# 等离子体协同射流翼型控制参数设计与机理探索

李天阳,张鹤翔,冉卓灵,孟宣市\*,史爱明

(西北工业大学航空学院,西安,710072)

摘要 通过风洞实验和数值模拟方法研究了相关几何参数对等离子体协同射流翼型绕流特性与气动力特性 的影响,并对流动控制机制进行了阐述。设计了不同高度的腔道,研究了等离子体激励下腔道出口的流量与 射流速度的变化规律,最终选取4mm腔道高度为最优参数,设计了以NACA0025为基准翼型的等离子体 协同射流翼型。通过数值模拟研究了等离子体协同射流翼型的升/阻力特性,并对比了前缘吹气与协同射流 控制的不同控制效果。研究结果表明,Re = 68000、峰-峰值电压13 kV、载波频率8 kHz条件下,相对基准 翼型,等离子体协同射流翼型将失速迎角从8°提高到了14°,最大升力系数增加了181%。等离子体协同射 流翼型的阻力随迎角增大持续减小,在10°迎角之前其阻力大于基准翼型,随后小于基准翼型,升阻比呈现 出与阻力相同的变化特性,10°迎角之后全面优于基准翼型。原因是后缘腔道处在较小迎角下产生了正阻 力,而随着迎角的增大,其当地阻力变为负值。对比前缘吹气和协同射流控制,翼型失速迎角分别为12°和 16°,这是因为协同射流翼型通过前缘吹气效应可以在当地集中注入动量,其后缘吸气可以减小低能量的分 离区域,形成较大的环量增量。

关键词 流动控制;等离子体;协同射流;翼型

**DOI** 10. 3969/j. issn. 2097-1915. 2023. 02. 004

中图分类号 V211.4 文献标志码 A 文章编号 2097-1915(2023)02-0023-10

## A Design of Influence of Relevant Geometric Parameters over Plasma Co-Flow Jet Airfoil and Flow Control Mechanism Exploration

LI Tianyang, ZHANG Hexiang, RAN Zhuoling, MENG Xuanshi<sup>\*</sup>, SHI Aiming ( School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract The influence of relevant geometric parameters on the flow characteristics and aerodynamic characteristics of the plasma jet airfoil is studied by wind tunnel experiments and numerical simulation methods, and the flow control mechanism is described. Slots at different heights are designed, and flow rate and jet velocity at the outlet of the slot under plasma excitation are studied. The slot of 4 mm being selected as an optimal parameter, and a plasma co-flow jet airfoil is designed by taking NACA0025 as a referenced airfoil. The lift or drag characteristics of the plasma co-flow jet airfoil are studied by numerical simulation. The results show that Re being equal to 68 000,  $U_{p-p}$  being equal to 13 kV, and f being equal to 8 kHz, the stall angle of attack increases from 8° to 14°, and the maximum lift coefficient is increased by

收稿日期: 2022-09-22

基金项目: 国家自然科学基金(12072284,11672245);国家级重点实验室基金(9140C420301110C42)

作者简介: 李天阳(1996-),男,山西运城人,硕士生,研究方向为等离子体流动控制。E-mail:1931386197@163.com

通信作者: 孟宣市(1976-),男,陕西兴平人,教授,研究方向为分离涡、附面层转捩等复杂流动机理及流动控制,飞行器结冰机理与防/除冰方 法。E-mail:mxsbear@nwpu.edu.cn

**引用格式:** 李天阳,张鹤翔,冉卓灵,等. 等离子体协同射流翼型控制参数设计与机理探索[J]. 空军工程大学学报, 2023, 24(2): 23-32. LI Tianyang, ZHANG Hexiang, RAN Zhuoling, et al. A Design of Influence of Relevant Geometric Parameters over Plasma Co-Flow Jet Airfoil and Flow Control Mechanism Exploration[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2023, 24(2): 23-32.

181% compared with the reference airfoil. The drag of the plasma jet airfoil decreases continuously with the increase of the angle of attack. Prior to an angle of attack of  $10^{\circ}$ , the drag is greater than the reference airfoil, and then smaller than the reference airfoil. The lift-drag ratio result shows the same variation characteristics as the drag and is better than the reference airfoil beyond the angle of attack of  $10^{\circ}$  because the trailing edge slot generates a positive drag at a small angle of attack, and the local drag becomes negative as the angle of attack increases. In contrast to the only leading edge blowing, the co-flow jet can increase the stall angle of attack from  $12^{\circ}$  to  $16^{\circ}$  because the co-flow jet airfoil can inject momentum locally through the blowing effect on the leading edge, and the suction effect on the trailing edge can reduce the low energy separation area to increase circulation.

Key words flow control; plasma; co-flow jet; airfoil

飞行器气动设计涉及众多参数,当目标参数满 足,飞行器整体外形或者部件外形确定后,如何通过 被动/主动流动控制技术拓展和完善其在非设计状 态下的气动性能成为目前研究的热点<sup>[14]</sup>。近年来, 在飞行器设计之初就将流动控制相关参数融合到设 计参数中更是研究人员关注的焦点<sup>[5-6]</sup>。

过去几十年里,环量控制(circulation control) 作为一种有效的增升/减阻方法被研究者所关 注<sup>[7-8]</sup>。利用曲面上的柯恩达效应(coanda effect)使 后缘气流附着,环量控制翼型的后缘通常被设计为 钝头,从而增加了巡航阻力。为了克服环量控制翼 型对钝后缘的依赖性,研究人员使用了不同的被动/ 主动流动控制方法进行了研究<sup>[9-10]</sup>。

文献[11~13]提出并发展了一种基于环量控制 技术的协同射流(co-flow jet, CFJ)流动控制方法。 在 CFJ 流动控制设计中,如图 1(a),在翼型前缘和 后缘附近分别设置吹气腔道和吸气腔道。前缘吹气 腔道喷出空气,为当地流动注入动量,而后缘吸气腔 道用于吸入当地低能量的空气。前缘吹气流量和后 缘吸气流量保持相等。在整个过程中不需要注入额 外的流量,因此是一种零质量注入的流动控制技术。

现有的研究表明,CFJ 流动控制的基本原理是 通过前缘射流、后缘引流促进主流与分离流之间的 湍流混合,从而增加翼型近壁边界层的能量。在此 过程中产生的大尺度涡旋结构可以有效的促进流动 的掺混过程。通过数值和实验证明,协同射流翼型 可以得到更大的环量,从而实现提高失速迎角、降低 气动阻力,并且有着较低的能量消耗<sup>[11-17]</sup>。许和勇 等对此进行了很好的综述<sup>[18]</sup>。

许建华等通过数值模拟研究了射流动量系数、 开口尺寸和位置等关键参数对协同射流翼型气动性 能的影响规律<sup>[15]</sup>。宋超等<sup>[16]</sup>与 Zhang S L 等<sup>[17]</sup>比 较了几何连续型和离散型前缘喷口对协同射流翼型 气动特性的影响,证明在输入功率相同的情况下,离 散型前缘喷口由于具有更高的吹气速度和更为明显 的三维涡结构,因此有着更高的流动掺混效率。因

## 此其在增加升力方面有着优异的表现[11,16,18]。

为了实现翼型前缘吹气和后缘吸气的一体化设 计,文献[19~20]与[17]一直致力于在翼型内部安 装微型压缩泵,该压缩泵可以在后缘处将低能量流 体吸入腔道,然后对空气加压并通过腔道在翼型前 缘以射流的形式喷出,见图 1(b)。这种设计的最大 困难是确保管道内的气流不会分离并且压力恢复到 尽可能高的水平,此外还要确保沿狭腔展向吸入和 吹送的气流是均匀的。该技术对于通过风洞实验方 法对 CFJ 翼型展开相关研究至关重要,并直接影响 CFJ 翼型的空气动力学特性。



图 1 协同射流翼型流动控制原理

基于交流高电压信号驱动的表面介质阻挡放电等 离子体(alternating current surface dielectric barrier discharge,AC-SDBD)流动控制是 2000 年左右被提出并很 快得到关注和迅速发展的流动控制方法<sup>[21-27]</sup>。当在两 电极之间施加足够高的电压信号时,覆盖电极的绝缘 介质周围空气会被弱电离。绝缘介质通过防止两电极 之间直接放电坍塌成电弧而产生大量的等离子体。该 等离子体在运动过程中撞击中性分子,形成从暴露的 电极到覆盖电极的诱导气流。上述空气动力效应是 AC-SDBD 等离子体流动控制的主要机制。该流动控 制方法很像吹气控制,但没有额外的质量注入。 SDBD等离子体流动控制的优点包括贴壁的诱导射流、稳定的自持放电、宽频快响应的控制系统、简单易制的激励器以及其对研究对象几乎忽略的几何影响等。自2000年以来,等离子体流动控制被 广泛用于空气动力学的相关研究,例如附面层控制<sup>[28-29]</sup>、翼型分离流动控制<sup>[30-31]</sup>、轴流压缩机稳定 性扩宽<sup>[32]</sup>、三角翼分离涡控制<sup>[30-31]</sup>、轴流压缩机稳定 性扩宽<sup>[32]</sup>、三角翼分离涡控制<sup>[33]</sup>、翼尖涡的控 制<sup>[34-35]</sup>、大迎角下非对称分离涡的控制<sup>[36]</sup>、空气动 力学噪声抑制<sup>[37]</sup>、虚拟空气动力学部件<sup>[38-39]</sup>、无人 飞行器气动特性的改善<sup>[40]</sup>、飞行控制<sup>[41]</sup>、飞行中的 防/除冰<sup>[24]</sup>等。

近年来,本文作者团队围绕等离子体流动控制 进行了持续研究,并对等离子体空气动力和热特性 有了深刻的了解。基于上述认识,作者认识到等离 子体激励器有可能解决 CFJ 翼型所面临的气流驱 动方面的困难。AC-SDBD 等离子激励器可以产生 附着的诱导气流,从而解决使用压缩泵时管道中的 流动分离问题以及腔道展向的气流均匀性问题。

在上述想法的驱使下,作者团队提出了基于等离 子体激励的协同射流翼型概念(plasma co-flow jet, PCFJ),设计并制作完成了验证模型,并通过风洞实验 进行了可行性验证<sup>[42-43]</sup>,见图 2。研究结果表明:PCFJ 翼型可以有效地实现大迎角下的分离抑制作用,其机 理是等离子体激励可以促进前缘层流分离剪切层的湍 流化,并有效吸入后缘分离区的低能量流体。



图 2 等离子体协同射流(PCFJ)翼型流动原理示意图

然而,上述模型的设计是基于已有的数值模 拟<sup>[12-13.15.44]</sup>和实验结果<sup>[16]</sup>,并未针对 PCFJ 的几何 参数(例如腔道的高度、激励器的数量以及敷设位置 等)进行针对性的设计。基于此目的,本文将通过实 验研究和数值模拟对上述影响参数进行研究,并给 出优化组合参数。针对优化后的 PCFJ 翼型的气动 特性进行研究,并对流动机制进行探究。

## 1 实验和计算设置

#### 1.1 实验设备与方法

本实验中施加在等离子体激励器上的峰-峰值

电压为 13 kV,中心频率为 8 kHz,波形为正弦波。 使用信号发生器来控制激励器工作的占空比与占空 频率。使用厚度为 0.03 mm 的铜箔作为激励器裸 露电极与掩埋电极的材料,裸露与掩埋电极的弦长 分别为 3 mm 和 10 mm,展向有效长度为 100 mm。 使用 6 层(0.39 mm,每层 0.065 mm 厚)Kapton(聚 酰亚胺)胶带作为介质层。

流场诊断使用二维粒子图像测速(2D-PIV)方 法,采集频率为13 Hz,两帧激光间隔为200 μs,一 组实验拍摄总时长为20s,获得260组粒子图像,取 全时间平均结果作为最终输出。使用互相关方法进 行图像数据处理,其查询窗口为8 × 8 pixels,重叠 率为50%。速度场的分辨率约为0.1 mm/pixel。

静止大气实验布局如图 3 所示。实验于透明有 机玻璃箱内进行,使用玻璃板作为激励器基板和上 方盖板。为保证流动具有良好的展向均匀性,腔道 两侧使用同规格玻璃板进行封闭处理。实验中控制 腔道的高度从 2 mm 逐步增长到 6 mm,步长 0.5 mm,共进行 9 组实验。对每组实验进行两次重 复测量,取其平均值作为实验结果。





## 1.2 腔道数值模拟设置与方法

数值模拟所用三维网格如图 4 所示。网格在激励器附近进行了横向(x 方向)与纵向(y 方向)加密,z 方向均匀分布。根据选用的湍流模型确定所有固体边界第一层网格高度为 0.01 mm,其无量纲高度  $y^+ < 1$ 。网格在 x、y、z 方向总节点数分别为 120、150 与 200,总网格量 350 万。



图 4 腔道等离子体激励网格划分图(120 × 150 × 200)

使用 ANSYS Fluent 软件作为求解器。采用基 于压力的求解器进行稳态求解,湍流模型选择 RNG *k*-ε 模型。物性与边界条件设置为不可压缩空气, 固体边界设为无滑移壁面条件,流场边界设置为表 压为 0 的自由压力远场边界。使用添加动量源项的 方法模拟等离子体激励过程。

#### 1.3 PCFJ 翼型计算设置与验证

计算模型采用 NACA 0025 基准翼型和基于 NACA 0025 的 PCFJ 翼型,翼型弦长均为 200 mm, PCFJ 翼型在上表面距前缘 12.5% 弦长和 80% 弦 长处分别开吹气口和吸气口。上表面平移量为 0.5% 弦长,腔道尺寸依据平板腔道实验结果设计。 本文 PCFJ 翼型所用电压峰-峰值为 13 kV,载波频 率 8 kHz。在内翼型上表面和腔道内各布置 4 组激 励器。其中 1 号和 5 号激励器分别布置在吹气口和 吸气口,用来诱导气流偏转并向附面层注入动量。 这 8 组激励器均布置在不影响放电形式的合理距 离。使用添加动量源项的方法模拟等离子体激励过 程。激励器位置如图 5 所示。



图 5 PCFJ 翼型等离子体激励器分布

计算使用二维结构化网格,按  $y^+ < 1$  准则对 翼型附面层进行了加密,第1层网格高度 0.01 mm 量级,基准翼型网格量 366×150。远场边界距翼型 表面 20 倍弦长,基准翼型与 PCFJ 翼型二维网格如 图 6 所示。

采用 Transition SST 四方程湍流模型、二阶迎 风格式和压力基求解器进行求解。人口边界设定为 固定速度入口,大小为 10 m/s;出口边界设置为表 压为 0 的压力出口;翼型表面满足无滑移条件。



(b)NACA0025-PCFJ 图 6 基准翼型与 PCFJ 翼型网格划分图

通过在翼型最大厚度站位(即距前缘 25% 弦 长)比较垂直于吸力面的速度型的方法进行网格无 关性验证。这里列出 4 mm 腔道 PCFJ 翼型网格无 关性结果。如图 7 所示,网格 1、网格 2、网格 3 的外 翼型网格量分别为  $415 \times 80,590 \times 150,880 \times 150$ , 腔道网格量分别为  $330 \times 15,500 \times 25,870 \times 30$ 。可 以看出,随着网格量成倍增大,网格 2 和网格 3 的计 算结果基本一致,最大速度值误差出现在 y/c =0.135 处,误差值为 1.6 %。该结果可以认为网格 达到收敛性要求,选用网格 2 进行计算。



为了验证数值模拟结果的准确性,将数值模拟

3 新世级值模拟结果的准确性,将数值模拟 结果比对 NACA 0025 翼型实验结果进行验证。该 实验在西北工业大学低湍流度风洞完成,采用压力 测量法计算升力系数。NACA 0025 翼型弦长 200 mm,展长 400 mm。团队已有的实验结果表 明,当来流速度进一步增大时,等离子体激励基本对 翼型分离流动不再有明显的抑制作用。因此本文将 来流风速设定为 10 m/s,雷诺数 130 000,与风洞来 流速度和雷诺数保持一致。

数值模拟结果与风洞实验结果对比如图 8 所示,可以看出计算值与实验值在升力系数线性段吻 合较好。而在失速迎角附近,数值模拟的升力系数 低于实验结果,最大误差为 15.8%。数值模拟与实 验结果的失速迎角相同。



频率 8 kHz)

## 2 结果与分析

## 2.1 静止大气中的腔道诱导气流实验

图 9 展示了不同腔道高度下等离子体诱导射流 的涡量场实验结果。取激励器裸露电极和掩埋电极 接缝处作为坐标系原点。流动在出口外向下游发展 的过程中呈近似锥形扩张,并且随着腔道高度的增 加,其射流扩张角也在不断变大。



图 9 不同腔道高度下等离子体激励器诱导射流涡量云图 可以看出,当腔道高度小于 4 mm 时,激励器产 生的射流受腔道空间的限制,流动类似于二维管道 流动,因此其在出口外也形成了与二维管道出口喷 流相似的流态。而当腔道高度大于 4 mm 时,激励 器诱导射流并未完全发展成为管道流动,而是介于 自由空间等离子体诱导射流的流态(图 10)与管道 流动的流态之间。



图 10 开放空间内等离子体激励器诱导射流涡量云图 图 11 给出了固定站位为 x = -0.045 m, -0.01 < y < 0.01 m 的位置处,不同腔道高度的 速度型对比。从图中可以看到,腔道出口射流最大 速度高于自由射流,这是因为腔道将流量限制在有

限空间内,起到了将动量集中的作用。随着腔道高 度增加,出口射流最大速度先增大后减小,最大值出 现在腔道高度为3~4 mm。



高度速度型

图 12 展示了腔道流量随腔道高度变化的结果。 可以看到,随着腔道高度逐步增加,腔道内流量也在 逐渐增大,流量与腔道高度接近正比例关系。其中 2 mm 腔道高度的流量受 PIV 实验空间分辨率的影 响,实验存在一定误差,导致实验和数值模拟结果相 差较大,其余结果实验与 CFD 误差均在 15.5% 以 内,在表1中给出。

#### 表 1 腔道流量实验结果与 CFD 结果对比

腔道高度/mm	误差(CFD-实验)/实验
2.0	0.268 0
3.0	-0.003 0
4.0	0.155 0
5.0	0.014 8
6.0	0.066 0



CFJ 技术在设计腔道高度时,主要考虑进出口 的流量与流动速度两方面的数据。在激励条件相同 的情况下,3~4 mm 的腔道高度相比于其他腔道高 度,能产生较大的进、出口流动速度;而4 mm 的腔 道高度能产生比3 mm 更大的流量。综合以上考 虑,选取4 mm 作为 PCFJ 翼型最优化的腔道高度 设计。

#### 2.2 不同腔道高度的协同射流翼型升阻力特性

为了比较不同腔道高度对协同射流翼型气动特性的影响,选择腔道高度为4 mm、10 mm PCFJ 翼型进行了气动力对比分析。基于特征长度的雷诺数为68 000。图 13 展示了这两种 PCFJ 翼型与基准 翼型 NACA 0025 的升阻力对比。





根据图 11 中的结果与分析,当腔道高度为 4 mm时,出口最大射流速度较高。因此可以判断,在 5 m/s来流速度下,等离子体激励向边界层注入的 动量更集中,抑制流动分离的效果更好。

181%;失速迎角提高到 14°,相比 10 mm PCFJ 翼

型增加了6°。

从图 13(b)中看出,10 mm PCFJ 翼型阻力系数 低于基准翼型。4 mm PCFJ 翼型在迎角小于 8°之 前阻力系数显著大于 10 mm PCFJ 翼型和基准翼 型;而在迎角大于 10°之后,其阻力系数更低。从图 13(c)中看出,PCFJ 翼型升阻比大于基准翼型。 4 mm PCFJ 翼型最大升阻比出现在 14°。在 8°迎角 之前,10 mm PCFJ 翼型升阻比更大。

由于 CFJ 翼型在低迎角时的阻力很大一部分 来自于后缘处吸气口<sup>[12]</sup>,因此对 PCFJ 翼型吸气口 局部压力分布云图进行分析,如图 14。可以看出, 4 mm PCFJ 翼型在 2°迎角下,作用在吸气口后缘压 力大于 10 mm 腔道 PCFJ 翼型,阻力系数较大;而 在 10°迎角下相同位置处的压力为负压,阻力系数 较小。可以解释图 13(b)、图 13(c)中的阻力系数与 升阻比的变化特性。



本节研究了不同激励器布局对协同射流翼型气

动特性的影响。定义了两种定常激励模式:"Only blowing"模式只有内翼型上表面 4 组激励器工作, 以实现前缘吹气效应;"PCFJ"模式下腔道内的 4 组 激励器与内翼型上表面 4 组激励器同时工作,实现 前缘吹气和后缘吸气的同步进行。

图 15 展示了两种激励器布局形式下 PCFJ 翼型 与基准翼型气动力对比。从图 15(a)中可以看出,两 种激励器布局下升力系数均得到明显增升,并提高了 失速迎角。"PCFJ"模式相较于"Only blowing"模式, 失速迎角从 12°提高到了 16°。在 8°迎角之前,"PCFJ" 模式相比于"Only blowing"模式,升力系数没有明显 提升。观察图 15(b)和图 15(c),在 6°~12°迎角内, "PCFJ"模式阻力系数小于"Only blowing"模式,同时 升阻比更大。这是因为 PCFJ 翼型同时进行前缘吹 气与后缘吸气,这一过程抵抗了更大的逆压梯度,使 得翼型上表面的流动附着更好<sup>[12]</sup>。



图 15 不同激励器布局 PCFJ 翼型与基准翼型对比 (Re = 68 000,峰-峰值电压 13 kV,频率 8 kHz)

## 2.4 协同射流翼型流动控制机理

为了探究协同射流翼型抑制流动分离机制,图 16、图 17 给出 PCFJ 翼型在上述两种激励器布局下 流场的时均涡量云图,并与已有的实验研究<sup>[43]</sup>进行 了对比分析。基于自由来流速度 5 m/s 及弦长 0.2 m 的雷诺数为 68 000,迎角为 11°。



图 16 "Only blowing"模式时均涡量云图( $\alpha$ = 11°,

Re = 68 000,峰-峰值电压 13 kV,频率 8 kHz) 图 16 与图 17 均显示,4 mm PCFJ 比 10 mm PCFJ 翼型的自由剪切层更贴近翼面。这是因为, 相比于 10 mm 腔道,4 mm 腔道 PCFJ 外翼型吹气 口台阶高度较小且过渡到内翼型更光顺,从吹气口 台阶脱落的自由剪切层也更容易与内翼型绕流相耦 合,这就尽可能减小了翼型上表面自由来流的分离。 同时观察到 4 mm 相比 10 mm 分离点大幅后移,说 明 4 mm 的腔道高度对协同射流翼型流动分离具有 更明显的抑制作用。 因为4 mm的腔道高度能实现对边界层更集中 的动量注入,使分离区低能量流体被推向后缘,分离 点从55%弦长处后移至84%弦长处。在后缘吸气 口处,10 mm PCFJ 翼型由于吸气效应不足以将分 离区低能量流体全部吸入腔道内,导致边界层在吸 气口台阶处发生分离,而4 mm PCFJ 翼型则很大程 度上减轻了分离效应,边界层内低能量流体大多被 吸入腔道,吸气口至后缘位置流动附着较好。



图 17 "PCFJ"模式时均涡量云图(α = 11°, Re = 68 000, 峰-峰值电压 13 kV,频率 8 kHz)

对比图 16 与图 17,腔道高度为 4 mm 时,"Only blowing"模式分离点出现在靠近翼型后缘吸气口 的位置;而"PCFJ"模式在该位置为附着流动,在 11° 迎角下并未出现分离。这是由于"PCFJ"模式在吸 气口处对分离区低能量流体吸入效应更强,对流动 分离的抑制效果更好。 在"PCFJ"模式下,相比于"Only blowing"模式,由于增加了腔道内4组激励器,腔道内速度明显提高,增大了绕内翼型环量,提高了 PCFJ 翼型的升力系数;同时,由于使用多组激励器,注入了更多的动量,能够抵抗更大的逆压梯度,因此提高了翼型失速迎角。

表 2 给出了 11°迎角下各参数下分离点位置及 误差。腔道高度为 10 mm 时,"Only blowing"模式 的 CFD 结果分离点位置与实验有较大误差。 "PCFJ"模式的 CFD 结果与实验结果接近。"PCFJ" 模式相比于"Only blowing"模式,分离点后移量分 别为 33%和 22.5%。腔道高度为 4 mm 时,CFD 结果分离点在"Only blowing"模式下分离点推迟了 29%,"PCFJ"模式下未出现分离。

表 2 表面流动分离点位置比较(α=11°, Re = 68 000, 峰-峰值由压 13 kV, 频率 8 kHz) 单位·%

			+ 12./0
工况	Only blowing	PCFJ	后移量
实验(h=10 mm)	43	76.0	33.0
CFD(h=10 mm)	55	77.5	22.5
CFD(h=4 mm)	84	100	16.0
误差(h=10 mm)	12	1.5	

## 3 结论

基于等离子体激励诱导流场的特性,对等离子体协同射流翼型的腔道高度进行了针对性的设计和优化。根据静止大气中等离子体气动激励下出口速度和流量选取4 mm 腔道高度为最优化参数,设计了基于 NACA0025 翼型的 PCFJ 翼型。通过数值模拟对 PCFJ 翼型气动特性进行了分析,与基准翼型进行了比较,并对流场绕流特性进行了探究。主要结论如下。

1)静止大气中,射流出口速度随腔道高度先增 大后减小,因此选取了4 mm 腔道高度为最优化的 设计参数。

2) 相对基准翼型, PCFJ 翼型的失速迎角得到 了显著提升,升力系数增大了1.81 倍。

3)等离子体协同射流翼型后缘腔道处在较小迎 角下产生了正阻力,而随着迎角的增大到 10°,其当 地阻力开始变为负值。因此,其阻力在 10°迎角之 前大于基准翼型,随后小于基准翼型。升阻比呈现 出与阻力相同的变化特性。

4)对比前缘吹气,协同射流翼型的失速迎角增 大了4°。这是因为协同射流翼型通过前缘吹气效 应可以在当地集中注入动量,其后缘吸气可以减小 低能量的分离区域,形成较大的环量增量。 5)对基准翼型失速迎角附近的升力绝对值,数 值模拟结果与实验结果目前还有较大的差别,需要 进一步改进。但不影响本文数值模拟部分规律性的 阐述。

限于篇幅,本文只对腔道高度进行了参数化研究,给出了最优参数。下一步工作将对前缘吹气口 与后缘吸气口的几何位置与偏转角度、非定常激励 的电学参数等展开研究。

#### 参考文献

- [1] 李应红,吴云.等离子体流动控制技术研究进展[J].
  空军工程大学学报(自然科学版),2012,13(3):1-5.
- [2] 罗振兵,夏智勋,邓雄,等.合成双射流及其流动控制技术研究进展[J].空气动力学学报,2017,35(2):252-264.
- [3] 孟宣市,宋科,龙玥霄,等. NS-SDBD 等离子体流动 控制研究现状与展望[J]. 空气动力学学报,2018,36
   (6):901-916.
- [4] 张攀峰,王晋军,冯立好.零质量射流技术及其应用
  研究进展[J].中国科学(E辑:技术科学),2008,38
  (3):321-349.
- [5] WARSOP C, CROWTHER W. NATO AVT-239 Task Group: Flight Demonstration of Fluidic Flight Controls on the MAGMA Subscale Demonstrator Aircraft[C]//AIAA Scitech 2019 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2019: 0282.
- [6] CORKE T, MERTZ B, PATEL M. Plasma Flow Control Optimized Airfoil[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006: 1208.
- [7] NIELSEN J, BIGGERS J. Recent Progress in Circulation Control Aerodynamics[C]//25th AIAA Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 1987: 1.
- [8] 朱自强,吴宗成.环量控制技术研究[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 411-428.
- [9] ROBERT J E. Overview of Circulation Control Pneumatic Aerodynamics: Blown Force and Moment Augmentation and Modification as Applied Primarily to Fixed Wing Aircraft[M]//Applications of Circulation Control Technology. Reston, VA: AIAA, 2006: 23-68.
- [10] 冯立好, 王晋军, KWING-SO C. 等离子体环量控制 翼型增升的实验研究[J]. 力学学报, 2013, 45(6): 815-821.
- [11] ZHA G C, PAXTON C. A Novel Airfoil Circulation Augment Flow Control Method Using Co-Flow Jet [C]//2nd AIAA Flow Control Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2004: 2208.
- [12] ZHA G C, GAO W, PAXTON C D. Jet Effects on

Coflow Jet Airfoil Performance[J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1222-1231.

- [13] XU K W, REN Y, ZHA G C. Numerical Analysis of Energy Expenditure for Co-Flow Wall Jet Separation Control[C]//AIAA SCITECH 2022 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2022: 1547.
- [14] 刘沛清, 旷建敏, 屈秋林. 联合射流控制技术的增升 效果和机理[J]. 北京航空航天大学学报, 2009, 35 (6):737-740.
- [15] 许建华,李凯,宋文萍,等.低雷诺数下协同射流关
  键参数对翼型气动性能的影响[J].航空学报,2018,
  39(8):122018.
- [16] 宋超,杨旭东,朱敏,等.应用离散型协同射流的翼 型增升减阻研究[J].西北工业大学学报,2015,33 (2):191-196.
- [17] ZHANG S L, YANG X D, SONG B F, et al. Experimental Investigation of Lift Enhancement and Drag Reduction of Discrete Co-Flow Jet Rotor Airfoil[J]. Applied Sciences, 2021, 11(20): 9561.
- [18] 许和勇,马成宇.协同射流流动控制方法研究进展综 述[J].航空工程进展,2022,13(6):1-16.
- [19] REN Y , ZHA G C. Design of Injection and Suction Ducts for Co-Flow Jet Airfoils with Embedded Micro-Compressor Actuator [C]//2018 Flow Control Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2018: 3062.
- [20] REN Y, BARROIS P, ZHA G C. Simulation of 3D Co-Flow Jet Airfoil with Integrated Micro-Compressor Actuator. [C]//AIAA Aviation 2022 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2022: 3553.
- [21] POST M L, CORKE T C. Separation Control on HIgh Angle of Attack Airfoil Using Plasma Actuators
   [J]. AIAA Journal, 2004, 42(11): 2177-2184.
- [22] MOREAU E. Airflow Control by Non-Thermal Plasma Actuators [J]. Journal of Physics D: Applied Physics, 2007, 40(3): 605-636.
- [23] 孙宗祥. 等离子体减阻技术的研究进展[J]. 力学进展, 2003, 33(1): 87-94.
- [24] 孟宣市,惠伟伟,易贤,等. AC-SDBD 等离子体激励 防/除冰研究现状与展望[J]. 空气动力学学报, 2022,40(2):31-49.
- [25] WANG J J, CHOI K S, FENG L H, et al. Recent Developments in DBD Plasma Flow Control[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 62: 52-78.
- [26] 史志伟,杜海,李铮,等.等离子体流动控制技术原 理及典型应用[J].高压电器,2017,53(4):72-78.
- [27] 聂万胜,程钰锋,车学科.介质阻挡放电等离子体流动控制研究进展[J].力学进展,2012,42(6):722-734.
- [28] WANG L J, ALAM M M, ZHOU Y. Drag Reduction of Circular Cylinder Using Linear and Sawtooth Plasma Actuators [J]. Physics of Fluids, 2021, 33

32

(12): 124105.

- [29] 孟宣市,杨泽人,陈琦,等.低雷诺数下层流分离的 等离子体控制[J]. 航空学报,2016,37(7): 2112-2122.
- [30] CORKE T, JUMPER E, POST M, et al. Application of Weakly-Ionized Plasmas as Wing Flow-Control Devices[C]//40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2002: 350.
- [31] 张鑫,黄勇,王勋年,等. 超临界机翼介质阻挡放电 等离子体流动控制[J]. 航空学报,2016,37(6): 1733-1742.
- [32] 张海灯,吴云,李应红,等. 高负荷压气机失速及其 等离子体流动控制[J]. 工程热物理学报,2019,40 (2):289-299.
- [33] ZHANG P F, WANG J J, FENG L H, et al. Experimental Study of Plasma Flow Control on Highly Swept Delta Wing[J]. AIAA Journal, 2010, 48(1): 249-252.
- [34] 何伟, 牛中国, 潘波, 等. 等离子抑制翼尖涡实验研 究[J]. 工程力学, 2013, 30(5): 277-281.
- [35] DONG L, CHOI K S, WANG Y X. Plasma Flow Control of the Tip Vortices over a Very Low Aspect-Ratio Wing [J]. Physics of Fluids, 2022, 34 (8): 087101.
- [36] MENG X S, LONG Y X, WANG J L, et al. Dynamics and Control of the Vortex Flow Behind a Slender Conical Forebody by a Pair of Plasma Actuators[J]. Physics of Fluids, 2018, 30(2): 024101.

- [37] HUANG X, ZHANG X. Plasma Actuators for Noise Control[J]. International Journal of Aeroacoustics, 2010, 9(4/5): 679-703.
- [38] FENG L H, CHOI K S, WANG J J. Flow Control over an Airfoil Using Virtual Gurney Flaps[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2015, 767: 595-626.
- [39] MENG X S, ABBASI A A, LI H X, et al. Bioinspired Experimental Study of Leading-Edge Plasma Tubercles on Wing[J]. AIAA Journal, 2018, 57(1): 462-466.
- [40] 杜海,史志伟,倪芳原,等. 基于等离子体激励的飞 翼布局飞行器气动力矩控制[J]. 航空学报,2013,34 (9):2038-2046.
- [41] 张鑫,黄勇,阳鹏宇,等. 等离子体无人机失速分离 控制飞行试验[J]. 航空学报, 2018, 39(2): 121587.
- [42] LI B, ABBASI A A, YIN S Q, et al. Airfoil Performance Enhancement with A Novel Flow Control Method of SDBD Plasma Co-Flow Jet[C]//AIAA Aviation 2020 Forum. Reston, Virginia: AIAA, 2020: 2957.
- [43] LI B, MENG X S, YIN S Q, et al. Flow Separation Control over an Airfoil Using Plasma Co-Flow Jet[J]. AIAA Journal, 2021, 60(4): 2195-2206.
- [44] ZHA G C, PAXTON C D, CONLEY C A, et al. Effect of Injection Slot Size on the Performance of Coflow Jet Airfoil[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(4): 987-995.

(编辑:姚树峰)