

多段翼附壁效应环量控制 RANS 气动特性分析*

杜一鸣¹, 李志浩¹, 王浩²,
黄龙太³, 高攀³

1. 沈阳航空航天大学 航空宇航学院, 沈阳 110136;
2. 中国航空研究院, 北京 100029;
3. 中国特种飞行器研究所, 湖北 荆门 431800

摘要: 将传统机械式增升装置与先进环量控制技术结合有望改进现有飞行器起降性能。本文基于 Reynolds 平均 Navier-Stokes (RANS) 方法, 以二维翼型 NLR-7301 两段翼为研究对象, 分别在主翼和襟翼部位施加环量控制, 系统分析了射流喷口位置、高度和动量系数对多段翼气动特性的影响。研究表明, 喷口位置决定了基础气动力水平, 喷口靠后会导致 Coanda 型面过小, 附壁效应微弱; 而喷口靠前则容易在下表面引起较大分离, 降低增升效果。升力系数基本随射流喷口高度减小和动量系数增大而增大, 但存在多参数影响的非线性效应。喷口高度较小时增升效果较好, 过大的喷口射流速度较低, 卷吸引射效应减弱, 甚至会导致主翼环量控制失效。计算结果显示, 对于 NLR-7301 两段翼主翼或襟翼环量控制, 动量系数 0.03 是一个较为合适的选择, 继续增大会引起控制翼面下表面较大分离, 增升效率降低。从压力分布上看, 环量控制能够抬高主翼前缘吸力峰, 改善上表面吸力和下表面压力, 同时主翼射流的卷吸引射作用有助于消除襟翼后缘边界层分离。此外, 环量控制在三维条件下仍能有效改善机翼气动性能, 但其控制效果受展向流动影响, 从翼根至翼尖逐渐衰减。以上结论可为多段翼环量控制设计提供参考, 在实际应用中需要通过数值优化寻找控制参数的最优组合, 并兼顾升阻特性。

关键词: 环量控制; 附壁效应; 多段翼; RANS; 动量系数; 气动特性

中图分类号: O354 **文献标志码:** A **DOI:** 10.21656/1000-0887.460006

Aerodynamic Characteristic Analysis on Coanda Effects of Multi-Element Airfoils Under Circulation Control Based on RANS

DU Yiming¹, LI Zhihao¹, WANG Hao²,
HUANG Longtai³, GAO Pan³

1. College of Aerospace Engineering, Shenyang Aerospace University, Shenyang 110136, P.R. China;
2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, P.R. China;
3. China Special Vehicle Research Institute, Jingmen, Hubei 431800, P.R. China)

* 收稿日期: 2025-01-13; 修订日期: 2025-11-11

基金项目: 国家自然科学基金青年项目(12202284)

作者简介: 杜一鸣(1990—), 男, 副教授, 博士, 硕士生导师(通信作者. E-mail: duyiming@sau.edu.cn);

李志浩(2000—), 男, 硕士生(E-mail: lzh_200003013014@163.com).

引用格式: 杜一鸣, 李志浩, 王浩, 黄龙太, 高攀. 多段翼附壁效应环量控制 RANS 气动特性分析[J]. 应用数学和力学, 2026, 47(5): 621-638.

Abstract: Combining traditional high lift devices with circulation control is expected to improve the takeoff and landing performance of aircraft. Based on the Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) method, the 2D NLR-7301 2-segment airfoil was taken as the research object. The circulation control was applied to the main element and the flap respectively, and the effects of jet positions, heights, and momentum coefficients on the aerodynamic characteristics of the multi-segment airfoil were systematically investigated. The results show that, the position of the jet determines the basic aerodynamic force. For a too far backward jet position, the Coanda surface will be too small to yield the wall attachment effect. Conversely, for a too far forward jet position, significant separation will easily happen on the lower surface, to reduce the lift-enhancement effect. The lift coefficient generally increases with the decrease of the jet height and the increase of the momentum coefficient, but there is a nonlinear effect by multiple parameters. A smaller jet height can bring a better lift increase. For high jet heights, the jet velocity is low, to weaken the entrainment effect and potentially cause circulation control failure of the main element. For the circulation control of either the main element or the flap of NLR-7301, 0.03 is an appropriate momentum coefficient, and further increase will cause significant separation of the lower surface, and reduce the efficiency of lift-enhancement. From the perspective of pressure distribution, the circulation control can elevate the suction peak at the leading edge of the main element, and improve the upper surface suction and lower surface pressure. At the same time, the entrainment effect of the main element jet flow helps to eliminate the boundary layer separation at the trailing edge of the flap. Furthermore, the circulation control can still effectively enhance the aerodynamic performance of the wing under 3D conditions. However, its control effect is affected by the spanwise flow and gradually diminishes from the wing root to the tip. The above conclusions provide a reference for the design of the circulation control of multi-element airfoils. In practical applications, numerical optimization is required to find the optimal combination of control parameters, in view of both lift and drag characteristics.

Key words: circulation control; wall attachment effect; multi-element airfoil; RANS; momentum coefficient; aerodynamic characteristics

0 引言

飞行器环量控制(circulation control, CC)是典型的主动流动控制技术(active flow control)^[1],相比于襟翼、缝翼等依靠复杂机械装置^[2]实现的被动流动控制技术,主动流动控制通过射流(jet)等形式向流场内输入能量来改善翼面气动特性,可在不增加气动部件的情况下大幅提高翼型升力并改善力矩特性,具有广阔的应用前景.实验表明^[3],环量控制翼型的最高升力可达到9,而带有复杂机械式增升装置的传统翼型升力最高在6左右,同时高速射流形成的“虚拟舵面”还可实现姿态控制^[4].Englar较早地开展了针对环量控制的一系列研究,发现传统翼型应用环量控制技术后升力可以提升2~3倍,并可产生替代传统舵面的有效力和力矩^[5-6].美国军方^[7-8]将环量控制技术应用于A-6舰载机,使其起降距离缩短了60%~65%;英国BAE公司与克兰菲尔德大学^[9-10]则计划在其联合开发的MAGMA无人机上将常规机械增升部件全部替换为射流环量控制系统.国内,孙全兵等^[11]、王磊等^[12]、夏智勋和罗振兵等^[13-14]均利用射流环量控制技术实现了对飞翼布局验证机的增升和滚转/俯仰控制,验证了环量控制技术在姿态控制方面的能力.除此之外,环量控制技术在降低气动噪声^[15]和提高隐身性能^[16]方面也具有一定优势.

广义上看,所有通过型面修型或加入射流引发翼面环量变化的方案都可视为环量控制技术,其中一类通过将翼型后缘修型为弧面并加入切向射流,利用射流的附壁效应(wall attachment effect,亦作Coanda效应)^[17]改变气流方向,使驻点相应后移,能够有效增大翼型的环量和升力,同时可以给后缘流动补充能量,推迟边界层分离或减小分离区.其中后缘修型弧面亦作Coanda型面(Coanda surface).附壁效应的机理是:射流因黏性带动周围流体向射流运动,并由更外围的流体连续补充(即卷吸引射效应);当一侧被壁面阻隔之后,卷吸引射同样存在但补充通道受限,这将在壁面一侧产生负压,两侧压差使射流/外流混合层偏转,压差不断增大最终附壁.

国内外围绕翼型和翼身组合体等构型开展了较为全面的附壁效应环量控制研究.实验和参数影响研究

方面,美国 NASA 兰利研究中心开展了一系列风洞实验并构建了环量控制 FAST-MAC 全机模型^[18-19]。Wood 等^[20]以及 Abramson 等^[21]通过风洞试验以及数值模拟都得到了升力系数与射流喷口高度成反比关系的结论。国内宋彦萍等^[22-23]以涡轮叶栅为对象,发现射流附壁效果与射流速度和后缘 Coanda 型面曲率密切相关,射流速度越高越容易产生附壁效应,但 Coanda 型面曲率过大容易导致射流分离,不利于增升减阻。张艳华等^[24-25]则发现超临界翼型在小攻角以及中等射流动量系数下可以获得较好的升阻特性。许和勇等^[26-27]将环量控制技术应用于钝后缘风力机翼型,并依据动量系数和控制效果将动量系数-升力系数曲线分为分离控制阶段和超环量控制阶段,并指出分离控制阶段的控制效率最高。总体来看,国内外众多研究基本阐明了附壁效应环量控制效果受到攻角、射流喷口高度、射流速度、射流动量系数和 Coanda 型面曲率等多种因素影响的事实。朱自强等^[1]对环量控制技术的进展进行了综述,通过分析二维翼型标模、半模型子系统以及三维翼身组合体全机实验等系统总结了环量控制在不同维度下的影响因素,并提供了可供 CFD 验证的实验数据。

数值模拟方法方面,Shrewsbury^[28]以及 Slomski 等^[29]利用 Reynolds 平均 Navier-Stokes (Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS) 方法对环量控制翼型进行了模拟,结果与实验数据表现出高度相似性。NASA 兰利研究中心的 McGowan、Rumsey 和 Swanson 等^[30-32]通过附壁效应环量控制标模 CC020-010EJ 的模拟系统,总结了不同湍流模拟方法及 RANS 湍流模型的优缺点,指出 SA 模型及其旋转/曲率(SA-RC)修正方法、 $k-\omega$ SST (shear stress transport) 模型等 RANS 方法在低动量系数下可以得到与实验吻合较好的模拟结果,但对高动量系数下的分离预测过晚;而大涡模拟(large eddy simulation, LES)方法同样可以在低动量系数下得到较好的模拟结果,但高动量系数状态的模拟结果产生了明显错误。

可见,目前国内外对单段翼型/机翼附壁效应环量控制技术的作用机理、影响因素和模拟手段进行了广泛的研究,但并未关注在传统机械式增升装置上施加环量控制的可行性和效果,对于多段翼复杂剪切层与射流相互作用的流动机理暂无系统性分析可供参考。本文以 NLR-7301 两段翼为研究对象,采用 RANS 数值模拟探究附壁效应环量控制对多段翼构型气动特性的影响。本文首先采用附壁效应环量控制翼型 S809 和原始 NLR-7301 两段翼构型验证 CFD 数值方法和求解器在流动控制和多段翼绕流模拟中的可信度,随后分别将 NLR-7301 主翼和襟翼作为控制对象进行后缘修型和附壁效应环量控制模拟,重点研究射流喷口位置、高度、动量系数以及 Coanda 型面曲率等参数对于气动特性的影响,为揭示多段翼环量控制流动特性及开展多段翼环量控制设计提供一定参考。

1 数值模拟方法

从流动特性上看,Coanda 效应环量控制的稳定状态仍然属于定常流动问题。根据 Swanson 等^[30-32]的研究,RANS 方法在预测此类流动控制问题上表现较好,故本文采用开源 RANS 结构网格求解器 NASA CFL3D^[33]开展计算,该求解器迭代速度较快,计算精度和稳定性较高。

NASA CFL3D 求解的可压缩 RANS 方程形式如下:

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

式中,上方带“ $\hat{\cdot}$ ”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} 包括分子黏性应力 τ_{ij}^L 和 Reynolds 应力 τ_{ij}^T , 其中 Reynolds 应力采用线性涡黏性假设(即 Boussinesq 假设)

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

进行近似,从而完成对 RANS 方程(式(1))的封闭,其中, \hat{S}_{ij} 为应变变化率张量, μ_T 为湍流黏性系数(也称涡黏性系数), k 为湍动能。其余变量定义和具体形式可参见文献[34],本文在此不再赘述。

在本文计算中,RANS 方程(式(1))对流项采用基于三阶 MUSCL 界面插值的 Roe 格式求解,黏性项采用二阶中心差分格式离散,最终采用隐式近似因式分解方法进行时间推进求解.基于涡黏性假设的线性 Reynolds 应力本构方程(式(2))中的涡黏性系数通过引入湍流模型进行求解,其模型方程除对流项采用一阶迎风格式求解外,其他数值求解方法与 RANS 方程一致.此外,求解中还利用网格序列、多重网格以及残差光滑等技术加速迭代收敛.

边界条件设置方面,计算域远场设置 Riemann 型入流/出流边界条件(CFL3D 求解器边界条件编号 1003,即 inflow/outflow),翼型表面为无滑移壁面边界条件(CFL3D 求解器边界条件编号 2004,即 no-slip wall).针对射流问题,通常引入动量系数

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}_j V_j}{0.5 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad (3)$$

作为衡量射流强度的参数,其中, ρ_{∞} 为自由来流密度, V_{∞} 为自由来流速度, S 为参考面积(二维问题中为翼型弦长 c), $\dot{m}_j = \rho V_j A_j$ 为质量流量, V_j 为射流喷口速度, A_j 为射流喷口面积(二维问题中为射流喷口高度 h), ρ 为喷口处射流密度.现有研究大多将射流喷口设置为“压力出口”边界条件,通过调整总压来控制动量系数,但这样做射流速度与预期值存在一定的偏差.本文选用“给定亚声速入口”边界条件(CFL3D 求解器边界条件编号 2008,即 specified subsonic inflow),通过各方向速度分量来确定射流大小及方向,能够保证质量流量与动量系数对应关系更为准确.

2 算例验证

2.1 S809 环量控制翼型

S809 翼型是 20 世纪 80 年代由 Somers 所设计的风力机翼型^[35],众多学者围绕此翼型展开了环量控制等方面的研究.以原始翼型为基准,参照文献[36]的方法在翼型上下表面 $0.75c$ 处分别构建射流喷口,喷口高度 $h = 0.002c$,并以上下喷口末端连线为直径构建半圆弧作为后缘 Coanda 型面,记该翼型为“S809-CC”.图 1(a)给出了修型前后翼型几何形状的对比如图 1(a)所示.

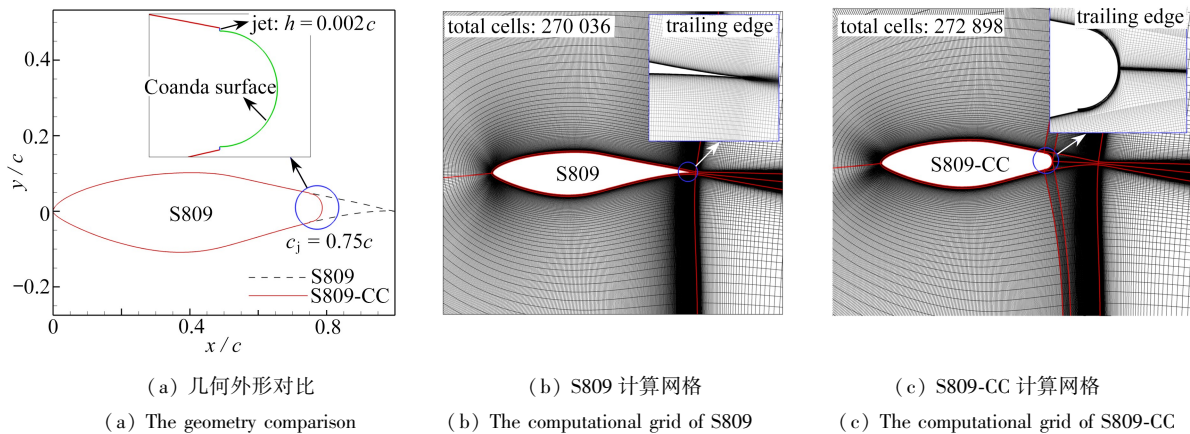


图 1 S809 翼型环量控制外形对比及计算网格

Fig. 1 The geometry comparison and computational grids of S809 and S809-CC

注 为了解释图中的颜色,读者可以参考本文的电子网页版本,后同.

选用 2018 年 AIAA 转捩预测研讨会^[37]上推荐的中等规模网格参数为原始 S809 翼型生成 C 型计算网格(图 1(b)),其中翼型周向点数为 1 029,法向点数为 193,计算域大小约为 $780c$,物面法向第一层网格高度为 6.45×10^{-6} ,保证本算例计算状态下 y^+ 均小于 1,满足低 Reynolds 数流动模拟精度需要^[34].为减小网格尺度引起的计算误差,S809-CC 翼型计算网格在原始翼型网格基础上进行修改得到(图 1(c)),其中对后缘 Coanda 型面以及射流喷口处网格进行了加密以更好地模拟局部的剪切流动(图 1(c)).修型前后网格单元总数基本相同.采用 $k-\omega$ SST 湍流模型^[38]进行模拟,该模型经过广泛验证具有较强的逆压梯度和小分离流动计算能力^[32].

计算来流 Mach 数 $Ma = 0.1$, Reynolds 数 $Re = 1 \times 10^6$, 攻角(angle of attack, AoA) $\alpha = 18^\circ$, 动量系数 C_μ 为 0.02.图 2 给出了原始 S809 和 S809-CC 翼型计算压力分布与文献[36]中结果的对比.可以看出本文计算压力分布形态与参考结果基本一致,但下表面射流后方计算值稍有差异,这与 RANS 方法计算分离流动的不确定性以及求解器差异有关.

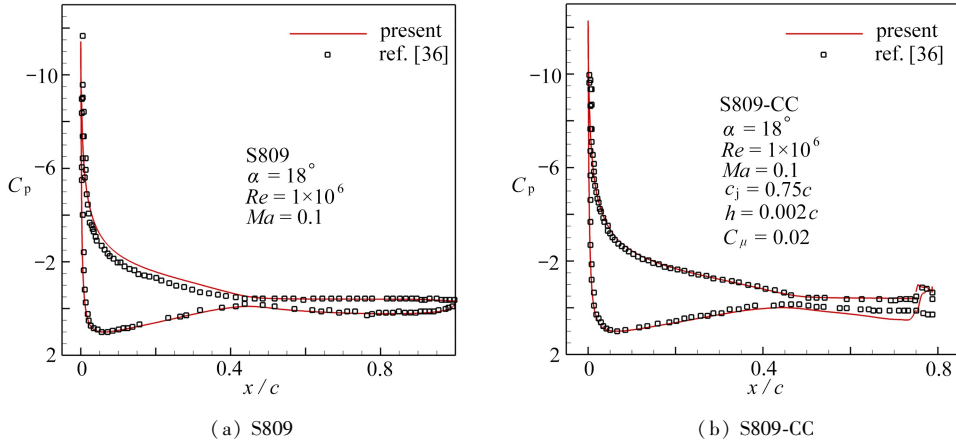


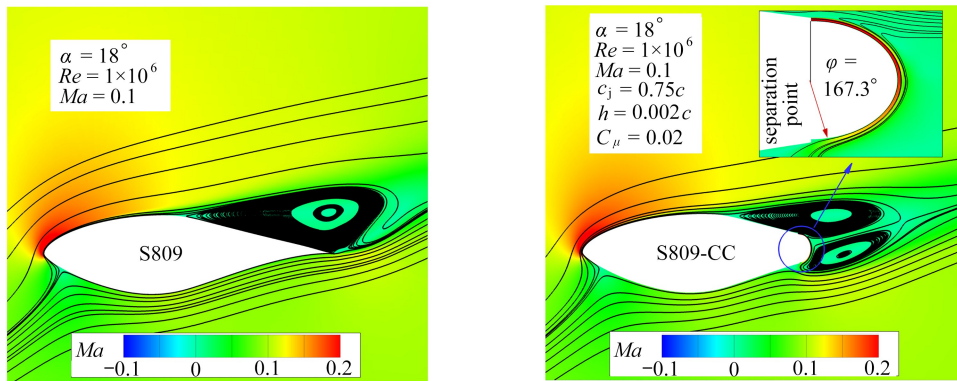
图 2 S809 和 S809-CC 翼型表面压力分布与参考结果[36]的对比

Fig. 2 Surface pressure distribution comparisons of S809 and S809-CC with ref. [36]

尽管 Coanda 效应通常能够增强气流的附着性,但在某些特定条件下(如射流强度过高或后缘曲面设计不当),射流和上表面边界层所形成的混合剪切层会绕过 Coanda 型面与翼型下表面边界层相互挤压,在逆压梯度作用下产生分离.从图 3 的流动形态可以看出,原始翼型在 18° 大攻角下出现了大范围的后缘边界层分离(图 3(a)),经过环量控制后分离点明显后移,分离区整体减小(图 3(b)),与其他流动控制方式效果相近[39];同时,射流作用区域壁面附近的负压较大,附壁效应明显(图 3(c)),附着流动的实际分离角 φ 达到 167.3° (图 3(b)).从图 3(d)涡量图中也可以看出原始翼型上下表面的边界层、分离及射流加入后裹挟外流(此例中实际为上表面分离的回流)偏转并附着在 Coanda 型面上.但由于该工况下分离较大,加入环量控制并不能完全消除分离.同时,射流强度与射流喷口位置、高度不匹配导致混合层绕过 Coanda 型面在下表面发生了新的分离,进一步降低了环量控制收益,升力系数仅由原始的 1.298 提升到 1.318,这也反映出开展环量控制参数优化的必要性.

2.2 NLR-7301 多段翼构型

NLR-7301 多段翼作为典型的高升力标模,其主翼-襟翼缝道间距为 $0.026c$,搭接量为 $0.053c$,襟翼偏角为 20° (图 4(a)),在荷兰宇航院进行了风洞实验[40],也被用来进行微射流控制研究[41].多段翼构型在低速大攻角下往往伴随边界层转捩过程,因此除湍流模型外,还采用 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型[42]进行计算,该模型能够对自然转捩、bypass 转捩以及分离诱导转捩进行比较准确的预测[34].



(a) S809 流线图
(a) The streamline of S809

(b) S809-CC 流线图
(b) The streamline of S809-CC

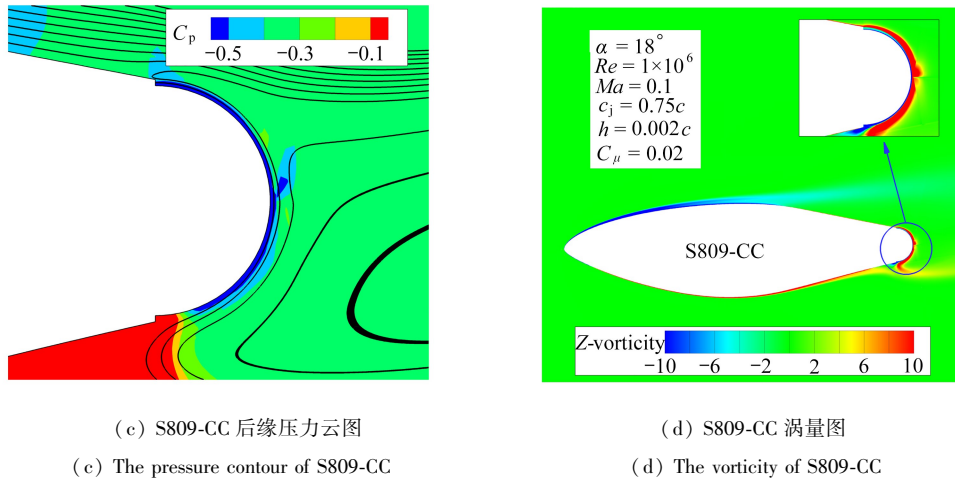
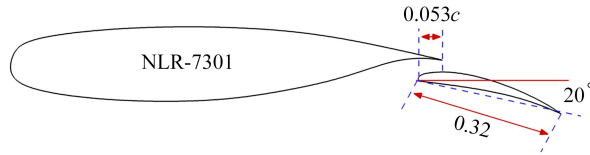


图3 S809翼型环量控制前后流动特性对比

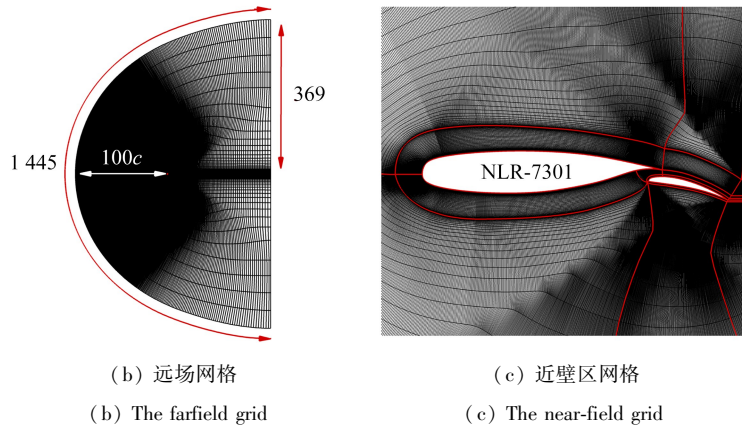
Fig. 3 Comparisons of flow characteristics before and after circulation control of the S809 airfoil

参考上一小节 S809 翼型的网格分布,在 NLR-7301 主翼和襟翼周向分别布置 553 个和 269 个网格点,近壁区以外 C 型网格的规模为 $1\,445 \times 369$,计算域左边界到翼型前缘约为 $100c$ ^[43] (图 4(b)).近壁区网格如图 4(c) 所示,物面法向第一层网格高度为 2×10^{-6} ,保证本算例计算状态下 y^+ 均小于 1.



(a) NLR-7301 几何外形

(a) The NLR-7301 multi-element airfoil geometry



(b) 远场网格

(b) The farfield grid

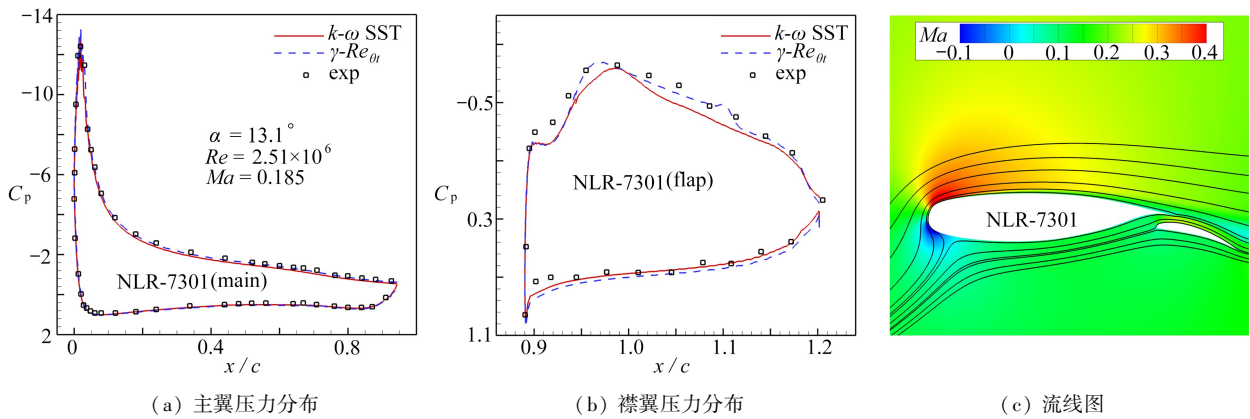
(c) 近壁区网格

(c) The near-field grid

图4 NLR-7301 多段翼及其计算网格

Fig. 4 The geometry and computational grid of the NLR-7301 multi-element airfoil

计算状态为 $Ma = 0.185, Re = 2.51 \times 10^6, \alpha$ 为 6° 和 13.1° ,图 5(a)、5(b) 给出了不同模型计算的压力分布与实验数据的对比,表 1 给出了计算气动特性的对比.可以看出,转捩模型相较于其他模型在襟翼的压力分布以及升阻力系数上与实验结果吻合度更高,对比文献[44]采用不同求解器的计算结果,基本证明了本文数值方法的有效性.因此,下文均采用耦合 $k-\omega$ SST 湍流模型的 $\gamma-Re_{\theta}$ 转捩模型进行计算.图 5(c) 进一步给出了 13.1° 攻角下 NLR-7301 多段翼附近的流动形态,方便与后续环量控制状态进行对比.



(a) 主翼压力分布 (b) 襟翼压力分布 (c) 流线图
 (a) The pressure distribution of the main element (b) The pressure distribution of the flap (c) The streamline of NLR-7301

图 5 NLR-7301 多段翼构型压力分布

Fig. 5 The pressure distributions of NLR-7301 multi-elementairfoil

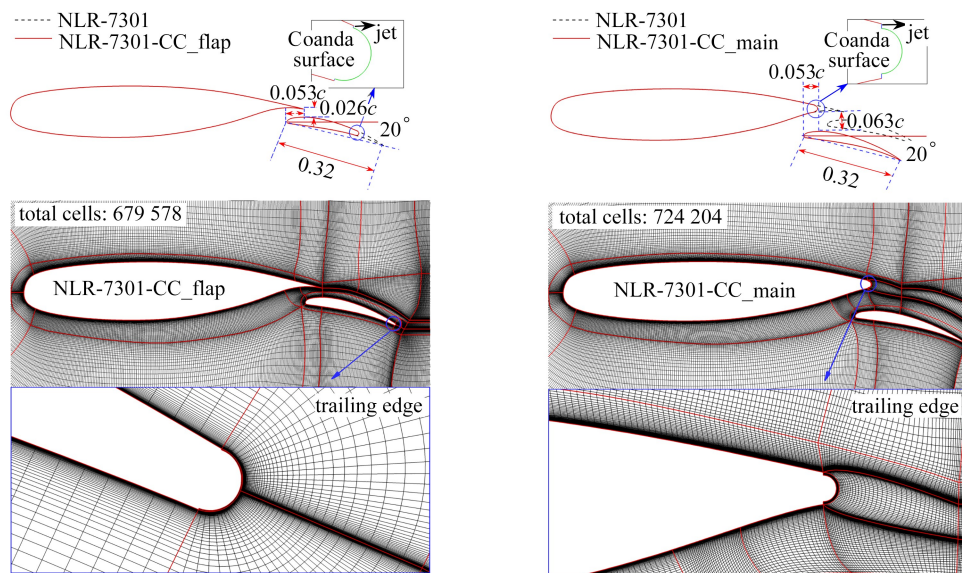
表 1 NLR-7301 多段翼构型的气动力系数

Table 1 Aerodynamic coefficients of the NLR-7301 multi-element airfoil

$\alpha / (^\circ)$	turbulence model	C_L	C_D
6.0	$k-\omega$ SST	2.399	0.030 5
	$\gamma-Re_{\theta}$	2.455	0.026 5
	ref. [44]	2.499	0.027 4
	exp	2.416	0.022 9
13.1	$k-\omega$ SST	3.020	0.066 5
	$\gamma-Re_{\theta}$	3.168	0.055 8
	ref. [44]	3.272	0.051 2
	exp	3.141	0.044 5

3 NLR-7301 多段翼构型环量控制修型

分别将原始 NLR-7301 多段翼构型的襟翼和主翼作为环量控制对象进行修型,记为“NLR-7301-CC_flap”和“NLR-7301-CC_main”.图 6 给出了修型前后的构型对比及对应网格.



(a) NLR-7301-CC_flap 翼型及计算网格 (b) NLR-7301-CC_main 翼型及计算网格
 (a) NLR-7301-CC_flap and its computational grid (b) NLR-7301-CC_main and its computational grid

图 6 NLR-7301 环量控制构型及计算网格

Fig. 6 The schematic diagram and grid of NLR-7301 with circulation control

修型涉及的主要参数包括射流喷口位置和高度,在给定的射流喷口位置处将翼面打断,射流喷口与当地翼面切线呈垂直关系构造.对于主翼环量控制修型(图6(b)所示为射流喷口位于主翼 $0.9c$ 时的情况),为保持增升装置的气动外形特征,同时为射流影响区域留出足够的流动空间以免与主翼边界层发生干扰,将襟翼向下并向来流方向平移,使主翼-襟翼搭接量保持 $0.053c$ 不变,缝道间距调整为 $0.063c$. 本文主要研究射流喷口位置 c_j 、高度 h 以及射流动量系数 C_μ 对不同环量控制对象的影响,至于射流方向则保持与喷口垂直(即与当地翼面切线平行).在设置射流喷口边界条件时,利用式(3)求得给定动量系数 C_μ 下的射流速度 V_j ,再按上述射流方向设置 x 和 y 方向速度分量.计算网格(图6(a)和6(b))基于2.2小节原始构型网格修改得到.为了更好地模拟后缘附近的剪切流动,参考上文 S809 环量控制翼型的做法,对 Coanda 型面以及射流喷口处网格进行了加密.

4 环量控制模拟结果与分析

选取攻角 13.1° 工况,该状态下原始 NLR-7301 多段翼实验升阻力系数分别为 3.141 和 0.044 5,升阻比为 70.58.参考验证算例的计算经验设置 NASA CFL3D 求解器的迭代参数以确保下文所有算例均能达到稳定收敛或小幅振荡收敛状态(其中振荡收敛状态下的力系数取最后 5% 计算步数的历史平均值即振荡中心).图7以两个环量控制参数组合状态为例,给出了稳定收敛和小幅振荡收敛状态的力系数收敛历史,计算状态和环量控制参数在图中进行了标注.在下文的讨论中不再对收敛性进行特别说明.

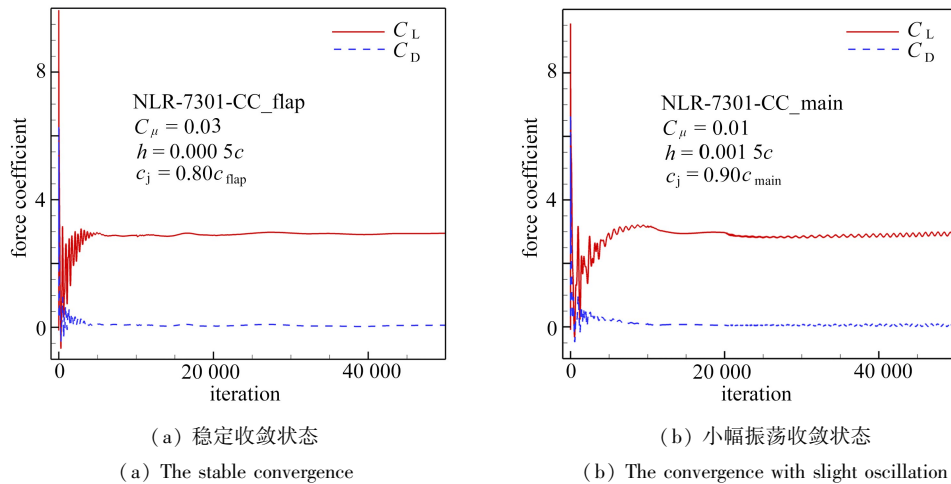


图7 力系数收敛曲线

Fig. 7 The convergence history of force coefficients

4.1 襟翼环量控制

选取襟翼射流喷口位置 $c_j = 0.7c_{\text{flap}} \sim 0.9c_{\text{flap}}$, 动量系数 $C_\mu = 0 \sim 0.05$, 喷口高度 $h = 0.0001c \sim 0.0005c$ (c 为原始单段翼型弦长).图8给出了 NLR-7301-CC_flap 在不同射流喷口位置和高度下的升阻力系数随动量系数的变化曲线,图中水平实线标注了原始 NLR-7301 多段翼构型在研究工况下的升阻力水平.一个明显的特征是,在同一喷口位置下,升力有随射流喷口高度减小和动量系数增大而增大的趋势(图8(a)—8(c)),但并未随某一参数(包括喷口位置)呈现出严格的线性或单调变化特征,这是由于增升装置的复杂流动与射流产生了相互干扰,造成了多参数影响的非线性效应,经典涡黏性湍流模型对大分离和流线弯曲流动预测精度不足也引入了一定误差.此外,环量控制增升的同时也造成了阻力系数的增大(图8(d)—8(f)),且增升效果越好通常阻力增长也更明显,这符合空气动力学基本规律.

4.1.1 喷口位置的影响

从图8可以看出,由于修型会使弦长减小,因此喷口位置 c_j 决定了修型后翼型的基础(即射流关闭 $C_\mu = 0$ 时)升力水平平均小于原始翼型,但过于靠后则会造成环量控制效果不明显(图8(c)).图9进一步给出了 $h = 0.0001c$, $C_\mu = 0.05$ 时不同喷口位置对应的流动情况和 Mach 数分布,可以发现 $c_j = 0.8c_{\text{flap}}$ 时后缘射流偏转角度较大且下翼面没有出现大范围分离,此时的控制效果较为理想.结合其他喷口位置的流动情况可以发

现:当射流强度和喷口高度相同时,喷口位置靠后会使 Coanda 型面过小,附壁效应和增升效果微弱(图 9(d)、9(e));喷口位置靠前则附壁效应明显,但绕过型面到达下表面的剪切层容易发生较大分离,造成增升效果损失(图 9(b))。

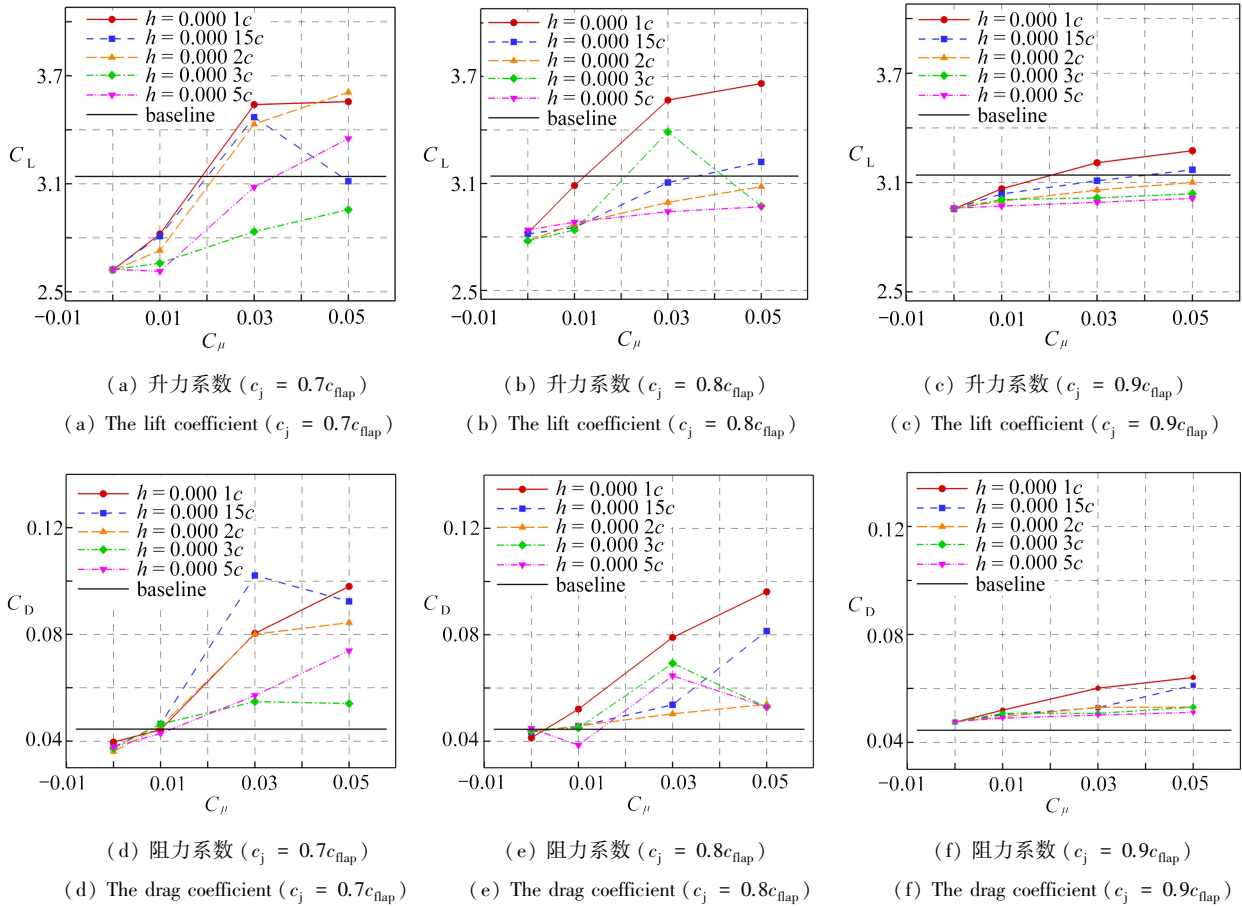


图 8 NLR-7301-CC_flap 气动特性变化曲线

Fig. 8 The aerodynamic characteristic variation curves of NLR-7301-CC_flap

4.1.2 动量系数的影响

动量系数反映射流强度.图 8 表明,升力系数基本随着动量系数的增大而增加,但存在多参数影响的非线性效应,在附壁效应较强(喷口位置靠前)时表现得尤为明显.选取 $c_j = 0.8c_{flap}$, $h = 0.000 1c$ 状态进行分析,图 10 给出了不同动量系数对应的流动情况.从流线上看,射流关闭状态下翼型后缘存在分离(图 10(a));随着射流动量系数的增大分离减小,壁面附近均出现了低压区,后缘流线偏转角增大(图 10(b)、10(c)),分离点也逐渐后移;但动量系数进一步增大造成了下表面更大的分离(图 10(d)),造成增升效率下降.事实上,各个喷口位置和高度对应的升力系数曲线在 $C_\mu > 0.03$ 后均出现了不同程度的转折或斜率变化(图 8),增升效率低于 $C_\mu = 0.01 \sim 0.03$ 区间的情况.图 11 给出的 $c_j = 0.7c_{flap}$, $h = 0.000 15c$ 状态就是个更典型的例子,当 $C_\mu = 0.03$ 时襟翼下表面边界层就存在一个小的分离,随着动量系数增大到 0.05,下表面边界层被影响范围增大,分离区覆盖了下表面的大部分区域,升力急剧衰减(图 8(a))。

4.1.3 喷口高度的影响

由式(3)可知,相同动量系数下射流喷口高度与射流速度成反比.从流动机理上看,较低速度的射流(喷口高度较大)卷吸射流作用带来的压差较小,附壁效应较弱;反之,当喷口高度较小时附壁效应更强,升力改善明显.从图 8 各个喷口位置下的升力特性可以看出,喷口高度较小时增升效果普遍较好,但还需考虑阻力增大的问题.如图 8(a) 和 8(d) 所示,当 $c_j = 0.7c_{flap}$, $C_\mu = 0.03$ 时,喷口高度 $h = 0.000 1c$ 和 $0.000 15c$ 对应的增升效果均较好,但 $h = 0.000 1c$ 时的阻力却明显小于 $h = 0.000 15c$ 时的情况.这说明在进行多段翼环量控制设计特别是以增大升阻比为目的时,有必要通过数值优化方式寻找控制参数的较优组合。

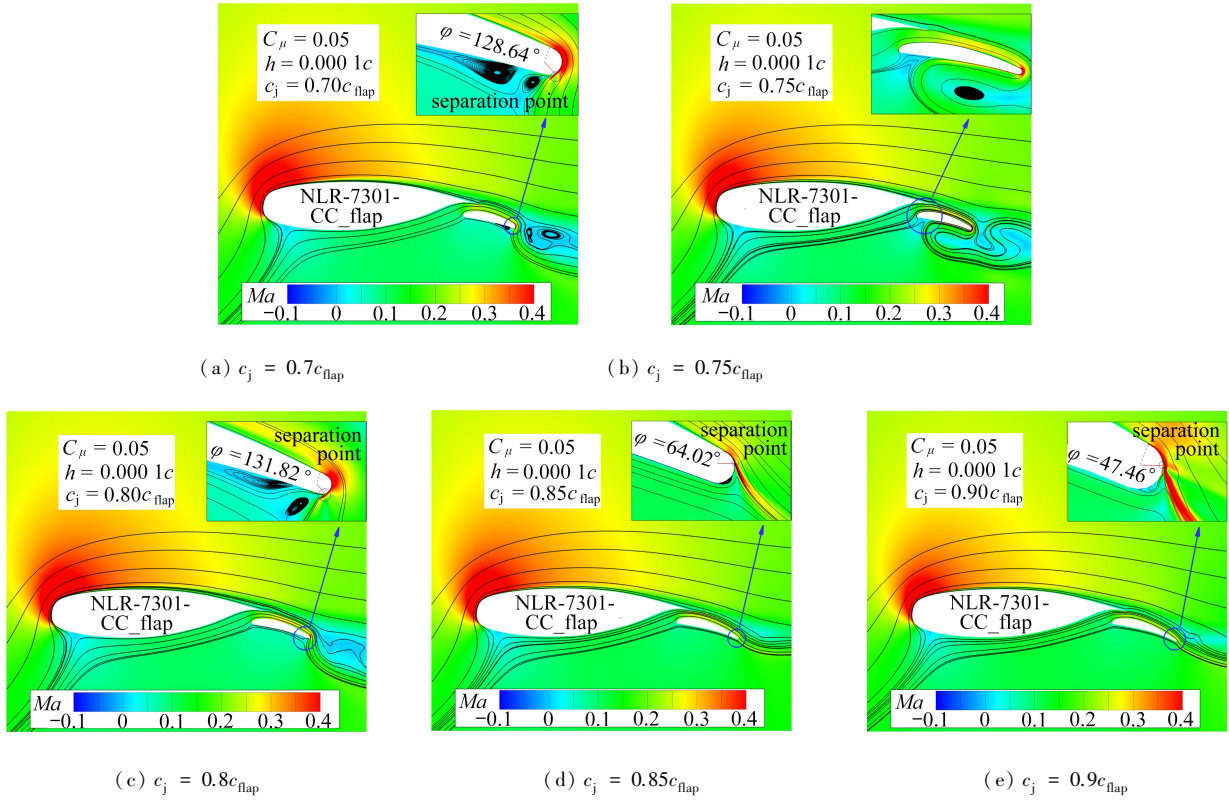


图9 NLR-7301-CC_flap 翼型不同开口位置下的流场图

Fig. 9 The flow fields of NLR-7301-CC_flap in different positions of the jet

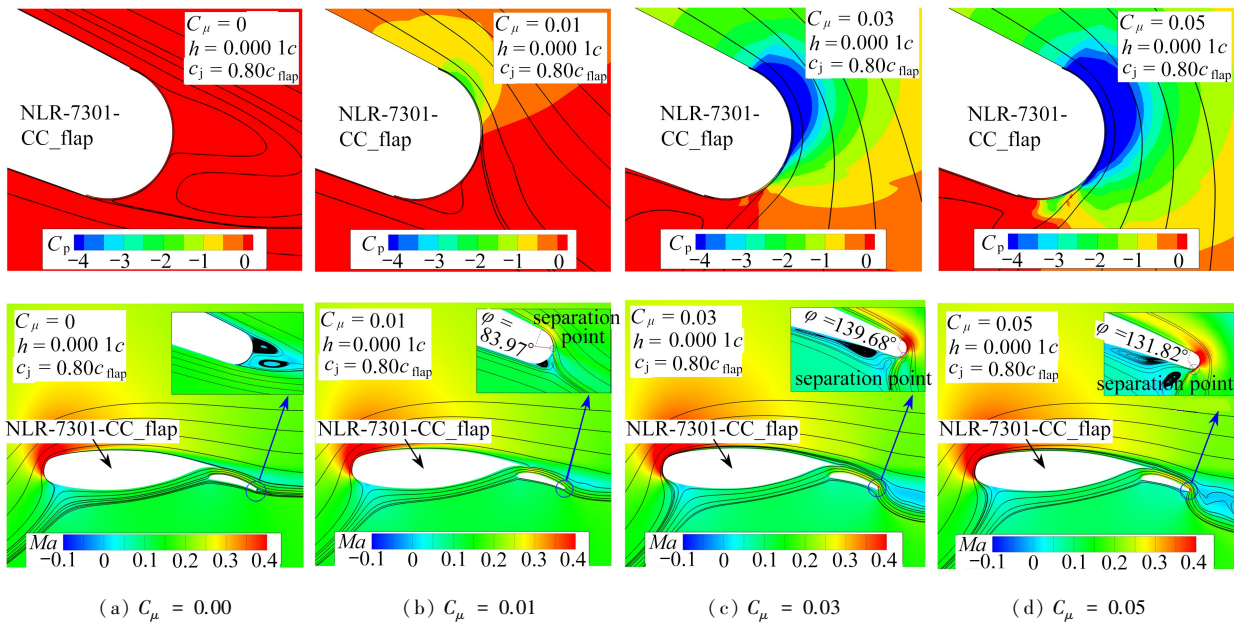
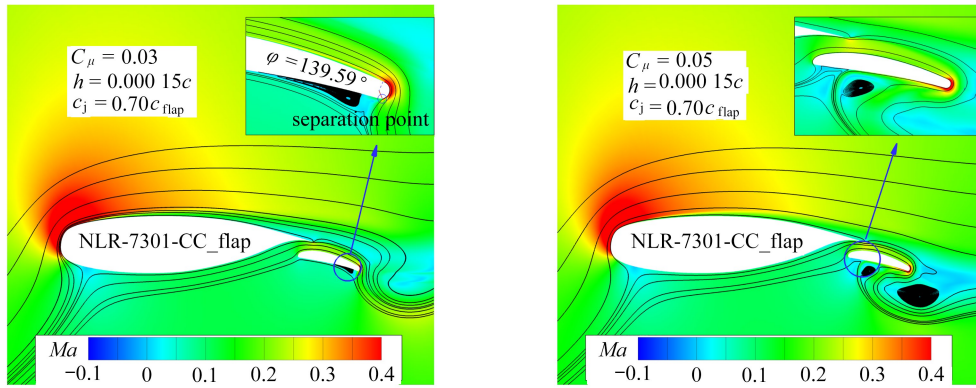


图10 不同动量系数下 NLR-7301-CC_flap 翼型流场图

Fig. 10 The flow fields of NLR-7301-CC_flap under different momentum coefficients

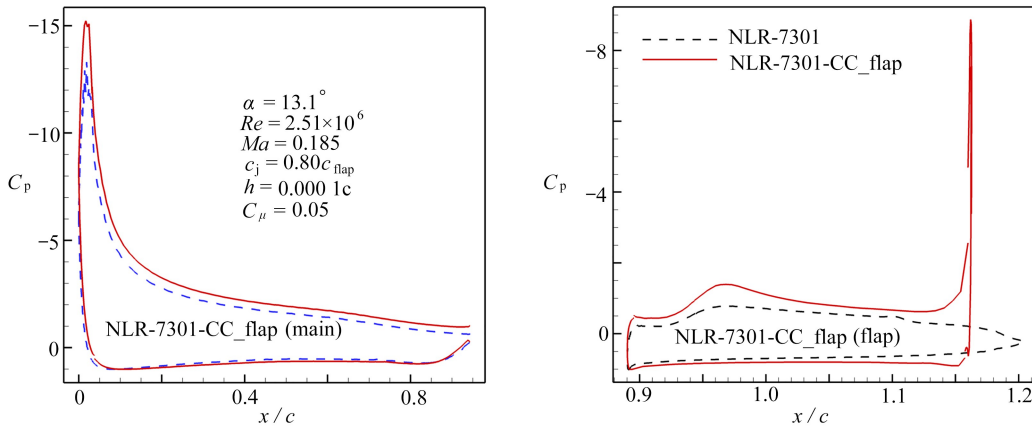
对于襟翼环量控制,上述研究状态中 $c_j = 0.8c_{flap}$, $h = 0.000 1c$, $C_\mu = 0.05$ 下增升效果最好(相较于原始多段翼升力系数提升 18%).图 12 给出了该状态下的翼型表面压力分布,可以发现,射流的加入改变了襟翼后部压力分布,同时抬高了主翼前缘吸力峰,上表面吸力和下表面压力均有提升.但正如上文所述,较大动量系数下增升效率下降,阻力增大明显.综合考虑升阻比的损失和修型位置对基础气动特性的影响, $c_j = 0.8c_{flap}$, $h = 0.000 1c$, $C_\mu = 0.03$ 状态损失了一些增升收益,但阻力变化更小,升阻比相较于 $C_\mu = 0.05$ 工况约提高 18.7%.



(a) $C_\mu = 0.03$ (b) $C_\mu = 0.05$

图 11 NLR-7301-CC_flap 翼型流场图 ($c_j = 0.7c_{flap}, h = 0.000 15c$)

Fig. 11 The flow field of NLR-7301-CC_flap ($c_j = 0.7c_{flap}, h = 0.000 15c$)



(a) 主翼压力分布 (b) 襟翼压力分布
(a) The pressure distribution of the main element (b) The pressure distribution of the flap

图 12 NLR-7301-CC_flap 环量控制前后压力分布

Fig. 12 The pressure distributions before and after circulation control of NLR-7301-CC_flap

4.2 主翼环量控制研究

考虑到实际应用情况和对基础气动特性的影响,主翼修型位置不宜过于靠前,故选取主翼射流喷口位置 $c_j = 0.9c_{main}$;又由于主翼尺寸较大,喷口高度应与之匹配才能提供有效的射流控制,根据经验选取喷口高度 $h = 0.000 5c \sim 0.002c$;动量系数 $C_\mu = 0 \sim 0.05$ 。图 13 给出了 NLR-7301-CC_main 在不同射流喷口高度下的升阻力系数随动量系数的变化曲线,图中水平实线标注了原始 NLR-7301 多段翼构型在研究工况下的升阻力水平。可以发现, $c_j = 0.9c_{main}$ 主翼环量控制修型对基础升力特性影响较大,仅在较小的喷口高度和一定的动量系数下才表现出明显的增升效果,但阻力系数均高于原始构型且在较小的喷口高度下随动量系数增大而急剧上升。不同喷口高度对动量系数变化的反应不同。喷口高度 h 为 $0.000 5c$ 和 $0.001c$ 时, $C_\mu = 0.03$ 前升力随动量系数增大而提高,但随着动量系数进一步增大升力下降,这导致对于 $h = 0.001c$ 状态,仅当 $C_\mu = 0.03$ 时才有增升效果;喷口高度 h 为 $0.001 5c$ 时升力虽随着动量系数的增大一直提高,但直到 $C_\mu = 0.05$ 时才出现与 $h = 0.001c, C_\mu = 0.03$ 状态相当的增升效果(但阻力增长稍大);而对于喷口高度 h 为 $0.002c$ 状态,升力则不随动量系数变化,始终保持基础升力水平,这是由于喷口高度过大造成射流速度过低,压差不足阻碍了附壁效应。

图 14 给出了喷口高度 $h = 0.001c$ 下不同动量系数的流场,可以发现修型后的 NLR-7301-CC_main 翼型在无射流状况下主翼和襟翼后缘均有分离泡存在(图 14(a))。随着动量系数 C_μ 增大(图 14(b)—14(d)),主翼后缘分离泡逐渐减小、脱落并消失,后缘流线偏转角度逐渐增大,同时襟翼分离泡也完全消失,当 $C_\mu = 0.03$ 时(图 14(d))实现了比较理想的流动控制效果,升力系数提升至 3.4,且阻力系数增长不大(图 13);

但当动量系数继续增大(图 14(e)、14(f)),射流剪切层偏转至下表面,在逆压梯度作用下产生了较大分离,影响了主翼和襟翼缝隙之间的流场,增升效果损失较大,且阻力系数有明显增大(图 13)。

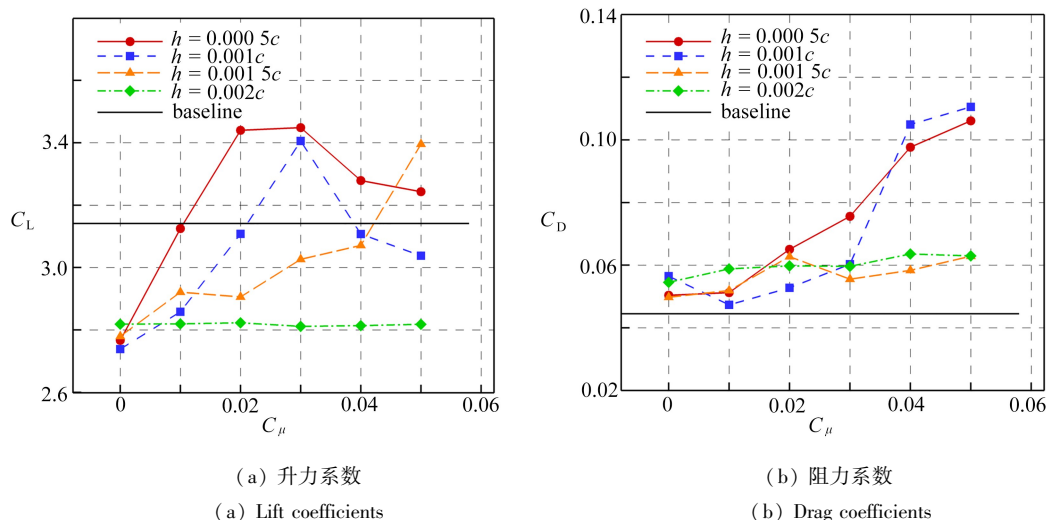


图 13 NLR-7301-CC_main 翼型气动特性变化曲线 ($c_j = 0.9c_{main}$)
 Fig. 13 The aerodynamic characteristic variations of NLR-7301-CC_main ($c_j = 0.9c_{main}$)

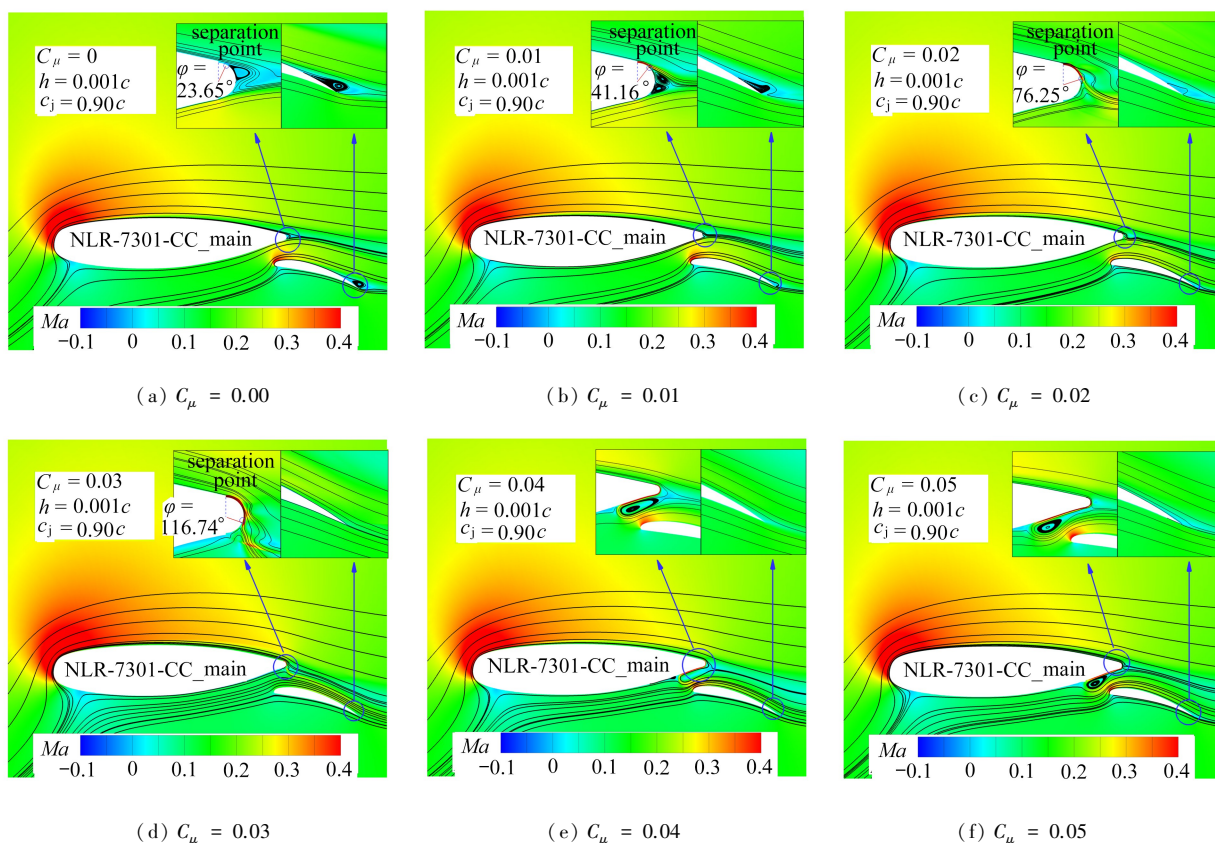


图 14 不同动量系数的流场图 ($h = 0.001c$)
 Fig. 14 The flow fields with different momentum coefficients ($h = 0.001c$)

图 15 给出了其余喷口高度下 $C_\mu = 0.03$ 时的流动形态,可以发现当 $h = 0.0005c$ 时(图 15(a)),射流速度较大,后缘附壁效应较强,混合剪切层偏转过大而在下表面出现较大分离,从图 13(b)可见,此时的阻力系数有较大增长;而当喷口高度较大时(图 15(b)、15(c)),射流因速度不足基本未产生附壁效应。

至于襟翼后缘分离泡在主翼进行环量控制后消失,可以通过修型前后表面压力分布的变化进行解释.图

16 给出了 $C_{\mu} = 0.03$ 时, $h = 0.0005c$ 和 $h = 0.001c$ 工况下的压力分布与原始构型的对比, 其中修型后的 NLR-7301-CC_main 构型主翼前缘吸力峰变高, 上表面吸力增强; 主翼射流的卷吸引射作用使得主翼尾迹向襟翼方向明显偏转(对比图 15(a) 和图 14(d) 与图 14(a) 可知), 补充了襟翼边界层能量, 襟翼前缘出现较大吸力峰, 消除了襟翼后缘边界层分离。

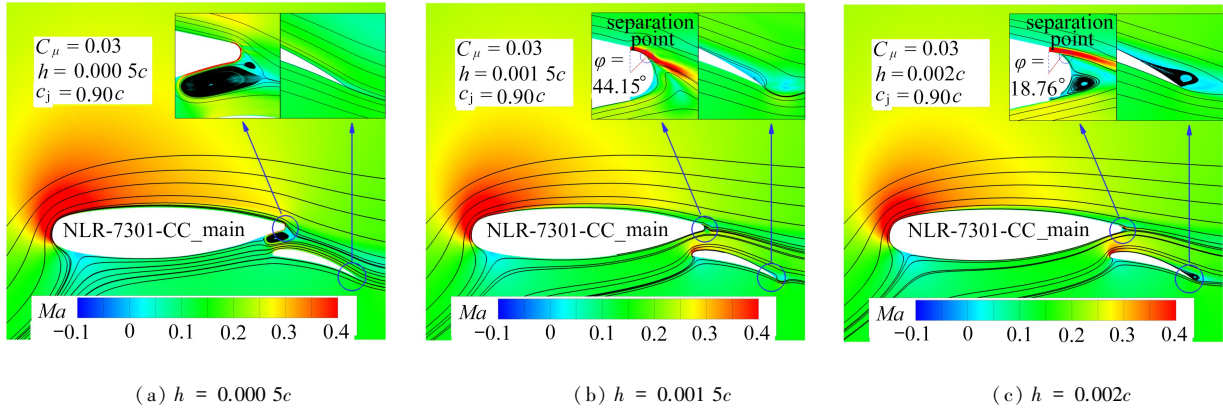


图 15 不同喷口高度对应流场图 ($C_{\mu} = 0.03$)

Fig. 15 The flow fields with different jet heights ($C_{\mu} = 0.03$)

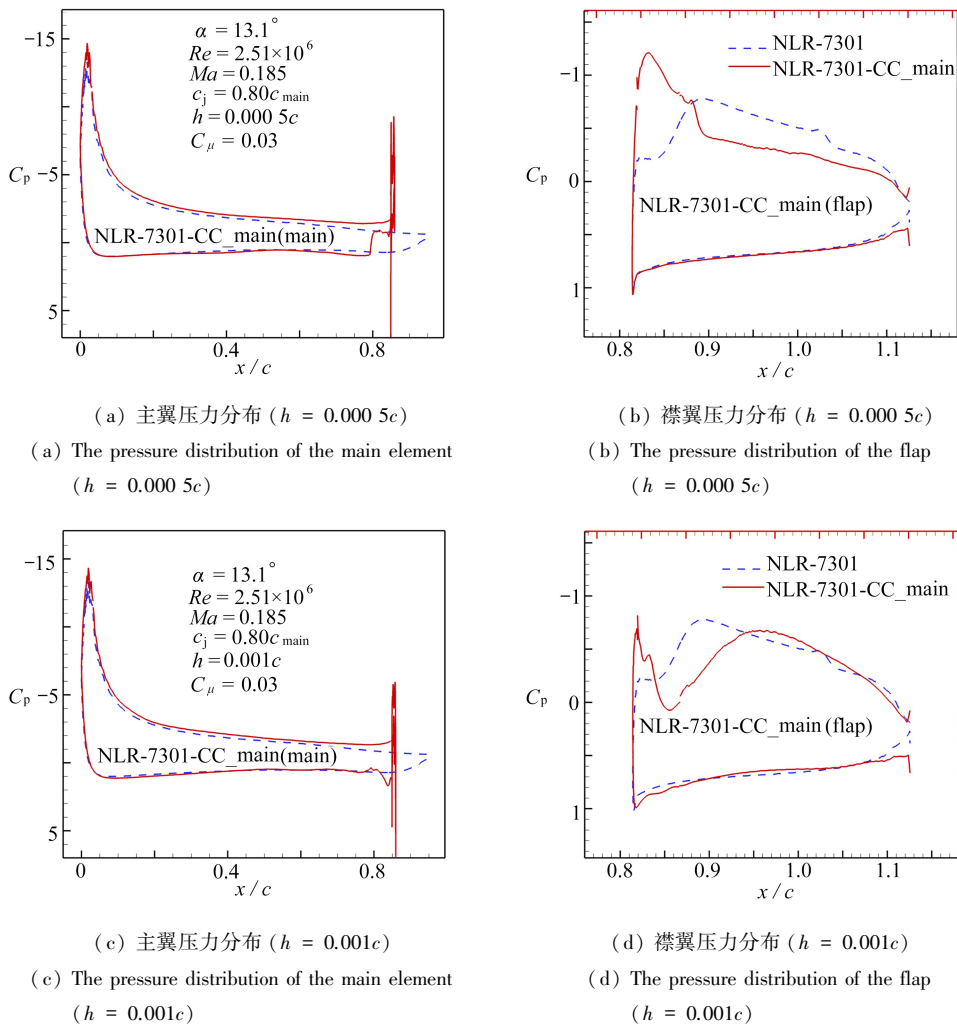


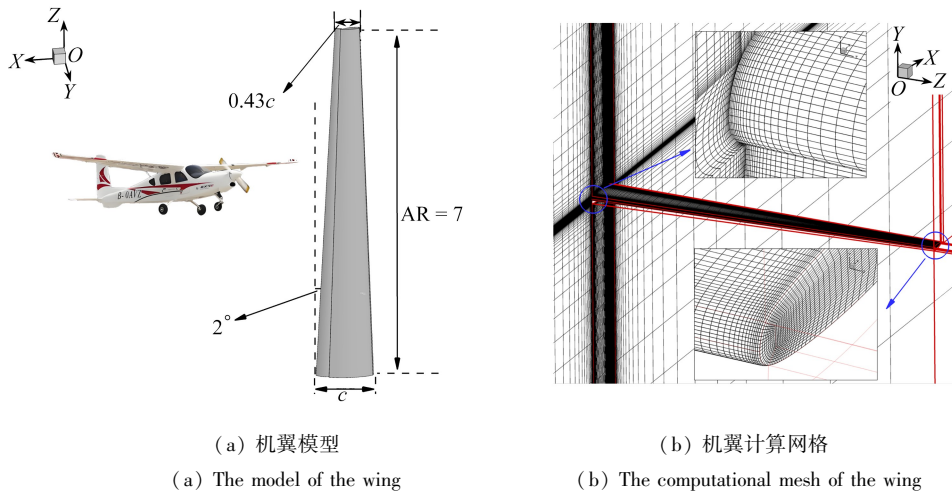
图 16 NLR-7301-CC_main 环量控制前后压力分布图

Fig. 16 The pressure distributions before and after circulation control of NLR-7301-CC_main

总的来说,将主翼作为环量控制对象仍可以实现改善升力的目的,此时喷口高度是制约翼型控制效果的重要参数,同时需要与合适的动量系数配合才能实现理想的控制效果。

4.3 三维机翼的环量控制研究

如前述研究所示,基于二维翼型的分析已充分证明了环量控制技术对于提升多段翼型气动性能的可行性与潜力.然而,真实的飞行器机翼处于三维流动环境中,其气动特性会受到翼尖效应、展向流动以及由此产生的诱导阻力等关键因素的显著影响.因此为验证环量控制在更接近工程实际的三维状态下的有效性,并探究其与三维复杂流场的相互作用机制,本小节选取设计参数 $c_j = 0.8c_{\text{flap}}$, $h = 0.0001c$, $C_{\mu} = 0.03$ 以及基准翼型构建了对应的三维机翼模型进行对比分析.鉴于多段翼常应用于大展弦比飞机,本文参照沈阳航空航天大学“锐翔”四座电动飞机设计参数,构建了一个如图 17(a) 所示的三维近似平直翼,其计算网格见图 17(b),物面法向第一层网格高度为 2×10^{-5} ,网格总量约为 700 万。



(a) The model of the wing (b) The computational mesh of the wing

图 17 机翼模型及计算网格

Fig. 17 The wing model and computational mesh

图 18 给出了施加环量控制前后 3D 机翼的升阻力曲线.可以看出,基准机翼失速攻角相较于二维翼型 (13.1°) 提前,而环量控制机翼不仅使失速攻角推迟 1° ,还显著提升了升力系数,直观体现了环量控制对气动特性的提升作用。

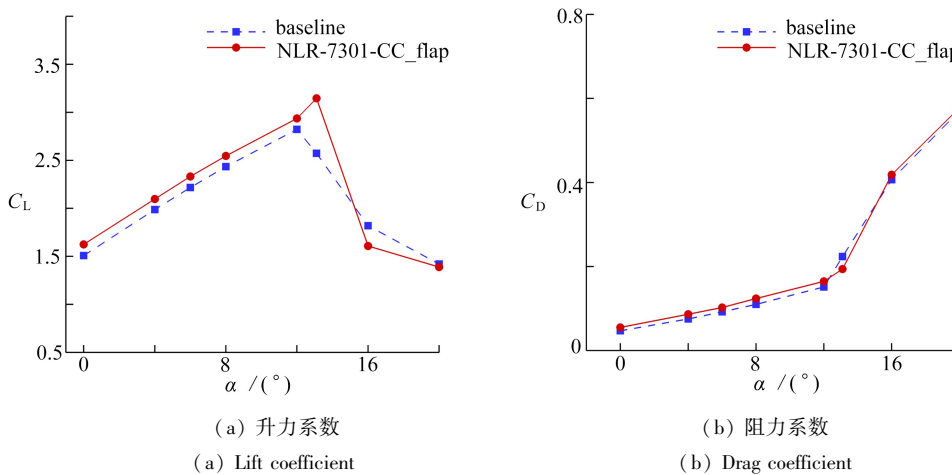
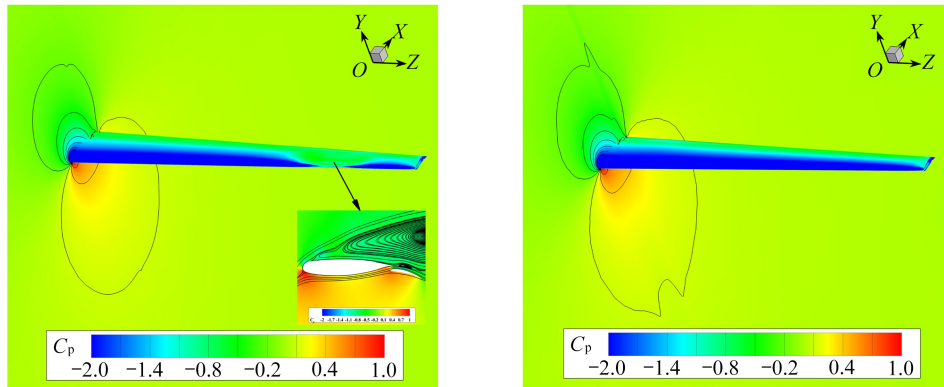


图 18 3D 机翼气动特性变化曲线

Fig. 18 The aerodynamic characteristic variations of the 3D wing

结合表面压力分布(图 19)来看,原始机翼受翼尖涡诱导的展向流动影响,在靠近翼尖附近前缘负压区出现“缺失”,且产生了流动分离.施加环量控制后,机翼上翼面负压区的面积明显扩展,翼尖处因流动分离导致的负压区“缺失”得到有效抑制,机翼气动特性得到改善.进一步对展向不同截面流场结构(图 20)分析可

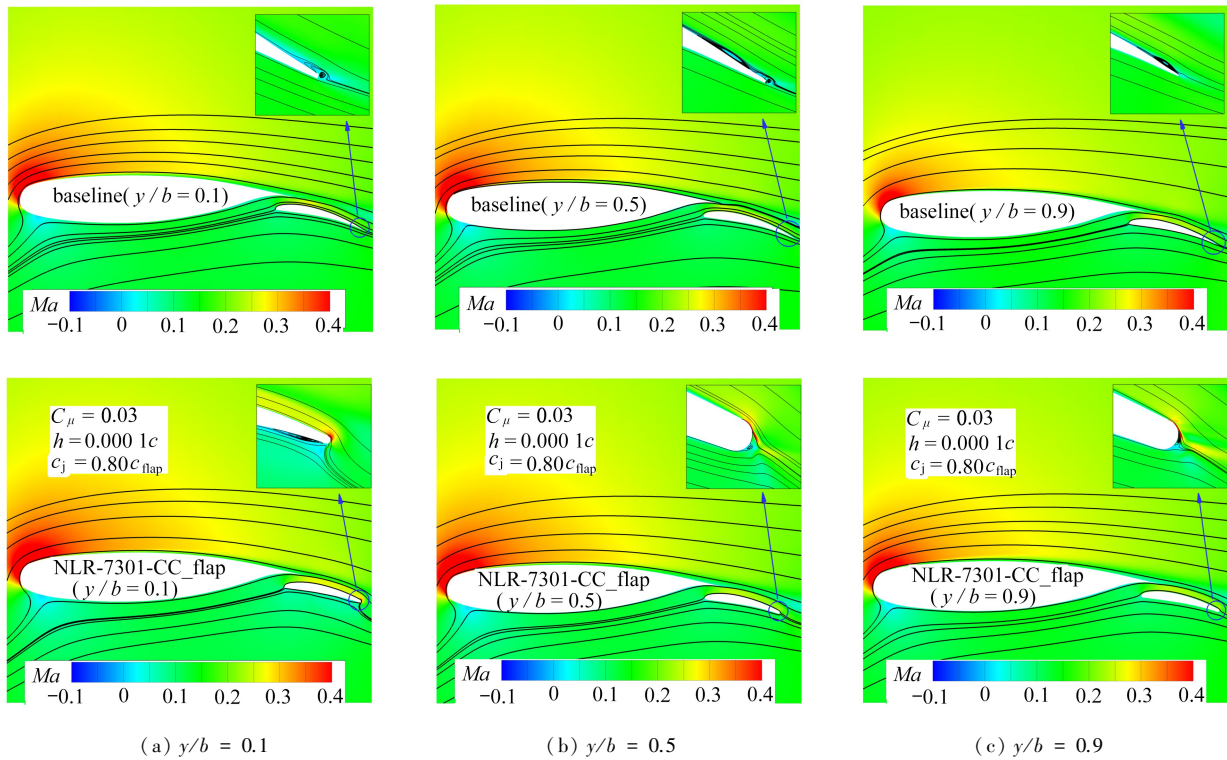
知,基准机翼在襟翼后缘存在明显流动分离,且该分离随展向站位 ($y/b = 0.1, 0.5, 0.9$) 呈现非均匀分布特征.环量控制下,分离得到了明显抑制,但其改善效果在靠近翼尖区域有所下降,这可能是因为机翼后掠引起的展向压力梯度变化所导致.



(a) 基准机翼 (b) 环量控制机翼
(a) The baseline (b) The wing with circulation control

图 19 3D 机翼气动特性变化曲线

Fig. 19 The aerodynamic characteristic variations of the 3D wing



(a) $y/b = 0.1$ (b) $y/b = 0.5$ (c) $y/b = 0.9$

图 20 机翼不同站位流场图 ($y/b = 0.1, 0.5, 0.9$)

Fig. 20 The flow fields of different wing positions ($y/b = 0.1, 0.5, 0.9$)

5 结 论

本文基于 RANS 方法开展了失速攻角下环量控制对多段翼气动特性影响的研究,分别以 NLR-7301 多段翼襟翼和主翼作为控制对象,探究了喷口位置、喷口高度和动量系数等参数对环量控制效果的影响,主要结论如下:

- 1) 在 2D 状态下,喷口位置决定了基础气动力水平,喷口位置靠后会使 Coanda 型面过小,附壁效应微

弱;靠前则射流剪切层容易过度偏转在下表面发生较大分离,而在主翼开设喷口对基础升力特性影响较大,其仅在较小的喷口高度和一定的动量系数下才表现出明显的增升效果。

2) 升力有随射流喷口高度减小和动量系数增大而增大的趋势,但并未随某一参数呈现严格单调特征,增升装置流动的复杂性、射流/主流的相互干扰以及涡黏性湍流模型大分离流动计算误差造成了多参数影响的非线性效应,附壁效应较强时非线性明显。

3) 喷口高度较小时增升效果普遍较好,喷口高度过大使得射流速度较低,附壁效应较弱,对于主翼环量控制,甚至会导致环量控制失效。无论襟翼还是主翼环量控制,动量系数 0.03 是一个较为合适的选择,大于 0.03 均出现了射流剪切层过度偏转导致的下表面较大分离,增升效率降低。

4) 襟翼和主翼环量控制均能抬高主翼前缘吸力峰,使上表面吸力和下表面压力均有提升。此外,主翼射流的卷吸注射作用使得主翼尾迹整体向襟翼偏转,补充了襟翼边界层能量,有助于消除襟翼后缘边界层分离。

5) 相较于 2D 翼型,环量控制在 3D 状态下通过重塑机翼表面的压力梯度,有效扩大了上翼面负压区,显著提升了机翼升力,抑制了后缘流动分离并推迟了失速攻角。然而,受 3D 机翼展向效应的制约,环量控制的附壁效应沿展向逐渐衰减,为环量控制技术在工程实践中的应用提供了参考。

本研究系统探讨了多段翼环量控制的附加增升效应,在揭示二维翼型环量控制参数影响机制的基础上,进一步将研究拓展至三维机翼以评估环量控制对其气动特性的改善潜力。研究结果表明:① 环量控制带来的增升收益提升常伴随阻力增长;② 二维翼型的环量控制效果受到多控制参数的非线性耦合影响;三维机翼的环量控制附壁效应沿展向衰减。因此,在多段翼环量控制设计中,若以提升升阻比为核心目标,需通过数值优化方法统筹 2D 参数的非线性耦合关系与 3D 展向效应的空间分布特征,进而确定喷口位置、喷口高度、动量系数及翼展方向调控策略的最优组合。本研究通过定性的参数分析与定量的 3D 模型验证相结合的方式,系统揭示了环量控制关键变量的作用机制,研究结论可为多段翼环量控制的理论研究与工程设计提供参考。

参考文献(References):

- [1] 朱自强, 吴宗成. 环量控制技术[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 411-428. (ZHU Ziqiang, WU Zongcheng. Study of the circulation control technology[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 411-428. (in Chinese))
- [2] 谢川, 徐超, 周丹发, 等. 带襟翼导轨翼肋后缘尺寸-拓扑综合优化的摄动神经网络代理模型法[J]. 应用数学和力学, 2024, 45(1): 61-71. (XIE Chuan, XU Chao, ZHOU Danfa, et al. The perturbation neural network surrogate model method for size-topology synthetical optimization of wing rib trailing edges with flap tracks[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2024, 45(1): 61-71. (in Chinese))
- [3] JONES G, VIKEN S, WASHBURN A, et al. An active flow circulation controlled flap concept for general aviation aircraft applications[C]//*1st Flow Control Conference*. St Louis, Missouri, 2002: 3157.
- [4] 张艳华, 张登成, 周章文, 等. 基于环量控制的虚拟舵面飞行器概念与设计综述[J]. 航空学报, 2024, 45(6): 629608. (ZHANG Yanhua, ZHANG Dengcheng, ZHOU Zhangwen, et al. Concept and design of virtual rudder surface aircraft based on circulation control: review[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2024, 45(6): 629608. (in Chinese))
- [5] ENGLAR R J. STOL: the potential of the circulation control wing concept[J]. *Naval Engineers Journal*, 1979, 91(2): 99-108.
- [6] ENGLAR R J. Circulation control pneumatic aerodynamics: blown force and moment augmentation and modification; past, present and future[C]//*Fluids 2000 Conference and Exhibit*. Denver, CO, 2000: 2541.
- [7] PUGLIESE A J, ENGLAR R J. Flight testing of the circulation control wing: AIAA-1979-1791[R]. Reston: AIAA, 1979.
- [8] ENGLAR R J. Development of the A-6/circulation control wing-flight demonstrator configuration: DTNSRDC/ASEL-79/01[R]. Maryland: DTNSRDC, 1979.
- [9] NATO AVT-239 task group: flight demonstration of fluidic flight controls on the MAGMA subscale demonstrator aircraft[C]//*AIAA Scitech 2019 Forum*. San Diego, California, 2019: 0282.

- [10] SHEARWOOD T R, NABAWY M R, CROWTHER W J, et al. Three-axis control of tailless aircraft using fluidic actuators: MAGMA case study[C]//*AIAA Aviation 2021 Forum*. Virtual Event, 2021: 2530.
- [11] 孙全兵, 史志伟, 耿玺, 等. 基于主动流动控制技术的无舵面飞翼布局飞行器姿态控制[J]. *航空学报*, 2020, **41**(12): 185-194.(SUN Quanbing, SHI Zhiwei, GENG Xi, et al. Attitude control of flying wing aircraft without control surfaces based on active flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, **41**(12): 185-194. (in Chinese))
- [12] 王磊, 杜海, 李秋实, 等. 环量控制机翼增升及滚转控制特性研究[J]. *空气动力学学报*, 2021, **39**(1): 43-51.(WANG Lei, DU Hai, LI Qiushi, et al. Research on the lift-enhancement and roll control characteristics of a circulation control wing[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2021, **39**(1): 43-51. (in Chinese))
- [13] 夏智勋, 罗振兵. 合成射流激励器射流矢量控制的物理因素[J]. *应用数学和力学*, 2007, **28**(7): 811-823.(XIA Zhixun, LUO Zhenbing. Physical factors of a primary jet vectoring control using synthetic jet actuators[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2007, **28**(7): 811-823. (in Chinese))
- [14] ZHAO Z J, DENG X, LUO Z B, et al. Flight control of a flying wing aircraft based on circulation control using synthetic jet actuators[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2023, **36**(10): 152-164.
- [15] LI Y, WANG X, ZHANG D. Control strategies for aircraft airframe noise reduction[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2013, **26**(2): 249-260.
- [16] 邵帅, 郭正, 贾高伟, 等. 宽速域飞翼布局后缘射流滚转控制研究[J]. *国防科技大学学报*, 2022, **44**(4): 101-115.(SHAO Shuai, GUO Zheng, JIA Gaowei, et al. Roll control study of flying wing based on trailing-edge jet at wide speed range[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2022, **44**(4): 101-115. (in Chinese))
- [17] MABEY D G. Analysis and correlation of data on pressure fluctuations in separated flow[J]. *Journal of Aircraft*, 1972, **9**(9): 642-645.
- [18] MILHOLEN W E, JONES G S, CHAN D T, et al. Enhancements to the FAST-MAC circulation control model and recent high-Reynolds number testing in the national transonic facility[C]//*31st AIAA Applied Aerodynamics Conference*. San Diego, CA, 2013: 2794.
- [19] JONES G S, MILHOLEN W E, CHAN D T, et al. A sweeping jet application on a high Reynolds number semi-span supercritical wing configuration[C]//*35th AIAA Applied Aerodynamics Conference*. Denver, Colorado, 2017: 3044.
- [20] WOOD N, NIELSEN J. Circulation control airfoils: past, present, future[C]//*23rd Aerospace Sciences Meeting*. Reno, NV, 1985: 204.
- [21] ABRAMSON J, ROGERS E. High-speed characteristics of circulation control airfoils[C]//*21st Aerospace Sciences Meeting*. Reno, NV, 1983: 265.
- [22] 宋彦萍, 陈焕龙, 李亚超, 等. 射流压力和高度对环量控制涡轮叶栅性能影响[J]. *工程热物理学报*, 2011, **32**(3): 399-402.(SONG Yanping, CHEN Huanlong, LI Yachao, et al. Effect of jet pressure and jet height on the performance of circulation control turbine cascade[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2011, **32**(3): 399-402. (in Chinese))
- [23] 宋彦萍, 陈焕龙, 李亚超, 等. 柯恩达表面形状对环量控制涡轮叶型性能影响[J]. *工程热物理学报*, 2012, **33**(1): 43-46.(SONG Yanping, CHEN Huanlong, LI Yachao, et al. Effect of Coanda surface shape on the performance of circulation control turbine cascade[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2012, **33**(1): 43-46. (in Chinese))
- [24] 张艳华, 张登成, 胡孟权, 等. 环量控制对翼型气动特性的作用机理[J]. *空军工程大学学报(自然科学版)*, 2015, **16**(1): 10-13.(ZHANG Yanhua, ZHANG Dengcheng, HU Mengquan, et al. Study on aerodynamic mechanism of circulation control airfoil[J]. *Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition)*, 2015, **16**(1): 10-13. (in Chinese))
- [25] 郑无计, 张登成, 张艳华, 等. 超临界翼型射流环量控制的数值计算[J]. *航空计算技术*, 2014, **44**(3): 92-95.(ZHENG Wuji, ZHANG Dengcheng, ZHANG Yanhua, et al. Numerical calculation of circulation control by blowing on supercritical airfoil[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2014, **44**(3): 92-95. (in Chinese))
- [26] 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.(QIAO

- Chenliang, XU Heyong, YE Zhengyin. Circulation control on wind turbine airfoil with blunt trailing edge[J]. *Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics*, 2019, **51**(1): 135-145. (in Chinese)
- [27] XU H Y, QIAO C L, YANG H Q, et al. Active circulation control on the blunt trailing edge wind turbine airfoil [J]. *AIAA Journal*, 2017, **56**(2): 554-570.
- [28] SHREWSBURY G. Analysis of circulation control airfoils using an implicit Navier-Stokes solver[C]//*23rd Aerospace Sciences Meeting*. Reno, NV, 1985: 171.
- [29] SLOMSKI J, GORSKI J, MILLER R, et al. Numerical simulation of circulation control airfoils as affected by different turbulence models[C]//*40th AIAA Aerospace Sciences Meeting & Exhibit*. Reno, NV, 2002: 851.
- [30] MCGOWAN G, RUMSEY C, SWANSON R, et al. A three-dimensional computational study of a circulation control wing[C]//*3rd AIAA Flow Control Conference*. San Francisco, California, 2006: 3677.
- [31] SWANSON R C, RUMSEY C L. Numerical issues for circulation control calculations[C]//*3rd AIAA Flow Control Conference*. San Francisco, California, 2006: 3008.
- [32] SWANSON R C, RUMSEY C L. Computation of circulation control airfoil flows[J]. *Computers & Fluids*, 2009, **38**(10): 1925-1942.
- [33] KRIST S L, BIEDRON R T, RUMSEY C L. CFL3D user's manual-Ver. 5.0 (2nd edition)[Z]. Hampton, Virginia: NASA Langley Research Center, NASA/TM-1998-208444, 1998.
- [34] 杜一鸣. 涡粘性湍流模型修正与三维边界层转捩预测方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2021. (DU Yiming. Research on corrections of RANS eddy-viscosity turbulence model and prediction method of three-dimensional boundary-layer transition[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2021. (in Chinese))
- [35] SOMERS D M. Design and experimental results for the S809 airfoil[R]. Colorado: National Renewable Energy Laboratory, 1997.
- [36] 苏子昂, 孙晓晶. S809翼型环量控制的射流参数研究[J]. 太阳能学报, 2020, **41**(7): 359-366. (SU Ziang, SUN Xiaojing. Numerical study on effects of various parameters on aerodynamic characteristics of S809 airfoil with circulation flow control[J]. *Acta Energetica Solaris Sinica*, 2020, **41**(7): 359-366. (in Chinese))
- [37] CODER J G. Standard test cases for transition model verification and validation in computational fluid dynamics[C]//*56th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. Kissimmee, Florida, 2018.
- [38] MENTER F R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications[J]. *AIAA Journal*, 1994, **32**(8): 1598-1605.
- [39] 白亚磊, 马兴宇, 明晓. 风力机叶型增升及叶尖流动控制研究[J]. 应用数学和力学, 2011, **32**(7): 774-784. (BAI Yalei, MA Xingyu, MING Xiao. Lift enhancement of the airfoil and tip flow control for wind turbine[J]. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2011, **32**(7): 774-784. (in Chinese))
- [40] VAN DEN BERG B, GOODEN J H M. Low-speed surface pressure and boundary layer measurement data for the NLR-7301 airfoil section with trailing edge flap: AGARD AR-303[R]. Selection of Experimental Test Cases for the Validation of CFD Codes, 1994.
- [41] KOCH J R, HOUSMAN J A, HOSSEINI S S. Microjet angle sensitivity for active flow control on multi-element high-lift systems[C]//*AIAA Aviation 2023 Forum*. San Diego, CA, 2023: 4307.
- [42] LANGTRY R B, MENTER F R. Correlation-based transition modeling for unstructured parallelized computational fluid dynamics codes[J]. *AIAA Journal*, 2009, **47**(12): 2894-2906.
- [43] RUMSEY C L, YING S X. Prediction of high lift: review of present CFD capability[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2002, **38**(2): 145-180.
- [44] 李立, 麻蓉, 梁益华. NLR-7301高升力翼型绕流评估计算[J]. 航空计算技术, 2014, **44**(3): 12-15. (LI Li, MA Rong, LIANG Yihua. CFD validation for high-lift flow over NLR-7301 airfoil[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2014, **44**(3): 12-15. (in Chinese))