

基于开源求解器CFL3D的主动流动控制数值模拟

李志浩, 杜一鸣

沈阳航空航天大学航空宇航学院, 辽宁 沈阳

收稿日期: 2025年6月20日; 录用日期: 2025年7月21日; 发布日期: 2025年7月31日

摘要

主动流动控制方法因其显著的增升效果备受关注, 但其伴随的强剪切, 大曲率分离等复杂流动对数值模拟提出了挑战。本文基于NASA开源求解器CFL3D, 采用标模CC020-010EJ和CFJ6415翼型, 系统研究了环量控制与协同射流两种典型主动流动控制方法的数值模拟策略, 重点考察湍流模型与边界条件对精度的影响。研究发现: 对于环量控制, 标准SA模型难以准确捕捉翼型后缘Coanda效应所导致的流线偏转, 分离预测精度不足; 引入曲率修正的SA + RC模型则能有效改善后缘分离模拟。此外, 主动射流对边界条件高度敏感。在不可压缩与等熵假设下, 研究对比CFL3D中两种亚声速流动边界条件(2008/2018), 发现编号为2018的结果与实验吻合度更高, 结合SA + RC模型可将升力预测误差降至3%。进一步针对协同射流的模拟显示, RANS方法因在大分离流动预测上固有局限导致阻力存在偏差, 但整体气动趋势预测保持一致。

关键词

主动流控制, 环量控制, 协同射流, CFL3D

Numerical Simulation of Active Flow Control Based on the Open-Source Solver CFL3D

Zhihao Li, Yiming Du

College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang Liaoning

Received: Jun. 20th, 2025; accepted: Jul. 21st, 2025; published: Jul. 31st, 2025

Abstract

Active flow control (AFC) have garnered significant attention due to their substantial lift enhancement capabilities. However, the complex flow phenomena induced by these methods, such as intense shear

文章引用: 李志浩, 杜一鸣. 基于开源求解器 CFL3D 的主动流动控制数值模拟[J]. 人工智能与机器人研究, 2025, 14(4): 1004-1014. DOI: 10.12677/airr.2025.144095

layers, high-curvature separation regions, and strong adverse pressure gradients, present substantial challenges for computational fluid dynamics (CFD) simulations. Based on the NASA's open-source solver CFL3D, this study systematically evaluates simulation strategies for two representative AFC methods (circulation control and co-flow jet) using benchmark airfoils CC020-010EJ and CFJ6415, with particular emphasis on turbulence modeling and boundary condition formulations. For the circulation control: The standard SA model is difficult to accurately capture the streamline deflection caused by the Coanda effect at the trailing edge of the airfoil, resulting in insufficient accuracy for separation prediction. The SA + RC model with curvature correction can effectively improve the simulation of trailing edge separation. In addition, active jets are highly sensitive to boundary conditions. Under the assumptions of incompressibility and isentropic, a comparative study was conducted on two types of subsonic flow boundary conditions in CFL3D (2008/2018). It was found that the result of 2018 had a higher degree of agreement with the experimental data, and combined with the SA + RC model, the lift coefficient only differs by 3%. The simulation of co-flow jet shows that although the RANS method has inherent limitations in large separation flow, resulting the deviations in drag coefficient, the overall aerodynamic trend prediction remains consistent.

Keywords

Active Flow Control, Circulation Control, Co-Flow Jet, CFL3D

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

翼型作为飞行器气动性能的核心载体, 其设计直接影响噪声特性, 结构效率及运营经济性等关键指标。Prandtl 通过圆柱绕流边界层抽吸实验证实了边界层分离的可控性, 该成果不仅揭示了气体流动机理同时也奠定了流动控制技术的基础。该领域逐步发展为两大技术体系: 被动流动控制, 即利用机械附加部件(如后缘襟翼、前缘缝翼等)增加翼型弯度和有效面积, 通过改善缝道流场来提高翼型升力; 主动流动控制(如环量控制, 协同射流, 合成射流等)则通过外部能量注入直接干预流场演化, 实现飞行器气动性能的提升。近年来, 主动流控制(Active Flow Control, AFC)技术凭借其显著的流动控制能力和广泛的工程适用性于 2009 年被美国航空航天学会评选为 21 世纪十项航空航天前沿技术之一, 为突破传统气动设计瓶颈提供了新途径[1]。

环量控制(Circulation Control, CC)作为典型的主动流控制方法之一, 其通过气动外形与射流控制的协同作用改善飞行器气动特性, 其将原始翼型尖后缘改为光滑曲面, 并通过后缘主动射流为附面层补充能量推迟边界层的分离, 促使前后缘驻点后移增加翼型环量, 实现升力系数的提升。除此之外, 环量控制可以产生操纵力矩, 无需机械控制舵面即可实现飞行器的姿态控制, 不仅有效减少了雷达反射面积, 而且在降低气动噪声等方面也有着一定优势。Englar 等[2]应美国军方需求, 率先在 A-6 舰载机上应用环量控制技术成功将其起降距离缩短了 60%~65%, 并指出环量控制在传统翼型的应用可使其升力提升 2~3 倍, 并可产生替代传统舵面的有效力和力矩。NASA 兰利研究中心基于 FAST-MAC 全机模型通过跨声速风洞实验探究了环量控制对飞行器流场的影响, 其发现环量控制技术可有效改善飞行器翼面激波结构, 优化跨声速流场分布, 降低气动阻力[3]。Wood [4]以及 Abramson [5]通过风洞试验以及数值模拟发现, 在环量控制作用下翼型升力系数与射流喷口高度呈反比。李志强[6]基于 Gao-Yong 湍流模型对环量控制翼型绕流问题展开数值研究, 系统探究了动量系数, 吹气角度及射流口位置对增升效果的影响。许

和勇等[7][8]将环量控制技术应用于风力机翼型,通过数值模拟发现环量控制存在分离控制阶段和超环量控制阶段,其中分离控制阶段增升效率更高。

在环量控制技术的发展过程中,尽管其在提升气动力方面上潜力显著,但也逐渐暴露出阻力过大,效率不高以及使用范围受限等缺点, M.Burnazzi [9]提出的吸气辅助控制策略有效提升了主动流控制的效率。随后,迈阿密大学 G.Zha [10]进一步提出了协同射流技术(Co-Flow Jet, CFJ),其无需修改翼型尾缘,通过内部气泵连接翼型吸力面上的吹/吸气口以实现气流循环。这一机制不仅利用射流有效克服了逆压梯度,改善了失速特性,抑制了流动分离,增加了翼型环量,而且在理论上形成零质量射流,减少了能量损耗,提升了整体效率。Lefebvre [11][12]深入探究了吹吸气方案,射流动量系数,射流口高度等控制参数对升力,阻力以及能量消耗的影响,发现吹吸结合控制效果优于单独吹气或吸气策略。C.M.Vigneswaran [13]对不同控制参数下的 CFJ 翼型进行了数值模拟,其最大升力系数可提升 65%。Wang [14]则将 CFJ 技术与抛物线襟翼相结合,详细研究了吹/吸气口位置,吹/吸气口角度以及吸力面平移量等参数对气动特性的影响,翼型升力和升阻比最大可提升 32.1%和 93.8%。

主动流控制技术虽能显著提升飞行器升力,抑制流动分离并优化流场结构,但其射流作用易引发局部逆压梯度增强和流线偏转,这为数值模拟带来了一定困难。众多学者通过系统对比不同数值方法(如 RANS、URANS、LES、DES/DDES 及 IDDES)的性能,指出高阶方法(如 LES、IDDES)虽在捕捉精细湍流结构上存在一定优势,但计算花费较大[15]-[20]。RANS 方法因其在计算效率与时均结果可靠性间的平衡,成为探究主动流控制方法增升机制的高效工具,为揭示主动流控制物理机理、提升气动性能预测精度提供关键支撑。此外, Rumsey [21]还在其研究中指出由于数值模拟中射流的不均匀分布和等熵流动的假设导致射流对其边界条件十分敏感,因此确定合适的湍流模型和射流边界条件将会极大提升数值模拟精度,为探究主动流控制参数与增升效果的关系提供方法支撑。

2. 数值模拟方法

从流动控制机理分析,主动流控制本质上仍属于定常粘性绕流问题范畴, RANS 方法在此类流动模拟中展现出计算效率与精度的有效平衡。NASA 开源求解器 CFL3D [22]是一款基于结构化网格的高性能 RANS 求解器,该求解器凭借其迭代速度快,精度和稳定性高等优势已被广泛应用于工程实践中。其算法架构具有以下特征:对流项采用基于三阶 MUSCL 界面重构的 Roe 格式进行通量计算,粘性项通过二阶中心差分格式离散,时间推进采用隐式近似因子分解法实现。该求解器还集成网格序列、多重网格技术及残差光顺等功能,可以显著加速收敛过程。CFL3D 求解的可压缩雷诺平均 Navier-Stokes (RANS)方程形式如下:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \hat{u}_j) &= 0 \\ \frac{\partial (\bar{\rho} \hat{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \hat{u}_i \hat{u}_j)}{\partial x_j} &= \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} - \frac{\partial P}{\partial x_i} \\ \frac{\partial (\bar{\rho} \hat{E})}{\partial t} + \frac{\partial (\bar{\rho} \hat{H} \hat{u}_j)}{\partial x_j} &= \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\hat{u}_i \tau_{ij} - q_j + \left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \end{aligned} \quad (1)$$

式中:上方带“^”标记的量为质量平均量,上方带“-”标记的量为时间平均量;总应力 τ_{ij} 包括分子粘性应力 τ_{ij}^L 和雷诺应力 τ_{ij}^T ,其中雷诺应力采用线性涡粘性假设(即 Bossinesq 假设)进行表示:

$$\tau_{ij}^T = 2\mu_T \left(\hat{S}_{ij} - \frac{1}{3} \frac{\partial \hat{u}_k}{\partial x_k} \delta_{ij} \right) - \frac{2}{3} \bar{\rho} k \delta_{ij} \quad (2)$$

进行近似, 从而完成对 RANS 方程(式(1))的封闭, 式中: $\hat{S}_{ij}$ 为应变变化率张量, μ_r 为湍流粘性系数 (也称涡粘性系数), k 为湍动能。其余变量定义和具体形式可参见文献[22]。此外, 对于主动流动控制来说, 常引入动量系数 C_μ 作为衡量射流强度的参数:

$$C_\mu = \frac{\dot{m}V_j}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (3)$$

式中 $\dot{m} = \rho V_j A_j$ 为质量流量; ρ_∞ 为自由来流密度; V_∞ 指自由来流速度, V_j 为射流口速度; S 为参考面积, 在 2D 问题中指翼型弦长 c ; A_j 为射流口面积, 在 2D 问题中指射流口高度。

3. 环量控制

3.1. 计算模型及网格

CC020-010EJ 翼型作为环量控制的经典验证模型, 已在佐治亚理工学院 MTF 风洞及 NASA LaRC BART 风洞中进行了风洞实验, 实验数据详实可靠, 已成为环量控制问题经典验证模型。该翼型弦长为 $c = 0.21844$ m, 射流口高度 $h = 0.000503$ m, 后缘 Coanda 型面半径 $r = 0.02066$ m [23]。

计算网格如图 1 所示, 矩形计算域流向长度为 $14c$, 法向长度 $4.65c$, 近壁面首层网格高度为 2.4×10^{-6} , 网格 $y^+ < 1$ 。计算状态为: 马赫数 $Ma = 0.099$, 雷诺数 $Re = 2.24 \times 10^6$, 温度 $T = 295$ K, 动量系数 $C_\mu = 0.047$, 攻角 $AoA = 0^\circ$ 。在边界条件设置方面, 矩形计算域远场被设为黎曼型入流/出流(Inflow/outflow, 1003), 翼型表面以及腔体上下边界为无滑移壁面(No-slip wall, 2004), 腔体左边界为射流口, 其边界条件为亚声速入口(Specified subsonic inflow, 2008/2018)。

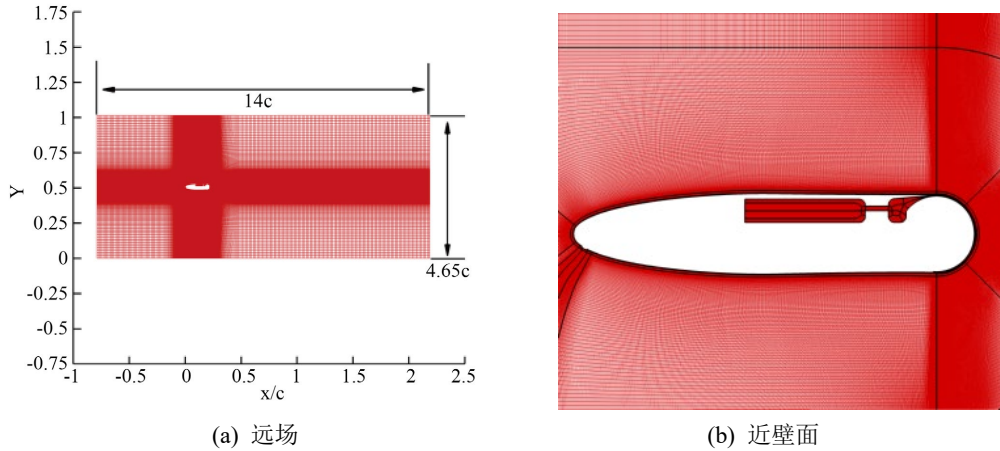


Figure 1. The grid of CC020-010EJ

图 1. CC020-010EJ 翼型计算网格

3.2. 数值模拟结果

图 2 给出了不同数值模拟方法下翼型的压力分布特征。分析表明, 除“SA+2018”方案在射流近场区域存在局部偏差外, 其余数值模拟结果均与实验数据高度相似。需特别指出的是, 由于标准涡粘模型对湍流输运过程中曲率效应的表征不足, 其容易在强曲率区域的流动预测上出现系统性偏差。因此“SA+2018”方案的计算差异本质上反映了曲率修正缺失引起的流线预测问题, 而引入曲率修正后数值解与实验的密切吻合, 验证了湍流模型修正项对于提升数值模拟精度的重要性。

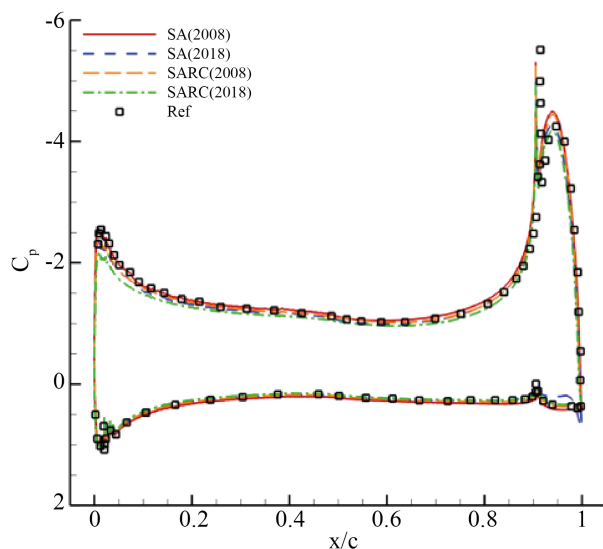


Figure 2. The pressure distribution of CC020-010EJ
图 2. CC020-010EJ 翼型压力分布图

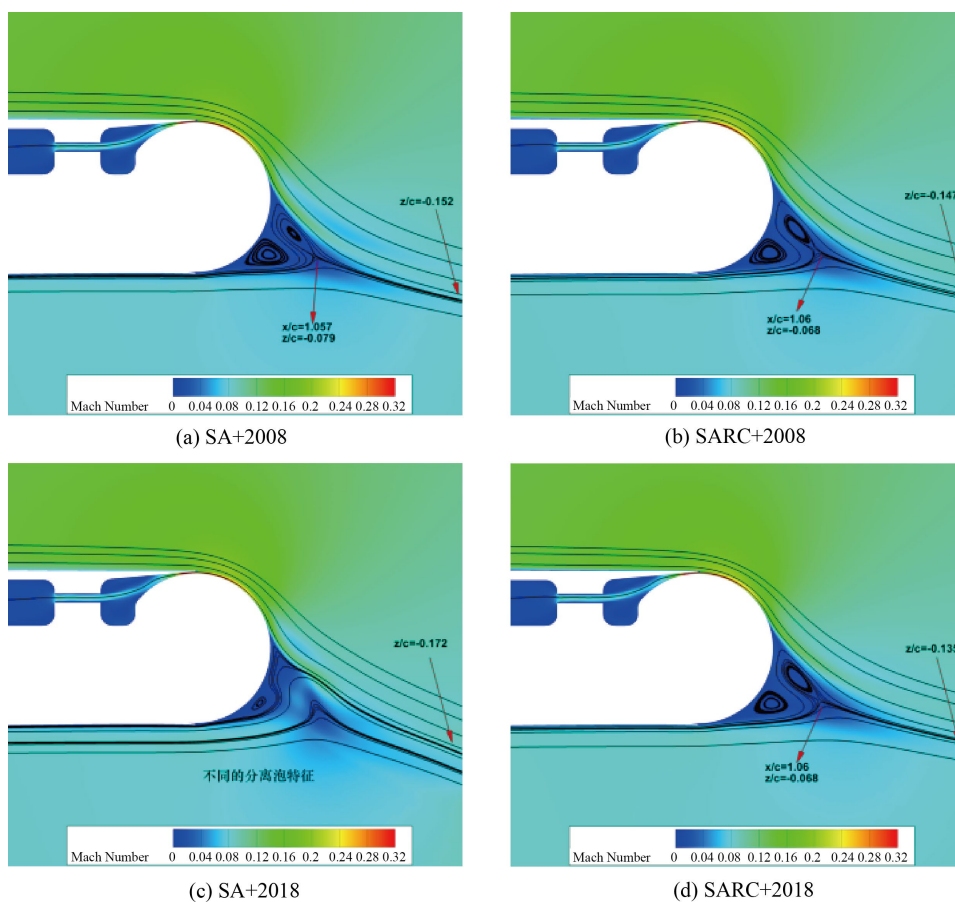


Figure 3. The flow field of CC020-010EJ
图 3. CC020-010EJ 翼型流场

图 3 给出了的翼型流场分布图, 其关于翼型后缘流场预测的形态差异可以得到相同结论。可以看出,

射流边界条件为“2008”的模拟结果(图 3(a), 图 3(b))在分离形态与分离起始位置方面基本一致, 表明该方法具备一定程度的流动分离捕捉能力。观察射流边界条件为“2018”的模拟结果(图 3(c), 图 3(d)), 可以发现在引入曲率修正后显著增强了曲率敏感特性, 尤其在高速梯度流区, 其对湍动能输运机制的物理表征更为精确。

表 1 给出了不同计算方案下升力系数与实验值的对比, 其中边界条件为“2018”的数值模拟结果在不同湍流模型框架下均展现出更高的计算鲁棒性, 其误差控制水平具有显著优势, 模拟结果与参考值的误差不超过 3%。

Table 1. Comparison of lift coefficients of CC020-010EJ

表 1. CC020-010EJ 翼型升力系数对比

湍流模型	CFD (2008/2018)	Ref
SA	1.928/1.815	1.82
SA + RC	1.84/1.718	1.71

从以上研究可以看出, 标准涡粘模型在曲率效应表征方面的固有局限可通过模型修正项有效补偿, 从而提升复杂流动模拟的物理保真度与计算可靠性。同时, 主动射流对边界条件展现出高度敏感性, 准确合适的射流边界条件将会显著提升 CFD 模拟精度。总的来说, RANS 方法在模拟环量控制问题上通过选取合适的数值模拟方法可以保证计算精度, 此外其较高的计算效率为后续在工程实践中的应用提供了便利。

4. 协同射流

4.1. 计算模型

在进行 CFJ 协同射流翼型气动力计算时, 除需考虑模型壁面本身(不包括腔体)所产生表面压力和剪切应力外, 还需将协同射流吹/吸气处产生反作用力纳入考虑范围。与环量控制方法相同, 引入动量系数 C_μ 来量化射流强度, 此处特指吹气口射流强度, 吸气口速度则根据“质量流量守恒”的原则进行计算。

图 4 给出了 CFJ 翼型受力分析模型, 其中 θ 为射流口与水平方向的夹角, CFJ 翼型基于控制体积分法在升阻力方向上的表达式为:

$$F_{x_{CFJ}} = (\dot{m}_j V_{j1} + p_{j1} A_{j1}) \times \cos(\theta_1 - \alpha) - (\dot{m}_j V_{j2} + p_{j2} A_{j2}) \times \cos(\theta_2 + \alpha) \quad (4)$$

$$F_{y_{CFJ}} = (\dot{m}_j V_{j1} + p_{j1} A_{j1}) \times \sin(\theta_1 - \alpha) + (\dot{m}_j V_{j2} + p_{j2} A_{j2}) \times \sin(\theta_2 + \alpha) \quad (5)$$

公式(6), (7)为翼型的升阻力计算修正公式, 其将射流产生的反作用力纳入, 其中 R' 代表升阻力方向上压力和剪切应力的表面积分, 其按照升阻力系数无量纲形式处理后对应 CFD 软件未修正计算值。

$$L = R'_y - F_{y_{CFJ}} \quad (6)$$

$$D = R'_x - F_{x_{CFJ}} \quad (7)$$

CFJ 通过内部气泵实现零质量射流, 其功率消耗可按照吹/吸气口的总焓或总压关系得出。由于本研究计算模型简化了泵, 故均利用吹/吸气口总压关系进行相关计算, 具体公式如下:

$$P = \frac{\dot{m} C_p T_{t2}}{\eta} \left(\Gamma^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = \dot{m} (H_{t1} - H_{t2}) \quad (8)$$

式中 C_p 为气体定压比热, 一般取 $1003.62 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$; γ 为比热比, 一般取 1.4 ; Γ 指泵的总压比, $\Gamma = P_{t1}/P_{t2}$, P_t 为吹/吸气腔平均质量压力; η 是泵效率, 在 CFJ 协同射流问题中认为是零质量射流, 没有损失, 取 100% ; H 为吹/吸气腔的总焓。

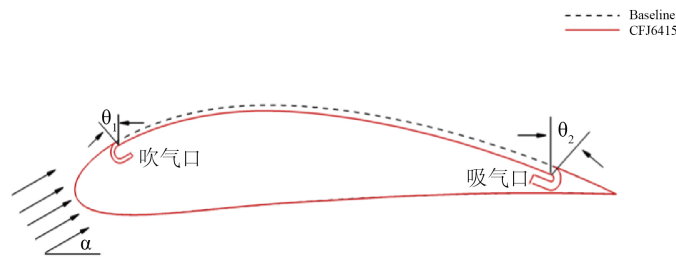


Figure 4. The force analysis model of the CFJ airfoil
图 4. CFJ 翼型受力分析模型

在 CFJ 中协同射流问题中, 引入无量纲参数 P_c (功耗系数) 用以表达外部气源功耗, 可以看作是外部气源的阻力系数:

$$P_c = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^3 S} \quad (9)$$

传统翼型的升阻比定义为 L/D , 而 CFJ 将外部气源的功耗看作阻力的一部分, 对翼型升阻比计算公式进行了修正, 若泵功耗为 0 则回归到传统公式。具体的修正公式如下:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_c = \frac{L}{D + \frac{P}{V_\infty}} = \frac{C_L}{C_D + P_c} \quad (10)$$

4.2. 计算模型

CFJ6415 翼型是协同射流技术的经典验证模型, 其基于 NACA6415 翼型构建, 具有详实可靠的风洞实验数据, 可用于验证本文数值模拟方法的有效性。图 5 给出了根据表 2 设计参数所构建的 CFJ6415 几何模型, 为保证吹/吸气口的速度, 压力等参数与实际工况更接近, 模型在翼型内部构建了气腔, 同时腔体边界与吹/吸气口角度一致且高度相同, 减少了边界条件所需参数的计算量。在边界条件设置上, 腔体入口采用“亚声速流动(2018)”条件, 其余边界条件设置参考前一算例, 吹气口参数通过动量系数计算确定, 吸气口参数则基于质量流量守恒关系反推得到。这种处理方式有效简化了模型, 避免了对气泵的直接模拟。

计算状态: 马赫数 $Ma = 0.03$, 动量系数 $C_\mu = 0.08$, 雷诺数 $Re = 2.078 \times 10^5$, 总温为 $T = 288.15 \text{ K}$, 迎角为 $AoA: 0^\circ \sim 25^\circ$, 计算采用 $k-\omega$ SST 湍流模型。计算网格如图 6 所示, 其为 C 型拓扑结构, 远场尺寸约为 $90c$, 近壁面首层高度为 1×10^{-6} , 增长率为 1.1 , 网格 $y^+ < 1$, 满足低雷诺数流动模拟的精度要求。

Table 2. The parameter of CFJ6415

表 2. CFJ6415 翼型参数

弦长 c	展长	吹气口高度	吹气口位置 x_{j1}	吸气口高度	吸气口位置 x_{j2}
0.3048 m	0.5096 m	0.65% c	7.5% c	1.3% c	88.5% c

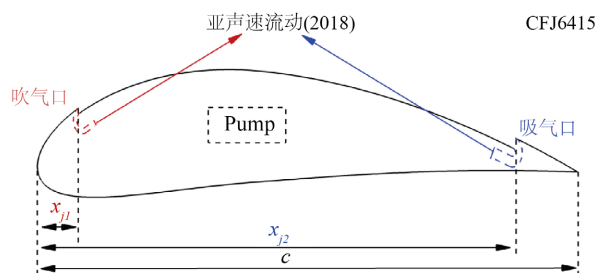


Figure 5. CFJ6415
图 5. CFJ6415

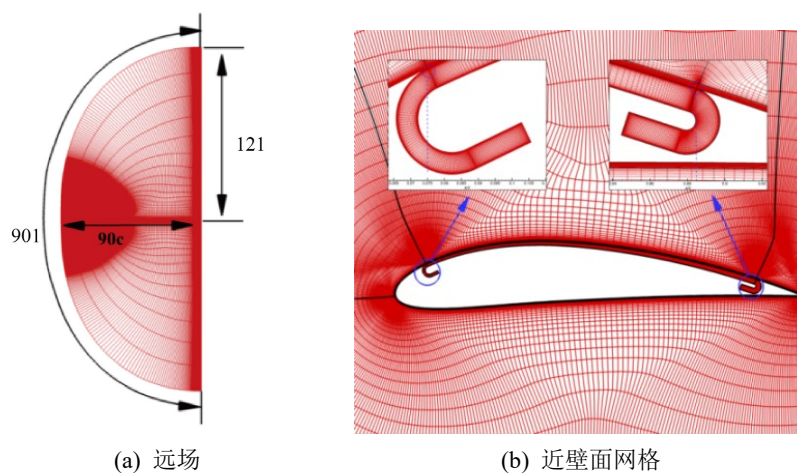


Figure 6. The grid of CFJ6415
图 6. CFJ6415 计算网格

4.3. 数值模拟结果

图 7 给出了 NACA6415 翼型与 CFJ6415 翼型的升阻力系数的计算结果。可以看出, 无论是初始翼型还是 CFJ 翼型的升力系数均与实验值[24]吻合较好, 但在阻力系数的预测上, CFJ 翼型的结果与实验值出现了明显偏差, 但其变化趋势仍能准确反映协同射流对气动特性的影响。这些差异一般是因为 RANS 方法在大分离模拟下的缺陷所导致。

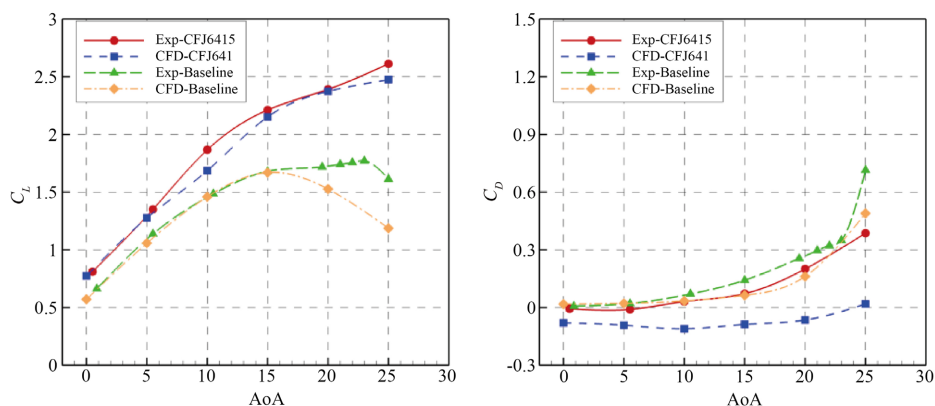


Figure 7. The CFD results of NACA6415 and CFJ6415 (Left: C_L , Right: C_D)
图 7. NACA6415 和 CFJ6415 计算结果(左: 升力系数, 右: 阻力系数)

图8进一步对比了 0° 、 10° 以及 20° 攻角下CFJ6415翼型的压力分布与实验值。结果表明,本文关于CFJ6415翼型CFD计算结果与实验值的压力分布形态高度一致,证明了数值方法的有效性。基准翼型应用协同射流后在吹气口和吸气口附近均形成了显著的吸力峰,扩大了翼型表面的负压区面积,显著提升了升力。

图9给出了NACA6415与CFJ6415翼型的流场结构对比。可以看出:随着攻角增大,原始NACA6415翼型后缘逐渐出现显著分离, 20° 攻角时形成了大尺度分离泡;而CFJ6415翼型在协同射流的作用下,射流与主流之间的湍流扩散和混合效应显著增强,促进了能量的高效输运,使得流线仍能较好地附着于上翼面。同时,前缘负压区显著扩大,驻点位置后移。这一现象表明,协同射流技术能够有效克服逆压梯度,推迟边界层分离,从而显著改善翼型的气动性能。总的来说,本文所确定的数值模拟方法有足够精度捕捉CFJ对流场作用所引发气动力变化。

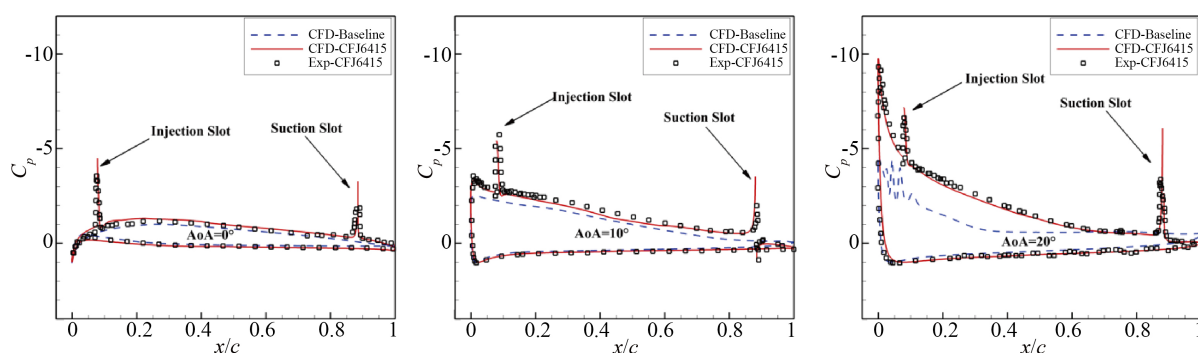


Figure 8. The pressure distribution of NACA6415 and CFJ6415 (Left: 0° , Middle: 10° , Right: 20°)

图8. NACA6414 和 CFJ6415 压力分布(左: 0° , 中: 10° , 右: 20°)

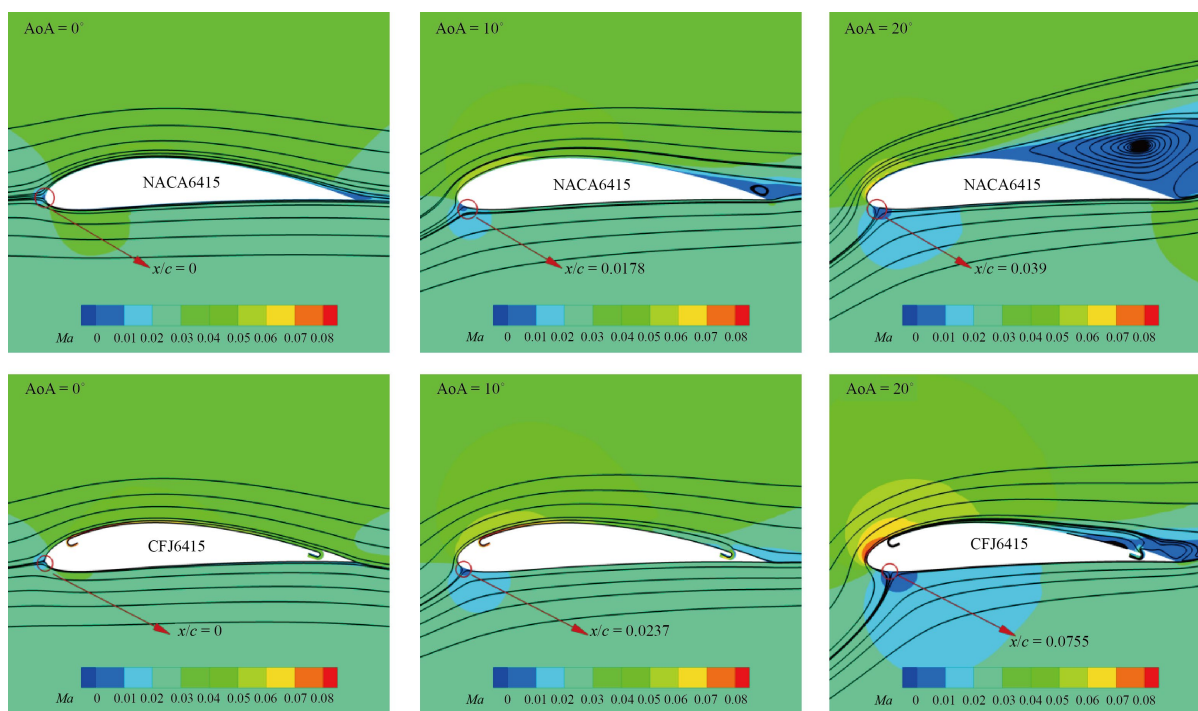


Figure 9. The flow field of NACA6415 and CFJ6415

图9. NACA6414 和 CFJ6415 流场

5. 结论

本研究基于开源求解器 CFL3D 通过对标模 CC020-010EJ 和 CFJ6415 翼型的数值模拟, 探究了影响主动流控制方法(环量控制和协同射流)的数值模拟精度的因素, 研究结果如下:

(1) 在环量控制问题中, 标准 SA 模型未能充分考虑曲率效应的影响, 会对翼型后缘分离的预测产生偏差, 需要引入曲率修正以提升数值模拟精度。

(2) 主动射流对边界条件十分敏感, 在不可压缩流动假设下, 亚声速流动边界条件(2018)与参考结果吻合良好, 为进一步探究射流口高度, 位置以及动量系数等因素对增升效果的影响奠定了良好基础。

(3) 在协同射流问题的模拟中, 由于 RANS 方法对大分离模拟的固有缺陷, 其对阻力的预测存在一定误差, 但总体趋势相近, 仍能有效反映协同射流对气动力明显的改善作用。

参考文献

- [1] Feldstein, A.W., Uleck, K.R., Floyd, J., Gray, C., Intravartolo, N., Stauffer, M., *et al.* (2023) Preliminary Design of Coplanar Joined Wing Aircraft with Integrated Active Flow Control. *AIAA SCITECH 2023 Forum*, National Harbor, 23-27 January 2023, 2627. <https://doi.org/10.2514/6.2023-2627>
- [2] Englar, R.J. (1979) STOL—The Potential of the Circulation Control Wing Concept. *Naval Engineers Journal*, **91**, 99-108. <https://doi.org/10.1111/j.1559-3584.1979.tb03869.x>
- [3] Milholen, W.E., Jones, G.S., Chan, D.T., Goodliff, S., Anders, S., Pack Melton, L.G., *et al.* (2013). Enhancements to the FAST-MAC Circulation Control Model and Recent High-Reynolds Number Testing in the National Transonic Facility. *31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Diego, 24-27 June 2013, 1. <https://doi.org/10.2514/6.2013-2794>
- [4] Wood, N. and Nielsen, J. (1985). Circulation Control Airfoils—Past, Present, Future. *23rd Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 14-17 January 1985, 204. <https://doi.org/10.2514/6.1985-204>
- [5] Abramson, J. and Rogers, E. (1983) High-Speed Characteristics of Circulation Control Airfoils. *21st Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 10-13 January 1983, 265. <https://doi.org/10.2514/6.1983-265>
- [6] 李志强, 杜曼丽. Gao-Yong 模型用于吹气环量控制翼型的研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(6): 1326-1331.
- [7] 乔晨亮, 许和勇, 叶正寅. 钝后缘风力机翼型的环量控制研究[J]. 力学学报, 2019, 51(1): 135-145.
- [8] Xu, H., Qiao, C., Yang, H. and Ye, Z. (2018) Active Circulation Control on the Blunt Trailing Edge Wind Turbine Airfoil. *AIAA Journal*, **56**, 554-570. <https://doi.org/10.2514/1.j056223>
- [9] Burnazzi, M. (2017) Design of Efficient High-Lift Configurations with Coanda Flaps. TU Braunschweig.
- [10] Zha, G. and Paxton, C. (2004) A Novel Airfoil Circulation Augment Flow Control Method Using Co-Flow Jet. *2nd AIAA Flow Control Conference*, Portland, 28 June-1 July 2004. <https://doi.org/10.2514/6.2004-2208>
- [11] Lefebvre, A.M. and Zha, G. (2014) Co-Flow Jet Airfoil Trade Study Part I: Energy Consumption and Aerodynamic Efficiency. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, 16-20 June 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2682>
- [12] Lefebvre, A.M. and Zha, G. (2014) Co-Flow Jet Airfoil Trade Study Part II: Moment and Drag. *32nd AIAA Applied Aerodynamics Conference*, Atlanta, 16-20 June 2014. <https://doi.org/10.2514/6.2014-2683>
- [13] Vigneswaran, C.M. and VishnuKumar, G.C. (2023) Computational Analysis of Influence of CFJ Components on Aerodynamic Performance. *Physics of Fluids*, **35**, Article ID: 093619. <https://doi.org/10.1063/5.0173427>
- [14] Wang, R., Ma, X., Zhang, G., Ying, P. and Wang, X. (2023) Numerical Investigation of Co-Flow Jet Airfoil with Parabolic Flap. *Chinese Journal of Aeronautics*, **36**, 78-95. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2022.08.010>
- [15] Shrewsbury, G. (1985) Analysis of Circulation Control Airfoils Using an Implicit Navier-Stokes Solver. *23rd Aerospace Sciences Meeting*, Reno, 14-17 January 1985, 171. <https://doi.org/10.2514/6.1985-171>
- [16] Swanson, R.C. and Rumsey, C.L. (2009) Computation of Circulation Control Airfoil Flows. *Computers & Fluids*, **38**, 1925-1942. <https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2009.05.002>
- [17] Yang, Y. and Zha, G. (2017) Super-Lift Coefficient of Active Flow Control Airfoil: What Is the Limit? *55th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Grapevine, 9-13 January 2017. <https://doi.org/10.2514/6.2017-1693>
- [18] Wang, B. and Zha, G. (2011) Detached-Eddy Simulation of a Coflow Jet Airfoil at High Angle of Attack. *Journal of Aircraft*, **48**, 1495-1502. <https://doi.org/10.2514/1.c000282>
- [19] Yang, Y. and Zha, G. (2018) Improved Delayed Detached Eddy Simulation of Super-Lift Coefficient of Subsonic Co-

- Flow Jet Flow Control Airfoil. 2018 *AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Kissimmee, 8-12 January 2018. <https://doi.org/10.2514/6.2018-0314>
- [20] Im, H., Zha, G. and Dano, B.P.E. (2013) Large Eddy Simulation of Coflow Jet Airfoil at High Angle of Attack. *Journal of Fluids Engineering*, **136**, 122-136. <https://doi.org/10.1115/1.4025649>
- [21] Rumsey, C.L. and Nishino, T. (2011) Numerical Study Comparing RANS and LES Approaches on a Circulation Control Airfoil. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, **32**, 847-864. <https://doi.org/10.1016/j.ijheatfluidflow.2011.06.011>
- [22] Krist, S.L., Biedron, R.T. and Rumsey, C.L. (1998) CFL3D User's Manual-Ver. 5.0 (2nd Edition). NASA Langley Research Center, NASA/TM-1998-208444. <https://nasa.github.io/CFL3D/>
- [23] Englar, R., Jones, G., Allan, B. and Lin, J. (2009) 2-D Circulation Control Airfoil Benchmark Experiments Intended for CFD Code Validation. *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, Orlando, 5-8 January 2009. <https://doi.org/10.2514/6.2009-902>
- [24] Lefebvre, A., Dano, B., Bartow, W.B., Difronzo, M. and Zha, G.C. (2016) Performance and Energy Expenditure of Coflow Jet Airfoil with Variation of Mach Number. *Journal of Aircraft*, **53**, 1757-1767. <https://doi.org/10.2514/1.c033113>