

文章编号: 1672-9897(2010)06-0001-05

柔性翼微型飞行器水平阵风响应特性实验研究

史志伟, 刘志强, 丁超

(南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016)

摘要:设计研制了一种飞翼布局的柔性翼和刚性翼微型飞行器,并在风洞中研究了两种微型飞行器在定常风和水平阵风作用下的气动特性,给出了柔性翼和刚性翼微型飞行器气动特性的差别。研究表明:不论是在定常风情况下,还是在水平阵风环境下,柔性翼的气动特性要优于刚性翼结构,柔性翼具有延迟失速和缓和阵风影响的能力,有利于稳定飞行。PIV测量结果表明:由于柔性翼的变形使刚性翼和柔性翼翼面上的流态不同,从而使微型飞行器的气动特性发生改变。

关键词:微型飞行器(MAV);柔性翼;水平阵风;气动特性

中图分类号:V211.7 **文献标识码:**A

Experimental investigation on the aerodynamic characteristics of flexible wing MAV in horizontal gust

SHI Zhi-wei, LIU Zhi-qiang, DING Chao

(College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A flexible wing MAV and a rigid wing MAV are designed. In the unsteady wind tunnel in NUAA, the aerodynamic characteristics of these MAVs in steady wind and in horizontal gust are studied. The differences between the rigid and flexible wing are discussed. The results show that the aerodynamic characteristics of the flexible wing is better than that of rigid wing, not only in steady wind but also in horizontal gust. The flexible MAV has the ability of delaying stall and alleviating the effects of gust. This is beneficial to steady flight. The PIV results show that the flow field structure of the flexible wing and rigid wing is different because of the distortion of the flexible wing. These will result in the variety of aerodynamic loads correspondingly.

Key words: micro air vehicle (MAV); flexible wing; horizontal gust; aerodynamic characteristics

0 引言

微型飞行器(Micro Air Vehicle, MAV)的概念起源于上世纪90年代^[1]。美国国防高级研究计划局(DARPA)最初考虑这项技术是源于军事目的^[2],根据DARPA提出的要求,微型飞行器的基本技术指标是:飞行器各项尺寸不超过15cm,重量为10~100g,续航时间20~60min,巡航速度30~60km/h,平台有效载荷1~18g,飞行距离1~10km,能自主飞行,微型飞行器采用固定翼布局^[3]。与常规无人飞行器相比,MAV具有体积小、重量轻、成本低的飞行平台优势,操纵方便、机动灵活、噪音小、隐蔽性好,因此它具有很高的军用和民用价值。

微型飞行器的主要飞行环境为对流层底部,该层天气环境复杂多变,对微型飞行器的稳定飞行有着很大影响,其中对微型飞行器影响最大的就是风,特别是阵风。阵风会使微型飞行器产生附加的气动力和力矩,从而造成附加的过载,使微型飞行器出现纵向振荡,横航向摇摆甚至翻滚现象,同时容易引起结构疲劳损坏。国际上对微型飞行器抗阵风影响的研究已经取得了一定的进展。Wei Shyy等^[4-5],对生物和MAVs柔性翼进行了较为系统的研究,并对多种柔性翼结构开展风洞试验和飞行试验研究,发现柔性翼结构可以明显改善小展弦比机翼的大迎角特性。Yongsheng Lian等^[6-7]开展了三维MAV薄膜柔性翼流-固耦合数值模拟,计算了薄膜翼的非线性流-固

收稿日期: 2010-01-06; 修订日期: 2010-05-10

基金项目: 航空科学基金(2009ZA52005)资助项目

耦合问题。Roberto Albertani^[8-9]完成了一种柔性翼的变形和气动特性的测量,给出了机翼变形对气动特性的影响关系。Peter G Ifju^[10]完成了一种柔性机翼微型飞行器的设计和研制,并进行了风洞吹风实验。通过进行试飞,认为柔性翼微型飞行器可以在更复杂的大气环境下进行稳定飞行。这些研究工作都得到了相同的结论:柔性翼在复杂大气环境下比刚性翼有更好的抗风能力和延迟失速的能力。目前这些研究成果都是在定常来流下获得的,对于阵风环境下的非定常流动的研究还很少^[11],因此缺乏在阵风环境下的非定常气动数据,这对微型飞行器控制系统的设计是不利的。中国也有研究者进行了微型飞行器阵风特性的研究,以及柔性翼和刚性翼微型飞行器外场阵风环境对比飞行试验研究^[12-13]。结果表明:采用柔性翼的微型飞行器受扰动后产生的过载要大大低于采用刚性机翼的飞行器。由于中国在微型飞行器阵风特性方面的研究起步较晚,目前还没有形成一套系统的研究方法和理论,特别是在风洞模拟实验方面,还有研究成果,因此需要在柔性翼微型飞行器阵风特性风洞实验研究方面进行更深入、细致的研究。

为此,设计研制了一种飞翼布局的柔性翼和刚性翼微型飞行器,并在南航非定常风洞内研究了两种微型飞行器在水平阵风作用下的非定常气动特性,给出了柔性翼和刚性翼微型飞行器气动特性的差别,并从流动结构上进行了分析。

1 试验设备

1.1 非定常风洞

南航非定常风洞是一座自行设计、自行建造的低湍流、低噪声的低速风洞^[14]。该风洞的最大特点是可以对来流风速进行控制,产生非非常的自由来流。风洞开口试验段的尺寸为 $1.5\text{m}\times 1.0\text{m}$,最大风速 35m/s ,湍流度 $\epsilon\leq 0.07\%$,俯仰方向气流偏角 $|\Delta\alpha|\leq 0.5^\circ$,偏航方向气流偏角 $|\Delta\beta|\leq 0.5^\circ$ 。

1.2 水平阵风的形成

通过控制风洞中非定常机构的运动,可以在试验段中产生非非常的水平阵风。水平阵风的风速测量由动态压力传感器完成。图1为典型余弦速度脉动变化曲线,其中对速度信号进行了无量纲化处理。无量纲速度表示为:

$$\frac{U(t)}{U_\infty} = 1 + R\cos(\omega t) = 1 + R\cos(2\pi ft) \quad (1)$$

式中 $U(t)$ 为实时风速, U_∞ 为平均风速, R 为无量纲幅值($R<1$), f 为风速脉动频率。

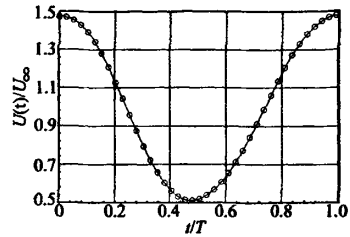


图1 水平阵风速度变化曲线

Fig. 1 The velocity curve of the horizontal gust

1.3 试验模型

试验模型如图2所示,均采用飞翼式齐莫曼翼外形,前后缘均为半椭圆(长短轴之比为 $5:1$)。模型参考面积 $S=0.0312\text{m}^2$,展长 $l=0.225\text{m}$,平均气动弦长 $b_A=0.15\text{m}$ 。刚性模型为碳纤维的刚性结构,机身采用S5010翼型状硬质泡沫制作;柔性模型骨架为碳纤维刚性结构,机身采用S5010翼型状硬质泡沫制作,机翼采用柔性结构,碳纤维条带作为支撑筋,柔性蒙皮材料采用硅橡胶薄膜,厚度为 0.25mm ,施加少许的预紧力,均匀的粘贴在支撑筋上。试验模型通过安装在模型下后方的连接件与天平相连接。



(a) 刚性翼模型



(b) 柔性翼模型

图2 试验模型

Fig. 2 The test models

2 数据处理方法

在非定常试验中,由于风速大小是随时间变化的,因此对测量数据的处理,采用实时采集的风速大小来进行。

$$C_{x,y,z}(t) = \frac{X(t), Y(t), Z(t)}{\frac{1}{2}\rho U(t)^2 S} \quad (2)$$

$$m_{x,y}(t) = \frac{M_{x,y}(t)}{\frac{1}{2}\rho U(t)^2 S l}$$

$$m_z(t) = \frac{M_z(t)}{\frac{1}{2}\rho U(t)^2 S b_A} \quad (3)$$

在动态试验过程中,由于气流分离引起流动的不重复性、气流脉动时的惯性力变化、非正常分离流动引起的结构振动以及高频电信号噪声等造成测量数据离散性很大,有用信号淹没在背景噪声之中,无法获得所需要的测量结果,因此需要进行特殊处理。首先在数据采集时采用低通滤波器,滤掉一些无用的高频信号;同时数据采集过程采用多周期的锁相采集,并对获得的多周期测量数据进行相位平均处理;最后设计了数字滤波处理程序,以去除背景噪声,消除数据的振荡现象。如图3所示,滤波前背景噪声影响非常大,滤波后,既保持了原来的曲线特征,规律性也变得比较明显。

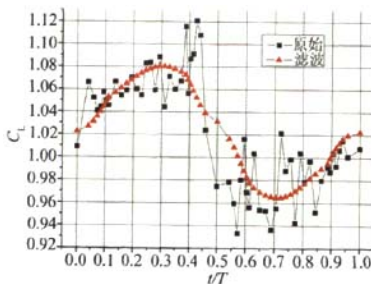


图3 原始数据与滤波数据的比较
Fig.3 Comparison between the raw data and filter data

3 刚性翼和柔性翼的对比试验结果

3.1 静态试验结果

首先测量了两种模型的静态气动力数据,试验风速为 $U_\infty = 16\text{m/s}$,对应的雷诺数 $Re = 1.68 \times 10^5$ 。图4所示为升力系数随迎角变化曲线。

从图中可以看出,两个模型的升力系数在小迎角时差别很小,这是因为在小迎角时,柔性模型的变形不明显,两个模型的有效迎角几乎是相同的,此时流动基本都是附着流动,微弱的柔性变形对流场的影响很微弱,所以升力系数基本没有差别。柔性模型在迎角为 18° 左右时后缘开始出现比较明显的变形,这时刚性模型和柔性模型的升力特性开始出现比较明显的差别,柔性模型的升力系数斜率逐渐变小,同时量值开始逐渐小于刚性模型,这种现象一直持续到两个

模型都发生失速。同时从图中可以看出,刚性模型的最大升力系数要大于柔性模型,柔性模型的失速迎角要比刚性模型的失速迎角大,这说明柔性翼有一定的延迟失速的能力。

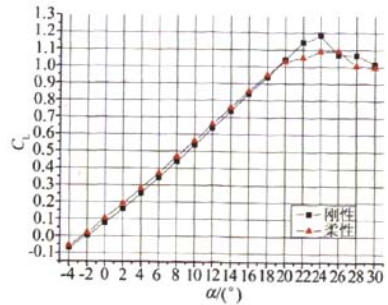


图4 升力系数随迎角变化曲线
Fig.4 The curve of C_L vs α

3.2 PIV 测量结果

图5所示为两种模型 $y/l=50\%$ 截面上不同迎角下PIV测量的速度矢量分布结果,其中 l 代表半展长。从图中可以看出,在迎角较小时,两个模型翼面上的流动在各个位置都是附着流动,并没有产生明显的流动分离现象,所以,此时两个模型的升力系数也基本相同。在迎角较大时,两个模型翼面上的流动都存在分离现象,但是两个模型的分离程度有明显的不同,刚性翼模型的分离位置要比柔性翼模型靠前,并且分离区明显大于柔性翼模型,此时刚性翼已经失速,而柔性翼模型分离程度比较小,此时柔性翼模型没有发生失速现象。

3.3 水平阵风响应试验结果

参考静态试验的结果,选取动态试验的迎角分别为 15° 、 22° 、 25° 和 28° 。风速变化规律为正弦运动,水平阵风平均风速 $U_\infty = 12\text{m/s}$ 左右,风速脉动频率分别为 $f_1 = 0.2\text{Hz}$ 、 $f_2 = 0.5\text{Hz}$,脉动幅值 $R = 0.40$ 。

图6所示为刚性翼模型和柔性翼模型在风速脉动频率 0.5Hz 时升力系数的对比试验结果。在试验过程中,随着来流的加速,柔性模型后缘的变形量明显增大,而随着来流的减速,后缘变形量比较小,这种反复变形就会在柔性变形和非正常流场之间形成一种耦合,使之呈现出与在定常风速下不同的试验现象。从图中可以看出,模型在都没有失速之前,柔性模型的升力系数明显要比刚性模型的小,这与定常风速下的试验结果有所不同。当两个模型都失速之后,模型翼面上的流动都已呈完全分离状态,两个模型的升力系数的变化没有明显的差别。这也就表明,在失速迎角前,柔性翼有较强的减弱和缓阵风的能力。

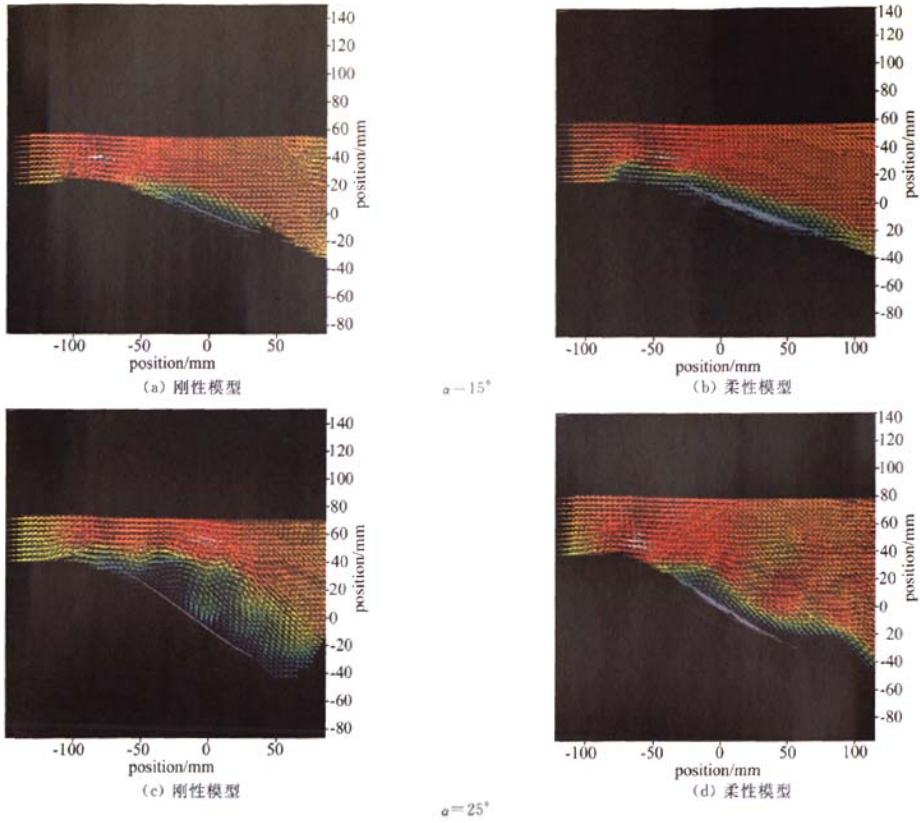


图5 展向PIV对比测量结果($y/l=50\%$)
 Fig. 5 PIV results comparison in span direction between the rigid and flexible wing

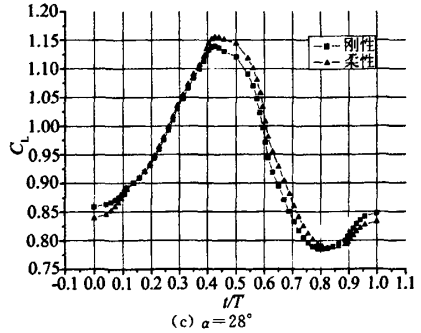
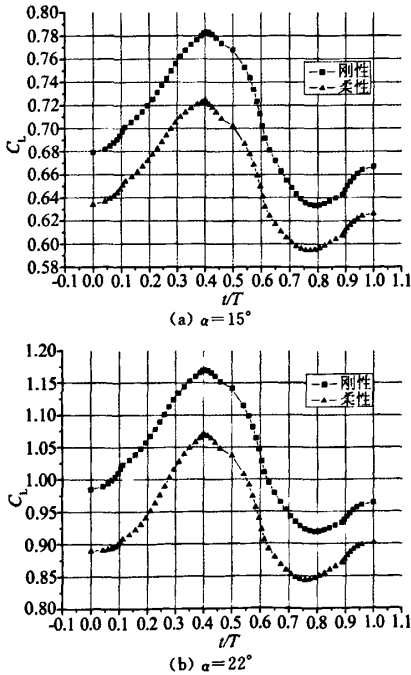


图6 刚性翼和柔性翼的升力系数对比($f=0.5\text{Hz}$)
 Fig. 6 The comparison of lift coefficients between the rigid and flexible wing

4 结论

笔者初步进行了柔性翼和刚性翼微型飞行器气动特性的对比试验研究。从静态试验结果可以看出，柔性模型的失速迎角比刚性模型大，这说明柔性模型有一定的延迟失速的能力。在非定常水平阵风环境下，柔性模型的升力要比刚性模型小，同时柔性模型的升力脉动量要比刚性模型小，这说明柔性模型有一

定的阵风缓和能力。

参考文献:

- [1] STEVEN Ashley. Palm-size spy plane[J]. Mechanical Engineering, 1998, 11(3): 74-78.
- [2] 翁梓华, 黄太平, 吴金明, 等. 微型飞行器的研究进展和主要技术[J]. 航空制造技术, 2005, 2: 98-102.
- [3] MATTHEW T K, JOEL M G. Development of the black widow and microbat MAVs and a vision of the future of MAV design[R]. 2003, AIAA 2003-2901.
- [4] WEI Shyy, MATS Berg, DANIEL Ljungqvist. Flapping and flexible wings for biological and micro air vehicles [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1999, 35: 455-505.
- [5] WEI Shyy, IFJU Peter, VIIEU Dragos. Membrane wing-based micro air vehicles[J]. Applied mechanics reviews, 2005, 58: 283-301.
- [6] LIAN Yongsheng, WEI Shyy, VIIEU Dragos, et al. Membrane wing aerodynamics for micro air vehicles[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39: 425-465.
- [7] LIAN Yongsheng, WEI Shyy. Three dimensional fluid structure interactions of a membrane wing for micro air vehicle application[R]. AIAA 2003-1726.
- [8] ALBERTANI R, STANFORD B. Experimental analysis of deformation for flexible-wing micro air vehicles [R]. AIAA 2005-2231.
- [9] ALBERTANI R, STANFORD B, HUBNER J P, et al. Aerodynamic coefficients and deformation measurements on flexible micro air vehicle wings [J]. Experimental Mechanics, 2007, 47: 625-635.
- [10] IFJU Peter G, JENKINS David A, ETTINGER Scott, et al. Flexible-wing-based micro air vehicles[R]. AIAA 2002-0705.
- [11] WEI Shyy, JENKINS David A, RICHARD W S. Study of adaptive shape airfoils at low Reynolds number in oscillatory flows [J]. AIAA Journal, 1997, 35(9): 1545-1548.
- [12] 李锋, 白鹏, 石文, 等. 微型飞行器低雷诺数空气动力学[J]. 力学进展, 2007, 37(2): 257-268.
- [13] 王劲东, 周兆英, 朱荣, 等. 柔性翼微型飞行器的稳定特性[J]. 清华大学学报, 2006, 46(11): 1840-1843.
- [14] SHI Zhiwei, MING Xiao. Experimental investigation on a pitching delta wing in unsteady free stream[J]. Modern Physics Letters B, 2009, 23(3): 409-412.

作者简介:



史志伟(1972-),男,江苏宜兴人,博士,副研究员。研究方向:实验空气动力学,非定常空气动力学,微型飞行器空气动力学。通讯地址:江苏南京市南京航空航天大学航空宇航学院(210016), E-mail: szwam@nuaa.edu.cn

X-51A 试飞受挫原因可能是密封失效

【据美国《航宇日报》近日报道】在 5 月 25 日 X-51A“驭波者”高超声速试验飞行器的首飞试验中,超燃冲压发动机与尾喷管之间的密封故障可能是导致 X-51A 无法达到预定马赫数的原因。从超燃冲压发动机泄露出来的高温气体对飞行器产生了侧向力,从而导致加速减慢和续航时间变短。

美国空军研究实验室(AFRL)X-51A 项目经理 Charles Brink 透露,未试飞的另外 3 架飞行器上的发动机将会拆卸下来并重新检查,并且在飞行测试恢复之前,密封装置将会得到增强。超燃冲压发动机与配装在机体上的尾喷管之间必须要有热密封和压力密封,以容纳发动机工作后引起的膨胀。调查主要集中在发动机与机身连接过程中的密封封装程序上。Brink 称,密封是“盲装”的,而且一旦发动机就位后便很难检测。因此,科研团队专门研发了在线密封检测技术。调查认为,密封泄露扰乱了进入尾喷管的气流,从而导致了侧向力,且进一步对飞控系统产生了影响。Brink 透露:“我们注意到 X-51A 在飞行中产生了一些侧滑和偏角。”目前,一个特别团队被迅速组建起来,该团队在 9 月份对密封方案、温度、安装等问题进行研究,并开发能够更加结实可靠的密封方法。

摘自《国外航空航天》