

【航空电子电气工程】

基于前缘离面射流的 NACA4415 翼型气动性能研究

王 洁, 江善元

(南昌航空大学 航空宇航学院, 江西 南昌 330063)

摘 要:为提高 NACA4415 翼型的气动性能,提出一种基于类翼型几何结构的前缘离面射流主动控制方法。通过数值模拟研究了射流装置特征几何尺寸(c)、动量系数(C_μ)及来流攻角(α)对翼型气动特性的影响规律。结果表明:前缘离面射流可显著改变翼型表面流场结构,有效抑制流动分离;在特征尺寸 c_2 为 $0.1a$ 、动量系数为 0.3 时,升力系数提升显著,阻力系数明显降低,升阻比达到峰值,较基准翼型气动效率显著提高;此外,在 $0^\circ\sim 20^\circ$ 攻角,离面射流表现出良好的适应性,尤其在中等和大攻角下延迟失速效果突出。流场分析显示,射流通过增强流动附着能力和优化压力分布实现增升减阻。

关键词:前缘离面射流;气动性能;NACA4415;升阻比;翼形

中图分类号: V 224 **文献标识码:** A **DOI:**10.13486/j.issn.2097-4973.2025.06.003

翼型作为机翼、涡轮叶片等飞行器核心部件的气动外形基础,其升力、阻力和失速等特性直接决定了飞行器的效率、稳定性与经济性。传统的翼型设计依赖于优化几何外形,然而,这种被动式的气动控制方法在面对复杂多变的飞行状态时,其性能提升已逐渐逼近物理极限^[1]。尤其在飞机遭遇大迎角飞行时,由流动分离所引发的失速问题,更是经典难题。为突破传统气动设计在延迟失速上的瓶颈,主动流动控制技术应运而生。主动流动控制技术主要包括基于能量输入的射流技术、基于涡生成的涡发生器技术以及基于壁面运动的合成射流技术等。射流技术以其强大的流动操控能力和高度的可控性,展现出令人瞩目的应用前景^[1-2]。

射流的核心原理在于通过向翼型表面特定位置喷射可控的高能量流体(通常是空气),使流体与主流发生相互作用,从而从根本上改变翼型表面的流场结构。具体而言,射流技术主要通过两种机制发挥作用:其一,射流通过向分离剪切层注入能量和动量,增强了近壁区流体抵抗逆压梯度的能力;其二,射流向流场中引入可控的动量和扰动,触发剪切层失稳并促使其卷绕发展,从而有序地生成大尺度涡结构。这些涡结构通过卷吸作用将主流的高速流体带入近壁区,从而有效地抑制或推迟流动分离^[3]。研究表明,上述机制能够显著改善翼型在大迎角下的气动性能,例如提升失速迎角和最大升力系数^[4]。此外,射流的优势还在于其精准的可控性。通过调节射流的参数(如位置、角度、动量系数与频率),实现对涡旋结构的生成、发展与破碎过程的主动控制^[5]。因此,该技术为实现对流动分离过程的精细化调控及达成特定气动目标(如减阻、降噪等)提供了新的技术路径。

收稿日期:2025-08-03

基金项目:江西省飞行器设计与气动仿真重点实验室项目(EI202206269)

第一作者简介:王 洁(2001—),女,安徽舒城人,硕士研究生,主要从事飞行器设计与气动特性研究。

E-mail:19159092146@163.com

通信作者简介:江善元(1965—),男,江西兴国人,教授,硕士,硕士生导师,主要从事飞行器设计与工程、飞行器动力工程研究。E-mail:shanyuanjiang@126.com

基于上述机理,射流控制的有效性关键在于如何通过调节射流参数,实现对分离流场的主动干预。这促使研究者在特定翼型上开展深入的参数化研究,以量化其气动收益并探寻最优控制策略。以 NACA4415、S809 等为代表的风力机专用翼型成为重要的研究对象,学者们通过数值模拟与实验相结合的方法,从不同技术路径入手,为射流控制的实际应用积累了宝贵数据。例如,吴友健等对风力机叶片常用翼型 NACA4415 的气动性能进行了研究,通过分析多组不同攻角下升阻力曲线发现,该翼型的失速特性会显著影响风力机桨叶的气动性能^[6];罗帅等以 S809 翼型为研究对象,利用吸吹结合射流进行数值模拟,通过优化射流动量系数,使射流有效提高了翼型的升阻比,实现了气动性能的大幅提升^[7]。Wang 等以 NPU-LS 0515 翼型为基准,设计了 CFJ 后掠翼模型,在风洞实验中应用了同轴射流方法,验证了其在高迎角下机翼增升减阻及升阻比的提升效果^[8];Sun 等利用同轴射流控制技术改善 NACA0015 翼型在大攻角下的气动性能,并将该技术应用于水平轴与垂直轴风力机中,均获得良好效果^[9]。

尽管传统射流激励方式的控制优势已被证实,但其中有些控制技术仍缺乏适应性,一旦安装便无法根据实时工况进行调节,且往往伴随阻力增加或噪声加剧等负面作用。本文以小型低速无人机广泛采用的 NACA4415 翼型为研究对象,引入前缘离面射流主动控制方法,通过数值模拟的手段探究射流装置的特征几何尺寸、射流动量系数及来流攻角等多个关键参数对翼型气动性能的影响规律,重点分析低雷诺数条件下零攻角及大攻角工况下的流场特性与控制机制,旨在揭示离面射流对翼型绕流结构的调控机理,明确其在改善无人机低速机动性、延迟失速方面的有效性。

1 参数定义

来流方向与射流方向相同,如图 1 所示,尾缘设置 16 个射流槽口,槽口深度为 2.5 mm,根据翼型尾缘形状确定射流喷口形状为矩形狭缝,射流狭缝的截面高为 0.436 mm,宽为 2.5 mm。射流装置前缘与主机翼简单连接。

为表征离面射流装置的控制作用,常采用射流动量系数进行量化。本文将其定义为 C_μ ,计算方法如下^[10]:

$$C_\mu = \dot{m}_j V_j / (\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S) \quad (1)$$

式中: \dot{m}_j 为射流质量流率, V_j 为射流出口流速, V_∞ 为来流速度, ρ_∞ 为来流密度, S 为翼型投影面积(三维)。

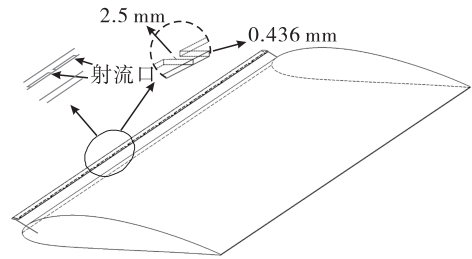


图 1 附加离面射流装置的 NACA4415 机翼

$$\dot{m}_j = \rho_j V_j S_j = \rho_j V_\infty \sqrt{\frac{A_j S C_\mu}{2}}$$

式中: ρ_j 为流体介质密度, S_j 为射流口截面积;因来流与射流的流体介质相同, $\rho_\infty = \rho_j$,由式(1)可简化得

$$C_\mu = S_j V_j^2 / (\frac{1}{2} V_\infty^2 S)$$

射流雷诺数 $Re_j = \rho_j V_j h / \mu$ 。式中: $\rho_j = 1.225 \text{ kg/m}^3$ 为流体介质密度, V_j 为射流出口流速, h 表示射流口特征高度, $\mu = 1.79 \times 10^{-5} \text{ Pa/s}$ 表示空气的动力黏度。

根据上述参数计算得射流狭缝雷诺数 Re_j 数量级约为 $O(10^3)$,处于层流至转捩初期范围内,说明此时射流流态较为稳定。

2 数值方法及验证

2.1 网格及计算条件设置

图 2 为机翼气动分析的整体计算域示意图。计算外流域的形状呈长方体,将主机翼 NACA4415 的翼型前缘点作为计算域原点,计算域前边界与翼型前缘距离为翼型弦长的 10 倍,后边界与翼型后缘距离为弦

长 16 倍。计算域进口边界为速度入口(Inlet),出口边界为压力出口(Outlet),射流口为质量流量入口;翼型表面设为无滑移壁面,除射流口外各表面均设置为无滑移壁面,自由来流速度为 10 m/s,基于主机翼弦长的雷诺数为 17 万,来流温度取 300 K。

图 3 为施加射流装置的机翼体网格生成示意图。模型网格划分采用的是 Ansys Fluent-Meshing 里的 Poly-Hexcore 混合网格技术,利用结构网格对计算区域的整体进行划分,对于机翼后缘、射流内腔等精细的区域需要进行加密处理。网格的第一层网格高度按照 $Y^+ < 1$ 来确定,通过 Y^+ 计算器算得第一层边界层高度为 $5.714\ 91 \times 10^{-5}$ m,边界层层数取 14 层,网格增长率为 1.2。

本文数值模拟基于雷诺平均 N-S 方程,湍流模型选择转捩 $k-\omega$ SST 模型,使用基于压力的求解器,全局 Courant 数控制在 1 以下,计算采用二阶精度的迎风格式,残差收敛设置为 0.000 01,通过残差监视器与流场物理量稳定性判断计算收敛情况。

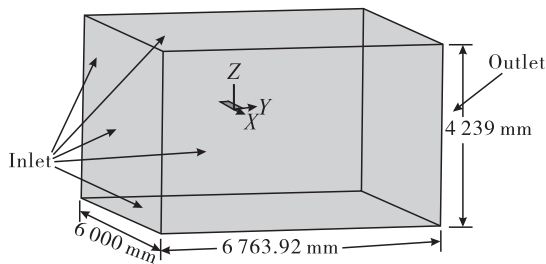


图 2 整体计算域示意图

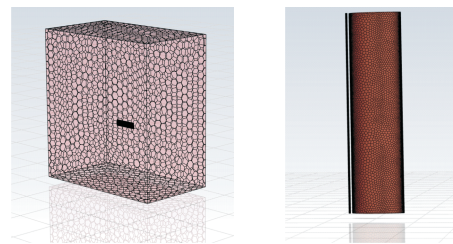


图 3 机翼体网格生成示意图

2.2 网格无关性验证

为确保数值模拟的准确性,需在计算前验证网格的合理性和可靠性,其中网格无关性验证是关键。本文在气流与翼型弦线平行的情况下,分别对四种不同数量的网格进行了计算,获得 NACA4415 翼型的升阻力系数与升阻力,结果见表 1(C_L 表示升力系数, C_D 表示阻力系数)。数据显示,当网格量增加至 210 万后,Mesh3 的升力系数 C_L 相较于 Mesh2 提升了 30%,而阻力系数 C_D 仅变化 3.74%,这表明结果已基本不受网格数量影响。因此,选用 Mesh 3 作为后续计算网格。

表 1 模型网格无关性验证结果对比

网格	网格数量/ 10^4	C_L	C_D	网格	网格数量/ 10^4	C_L	C_D
Mesh1	70	0.111 4	0.036 1	Mesh3	210	0.201 0	0.034 8
Mesh2	140	0.153 8	0.035 6	Mesh4	280	0.201 1	0.036 1

3 结果分析

3.1 微小翼型弦长对气动特性的影响

为探究射流装置不同特征尺寸 c 对 NACA4415 翼型流动控制效果的影响,本文选择三种特征尺寸 $c_1=0.04a, c_2=0.1a, c_3=0.2a$ ($a=250$ mm 为主机翼 NACA4415 翼型的弦长)。在不同动量系数 C_μ 下,计算机翼的气动特性。图 4 为翼型升力系数随射流动量变化曲线,在不同特征尺寸时升力系数均随着 C_μ 增加而逐渐提高,说明添加射流装置后,随着射流强度增强,升力得到显著提升,而未添加射流装置的翼型始终保持不变。微小翼型弦长为 c_2 时升力系数始终最高,表明该种弦长下的升力特性提升效果最优。 c_1 次之,同样表现出稳定而持续的涨幅; c_3 起初略低,但在 $C_\mu > 0.3$ 时增幅明显且接近 c_1 ,说明该弦长在高射流强度下更具优势。与未施加射流控制的基准机翼 NACA4415 相比,添加离面射流控制至少可提升升力系数 25%,尤其是 $C_\mu > 0.3$ 后,增幅更为明显,表明这种射流控制方案是可行的,尤其在合适的微小翼型弦长下性能更佳。

图 5 为翼型阻力系数随射流动量变化曲线, 可以清晰观察到在引入射流控制后, 三种特征尺寸的射流方案阻力系数均呈现出不同程度的下降。当 C_{μ} 从 0 增至 0.2 时, 特征尺寸 c_1 、 c_2 、 c_3 下翼型与 NACA4415 基准翼型相比, 其阻力系数均显著降低, c_1 和 c_2 减阻效果次之, 最佳减阻效果可达 30%; c_3 成效有限, 但优势在于具有更宽的适用区间。随着 C_{μ} 继续增大, c_1 和 c_2 在 $C_{\mu} > 0.2$ 后阻力系数显著增加, 表明存在明确的最佳控制区间; 因此三种微小翼型弦长 c 对阻力性能控制方面表现为 $c_1 < c_2 < c_3$ 。

从图 6 不同特征尺寸下, 翼型升阻比随射流动量的变化图可知, 翼型的升阻比呈现先上升后下降的趋势, 表明射流对翼型气动效率的改善效果处于最优范围; 当 C_{μ} 值较小时 ($0 \leq C_{\mu} \leq 0.3$), 与基准翼型相比, 升阻比得到显著提升, 在 $C_{\mu} = 0.3$ 时达到峰值, 最大提升幅度可达 55%; 当 $C_{\mu} > 0.3$ 时升阻比逐渐下降, 说明过大的射流动量可能导致流动分离或能量损耗, 反而削弱控制效果。由图 4~6 升力、阻力和升阻比与射流动量关系的变化得知, c_2 相较于 c_1 、 c_3 对翼型气动控制效果具有一定优势。

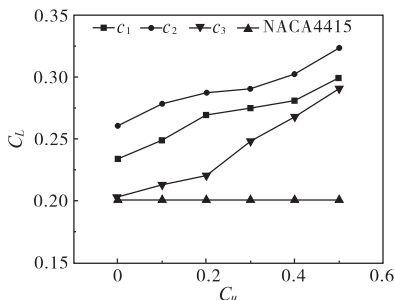


图 4 不同 c 时, 翼型升力系数随射流动量变化曲线

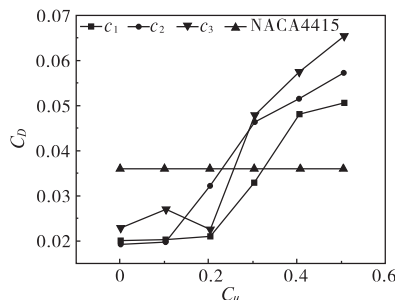


图 5 不同 c 时, 翼型阻力系数随射流动量变化曲线

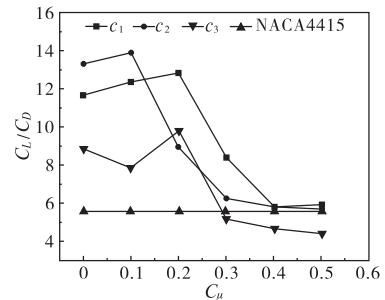


图 6 不同 c 时, 翼型升阻比随射流动量变化曲线

3.2 来流攻角对气动特性的影响

为分析来流攻角 α 对 NACA4415 翼型气动参数的影响, 本文模拟计算了不同 α 时施加射流控制的 NACA4415 翼型的气动参数, 如图 7~9 所示。

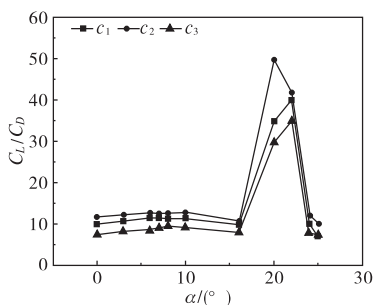


图 7 NACA4415 翼型升阻比随攻角的变化曲线

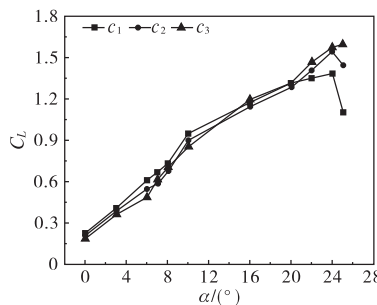


图 8 NACA4415 翼型升力系数随攻角的变化曲线

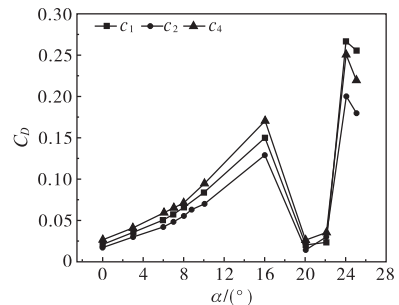


图 9 NACA4415 翼型阻力系数随攻角的变化曲线

由图 7 可知, 在 $0^\circ \sim 15^\circ$ 的小攻角范围内, 三种不同弦长 (c_1 、 c_2 、 c_3) 的射流装置升阻比变化较为平稳, 其中 c_2 表现最佳; 随着攻角增大至 20° 左右, 升阻比均显著上升, 表明离面射流控制在延迟失速和提升气动效率方面具有明显优势。然而在攻角进一步增大至 23° 超失速区域后, 三者升阻比迅速下降, 说明射流控制效果在高攻角下逐渐减弱。因此, 有离面射流干预的机翼, 射流对其升阻比的改善效果显著, c_2 在提升大攻角气动性能方面综合表现最优。

从图 8 中升力系数变化趋势可以看出, 采用特定流动控制策略的翼型在整个攻角范围内均表现出优异的升力性能, 尤其在 $8^\circ \sim 20^\circ$ 的中等攻角阶段优势尤为显著。例如, 在攻角为 10° 时, 其升力系数达到约 1.5, 显著优于其他控制方案。该结果与文献[11]在风洞实验中研究射流分配时所呈现出的升力影响规律相吻合, 两者均表明合适的流动干预措施可有效推迟流动分离、提升气动性能。

随着攻角的进一步增大, c_1 与 c_2 升力提升速率趋于减缓, 而 c_3 则仍维持较高水平, 说明当特征尺寸

为 c_3 时,流动具有更强的附着能力和抗分离特性;当攻角超过 20° 时,为确保机翼表面绕流控制效果持续有效,可能需相应增强射流能量输入。该现象即射流控制在高攻角下存在性能边界与文献[12]指出“高攻角工况下,分离流加剧,射流控制效果减弱,需提高动量系数才能改善气动特性”的结论一致。

图 9 显示阻力系数随攻角变化呈逐渐上升后下降再骤增的趋势,其中 c_2 表现最佳,始终保持最低阻力。攻角达到 20° 左右时,因局部流动改善推迟了流动分离,导致阻力系数整体下降趋势显著,而当攻角进一步增大时, c_1 的阻力急剧上升,表现出明显的失速特征;而 c_2 阻力增长幅度最小,表明其具有更好的抑制失速和控制阻力的能力。 c_2 在 20° 附近的大攻角下兼具较低阻力和相对提升气动特性的优势。

3.3 翼型表面流场分析

根据前文射流对翼型气动性能影响的分析,选取攻角为 20° 、弦长为 c_2 、来流速度为 10 m/s 时的射流工况,作为射流控制状态下的分析对象,并与未施加射流控制的原始翼型进行对比研究。对两种情况下得出的压力分布云图及流线图(图 10、图 11)进行可视化展示与对比,揭示离面射流在改善流动分离、优化压力分布以及增强气动性能方面的具体表现。

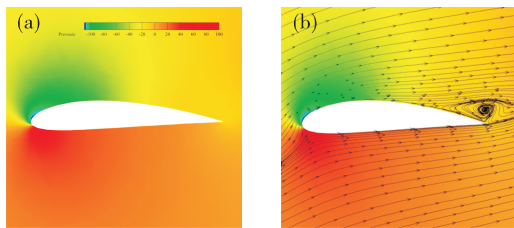


图 10 NACA4415 翼型附近压力云图及流线图

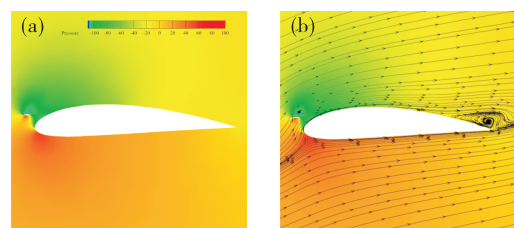


图 11 射流控制翼型附近压力云图及流线图

从图 10(a)、图 11(a) 中的压力云图可以看出,NACA4415 翼型上表面后缘出现大范围颜色均匀的低压区,这是流动分离的典型特征,会导致升力下降和压差阻力显著增加。施加射流控制后翼型上表面后缘分离区被抑制,气流恢复附着流动,此时的压力分布是从前缘吸力峰向后缘平滑过渡的压力梯度,后缘压力值显著回升,虽然仍为低压,但已从代表能量损失的“分离平台”转变为产生高升力、低阻力的“高效恢复区”。这一转变是实现飞机机翼增升减阻的根本原因。

由图 10(b)、图 11(b) 两幅流线图对比可见,翼型未施加射流控制时,上表面存在明显分离区,伴随大范围的涡旋结构,流动附着性较差,影响升力生成。而引入射流后,流场显著改善,前缘压力梯度减缓,上表面流线更加贴附,分离泡区域明显减小,有效增强了流动稳定性与附着能力。由此可见,射流控制技术对抑制流动分离、提升气动性能具有积极作用。

4 结论

本研究以 NACA4415 翼型为研究对象,采用前缘离面射流技术进行流动控制,重点考察了射流结构参数(特征尺寸 c)和工况参数(攻角 α)对控制效果的影响规律。通过系统的数值模拟和流场分析,揭示了离面射流的作用机理,主要得出以下结论:射流特征尺寸、射流动量系数和攻角这三个关键参数都会影响控制效果。其中,较小的射流特征尺寸的控制效果与射流动量大小密切相关。当特征长度取 c_2 时,射流控制最为稳定,且在较宽动量范围内都能取得良好效果。虽然离面射流的控制能力随攻角增大而有所降低,但攻角影响流场的规律显示,在攻角 $20^\circ \sim 25^\circ$ 的工况下,仍能维持较好的流动控制效果。

参考文献:

- [1] 韩忠华,高正红,宋文萍,等.翼型研究的历史、现状与未来发展[J].空气动力学学报,2021,39(6):1-36.
- [2] LIU Y,WANG X,ZHANG B. Dynamic stall control for UAV airfoils using plasma actuators[J]. AIAA journal,2020,58(3):1120-1135.
- [3] 刘晓波,陈涛,周蜜.主动流动控制技术的发展与应用展望[J].空天技术,2023(5):54-62.

- [4] 温泉,王士奇.主动流动控制技术赋能航空动力新发展[J].航空动力,2025(3):56-57.
- [5] 李泳德.基于 Coanda 效应的超声速后台阶射流控制机理研究[D].南京:南京航空航天大学,2021.
- [6] 吴友健,杨艺.基于 Fluent 的风力机叶片翼型气动性能数值计算[J].节能,2020,39(1):96-100.
- [7] 罗帅,缪维跑,刘青松,等.基于吹吸结合射流的 S809 翼型增升减阻研究[J].动力工程学报,2021,41(10):883-891.
- [8] WANG B,SUN K,YANG X,et al. Wind tunnel experimental study of lift enhancement and drag reduction on a swept wing based on a co-flow jet technique[J]. Applied sciences,2025,15(17):9759.
- [9] SUN X J,XU Y Q,HUANG D G. Numerical simulation and research on improving aerodynamic performance of vertical axis wind turbine by co-flow jet[J]. Journal of renewable and sustainable energy,2019,11(1):013303.
- [10] 王睿雯,毕殿方,黄旭东.基于射流飞控技术的环量控制阶段数值研究[J].清华大学学报(自然科学版),2024,64(2):346-357.
- [11] SHAO Y,WANG W,SUN J,et al. Design of high-efficiency jet lift enhancement for flaps under propeller slipstream influence[J]. Aerospace,2025,12(3):232.
- [12] 赵志杰,罗振兵,邓雄.基于卷积神经网络的合成双射流控制机翼分离流场识别与参数优化[J].空气动力学学报,2020,38(5):949-956.

Research on the aerodynamic performance of NACA4415 airfoil based on off-surface jet

WANG Jie, JIANG Shanyuan

(School of Aeronautics and Astronautics,

Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

Abstract: To enhance the aerodynamic performance of the NACA4415 airfoil, this study proposes an active flow control method utilizing out-of-plane leading-edge jets based on airfoil-like geometric configurations. Numerical simulations are conducted to investigate the effects of key geometric parameters of the jet device (c), momentum coefficient (C_μ), and angle of attack (α) on the aerodynamic characteristics of the airfoil. The results indicate that the leading-edge out-of-plane jet significantly alters the surface flow field structure and effectively suppresses flow separation. At the characteristic dimension $c_2 = 0.1a$ with a momentum coefficient of 0.3, the lift coefficient is markedly increased, the drag coefficient is substantially reduced, and the lift-to-drag ratio reaches its peak, demonstrating significant improvement in aerodynamic efficiency compared to the baseline airfoil. Furthermore, the out-of-plane jet exhibits strong adaptability across a range of angles of attack from 0° to 20° , with particularly notable stall delay effects at moderate and high angles of attack. Flow field analysis reveals that the primary mechanisms for lift enhancement and drag reduction are the enhanced flow attachment capability and optimized pressure distribution induced by the jet. This study provides an effective active control strategy for optimizing airfoil aerodynamic performance.

Keywords: off-surface jet; aerodynamic performance; NACA4415; lift-to-drag ratio; airfoil shape

(责任编辑:唐立平)

引用格式 王洁,江善元.基于前缘离面射流的 NACA4415 翼型气动性能研究[J].山东航空学院学报,2025,42(6):20-25.
WANG J,JIANG S Y. Research on the aerodynamic performance of NACA4415 airfoil based on off-surface jet [J]. Journal of Shandong University of Aeronautics,2025,42(6):20-25.