

DOI:10.16356/j.1005-2615.2021.05.018

旋翼翼型动态失速等离子体流动控制试验研究

吴霖鑫^{1,2}, 李国强^{1,2}, 杨永东^{1,2}, 张鑫^{1,2}, 陈磊^{1,2}, 赵光银^{1,2}

(1. 中国空气动力研究与发展中心低速空气动力研究所, 绵阳 621000;

2. 中国空气动力研究与发展中心旋翼空气动力学重点实验室, 绵阳 621000)

摘要: 翼型动态失速是指机翼或叶片的当地迎角呈现周期或急剧变化时绕流附面层大范围分离带来的一种强烈的非线性、非定常流动现象。动态失速涡脱离翼型后缘流向下游时, 会引发生力急剧下降、阻力迅速增大的失速和颤振问题。基于旋翼翼型两自由度动态试验装置和高频高速振荡试验装置, 以典型旋翼翼型为研究对象, 利用纳秒脉冲激励电源和介质阻挡放电等离子体激励器, 在 FL-11 风洞和 FL-20 风洞开展了翼型动态失速等离子体流动控制试验研究, 试验最高雷诺数突破 1.7×10^6 , 模型最高振荡频率突破 10 Hz。试验结果表明, 等离子体气动激励能够有效控制翼型动态失速, 改善平均气动力, 减小俯仰力矩负峰值, 减小气动力/力矩随迎角变化的迟滞区域。

关键词: 旋翼翼型; 动态失速; 等离子体; 耦合振荡

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2021)05-0801-12

Experimental Research on Dynamic Stalled Plasma Flow Control of Rotor Airfoil

WU Linxin^{1,2}, LI Guoqiang^{1,2}, YANG Yongdong^{1,2}, ZHANG Xin^{1,2}, CHEN Lei^{1,2}, ZHAO Guangyin^{1,2}

(1. Low Speed Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China;

2. Key Laboratory of Rotor Aerodynamics, China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: Airfoil dynamic stall refers to a strong nonlinear and unsteady flow phenomenon caused by the large-scale separation of the surrounding surface layer when the local angle of attack of the wing or blade changes periodically or sharply. The dynamic stall vortex breaks away from the airfoil. When the trailing edge flows downstream, it will cause stall and flutter problems with a sharp drop in lift and a rapid increase in drag. Based on the two-degree-of-freedom dynamic test device of the rotor airfoil and the high-frequency and high-speed oscillation test device, the typical rotor airfoil is used as the research object, the experimental research on dynamic stall plasma flow control of airfoil is carried out in FL-11 and FL-20 wind tunnels by using nanosecond pulse excitation power supply and dielectric barrier discharge plasma exciter. The maximum Reynolds number in the test exceeds 1.7×10^6 , and the maximum oscillation frequency of the model exceeds 10 Hz. The test results show that the plasma aerodynamic excitation can effectively control the dynamic stall of the airfoil, improve the average aerodynamic force, reduce the negative peak of the pitching moment and the hysteresis area of the aerodynamic force/torque with the angle of attack.

Key words: rotor airfoil; dynamic stall; plasma; coupled oscillation

收稿日期: 2020-10-07; 修订日期: 2021-06-09

通信作者: 杨永东, 男, 研究员, E-mail: 1141534997@qq.com。

引用格式: 吴霖鑫, 李国强, 杨永东, 等. 旋翼翼型动态失速等离子体流动控制试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2021, 53(5): 801-812. WU Linxin, LI Guoqiang, YANG Yongdong, et al. Experimental research on dynamic stalled plasma flow control of rotor airfoil[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2021, 53(5): 801-812.

直升机飞行时旋翼左右气流不对称,为保持平衡,桨叶在后行侧时需要增加桨距角(周期变距)以抵消剖面速度减小的不利影响。当飞行速度较大时,后行侧桨叶容易因迎角过大引起失速,由于桨叶运动过程中剖面迎角和速度周期变化,就形成了一种直升机旋翼特有的失速现象——动态失速^[1]。失速引起的桨叶升力突降、气动力矩振荡等会直接导致直升机振动水平的增加,严重时甚至会影响飞行安全。另外,动态失速也是目前限制直升机飞行速度提升的主要原因之一。在对动态失速的深入研究中,研究者发现了一个独特的特征现象——动态失速涡。动态失速涡的出现一般预示着动态失速的开始^[2-3]。相关研究表明,动态失速涡产生的过程会因翼型厚度不同而产生较大差异^[4-6]。其中较为常见的有两种发生过程:一种是前缘首先发生流动分离进而产生动态失速涡;另一种是后缘首先发生流动分离,分离区逐渐向上游扩展,进而产生动态失速涡。NACA0012翼型动态失速涡出现的风洞试验研究发现,当迎角不断增大时,翼型前缘会出现局部涡量的聚集,随着前缘层流分离泡的收缩,在翼面出现了一系列低压涡结构,边界层转捩从后缘向前缘发展。随着迎角继续增大,前缘吸力峰崩溃后,前缘涡量喷射,翼面附近出现大范围的脱落涡。这些涡结构逐渐融合,相互作用,最终形成了动态失速涡。动态失速涡脱落后,翼型整个上表面被一个剧烈的环流分离区所包围^[3]。对动态失速的参数研究表明,平均迎角和振幅角越大,减缩频率越大,动态失速特性越明显^[7-8]。研究发现,减缩频率变小,非正常程度减弱,动态失速时前缘涡的增长速度变慢,升力峰值也变小^[9]。增大振荡频率,动态失速涡造成的负压变大,升力系数和力矩系数峰值增加,升力达到峰值后的突降也变大^[2]。其他重要影响参数还包括表面粗糙度和湍流强度。较高湍流强度能减缓动态失速的发生,而且动态失速涡的尺度变小^[6]。动态失速对表面粗糙度很敏感,因为粗糙度会影响湍流转捩以及不可压马赫数下的局部可压缩效应^[10]。

翼型动态失速流动控制方法根据是否向流场注入额外能量可分为主动流动控制和被动流动控制。用于动态失速的被动流动控制技术主要包括前缘变形、后缘偏转襟翼、格尼襟翼及涡流发生器等。它们主要通过两种途径来控制动态失速,(1)外形变形,使翼面压力分布发生改变^[11-12];(2)通过改变翼面流动的流态,抑制旋涡和分离流的产生和

发展^[12-14]。这些被动流动控制装置在固定翼上表现优异,但在直升机旋翼上却不太实用。一方面是因为其面对的是一个快速变化的工作环境,被动控制很难一直保持较高的控制效率;另一方面,直升机旋翼采用复合结构以适应巨大的离心载荷,任何活动的或者可展开的器件都会承受很高的载荷,而且安装多余的部件或者内部设置空腔,都会对旋翼结构的完整性造成破坏^[15]。目前主流的翼型动态失速主动流动控制方法主要包括吹气流动控制、合成射流流动控制及等离子体流动控制技术等。吹气流动控制是通过向边界层吹入高动量气体以降低流动的不稳定性^[16],抑制流动分离,从而推迟动态失速。翼型动态失速的切向吹气控制研究表明,吹气抑制了前缘分离泡的破裂,大大提升了升力,并且增加了抬头力矩,减弱了迟滞效应,前缘分离点附近吹气控制效果最佳^[17]。合成射流是通过激励器产生周期性的射流-吸气行为来抑制流动分离。它能改善动态失速的主要原因是其形成的涡对及推出吸入的流体可以起到稳定边界层的作用^[18],可以有效抑制动态失速涡和翼面分离流的形成和发展,减小动态失速涡的尺度^[19]。等离子体流动控制是基于等离子体气动激励的主动流动控制技术,具有无运动部件、响应时间短及激励频带宽等优点,在改善旋翼气动特性及控制翼型动态失速方面具有明显效果^[20]。

根据电压周期可分为正弦交流介质阻挡放电(AC dielectric barrier discharge, AC-DBD)等离子体和纳秒脉冲介质阻挡放电(NS dielectric barrier discharge, NS-DBD)等离子体^[20]。AC-DBD等离子体主要利用的是激励涡对动态失速涡的削减作用。等离子体激励过程中会产生启动涡,且等离子体诱导流方向与来流相同,可以降低动态失速涡的强度^[21],使翼面压力更加均匀,这样在过失速状态下能获得更加稳定的边界层^[22]。而在对NS-DBD的研究中发现,激励器开启后,激励器集聚的能量会迅速地通过热量的形式传递给周围的中性气体分子,诱导产生压力波^[23],其传播的速度甚至高过声速,加强了剪切层内流体的掺混,促进了边界层转捩^[24],抑制分离的产生^[25]。杜海等^[26]将等离子体激励器应用于微型飞行器进行气动控制,通过改变激励器的输入电压、占空比和调制频率,实现对横航向气动力矩的比例控制。文献^[27]中利用动态压力同步测量和电子外部触发粒子图像测速跟踪采集技术,对翼型动态失速的等离子体流动控制

进行了试验研究。近年来,国外在等离子体流动控制相关的数值计算和试验研究方面都取得了较大进展,但主要是在特定工况下验证控制效果和分析控制原理,对不同工况下的控制效果变化规律鲜有涉及。国内这方面的研究主要还停留在计算方面,试验基本上是针对静态失速的研究,有关等离子体控制旋翼翼型动态失速试验的研究很少。

本文开展了旋翼翼型俯仰/沉浮耦合振荡动态失速纳秒脉冲等离子体流动控制的试验研究,以及等离子体在不同工况下控制效果变化规律的试验研究,研究了在不同运动参数和激励电参数下,等离子体气动激励的控制效果,并在雷诺数超过 1.7×10^6 、振荡频率突破 10 Hz 时取得了较显著的流动控制效果。

1 试验方案及内容

1.1 试验模型

俯仰/沉浮两自由度振荡旋翼翼型动态试验模型的三维结构图如图 1 所示。

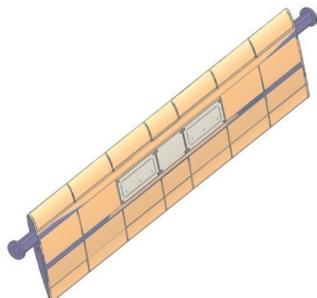


图 1 低速风洞旋翼翼型动态试验模型三维结构图

Fig.1 3-D structure diagram of rotor airfoil dynamic test model in low speed wind tunnel

模型采用自主优化设计的旋翼翼型 CRA09,其总长为 1 950 mm,弦长为 400 mm,展长为 1 780 mm,总质量约 5 kg。翼型模型主要由翼型骨架及蒙皮组成。翼型骨架由肋板及横梁组成。翼型骨架选用 T700 碳纤维制作,由两

根纵向碳纤维横梁和 8 块碳纤维横向隔板组成,一根矩形横梁布置在旋转轴的位置,并尽量保证质心位置靠近旋转轴,一根“I”型横梁布置弦线后缘。由于试验要进行测压,需要在模型内部走线,包括通气软管和电信号线,所以在隔板上开孔,总共布置 3 个减重孔,均可以走线。为了保证更优的力学性能,骨架由碳纤维复合材料在金属模具内铺贴而成,利用碳纤维复合材料独特的随形特性,隔板和横梁连成一体构成牢固盒式结构,以充分提高模型的整体强度。翼型蒙皮选用 T700 碳纤维制作,模型表面测压孔分布如图 2 所示。

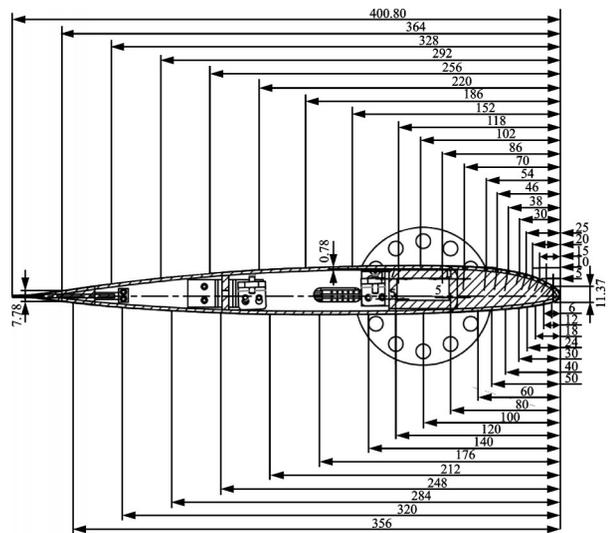


图 2 低速风洞翼型模型测压孔分布图

Fig.2 Pressure tap distribution of airfoil model in low-speed wind tunnel

高频高速振荡旋翼翼型动态试验模型如图 3 所示,其展长为 590 mm,弦长为 210 mm,质量为 4 kg。模型骨架采用全金属整体数控加工成型,内部放置测压管路和传感器,根据管路和传感器结构形式进行安装空间优化,并进行适当减重处理,外部为铝合金蒙皮。模型表面测压孔分布如图 4 所示。

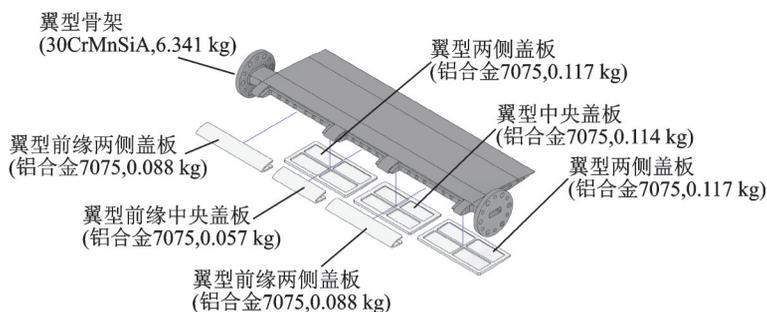


图 3 高速风洞旋翼翼型动态试验模型结构图

Fig.3 Structure diagram of rotor airfoil dynamic test model in high speed wind tunnel

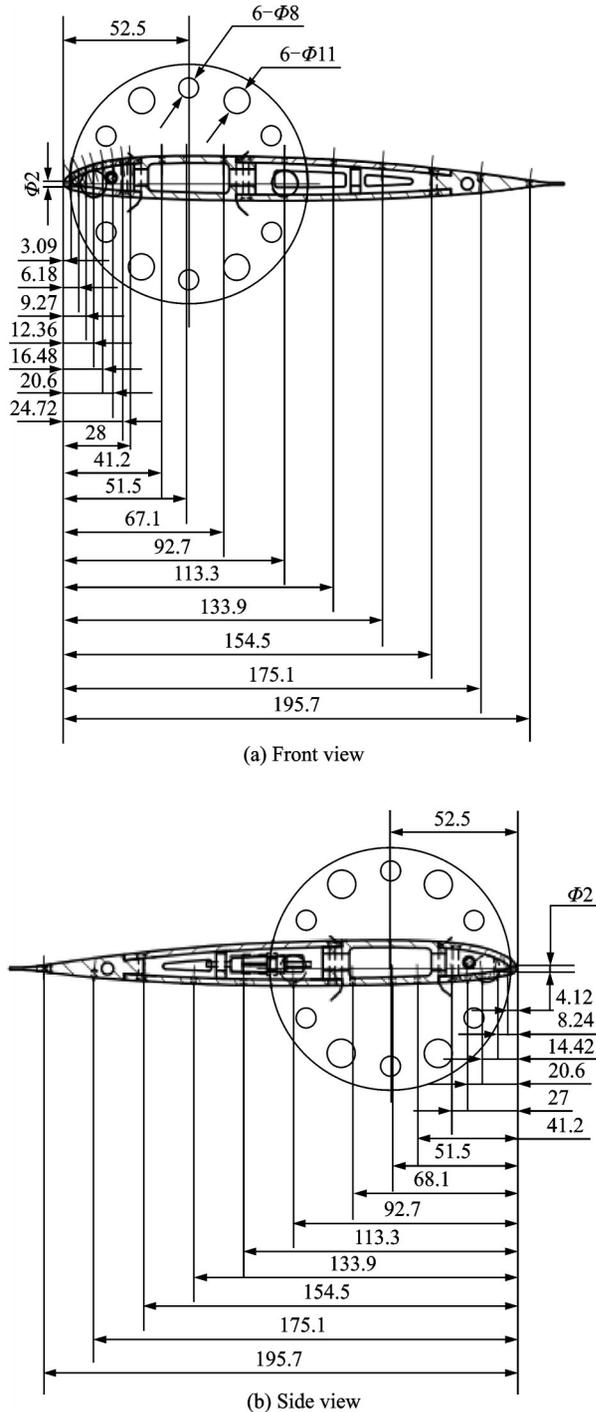


图4 高速风洞翼型模型测压孔分布图

Fig.4 Pressure tap distribution of airfoil model in high-speed wind tunnel

1.2 试验装置

1.2.1 两自由度动态试验装置

旋翼翼型两自由度动态试验装置基于FL-11风洞配套,其在风洞中的安装图见图5。

该装置主要由俯仰运动机构、沉浮运动机构及机械支撑框架等构成。控制系统采用“工控机+运动控制器+直线电机、伺服电机及其驱动器”的系统结构。

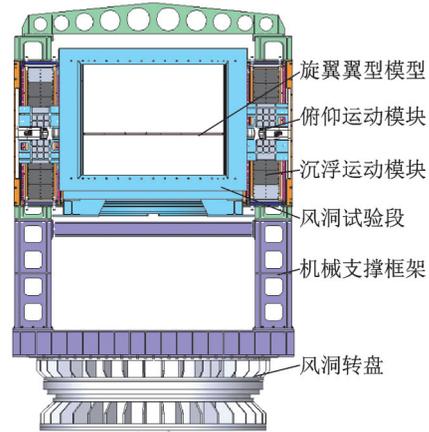


图5 FL-11两自由度低速风洞动态试验装置

Fig.5 FL-11 two-degree-of-freedom dynamic test device in low-speed wind tunnel

1.2.2 高频高速动态试验装置

旋翼翼型高速风洞动态试验装置基于FL-20连续式跨声速风洞配套,如图6所示。装置主要由俯仰运动组件、天平(假天平)及支撑座等构成。翼型模型横跨式安装,通过两端天平、联轴器与俯仰运动组件连接。俯仰运动组件由伺服电机、减速器、曲柄摇杆机构、膜片联轴器 and 轴承等组件构成。

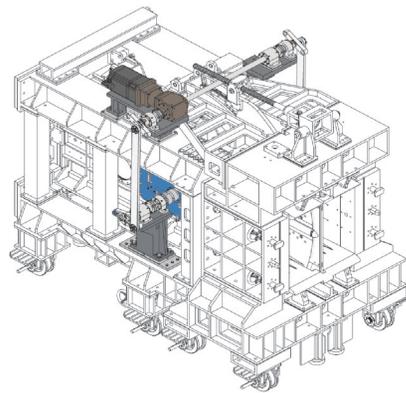


图6 FL-20风洞旋翼翼型动态试验装置

Fig.6 FL-20 wind tunnel rotor airfoil dynamic test device

1.3 动态压力传感器

低速风洞试验测压元件采用ENDVECO公司8510B系列差压式动态压力传感器,试验动态压力传感器的量程选取为1 psi(1 psi≈6 895 Pa)。单个传感器需连接4根电缆,并引入测压软管测量参考压及翼型表面压力。传感器外形及尺寸如图7所示,单位为英寸,其中括号内数值的单位为mm。传感器信号线缆通过J30J-37型转接头与8根双绞屏蔽软电缆快速连接,实现传感器供电和信号传输。

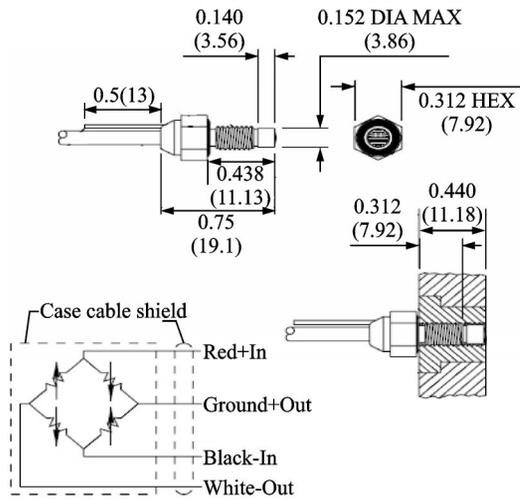


图 7 8510B 动态压力传感器外形及尺寸图
Fig.7 Shape and size of dynamic pressure sensor 8510B

高速风洞测压元件采用 Kulite XCE-062-1.7 BAR(量程 170 000 Pa, 25 psi)系列绝压式动态压力传感器,单个传感器需连接 4 根电缆,既可以测量静态压力,也可以测量动态压力,具有频响高、精度高和尺寸小等特点。传感器外形及尺寸如图 8 所示。

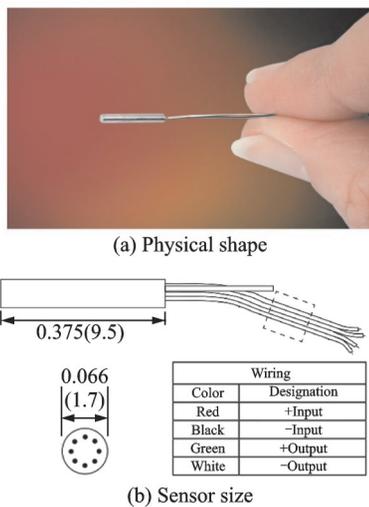


图 8 XCE-062 传感器外形及尺寸
Fig.8 Shape and size of sensor XCE-062

1.4 位移传感器

模型俯仰振荡角度和沉浮振荡位移利用位移翼型两端的 GL-100 电位计和 LC185 绝对式光栅尺,分别测量俯仰模块的俯仰角度和沉浮模块的沉浮位移。

1.5 等离子体激励系统

典型的介质阻挡放电等离子体激励器布局方式如图 9 所示,激励器主要包括激励电极、绝缘介质以及高压激励电源 3 部分。上、下两层电极由绝

缘介质隔开,并与高压电源两端相连。其中,上层电极暴露在空气中,下层电极被绝缘介质覆盖。在高电压的激励下,上层电极周围的空气被电离,从而产生等离子体。在绝缘介质的作用下,上层电极周围形成自持放电,产生稳定的辉光。

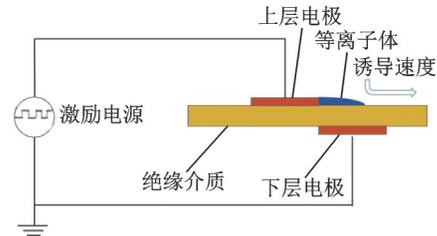


图 9 典型介质阻挡放电等离子体激励器布局图
Fig.9 Layout of typical dielectric barrier discharge plasma exciter

常用的激励电源主要有正弦及纳秒脉冲电源两种。电压范围从几千伏到 50 千伏,频率范围从几百赫兹到几十赫兹;常用的绝缘介质有树脂玻璃、聚酰亚胺、聚四氟乙烯以及陶瓷等,厚度从 0.1 毫米到几毫米;常用的电极有铜箔电极及铝电极等。在不同高压电源的激励下,上层电极周围的气流会产生不同的变化。试验采用非对称布局形式的 DBD 等离子体激励器,敷设在翼型上翼面距离前缘 8.3% c (c 为翼型弦长)的位置,激励器由两个平行铜箔电极(暴露电极、植入电极)和 Kapton 介质薄膜组成。两个电极的宽度分别为 3 mm 和 5 mm,中间间隙为 0, Kapton 薄膜介电常数为 3.0,单层厚度为 0.075 mm,耐压峰峰值为 10 kV。本文的激励器敷设在翼型上翼面距离前缘 3% 弦长的位置。

试验中采用 FID 公司的 FPG 30-5NM10 纳秒脉冲电源作为激励电源,如图 10 所示。电源的输出电压范围为 5~30 kV 连续可调,脉冲上升时间为 2~3 ns,半高宽为 10~12 ns,单脉冲能量为 50 mJ,输出频率为 0.1~5 kHz 连续可调。



图 10 纳秒脉冲电源
Fig.10 Nanosecond pulse power

由于电源的输出电压随负载的变化而变化,因此试验中以示波器测量的单个脉冲的峰值电压作为实际输出电压。激励频率通过信号发生器控制以实现精确调节。

2 试验方法

2.1 试验步骤

俯仰振荡动态试验的具体步骤为:翼型模型运行至风洞中心并保持 α 为 0° ,风洞开车,运行到指定风速并稳定后,翼型模型运行到振荡平衡迎角,装置按给定俯仰运动的振幅和频率振荡,采集数据后改变振幅或频率进行下一工况采集,完成所有采集后风洞停车,然后翼型动态试验装置再停车。

俯仰/沉浮耦合振荡动态试验的具体步骤为:翼型模型运行至风洞中心并保持 α 为 0° ,风洞开车,运行到指定风速并稳定后,翼型模型运行到振荡平衡迎角,装置分别按给定俯仰运动、沉浮运动的振幅和频率振荡,采集数据后改变振幅或频率进行下一工况采集,完成所有采集后风洞停车,然后翼型动态试验装置再停车。

2.2 数据采集与处理

2.2.1 数据采集

角度测量采用电位计传感器测量,电位计是绝对值模拟信号输出,与传感器信号一起接入动态数据采集系统,PXI动态同步采集系统可将模拟输入信号作为开始采集触发信号,将角度传感器信号作为开始采集触发信号,通过设定不同触发电平实现翼型振荡时的给定位置同步数据采集。数据采集软件采用LabWindows/CVI软件开发平台,它以ANSIC为核心,将C语言平台与用于数据采集、分析和显示的测控专业工具有机地结合起来。同步采集翼型角位移信号与对应动态压力信号,严格保证动态试验数据的对应关系,试验时设置不同的模型振荡频率,每个周期皆采样256点,共采集16个周期。

2.2.2 轴系定义

气动系数按照风轴系给出。风轴系定义为:原点为翼型模型对称剖面弦线1/4位置, x 轴指向来流为正, y 轴垂直向上为正, z 轴按照右手法则确定。

2.2.3 数据处理

压力系数为

$$C_{pi} = \frac{(P_i - P_{i0}) - (P_\infty - P_a)}{q} = \frac{P_i - P_{i0} + P_a - P_\infty}{q} \quad (1)$$

式中: C_{pi} 为测压点 i 的压力系数; P_i 为第 i 个测压点静压吹风数; P_{i0} 为第 i 个测压点静压初读数; P_∞ 为

试验段气流静压读数; P_a 为大气压读数; q 为试验段气流动压。

作用在翼型上的法向力系数 C_N 和轴向力系数 C_C 通过积分翼型表面压力分布获得,通过内插值获得整个函数区间的函数值后,根据函数值进行数值积分

$$C_N = \int_0^1 C_{pi} d\bar{x} - \int_0^1 C_{pu} d\bar{x} \quad (2)$$

$$C_C = \int_{\bar{y}_{\max}}^{\bar{y}_{\max}} C_{pbe} d\bar{y} - \int_{\bar{y}_{\max}}^{\bar{y}_{\max}} C_{paf} d\bar{y} \quad (3)$$

式中: C_{pu} 、 C_{pi} 分别为翼型上、下表面压力系数; C_{pbe} 、 C_{paf} 分别为翼型最大厚度之前和最大厚度之后的压力系数; $\bar{x} = x/c$ 为 x 坐标相对于弦长无量纲量; $\bar{y} = y/c$ 为 y 坐标相对于弦长 c 的无量纲量; \bar{y}_{\max} 、 \bar{y}_{\max} 分别为翼型上、下表面最大纵坐标相对于弦长 c 的无量纲量。

根据升力系数和阻力系数的定义,可以求出翼型的升力系数 C_L 为

$$C_L = C_N \cos\alpha - C_C \sin\alpha \quad (4)$$

翼型绕1/4弦点的俯仰力矩系数 C_m 为

$$C_m = \int_0^1 (C_{pi} - C_{pu})(0.25 - \bar{x}) d\bar{x} + \int_{\bar{y}_{\max}}^{\bar{y}_{\max}} C_{pbe} \bar{y} d\bar{y} - \int_{\bar{y}_{\max}}^{\bar{y}_{\max}} C_{paf} \bar{y} d\bar{y} \quad (5)$$

最终得到的试验结果主要是 $C_L-\alpha$ 和 $C_m-\alpha$ 的迟滞回线,并可根据 $C_L-\alpha$ 迟滞回线的面积判断升力损失和翼型动态失速气动特性。

数据处理程序具备复算功能,能根据原始数据复算出各个 α 下的 $C_{pi}-\bar{x}$ 、 $C_{pu}-\bar{x}$ 、 $C_{pbe}-\bar{y}$ 及 $C_{paf}-\bar{y}$ 曲线,并具备手工剔除坏点功能,可对已确认正确的压力分布数据进行积分并处理此迎角下的 C_L 及 C_m ,并进一步得到该试验点的 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线。

为了衡量动态失速上下行程(迎角增大的方向为上行程,迎角减小的方向为下行程)迟滞的程度,对升力系数差值的绝对值对角度进行积分得到迟滞环面积,即

$$S_{c_L} = \int_{\alpha_{\min}}^{\alpha_{\max}} |C_{L,u}(\alpha) - C_{L,d}(\alpha)| d\alpha \quad (6)$$

式中: α 为迎角; $C_{L,u}(\alpha)$ 和 $C_{L,d}(\alpha)$ 分别为上仰段和下俯段迎角为 α 时的升力系数。升力迟滞环面积越大,意味着动态失速过程中迟滞效应越严重。

为了衡量负的气动阻尼的大小,对力矩曲线中的顺时针迟滞环面积进行积分

$$S_{c_{m,cw}} = \sum \int_{\alpha_{\min,i}}^{\alpha_{\max,i}} |C_{m,u}(\alpha) - C_{m,d}(\alpha)| d\alpha \quad (7)$$

式中: $C_{m,u}(\alpha)$ 和 $C_{m,d}(\alpha)$ 分别为上仰段和下俯段迎

角为 α 时的力矩系数。顺时针力矩迟滞环总面积越大,意味着动态过程的负气动阻尼越大。

在旋翼飞行系统的稳定性研究中得出气动阻尼系数 Ξ_{cycle} 为

$$\Xi_{\text{cycle}} = -C_w / (\pi\alpha_1^2) = -\frac{1}{\pi\alpha_1^2} \oint C_m d\alpha \quad (8)$$

式中: C_w 为来流和翼型之间的标准能量传递系数; α_1 为振幅; C_m 为绕 1/4 弦长的力矩系数。力矩迟滞环逆时针, Ξ_{cycle} 为正; 力矩迟滞环顺时针, Ξ_{cycle} 为负。

研究发现,浅失速往往更容易给旋翼系统带来不稳定的气动载荷。动态失速带来负的气动阻尼导致旋翼位移的极限环增长,严重时可导致失速颤振,进而引发毁灭性的旋翼机构失效问题^[10]。

3 试验结果分析

3.1 翼型动态失速气动特性分析

3.1.1 静态特性

图 11 为不同雷诺数下 CRA09 翼型试验得到的静态气动力曲线,从静态气动力可以看出,来流风速 15~30 m/s 下(对应基于弦长的雷诺数范围为 $3.1 \times 10^5 \sim 6.3 \times 10^5$),升力系数曲线线性段很接近,在 $12^\circ \sim 13^\circ$ 发生失速,并在 $16^\circ \sim 18^\circ$ 发生升力急剧下降。力矩系数在 $12^\circ \sim 13^\circ$ 时达到正迎角范围内的抬头力矩峰值,之后随着迎角继续增大其开

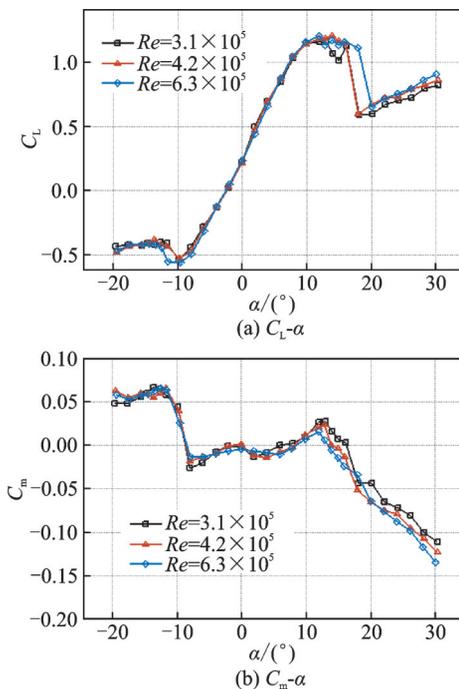


图 11 不同雷诺数静态气动力曲线

Fig.11 Static aerodynamic curves at different Reynolds numbers

始逐渐下降,出现较大的低头力矩。

3.1.2 动态特性

图 12 给出了 $Re=3.1 \times 10^5$ 下两个不同振荡参数(Dynamic case 1 和 Dynamic case 2)的动态试验中动态气动力与静态气动力对比。Dynamic case 1 参数设置为: $k=0.0628$ (k 为无量纲折算频率, $k = \frac{\pi fc}{V}$, 其中 c 为翼型弦长, f 为翼型振荡频率, V 为来流速度), $\alpha_0 = 15^\circ, \alpha_1 = 10^\circ$ 。Dynamic case 2 参数设置为: $k=0.0628, \alpha_0 = 12^\circ, \alpha_1 = 5^\circ$ 。

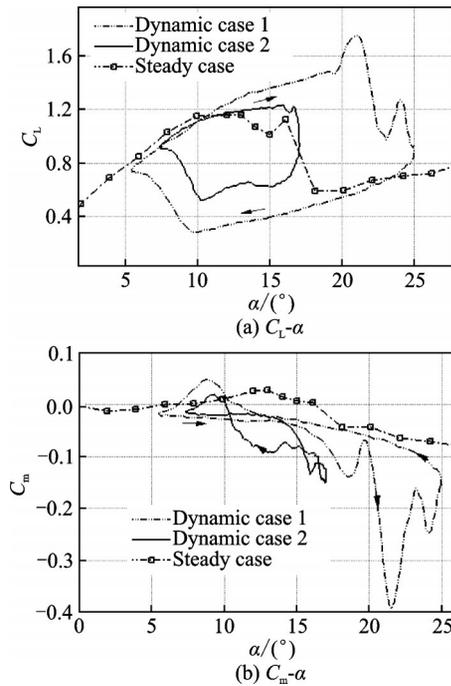


图 12 试验翼型动态气动力与静态气动力对比

Fig.12 Comparison of dynamic and static aerodynamic forces of test airfoil

从图 12 中看出,Dynamic case 1 在超过静态失速迎角后,升力系数继续增大,在 13° 左右出现力矩失速。在迎角增大到 20° 时,升力突增至 1.75 左右,然后出现升力骤降,同时产生了很大的低头力矩。在迎角增大到 23° 左右时,再次出现一个升力尖峰,但此次的低头力矩峰值明显小于上一个力矩峰值。之后升力系数持续下降,直到下俯到迎角 10° 后,升力才开始恢复。Dynamic case 2 平衡迎角与静态失速迎角接近,俯仰振幅角也更小,可以看到:迎角超过静态失速迎角后,升力继续增大,同时出现了不小的低头力矩。虽然超过静态失速迎角后升力线斜率明显降低,但在下俯过程中仍然出现了严重的升力骤降和迟滞。相比 Dynamic case 1, Dynamic case 2 力矩曲线里出现了明显的负阻尼区域,这也意味着该工况下系统的稳定性较差。

3.2 FL-11风洞典型试验结果分析

3.2.1 不同风速下俯仰沉浮耦合振荡试验结果

平衡迎角 10° ,俯仰振荡振幅 10° ,沉浮振荡振幅 50 mm ,俯仰振荡和沉浮振荡的频率均为 1 Hz ,来流风速分别为 $20.6, 37\text{ m/s}$ 工况下,耦合振荡试验结果见图13。由图13可知,与风速 20.6 m/s 相比,翼型 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积在较高风速时有所减小,最大升力系数和俯仰力矩负峰值均增大。施加等离子体激励后,翼型最大升力系数和俯仰力矩负峰值无明显增减,翼型 $C_L-\alpha$ 曲线迟滞环面积在风速为 20.6 m/s 时明显减小, $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积在风速为 37 m/s 时明显减小。

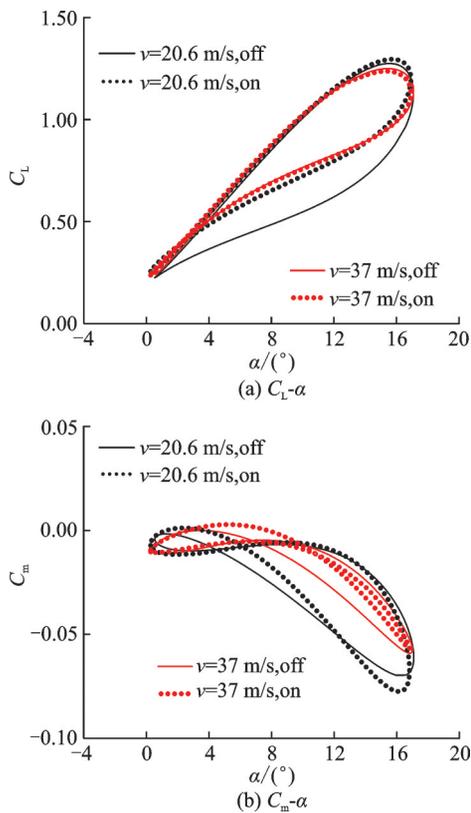


图13 不同风速下耦合振荡试验结果对比

Fig.13 Comparison of coupled oscillation test results with different wind speeds

3.2.2 不同沉浮振幅下俯仰沉浮耦合振荡试验结果

风速为 20.6 m/s 、平衡迎角 10° 、俯仰振荡振幅 10° 、俯仰振荡和沉浮振荡的频率均为 1 Hz ,沉浮振荡振幅分别为 $70, 90\text{ mm}$ 工况下,耦合振荡试验结果见图14。由图14可知,沉浮振荡振幅较高时,翼型 $C_L-\alpha$ 曲线迟滞环面积减小而 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积增大,最大升力系数和俯仰力矩负峰值均在一定程度上增加。施加等离子体激励后,翼型 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积和俯仰力矩负峰值在

最大升力系数基本不变的前提下均有所减小。

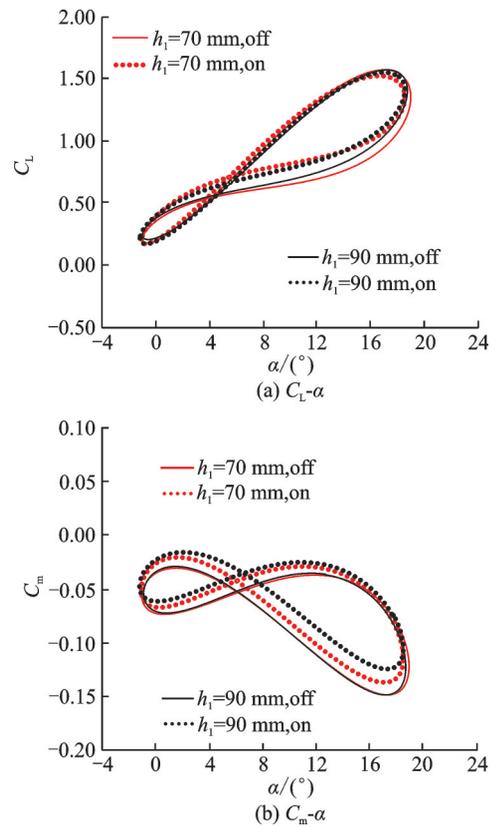


图14 不同沉浮振幅下耦合振荡试验结果对比

Fig.14 Comparison of coupled oscillation test results with different ups and downs

3.2.3 不同激励电压下俯仰沉浮耦合振荡试验结果

风速为 20.6 m/s 、平衡迎角 10° 、俯仰振荡振幅 10° 、沉浮振荡振幅 50 mm 、俯仰振荡和沉浮振荡的频率相同均为 1 Hz 、激励电压分别为 $5, 7.5, 10\text{ kV}$ 工况下,耦合振荡试验结果见图15。由图15可知,施加等离子体激励后,随着激励电压的增大,翼型 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积和俯仰力矩负峰值有逐渐减小的趋势,激励电压为最大值 10 kV 时,升力特性、力矩特性和气动迟滞特性最佳。

3.2.4 不同激励频率下俯仰沉浮耦合振荡试验结果

风速为 20.6 m/s 、平衡迎角 10° 、俯仰振荡振幅 10° 、沉浮振荡振幅 50 mm 、俯仰振荡和沉浮振荡的频率相同均为 1 Hz 、激励频率分别为 $555, 750, 1000, 1500\text{ Hz}$ 工况下,试验结果见图16。由图16可知,施加等离子体激励后,激励频率为 555 Hz 时,翼型 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积以及俯仰力矩负峰值均为最小,此时不仅流动控制效果十分明显,还节省了激励能量。

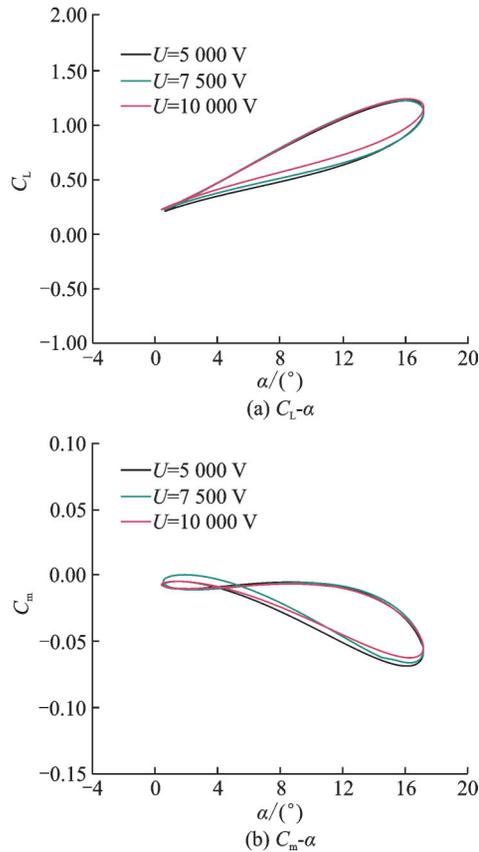


图 15 不同激励电压下耦合振荡试验结果对比
Fig.15 Comparison of coupled oscillation test results with different excitation voltages

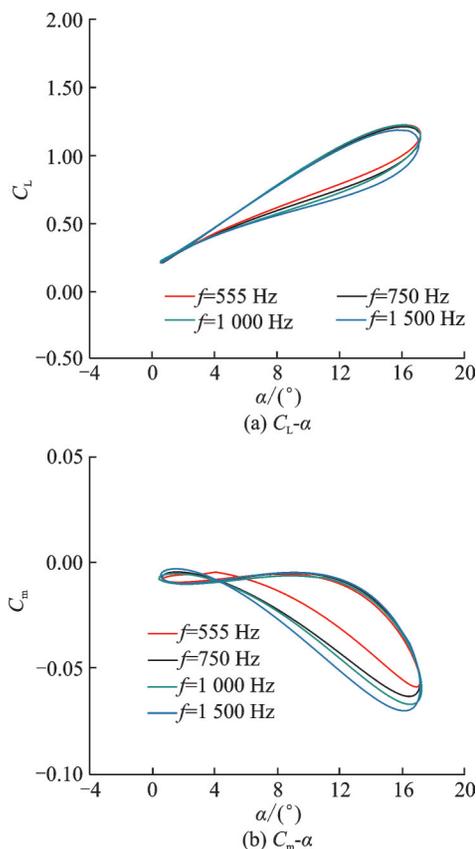


图 16 不同激励频率下耦合振荡试验结果对比
Fig.16 Comparison of coupled oscillation test results with different excitation frequencies

3.3 FL-20风洞典型试验结果分析

3.3.1 不同马赫数下俯仰振荡试验结果

平衡迎角 10° , 俯仰振荡振幅 10° , 俯仰振荡频率均为 10 Hz , 来流风速马赫数分别为 $0.3, 0.35$ 工况下, 以弦长为参考长度的雷诺数分别为 $1.49 \times 10^6, 1.72 \times 10^6$, 试验结果见图 17。由图 17 可知, 施加等离子体激励后, 翼型 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积基本无变化, 翼型最大升力系数增大, 俯仰力矩负峰值有所增加, 翼型 $C_L-\alpha$ 迟滞环面积减小。

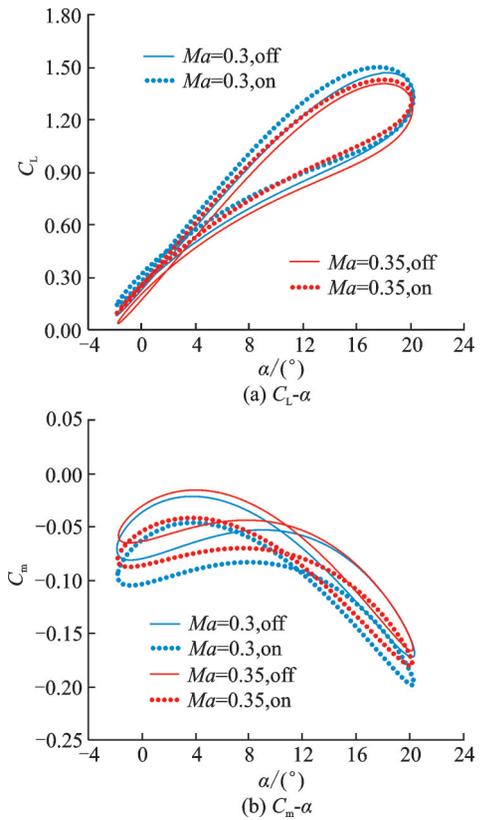


图 17 不同马赫数下俯仰振荡试验结果对比
Fig.17 Comparison of pitch oscillation test results with different Ma

3.3.2 不同激励电压下俯仰振荡试验结果

风速马赫数为 0.3 、平衡迎角 10° 、俯仰振荡振幅 10° 、俯仰振荡频率相同均为 8 Hz 、激励电压分别为 $0, 5, 7.5, 10, 12.5\text{ kV}$ 工况下, 试验结果见图 18。由图 18 可知, 施加等离子体激励后, 翼型 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积变化不大, 激励电压为 5 kV 时, 最大升力系数增大, 俯仰力矩负峰值均有所减小。激励电压为最大值 12.5 kV 时, 气动力特性曲线变化趋势最显著。

3.3.3 不同激励频率下俯仰振荡试验结果

风速马赫数为 0.3 、平衡迎角 10° 、俯仰振荡振幅 10° 、俯仰振荡频率相同均为 8 Hz 、激励频率分别为 $561, 747, 1000, 1250, 1500\text{ Hz}$ 工况下, 俯仰

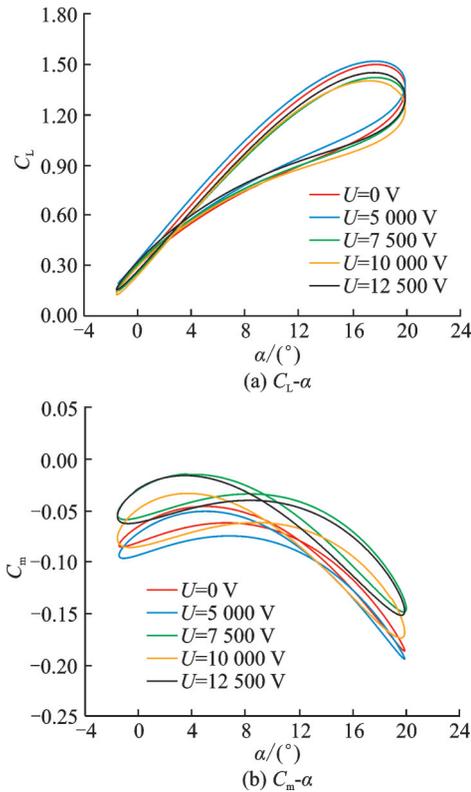


图18 不同激励电压下俯仰振荡试验结果对比

Fig.18 Comparison of pitch oscillation test results with different excitation voltages

振荡试验结果见图19。由图19可知,施加等离子体激励后,随着激励频率的增大,翼型 $C_L-\alpha$ 及 $C_m-\alpha$ 曲线迟滞环面积基本无变化,最大升力系数和俯仰力矩负峰值均有逐渐减小的趋势。

3.4 动态失速等离子体流动控制机理

图20为系统采集的16个周期的翼型表面压力系数 C_p 分布平均成1个振荡周期的数据结果。试验马赫数为0.3,翼型振荡平衡迎角为 10° 、俯仰振荡振幅为 10° 、俯仰振荡频率为8 Hz,激励电压为5 kV,激励脉冲频率为1 005 Hz。由图20可知,上翼面(吸力面)在施加等离子体流动控制以后, x/c 在0.11~0.64区域内吸力明显增加,下翼面(压力面)在施加等离子体流动控制以后, x/c 在0.13~0.41区域内压力明显增加,等离子体控制翼型表面的吸力峰值也略有增加,其他位置的压强系数变化不大,因此,由压力分布积分计算获得的翼型升力系数可明显增加,这也解释了图18所示的等离子体实现增升的气动现象。分析认为,等离子体诱导翼面吸力的增加,可增大边界层对周围流场的吸附作用,即利用等离子体激励产生的低压区将分离的流动重新吸附回翼面上来,这是等离子体控制动态分离流的重要物理机理^[28]。

结合前人所做工作及本文试验结果,对等离子

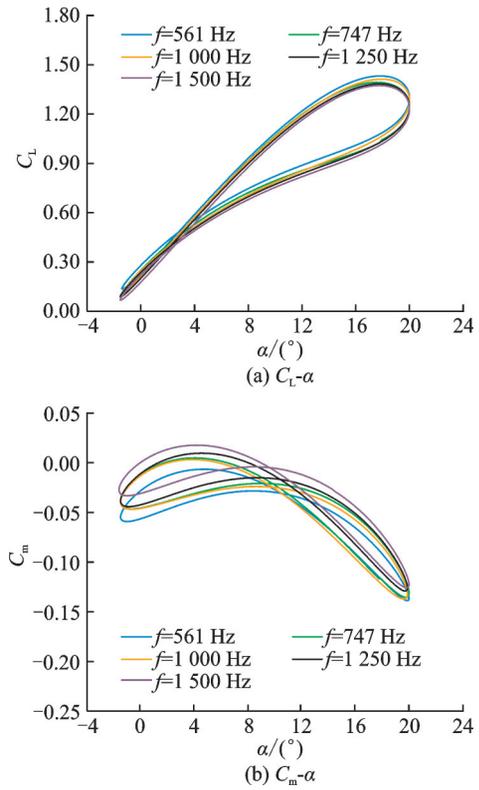


图19 俯仰振荡试验不同激励频率结果对比

Fig.19 Comparison of pitch oscillation test results with different excitation frequencies

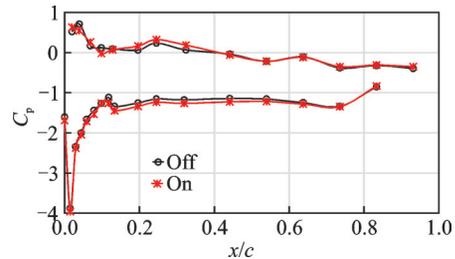


图20 下行程 18° 时,等离子体控制前后翼型表面压力系数分布 ($\alpha_0=10.44^\circ$, $\alpha_1=6.94^\circ$, $f=0.499$ Hz, $V=10$ m/s)

Fig.20 Comparison of pitch oscillation test results with different excitation frequencies ($\alpha_0=10.44^\circ$, $\alpha_1=6.94^\circ$, $f=0.499$ Hz, $V=10$ m/s)

体流动控制的机理进行详细分析。旋翼翼型发生动态失速时,动态失速涡脱落一般发生在达到最大迎角之后,达到最大迎角之前的升力下降主要是由上翼面后缘的分离导致的。伴随着动态失速涡的脱落,前缘逆压梯度逐渐消散,一个低压区开始向后缘运动,引起了升力系数的增大,同时力矩系数逐渐达到负峰值。

未施加等离子体流动控制时,前缘失速涡在翼面发展并逐渐脱落,引起了升力的增大,同时低头力矩开始变大。在施加控制后,首先,前缘失速涡脱落被抑制,后缘低压区慢慢减小,升力和力矩没

有出现剧烈振荡。然后,失速涡带来低压区向后缘移动并开始慢慢脱离翼面,升力开始迅速下降,低头力矩接近峰值。施加控制后前缘吸力峰继续存在,大大减小了低头力矩。最后,随着前缘逆压梯度的恢复以及翼面分离区的减小,升力开始回升。动态失速涡在达到最大迎角后脱落,施加控制后,动态失速涡的脱落被抑制,升力有所降低,但是减小了升力的振荡。由于施加控制后翼面中后部没有受到较大扰动,没有出现明显的负压,所以力矩迟滞大大减小,而且翼面重附着也没有明显延迟^[28]。

4 结 论

(1) DBD 等离子体气动激励能够有效控制翼型动态失速,改善平均气动力,减小力矩负峰值,并减小气动力/力矩随迎角变化的迟滞区域。

(2) 来流速度、振荡形式、俯仰角度和沉浮位移等不同运动参数,以及激励电压、脉冲频率等不同激励电参数对等离子体流动控制效果的影响较为显著。

(3) 试验首次实现了纳秒脉冲等离子体对旋翼翼型俯仰/沉浮耦合振荡动态失速性能的改善,并在雷诺数突破 1.7×10^6 、振荡频率突破 10 Hz 时取得了较为显著的流动控制效果。

参考文献:

- [1] 史勇杰, 厉聪聪, 徐国华. 基于合成射流的旋翼翼型动态失速控制研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 270-279.
SHI Yongjie, LI Congcong, XU Guohua. Rotor airfoil dynamic stall control based on synthetic jet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 270-279.
- [2] CHOUDHRY A, LEKNYS R, ARJOMANDI M, et al. An insight into the dynamic stall lift characteristics [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2014, 58: 188-208.
- [3] GUPTA R, ANSELL P J. Unsteady flow physics of airfoil dynamic stall [C]//Proceedings of AIAA Sci-Tech Forum. [S.l.]: AIAA, 2017.
- [4] 钱炜祺, 符松, 蔡金狮. 翼型动态失速的数值研究[J]. 空气动力学学报, 2001, 19(4): 427-433.
QIAN Weiqi, FU Song, CAI Jinshi. Numerical study of airfoil dynamic stall [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2001, 19(4): 427-433.
- [5] 王友进, 闫超, 周涛. 不同厚度翼型动态失速涡运动

数值研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(2): 153-157.

WANG Youjin, YAN Chao, ZHOU Tao. Numerical investigation of dynamic stall vortex movement of different-thickness airfoils [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(2): 153-157.

- [6] 邵明玉, 杨茂, 陈凤明. 旋翼翼型动态失速特性的数值仿真研究[J]. 计算机仿真, 2012, 29(7): 70-74.

SHAO Mingyu, YANG Mao, CHEN Fengming. Numerical simulation study on dynamic stall characteristics of rotor airfoil [J]. Computer Simulation, 2012, 29(7): 70-74.

- [7] 宋辰瑶, 徐国华. 旋翼翼型非定常动态失速响应的计算[J]. 空气动力学学报, 2007, 25(4): 461-467.

SONG Chenyao, XU Guohua. Computations of unsteady dynamic stall responses on rotor airfoils [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2007, 25(4): 461-467.

- [8] 赵国庆, 招启军, 王清. 旋翼翼型非定常动态失速特性的 CFD 模拟及参数分析[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 72-81.

ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun, WANG Qing. Simulations and parametric analyses on unsteady dynamic stall characteristics of rotor airfoil based on CFD method [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 72-81.

- [9] 刘勇, 陈琨, 张呈林. 大机动飞行时旋翼翼型的动态失速模型[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 330-334.

LIU Yong, CHEN Kun, ZHANG Chenglin. Dynamic stall model for high maneuvering flight of helicopters [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(3): 330-334.

- [10] CORKE T C, FLINT T O. Dynamic stall in pitching airfoils: Aerodynamic damping and compressibility effects [J]. The Annual Review of Fluid Mechanics, 2015, 47: 479-505.

- [11] HEINE B, MULLENERS K, JOUBERT G, et al. Dynamic stall control by passive disturbance generators [J]. AIAA Journal, 2013, 51(9): 2086-2097.

- [12] LEE B S, YEE K, JOO W, et al. Passive control of dynamic stall via nose droop with gurney flap [C]//Proceedings of 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2005.

- [13] GERONTAKOS P, LEE T. Dynamic stall flow control via a trailing-edge flap [J]. AIAA Journal, 2006, 44(3): 469-481.

- [14] GERONTAKOS P, LEE T. PIV study of flow

- around unsteady airfoil with dynamic trailing-edge flap deflection[J]. *Experiments in Fluids*, 2008, 45(6): 955-972.
- [15] POST M L. Plasma actuators for separation control on stationary and oscillating airfoils[C]//*Proceedings of AIAA Flow Control Conference*. [S.l.]: AIAA, 2004.
- [16] GARDNER A D, RICHTER K, ROSEMANN H. Numerical investigation of air jets for dynamic stall control on the OA209 airfoil[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2011, 1(1/2/3/4): 69-82.
- [17] WEAVER D, MCALISTER K W, TSO J. Control of VR-7 dynamic stall by strong steady blowing[J]. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(6): 1404-1413.
- [18] ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun. Parametric analyses for synthetic jet control on separation and stall over rotor airfoil[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27(5): 1051-1061.
- [19] 蒋瑾, 杨爱明, 翁培奋. 合成射流用于动态失速控制的数值模拟[J]. *上海大学学报(自然科学版)*, 2008, 14(4): 405-411.
JIANG Jin, YANG Aiming, WENG Peifen. Numerical simulation of dynamic stall control using synthetic jet[J]. *Journal of Shanghai University(Natural Science Edition)*, 2008, 14(4): 405-411.
- [20] 吴云, 李应红. 等离子体流动控制研究进展与展望[J]. *航空学报*, 2015, 36(2): 381-405.
WU Yun, LI Yinghong. Progress and outlook of plasma flow control[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(2): 381-405.
- [21] 苏长兵, 宋慧敏, 李应红. 基于等离子体激励的圆柱绕流控制实验研究[J]. *实验流体力学*, 2006, 20(4): 45-48.
SU Changbing, SONG Huimin, LI Yinghong. Experiments of the flow field structure control around a circular cylinder based on plasma actuation[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2006, 20(4): 45-48.
- [22] FRANKHOUSER M W, GREGORY J W. Nanosecond dielectric barrier discharge plasma actuator flow control of compressible dynamic stall[C]// *Proceedings of AIAA Plasma dynamics and Lasers Conference*. [S.l.]: AIAA, 2015.
- [23] 赵光银, 梁华, 李应红, et al. 纳秒脉冲等离子体激励控制小后掠三角翼低速绕流试验[J]. *航空学报*, 2015, 36(7): 2125-2132.
ZHAO Guangyin, LIANG Hua, LI Yinghong, et al. Experiment of flow control on a low swept delta wing using pulsed nanosecond plasma actuation[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(7): 2125-2132.
- [24] 郝琳召, 张彬乾, 陈真利. 纳秒等离子体激励控制翼型流动分离机理研究[J]. *航空工程进展*, 2014, 5(1): 25-32.
HAO Linzhao, ZHANG Binqian, CHEN Zhenli. Investigation on mechanisms of separation control over an airfoil using nanosecond pulsed plasma actuator[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2014, 5(1): 25-32.
- [25] STARIKOVSKIY A, MILES R B. Experimental investigation of dynamic stall in a wide range of mach numbers by plasma actuators with combined energy/momentum action[C]//*Proceedings of AIAA Plasma dynamics and Lasers Conference*. [S.l.]: AIAA, 2016.
- [26] 杜海, 史志伟, 耿玺, 等. 等离子体激励器对微型飞行器横航向气动力矩控制的实验研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(10): 1781-1790.
DU Hai, SHI Zhiwei, GENG Xi, et al. Experimental study of directional-lateral aerodynamic moment control of micro air vehicle by plasma actuators[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(10): 1781-1790.
- [27] LI Guoqiang, ZHANG Weiguo, JIANG Yubiao, et al. Experimental investigation of dynamic stall flow control for wind turbine airfoils using a plasma actuator[J]. *Energy*, 2019, 185: 90-101.
- [28] 李国强, 常智强, 张鑫, 等. 翼型动态失速等离子体流动控制试验[J]. *航空学报*, 2018, 39(8): 128-140.
LI Guoqiang, CHANG Zhiqiang, ZHANG Xin, et al. Experiment on flow control of airfoil dynamic stall using plasma actuator[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(8): 128-140.

(编辑:孙静)