect applied in aeronautics[J]. EDP Sciences J, 290: 06003.
- CONSTANTINESCU S G, NICULESCU M L, 2013. Experimental and numerical research of lift force produced by Coandă effect [J]. American Institute of Physics(AIP), 1558(1): 152-155.
- DEERE K, 2003. Summary of fluidic thrust vectoring research at NASA langley research center[C]//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference.
- DJOJODIHARDJO H, ABDUL-HAMID M F, JAAFAR A A, et al, 2013. Computational study on the aerodynamic performance of wind turbine airfoil fitted with Coandă jet [J]. J Renew Energy, 2013: 839319.
- DJOJODIHARDJO H, AHMED R I, 2016. Analytical, computational fluid dynamics and flight dynamics of Coandă MAV[J]. Mater Sci Eng, 157(1): 012002.
- DJOJODIHARDJO H, AHMED R I, ABU TALIB A R, et al, 2017a. First principle analysis of Coandă micro air vehicle aerodynamic forces for preliminary sizing [J]. Aircr Eng Aerosp Tec, 89(2): 231-245.
- DJOJODIHARDJO H, AHMED R I, 2017b. Basic Coandă MAV fluid dynamics and flight mechanics [J]. J Phys: Conf Ser, 822(1): 012051.
- DUMITRACHE A, FRUNZULICA F, PREOTU O, 2018. Applications of the Coanda effect in aeronautics[C]// 9th International Conference on Mechanical and Aerospace Engineering(ICMAE). IEEE: 121-125.
- FENG Y, SONG Y, CHEN F, 2017. Numerical simulation of circulation control turbine cascade with Coanda jet and counter-flow blowing at high Mach numbers [J]. Aeronaut J, 121(1243): 1239-1260.
- FORSTER M, STEIJL R, 2017. Design study of Coanda devices for transonic circulation control [J]. Aeronaut J, 121(1243): 1368-1391.
- JEGEDE O, 2016. Dual-axis fluidic thrust vectoring of high-aspect ratio supersonic jets [M]. Oxford Road, Manchester, United Kingdom: The University of Manchester.
- KARA E, KURTULUŞ D F, 2023. Determination of optimum parameter space of a fluidic thrust vectoring system based on Coanda effect using gradient-based optimization technique[J]. J Appl Fluid Mech, 16(10): 1974-1988.
- WARSOP C, CROWTHER W J, 2018. Fluidic flow control effectors for flight control [J]. AIAA J, 56(10): 3808-3824.
- WAITHE K, DEERE K, 2003. An experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring [C]//21st AIAA Applied Aerodynamics Conference.

(责任编辑 王海蓉)