

文章编号: 0258-1825(2020)05-0887-09

地面效应对射流增升翼型性能影响实验研究

姜裕标¹, 王万波^{2,*}, 赵光银², 赖庆仁², 车兵辉²

(1. 西北工业大学 航空学院, 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 绵阳 621000)

摘要:采用射流控制可以有效增加飞机升力、改善起降性能,而地面效应是分析飞机起降性能必须要考虑的因素。为了研究地面效应对射流增升翼型气动性能的影响,通过表面压力测量和PIV流场测量,详细对比研究了无射流条件下基本翼型、定常射流控制翼型及脉冲射流控制翼型在地面效应影响下的气动性能和流场特性。研究表明:受地面效应影响,基本翼型和射流增升翼型升力线斜率降低,升力减小,失速提前;有无地面效应时,脉冲射流的增升效果都大于定常射流;相同的射流动量系数下,距地越近,分离控制效果越差,升力也越小。

关键词:地面效应;射流增升;脉冲射流;流动控制;高升力翼型

中图分类号:V211.4

文献标识码:A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0101

Experimental investigation on blowing control airfoil influenced by ground effect

JIANG Yubiao¹, WANG Wanbo^{2,*}, ZHAO Guangyin², LAI Qingren², CHE Binghui²

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The lift can be effectively increased and the take-off and landing characteristics can be greatly improved by using blowing control, while ground effect must be considered when analyzing the performance of take-off and landing. In order to investigate the ground effect of the airfoil using blowing to enhance lift, the aerodynamic characteristics of the basic airfoil, steady blowing control airfoil and pulse blowing control airfoil are experimentally investigated by surface pressure and PIV flow field measurement. The results show that the lift coefficient and the lift coefficient slope of the basic airfoil and the blowing control airfoil decrease in ground effect, the separation restrain ability of pulse blowing control is stronger than that of steady blowing with and without ground effect, and the lift enhancement is smaller with ground effect than that without ground effect using pulse blowing at the same control conditions.

Keywords: ground effect; lift enhancement; pulse blowing; flow control; highlift airfoil

0 引言

当飞机接近地面飞行时,气流方向被迫朝着平行于地面的方向改变,作用在飞机上的气动力也发生改变,这种现象称作地面效应。地面效应对飞机起降性能和操纵性能产生很大影响,研究地面效应对增加飞机起降稳定性和安全性具有重要意义。长期以来,国

内外的学者采用理论分析、风洞实验和数值模拟的手段对单段翼型地面效应开展了大量研究,并得出一些通用的结论:单段翼型地面效应主要受翼型弯度、厚度和迎角影响,并取决于翼型下表面和地板之间的气流通道^[1],如简单薄翼型地面效应可增加升力,降低阻力^[2-3];增加翼型弯度,导致地面效应下的有效迎角减小,升力减小^[4];翼型与地板之间形成收缩通道(中

收稿日期:2020-07-31; 修订日期:2020-08-13

作者简介:姜裕标(1969-),男,江西上饶人,研究员,研究方向:流动控制. E-mail: ybjiang@sohu.com

通信作者:王万波*(1984-),助理研究员,研究方向:流动控制. E-mail: bowanw@163.com

引用格式:姜裕标,王万波,赵光银,等.地面效应对射流增升翼型性能影响实验研究[J].空气动力学学报,2020,38(5):887-895.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2020.0101 JIANG Y B, WANG W B, ZHAO G Y, et al. Experimental investigation on blowing control airfoil influenced by ground effect[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2020, 38(5): 887-895.

小迎角的 NACA4412 翼型), 导致下翼面压力增加和总升力增加^[5]; 翼型与地板之间形成收缩-扩张通道(负迎角下的 NACA4412 翼型), 导致下翼面吸力增加和总升力减小^[5]。

随着现代飞行器广泛采用高升力翼型增加起降升力, 缩短滑跑距离, 增加机场适应性, 人们对高升力翼型地面效应也开展了大量研究。运输机常用的高升力翼型一般为: 有前缘缝翼和后缘襟翼的多段翼型、只有后缘襟翼的两段翼型及无缝简单襟翼翼型。研究表明, 地面效应使得 Q/R4 三段翼型(缝翼 25°、襟翼 30°)^[6]、30P30N 三段翼型^[2,7] 升力减小, LIT2 三段翼型(缝翼 25°、襟翼 20°)^[8] 随着距地高度的降低, 升力缓慢降低。地面效应导致襟翼偏角 20° 的 NACA4415 两段翼型^[6] 升力减小; NACA4412 两段翼型^[4] 在地面效应下随着襟翼偏角的增加, 弯度效应和缝道效应增强, 襟翼偏角为 10° 和 15° 时, 随着距离高度的降低, 升力先减小后增加, 襟翼偏角为 20° 时, 随着距离高度的降低, 升力一直减小; 倒置的 GAW 两段翼型^[9], 下压力随着距地高度的降低先增加后减小。简单无缝襟翼翼型^[10] 小迎角下 ($\alpha \leq 4^\circ$), 升力随着距地高度的降低先降低后增加, 中大迎角下 ($\alpha \geq 6^\circ$), 升力随着距地高度的降低而降低。对于加装 Gurney 襟的 NACA0012 翼型^[11], 在相同迎角下地效增加了翼型升力; 对于加装 Gurney 襟翼的倒置 Tyrrell-26 翼型^[12], 气流附着时, 近地面下沉力增量是自由空间下沉量增量的两倍。总体来讲, 高升力翼型地面效应主要受翼型形状、迎角和襟翼偏角以及流动控制措施影响。

同时, 近年来随着经济性和环保要求的不断提高, 采用零质量射流激励(SJA)^[13]、介质阻挡放电激励(DBD)^[14]、定常或脉冲射流^[15]等流动控制方式代替缝翼、简化襟翼、增加升力的方法得到越来越多的关注。其中射流控制能量来源更直接, 增升效益更可观, 工程应用前景更突出, 得到了大量的资助和研究, 如欧洲的高升力 EUROLIFT 计划^[16-17]、美国亚声速固定翼 FWP 计划^[18]、ADVINT 计划^[19]等, 并进行了缩比飞行验证^[20-21]和真机飞行验证^[22]。国内通过数值模拟^[23-27]和风洞实验^[28]开展了翼型射流增升参数优化和机理分析, 并在工程应用方面进行了一些探索^[29-31], 但国内以数值计算研究为多, 精细化风洞实验研究较少, 脉冲射流控制研究得更少。

采用射流控制可以有效增加飞机升力、改善起降性能, 而地面效应是分析飞机起降性能必须要考虑的因素, 但是国内外在射流增升翼型地面效应方面的研究很少。公开资料表明, 仅 Patterson 等通过实验^[32]

和数值模拟^[33]研究了对称翼型环量控制地面效应的影响, 姜裕标等^[10]数值模拟研究了定常吹气对无缝襟翼翼型地面效应的影响, 而射流增升尤其是脉冲射流增升翼型地面效应方面的实验鲜有报道。本文采用风洞实验, 通过表面压力测量和 PIV 流场测量研究了地面效应作用下无射流翼型、定常射流控制翼型气以及脉冲射流控制翼型的气动性能, 获得了地面对射流增升翼型升力特性的影响规律, 研究结论对全面评估采用射流增升技术改善飞机起降性能具有积极的参考意义。

1 实验系统

1.1 实验装置及模型

实验在 FL-11 低速回流风洞开展, 风洞试验段尺寸为 1.8 m(宽)×1.4 m(高)。试验稳定风速范围 10~105 m/s。

翼型为简单襟翼翼型, 弦长 500 mm, 展长 1400 mm, 由主翼和襟翼组成, 如图 1 所示。其中襟翼弦长 125 mm, 襟翼上布置有 13 个压力腔及 13 条射流缝, 射流缝长 60 mm, 宽 0.2 mm, 主翼和襟翼之间通过角度块连接, 襟翼偏角为 50°。模型中间测压剖面上布置 38 个测压点, 测压孔的位置见图 1。采用支杆将翼型模型竖直安装在风洞下转盘上, 通过下转盘实现模型迎角的调整, 精度优于 0.05°。

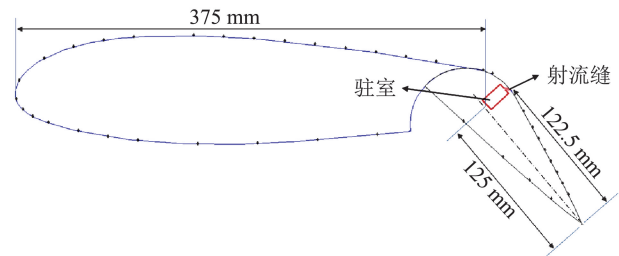


图1 翼型及测压孔位置

Fig.1 Airfoil and pressure taps

风洞试验中通常采用固定地板、吹吸边界层的固定地板、活动带地板三种方法模拟地面效应。活动带地板需要复杂的活动地板机构, 试验费用昂贵, 国内应用较少; 吹吸边界层的固定地板需要有吹、吸装置, 也较为复杂; 固定地板结构简单、造价低、使用方便, 在风洞试验中应用最多。本文采用固定地板模拟地面效应, 地板竖直安装在风洞中, 尺寸为 1300 mm×4190 mm。通过固定在上下洞壁上的滑轨调节地板高度, 地板的安装见图 2。

1.2 测控设备

基于 PXI 总线数据采集系统, 采用量程为 2.5 psi 的电子扫描阀进行压力采集, 数据采集延时 30 s, 采

样时间 6 s、采样频率 512 Hz。

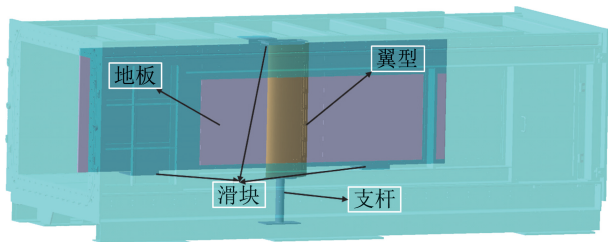
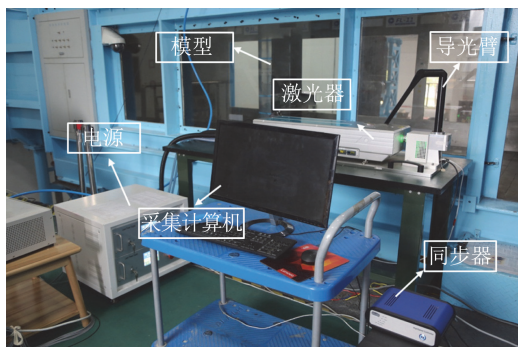


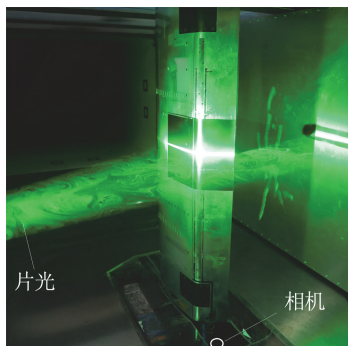
图 2 地板安装示意图

Fig.2 Sketch of the fixed floorboard

高频 PIV 系统在风洞里的布置如图 3(a)所示，高速 CMOS 相机分辨率为 1024 pixel×1024 pixel，最大帧频 3.6 kHz。受相机视野和分辨率的限制，仅对襟翼上方的流场进行测量，测量截面为翼型中间截面，如图 3(b)所示。



(a) PIV 系统



(b) 测量截面

图 3 PIV 系统及测量截面

Fig.3 PIV system and measuring section

通过高压气源 (<2 MPa) 注入自制气溶胶冷发烟器，将 DEHS 气溶胶材料雾化为粒径 0.1~10 μm 的示踪粒子。激光器为 Nd:YAG 双脉冲式激光器，最大能量为 135 mJ。图像的后处理软件为 Davis 8.3。对每一对图像，查询区进行图形互相关处理时采用逐渐降低窗口大小(48² pixel→24² pixel)的多通道处理，窗口重叠量 50%，经后处理消除的乱真矢量通过邻近矢量平均插值得到，3×3 的高斯平滑滤波

器用于计算后的速度场。实验中 PIV 的采样频率设置为 800 Hz，每个测试状态下的时均速度场通过不少于 1000 对图像统计平均得到。

1.3 供气控制系统

压缩空气通过比例阀进行压力调节后，分成两路进入模型。通过质量流量计对流量进行测量，通过塑料管道连接到模型的供气管路中，如图 4 所示。模型上有 13 个射流单元，每个射流单元进口与一个内置襟翼中的电磁阀连接，气流经过电磁阀后沿电磁阀的出口与压力腔相连，压力腔中的气流经射流缝吹出。

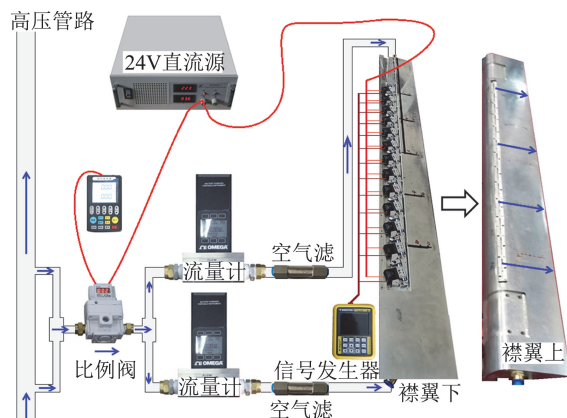


图 4 供气控制系统

Fig.4 Pressured air control and regulation system

2 实验方法

通过调节比例阀的输入电流信号，调节进气压力，通过流量计测量质量流量，通过信号发生器调节电磁阀的占空比和频率。定常射流时，占空比调节为 100%。

不考虑管路损失，射流动量系数可以根据测得流量和质量守恒公式得出：

$$c_{\mu} = \frac{m_j V_j}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} = \frac{m_j}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} = \frac{m_j}{13 \rho_j l_j h_j} = \frac{2m_j^2}{13 \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S \rho_j l_j h_j} \quad (1)$$

式中： m_j 为射流质量流量， V_j 为射流速度， ρ_{∞} 为自由来流密度， S 为翼型参考面积， ρ_j 为射流气流密度， l_j 为射流单元缝长， h_j 为吹缝高。

通过滑轨调节翼型距离地板的高度。距地高度 h 定义为襟翼后缘距地板的垂直高度加上地板边界层厚度，实验选取 $h/c=0.1, 0.2, 0.4, 0.6, 0.8, \infty$ 为研究状态，其中 $h/c=\infty$ 为无地板状态。

实验风速 20m/s。根据测压点测量数据，对翼型上下表面压力分布通过线性插值方法进行拟合，得到翼型表面静态压力分布，然后通过积分获得升力。

3 结果与分析

3.1 地面效应对基本翼型气动性能影响

图 5 给出了不同距地高度下基本翼型(无射流控制)的升力特性曲线。在地面效应下,翼型升力线斜率降低,失速提前,最大升力系数减小,如 $h/c = 0.1$ 时,最大升力系数减小约 10%;同一迎角下,随着距地高度的减小,升力系数也减小,迎角越大,升力系数的减小量也越大,这与多段翼地面效应影响的规律一致^[2,6-8]。

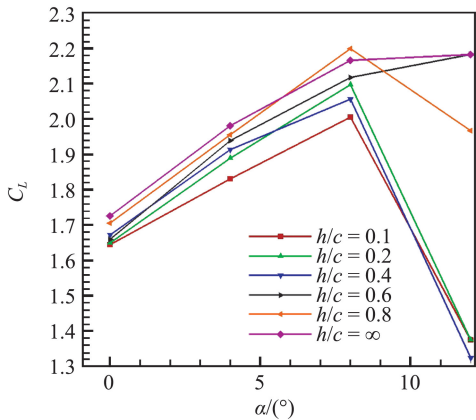


图 5 地面效应下翼型的升力特性

Fig.5 Lift characteristics of the airfoil in ground effect

图 6 给出了迎角 0° 时不同距地高度的压力分布。地面效应降低了翼型前缘吸力峰值,距地高度越小,前缘吸力峰值降低越多;地面效应减小了襟翼下洗,导致翼型有效迎角减小,翼型上表面的流速降低,因此上翼面的吸力减小,襟翼的环量减小,故总升力减小;迎角越大(图 7),这种效果越强烈,升力损失就越大。小迎角下,翼型与地面形成先收缩后扩张再收缩的流道(图 8),使得下翼面对应的压力先减小再增加(主翼)然后再减小(襟翼)(图 6),离地面越近,这种趋

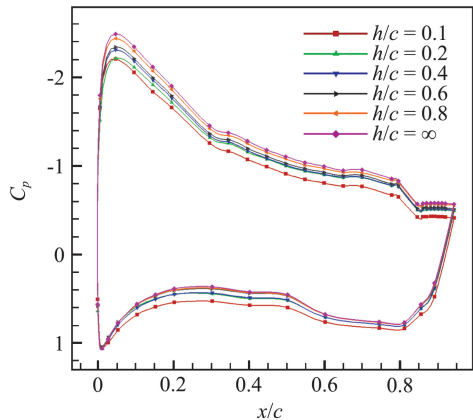


图 6 $\alpha = 0^\circ$ 不同距地高度压力分布

Fig.6 Pressure distributions of the airfoil at different ride heights($\alpha = 0^\circ$)

势越明显。大迎角下翼型与地面间先收缩后扩张再收缩流道不再明显(图 8),导致翼型主翼下表面压力再增加的趋势显著减弱,如图 7 所示。

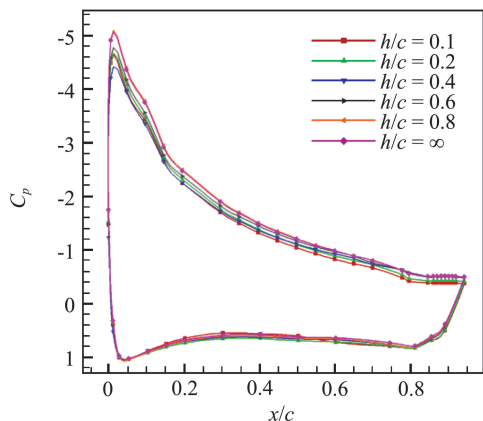


图 7 $\alpha = 8^\circ$ 不同距地高度压力分布

Fig.7 Lift characteristics of the airfoil in ground effect($\alpha = 8^\circ$)

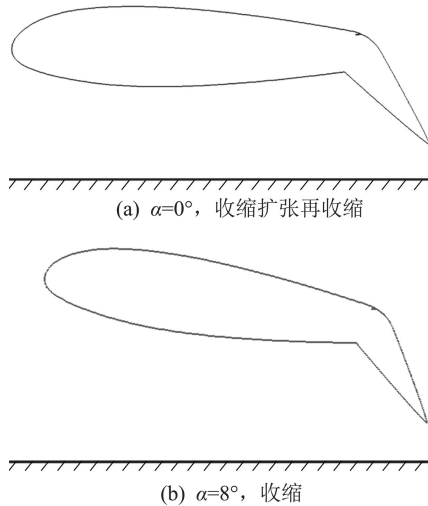


图 8 翼型与地面形成的流道

Fig.8 Flow passage between the airfoil and the ground

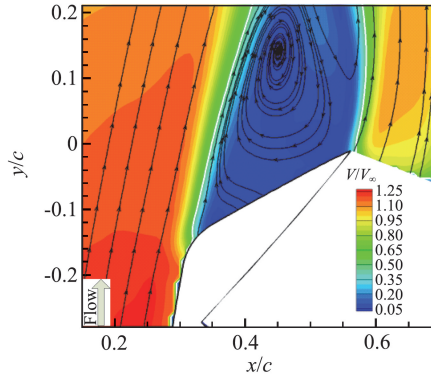
图 9 给出了迎角 0° 时无地面效应及 $h/c = 0.1$ 时翼型的流场图。由图可知,在地面效应下,涡心前移,分离区略有减小;同时由于固定地板边界层的影响,翼型前缘下方地板上出现分离泡^[2],流经翼型与地板之间流道的流量减小,下翼面气流速度减小,正压增加。从速度云图上看, $h/c = 0.1$ 时襟翼尾缘下方的速度明显减小,同样从压力分布(图 6)可以看出,襟翼下翼面正压增加幅度远小于翼型上表面吸力减小的幅度,因此,综合起来,地面效应使得升力减小。

3.2 地面效应对定常射流控制翼型气动性能影响

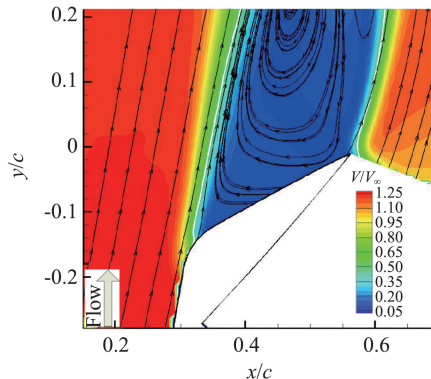
受地面效应影响,施加定常射流控制的翼型增升特性发生一定的变化。图 10 给出了 $C_{\mu} = 0.01$ 时不同距地高度的升力特性曲线,由图可知,射流控制翼型在地面效应下,升力线斜率降低,升力减小,与未加射流控制时的规律一致;图 11 给出了迎角 0° 时,施加

不同射流强度控制后各个距地高度翼型升力特性, 由图可知, 施加定常射流控制后, 在不同的距地高度下, 升力都有所增加, 射流动量系数越大, 升力增加越多。

施加定常射流控制后, 为襟翼的边界层注入能量, 增强了其抵抗逆压梯度的能力, 襟翼分离涡变小, 襟翼上表面的低能区减小, 如图 12 所示, 襟翼部分的升力增大, 对主翼产生的上洗作用增强, 使得主翼吸力增加, 因此升力增加。同一动量系数下, 距地越近,



(a) $h/c = 0.1$



(b) $h/c = \infty$

图 9 有无地面效应的基本翼型流场图对比

Fig.9 Flow field of the airfoil with and without ground effect

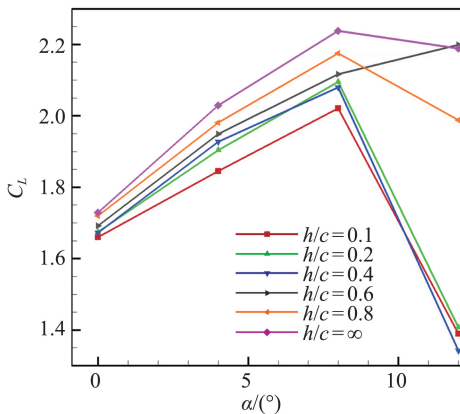


图 10 地面效应对定常射流翼型升力特性影响 ($C_\mu = 0.01$)

Fig.10 Lift characteristics with angles of attack at various ride heights ($C_\mu = 0.01$)

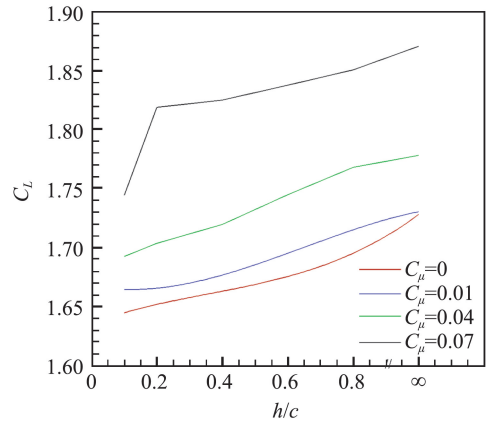
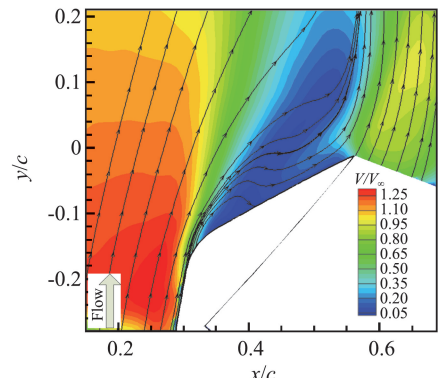
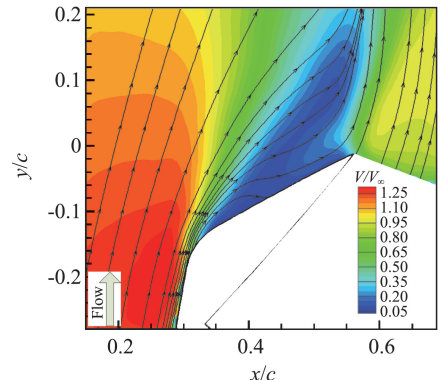


图 11 地面效应对不同射流强度下翼型升力特性影响 ($\alpha = 0^\circ$)

Fig.11 Lift characteristics with ride height at various moment coefficient ($\alpha = 0^\circ$)



(a) $h/c = 0.1, C_\mu = 0.07$



(b) $h/c = \infty, C_\mu = 0.07$

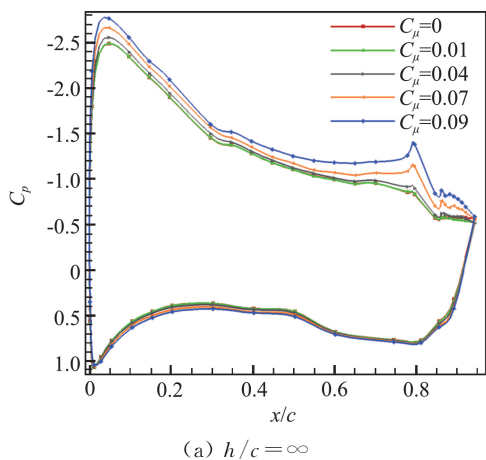
图 12 地面效应对定常射流翼型流场影响

Fig.12 Flow field of the steady blowing airfoil with and without ground effect

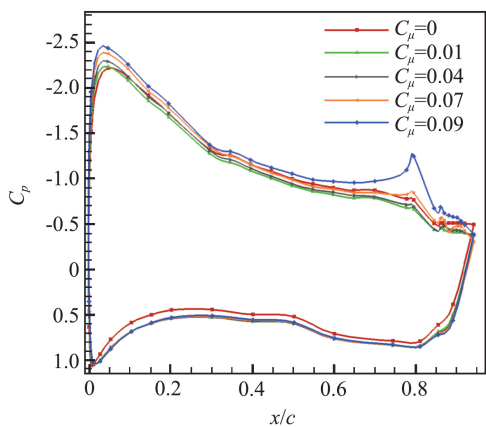
升力越小, 与未加控制时地面效应的影响规律一致, 与施加环量控制翼型地面效应^[32]的规律相反。受地面效应影响, 翼型下表面由于阻塞作用, 尾缘处的压力增加, 襟翼上的逆压梯度增加, 因此需要更大的能量克服逆压梯度、消除分离, 故相同的动量系数下, 距地越远, 分离控制越明显, 低能区减小越多, 升力也越大。但由于未加控制时, 升力也随着距地高度的增加而增加, 因此同一动量系数下不同距地高度的升力增

量相差不大。

图 13 给出了有无地面效应下施加不同控制时压力分布图。无地面效应时,施加射流控制后,下翼面压力变化不明显,上翼面吸力增加,如图 13(a)所示,动量系数越大,主翼前缘和主翼后缘的吸力峰值越大。分析认为,施加射流控制后,减小了襟翼上表面气流分离,气流向下偏转,使得翼型的有效迎角增加,因此前缘吸力峰值增加;同时射流缝处的气流高速喷出后,由于引射作用,主翼后缘的吸力峰值增加。有地面效应时,施加射流控制后,气流向下偏转,下翼面与地面之间的阻塞增加,因此下翼面的压力增加,如图 13(b)所示,襟翼上表面的逆压梯度增加,动量系数较小时,射流带来的动量注入不足以克服逆压梯度,因此上表面的吸力略有降低,但上翼面升力损失小于下翼面压力增加带来的升力增益,因此整体上,升力增加;动量系数较大时,引射效应增强,上翼面的吸力增加,升力显著增加。



(a) $h/c = \infty$



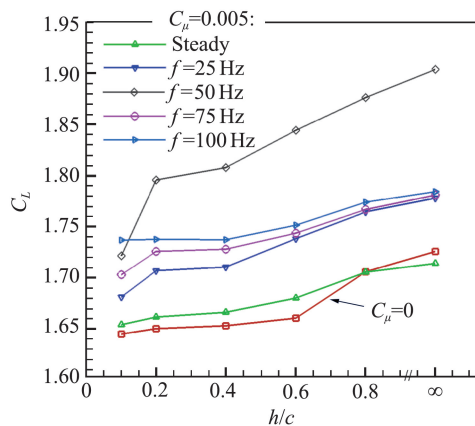
(b) $h/c = 0.1$

图 13 有无地面效应时定常射流控制翼型压力分布
Fig.13 Pressure distributions of the steady blowing control airfoil with and without ground effect

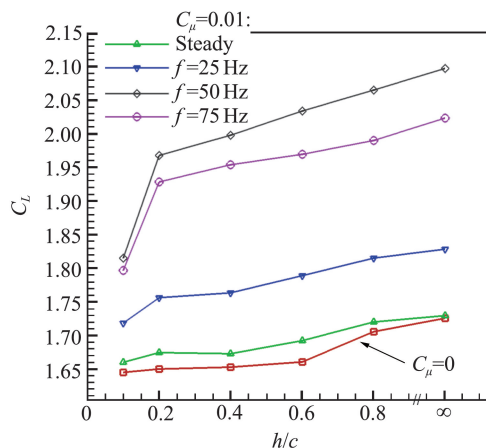
3.3 地面效应对脉冲射流控制翼型气动性能影响

图 14 给出了脉冲频率对不同距地高度下翼型升

力特性的影响。与定常射流控制规律一样,施加脉冲射流控制的翼型升力随着距地高度的降低而减小,相同频率和距地高度,动量系数越大,升力增加越多;同一距地高度, $C_{\mu}=0.005$ 时, $f=50\text{Hz}$ 的增升效果最好, $f=100\text{Hz}$ 次之, $f=75\text{Hz}$ 再次之; $C_{\mu}=0.01$ 时, $f=50\text{Hz}$ 的增升效果最好, $f=75\text{Hz}$ 次之; $C_{\mu}=0.005$ 和 $C_{\mu}=0.01$ 时,脉冲射流的增升效果均大于定常射流,且都有相同的最佳脉冲频率。



(a) $C_{\mu} = 0.005$



(b) $C_{\mu} = 0.01$

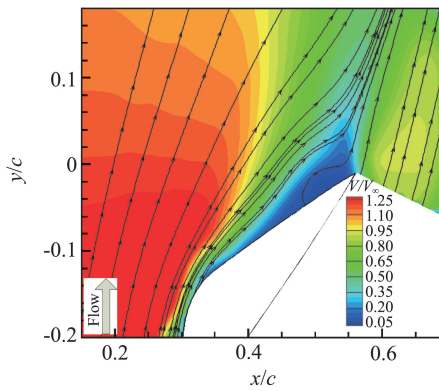
图 14 地面效应对脉冲射流控制翼型升力特性影响

Fig.14 Lift characteristics of pulse control airfoil in ground effect

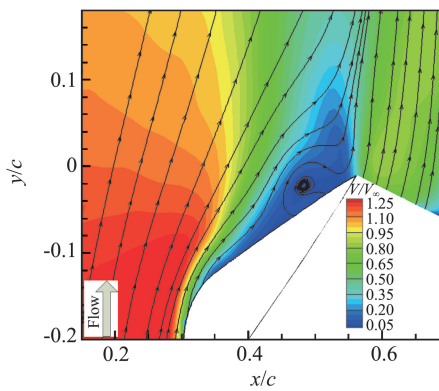
从图 15 流场图可以看出,施加脉冲射流后,显著减小了襟翼上表面的分离,远大于相同动量系数下定常射流的控制效果;无地面效应时,施加脉冲射流控制后,基本消除了襟翼表面气流分离(图 15(a)); $h/c=0.1$ 时,施加脉冲射流后,分离区显著减小,只在襟翼后缘处存在小的分离涡(图 15(b));同时也可以看出 $h/c=0.1$ 时,施加脉冲射流控制的低压区明显大于无地面效应时施加脉冲射流的低压区(图 12(a)),说明地面效应降低了脉冲射流抑制气流分离的能力。

在基本翼型流场分离剪切层上选取 3 点,如图 16 所示,对速度进行频谱分析。三个位置处的功率

谱密度主频为 56 Hz，即涡脱落频率为 56 Hz。 $f = 50$ Hz 时，接近涡脱落频率，控制效果最好。最佳频率与涡脱落频率相同的结论与文献[23]相一致。



(a) $h/c = \infty, C_{\mu} = 0.01, f = 50, DC = 50\%$



(b) $h/c = 0.1, C_{\mu} = 0.01, f = 50, DC = 50\%$

图 15 地面效应对脉冲射流翼型流场影响

Fig.15 Flow field of pulse control airfoil in ground effect

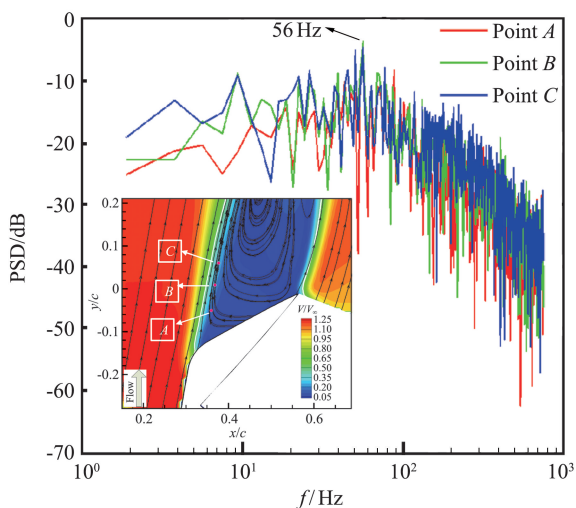
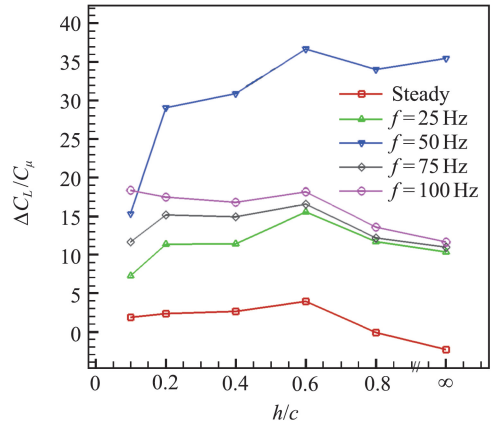


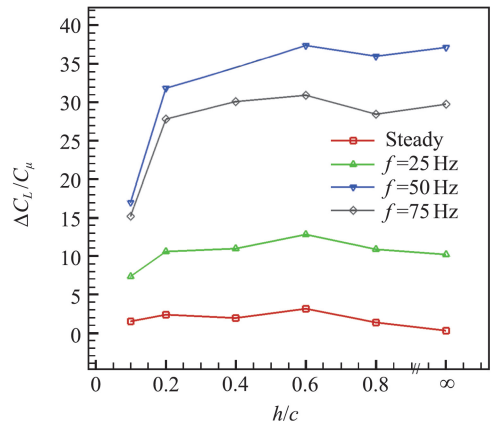
图 16 分离剪切层选取点速度的功率谱密度

Fig.16 Power spectrum of the velocity at separation shear layer

图 17 给出了地面效应对脉冲射流增升效率的影响。可看到，增升效率随着距地高度的降低先增加后减小，在 $h/c = 0.6$ 时达到最大。可能的原因是 $h/c = 0.6$ 时涡脱落频率最接近 50 Hz，所以增升效果最好。



(a) $C_{\mu} = 0.005$



(b) $C_{\mu} = 0.01$

图 17 地面效应对脉冲射流增升效率的影响

Fig.17 Lift enhancement efficiency of the pulse control airfoil in ground effect

4 结 论

通过表面压力测量和 PIV 流场测量研究了地面效应对无射流基本翼型、定常射流控制翼型气、脉冲射流控制翼型气动性能和流场特性的影响，得出以下结论：

- 1) 地面效应下基本翼型升力线斜率降低，失速提前，同一迎角下，随着距地高度的减小，升力系数也减小，迎角越大，升力系数的减小量也越大；
- 2) 施加射流控制后翼型在地面效应下，升力线斜率降低，升力减小，与未加射流控制时的规律一致；相同的射流动量系数下，距地越近，分离控制效果越差，升力也越小；
- 3) 有无地面效应时，脉冲射流的增升效果都大于定常射流；相同控制条件下，地面效应降低了脉冲射流抑制气流分离的能力，有地面效应时脉冲射流的增升效果低于无地面效应状态； $h/c = 0.6$ 、脉冲频率为 50 Hz 时，增升效率最高。

从以上研究可以看出，采用射流增升技术进行增

升装置设计时,需要考虑地面效应造成定常和脉冲射流增升效果降低等因素。

参 考 文 献:

- [1] HSIUN C M, CHEN C K. Aerodynamic characteristics of a two-dimensional airfoil with ground effect [J]. *Journal of Aircraft*, 1996, 33(2): 386-392.
- [2] 米百刚, 詹浩, 朱军. 二维干净翼型、增升构型地面效应的数值模拟研究[J]. *应用力学学报*, 2013, 30(6): 822-827.
MI B G, ZHAN H, ZHU J. Numerical simulation on aerodynamic characteristic of clean and multi-element airfoils in ground effect[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2013, 30(6): 822-827. (in Chinese)
- [3] AHMED M R, SHARMAB S D. An investigation on the aerodynamics of a symmetrical airfoil in ground effect [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2005, 29(6): 633-647.
- [4] QU Q L, WANG W, LIU P Q, et al. Aerodynamics and flow mechanics of a two-element airfoil in ground effect: AIAA-2015-0550[R]. Reston: AIAA, 2015
- [5] QU Q L, WANG W, LIU P Q, et al. Airfoil aerodynamics in ground effect for wide range of angles of attack [J]. *AIAA JOURNAL*. 2015, 53(4): 1048-1061
- [6] STEINBACH D. Experimental and theoretical investigations of the flow around airfoil systems with ground effect [R]. DFVLR, 1985.
- [7] 秦绪国, 刘沛清, 屈秋林, 等. 多段翼型地面效应数值模拟与分析[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(4): 890-896.
QIN X G, LIU P Q, QU, Q L, et al. Numerical simulation and analysis on aerodynamics of three-element airfoil in ground effect[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(4): 890-896. (in Chinese)
- [8] YANG W, LIN F, YANG Z. Investigation on application of high-lift configuration to wing-in-ground effect[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2012, 226(3): 260-271.
- [9] ZHANG X, JONATHAN Z. Aerodynamics of a double-element wing in ground effect[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(6): 1007-1016.
- [10] 姜裕标, 王万波, 常智强, 等. 定常吹气对无缝襟翼翼型地面效应影响的数值模拟[J]. *航空学报*, 2017, 38(6): 120751
JIANG Y B, WANG W B, CHANG Z Q. Numerical simulation of aerodynamic characteristic of slot-less flap airfoil with steady blowing in ground effect[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(6): 120751. (in Chinese)
- [11] 肖涛, 代钦. Gurney 襟翼对机翼地面效应气动特性和流动结构的影响实验研究[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(5): 572-578.
XIAO T, DAI Q. The experimental study of aerodynamics and flow structures of a wing with Gurney flaps in ground effect[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(5): 572-578 (in Chinese).
- [12] ZERIHAN J, ZHANG X. Aerodynamics of Gurney flaps on a wing in ground effect[J]. *AIAA Journal*, 2001, 39(5): 772-780.
- [13] 李玉杰, 罗振兵, 邓雄, 等. 合成双射流控制 NACA0015 翼型大攻角流动分离试验研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(3): 817-825.
LI Y J, LUO Z B, DENG X, et al. Experimental investigation on flow separation control of stalled NACA0015 airfoil using dual synthetic jet actuator [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(3): 817-825. (in Chinese)
- [14] 王万波, 章荣平, 黄宗波, 等. 等离子体激励用于两段翼型增升的试验研究[J]. *空气动力学学报*, 2013, 31(1): 64-68.
WANG W B, ZHANG R P, HUANG Z B, et al. Test research of two-element airfoil lift enhancement by plasma actuator[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2013, 31(1): 64-68. (in Chinese)
- [15] 朱自强, 吴宗成. 环量控制技术的研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(2): 411-428.
ZHU Z Q, WU Z C. Study of the circulation control technology [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 411-428. (in Chinese)
- [16] THIEDE P. EUROLIFT-advanced high lift aerodynamics for transport aircraft[J]. *Air & Space Europe*, 2001, 3(3-4): 105-108.
- [17] RALF R, HEIKO G. The european high lift project EUROLIFT II- objectives, approach, and structure [R]. AIAA-2007-4296. Miami: AIAA, 2007.
- [18] FOLLEN G J, DEL ROSARIO R, WAHLS R, et al. NASA's fundamental aeronautics subsonic fixed wing project: Generation N+3 technology portfolio. SAE International[J]. 2011-01-2521.
- [19] SMITH D M, DICKEY E, VONKLEIN T. The ADVINT program[R]. AIAA-2006-2854. San Francisco: AIAA, 2006.
- [20] ALLEY N R, STEELE J, NEIDHOEFER J C. Development of a cruise-efficient extreme-STOL-capable demonstrator UAV [R]. AIAA 2010-3450. Atlanta: AIAA, 2010.
- [21] KANISTRAS K, SAKA P C, VALAVANIS K P. UC2AV: unmanned circulation control aerial vehicle for short takeoff and enhanced payload[R]. AIAA 2016-3412. Washington: AIAA, 2016.
- [22] LIN J C, ANDINO M Y, ALEXANDER M G. An overview of active flow control enhanced vertical tail technology development[R]. AIAA 2016-0056. San Diego: AIAA, 2016.
- [23] 王万波, 姜裕标, 黄勇, 等. 脉冲吹气对无缝襟翼翼型气动性能的影响[J]. *航空学报*, 2018, 39(11): 122118.
WANG W B, JIANG Y B, HUANG Y, et al. Influence of pulse blowing on slotless flap airfoil aerodynamic characteristics [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(11): 122118. (in Chinese)
- [24] 佟增军, 刘沛清, 段会申. 襟翼吹吸气控制在二维多段翼型中应用的数值模拟[J]. *飞机设计*, 2010, 30(4): 10-15.
TONG Z J, LIU P Q, DUANG H S. Numerical simulation of the flap blowing and suction control for two dimension multi-element airfoil[J]. *Aircraft Design*, 2010, 30(4): 10-15.
- [25] 焦子秦, 陆岩. 多段翼型吹气流动分离控制研究[J]. *应用力学学报*, 2015, 32(2): 215-220.
JIAO Y Q, LU Y. Research on flow separation control on multi-element airfoil using air-blowing[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2015, 32(2): 215-220. (in Chinese)
- [26] 郝璇, 刘芳, 王斌. 基于襟缝翼吹气技术的短距起降飞行器增升策略的数值模拟研究[J]. *航空工程进展*, 2016, 7(4): 408-418.
HAO X, LIU F, WANG B. The numerical simulation research on high lift enhancement strategies of STOL aircraft based on flap and slat blowing[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2016, 7(4): 408-418. (in Chinese)
- [27] 朱晓军, 李锋, 欧东斌, 等. 喷流流动控制数值模拟[J]. *空气动力学学报*, 2020, 38(1): 66-72.
ZHU X J, LI F, OU D B, et al. Numerical simulation of flow control in lift-increase effect using air blowing [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2020, 38(1): 66-72. (in Chinese)

- [28] WANG Y K, LI Q, ZHOU P, et al. Effect of pulse blowing on flow over control surface; AIAA 2013-0848[R]. Reston; AIAA, 2013.
- [29] 孙卫平, 杨康智, 秦何军. 大型水陆两栖飞机吹气襟翼设计与分析验证[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 903-909.
SUN W P, YANG K Z, QIN H J. Design and test of a jet flap for a large amphibian[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 903-909. (in Chinese)
- [30] 王妙香, 孙卫平, 秦何军. 水陆两栖飞机内吹式襟翼优化设计[J]. 航空学报, 2016, 37(1): 300-309.
WANG M X, SUN W P, QIN H J. Optimization design of an internal blown flap used in large amphibian [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(1): 300-309. (in Chinese)
- [31] 刘睿, 白俊强, 邱亚松, 等. 内吹式襟翼几何参数影响研究与优化设计[J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(1): 58-66.
LIU R, BAI J Q, QIU Y S, et al. Effects of geometrical parameters of internal blown flap and its optimal design[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(1): 58-66. (in Chinese)
- [32] PATTERSON B W, ANGLE G M, SMITH J E. Lift enhancement of circulation control as influenced by ground effect; AIAA 2011-3652[R]. Hawaii; AIAA, 2011.
- [33] PATTERSON B W, ANGLE G M, SMITH J E. Circulation control lifting surface argument by ground effect; AIAA 2012-0860[R]. Tennessee; AIAA, 2012.