DOI:10.11918/201912027

下表面射流对翼型气动性能影响的数值模拟

付云豪[1,2],章卫国[1,2],史静平[1,2],谭 艺[1,2]

(1.西北工业大学 自动化学院,西安 710072; 2.陕西省飞行控制与仿真技术重点实验室(西北工业大学),西安 710072)

摘 要: 为探索增强小迎角下翼型气动性能的射流控制方法,进而实现无舵飞行控制,在环量控制的启发下,提出在NACA0012翼型下表面靠近后缘的位置布置射流(Jet on the lower surface of trailing edge, LSTE jet),并通过分析流动状态与参数变化优化LSTE射流的气动控制效果. 首先,采用3套不同规模的网格对NACA0012翼型本身进行数值模拟,验证了数值模拟方法的收敛性与有效性. 其次,通过比较流场的马赫数分布、流线和压力分布的变化,研究了LSTE射流影响翼型气动性能的机理. 最后,研究了翼型的气动系数随射流的位置、动量系数和前向夹角的变化规律. 结果表明:LSTE射流在后缘诱导产生逆时针的涡,形成低压分离区,使后缘主流向下偏折,增加了翼型的有效弯度,并且前缘的吸力峰也因此增加,从而增大了升力系数;LSTE射流越靠近后缘,动量系数越大,增升减阻效果越好,但翼型的失速迎角会减小1°~3°;在不同的迎角和射流动量系数下,翼型的最大升力和最小阻力可以同时在$\gamma=60°\sim70°$之间达到. 利用LSTE射流可以有效改变小迎角下翼型的气动性能,对实现飞行器无舵操纵有一定意义.

关键词: 主动流动控制;定常射流;翼型;NACA0012;气动性能;LSTE射流

中图分类号: V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2021)06-0048-06

Numerical simulation of influence of jet at lower surface on aerodynamic performance of airfoil

FU Yunhao[1,2], ZHANG Weiguo[1,2], SHI Jingping[1,2], TAN Yi[1,2]

(1. School of Automation, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China; 2. Key Laboratory of Flight Control and Simulation Technology (Northwestern Polytechnical University), Shaanxi Province, Xi'an 710072, China)

Abstract: To explore a jet control method for enhancing the aerodynamic performance of airfoils at small angles of attack so as to realize rudderless flight control, inspired by circulation control, it was proposed to arrange the jet at the lower surface of the NACA0012 airfoil near the trailing edge, and optimize the aerodynamic control effect of (jet on the lower surface of trailing edge) LSTE jet by analyzing the flow states and parameter variations. Firstly, three sets of grids with different scales were used to simulate the NACA0012 airfoil, and the convergence and effectiveness of the numerical simulation method were verified. Secondly, the mechanism of the influence of LSTE jet on the aerodynamic performance of the airfoil was studied by comparing the changes in the distribution of Mach number, streamline, and pressure distribution of the flow field. Finally, the variations of the aerodynamic coefficients of the airfoil with the position, the momentum coefficient, and the forward angle of the jet were analyzed. Results show that LSTE jet induced a counterclockwise vortex at the trailing edge, forming a low-pressure separation zone, which deflected the main flow of the trailing edge and increased the effective camber of the airfoil, and the suction peak of the leading edge also increased, thereby increasing the lift coefficient. The closer the LSTE jet was to the trailing edge, the greater the momentum coefficient was, and the better the effect of lift increase and drag reduction was, but the angle of attack of the airfoil decreased by 1° to 3°. Under different angles of attack and jet flow coefficients, the maximum lift and minimum drag of the airfoil could be achieved between $\gamma=60°-70°$ at the same time. LSTE jet can effectively change the aerodynamic performance of the airfoil at a low angle of attack, and has certain significance for the realization of aircraft rudderless control.

Keywords: active flow control; steady jet; airfoil; NACA0012; aerodynamic performance; LSTE jet

自上世纪以来,现代飞机的各个方面都有了很大的发展,但飞行控制仍然依赖于传统的升降舵、方向舵和副翼以及襟翼、缝翼等被动增升装置,这些设备都需要较高的技术支持和维护成本. 此外,对于B-2、F-22和F-35等隐身战斗机,操纵面偏转也会影响其精细设计的隐身外形. 因此,开发一种能够进行无舵飞行控制的流动控制方法具有重要的研究意义.

收稿日期: 2019-12-04
基金项目: 国家自然科学基金(61573286)
作者简介: 付云豪(1993—),男,博士研究生;
章卫国(1956—),男,教授,博士生导师
通信作者: 付云豪,fyh_nwpu@mail.nwpu.edu.cn

近年来，基于射流的主动流动控制技术得到了长足的发展，很多研究已经证明了射流在控制流动分离、推迟失速、增加最大升力系数、减小阻力等方面的巨大潜力[1-4]. Hasegawa 等[5]提出一种主动失速控制系统，可以增加最大升力系数并将失速迎角推迟 4°. Zhao 等[6]在 NACA0021 翼型使用阵列式合成射流表明，这种方式可以更大程度提升翼型的性能. Singh 等[7]通过在 NACA23012 翼型的上表面同时引入合成射流与定常射流，当射流平均速度和来流速度相等时，联合射流可以将失速迎角推迟 4°并增加最大升力系数. 杨波等[8]在 NACA0015 前缘布置 DBD 等离子激励器，在来流 35 m/s 时可以将失速攻角提高 1.5°，并提高最大升力系数. Zhao 等[9]在后掠翼上的纳秒脉冲 DBD 等离子体流动控制实验表明，14°迎角时前缘 DBD 等离子激励器可以使最大升力系数增加 23.1%，同时阻力减小 22.4%. 这些方法都是在翼型或机翼上表面某个位置施加射流，虽然在大迎角时有较好的增升减阻效果，但小迎角时的效果很有限，无法达到操纵飞行器的要求.

对于该问题，Seifert 等[10]提出用一种改进的 Glauert 翼型（如图 1 所示），通过控制流动在机翼后缘是否分离来影响升力和阻力，进而在小迎角下也可以对飞机进行控制. 张艳华等[11]和张攀峰等[12]分别研究了改进的 NASA 超临界翼型和 NCCR1 510-7067N 翼型，结果表明环量控制可以在较大的迎角范围内有效增大翼型升力系数. 宋超等[13]和许建华等[14]基于 NACA6415 的改进翼型 CFJ0025-065-13（如图 2 所示），采用协同射流（Co-Flow Jet Flow）的控制方式，既在较大迎角范围提高了升力系数，又推迟了失速. 这 3 个方法也基本上是在机翼上表面施加射流，并且对翼型本身做了较大的修改，虽然在小迎角下都取得了良好的增升效果，但可能会带来机翼结构问题并增加制造难度.

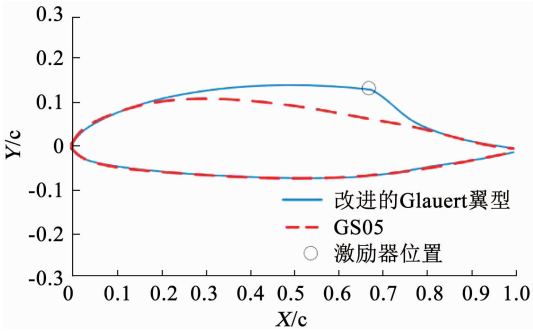


图 1　改进/原始的 Glauert 翼型

Fig. 1　Modified/original Glauert airfoil

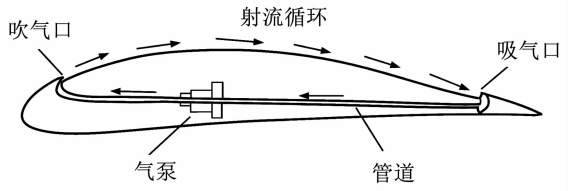


图 2　联合射流翼型

Fig. 2　Co-flow airfoil

本文在不改变翼型形状的前提下，提出在翼型下表面施加射流，并对整个流场进行数值模拟，翼型周围局部网格结构如图 5 所示. 分析研究下表面射流的增升机理，定量分析射流位置、动量系数和前向夹角 3 个参数对增升效果的影响，对实现飞行器无舵操纵有一定意义.

1　数值模拟方法

1.1　数值方法与边界条件

本文的数值模拟研究基于三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程. 采用有限体积法求解 N-S 方程. 湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型，该模型考虑了湍流剪切应力的传输，可以更精确的预测流动分离. 在翼型表面应用无滑移条件. 入口边界使用自由来流速度，出口边界使用恒定压力.

本文的研究采用 NACA0012 翼型，弦长 $c=300$ mm，基于弦长的雷诺数 $Re=10^6$，在下表面靠近后缘的位置开孔，宽度为 $h=0.01c=3$ mm. 自由来流速度为 $V_\infty=52.709$ m/s. 射流类型为定常射流. 前向夹角 γ 表示射流方向与弦长指向翼尖方向的夹角，射流速度用 V_d 表示，如图 3 所示.

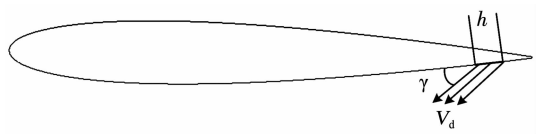


图 3　射流参数示意

Fig. 3　Schematic of jet parameters

为了描述射流能量的强弱，引入无量纲化的射流动量系数：

$$c_\mu=2\frac{\rho}{\rho_\infty}\frac{h}{c}\left(\frac{V_d}{V_\infty}\right)^2. \tag{1}$$

式中：c 为弦长；ρ 为孔口气体密度；ρ_∞ 为自由来流的密度，在本文中认为 $\rho\approx\rho_\infty$.

1.2　网格及验证

为了尽量降低网格划分对求解结果的影响，在进行相应的数值研究之前，对 NACA0012 翼型进行网格无关性及收敛性验证.

采用 3 套不同规模的网格对 NACA0012 翼型的绕流流场进行数值模拟. 翼型周围局部网格结构如

图 5 所示. 整体网格为 O 网格拓扑结构,远场边界与翼型距离 50c,在前后缘进行了加密. 这 3 套网格主要不同点是第 1 层网格高度和网格总数. 为确保网格的 $y^+ < 1$,3 套网格的第 1 层高度均在 $10^{-5}c$ 的量级. 计算条件为:$\alpha = 10°$,$V_\infty = 52.709$ m/s,$Re = 10^6$. 网格参数及气动系数见表 1. 均方根残差收敛曲线如图 4 所示.

表 1 NACA0012 翼型网格参数与气动系数

Tab. 1 Grid and aerodynamic parameters of NACA0012 airfoil

网格编号	第 1 层网格高度/mm	网格总数	C_L	C_D
1	0.005	2.7×10^4	1.022 6	0.018 479
2	0.002	4.2×10^4	1.030 3	0.017 235
3	0.001	7.4×10^4	1.029 6	0.017 582

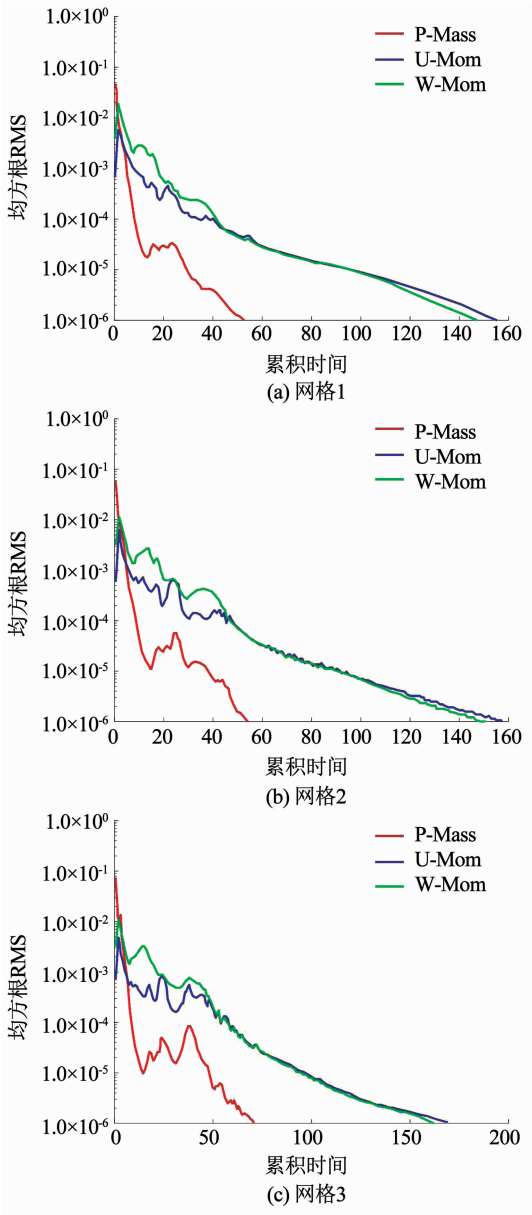


图 4 均方根残差(RMSR)的收敛曲线

Fig. 4 Convergence curves of root mean square residual(RMSR)

网格的收敛性主要根据均方根残差(RMSR)收敛曲线和气动系数的变化趋势来判断. 从残差收敛曲线来看,3 套网格的残差都收敛到了 10^{-6},达到了很好的效果. 从 3 套网格对应的 C_D 的比较结果来看,从粗网格 1 到中等密度网格 2,C_D 变化了 6.7%;从中等密度网格 2 到密网格 3,C_D 变化了 2.0%. 可以看出,随着网格量的增加和第 1 层网格高度的降低,网格划分对计算结果的影响逐渐降低. 从网格 2 到网格 3,翼型气动系数相差不大,但网格量却增加快 1 倍. 因此,本文选择中等密度网格作为后续的数值模拟计算网格,而且射流控制翼型的计算网格根据相同的网格规模进行划分.

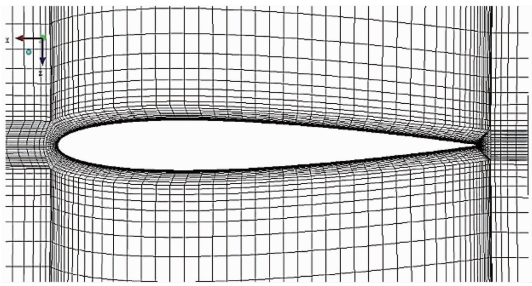


图 5 NACA0012 翼型计算网格

Fig. 5 Computing grids of NACA0012 airfoil

2 结果分析

本文对迎角从 −6° ~ 16°范围内,有无 LSTE 射流控制的 NACA0012 翼型的绕流流场进行数值模拟,并将升阻力曲线、压力系数 C_p 曲线以及流场信息的计算结果进行比较分析. 计算条件为:$Ma = 0.155$,$Re = 10^6$. 有射流时的计算网格如图 6 所示.

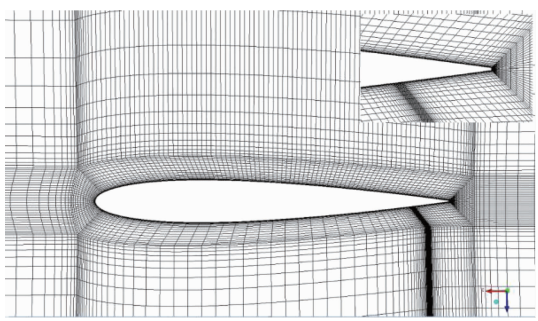


图 6 LSTE 射流控制计算网格

Fig. 6 Computing grids of LSTE jet control

2.1 LSTE 射流对翼型气动特性的影响

图 7 给出了 Ma 云图与流线分布的对比图,其中 $c_\mu = 0.002\,88$($V_d = 20$ m/s),$\gamma = 20°$,$\alpha = 6°$. 可以看出,在 LSTE 射流的影响下,翼型下表面靠近后缘的区域出现了一个逆时针的涡,自由流在此处分离形成低压区,使得上表面的流动经过后缘后明显向下偏折,改变了翼型的等效弯度. 此外,前缘吸力峰

附近马赫数明显增大，而且，翼型后方低压区有所增大. 也就是说，下表面射流的增升原理与襟翼作用效果相似，都是通过促使下表面流动提前分离来增加翼型有效弯度.

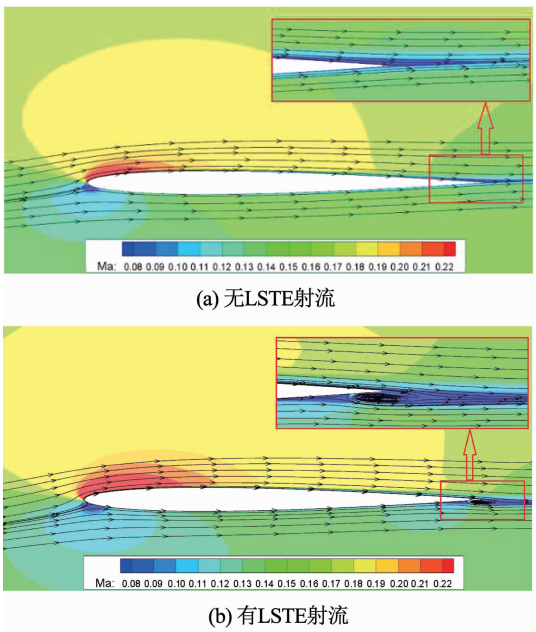


图 7　*Ma* 云图对比

Fig. 7　Comparison of *Ma* number cloud

从图 8 所示两个 C_p 曲线的比较来看，在 LSTE 射流的作用下，对应的 C_p 曲线围成的面积明显增大；翼型前缘的吸力峰明显增大；射流在喷口前的阻塞效应使下翼面的压力系数增大；在喷口以后，翼型上下表面压力系数基本相等，损失了这部分压力差带来的升力.

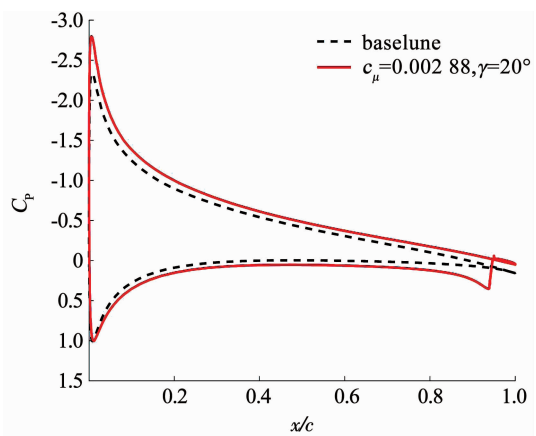


图 8　压力系数对比

Fig. 8　Comparison of pressure coefficients

2.2　射流参数分析

前文研究了下表面后缘射流的增升机理，下面探讨射流动量系数、前向夹角和位置 3 个参数对翼型特性的影响.

图 9 对比了不同位置和动量系数的射流对气动系数的影响，其中 $\gamma = 20°$. 表 2 对比了其中的重要参数. 由图 9(a) 升力系数曲线的对比可以看出，在 $\alpha < 10°$ 时，LSTE 射流对升力系数有普遍的提高. 射流在 $0.98c$ 处，$\alpha = 4°$，$c_\mu = 0.002\ 88$ 和 $0.018\ 00$ 时，升力系数的增加达到了 41.9% 和 92.2%. 这对于减小飞机的起飞和着陆距离非常有利；很明显，LSTE 射流的 c_μ 越大，越靠近后缘，增升效果越好. 对于 $c_\mu = 0.018\ 00$，位于 $0.98c$ 处的射流，它引起的升力系数增量与迎角的关系不大. $\alpha > 10°$ 时，$0.80c$ 处的 LSTE 射流的增升效果迅速下降，甚至低于无射流控制时的升力系数. 原因或许有两个：1) 喷口后的压力差损失更大，抵消了更多流动下偏带来的升力增量；2) 可以从图 10 的对比中看出，$0.80c$ 处的 LSTE 射流引起的低压区远离了后缘，引起的后缘流动下偏和前缘马赫数增量都略小于 $0.90c$ 处的射流，所以升力增量更少.

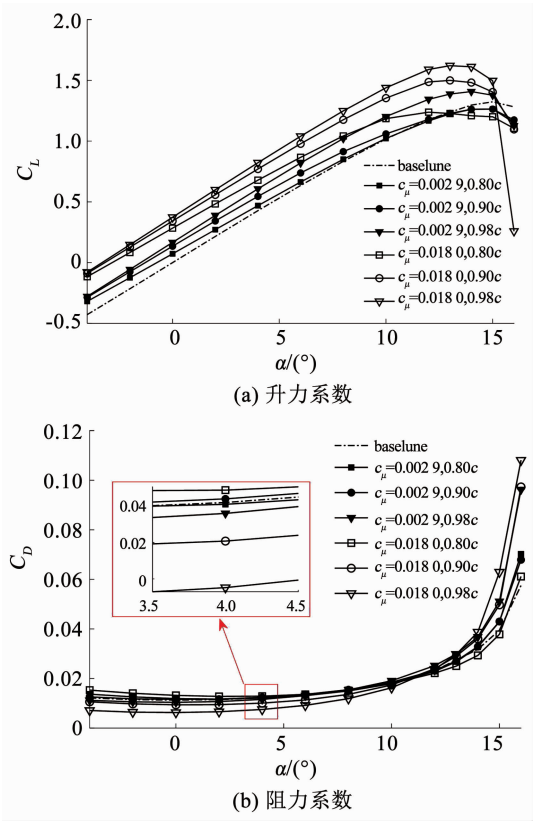


图 9　升力系数与阻力系数对比

Fig. 9　Comparison of lift and drag coefficents

表 2　重要参数对比

Tab. 2　Comparison of key parameters

射流动量系数	射流位置	α_{stall}	C_{Lmax}	$\alpha = 4°$，C_L
$c_\mu = 0$(baseline)		15	1.323 6	0.427 8
	$0.80c$	15	1.264 4	0.469 0(↑9.63%)
$c_\mu = 0.002\ 88$	$0.90c$	15	1.263 5	0.545 2(↑27.44%)
	$0.98c$	14	1.408 0	0.607 2(↑41.94%)
	$0.80c$	12	1.238 4	0.678 6(↑58.72%)
$c_\mu = 0.018\ 00$	$0.90c$	13	1.500 1	0.770 7(↑80.22%)
	$0.98c$	13	1.621 2	0.822 3(↑92.15%)

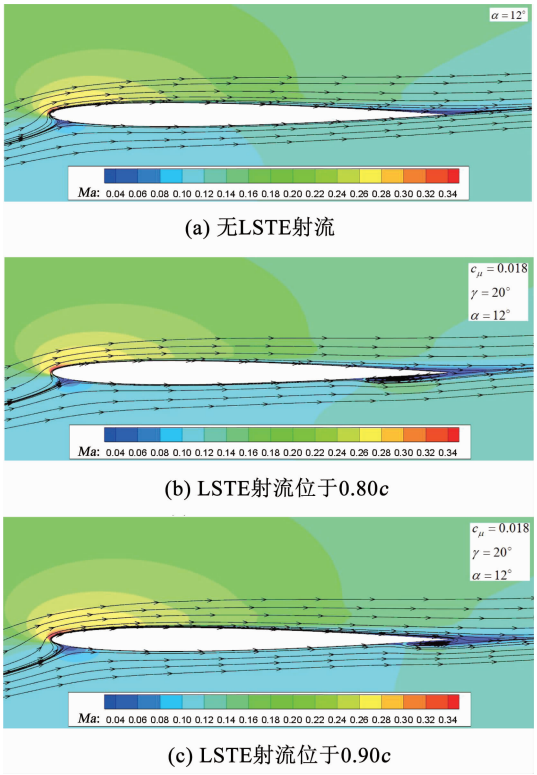


图 10 $\alpha = 12°$ 时 *Ma* 云图对比

Fig. 10 Comparison of *Ma* number cloud on trailing edge at $\alpha = 12°$

此外,LSTE 射流引起翼型失速迎角减小 2° ~ 3°失速提前的原因在于:LSTE 射流使流动向下偏折,翼型有效弯度增大,且前缘驻点下移,导致上表面流管变细,流速变快,负压增大,使得容易发生流动分离,翼型失速迎角提前. 并且 C_μ 越大,前缘驻点下移的越多,流动分离发生的更早. 这也类似后缘襟翼的效果.

从图 9(b)阻力系数曲线的对比来看,在小迎角时,有 3 条曲线低于基线,分别是(c_μ = 0.002 88, 0.98c),(c_μ = 0.018 00, 0.90c)和(c_μ = 0.018 00, 0.98c),说明射流越靠近后缘,c_μ 越大,减阻效果越好. 因为 LSTE 射流改变了翼型的压力分布,使前缘吸力峰增大且后缘下表面的正压增大,影响了阻力的变化.

图 11 对比了后缘流场速度云图的变化,其中 $\gamma = 20°$,$\alpha = 6°$. 由图 11(a)、图 11(c)、图 11(e)和图 11(b)、图 11(d)、图 11(f)的对比可以看出,射流越靠近后缘,在后缘产生的分离区越厚,流动向下偏折的越多,翼型有效弯度增加的越多,所以升力系数越大;由图 11(a)、图 11(b)、图 11(c)、图 11(d)和图 11(e)、图 11(f)的对比可以看出,射流速度越大,在后缘产生的分离区越厚,同理,升力系数越大.

图 12 比较了不同迎角下翼型升力系数随射流动量系数的变化曲线,其中 $\gamma = 20°$. 可以看出,不同迎角下,两条升力系数曲线的变化趋势基本相同,在 c_μ = 0.005 之后,曲线的线性度变好. 阻力系数曲线在经历了短暂增大后一直减小. 总之,c_μ 越大,LSTE 射流的增升减阻效果越好.

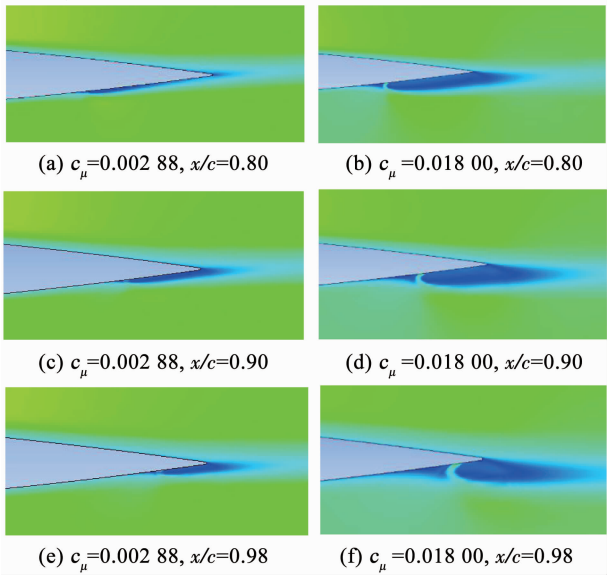


图 11 射流在不同位置、速度的后缘流场速度云图对比

Fig. 11 Velocity cloud comparison on trailing edge flow field with jet at different positions and velocities

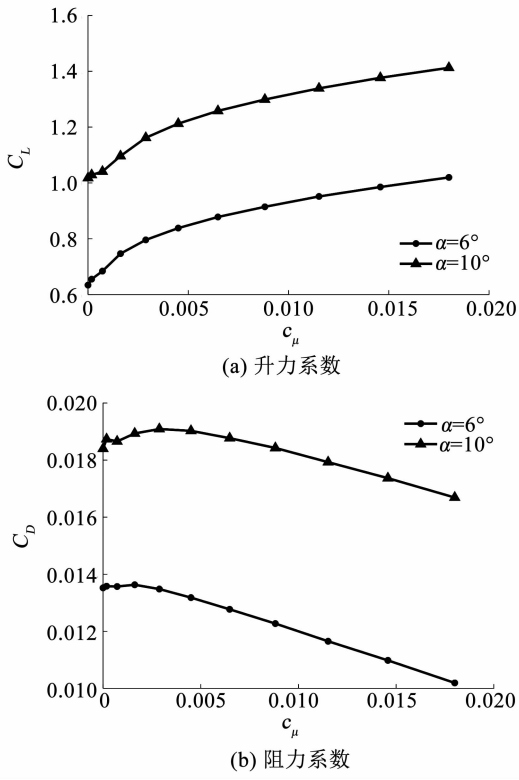


图 12 气动系数随射流动量系数的变化

Fig. 12 Variation of aerodynamic coefficient with jet flow coefficient

从图 13 展示的升力系数随前向夹角 γ 的变化曲线可以看出,在不同迎角和动量系数下,4 条升力系数曲线的变化趋势基本相同,$C_{L\max}$ 都在之间取得. 同样,$C_{D\min}$ 也在 $\gamma = 60° \sim 70°$之间取得,但在 $\alpha = 10°$

时，阻力系数曲线随 γ 的增大，会先增大再逐渐减小. 总的来说，最大升力和最小阻力在相同的前向夹角下达到是一个很好的特性.

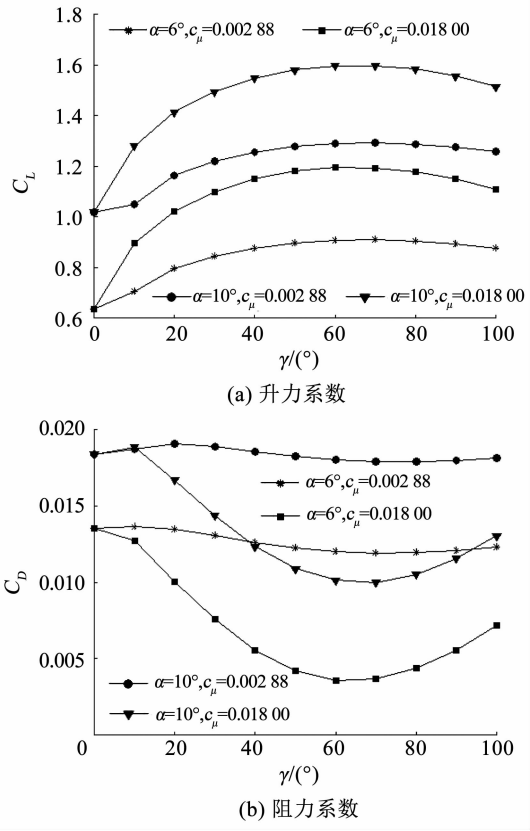


图 13　气动系数随射流前向夹角的变化

Fig. 13　Variation of aerodynamic coefficient with forward angle of jet

3　结　论

1）通过在 NACA0012 翼型的下表面后缘布置射流，采用 CFD 数值模拟的方式，分析了流场的马赫数分布、流线和压力分布的变化，发现 LSTE 射流提高翼型气动特性的机理是：LSTE 射流在后缘诱导产生逆时针的涡，形成低压分离区，使后缘主流向下偏折，增加了翼型的有效弯度，从而增大升力系数.

2）比较了翼型的升力系数和阻力系数随射流的动量系数、位置和前向夹角的变化规律. 仿真结果表明，越靠近后缘，动量系数越大的 LSTE 射流有更好的增升减阻效果；在不同的迎角和射流动量系数下，翼型的最大升力和最小阻力可以同时在 γ = 60° ~ 70°之间达到.

参考文献

[1]祝健，王晓东，马璐，等. 零质量射流对风力机翼型动态失速特性的影响[J]. 可再生能源，2019，37(3)：432
ZHU Jian，WANG Xiaodong，MA Lu，et al. Effects of zero-net-mass-flux-jets on dynamic stall characters of a wind turbine airfoil [J]. Renewable Energy Resources，2019，37(3)：432. DOI：10.13941/j. cnki. 21 - 1469/tk. 2019. 03. 19

[2]杨慧强，许和勇，叶正寅. 基于联合射流的翼型动态失速流动控制研究[J]. 航空工程进展，2018，9(4)：566
YANG Huiqiang，XU Heyong，YE Zhengyin. Study on the flow control of the airfoil dynamic stall using the co-flow jet[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering，2018，9(4)：566. DOI：10.16615/j. cnki. 1674 - 8190. 2018. 04. 015

[3]PARTHASARATHY T，DAS S P. Effect of synthetic jet parameters on controlled flow over an airfoil[J]. International Journal of Fluid Mechanics Research，2017，44(5)：387. DOI：10.1615/InterJFluidMechRes. 2017018329

[4]王林，罗振兵，夏智勋，等. 合成双射流控制翼型分离流动的数值研究[J]. 空气动力学学报，2012，30(3)：353
WANG Lin，LUO Zhenbing，XIA Zhixun，et al. Numerical simulation of separated flow control on an airfoil using dual synthetic jets[J]. Acta Aerodynamica Sinica，2012，30(3)：353. DOI：10.3969/j. issn. 0258 - 1825. 2012. 03. 013

[5]HASEGAWA H，OBAYASHI S. Active stall control system on NACA0012 by using synthetic jet actuator[J]. Journal of Flow Control，Measurement & Visualization，2019，7(1)：61. DOI：10.4236/jfcmv. 2019. 71005

[6]ZHAO Guoqing，ZHAO Qijun，GU Yunsong，et al. Experimental investigations for parametric effects of dual synthetic jets on delaying stall of a thick airfoil[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2016，29(2)：346. DOI：10. 1016/j. cja. 2016. 02. 010

[7]SINGH D K，JAIN A，PAUL A R. Active flow control on NACA23012 airfoil using combined action of synthetic jet and continuous jet[C]//Proceedings of 6th International and 43rd National Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power (FMFP-2016). Allahabad，U. P.，India：MNNITA. 2016：15

[8]杨波，孙敏，白敏茹. 介质阻挡放电等离子体抑制翼型流动分离的实验研究[J]. 高电压技术，2014，40(1)：212
YANG Bo，SUN Min，BAI Mindi. Experimental investigation of airfoil flow separation control by dielectric barrier discharge plasma actuator[J]. High Voltage Engineering，2014，40(1)：212. DOI：10. 13336/j. 1003 - 6520. hve. 2014. 01. 031

[9]ZHAO Guangyin，LI Yinghong，LIANG Hua，et al. Flow separation control on swept wing with nanosecond pulse driven DBD plasma actuators[J]. Chinese Journal of Aeronautics，2015，28(2)：368. DOI：10. 1016/j. cja. 2014. 12. 036

[10]SEIFERT A，DAVID S，FONO I，et al. Roll control via active flow control：From concept to flight[J]. Journal of Aircraft，2010，47(3)：864. DOI：10. 2514/1. 45910

[11]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
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(1)：10. DOI：10. 3969/j. issn. 1009 - 3516. 2015. 01. 003

[12]张攀峰，燕波，戴晨峰. 合成射流环量控制翼型增升技术[J]. 中国科学：技术科学，2012，42(9)：1046
ZHANG Panfeng，YAN Bo，DAI Chenfeng. Lift enhancement method by synthetic jet circulation control[J]. Scientia Sinica Technologica，2012，42(9)：1046. DOI：10. 1007/s11431 - 012 - 4896 - 4

[13]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
SONG Chao，YANG Xudong，ZHU Min，et al. Investigating lift increase and drag reduction for airfoils using discrete CFJ (co-flow jet)[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University，2015，33(2)：191

[14]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
XU Jianhua，LI Kai，SONG Wenping，et al. Influence of co-flow jet key parameters on airfoil aerodynamic performance at low Reynolds number[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica，2018，39(8)：122018. DOI：10. 7527/S1000 - 6893. 2018. 22018

（编辑　张　红）