May 25 2020 Vol. 31 No.05 44-49

基于环量控制的超临界翼型气动特性研究

雷玉昌，张艳华*，张登成，苏光旭
空军工程大学，陕西 西安 710038

摘 要：环量控制技术用于飞行器上可以显著提高升力，改善飞行性能。为了研究环量控制对超临界翼型气动特性的影响规律，特别是大迎角下的气动特性，采用雷诺平均N-S方程的数值模拟方法进行了数值计算和分析。分别模拟了动量系数、迎角、射流比例对于升阻特性的影响规律。结果表明，大迎角下环量控制射流对翼型升力的提升极其有限，高动量系数会导致翼型失速迎角提前，分析了射流和迎角与前缘流场的相互关系，总结了失速迎角提前的作用机理；通过调节双射流比例，能够在大迎角下进一步改善升阻特性。

关键词：环量控制；超临界翼型；数值模拟；气动特性；迎角

中图分类号：V211.41+2 **文献标识码：**A DOI：10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.006

自莱特兄弟试飞“飞行者”1号以来，飞行器经历了百年发展，飞行器上陆续出现了襟翼、副翼等高升力装置，在飞行器发展前期获得了良好的气动性能。而美国国家航空航天局（NASA）提出的新一代飞行器概念设计中[1]，将短距起降、隐身性能等作为重要指标，仅靠传统的机械式增升系统难以实现。科恩达（Coanda）效应是科恩达在1936年[2]偶然发现的，指流体由改变原来的流动方向，改为沿着凸出的曲面流动的倾向。环量控制技术就是基于Coanda效应，在翼型后缘产生切向射流，使射流与外流混合后沿着后缘曲面流动，增大绕翼型的环量，进而增大翼型升力。

自环量控制技术问世以来，国内外进行了大量关于该技术对飞行器气动性能的影响研究。Englar[3-5]证明了环量控制可以获得与传统舵面相当甚至更高的升力，并指出环量控制也可以产生有效的控制力和力矩。Jones[6]概括了美国NASA在环量控制方面应用计算流体力学（CFD）仿真的系统方法，强调了数值仿真在环量控制技术研究中的重要性。2010年，英国成功试飞Demon无人技术验证机[7]，证明了环量控制技术射流系统具有替代传统副翼进行增升以及飞行控制的可能性。NASA兰利研究中心也进行了一系列整机模型的半翼展试验[8-9]，证明了该技术在低速情况下提高升力，高速情况下延迟分离的特性。朱自强[10]总结了当前环量控制技术的最新进展，指出了当前国内对于环量控制技术研究的不足。蔡琰[11]分析了目前国外对环量控制技术的研究进展，并号召国内相关机构进行研究。李林、张艳华等[12]研究了环量控制技术的作用机理，在等离子体环量控制影响气动特性上进行了深入研究。上述对环量控制的研究大多集中于环量控制技术对提高飞行器升力的巨大效益，对环量控制在大迎角下的气动特性表述不详。为此，本文将重点研究大迎角下环量控制的气动特性，揭示其流场的作用机理。

随着计算流体力学的发展，CFD计算在分析环量控制技术对气动特性的影响正占据着越来越重要的地位[13]。本文采用数值模拟的方法，分析环量控制翼型在不同迎角下的气动特性。

1 数值计算方法与验证

1.1 超临界翼型的修形

本文采用修形过的超临界翼型进行相关研究。该翼型有着钝前缘、大厚弦比的特点，能够容纳环量控制射流系统需要的供气装置或管道系统，同时该翼型在跨声速阶段有

收稿日期：2020-03-15；退修日期：2020-03-22；录用日期：2020-04-17
*通信作者. Tel.：15353500634 E-mail：angle0725@hotmail.com
引用格式：Lei Yuchang，Zhang Yanhua，Zhang Dengcheng，et al.Aerodynamic mechanism of supercritical airfoil based on circulation control [J].Aeronautical Science & Technology，2020，31(05)：44-49. 雷玉昌，张艳华，张登成，等. 基于环量控制的超临界翼型气动特性研究[J]. 航空科学技术，2020，31(05)：44-49.

良好的气动性能。Jones 和 Englar 等都对超临界翼型进行过环量控制相关研究。为了提供环量控制射流需要的后缘曲面形状，本文对相对厚度为 17%，弦长 c=240mm 超临界翼型后缘作修形处理，去掉翼型尖后缘，按照半径 r/c=2% 绘制 Coanda 后缘曲面，与翼型平滑过渡，在后缘分别设置上下两个射流出口，射流口高度均为 0.001c。具体构型如图 1 所示。

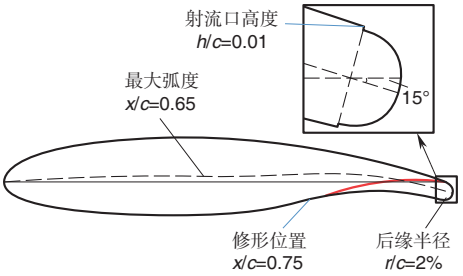


图 1　修形后的超临界翼型

Fig. 1　Supercritical airfoil after modification

1.2 数值计算方法与验证

本文采用基于雷诺平均 N-S 方程进行求解，选用 k-ω SST 湍流模型，Swanson[14]在研究中曾指出该模型对边界层流动、分离预测结果较好，适合用于计算射流产生后的后缘分离流动。设置来流速度为 30m/s，雷诺数为 5×10^5。贴近翼型表面第一层的网格高度为 1×10^{-5}m。射流口附近第一层网格高度 2×10^{-6}m。网格总数约为 58 万。图 2 展示了翼型网格情况。

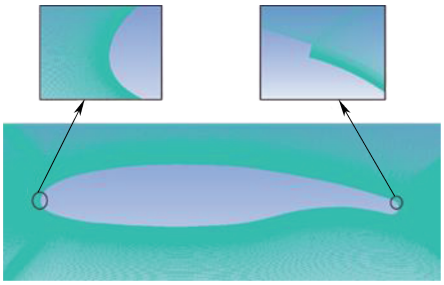


图 2　翼型边界层网格

Fig. 2　Airfoil's boundary layer grid

前期的研究表明，动量系数是影响环量控制中后缘射流控制效果的重要参数，升阻特性受动量系数影响较大，其定义为：

$$C_\mu = \frac{\dot{m}V_j}{0.5\rho_\infty V_\infty^2 S}$$

式中：$\dot{m}$ 为射流出口处的质量流量；V_j 为射流速度；ρ_∞ 为来流密度；V_∞ 为来流速度；S 为二维翼型单位展长的面积，即弦长 c。

为了验证本文数值方法的准确性，首先对无射流情况下气动力参数进行数值模拟，并与参考文献[5]中的试验数据进行对比（见图 3）。

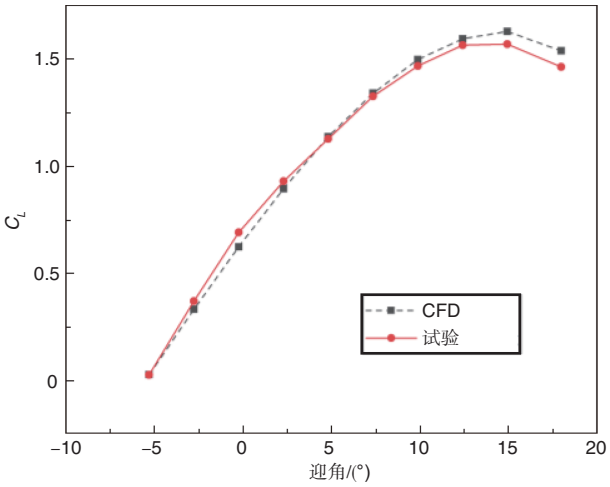


图 3　升力系数仿真与试验对比

Fig. 3　Simulation and experimental results comparison of airfoil's lift coefficient

结果表明，仿真结果与试验结果基本符合，对于失速迎角的预测也相对准确，证明本文采用的数值计算方法是满足精度要求的。

2 结果分析与讨论

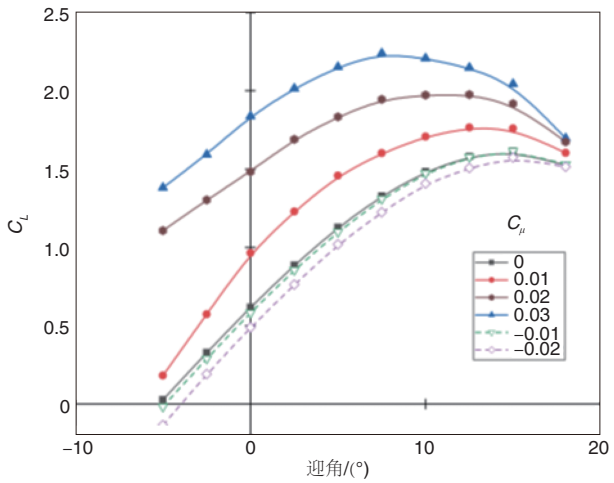
2.1 动量系数和迎角对气动特性的影响

本文对迎角从-5°到 18°范围内超临界翼型的流动特性进行数值模拟，并分别从上下射流口产生单独的射流。图 4 给出了在不同射流动量系数下升阻系数随迎角的变化曲线。其中实线表示上射流口单独吹气，虚线表示下射流口单独吹气。

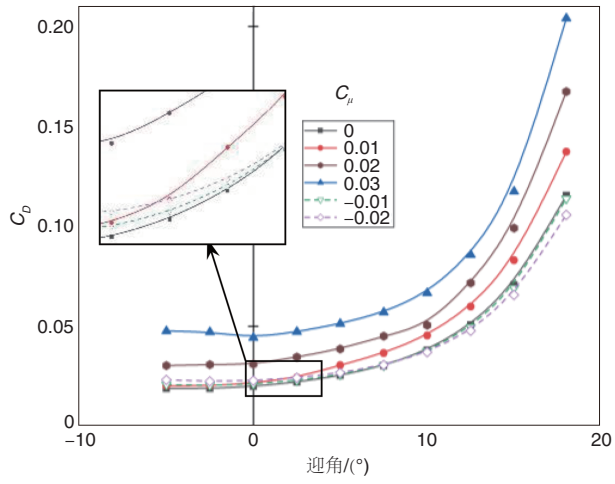
从图 4(a)可以看出，随着上射流口动量系数 $C_{\mu_{upper}}$ 的增大，翼型升力系数呈非线性增长。在 0°迎角下，$C_{\mu_{upper}}$<0.02 时，翼型升力系数随动量系数增加而增加较快，当 $C_{\mu_{upper}}$>0.02 时，翼型升力增加明显降低。当 $C_{\mu_{upper}}$ 从 0.01 增长至 0.02 时，升力系数增加 0.519，而 $C_{\mu_{upper}}$ 从 0.02 增长至 0.03 时，升力系数只增加 0.352。同时随着迎角的增大，射流所带来的升力效益逐渐降低，0°迎角下，$C_{\mu_{upper}}$=0.03 时，环量控制的效费比 $\Delta C_L/\Delta C_\mu$=40.6，而在 18°迎角下，效费比仅为 5.72。在大迎

角下，环量控制射流所能带来的升力效益极其有限。而且随着$C_{\mu_{upper}}$的增加，翼型失速迎角提前，在无射流的情况下，翼型失速迎角在15°附近，当$C_{\mu_{upper}}$=0.03时，翼型失速迎角提前至7.5°附近。从下射流口动量系数$C_{\mu_{lower}}$对应的升力系数数据来看，$C_{\mu_{lower}}$对升力系数的影响较低，当$C_{\mu_{lower}}$=0.02时，0°迎角下升力系数仅下降了16.5%，而18°迎角下升力系数几乎没有下降。

从图4(b)可以看出，随着$C_{\mu_{upper}}$的增大，翼型阻力系数逐渐增大，而且当$C_{\mu_{upper}}$>0.02时，翼型阻力增加明显。值得一提的是，当下射流口吹气时，在低迎角下翼型阻力稍有提高，高迎角下翼型阻力下降明显。合适的下射流吹气量在高动量系数、高迎角下具有调节气动性能、改善升阻比的可能性。



（a）翼型升力系数



（b）翼型阻力系数

图4 升阻力系数曲线的比较结果

Fig. 4 Comparison of lift and drag coefficient curves

综上所述，上射流吹气动量系数较大时，一方面带来的升力效益较低，反而会导致较大的阻力增长，整体性能低于低动量系数；另一方面会大幅度导致翼型失速迎角前移。这表明了环量控制技术在高动量系数、大迎角下气动效益欠佳。下射流吹气对升阻特性的影响较弱，但是具有进一步调节气动性能的潜力。

为了分析高动量系数提前失速迎角的作用机理，图5给出了在不同射流动量系数、迎角下的翼型流场图。在无射流情况下，随着迎角增大，翼型前缘驻点后移，上表面前缘区负压增大，而后缘逐渐分离，此时翼型升力增加较为缓慢，当超过失速迎角后，分离区迅速扩大，此时虽然前缘区负压有所增大，但是上表面整体负压降低，导致翼型升力降低。在固定迎角下，逐渐提高射流动量系数，翼型前缘驻点后移，上表面前缘区负压增大，这与迎角增大时的流场特性是一致的；同时由于后缘射流速度增大，压力降低，促使上表面分离区后移，而这与迎角增大时的流场特性是相反的。从图5中可以看出，当动量系数较小时($C_{\mu_{upper}}$=0.01)，迎角增大，上表面前缘高负压区扩大，而当动量系数较大时($C_{\mu_{upper}}$=0.03)，迎角增大，上表面前缘负压区缩小，导致翼型提前失速。

动量系数与迎角都会影响翼型前缘流场特性，而前缘流场特性与翼型失速密切相关。当后缘动量系数较大时，翼型上表面前缘区负压迅速增大，而此时增大迎角很难继续提高前缘负压，反而会导致分离区扩大，进而导致翼型失速。反观低动量系数下，增大迎角会继续促使前缘负压继续增大，不会导致翼型失速。

综上所述，迎角通过增大翼型上表面前缘负压提高翼型升力，而导致翼型失速的原因主要是促使上表面后缘分离，从而降低了上表面整体负压；而动量系数导致翼型分离的原因主要是促使前缘负压过大，降低了迎角对前缘负压的影响，从而减弱了迎角提升升力的能力，导致翼型在较低迎角下失速。

2.2 射流比例对气动特性的影响

前面提到了下射流口吹气对升阻特性的影响较为微弱，但是具有进一步调节气动性能的潜力。图6给出了上下射流口按不同射流比例($C_{\mu_{lower}}/C_{\mu_{upper}}$)吹气时升阻比的变化曲线。为了抵消掉射流能量的影响，保持不同射流比例的$C_{\mu_{upper}}+C_{\mu_{lower}}$=0.055。从图6中可以明显看出，0°和10°迎角下，最佳升阻比对应的$C_{\mu_{lower}}/C_{\mu_{upper}}$约为0.6，单一的上射

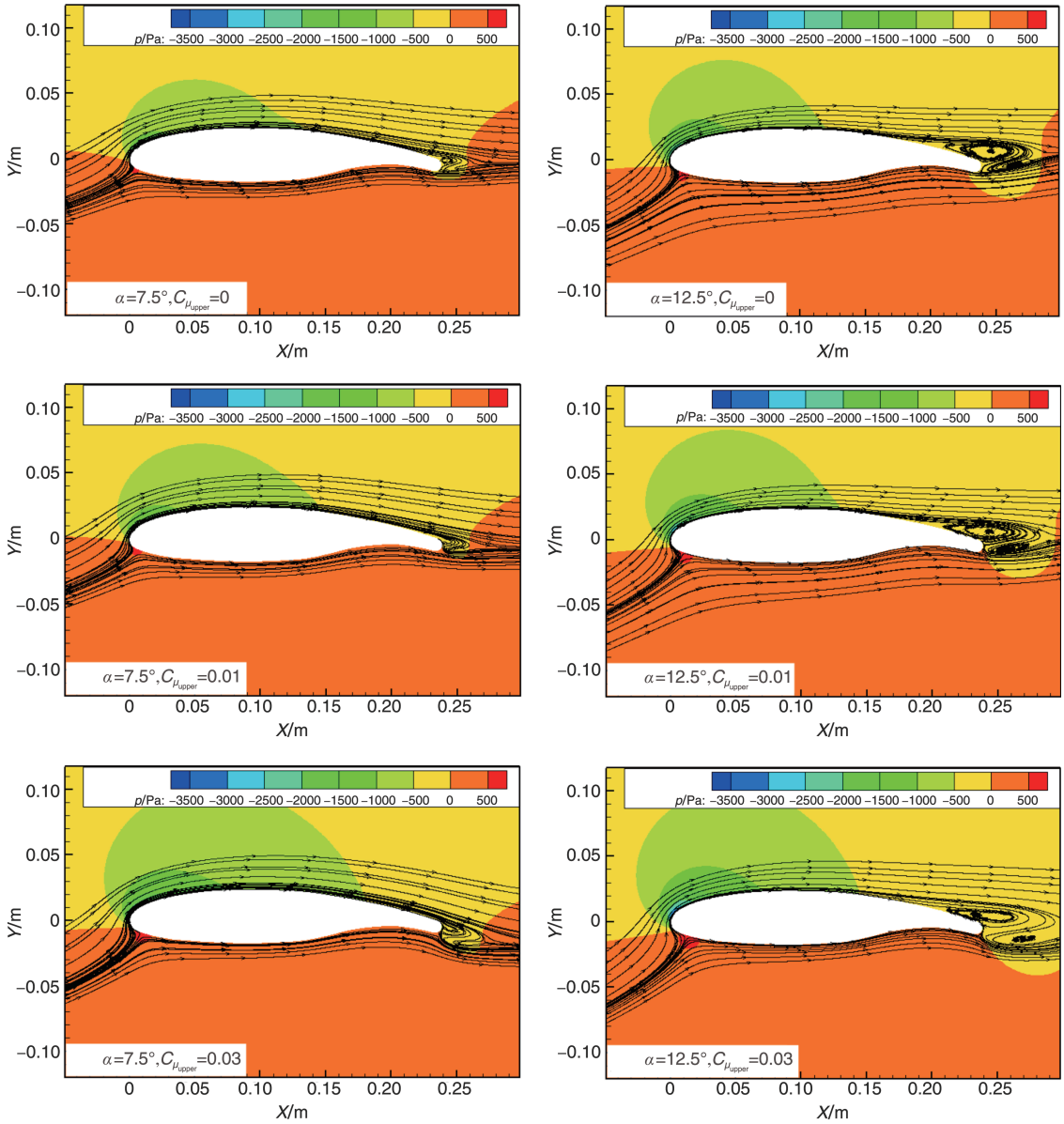


图5　翼型整体流场

Fig. 5　Airfoil integral flow fieid

流口吹气并不能取得最佳升阻比，适当的下射流口吹气虽然降低了升力系数，但是能有效改善升阻特性。值得一提的是，在10°迎角下，继续提高射流比例，升阻比系数并不会显著下降，这意味着下射流口吹气在大迎角下阻力效益要高于升力效益，具有延缓大迎角失速的潜力。

3 结论

本文对基于环量控制技术的超临界翼型进行了数值模拟，特别是对于大迎角下的绕流流场进行了机理分析，并提出了双射流能够带来更好的气动效益，结果表明：

（1）环量控制技术在高动量系数、大迎角下的气动性能表现欠佳。高动量系数会导致翼型失速迎角提前，当$C_{\mu_{upper}}$=0.03时，翼型失速迎角提前至7.5°。同时在大迎角下射流对升力系数的提高极其有限。

（2）高动量系数下翼型失速迎角提前，与上表面前缘负压密切相关，是环量控制射流与迎角对前缘负压的相互影响导致的。

（3）适当的双射流比例能够提高升阻比，改善升阻特性，特别是在大迎角下，下射流有较好的阻力效益。

环量控制技术发展至今，其提升升力的性能毋庸置疑，

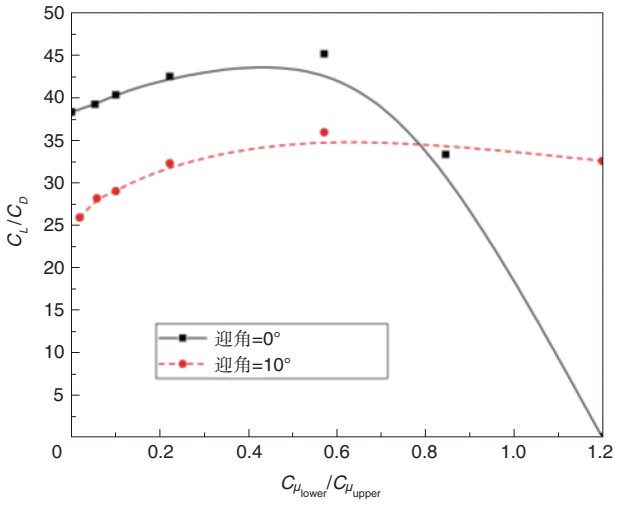


图6 升阻比曲线的比较结果

Fig. 6 Comparison of Lift-drag ratio curve

但是至今仍没有工程应用。结合本文的研究内容，环量控制技术的发展应注重以下几点：(1)解决高动量系数下迎角失速问题，扩宽射流对迎角的适用范围；(2)解决环量控制技术的耗能问题，权衡耗能和升力效益之间的关系；(3)利用环量控制技术解决飞行控制的相关问题[15]，环量控制射流系统取代传统的机械操作系统，需要解决如何利用射流研究飞行控制的问题。

参考文献

[1] 张正国.NASA未来先进民用飞机与推进系统设计[J].国际航空,2010(2):56-59.
Zhang Zhengguo. Advanced civil aircraft and propulsion system design in NASA [J]. International Aviation,2010(2): 56-59. (in Chinese)

[2] Coanda H. Device for de fl ecting a stream of elastic fluid projected into an elastic fluid：U.S. Patent No. 2，052，869[P]. 1936.

[3] Englar R J，Smith M J，Kelley S M，et al. Application of circulation control to advanced subsonic transport aircraft Part 1 & 2[J]. AIAA Journal of Aircraft，1994，31，(5)：1160-1177.

[4] Englar R J. Overview of circulation control pneumatic aerodynamics：blown force and moment augmentation and modification as applied primarily to fixed-wing aircraft[C]// Applications of Circulation Control Technology，Progress in Astronautics and Aeronautics，2006.

[5] Jones G S，Englar R J. Advances in pneumatic controlled high-lift systems through pulsed blowing[C]// Proc. of 21st Applied Aerodynamics Conference，AIAA 2003-3411. Orlando，Florida，2003.

[6] Jones G S，Yao C S，Allan B. Experiment alinvestigation of a 2D supercritical circulation-control airfoil using particle image velocimetry[C]//3rd AIAA Flow Control Conference，2006.

[7] Fielding J，Lawson C，Rui M P，et al. Design，build and flight of the DEMON demonstrator UAV [C]//Proceedings of the 11th AIAA Aviation Technology，Integration，and Operations（ATIO）Conference，Virginia Beach，VA：AIAA，2011.

[8] 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，2017.

[9] Milholen W，Jones G，Chan D，et al. High Reynolds number circulation control testing in the national transonic facility（Invited）[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting，2012.

[10] 朱自强，吴宗成. 环量控制技术研究[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)

[11] 蔡琰. 国外射流飞行控制技术发展及前景分析[J].航空科学技术,2020,31(1):85-86.
Cai Yan. Development and prospect analysis of jet flight control technology abroad. [J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(1):85-86.(in Chinese)

[12] 李林，张登成，张艳华.等离子体环量控制作用机理的数值仿真研究[J]. 空军工程大学学报，2017，18(3)：9-16.
Li Lin, Zhang Dengcheng, Zhang Yanhua. Numerical simulation study on interaction mechanism of plasma circulation control[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2017, 18(3): 9-16. (in Chinese)

[13] Liu Y，Sankar L，Englar R，et al. Computational evaluation of the steady and pulsed jet effects on the performance of a circulation control wing section[C]//42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting And Exhibit，2004.

[14] Swanson R C，Rumsey C L. Computation of circulation control airfoil flows[J]. Computers Fluids，2009，38（10）：

1925-1942.

[15] 徐悦,杜海,李岩,等. 基于射流飞控技术的无操纵面飞行器研究进展[J].航空科学技术,2019,30(4):1-7.
Xu Yue, Du Hai, Li Yan,et al. Progress research of fluidic flight control technology for flapless aircraft[J].Aeronautical Science & Technology, 2019,30(4):1-7.(in Chinese)

（责任编辑　陈东晓）

作者简介

雷玉昌（1996– ）男，硕士。主要研究方向：飞行器论证设计与作战使用。

Tel：17829496515　　E-mail：1634365359@qq.com

张艳华（1979– ）女，博士，副教授。主要研究方向：等离子体流动控制及飞行器设计、论证与作战使用等方面的研究工作。

Tel：15353500634　　E-mail：angle0725@hotmail.com

Aerodynamic Mechanism of Supercritical Airfoil Based on Circulation Control

Lei Yuchang*, Zhang Yanhua, Zhang Dengcheng, Su Guangxu

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China

Abstract: The application of circulation control technology in aircraft can significantly improve lift and flight performances. In order to study the influence of circulation control on the aerodynamic characteristics of supercritical airfoils, especially at high angle of attack, the numerical simulation method of Reynolds average N−S equation is used for numerical calculation and analysis. The effects of momentum coefficient, angle of attack and jet ratio on lift-drag characteristics are simulated respectively. The results show that the lift coefficient is extremely limited at high angle of attack, and the high momentum coefficient will lead to the stall angle of attack in advance. The relationship between jet, angle of attack and leading edge flow field is analyzed, and the mechanism of stall angle of attack reduction is summarized.By adjusting the ratio of double jets, the lift-drag characteristics can be further improved at high angle of attack.

Key Words: circulation control; supercritical airfoil; numerical simulation; aerodynamic characteristics; angle of attack

Received: 2020-03-15；　**Revised:** 2020-03-22；　**Accepted:** 2020-04-17

***Corresponding author.Tel.**：15353500634　　**E-mail**：angle0725@hotmail.com