

# 基于 PVDF 压电传感器的微型扑翼机升力特性研究

吴锦武,李祖文

(南昌航空大学 飞行器工程学院,江西 南昌 330063)

**摘要:**采用一种新型方法测量微型扑翼机升力变化特性。在微型扑翼机机翼表面布置一矩形聚偏氟乙烯(PVDF)压电薄膜作为传感器,根据 PVDF 输出信号判断微型扑翼机对应的升力变化,与传统扑翼机升力变化特性实验研究相比,该方法具有简单、快捷、准确等优势。同时该文研究了微型扑翼飞行器在水平放置及迎风状态时的升力特性曲线,探讨了扑翼频率、飞行速度及扑翼的迎角对扑翼飞行升力的影响。

**关键词:**聚偏氟乙烯(PVDF)压电传感器;微型扑翼机(MAV);风洞试验;升力

**中图分类号:**V211.71 **文献标识码:**A

## Study on the Aerodynamic Forces of Flapping Wing MAV with PVDF Sensor

WU Jinwu, LI Zuwen

(College of Aircraft Engineering, Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China)

**Abstract:** A new method is used to measure the change characteristics of the lift of micro flapping-wing MAV. A rectangular polyvinylidene fluoride (PVDF) film has been layout on the wing surface of miniature ornithopter as a sensor. According to the output signal of the PVDF, the lift changes of the wings of MAV are figured out. Compared PVDF data with the data of force balance; it has many obvious advantages (simple structure, fast and accurate) than the traditional ways to research the lift changes of the flapping-wing MAV. Meanwhile, the lift curve of the flapping-wing MAV in horizontal state and wind-facing state has been studied, and the factors effecting lift of the wings by changing frequency of the flapping wing, flight speed and angle of attack of the flapping-wing have also been studied.

**Key words:** PVDF sensor; MAV; wind tunnel test; lift

### 0 引言

微型扑翼飞行器是一种模仿鸟类或昆虫飞行的新概念飞行器。其扑翼飞行的机理比传统的固定翼和旋翼飞行复杂,人们对这一领域的认识目前还不完善。国内外对扑翼机的研究主要采用数值分析及试验两种方法。目前在数值分析法上得到的研究成果还未形成完整成熟的理论体系。而对于传统的试验方法,一般采用测力天平等仪器测量分析悬停时翅膀上产生的升力,或进行烟流试验定性研究飞行机理。传统实验方法操作繁杂,且不能全面地研究微型扑翼机的升力特性。

聚偏氟乙烯(PVDF)压电材料作为一种新型智能压电材料,可作为优良的压电传感器<sup>[1]</sup>,目前已在声学、振动分析领域被广泛应用<sup>[2-3]</sup>。同时,由于PVDF薄膜的可加工性,可实现机翼-传感器一体化,适用于扑翼机的空气动力学分析。目前 Lung-

Jieh Yang 等<sup>[4]</sup>人已进行了相关前瞻性的研究。与传统的微型扑翼机升力变化特性研究相比,该方法更简单、快捷、准确且实验成本低,并可更全面地研究扑翼机的空气动力特性。

本文在 PVDF 传感器技术和传统风洞实验基础上,应用 PVDF 压电传感器研究微型扑翼飞行器的升力变化特性,且探讨了扑翼频率、来流速度及扑翼的迎角对扑翼机升力的影响,揭示微型扑翼机的某些气动特征,同时也为微型扑翼机的设计提供了宝贵的数据。

### 1 基本理论

扑翼机机翼是能像鸟和昆虫翅膀那样上下扑动的重于空气的航空器,又称振翼机。主要由产生动力的机身、产生升力的机翼和控制飞行方向的尾翼组成。微型扑翼机构成示意图如图 1 所示。

收稿日期:2011-10-11

基金项目:江西省自然科学基金资助项目(2008GZW0020)

作者简介:吴锦武(1976-),男,江西高安人,副教授,博士,主要从事振动与声控制的研究。E-mail:jinwu\_w@hotmail.com。

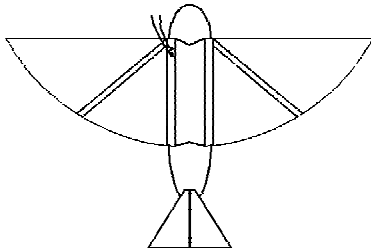


图 1 微型扑翼机构成图

通过 PVDF 传感器信号来判断扑翼机升力变化特性是本文主要工作。将 PVDF 压电薄膜粘贴在左边机翼上,当机翼产生变形时,PVDF 传感器产生相应信号。

首先假设扑翼机的上、下半部分间压力差为  $\Delta p(x, y, z)$ ,左边机翼的升力  $F_L$  可通过沿机翼表面  $S$  的压力  $\Delta p$  积分来计算得到<sup>[3]</sup>,即

$$F_L = \iint_S \Delta p(x, y, z) dA \quad (1)$$

式中: $F_L$  为左边机翼的升力; $\Delta p(x, y, z)$  为扑翼机的上、下半部分间压力差; $A$  为机翼表面积。

当来自空气流场的压力作用于机翼时,机翼和 PVDF 传感器将产生变形和弯曲。假设扑翼机水平方向应变为  $\sigma_x(x, y, z)$  和  $\sigma_y(x, y, z)$ 。根据虎克定理有

$$\Delta p(x, y, z) = k_x(x, y, z)\sigma_x(x, y, z) = k_y(x, y, z)\sigma_y(x, y, z) \quad (2)$$

式中  $k_x, k_y$  为刚度系数。

PVDF 传感器的电荷密度与应力的关系可通过以下压电传感关系式得到<sup>[5]</sup>

$$\begin{bmatrix} \rho_x \\ \rho_y \\ \rho_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ d_{31} & d_{32} & d_{33} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \sigma_x & \sigma_y & \sigma_z & \tau_{xy} & \tau_{yz} & \tau_{zx} \end{bmatrix}^T \quad (3)$$

式中  $d_{ij}$  为 PVDF 的压电常数。

假设机翼为平面应力问题,即  $\sigma_z = 0$ ,因此沿  $Z$  平面电荷密度可定义为

$$\rho_z(x, y, z) = d_{31}\sigma_x(x, y, z) + d_{32}\sigma_y(x, y, z) \quad (4)$$

联立式(2)、(4)可得

$$\rho_z(x, y, z) = \Delta p(x, y, z) \left[ \frac{d_{31}}{k_x(x, y, z)} + \frac{d_{32}}{k_y(x, y, z)} \right] \quad (5)$$

对式(5)左右两边分别积分,可得总电荷为

$$Q = \iint_S \Delta p(x, y, z) \cdot \left[ \frac{d_{31}}{k_x(x, y, z)} + \frac{d_{32}}{k_y(x, y, z)} \right] dA \quad (6)$$

由于  $k_x$  和  $k_y$  沿表面  $S$  不一致,式(1)中力  $F_L$  不能直接从式(6)积分得到。可用  $d^*$  代替式(6)右

边括号中一项,即

$$Q = d^* F_L \quad (7)$$

通过 PVDF 电容与电压可得

$$Q = CU \quad (8)$$

联立式(7)、(8), $F_L$  可通过电压  $U$  得到:

$$F_L = \frac{Q}{d^*} = \frac{C}{d^*} \times U \quad (9)$$

由于  $C/d^*$  是常数,所以从式(9)可知,微型扑翼机的升力变化与 PVDF 传感器输出电压的变化呈线性关系。通过 PVDF 传感器信号可判断微型扑翼机升力特性。

## 2 实验及其分析

### 2.1 实验装置及基本步骤

本实验目的是采集扑翼模型置于低雷诺数风洞中,研究不同迎角、风速及频率下扑翼机扑动时的升力变化特性。

实验模型是一种小型仿昆虫微型扑翼机,如图 2 所示。实验风洞为南昌航空大学设计的低雷诺数风洞,风洞全长为 6.251 m,试验风速为 5~9 m/s;PVDF 压电薄膜元件厚为 28  $\mu\text{m}$ ,源电容为 480 pF。

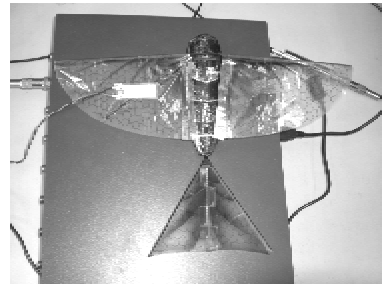


图 2 贴有 PVDF 压电传感器的扑翼机

图 3 为实验信号流程图。PVDF 传感器测得的翼面压力信号经电荷放大器放大,输入信号采集仪,并连接到电脑终端,对信号进行分析。实验采用 50 Hz 的低通滤波法去除干扰信号后,升力波形进行时域指标统计,得出升力波形有效值电压参数,根据式(8)可得升力变化特性。

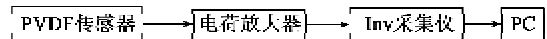


图 3 信号流程图

### 2.2 与测力天平方法对比实验

基于 PVDF 传感器的微型扑翼机升力特性测量,作为一种新型方法,仍需对此进行验证。测力天平测量扑翼机升力已是一种成熟、可靠的方法,本文通过测力天平法进行对比实验。

为便于分析,扑翼机取  $10^\circ$  迎角,扑翼频率为 8 Hz 时,升力特性随来流速度变化趋势如图 4 所示。其中测力天平测量为升力数据,PVDF 测量的为电压数据。

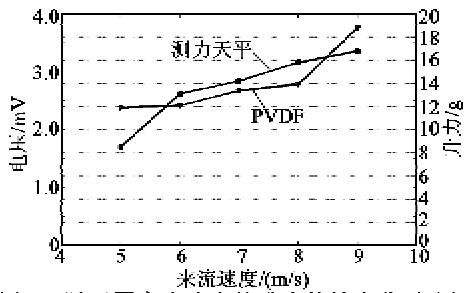


图4 随不同来流速度的升力特性变化对比图

由图4可知,天平测量的升力数据与基于PVDF电压数据趋势基本一致,一定程度上能反应扑翼机在不同情况下的升力变化情况。因此,可采用PVDF传感器来测量微型扑翼机的升力特性。

### 2.3 扑翼参数对升力影响

本文共进行了5种风速(从5 m/s每次增大1~9 m/s)、3个迎角(从0°每次增大5°~10°)、3种扑动频率下(4 Hz、6 Hz、8 Hz)的45组不同参数下的实验。实验主要测试了扑翼模型在不同迎角、风速及频率下扑动时气动力的变化与差异。

图5~7分别为试验模型在其他参数均不变的情况下,通过改变模型迎角(0°~10°变化),测试出的在不同频率下,随风速改变的扑翼机升力变化特性曲线。

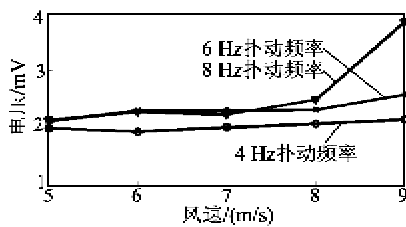


图5 迎角为0°时的平均升力比较

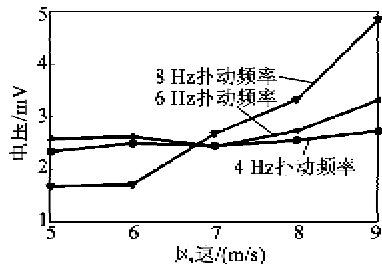


图6 迎角为5°时的平均升力比较

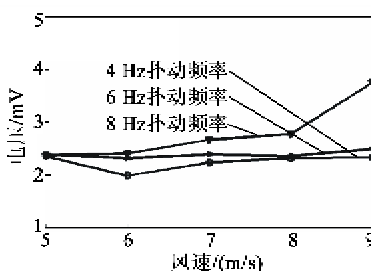


图7 迎角为10°时的平均升力比较

由图5可知,扑翼机处于0°迎角,当风速一定时,扑翼频率从4 Hz增大到8 Hz,平均升力有增大的趋势;当扑翼频率一定时,风速从5 m/s增大到9 m/s(每次增大1 m/s),平均升力略微增大。在迎角为0°时,理论上翼型升力不随风速的变化而改变。迎角是指机身与来流方向的夹角,而机翼与机身间存在一个安装角<sup>[1]</sup>,本文中扑翼机虽为平板翼型,但机翼在机身迎角为0°时扑翼机还有一定的攻角,所以在来流的影响下扑翼机升力略微有增加的趋势。

由图6可知,扑翼机处于5°迎角,当风速一定时,扑翼频率从4 Hz增大到8 Hz(每次增大2 Hz),平均升力有增大的趋势;当扑翼频率一定时,风速从5 m/s增大到9 m/s(每次增大1 m/s),平均升力有增大趋势。

由图7可知,扑翼机处于10°迎角,当风速一定时,扑翼频率从4 Hz增大到8 Hz(每次增大2 Hz),平均升力有增大的趋势;当扑翼频率一定时,风速从5 m/s增大到9 m/s(每次增大1 m/s),平均升力有增大趋势。

由图5~7可知,扑翼频率与风速对扑翼机的平均升力有影响。当扑翼机迎角较小时,风速的变化对升力的影响不明显,这是因为迎角较小时,扑翼机的翼型升力很小。当迎角逐渐增大时,来流速度的变化对升力的影响也逐渐增大。当迎角继续增加时,来流速度的变化对升力的影响较大,但在这个迎角时扑翼机的平均升力反而会减小。这是因为扑翼机扑动升力是整个翼面作用力的一个分量,其随着迎角的增加而减小,所以扑翼机在10°迎角时的总升力小于5°时的总升力。

### 3 结束语

本文在传统研究方法基础上,克服了传统方法的不足,使用PVDF压电传感器来研究微型扑翼机升力变化特性,与传统的微型扑翼机升力变化特性研究方法相比,该方法更简单、快捷、准确,且实验成本低,并可全面研究扑翼机的空气动力特性。同时,本文针对该微型扑翼飞行器在专门的低雷诺数试验风洞中进行了扑翼的升力风洞试验,测试出了微型扑翼飞行器在水平放置及迎风状态时的升力特性曲线,且探讨了扑翼频率、来流速度及扑翼迎角对扑翼机升力特性的影响。

(下转第719页)