

文章编号: 1000-8055(2007)12-2078-05

微型扑翼飞行器推力特性试验

张亚锋, 宋笔锋, 袁昌盛, 王利光
(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘 要: 通过进行微型扑翼飞行器低速风洞试验, 研究了扑动翼展弦比、刚度和弯度对其推力特性的影响. 制作了展弦比为 2, 4, 5 和 7 以及带弯度与不带弯度的矩形扑动翼, 并对三种不同刚度大小的矩形扑动翼进行了结构变形分析; 试验风速变化范围从 4 m/s 到 10 m/s, 扑动频率从 4 Hz 到 8 Hz. 风洞试验结果表明适当的增大扑动翼展弦比或减小扑动翼刚度有助于提高扑翼飞行器的推进效率; 而扑动翼翼型弯度的增加不利于推力特性的提高.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 微型扑翼飞行器; 推力特性; 风洞试验

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

Experimental investigation of propulsion characteristic of flapping-wing MAV

ZHANG Ya-feng, SONG Bi-feng, YUAN Chang-sheng, WANG Li-guang
(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the effect of aspect ratio and stiffness and camber of flapping wing on thrust force characteristic, the wind tunnel test of Flapping wing MAV (Micro air vehicle) was performed in special micro air vehicle wind tunnel of NPU (Northwestern Polytechnical University). The rectangular wing which has the aspect ratio of 2, 4, 5 and 7 and cambered aerofoil and flat aerofoil were fabricated. Structure strength of three different stiffness rectangular flapping wings was analysed. The velocity (from 4m/s to 10m/s) and flapping frequency (between 4Hz to 8Hz) were applied for test. In this experiment we find it improves thrust efficiency of flapping wing through increase aspect ratio or decrease stiffness of flapping wing. It is disadvantageous to thrust characteristic through increase camber of airfoil.

Key words: aerospace propulsion system; flapping-wing micro air vehicle; propulsion characteristic; wind tunnel test

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. 它无需螺旋桨或其他推进装置, 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

收稿日期: 2006-11-23; 修订日期: 2007-06-26

基金项目: 总装气动预研项目(513130602); 国防科技预研基金项目(9140A13010306HK0321)

作者简介: 张亚锋(1980), 男, 陕西宝鸡人, 博士生, 主要从事微型飞行器总体设计.

具优势^[1].

由于扑翼飞行器的气动机理不同于常规飞行器, 人们对其研究相对较晚, 目前尚未形成适用于扑翼飞行器设计的成熟理论. 近年来许多国内外著名学者和专家进行了扑翼气动机理特别是推力特性的深入研究, 并取得了显著的成果. 扑翼推力特性的研究主要通过理论和实验两种途径. Jones K D 运用试验方法对扑动翼展弦比对扑翼推力特性的影响进行了研究^[2]. 北京航空航天大学的孙茂用 Navier-Stokes 方程数值解和涡动力学理论研究了模型昆虫翼作非定常运动时气动力特性^[3]; 南京航空航天大学的曾锐用非定常涡格法进行了扑翼推力的机理研究^[4]. Steven Ho 针对扑动翼刚度对推力特性的影响进行了试验研究^[5]. 西北工业大学的白存儒利用风洞试验进行了扑翼气动力的探索性研究^[6]. 而国内关于扑动翼平面参数和刚度大小对扑翼推力特性影响的试验研究的相关报道很少. 本文利用风洞试验研究了扑翼飞行器扑动翼展弦比、刚度大小和扑动翼弯度对扑翼推力特性的影响.

1 试验装置

1.1 测试平台

微型飞行器的平飞速度通常在 10 m/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 cm × 50 cm. 试验风速稳定变化范围从 3 m/s 到 20.7 m/s, 试验精度: 0.47%, 试验准度: 1.41%. 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 10 Hz 以上的杂波干扰, 以满足扑动频率在 10 Hz 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.

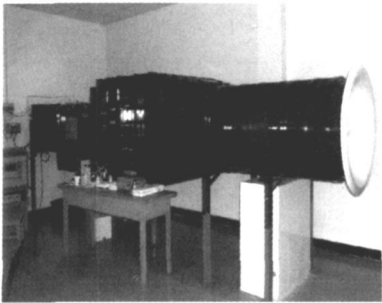


图 1 西北工业大学微型飞行器专用风洞
Fig. 1 The MAV wind tunnel of NPU

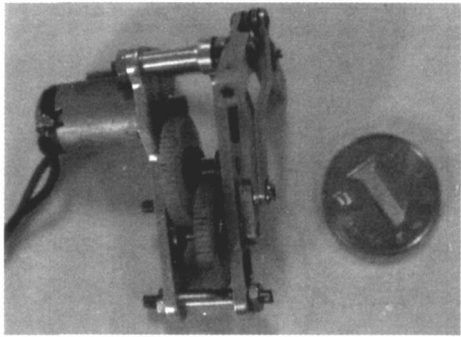


图 2 扑动机构
Fig. 2 Flapping mechanism

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 15 g. 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°.

2 试验模型

2.1 不同展弦比扑动翼试验模型

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 cm × 50 cm, 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, 本文通过进行展弦比为 2、4.5 和 7 的三种平直扑动翼风洞试验以探讨展弦比对扑翼推力特性的影响, 其试验机翼最大翼展为 0.35 m (其中不包括左右机翼同机构连接点之间的 0.05 m 距离). 试验扑动翼几何参数见表 1, 扑动翼试验模型如图 3. 文中所有试验扑动翼全部采用平板翼型以消除弯度、翼型形状和厚度等对试验结果的影响. 扑动翼表面的膜选用聚酯薄膜作为材料, 它具有重量轻、易切割, 可以承受 15 Hz 的扑动频率而不会产生破坏. 试验中扑动翼的膜始终没有出现撕裂现象.

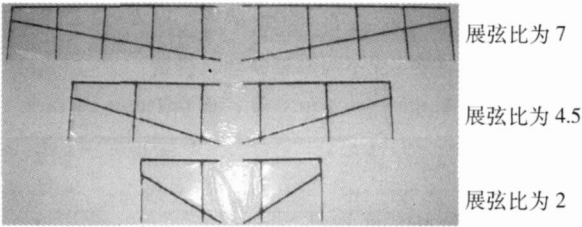


图 3 不同展弦比扑动翼试验模型
Fig. 3 Experiment model with different aspect ratio

表 1 不同展弦比扑动翼几何参数

Table 1 Geometry parameters of different aspect ratio wing model					
编号	平面形状	扑动翼面积/cm ²	翼展/m	弦长/m	展弦比
1	矩形	50	0.1	0.05	2
2	矩形	112.5	0.225	0.05	4.5
3	矩形	175	0.35	0.05	7

2.2 不同刚度扑动翼试验模型

当气流流经扑翼飞行器扑动翼表面时,扑动翼通过被动的变形来改变扑翼的气动效率.而扑动翼的变形与其刚度大小有直接的关系.本文通过改变扑动翼碳杆布局形式和直径设计了不同刚度的扑动翼,并以此研究扑动翼扭转刚度变化对其推力特性的影响.扑动翼刚度试验研究中所有扑动翼的面积均相等.通过给每个试验扑动翼最外段碳杆端部施加相等的垂直力,利用 Ansys 软件计算扑动翼翼梢碳杆相对根弦产生扭转变形的多少来评价扑动翼刚度的大小. Ansys 软件建模中采用 BEAM 188 元素来模拟碳纤维杆结构, BEAM 188 单元适合于分析从细长到中等粗短的梁结构,该单元基于铁木辛哥梁结构理论,并考虑了碳纤维杆剪切变形的影响.所选碳杆的弹性模量为 150 GPa,波松比为 0.33;聚酯薄膜的弹性模量 1.4 GPa,波松比 0.4.试验扑动翼的几何参数见表 2,试验扑动翼模型的平面形状如图 4.

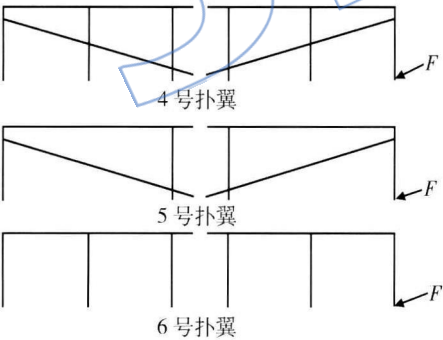


图 4 不同刚度扑动翼模型平面图

Fig.4 Flapping wing models with different stiffness

表 2 不同刚度扑动翼模型

Table 2 Flapping wing models with different stiffness						
编号	平面形状	翼展/m	弦长/m	炭杆直径/m	翼尖变形/m	刚度相对大小
4	矩形	0.27	0.05	0.001 5	5.79×10^{-7}	大
5	矩形	0.27	0.05	0.001 2	1.42×10^{-6}	中
6	矩形	0.27	0.05	0.001	3.38×10^{-6}	小

2.3 不同弯度翼型扑动翼试验模型

为了研究扑动翼弯度对扑翼推力特性的影响,我们特意制作了两付不同类型的扑动翼.其中一付扑动翼不带弯度;另一付扑动翼带有 10% 的弯度,带弯度翼型采用 NACA0010 上翼面.为了消除其他因素对测量结果的影响,两付扑动翼其余参数均相同.图 5 为不带弯度和带弯度扑动翼试验模型对比图.

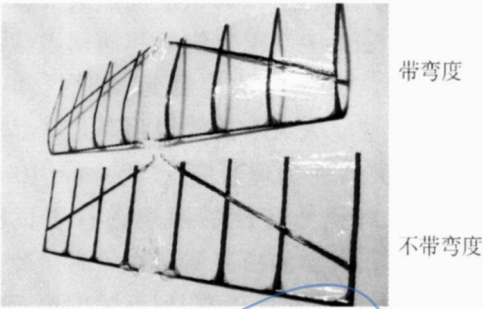


图 5 扑动翼试验模型

Fig.5 Flapping wing experiment model

3 试验结果及分析

3.1 气动力测量

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推力.试验机翼为矩形,弦长 0.05 m,展长 0.35 m.图 6 给出了来流速度为 8 m/s,机翼迎角为 7°,扑动频率为 8 Hz 时扑动翼升力和阻力随时间的变化曲线.从图 6 可以看出在来流速度为 8 m/s 时,扑动翼下扑阶段产生正的升力,上扑阶段产生负的升力,试验分析结果与扑动翼的气动机理相吻合^[4];下扑时扑动翼产生的升力的叠加值明显大于上扑时升力的叠加值;因此扑动翼在整个扑动周期内产生正的升力.而扑动翼的阻力大小相比升力值小的多.

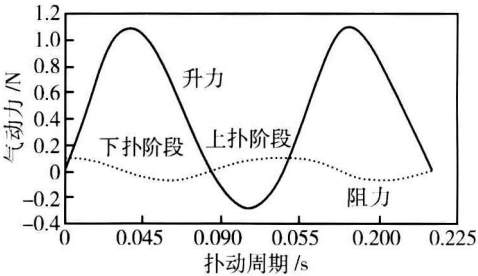


图 6 升力和推力随时间变化曲线

Fig.6 Lift and thrust versus time

3.2 扑动翼展弦比的影响

扑动频率是影响扑翼气动力的一个重要因素,也是扑翼飞行器区别于常规飞行器的一个特有参数. 缩减频率定义了扑动速度相对来流速度的大小,反映了扑动频率和来流速度的关系. 较大的 k 意味着扑翼高频扑动,来流速度相对较小;反之扑翼低频扑动,来流速度相对较大. 上式中 f 为扑动频率, c 为扑翼特征弦长, U_∞ 为来流速度.

$$k = \frac{2\pi f c}{U_\infty}$$

(1)

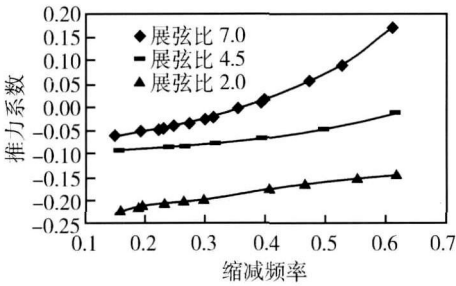


图 7 展弦比对推力系数的影响

Fig. 7 Thrust coefficient versus aspect ratio

试验中通过不断地调整扑动翼的扑动频率和来流速度以获取相同的缩减频率. 文中在其他试验条件相同的情况下,进行了机翼迎角为 7° 时三种不同展弦比 2, 4.5 和 7 的扑动翼实验. 图 7 显示了推力系数随缩减频率的变化关系. 通过试验可以看出随着展弦比的增加,在同一缩减频率情况下,推力系数明显增加. 从而说明扑动翼展弦比对扑翼推力有很大的影响.

3.3 扑动翼刚度大小的影响

扑动翼刚度的变化必将引起扑动翼产生不同的变形,从而改变扑动翼的气动性能. 而扑翼推力的产生与扑翼涡的脱落形式有很大的关系,扑动翼刚度的变化也必将引起扑动翼涡脱落形式的改变. 通过试验可以看出扑动翼刚度的变化对于扑翼推力的产生具有很大的影响. 如图 8 所示,6 号扑动翼(刚度最小)在 4, 6 m/s 和 8 m/s 三种不同风速时,频率从 4 Hz 到 8 Hz 时扑动翼产生的推力均大于相同试验条件下 5 号扑动翼(刚度中等)产生的推力. 5 号扑动翼在相同试验条件下产生的推力均大于 4 号扑动翼(刚度最大)产生的推力. 因此可以看出适当的减小扑动翼的刚度有利于提高扑翼的推力输出,柔性扑动翼比刚性扑动翼更易产生大的推力. 其原因在于弦向柔性推动引起气流向后加速流出而产生正向推力.

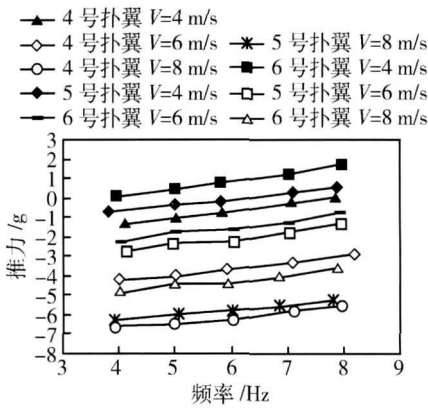


图 8 推力随刚度的变化曲线

Fig. 8 Thrust versus stiffness

3.4 扑动翼弯度的影响

从图 9 可以看出在相同缩减频率的情况下不带弯度扑动翼的推力系数大于带弯度扑动翼的推力系数. 随着缩减频率的增加,两种不同弯度扑动翼所产生的推力系数差距越来越小. 其主要原因在于缩减频率小时(来流速度相对较小)带弯度扑动翼相对于平板扑动翼增加了扑翼的型阻,从而使其产生的推力减小;随着缩减频率的增加(来流速度相对较大)扑动翼自身产生的被动变形增大,扑动翼弯度的影响程度减小,从而使其扑动翼弯度对扑动翼推力特性的影响减弱,因此随着缩减频率的增加两种扑动翼的推力特性差距越来越小.

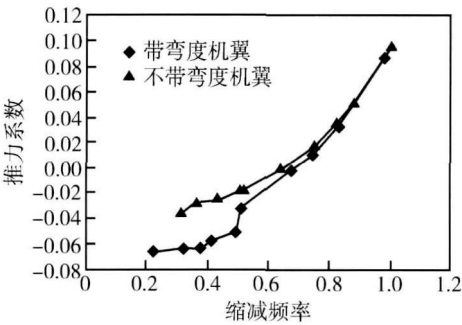


图 9 推力系数随缩减频率的变化曲线

Fig. 9 Thrust coefficient versus reduced frequency

4 结 论

本文通过对不同展弦比、刚度和弯度扑动翼试验模型进行低速风洞试验研究了扑动翼平面参数和刚度对扑翼飞行器推力特性的影响,从而为扑翼飞行器的设计提供了一定的试验指导. 文中试验结果表明大展弦比的扑动翼比小展弦比扑动翼更易产生大的推力;相对于刚性扑动翼而言柔性扑动翼更易于产生大的推力;不带弯度扑动翼

相比于带弯度扑动翼更易产生大的推力.

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.

[2] Jones K D, Platzer M F. Flapping wing propulsion for a micro air vehicle[R]. AIAA Paper No. 2000-0897.

[3] Sun Mao, Tang Jian. Lift and power requirements of hovering flight in drosophila virilis[J]. The Journal of Experimental Biology, 2002, 205: 2413-2427.

[4] 曾锐. 仿鸟微型扑翼飞行器的气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.

[5] ZENG Rui. Aerodynamic of flapping wing MAV simulating bird flight[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004.

[5] Steven Ho. Unsteady aerodynamics and adaptive flow control of micro air vehicle[D]. Los Angeles: University of California 2003: 40-52.

[6] 白存儒. 微型扑翼机风洞试验探索性研究[J]. 流体力学试验与测量, 2003, 17: 37-40.

[6] BAI Cunru. Investigation of flapping wing MAV in wind tunnel[J]. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2003, 17: 37-40.