

文章编号: 1672-9897(2012)04-0038-05

柔性翼微型飞行器垂直阵风响应特性的实验研究

魏德宸¹, 史志伟², 彭仁明²

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京 210016; 2. 绵阳师范学院物理与电子工程学院, 四川 绵阳 621000)

摘要:微型飞行器因其体积小、重量轻、使用灵活、成本低, 广泛应用于军民领域的侦查、通讯、搜救等领域。在制约微型飞行器发展的诸多因素中, 阵风对微型飞行器的稳定、安全飞行影响很大。在南京航空航天大学非定常风洞内, 研制了一套垂直阵风装置, 进行了垂直阵风的流场测试。设计制作了一种柔性翼微 τ 型飞行器, 并制作了刚性翼与其对比, 在国内首次进行了微型飞行器垂直阵风实验。结果表明: 柔性翼能够提高微型飞行器的失速迎角, 且具有更好的纵向稳定性, 有一定的垂直阵风缓和的能力, 有利于安全、稳定飞行。

关键词:微型飞行器; 垂直阵风; 柔性翼; 动态气动特性; PIV

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A

Experimental investigation on the vertical gust response characteristics of the MAV with flexible structure

WEI De-chen¹, SHI Zhi-wei¹, PENG Ren-ming²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. School of Physics & Electronic Engineering, Mianyang Normal University, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: Micro aerial vehicle (MAV) is a new type of aircraft, which has traits of mini volume, light weight, higher flexibility, low cost, etc. So MAV could be extensively applied to military and civil fields, including reconnaissance, communication, and rescue. Concerned with several obstacles of restricting the MAV development, the gust is the most important factor that affects the MAV to flight safely and steadily. The equipment for generating vertical gust is developed and an angle surveying method which could be applied on the vertical gust flow field is studied. Then a rigid wing MAV and a flexible wing MAV of a flying wing configuration are designed and fabricated. The vertical gust experiment for MAV is carried out in unsteady wind tunnel of NUAA. The results show that the flexible wing can increase the stall angle of attack. At the same time, it has better longitudinal stability. The flexible wing has the ability of alleviating the effects of vertical gust which benefits to safe and steady flight.

Key words: micro aerial vehicle; vertical gust; flexible wing; dynamic aerodynamic characteristics; PIV

0 引言

微型飞行器是一种新型的飞行器, 因其体积小、重量轻、使用灵活、成本低, 故可广泛应用于军、民用领域的侦察、通讯、搜救、勘测等领域。由于其飞行速度较低, 与风速在同一量级, 且主要活动空间为湍流多发的超低空环境, 所以阵风是对其稳定、安全飞行影响最大的因素之一^[1]。阵风的影响体现在改变来流速度和改变来流方向两方面。由于低雷诺数下空

气的黏性效应和非定常效应显著, 雷诺数发生微小的改变也可能导致微型飞行器气动性能、稳定性和操纵性的急剧恶化。而来流方向的改变更直接影响了微型飞行器的实际迎角。垂直阵风在改变来流速度的同时也改变了来流方向, 因此微型飞行器要走向实用化, 其对垂直阵风的适应能力是必须解决的关键问题。Florida 大学、Notre Dame 大学和美国空军实验室开展研究结果表明柔性翼微型飞行器有更好的阵风适应能力和平稳飞行能力^[2-6]。在低雷诺数风洞对

收稿日期: 2011-08-15; 修订日期: 2012-02-08

基金项目: 航空科学基金(2009ZA52005)

一种自行设计的柔性翼微型飞行器进行了国内首次垂直阵风试验,并与翼型、机翼平面形状和尺寸大小均相同的固定翼飞行器进行了性能对比。

1 实验设备和模型

1.1 风洞

南京航空航天大学的非正常风洞是一座低湍流、低噪声的低速风洞。开口实验段的主要技术指标为:长 \times 宽 \times 高:1.7m \times 1.5m \times 1.0m,最大风速35m/s,最小稳定风速3m/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 $\Delta\beta \leq 0.5^\circ$ 。通过在风洞出口处设计一套用电机带动四连杆驱动的俯仰振动叶片,控制风洞出口处的俯仰叶片的振动,来改变风洞出口处的来流方向,模拟垂直阵风的变化。垂直阵风产生机构如图1所示,其中1为电机控制箱,2为电机,3为光栅编码器,4为帆板机构。



图1 垂直阵风产生机构

Fig.1 The equipment for generating vertical gust

1.2 实验模型

研究表明,齐莫曼翼失速迎角大于反齐莫曼翼^[7]。且借鉴于鸟类翅膀后缘可以发生局部被动变形,从而适应大气扰动对飞行影响的原理,对柔性翼结构做出适当改进。最终确定的实验模型如图2和3所示,采用飞翼式齐莫曼翼外形,前后缘为半椭圆,长轴和短轴之比为5:1,参考面积 $s=0.0312\text{m}^2$,模型的展长 $l=0.225\text{m}$,平均气动弦长 $b_A=0.15\text{m}$ 。刚性翼模型为碳纤维的刚性结构;柔性翼模型骨架为碳纤维刚性结构,蒙皮材料采用硅橡胶薄膜,厚度为0.25mm,施加少许的预紧力,均匀地粘贴在骨架上。

2 垂直阵风角度生成和测量

阵风在大气中普遍存在,可分为垂直阵风和水平阵风。其中垂直阵风不仅改变来流的速度,还改变了来流的角度,对微型飞行器的影响尤为显著。本次实验通过垂直阵风产生机构模拟垂直阵风的产生。电机的转动以驱动凸轮,凸轮带动连杆使叶片摆动,通

过改变电机的转速和凸轮的偏心距使叶片进行不同频率和振幅的摆动,进而生成垂直阵风流场。垂直阵风实验流场较为复杂,在流场不同区域气流方向和速度大小均变动较大。作为前期研究实验,这里只对流场中气流的角度变化进行测量和分析,对阵风引起的实际风速变化还有待进一步研究。



图2 刚性翼模型

Fig.2 The rigid wing model



图3 柔性翼模型

Fig.3 The flexible wing model

通过研究表明,影响垂直阵风流场分布的因素较多,主要因素有:平均风速、叶片摆动的振幅和频率、风洞轴向位置和上下位置。因素的不同会对垂直阵风流场的形成产生决定性的改变。经多次实验,最终选定本次实验平均风速为8.23m/s,叶片摆动频率为1.2Hz,振幅为 $-37^\circ \sim 37^\circ$ 。

首先开启垂直阵风产生机构,对流场进行显示试验,确定垂直阵风规律性较好的流场位置。流动显示方法选取烟线法,由于垂直阵风流场的特殊性,对烟线做了改进,在烟线上等距离布置小线圈,白烟成条状向下游流去,确定了定位要求严格的流场区域,如图4所示。然后在垂直阵风流场处应用PIV(粒子成像测速)技术测量流场角度。本次实验所用垂直阵风产生机构叶片运动范围为 $-37^\circ \sim 37^\circ$,采用光栅编码器检测叶片角度,对PIV设备进行实时触发,叶片每运动 4° 给出一个触发信号,分别得到叶片运动一个周期内的流场数据。如在叶片由下至上 -17° 时,用Tecplot软件处理可得到图5。由图5可看出在所取区域流

场较为均匀,可清楚地看到斜率稳定的流线,进而得到气流角度。



图4 垂直阵风流场显示

Fig. 4 Smoke flow visualization

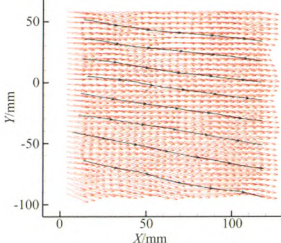


图5 帆板由下至上-17°时流线

Fig. 5 The angle streamtraces of flow field when vane at -17° from bottom to top

将测得的角度取点连线,并拟合得到帆板角度与气流角度对应关系如图中红线所示,以便在后续测力试验中由光栅编码器检测到的帆板角度求得垂直阵风的气流角度。最终得到帆板与气流角度对应关系如图6所示。

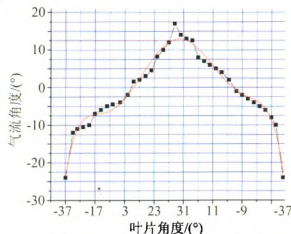


图6 叶片角度与气流角度对应曲线

Fig. 6 The flow angles correspond to the vane angles

3 · 实验结果和分析

3.1 定常来流纵向气动特性和 PIV 显示

在研究模型在垂直阵风下的气动特性之前,首先

研究了模型在定常来流条件下的气动特性。模型的侧滑角为 $\beta=0^\circ$, 实验风速 $U_\infty=14.25\text{m/s}$, 对应的雷诺数 $Re=1.45 \times 10^5$ 。图7分别给出了刚柔模型的升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数和升阻比随迎角的变化曲线。

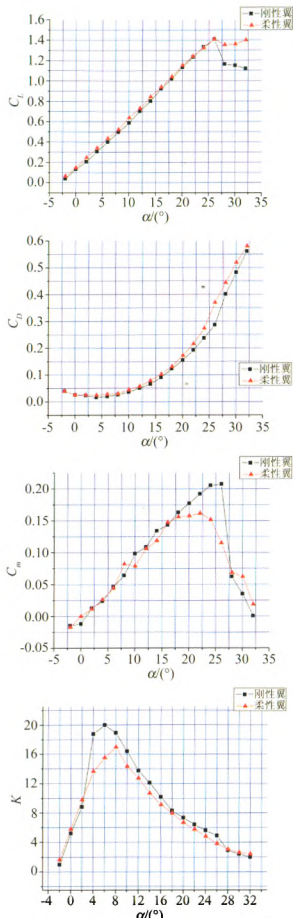


图7 定常来流刚柔模型纵向气动特性对比曲线

Fig. 7 The longitudinal aerodynamic characteristics of the flexible wing model contrast to the rigid wing model in steady flow field

从升力系数的测量结果可以看出,两个模型的升力系数在小迎角时差别较小,但刚性翼模型升力系数在 26° 迎角时下降,此时柔性翼模型升力系数仍在上升。两个模型的阻力系数都随迎角增大而递增,差

别不大。刚性翼模型失速前的升阻比略大于柔性翼模型,但失速后柔性翼的升阻比更大。刚性翼模型俯仰力矩系数在失速角后急剧下降,柔性翼模型的俯仰力矩系数下降幅度小,显示了良好的纵向静稳定性。

由前面分析可知,刚性模型在 26° 迎角时已经失速,而柔性模型此时升力系数曲线仍在上升。故在 28° 迎角分别对两种翼型进行弦向 PIV 试验,选取 $y/l=50\%$ 的弦向位置,其中 l 为半展长,结果如图8和9所示。PIV 试验揭示柔性变形有助于延迟翼面上的流动分离,体现在刚性翼失速时柔性翼升力仍在上升,有更大的失速迎角。使得柔性翼微型飞行器的气动性能优于刚性翼飞行器^[8]。

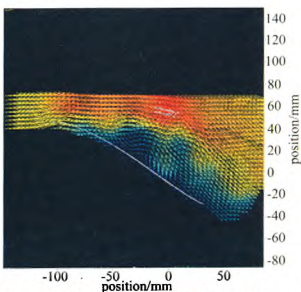


图8 刚性翼迎角 28° 弦向位置 $y/l=50\%$ 速度矢量
Fig. 8 The velocity vector of the rigid wing model in $y/l=50\%$ at $\alpha=28^\circ$

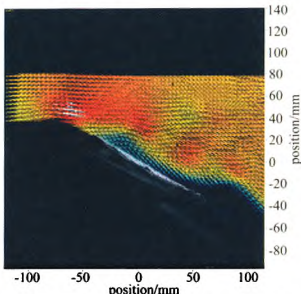


图9 柔性翼迎角 28° 弦向位置 $y/l=50\%$ 速度矢量
Fig. 9 The velocity vector of the flexible wing model in $y/l=50\%$ at $\alpha=28^\circ$

3.2 垂直阵风下的纵向气动特性

本次试验选取风洞的风速为 $U_\infty=8.23\text{m/s}$,对应的雷诺数为 $Re=8.45\times 10^4$ 。控制帆板,使帆板按正弦波形运动翻转,从而产生垂直阵风。利用安装在帆板上的光栅编码器检测帆板运动角度,并在帆板从 -37° 至 37° 再至 -37° 一个运动周期内,每间隔 2° 时使

实时测力系统采集一次气动数据,最后计算时以 4° 支撑角转换为力和力矩。为了更直观地研究垂直阵风对微型飞行器气动性能的影响,图10中力的单位为N,力矩单位为 $(\text{N}\cdot\text{m})$ 。

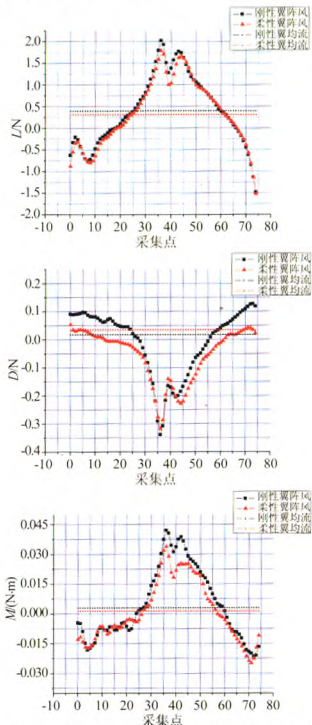


图10 垂直阵风环境下 4° 迎角纵向气动特性刚柔对比
Fig. 10 The longitudinal aerodynamic characteristics of the flexible wing model contrast to the rigid wing model in vertical gust at 4° AOA

从图中可以看出在垂直阵风环境中,小有效迎角时柔性翼微型飞行器与刚性翼微型飞行器升力差别不大,但当有效迎角较大时,柔性翼微型飞行器的升力较小,这是因为翼型后缘向上翘起,实际减小了模型的有效迎角,延缓了失速的发生。柔性翼微型飞行器的阻力整体较刚性翼微型飞行器小,显示了其良好的减阻特性,续航能力更好。柔性翼微型飞行器的俯仰力矩在小有效迎角时与刚性翼差别不大;但在大迎角时,翼型失速后俯仰力矩先降低,然后很快趋于稳定,出现平台期,说明其良好的纵向稳定性。综上所述:柔性翼结构具有更大的失速迎角和优良的大迎角气动性能,对于微型飞行器的安全稳定飞行具有重大

的实用价值。

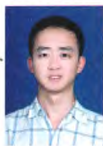
4 结论

为提高 MAV 的稳定性和抗风能力,进行了柔性翼微型飞行器的垂直阵风风洞试验研究,并与刚性翼微型飞行器进行对比研究。试验结果表明:垂直阵风环境下微型飞行器气动特性数值变动剧烈,且振幅较大。试验所用这种柔性结构微型飞行器在来流角度较大、且变动剧烈的情况下,由于后缘的变形翘起,延缓了失速。阻力较小,有利于长时间飞行。俯仰力矩在峰值回落后会呈现平台期,纵向稳定性良好。PIV 试验揭示柔性变形有助于延迟翼面上的流动分离,但本次实验还未涉及机翼变形量的影响,柔性翼的弹性模量和变形量与气动特性的关系将在今后研究工作中给出。

参考文献:

- [1] GALINSKI C, ZBIKOWSKI R. Some problems of micro air vehicles development[J]. Bulletin of the Polish Academy of Sciences: Technical Sciences, 2007, 55(1): 91-98.
- [2] IFJU P G, JENKINS D A. Flexible-wing-based micro air vehicles[R]. AIAA 2002-0705, 2002.
- [3] 张福星, 朱荣, 周兆英. 柔性翼微型飞行器气动特性的实验研究[J]. 航空学报, 2008, (06): 1440-1446.
- [4] 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(5): 625-635.
- [5] DELUCA A M, REEDER M F, FREEMAN J, et al. Flexible and rigid-wing micro air vehicle: lift and drag comparison[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(2): 572-575.
- [6] STEWARTK, WAGENER J, ABRATE G. Design of the air force research laboratory micro aerial vehicle research configuration[R]. AIAA 2007-667, 2007.
- [7] 史志伟, 张传鸿, 刘志强. 齐莫曼翼与反齐莫曼翼空间流场测量对比分析[J]. 实验流体力学, 2009, 23(3): 20-23.
- [8] 刘志强. 微型飞行器阵风响应特性的风洞实验研究[D]. 南京航空航天大学, 2009.

作者简介:



魏德宸(1986-),男,江苏徐州人,硕士研究生。研究方向:实验空气动力学。通讯地址:江苏省南京市白下区御道街29号174信箱(210016)。电话:15950572819。E-mail: weichinal986@163.com。通讯作者:史志伟,电子邮箱:szwam@nuaa.edu.cn

SpaceX 为“猎鹰”-9 火箭试验新发动机

[据美国今日航天网 2012 年 6 月 26 日报道] 美国 SpaceX 公司称已经为“猎鹰”-9 成功试验新型“灰背隼”(Merlin 1D)发动机。

Merlin 1D 发动机的点火以 147000 磅的推力持续了 185s,能够满足“猎鹰”-9 火箭发射所需的时间和动力。这次试验是在 SpaceX 公司位于德克萨斯州的火箭研制工厂进行的。

SpaceX 公司总裁兼总设计师埃伦马斯克称:“我们工作的另外一项重要里程碑是推动了太空技术的边界。利用 Merlin 1D 发动机为“猎鹰”-9 和“猎鹰重型”火箭提供动力,SpaceX 将有能力将所有重量范围的有效载荷送入轨道。”

Merlin 1D 发动机在经验证的 Merlin 发动机技术基础之上建造,Merlin 发动机曾执行三次“猎鹰”-9 火箭飞行任务。

“猎鹰”-9 火箭第一级有 9 台发动机,在真空状态下能产生近 150 万磅推力。进一步的设计使得 Merlin 1D 发动机成为有史以来最高效的发动机,真空推力重量比超过 150,同时仍能保持运送宇航员所需的结构裕度和热安全余量。

此外,为使 SpaceX 继续满足不断变长的发射清单,新发动机的设计提高了进程效率、改进了机器结构、降低了零件数量,由此提高了可制造性。

Merlin 1D 发动机将首次在“猎鹰”火箭 2013 年第 6 次飞行中使用。

摘自《国外航空航天》