

脉冲吹气下环量控制机翼的气动特性试验研究



李奇轩¹, 杜海^{1*}, 徐悦², 万曦², 张国鑫², 王宇航²

1. 西华大学, 四川 成都 610039

2. 中国航空研究院, 北京 100012

摘要: 脉冲吹气消耗的气源少, 控制效果更好, 在无操纵面飞行器上有使用价值。本文对带有吹气装置的机翼模型进行了风洞测力试验, 开展了脉冲吹气的增升、滚转控制效果研究, 以及吹气脉冲频率、占空比等参数对翼型升力、滚转力矩的影响规律研究。结果表明, 环量控制机翼在脉冲吹气情况下能够产生和定常吹气相当的增升效果, 在占空比为 0.8 时, 不同频率下脉冲吹气产生的升力系数和定常吹气时基本一致。同时, 脉冲吹气能够产生飞行所需的滚转力矩, 在占空比为 0.8 时, 环量控制装置产生的滚转力矩最大。

关键词: 脉冲吹气; 环量控制; 滚转控制; 流动控制; 占空比

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.05.004

近年来, 飞行器的应用日益广泛, 人们对新型飞行器短距起降、高机动性、隐身性等方面提出了更高的要求。常规飞行器为了满足良好的操纵性, 在机翼和尾翼等位置布置了多个活动操纵部件, 通过机械式的操纵机构来完成飞行姿态的控制。这种传统的控制方式带来了一系列问题, 包括噪声污染、维护频繁、隐身性能降低等^[1-2]。理论和实践证明, 环量控制^[3](circulation control, CC)技术作为主动流动控制技术的一种, 通过产生射流在机翼后缘形成科恩达效应(Coanda Effect)来改变环量, 形成虚拟舵面, 替代了原有的活动部件, 在不改变飞机几何外形的同时, 减轻了重量, 降低了使用维护成本, 提高了军用飞机的隐身性能, 明显改善了对环境和安全问题, 在飞行器的性能改善和主动控制等方面具有广阔的应用前景^[4]。

1904年, 普朗特首次利用吸气的方式控制分离, 主动流动技术开始兴起。1910年, 发现并研究了科恩达效应, 但直至20世纪60年代, 大量关于科恩达效应的研究才开始。Kind^[5]等采用环量控制技术在较低的动量系数下得到了一个高升力系数 $C_L = 6$ 。Englar^[6]等将环量控制技术应用于A-6/

CCW STOL 并进行了试飞。2010年, 英国BAE系统公司(BAE System)联合多所高校开发的Demon无人验证机^[7]在试飞期间仅依靠喷射气流完成了升降和转向控制, 该机射流飞行控制系统就是由环量控制和射流推力矢量两部分构成。Packard^[8]等发现脉冲吹气减小了低雷诺数下层流翼型表面的流动分离。刘杰^[9]等发现鸭翼展向脉冲吹气能够在中大迎角范围内增加升力, 且脉冲宽度越高, 布局升力越大, 失速迎角也越大。王万波^[10]等通过数值模拟研究了占空比、动量系数等参数对无缝襟翼翼型升阻力影响规律, 得出动量系数小于临界动量系数时, 脉冲吹气增升效果优于定常吹气。

本文论述通过试验手段研究利用气动优化设计和射流控制的环量控制机翼在脉冲吹气下机翼升力和滚转力矩的变化规律, 并对吹气频率、占空比等对脉冲吹气效果的影响做了对比研究。

1 试验设备、模型及试验方法

1.1 环量控制装置设计

环量控制技术一般由固定的几何升力面和圆形后缘组

收稿日期: 2020-03-15; 退修日期: 2020-03-22; 录用日期: 2020-04-19

基金项目: 国家自然科学基金(51806181)

*通信作者. Tel.: 15196686983 E-mail: duhai@mail.xhu.edu.cn

引用格式: Li Qixuan, Du Hai, Xu Yue, et al. Experimental study on aerodynamic characteristics of circulation control wing under pulse blowing [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(05): 29-35. 李奇轩, 杜海, 徐悦, 等. 脉冲吹气下环量控制机翼的气动特性试验研究[J]. *航空科学技术*, 2020, 31(05): 29-35.

成,在升力面和圆形后缘之间(即接近后缘的位置)开口,在机翼内部空腔形成高压气流并通过开口沿着物面切向产生射流,射流与外流混合后沿着弯曲的圆形后缘表面形成附壁效应^[11],如图1所示。射流沿着科恩达表面移动的距离越大,后驻点位置越靠下,在射流作用下,孔口后边界层内的速度和动量快速升高,静压降低,使孔口前后压力差变大,带动上表面的流速增大,前驻点位置不断下移,翼型环量值增加,升力变大。同时射流与外流混合,产生类似于襟副翼的效果。脉冲吹气动量系数^[12]定义为:

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}}{q_{\infty} S} U_j = \frac{\rho U_j^2 A_j}{q_{\infty} S}$$

式中: \dot{m} 为射流的质量流量; U_j 为射流的速度; A_j 为射流出口截面积; q_{∞} 为来流动压系数; S 为试验模型的参考面积,二维中表示翼型弦长; C_{μ} 为射流动量通量与自由来流动量通量的比值。

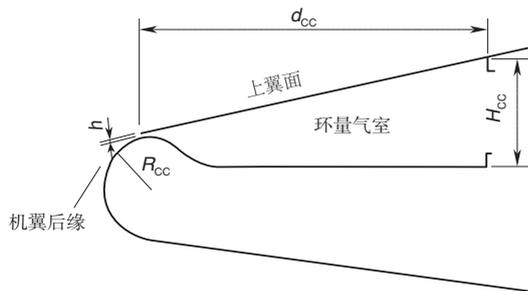


图1 科恩达效应
Fig.1 Coanda effect

环量控制装置影响因素有很多,主要有射流出口高度 h 、后缘半径 R_{cc} 、射流出口展向速度均匀性等^[13]。本文设计的环量控制装置射流出口高度 h 为 0.3mm,科恩达后缘半径 R_{cc} 为 4.5mm。

环量控制装置由喷管、导流装置、射流孔和科恩达后缘组成,由高压气罐提供气源,整个导流装置埋入机翼内部,导流装置如图2所示。喷管的一端连接外部高压储气罐,另一端连接导流装置,后缘处有一条 488.928mm 长的出气缝,后缘半径与射流高度比值 $R_{cc}/h=15$ 。为了使出气均匀,喷管内部设置了导流片,导流片呈曲线状将内腔分为 6 个区域,导流片的厚度为 1mm,在接近进气口处设有倒圆角。为了实现与舵面一样的功能,使气流发生上下偏转,将喷管从进气口开始设计成上下独立的两部分,由中部的一块平板隔开,上下两部分内腔体积相等,为下半部分管道提供气源的高压储气罐阀门打开时,外部气流被吸入下半部分管道,该股气流从出气缝射出时会沿圆形科恩达后缘向上偏

转。同样的原理,当为上半部分管道提供气源的高压储气罐阀门打开时,外部气流被吸入上半部分管道,该股气流从出气缝射出时会沿圆形科恩达后缘向下偏转。

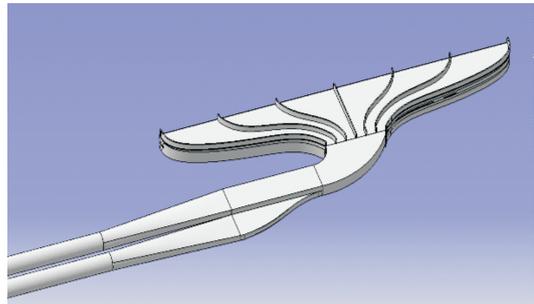


图2 机翼内部导流装置
Fig.2 The diversion device of wing interior

1.2 风洞试验模型设计

图3是环量控制等值机翼模型图,机翼展长为 460mm,后掠角为 39.959°,弦长为 320.842mm,喷口气宽度 L_{cc} 为 488.928mm。

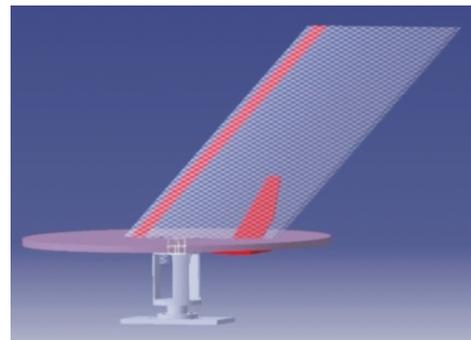


图3 环量控制机翼3D模型
Fig.3 3D model circulation control wing

1.3 试验设备

测力试验在西华大学的 XHWT 风洞中进行。XHWT 风洞为低速回流式风洞,试验段截面尺寸为 3m×1.2m×1.2m,可控制风速为 0.5~60m/s,收缩比为 7.11,湍流强度 $\epsilon \leq 0.5\%$,气流偏角 $|\Delta\alpha| \leq 0.50$, $|\Delta\beta| \leq 0.50$ 。

试验采用盒式六分量应变天平,天平响应频率大于 80Hz,总体尺寸为 200mm×100mm×60mm 的矩形结构,天平六分量的量程和校准精度见表1,表中 X、Y 和 Z 为三个方向。

整个天平测力系统由天平、高精度直流电源、精密信号放大器、东华 DH8300N 动态信号采集卡以及采集处理软件构成。高精度直流电源为天平提供直流电源,天平受力产生的微弱测量信号经过信号放大器放大后输送到东华采集系统,再经过采集处理软件的采集和处理,将各通道电信号

表1 天平量程和校准精度

Table1 Balance range and calibration accuracy

方向	设计载荷/N	准确度/%	精确度/%
X	150	0.28	0.041
Y	500	0.48	0.013
Z	150	0.27	0.48
方向	设计载荷/(N·m)	准确度/%	精确度/%
M_x	30	0.47	0.36
M_y	30	0.37	0.26
M_z	80	0.42	0.19

转换为模型各分量的气动力和气动力矩系数。

2 测试系统验证

为了验证试验系统测量的精确性,在来流风速为20m/s时,测量半模机翼模型的升阻力变化,重复4次。模型升力系数随迎角的变化曲线如图4所示,升力系数的偏差量在 $\pm(0.002\sim 0.008)$ 之内,标准差为0.016,升力系数曲线重复性较好。阻力系数随迎角变化曲线如图5所示,阻力系数的偏差量在 $\pm(0.009\sim 0.03)$ 之内,标准差为0.015,升阻力系数曲线反映的失速迎角相对应,测量系统满足试验要求。

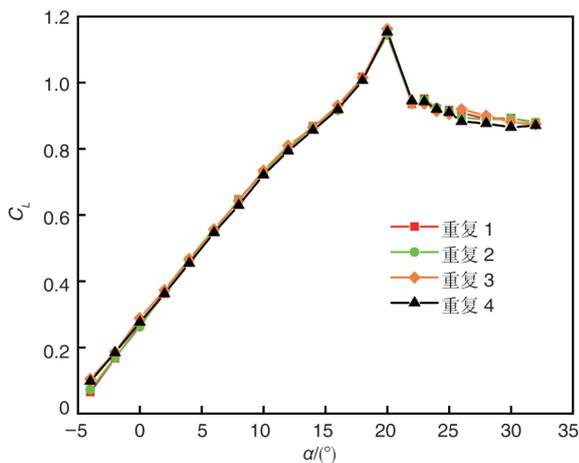


图4 环量机翼升力系数曲线

Fig.4 Lift coefficient curve of wing circulation control

3 气动力控制结果

试验所用的高频电磁阀工作范围是0~25Hz,工作压力范围 $\leq 1.2\text{MPa}$ 。重点研究脉冲参数(包括脉冲频率、占空比)对升力的影响规律,并揭示脉冲吹气获得较高气动收益的机理。试验中使用的脉冲吹气频率分别为 $f=0.7\text{Hz}$,5Hz和20Hz;测力迎角范围 $-4^\circ\sim 28^\circ$,间隔 2° 。试验中占空比(Duty Cycle, DC)定义为一个周期内吹气时间占总时间的

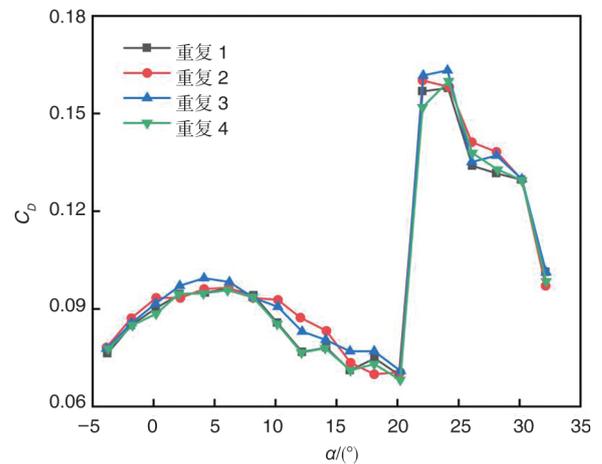


图5 环量机翼阻力系数曲线

Fig.5 Drag coefficient curve of wing circulation control

比例,使用了4个占空比参数,分别为 $\text{DC}=0.2, 0.5, 0.8, 1.0$ 。

图6~图8是来流风速20m/s,脉冲吹气频率为0.7Hz,5Hz和20Hz时,不同占空比情况下,定常吹气动量系数 $C_{\mu}=0.02$ 时,升力系数随迎角变化曲线。可以看到,在 $-4^\circ\sim 20^\circ$ 迎角范围内,随迎角的增加,升力系数线性增加。这一现象的增升机理是在机翼后缘位置吹气可以延迟流动分离,减少上翼面后缘部分的低能流体,增加流向动量,从而使得绕机翼的环量增加,提升升力;在 $20^\circ\sim 28^\circ$ 迎角范围内,同一频率下,不同占空比的升力系数差别不大(除占空比为0.2之外),这是因为此时翼面流动处于完全分离状态,吹气对其产生的影响小,因此改变占空比的升力系数基本保持不变。

从图6~图8中还可以发现,吹气频率一定时,升力系数随着占空比的增加而不断增加。这是由于占空比的增加,两次吹气射流之间的时间缩短,对模型所产生的影响时间变长,同时其产生影响的衰减量将减少,最终脉冲吹气的增升效果将随着占空比的增加而增加。试验中发现频率为0.7Hz和5Hz且占空比为0.2时的升力系数远低于其他工况,因此没有研究频率为20Hz、占空比为0.2时的升力系数变化曲线。

图9~图11是来流风速为20m/s,占空比 $\text{DC}=0.2, 0.5, 0.8$ 时,不同频率下升力系数随迎角的变化曲线。可以看出,占空比 $\text{DC}=0.2$ 时,随着吹气频率的增加,升力系数增加,但和定常吹气时偏差较大;占空比 $\text{DC}=0.5$ 时,随着吹气频率的增加,升力系数接近于定常吹气; $\text{DC}=0.8$ 时,不同吹气频率下升力系数差别不大,这是由于占空比较大时,两次吹气射流之间的时间已经很短,在迎角小于 20° 时,翼面流

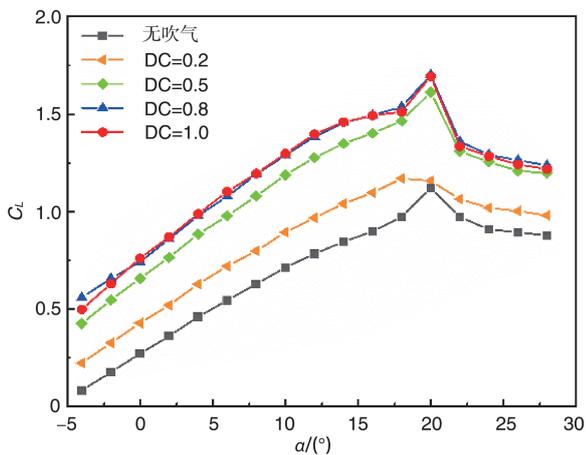
图6 脉冲吹气频率 $f=0.7\text{Hz}$ 升力系数曲线

Fig.6 Lift coefficient curve of pulse blowing frequency at 0.7Hz

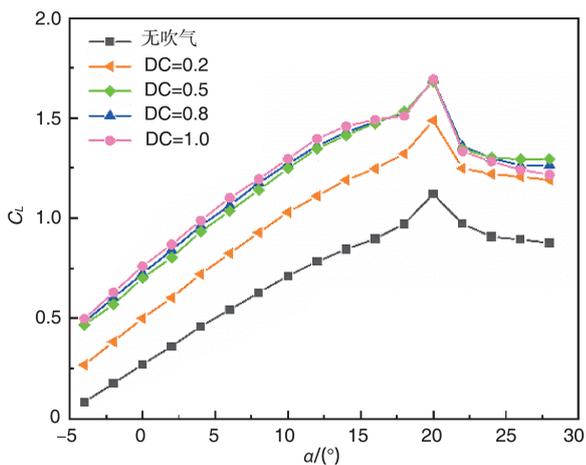
图7 脉冲吹气频率 $f=5\text{Hz}$ 升力系数曲线

Fig.7 Lift coefficient curve of pulse blowing frequency at 5Hz

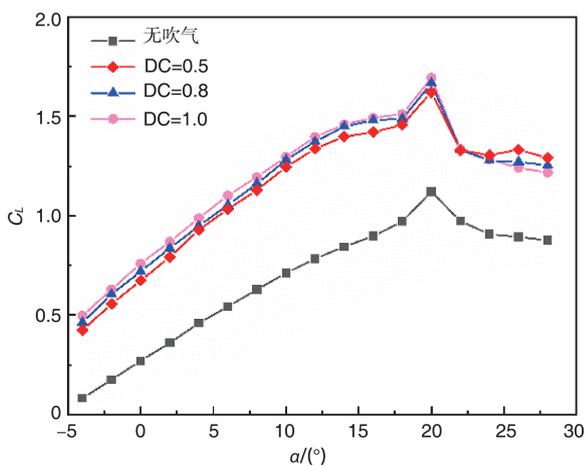
图8 脉冲吹气频率 $f=20\text{Hz}$ 升力系数曲线

Fig.8 Lift coefficient curve of pulse blowing frequency at 20Hz

动处于稳定状态,脉冲吹气所产生的环量增升效果已经和定常吹气基本相同,因此改变吹气频率的升力基本没有变化。

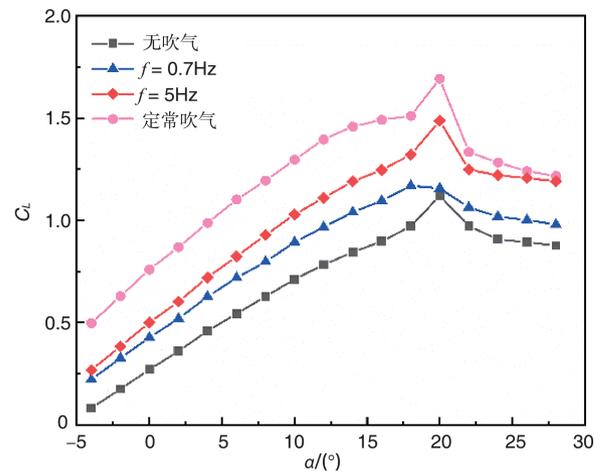


图9 占空比DC=0.2升力系数曲线

Fig.9 Lift coefficient curve at of duty cycle at 0.2

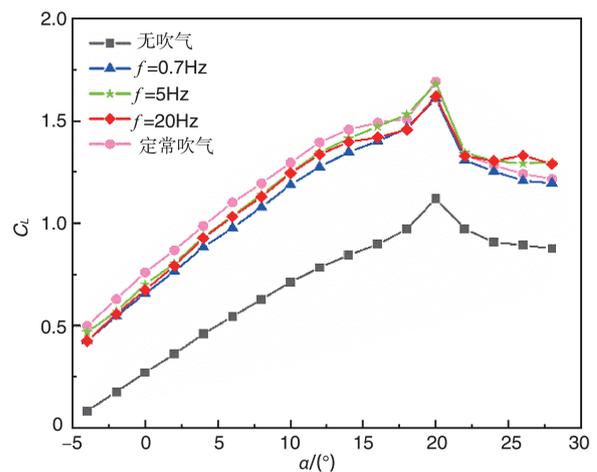


图10 占空比DC=0.5升力系数曲线

Fig.10 Lift coefficient curve of duty cycle at 0.5

4 滚转力矩控制结果

常规布局飞机的滚转力矩控制是通过副翼的差动偏转来实现。本文采用的环量控制装置进行滚转力矩控制时,通过单侧的吹气来实现,如要实现左滚则上翼面吹气,相当于副翼下偏,使得右侧机翼升力增加,产生一个左滚力矩;同理,如要实现右滚则下翼面吹气,相当于副翼上偏,产生一个右滚力矩。

试验中选定来流风速为 20m/s ,研究不同吹气频率和占空比下脉冲吹气所产生的滚转力矩。图12~图14分别是吹气频率 0.7Hz , 5Hz 和 20Hz 时不同占空比下的滚转力矩系

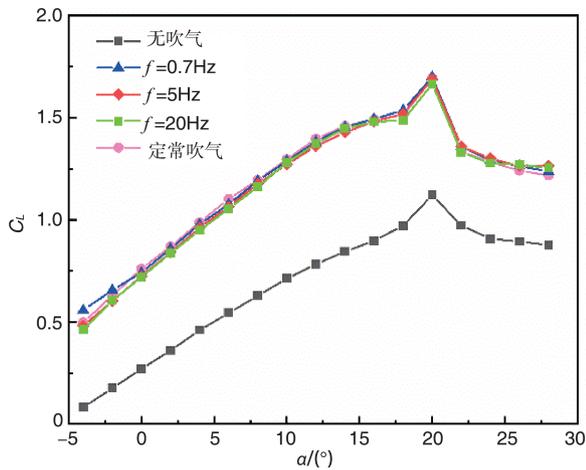


图 11 占空比DC=0.8升力系数曲线

Fig.11 Lift coefficient curve of duty cycle at 0.8

数随迎角的变化曲线。可以看到,在 $-4^{\circ}\sim 20^{\circ}$ 迎角范围内,滚转力矩系数随着迎角的增加而增大,在迎角为 20° 时达到最大,之后滚转力矩系数迅速下降,是因为此时已经失速,升力迅速降低;当吹气频率一定时,随着占空比的增加,滚转力矩系数增大。当吹气频率 $f=0.7\text{Hz}$, 5Hz ,占空比DC=0.2时,滚转力矩系数曲线与较高占空比时相差较大,是由于此时占空比较小,脉冲射流对翼面流动的影响减弱,使得滚转力矩系数较低。

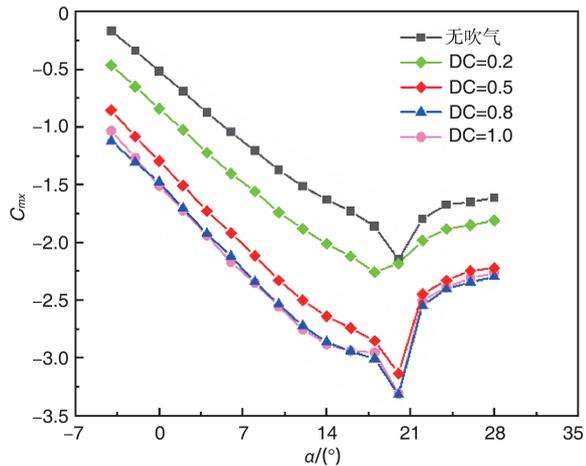
图 12 脉冲吹气频率 $f=0.7\text{Hz}$ 滚转力矩系数曲线

Fig.12 Roll moment coefficient curve of pulse blowing frequency at 0.7Hz

图 15~图 17 是占空比DC=0.2, 0.5, 0.8时,在不同频率下滚转力矩系数随迎角的变化曲线。可以看到,占空比为0.2时,随着吹气频率的提高,滚转力矩系数变大,但此时占空比较小,两次吹气射流之间的时间较长,脉冲吹气对模型

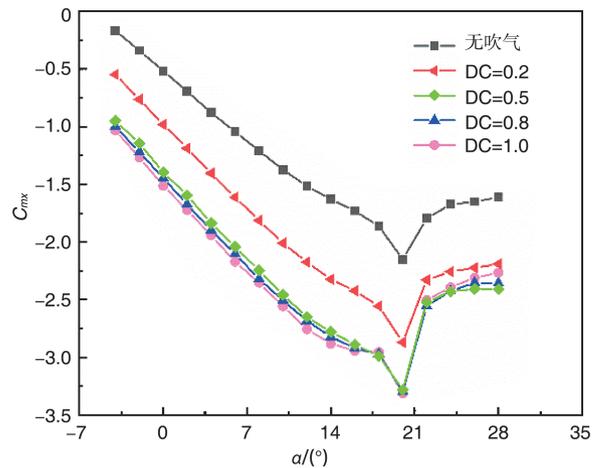
图 13 脉冲吹气频率 $f=5\text{Hz}$ 滚转力矩系数曲线

Fig.13 Rolling moment coefficient curve of pulse blowing frequency at 5Hz

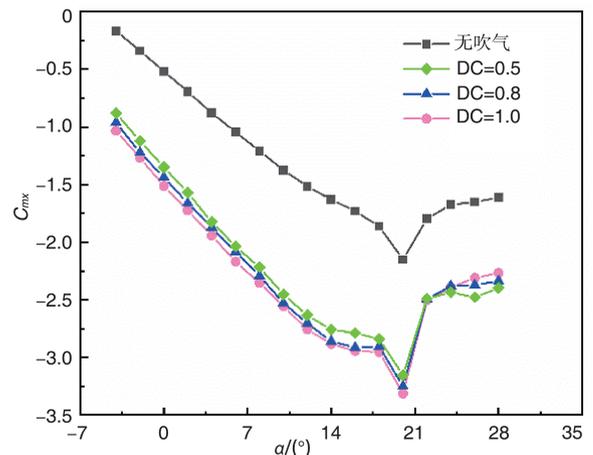
图 14 吹气频率 $f=20\text{Hz}$ 滚转力矩系数曲线

Fig.14 Lift coefficient curve of pulse blowing frequency at 20Hz

产生的影响减少,使得滚转力矩系数明显低于其他工况;占空比为0.5时,吹气频率增大到一定程度后,滚转力矩系数不再增加;占空比为0.8时,随吹气频率的增加,滚转力矩系数差别不大,原因可能是占空比较大时,两次脉冲射流之间的间隔已经很短,此时通过增加频率对流动产生的影响与定常吹气时效果基本相同,致使环量机翼的滚转力矩基本不变。

5 结论

本文通过风洞试验对环量控制机翼在脉冲吹气下的气动力和滚转特性进行了探究,得到以下结论:

(1)通过研究脉冲吹气下环量控制机翼对升力的影响,

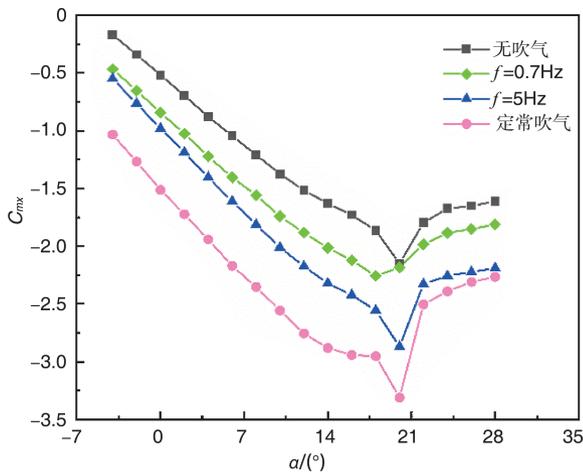


图15 占空比DC=0.2滚转力矩系数曲线

Fig.15 Roll moment coefficient curve of duty cycle at 0.2

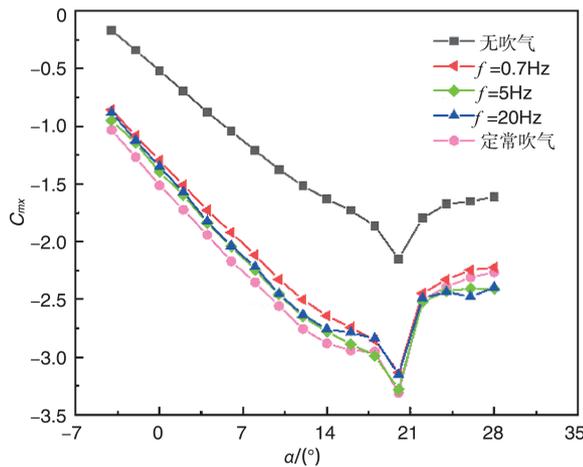


图16 占空比DC=0.5滚转力矩系数曲线

Fig.16 Roll moment coefficient curve of duty cycle at 0.5

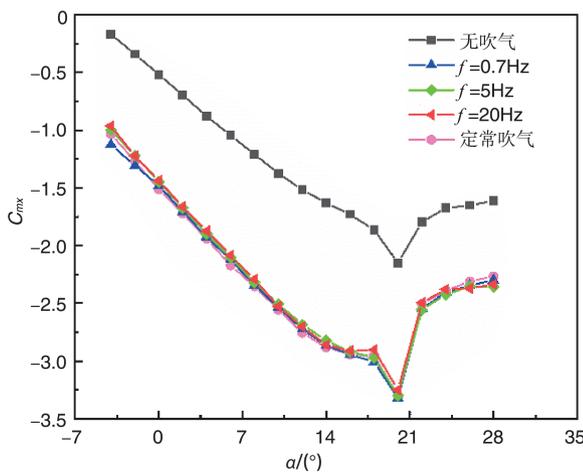


图17 占空比DC=0.8滚转力矩系数曲线

Fig.17 Roll moment coefficient curve of duty cycle at 0.8

发现脉冲吹气能够产生和定常吹气相当的增升效果。在不同吹气频率下,占空比为0.8时增升效果最好。

(2)通过改变脉冲吹气的参数,包括占空比、吹气频率,脉冲吹气下环量控制装置可以改变飞行器两侧机翼的升力,达到对飞行器滚转气动力矩的控制。因此在环量机翼中可以考虑使用脉冲吹气来进行飞行器的滚转控制。

(3)在吹气量更少的情况下,脉冲吹气能够产生一定的滚转力矩。脉冲吹气频率一定时,增大占空比可以增大滚转力矩系数。在占空比为0.8时,不同频率下产生的滚转力矩系数基本一致,此时两次脉冲吹气之间的间隔很短,脉冲吹气对机翼产生影响的时间加长,使得此时滚转力矩基本保持不变。

AST

参考文献

- [1] 齐万涛,吕新波,伍智敏. 环量控制技术在飞机纵向俯仰控制中的应用[J]. 飞行力学,2019,37(2):77-82.
Qi Wantao, Lv Xinbo, Wu Zhimin. Application of circulation control technology on aircraft longitudinal pitch control[J]. Flight Dynamics, 2019,37(2):77-82. (in Chinese)
- [2] Crowther W J, Wilde P I A, Gill K, et al. Towards integrated design of fluidic flight controls for a flapless aircraft[J]. Aeronautical Journal, 2009, 113(1149): 699-713.
- [3] 朱自强,吴宗成. 环量控制技术研究[J]. 航空学报, 2016, 37(2): 412-414.
Zhu Ziqiang, Wu Zongcheng. Study of the circulation control technology[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(2): 412-414.(in Chinese)
- [4] Montanya J B, Marshall D D. Circulation control and its application to extreme short-take-off and landing vehicles[R]. AIAA2007-1404, 2007.
- [5] Kind R J, Mauld D J. An experimental investigation of a low speed circulation controlled airfoil[J]. Aeronautical Quarterly, 1968, 19(2): 170-182.
- [6] Englar R J, Hemmerly R A. Design of the circulation control wing STOL demonstrator aircraft[J]. Journal of Aircraft, 1981, 18(1): 51-58.
- [7] Hoholis G, Steijl R, Badcock K. Circulation control as a roll effector for unmanned combat aerial vehicles[J]. Journal of Aircraft, 2016, 53(6): 1875-1889.
- [8] Packard N O, Bons J P. Pulsed blowing on alaminar airfoil at low Reynolds number [R]. AIAA-A-2011-3173, Reston, VA:

- AIAA, 2011.
- [9] 刘杰, 刘沛清, 曹硕. 非共面近距耦合鸭式布局鸭翼展向脉冲吹气增升特性[J]. 实验流体力学, 2011, 25(4): 37-41.
Liu Jie, Liu Peiqing, Cao Shuo. Lift-enhancement of canard-spanwise pulsed blowing of non-coplanar close-coupled canard configuration[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2011, 25(4): 37-41. (in Chinese)
- [10] 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 Wanbo, Jiang Yubiao, Huang Yong, et al. Influence of pulse blowing on slotless flap airfoil aerodynamic characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(11): 122118 (in Chinese)
- [11] Alexander M G, Anders S G, Johnson S K, et al. Trailing edge blowing on a two-dimensional six-percent thick elliptical circulation control airfoil up to transonic conditions[Z]. United States, 2005.
- [12] 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)
- [13] 郑无计, 张登成, 张艳华, 等. 稳定射流环量控制的仿真研究[J]. 航空计算技术, 2014, 44(4): 67-70.
Zheng Wuji, Zhang Dengcheng, Zhang Yanhua, et al. Simulation research of circulation control by steady jet[J]. Aeronautical Computing Technique, 2014, 44(4): 67-70. (in Chinese) (责任编辑 陈东晓)

作者简介

李奇轩(1994-)男, 硕士。主要研究方向: 实验流体力学。

Tel: 18635800518

E-mail: 519087505@qq.com

杜海(1985-)男, 讲师, 博士。主要研究方向: 空气动力学及飞行器总体设计。

Tel: 15196686983

E-mail: duhai@mail.xhu.edu.cn

Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Circulation Control Wing under Pulse Blowing

Li Qixuan¹, Du Hai^{1,*}, Xu Yue², Wan Xi², Zhang Guoxin², Wang Yuhang²

1. Xihua University, Chengdu 610039, China

2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China

Abstract: Pulse blowing consumes less air source and has better control effect, so it is valuable in the flapless aircraft. In this paper, the wind-tunnel force measurement experiment of the wing model with air blowing device was conducted, the effect of pulse blowing on lift-enhancement and roll control was studied, and also the study on influence of pulse frequency, duty cycle and other parameters on lift and roll moment of the airfoil was conducted. The results show that under the condition of pulse blowing, the circulation control wing can produce the same lift effect as the steady blowing. When the duty cycle is 0.8, the lift coefficient of pulse blowing at different frequencies is basically the same as that of the steady blowing. At the same time, pulse blowing can produce the roll moment needed for flight. When the duty cycle is 0.8, the roll moment produced by the circulation control device is the largest.

Key Words: pulse blowing; circulation control; roll control; flow control; duty cycle

Received: 2020-03-15; **Revised:** 2020-03-22; **Accepted:** 2020-04-19

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (51806181)

*Corresponding author. Tel.: 15196686983 E-mail: duhai@mail.xhu.edu.cn