

文章编号: 1001-4888(2011)02-0146-05

扑翼飞行器带翼刀机翼气动特性实验研究^{*}

张亚锋, 宋文萍, 宋笔锋, 李占科, 杨文青

(西北工业大学 航空学院, 陕西西安 710072)

摘要: 通过进行微型扑翼飞行器低速风洞试验, 研究了带弯度机翼下翼面翼刀对扑翼飞行器升阻特性的影响。文中进行了带翼刀机翼和不带翼刀机翼在不同迎角下的风洞吹风试验。试验结果表明, 带翼刀机翼升力系数大于不带翼刀机翼升力系数, 从而证明了翼刀可以阻止机翼下表面气流展向流动, 起到增加机翼升力的作用。当扑翼在小迎角飞行时, 带翼刀机翼可以有效地提高扑翼的气动效率, 改善扑翼的飞行性能。研究结果可为带翼刀机翼在扑翼飞行器上的应用提供技术支持。

关键词: 微型扑翼飞行器; 升阻特性; 翼刀; 风洞试验

中图分类号: V211.7 **文献标识码:** A

0 引言

现在和未来的飞行机器人设计方向是期望机器人具有小巧、手提的特点, 可随身携带、像昆虫一样超低空飞行, 能够灵活地完成侦察和搜索任务。微型飞行器^[1,2] (MAV, Micro Aerial Vehicle, 同时也称微型飞行机器人) 的出现正迎合了这种需求。微型飞行器分为固定翼、扑翼和旋翼飞行器。扑翼飞行器 (Flapping-wing MAV) 是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念飞行器。它无需螺旋桨或其它推进装置, 只需凭借扑动翼的扑动就可同时产生推力和升力, 而且仅仅通过控制扑翼系统的扑动就能实现灵活的机动飞行。因此微型扑翼飞行器可以省略推进装置和各种升力面、控制面, 大大降低结构重量。与固定翼和旋翼飞行器相比, 扑翼飞行器的主要特点是将举升、悬停和推进功能集于一个扑翼系统, 可以用很小的能量进行长距离飞行, 同时具有较强的机动性。仿生学和空气动力学研究结果表明, 对于翼展小于 15cm 的微型飞行器, 扑翼飞行比固定翼和旋翼飞行更具优势^[3]。

扑翼飞行器相比于其它飞行器的一个主要特点是机翼可以同时产生升力和推力。理论研究表明扑翼机翼具有很高的推进效率^[4-6]。而扑翼外场试飞显示目前扑翼的高气动优势并没有得到很好的体现^[7]。本文提出了一种通过在带弯度机翼下表面上添加翼刀来提高机翼的气动效率的方法。机翼携带翼刀扑动时, 沿机翼下表面展向向外流动的气流由于翼刀的作用受到一定的阻滞, 增大了机翼上下表面的压力差, 提高了机翼的升力特性。为了能将机翼带翼刀技术很好地运用到扑翼飞行器机翼设计中, 改善现有机翼的气动效率, 需要对其的气动特性有深入的了解。对于在扑翼飞行器机翼上添加翼刀, 由于机翼特有的结构型式使运用流体 CFD 软件进行计算时网格划分十分困难, 因而很难直接通过 CFD 软件对机翼带翼刀情况下的气动特性进行分析。相比而言, 风洞试验无需考虑机翼带翼刀这种特有结构型式所带来的困难, 本文通过风洞试验对带翼刀机翼和不带翼刀机翼的气动特性进行了对比研究。

^{*} 收稿日期: 2010-07-17; 修回日期: 2010-09-26

基金项目: 博士后基金(20100481364; 20100481369)

通讯作者: 张亚锋(1980—), 男, 博士后, 研究方向为微型飞行器总体设计。E-mail: yawind@mail.nwpu.edu.cn

1 试验装置

1.1 测试平台

微型飞行器的平飞速度通常在 10m/s 左右,属于低雷诺数的空气动力学研究范畴,因此扑翼风洞试验特别选在西北工业大学的微型飞行器专用风洞进行。该风洞为直流下吹式低速风洞,试验段口径为 $50\times 50\text{cm}^2$ 。试验风速稳定变化范围从 3m/s 到 20.7m/s 。试验中利用 DH3841 型应变放大器的滤波功能对采集信号进行滤波,去除 10Hz 以上的杂波干扰,以满足扑动频率在 10Hz 以下的机翼气动力动态测量要求。微型飞行器风洞试验测试平台如图 1。



图1 西北工业大学微型飞行器专用风洞

Fig.1 The MAV Wind Tunnel of NPU



图2 扑动机构

Fig.2 Flapping mechanism

1.2 试验机构

我们研制了一套重量轻、摩擦小的四连杆传动机构,用于将电动机输出轴的转动转换为扑动翼的上下扑动。机构由铝制连杆和塑料齿轮组成,具有结构简单、重量轻的特点,机构总重量为 15g 。扑动机构如图 2 所示。扑动运动限制在与电动机输出轴垂直的平面内运动,最大扑动角度为 76.88° 。

1.3 天平

微型飞行器的气动力的量值很小,一般最大只能达到几百克,而测量精度要求达到克的量级甚至更小。对微型扑翼飞行器,由于在机翼扑动过程中,气动力是周期性变化的,所以要求天平对动态的气动力有很好的响应性。传统的测力天平在这两个方面都难以满足试验要求。为了精确测量微型扑翼飞行器的气动力,西北工业大学航空学院专门设计研制了与微型飞行器专用风洞相配套的各种应变测量天平^[8]。本次试验使用的三分力微量程天平,升力量程为 $\pm 500\text{g}$,阻力量程为 $\pm 300\text{g}$,纵向力矩量程为 $150\text{g}\cdot\text{m}$,测量精度(相对均方根误差)分别可达 0.5% 、 0.9% 和 0.2% ,灵敏度为 0.1g 和 $0.1\text{g}\cdot\text{m}$ 。该天平采用多片梁元式结构,外形为长度较短、刚度较大的倒 L 型,以减小机翼扑动时振动对测量准确性的影响,天平采用腹支撑。天平设计合理、校准达到相关标准。

1.4 测试系统

微型飞机飞行速度通常在 $5\sim 20\text{m/s}$,为了进行微型飞机风洞试验,采用英国 CT 公司的数字式直流调速器,改造了低湍流度风洞的直流调速装置,最低稳定风速可达 5m/s 。研制了与微量程天平相配套的高精度数据采集系统,包括精密线性电源、多路数据采集及数据转换等系统和应用程序。

由于微型飞机的气动力很小,天平的输出电压信号只有几毫伏,所以设计了专门的放大电路。力测量软件是自行开发的用来采集三分量气动天平信号的专用程序,该程序采用 VisualC++6.0 开发,运行于 Windows2000/XP 操作系统。

2 试验模型

展弦比是决定扑动翼平面形状的一个重要参数。由于现有风洞试验段口径为 $50\times 50\text{cm}^2$,一方面为了减小洞壁干扰对试验数据的影响,另一方面为了使试验数据在一定翼展范围内具有代表性,并参考前期其余风洞试验数据,所以本文所研究模型为翼展 440mm ,弦长 120mm 的矩形机翼翼面,展弦比为 3.67 。不带翼刀机翼由炭杆、桐木翼肋和伞布蒙皮构成。由于微型扑翼飞行器对机体重量具有严格的要求,因此我们选择具有很高比刚度和比强度的碳纤维材料(炭杆)作为机翼的骨架。机翼前缘采用直

径为 1.0mm 的炭杆;机翼主梁位于弦向 25%处,主梁采用直径为 2.0mm 的炭杆;机翼后缘布置一根斜梁,斜梁选用直径为 1.2mm 的炭杆,与根弦交接处位于根弦 75%处,与尖弦交接处位于尖弦 61%处。翼肋采用均匀分布,肋间距为 60mm。蒙皮采用 0.04mm 的伞布,它具有一定的承拉能力,粘贴方便,不易损坏。图 3 为不带翼刀机翼模型,图 4 为带翼刀机翼模型。带翼刀机翼模型外形尺寸与不带翼刀机翼模型相同,不同之处在于带翼刀机翼模型翼肋包括两部分,由厚度为 1.0mm 的桐木和薄的纸片构成,翼肋高度为 19mm。

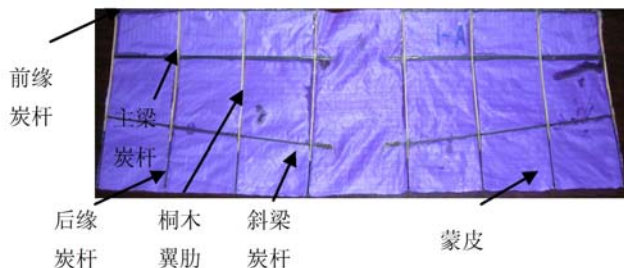


图 3 不带翼刀扑动翼试验模型

Fig. 3 Experiment wing without wing-blade



图 4 带翼刀扑动翼试验模型

Fig. 4 Experiment wing with wing-blade

3 试验结果及分析

3.1 升力系数对比

风洞试验中天平所测的力为两种,Y方向的垂直力为升力,X方向的轴向力为阻力。由于扑翼风洞试验测量中测得的轴向力为扑动翼产生的推力和阻力的矢量和,其值为正表示阻力大于推力,为负表示推力大于阻力。本文中将其轴向力统一定义为阻力。试验扑动频率为 7Hz,风速为 7m/s。表 1 为带翼刀机翼和不带翼刀机翼升力系数差值,表 2 为带翼刀机翼和不带翼刀机翼阻力系数差值。表中 ΔC_L 为升力系数差值,无单位; ΔC_D 为阻力系数差值,无单位。

表 1 带翼刀机翼和不带翼刀机翼升力系数差值

Tab. 1 Lift coefficient difference wing with wing-blade versus wing without wing-blade

α	-4	-2	0	2	4	6	8
ΔC_L	0.06	0.07	0.05	0.04	0.11	0.1	0.1
α	10	12	14	16	18	20	
ΔC_L	0.12	0.1	0.11	0.12	0.14	0.14	

表 2 带翼刀机翼和不带翼刀机翼阻力系数差值

Tab. 2 Drag coefficient difference wing with wing-blade versus wing without wing-blade

α	-4	-2	0	2	4	6	8
ΔC_D	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02	0.01	0.02
α	10	12	14	16	18	20	
ΔC_D	0.03	0.04	0.04	0.05	0.06	0.07	

由图 5 可以看出带翼刀机翼升力系数大于不带翼刀机翼升力系数。对于不带翼刀机翼,机翼下方的高压空气会在翼尖处向上方的低压空气翻过去,结果是翼尖附近上表面处的压强趋向于和下表面的压强相等,因而单位展长的升力是向着翼尖递减的。展向压强变化的结果导致气流在上表面由翼尖向内流向翼根,而在下表面则由翼根向外流向翼尖,形成翼尖涡。当机翼携带翼刀时,机翼下表面的气流由于受到翼刀的阻滞而减缓气流向外的展向流动,消弱了翼尖涡的形成,增加了机翼上下表面压力差,

从而改善了机翼的升力特性。

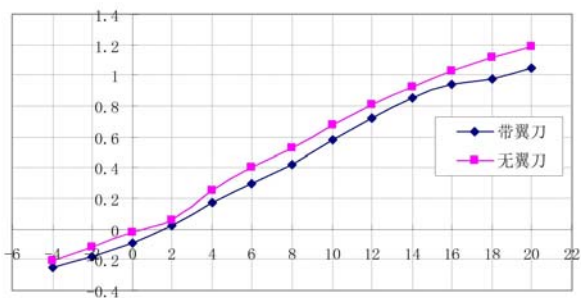


图5 升力系数随迎角的变化

Fig. 5 Lift coefficient versus attack angle

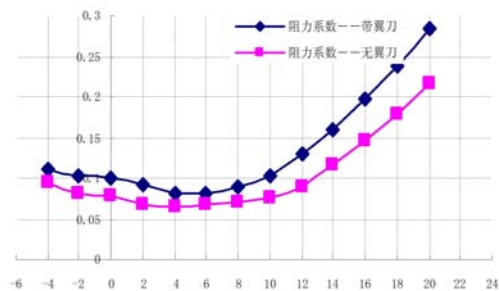


图6 阻力系数随迎角大的变化

Fig. 6 Drag coefficient versus attack angle

3.2 阻力系数对比

由图6可以看出带翼刀机翼阻力系数明显大于不带翼刀机翼阻力系数。随着迎角的增大,阻力系数差值变得越来越大。机翼的阻力主要包括零升阻力和升致阻力。零升阻力主要是摩擦阻力和黏性压差阻力。当机翼携带翼刀时,机翼翼刀的面积占机翼面积的36%,因而带翼刀机翼的摩擦阻力相对增加;同时由于带翼刀机翼的升力增加,使其机翼的升致阻力(主要为诱导阻力)增加。因此带翼刀机翼的阻力大于不带翼刀机翼的阻力。

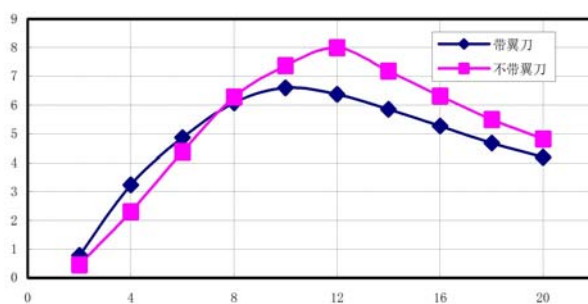


图7 带翼刀机翼和不带翼刀机翼升阻特性对比

Fig. 7 Lift-Drag characterist of wing with wing-blade
versus wing without wing-blade

3.3 升阻比特性

由图7可以看出,当迎角在 2° 至 8° 之间时,带翼刀机翼的升阻比大于不带翼刀机翼的升阻比,当迎角处于 8° 至 20° 时,不带翼刀机翼的升阻比大于带翼刀机翼的升阻比。

3.4 功率需求

在相同迎角、风速和频率状况下,带翼刀机翼扑动时,输入电压为6.5V,输入电流为0.63A,功率为4.095W;不带翼刀机翼扑动时,输入电压为6V,输入电流为0.67A,功率为4.02W。由于纸质翼刀对机翼结构刚度影响很小,因此带翼刀机翼和不带翼刀机翼扑动时对输入功率的要求基本没有改变。

4 结论

通过对有弯度机翼下表面带翼刀和不带翼刀机翼风洞试验结果对比研究可知:

就升力系数而言,带翼刀机翼升力系数大于不带翼刀机翼升力系数,从而也证明了翼刀可以阻止机翼下表面气流展向流动,起到增加机翼升力的作用。

就阻力系数而言,带翼刀机翼阻力系数大于不带翼刀机翼阻力系数。由于在机翼上添加了翼刀,增加了机翼的摩擦阻力,从而使有翼刀机翼的阻力相对于无翼刀机翼的阻力变得更大。

就升阻比而言,小迎角时带翼刀机翼的升阻比大于不带翼刀机翼的升阻比;大迎角时不带翼刀机翼

的升阻比大于带翼刀机翼的升阻比。由于扑翼飞行器常在小迎角状态下飞行,从而也说明机翼带翼刀时可以有效地改善机翼的气动特性。

就功率而言,由于在机翼上添加翼刀时考虑了对机翼结构特性的影响,因而带翼刀机翼和不带翼刀机翼扑动时功率需求基本一致。

综上所述可以看出,对扑翼飞行器机翼合理地添加翼刀,有利于提高扑翼飞行器的气动特性,改善飞行性能。

参考文献:

- [1] McMichael J M, Francis M S. Micro Air Vehicles-Toward a New Dimension in Flight[R]. US DARPA/TTO Report,1997. 8.
- [2] Hundley R O, Gritton E C. Future Technology-Driven Revolution in Military Operations Documented Briefing of the RAND National. Defense Research Institute,1992,12.
- [3] 崔尔杰. 生物运动仿生力学与智能微型飞行器[J]. 力学与实践,2004,2(4):1-8 (Cui Erjie. Biomimatics of flying animals and intelligent micro air vehicle[J]. Mechanics in Engineering,2004,2(4):1-8(in Chinese))
- [4] Hall K C, Hall S R. Minimum Induced Power Requirements for Flapping Flight [J]. J. Fluid Mech. , 1996(323): 285-215.
- [5] Hall K C, Pigott S A, Hall R C. Power Requirements for Large-Amplitude Flapping Flight [J]. J. Aircraft, 1998 (35): 359-360.
- [6] Betteridge D S, Widnall S E. A Study of the Mechanics of Flapping Wings [J]. Aeros, 1974 (25): 129-142.
- [7] 张亚锋. 微型扑翼飞行器高效飞行机制研究 [D]. 西安:西北工业大学博士学位论文,2008. 12 (Zhang Yafeng. High-efficiency Flight Mechanism of the Flapping-Wing Micro Air vehicle [D]. Xian: Northwestern Polytechnical University,2008. 12(in Chinese))
- [8] 解亚军,叶正寅,白静 等. 微型飞行器测量天平设计与风洞试验[J]. 实验流体力学,2006,20(1):23-26 (Xie Yajun,Ye Zhengyin, Bai Jing, et al. Design of strain-gage balances for micro air vehicles and their experiments in wind tunnel[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2006,20(1):23-26(in Chinese))

Experimental Investigation on Wing Aerodynamic Characteristics of Flapping-Wing Aerocraft with Wing-Blade

ZHANG Ya-feng, SONG Wen-ping, SONG Bi-feng, LI Zhan-ke, YANG Wen-qing

(College of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the effect of camber wing with wing-blade located beneath the wing surface on the aerodynamic characteristics of flapping-wing micro air vehicle, wind tunnel test of flapping-wing MAV(Micro Air Vehicle) was performed in a special micro air vehicle wind tunnel of NPU(Northwestern Polytechnical University). Wing with wing-blade and wing without wing-blade were employed for wind tunnel tests at different attack angle. Experimental results indicate that the lift coefficient of wing with wing-blade is larger than that of wing without wing-blade. So it is proved that wing-blade can prevent spanwise airflow beneath wing surface and increase wing lift. At small attack angles, wing with wing-blade can increase effectively aerodynamic efficiency of flapping-wing air vehicle and improve flight performance. Results of wind tunnel test provide technology support for application of wing with wing-blade in flapping-wing micro air vehicle.

Keywords: micro flapping-wing air vehicle; lift-drag characteristics; wing-blade; wind tunnel test