

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2109021

用于扑翼飞行器气动力测试的三维力 传感器研究与实验*

胡紫阳¹,何广平¹,张忠海²,周林²,赵全亮¹

(1. 北方工业大学机械与材料工程学院 北京 100144; 2. 北京航天测控技术有限公司 北京 100041)

摘要:气动力测试对验证扑翼飞行器的设计方法和优化改进飞行器重要系统特征参数起着重要的作用。介绍了一种新研制的结构简单、低成本、高性能的三维力传感器,用于扑翼机气动力测试系统,重点介绍了三维力传感器的设计和标定方法。首先,通过弹性机构的微变运动学建模验证了结构设计的可行性;然后,对传感器进行解耦标定实验,得到传感器的非线性误差小于1.19%,耦合误差小于3.21%,灵敏度大于1.1 V/N;最后,通过对一款小型扑翼飞行器的气动力进行测试,获得了扑翼机主翼气动力随影响参数变化的定量评价数据,为扑翼机实现室内和室外的机动灵巧飞行,提供了有效帮助。

关键词:三维力传感器;标定实验;实验平台;扑翼机;气动性能

中图分类号: TH82 TP21 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 460.40

Research and experiment of the three-dimensional force sensor for aerodynamic testing of flapping wing vehicles

Hu Ziyang¹, He Guangping¹, Zhang Zhonghai², Zhou Lin², Zhao Quanliang¹

(1. School of Mechanical and Material Engineering, North China University of Technology, Beijing 100144, China;
2. Beijing Aerospace Measurement & Control Technology Co., Ltd., Beijing 100041, China)

Abstract: Aerodynamic testing plays an important role in evaluating the design method and optimizing the significant system characteristic parameters of flapping-wing vehicles. This article presents a newly developed three-dimensional force sensor with simple structure, low cost and high performance, which is used in the aerodynamic testing system of flapping-wing vehicles. It focuses on the design and calibration method of the three-dimensional force sensor. Firstly, the feasibility of the structure design is verified by the model of the micro-variation kinematics of the elastic mechanism. Then, the decoupling calibration experiment of the sensor shows that the nonlinear error of the sensor is smaller than 1.19%, the coupling error is smaller than 3.21%, and the sensitivity is larger than 1.1 V/N. Finally, by testing the aerodynamic force of a small flapping-wing vehicle, the quantitative evaluation data of the main wing aerodynamic force of the flapping-wing vehicle with the influence of the parameters are obtained, which can provide an effective help for the vehicle to achieve indoor and outdoor maneuverable flight.

Keywords: three-dimensional force sensor; calibration experiment; experimental platform; flapping wing; aerodynamic performance

0 引言

与传统的固定翼和旋翼飞行器相比,扑翼飞行器具有气动噪声小,运动灵活,仿生隐蔽性强等优点,近年来得到国内外研究人员的广泛关注。目前国际上已有较多扑翼飞行器样机能够实现实际飞行^[1-2],但是由于缺乏系统的设计理论,目前扑翼飞行器样机的设计制造还主要

基于形态仿生,直觉经验,以及反复试验纠错。以往关于扑翼飞行器的主要研究内容包括:驱动机构构型设计与运动学优化^[3],系统控制理论与方法^[4]以及机翼形状和结构参数对气动力特性的影响^[5]等。其中对驱动机构和机翼结构特性的测试和优化是重要基础任务,最有效的方法就是进行实验室气动力测试和户外实际飞行实验。扑翼飞行器的机翼通常采用碳纤维杆和高分子薄膜材料组合而成。要实现可靠飞行,机翼需要有合适的形

收稿日期:2021-12-14 Received Date: 2021-12-14

* 基金项目:北京市教委科技发展计划重点项目(KZ202010009015)、国家自然科学基金(51775002)项目资助

状、刚度以及轻质坚韧的制作材料。由于扑翼飞行器样机设计制造理论还远未成熟,直接户外飞行试验效率低下,在实验室进行扑翼飞行器样机的气动力测试显得尤为重要。

国内外开展气动力测试通常采用风洞设备进行实验,但是风洞设备使用复杂,系统昂贵,不利于扑翼飞行器的广泛研究。鉴于这种情况,很多研究单位进行了实验平台设计方面的研究^[6-8]。从实验平台中最重要的测力传感器来看,以往提出的设计方案大致可以分为一体式结构型^[9-10]和并联结构型^[11-12],其中一体式结构型力传感器通常是采用有限元分析来优化应变片布局等方法来提高性能。其中 Wang 等^[13]研制了一种用于风洞模型试验的六维力/力矩传感器,传感器采用平行板结构来同时实现高灵敏度和高刚度,并提出了灵敏度和刚度的估算公式用于指导初始设计方案。Sun 等^[14]介绍了一种基于应变片的新型六维力/力矩传感器的设计,通过有限元分析法对应变片分布进行了优化,但传感器的性能并没有进行实验测试。Han 等^[15]基于弹性结构研制了一种新型六维力传感器,通过解析方法使得设计的传感器在所有方向上具有相同的刚度。韩康等^[16]通过对十字梁六维力传感器进行数学建模并对传感器的灵敏度进行提高,研制的传感器用于机械臂末端力/力矩信息的测量。而并联结构型通常是通过优化结构参数和机构构型来提高性能。其中 Zhao 等^[11]设计了一种可变形的力传感器,该传感器在整个变形范围内输入输出关系保持恒定,结构新颖,但是传感器的非线性误差和耦合误差较高。赵延治等^[17]设计了一种正交并联六维力传感器,采用钢球滚动机械解耦。目前多维力传感器普遍存在体积较大,结构形式较为特殊,安装不方便。相关多维力传感器主要用于传统工业和机器人领域,力测量范围较大,很难用于小型扑翼飞行器气动力的测试试验。

针对以上问题,张强等^[18]采用十字梁与中心直梁相结合的方式设计了一种指尖三维力传感器,通过有限元分析对结构尺寸进行优化,设计的传感器体积较小且安装方便。陈望隆等^[19]设计了一种基于电阻应变原理的小型六维力传感器,采用一体化结构设计,通过结构优化减小传感器的体积。根据对相关研究成果的分析,本文基于弹性体结构研制了一种高精度、安装方便的新型三维力传感器,此传感器适用于小型仿鸟扑翼机或仿昆虫扑翼机等质量较轻的飞行器。

1 三维力传感器方案设计与微变运动学建模

1.1 三维力传感器设计方案

为了满足实验平台整体通用性强、高精度、高可靠性的需求,同时需要有效降低多维力传感器的维间信号耦

合,本文针对扑翼飞行器的气动力测试任务,提出了一种自解耦结构设计方案。三维力传感器由3个相互独立的悬臂梁力传感器在空间坐标系中相互垂直组合而成,如图1所示。

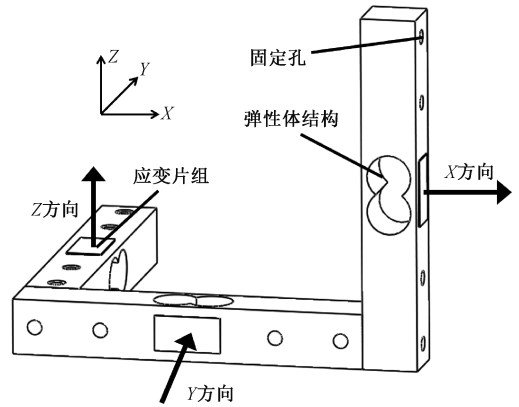


图1 传感器结构示意图

Fig. 1 The structure diagram of the sensor

悬臂梁中部弹性段贴有应变片,应变片敏感栅的方向与悬臂梁的最大变形方向一致,因此应变片的应变近似等于悬臂梁弹性段的应变,应变片表面的法向即为测力的方向。悬臂梁由铝合金材质制成,性能稳定。每个悬臂梁上的应变片组成一个全桥电路,当悬臂梁一端固定,另一端受力时,应变片敏感栅的电阻值发生变化,全桥电路会将电阻值的变化量转换为对应的电压信号,从而感知外力的变化。在单个悬臂梁上施加的力 F 与电桥的输出电压 V 成正比,即:

$$\begin{cases} F = \frac{\mu V}{kV_0} \\ \mu = \frac{bh^2 E}{6L} \end{cases} \quad (1)$$

式中: k 为金属应变片的应变灵敏系数; V_0 为全桥激励电压; μ 为悬臂梁传感器的应变系数; L 为悬臂梁长度的 $1/2$; b 为悬臂梁横截面的宽度; h 为悬臂梁横截面的高度; E 为悬臂梁材料的弹性模量。基于以上原理所设计的三维力传感器在气动力测试中可用于对飞行器的升力、推力和侧向力的实时同步测量。

1.2 三维力传感器弹性机构的微变运动学建模

将测力单元 Z 的尾端固定在防震台上,测力单元 X 顶端用于测量外力,测力单元的结构示意图如图 2(a) 所示。若将贴有应变片的弹性段近似为线弹性变形关节,可以建立传感器的微变运动学模型。以测力单元 Z 为例,在测力单元 X 顶端施加一个任意负载力后,由于力矩耦合效应,测力单元 Z 的弹性段会发生 3 个方向的微弱变形。由于悬臂梁各向异性结构特征, X 和 Y 方向的弯曲刚度较大,因此沿这两个方向的变形很小,可以忽略不

计。 X 段和 Y 段同理。测力单元的弹性机构模型如图 2(b) 所示。

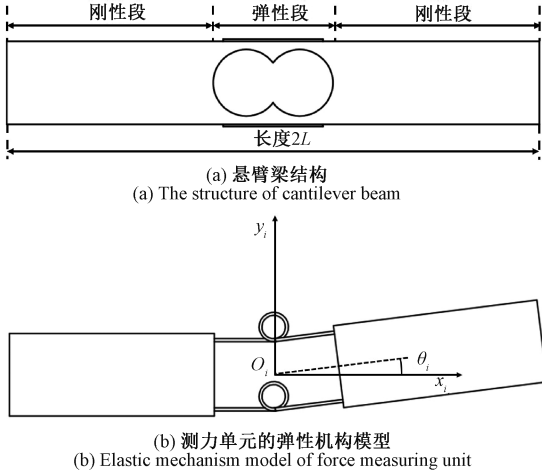


图 2 测力单元的结构和弹性机构模型
Fig. 2 Structure and elastic mechanism model of force measuring unit

每段传感器变形后的整体结构如图 3 所示。设点 O 为传感器固定端的中心点,点 P 为传感器顶端的中心点,分别以点 O 和各段弹性关节的中心点为原点建立坐标系。坐标系建立遵守右手定则,其中基础坐标系为 $O-XYZ$,坐标轴与传感器测力方向保持一致。 $\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 为每段弹性体变形的角度。

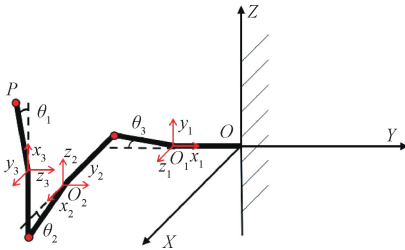


图 3 三维力传感器弹性机构模型示意图
Fig. 3 Diagram of the elastic mechanism model of the three-dimensional force sensor

点 P 在基础坐标系中的位置矢量 ${}^0\mathbf{P}$ 可以表示为:
$${}^0\mathbf{P} = [P_x \ P_y \ P_z]^T \quad (2)$$

通过各坐标系间的复合变换可得到点 P 位置在基础坐标系中为:

$$\begin{bmatrix} P_x \\ P_y \\ P_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Ls\theta_1 + Lc\theta_2 + L \\ Ls\theta_2 - Lc\theta_3 - L \\ Lc\theta_1 + Ls\theta_3 + L \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: L 表示每段悬臂梁长度的 $1/2$; $s\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 表示 $\sin\theta_i (i = 1, 2, 3)$; $c\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 表示 $\cos\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 。

传感器顶端点 P 在基础坐标系 $O-XYZ$ 中的平移速度与传感器弹性关节速度之间的关系,可以通过机构运动学雅可比矩阵联系起来。通过对式(3) 两边对时间求导可以得到:

$${}^0\dot{\mathbf{P}} = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\theta}} \quad (4)$$

式中: \mathbf{J} 为力传感器弹性机构的运动学雅可比矩阵,矩阵 \mathbf{J} 中的元素为关于 $\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 和 L 的函数。由于各段弹性体变形时, $\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 接近于 0 , 因此 $s\theta_i \approx \theta_i$, $c\theta_i \approx 1 (i = 1, 2, 3)$, 因此机构运动学雅可比矩阵 \mathbf{J} 可以简化为:

$$\mathbf{J} = L \begin{bmatrix} 1 & -\theta_2 & 0 \\ 0 & 1 & \theta_3 \\ -\theta_1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

根据虚功原理可知,力雅可比矩阵和机构运动学雅可比矩阵之间为对偶关系^[20], 由此可以得到弹性关节力矩与传感器受到的外力之间的关系为:

$$\boldsymbol{\tau} = \mathbf{J}^T \mathbf{F} \quad (6)$$

式中: $\boldsymbol{\tau} = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ 为各段弹性关节力矩矢量; $\mathbf{F} = [F_x \ F_y \ F_z]^T$ 为传感器顶端 P 点所受外力矢量; \mathbf{J}^T 为力雅可比矩阵。从力雅可比矩阵中各个元素可以看出, 当 $\theta_i (i = 1, 2, 3)$ 接近于 0 时, 各个分力之间的耦合性很小, 证明机构设计方案可行, 具体的维间耦合误差还需要通过静态标定实验确定。

由式(1)可知, 各段传感器受力与输出电压成线性关系, 将式(1)代入到式(6)可得:

$$\mathbf{V} = \frac{kV_0}{\mu} \cdot \mathbf{J}^T \mathbf{F} = \mathbf{C}\mathbf{F} \quad (7)$$

令矩阵 $\mathbf{C} = \frac{kV_0}{\mu} \cdot \mathbf{J}^T$, 矩阵 \mathbf{C} 的含义为标定矩阵。式(7)即为标定三维力传感器方法的理论依据。

2 标定系统与标定实验

2.1 标定系统组成

在实际工程应用中, 为了减小力传感器受力后的非线性变形, 通常选择力敏悬臂梁的结构刚度较大。导致测力单元电桥电路输出电压通常只有毫伏甚至微伏量级, 需要设计具有一定增益功能的调理电路。三维力传感器输出的电信号经过调理电路的放大, 再通过数据采集卡对信号调理电路的输出电压进行连续高速采集, 并通过串口通信的方式将采集到的数据传输到 PC, 由 PC 端进行数据分析和显示。实验测试中基于 MATLAB 软件对采集卡进行访问和用户接口软件设计, 这通过外部编译器调用采集卡动态链接库来实现。标定系统的组成和信号传递如图 4 所示。

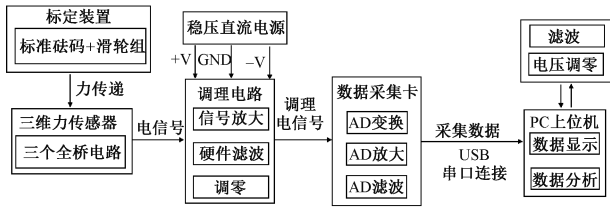


图4 标定系统的组成与信号传递

Fig. 4 Composition and signal transmission of the calibration system

该标定系统主要包括防震台、加载单元、三维力传感器样机、电路系统、数据采集系统、PC端和数据处理软件。加载单元由高精度标准砝码、柔软细绳、微型滑轮组组成。通过标准砝码实现0~100 g加载,通过绳索将不同重量的砝码组合挂起,并由滑轮组将标准力沿特定的方向施加到三维力传感器的顶端。

2.2 三维力传感器的解耦标定方法

传感器的静态标定实验,是通过传感器施加静态负载,进而确定传感器的实际输入输出关系,即要建立负载与各支路输出电压之间的一一对应映射关系。基于第1节建立的弹性机构微变运动学模型,静态标定任务就是需要通过实际加载和测量,确定式(7)中的系数矩阵 C 。在实际应用中,当负载力作用到传感器的某一测量方向时,另外两个方向不可避免会有一定输出电压变化,导致传感器表现出一定的测量耦合误差。为了减小这种耦合误差,一种简单有效的方法是利用标定矩阵来消除多维传感器的维间干扰,通过标定实验能直接获得较为准确的标定参数,使传感器获得准确的测量结果^[14-15]。

在每个单向力传感器的满量程范围上,划分 n 个不同加载量,3个加载方向的标准力矢量组成的矩阵 \bar{F} 可表示为:

$$\bar{F} = [\bar{F}_X \quad \bar{F}_Y \quad \bar{F}_Z] \quad (8)$$

其中块矩阵分别为:

$$\bar{F}_X = [F_{X1} \quad F_{X2} \quad \cdots \quad F_{Xn}] \quad (9)$$

$$\bar{F}_Y = [F_{Y1} \quad F_{Y2} \quad \cdots \quad F_{Yn}] \quad (10)$$

$$\bar{F}_Z = [F_{Z1} \quad F_{Z2} \quad \cdots \quad F_{Zn}] \quad (11)$$

式中: \bar{F}_X 是由 X 方向的标准力矢量组成的矩阵; F_{Xn} 表示 X 方向的单个标准力矢量。通过标定实验,可以得到3个测量支路的输出电压矢量组成的矩阵,根据设计的三维力传感器和建立的数学模型,负载力和电压之间的映射关系可表示为:

$$\bar{F} = G_c \bar{V} \quad (12)$$

式中: $\bar{F} \in R^{3 \times 3n}$,是由施加到传感器的标准力矢量组成的矩阵, n 为实验时施加负载的次数; $G_c \in R^{3 \times 3}$,为解算得到的解耦矩阵; $\bar{V} \in R^{3 \times 3n}$ 是由测量支路输出电压矢量

组成的矩阵。在标定过程中,标准加载力和各个测量支路的输出电压已知,因此解耦矩阵即可求出。但是由于传感器3个方向正负向加载时的差异性,在这里先对标定矩阵 C 求解,从式(12)可知:

$$\bar{V} = C\bar{F} \quad (13)$$

当 $n > 1$ 时,矩阵 \bar{F} 不能直接进行求逆,因此使用矩阵的M-P伪逆方法来计算,由此通过式(13)可求得标定矩阵 C 为:

$$C = \bar{V}(\bar{F}^T \bar{F})^{-1} \bar{F} \quad (14)$$

2.3 三维力传感器的标定测试过程

通过对标定数据的指标分析,可以验证传感器的总体性能,实验步骤如下。

- 1) 将传感器固定到防震台上并将各个部件连接完成,保证精确采集数据。
- 2) 测量无载荷情况下,各个电桥电路的输出电压值。
- 3) 在保证其他方向无负载的情况下,对 X 、 Y 、 Z 三个轴的正负方向依次单独施加负载,以5 g为步进单位完成量程为-0.6~0.6 N的加载和卸载过程,记录各个支路的输出电压。

实验中采用多点标定并大于整个测量范围,这是为了减少非线性误差对标定精度的影响;每次实验均重复测量3次,每次测量取单位时间内的平均值作为最终结果,减少零漂和偶然误差带来的影响;每次进行标定前应进行调零操作,减小零漂和温漂给实验结果带来的误差。

2.4 三维力传感器的测量标定结果

将各个方向的满量程分成13个加载点,对输出信号中的显著误差进行滤除,将数据用最小二乘法(LSM)进行拟合,各个方向的输出特性曲线如图5所示。

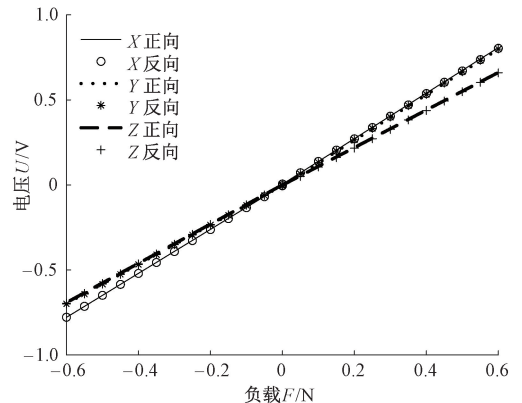


图5 3个测力方向的输入-输出关系标定曲线

Fig. 5 Calibration curve of the relationship between input and output in three force measurement directions

通过标定结果可以求解拟合系数和相关度,以此来分析输出电压和负载力是否具有高度的线性关系和较高

的灵敏度。为了验证传感器的可行性和准确性,可以通过各个方向的拟合直线对传感器的线性度、灵敏度、耦合性、迟滞性、精度和分辨率等方面进行分析^[21]。其中精度表示传感器能实现的测量精确度,由标准加载实验测得;分辨率为引起传感器输出变化的最小输入量,通过实验并综合测量误差给出。通过标定实验结果得到传感器的具体性能分析数据如表 1 所示。

表 1 传感器的静态性能指标

Table 1 Static performance index of the sensor

方向	灵敏度/ (V/N)	线性度/ (% F.S)	耦合性/ (% F.S)	迟滞性/ (% F.S)	精度/ %	分辨率/ N
X+	1.348 0	0.92	2.99	0.94	0.45	0.005
X-	1.296 3	0.46	2.52	0.78	0.34	
Y+	1.333 9	1.19	2.21	0.70	0.91	
Y-	1.160 2	0.47	3.21	1.18	0.35	
Z+	1.100 8	0.53	2.87	1.25	0.48	
Z-	1.152 8	0.35	1.26	0.93	0.15	

根据上述分析的测量结果,分别将正负加载方向的实验数据代入到式(14)中,得到标定矩阵为:

$$C_1 = \begin{bmatrix} 1.349 0 & -0.026 5 & 0.016 7 \\ 0.015 4 & 1.326 3 & -0.008 2 \\ 0.009 7 & 0.002 8 & 1.101 6 \end{bmatrix} \quad (15)$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} 1.299 0 & 0.009 2 & 0.006 7 \\ -0.011 6 & 1.165 7 & 0.007 4 \\ 0.018 2 & -0.019 1 & 1.151 8 \end{bmatrix} \quad (16)$$

为了减小标定过程引入的误差,在这里取标定矩阵 C 为正负向标定矩阵的平均值,即:

$$C = \frac{1}{2}(C_1 + C_2) =$$

$$\begin{bmatrix} 1.324 0 & -0.008 7 & 0.011 7 \\ 0.001 9 & 1.246 0 & -0.000 4 \\ 0.014 0 & -0.008 2 & 1.126 7 \end{bmatrix} \quad (17)$$

通过对标定矩阵 C 求逆即可得到解耦矩阵 G_C。标定矩阵 C 的对角线元素表示传感器各个方向的灵敏度,非对角线元素表示不同方向间的干扰情况。根据式(17)可以看出,传感器的线性度良好,维间耦合误差较小。

2.5 三维力传感器的动态性能指标

固有频率作为多维力传感器重要的动态指标之一,可以表明传感器的动态测量范围。本文基于有限元仿真软件对传感器样机的固有频率和动态性能指标进行分析,结果如表 2 所示。应变式力传感器的工作带宽可以由第 1 阶固有频率的 2/3 来确定,因此可以计算出该传感器的工作带宽为 0~124 Hz。

表 2 传感器的固有频率

Table 2 Natural frequency of the sensor

阶数	固有频率/Hz	振型
第 1 阶	186.07	沿 x 轴平动
第 2 阶	233.10	沿 y 轴平动
第 3 阶	557.36	沿 z 轴平动

3 扑翼飞行器的气动力测试系统与试验

3.1 气动力测试系统及其主要技术指标

将设计的三维力传感器用于气动力测试,测试平台的组成如图 6 所示。力传感器以 10 kHz 的频率连续同步采样,实验平台的性能指标如表 3 所示。

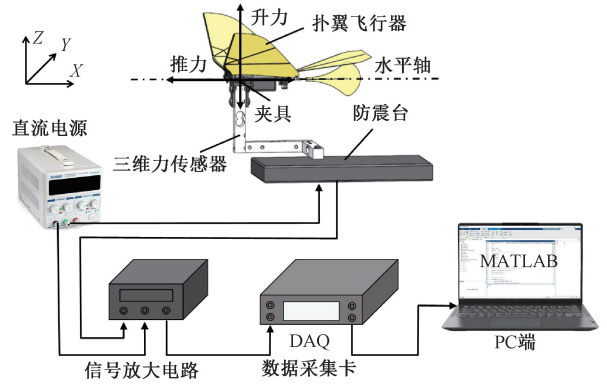


图 6 测试系统组成示意图

Fig. 6 Composition diagram of the test system

表 3 实验平台性能指标

Table 3 Performance index of the experimental platform

方向	量程/N	零漂/(% F.S)	采集误差/%
X 方向	-0.6~0.6	1.34	1.03
Y 方向	-0.6~0.6	1.40	1.03
Z 方向	-0.6~0.6	1.36	1.03

3.2 一种小型扑翼飞行器的气动力测试

根据国内外以往的研究成果表明,机翼刚度和扑动频率对升力和推力的影响很大^[22]。对实验室内已有的扑翼飞行器样机进行实验,在平台中分别采集 3 种不同刚度机翼在不同频率下的气动力数据。为了避免不同机翼形状差异性带来的影响,测试时在同一个翅面上通过增加和减少支撑碳杆来保证刚度的大小,其他测试条件保持相同,并将飞行器的迎角一直保持为 0°。进行静态测量时每次实验重复 3 次。其中扑翼飞行器的技术参数如表 4 所示。为了使测试结果更加可视化,这里将 3 种

刚度的机翼标号为 ST1、ST2、ST3，刚度依次增大。机翼结构示意图如表 5 所示。




表 4 扑翼飞行器技术参数

Table 4 Technical parameters of the flapping-wing vehicle

技术参数	数值
总重量/g	13.3
身长/mm	178
翼展/mm	285
展弦比	0.489
最大扑动频率/Hz	19.337
单翼面积/m ²	0.083
机翼碳杆直径/mm	0.6

表 5 实验机翼结构示意图

Table 5 Diagram of experimental wing structure

标号	机翼示意图
ST1	
ST2	
ST3	

从三维力传感器记录的数据中计算多个扑动周期内的平均升力和平均推力，测量频率范围为 7.7~19.3 Hz。测量结果如图 7 和 8 所示。从实验结果可以看出，传感器的零漂和噪声干扰对实验测试的影响很小，传感器的测量精度和分辨能力满足气动力测量的要求。

测试结果表明，当扑翼飞行器迎角为 0°，固定机身测量时（静态测试），扑翼机会产生接近 0 的平均升力^[23-24]和正值的平均推力^[22]。机翼在上扑过程中产生负升力，下扑过程中产生正升力。气动力曲线的变化与机翼的扑动运动一致，升力和推力的峰值出现在机翼冲程的最大速度处^[25]。从实验结果中可知，相同扑动频率下随着刚度的逐渐增大，平均推力会逐渐增大，但增大比

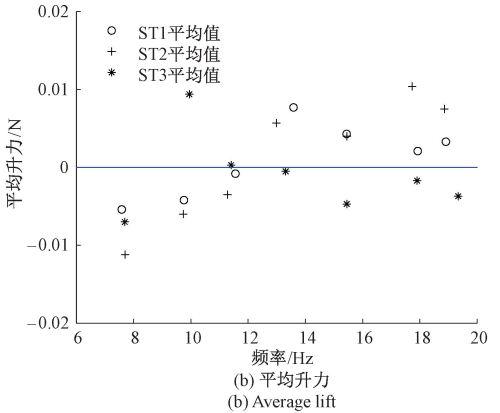
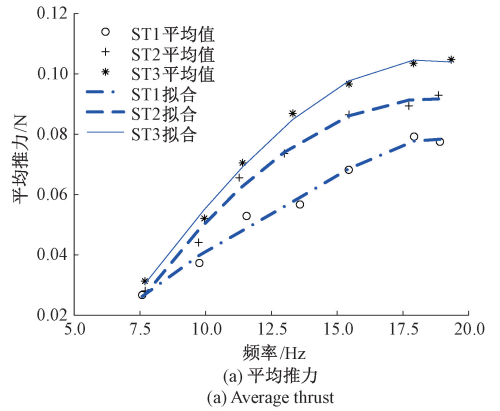


图 7 不同频率下不同刚度多个周期的平均推力和平均升力
Fig. 7 Average thrust and average lift of multiple cycles with different stiffness at different frequencies

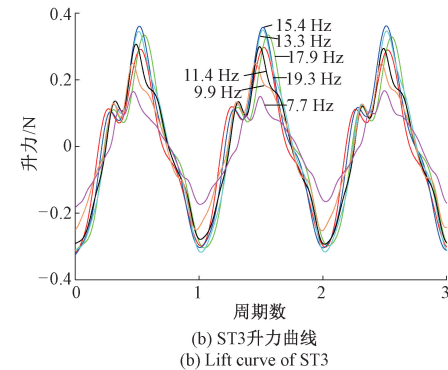
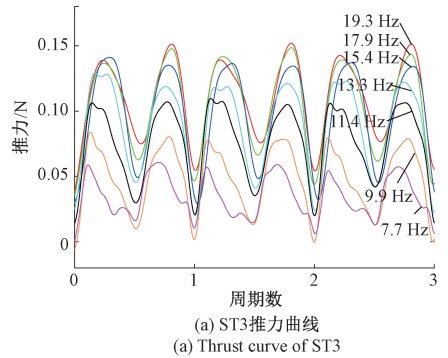


图 8 推力和升力周期曲线随扑动频率的变化
Fig. 8 Variation of thrust and lift periodic curves with flapping frequency

例各不相同。这是由于有效的升力和推力是由机翼的弯曲变形引起的,在一定程度上,弦向刚度越大时推力会有明显的改善^[26-27]。实验结果表明,在机翼设计时,通过碳纤维材料的加强筋可以使机翼更加灵活,优化机翼的气动力特性。

通过对比实验可以发现,刚度最大的机翼 ST3 气动效率最高。通过户外实际飞行实验,也验证了 ST3 型机翼的飞行效果最好,如图 9 所示。这也表明,该三维力传感器对飞行器优化提供了有效帮助。



图 9 扑翼机实际飞行

Fig. 9 Actual flight of the flapping wing aircraft

4 结 论

本文介绍了一种用于测试扑翼飞行器气动力性能的三维力传感器。讨论了力传感器的设计方案和测试系统的总体组成。根据三维力传感器的结构特点建立了微变运动学模型,基于力传感器开发了标定系统,并通过标定实验得到了传感器的输入输出的映射关系。通过分析传感器的性能指标得知,力传感器具有较高的线性度和较小的维间耦合,3 个测力方向的非线性误差、维间耦合误差、迟滞误差均小于 3.3%。进一步通过对一款小型扑翼飞行器的气动力进行测试,对三维力传感器的功能和性能进行了验证。其中测试性能较高的翅膀,在实际飞行中表现最好。实验证明了该传感器为改善扑翼机的飞行性能提供了帮助,同时也证明了该三维力传感器能够满足应用需求。在未来的工作中,将进一步探索研究减小三维力传感器温漂、零漂、维间耦合误差以及迟滞误差的方法,并以提高应用效果为目标,探索研究传感器本身的动态特性对扑翼机气动力测量效果的影响。

参考文献

- [1] WIDHIARINI S, PARK J H, YOON B S, et al. Bird-mimetic wing system of flapping-wing micro air vehicle with autonomous flight control capability[J]. *Journal of Bionic Engineering*, 2016, 13(3): 458-467.
- [2] JIANG H, ZHOU C, XIE P. Design and kinematic analysis of seagull inspired flapping wing robot[C]. 2016 IEEE International Conference on Information and Automation (ICIA), IEEE, 2016: 1382-1386.
- [3] ROSEN M H, PIVAIN G L, SAHAI R, et al. Development of a 3.2 g untethered flapping-wing platform for flight energetics and control experiments[C]. 2016 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), IEEE, 2016: 3227-3233.
- [4] BAKHTIARI A, HAGHIGHI S E, MAGHSOUDPOUR A. Modeling and control of a flapping wing robot[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 2019, 233(1): 174-181.
- [5] FU J, LIU X, SHYY W, et al. Effects of flexibility and aspect ratio on the aerodynamic performance of flapping wings[J]. *Bioinspiration & Biomimetics*, 2018, 13(3): 036001.
- [6] CHAO L, PL A, FS A, et al. Wing shape optimization design inspired by beetle hindwings in wind tunnel experiments[J]. *Computers in Biology and Medicine*, 2021, 135: 104642.
- [7] 付鹏, 宋笔锋, 梁少然, 等. 扑翼的推力特性与功率特性的实验研究[J]. *西北工业大学学报*, 2016, 34(6): 976-981.
- [8] FU P, SONG B F, LIANG SH R, et al. Experimental research on thrust and power characteristics of flapping wing[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2016, 34(6): 976-981.
- [9] HUANG F, ZHANG J, ZHANG M, et al. A testing platform for flapping-wing robots[C]. 2020 5th International Conference on Advanced Robotics and Mechatronics (ICARM), IEEE, 2020: 72-77.
- [10] ZHONG L, LI F, PENG Y, et al. Design and characterization of a T-shaped two-axis force sensor[J]. *Sensor Review*, 2019, 39(6): 776-782.
- [11] KEBEDE G A, AHMAD A R, LEE S C, et al. Decoupled six-axis force-moment sensor with a novel strain gauge arrangement and error reduction techniques[J]. *Sensors*, 2019, 19(13): 3012.
- [12] ZHAO Y, WEI Y, SHAN Y, et al. Design and calibration experiment of a novel rigid-flexible hybrid parallel three-dimensional force sensor with deformability[J]. *IEEE Sensors Journal*, 2018, 18(20): 8247-8255.
- [13] WANG Z, LI Z, HE J, et al. Optimal design and experiment research of a fully pre-stressed six-axis force/torque sensor[J]. *Measurement*, 2013, 46(6): 2013-2021.
- [14] WANG W J. Development of a six-axis force/moment sensor for wind tunnel model test[J]. *Measurement Science & Technology*, 2013, 24(11): 115101.

- [14] SUN Y, LIU Y, JIN M, et al. Design and optimization of a novel six-axis force/torque sensor with good isotropy and high sensitivity [J]. *Measurement*, 2015, 65: 135-148.
- [15] HAN S C, LEE Y G, MAN B H, et al. A novel geometric design method of elastic structure for 6-axis force/torque sensor [J]. *IEEE Access*, 2019, 7: 166564-166577.
- [16] 韩康, 陈立恒, 李行, 等. 高灵敏度大量程六维力传感器设计[J]. *仪器仪表学报*, 2019, 40(9): 61-69.
HAN K, CHEN L H, LI H, et al. Design of a six-axis force sensor with large range and high sensitivity [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2019, 40(9): 61-69.
- [17] 赵延治, 焦雷浩, 牛智, 等. 机械解耦自标定并联六维力传感器设计及仿真[J]. *中国机械工程*, 2017, 28(7): 771-778.
ZHAO Y ZH, JIAO L H, NIU ZH, et al. Design and simulation of mechanical decoupling self-calibration parallel six dimensional force sensors [J]. *China Mechanical Engineering*, 2017, 28(7): 771-778.
- [18] 张强, 宋爱国, 刘玉庆, 等. 一种指尖三维力传感器设计[J]. *计量学报*, 2018, 39(1): 52-55.
ZHANG Q, SONG AI G, LIU Y Q, et al. Design of a three dimensional force sensor [J]. *Acta Metrologica Sinica*, 2018, 39(1): 52-55.
- [19] 陈望隆, 杨述焱, 胡权, 等. 面向运动力学测量的无线六维力传感器[J]. *仪器仪表学报*, 2019, 40(4): 129-136.
CHEN W L, YANG SH Y, HU Q, et al. Wireless six-dimensional force sensor for motion mechanics measurement [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2019, 40(4): 129-136.
- [20] DING W H, DENG H, ZHANG Y, et al. Optimum design of the jaw clamping mechanism of forging manipulators based on force transmissibility [J]. *Applied Mechanics & Materials*, 2012, 157-158: 737-742.
- [21] SUBRAMANYA S B, PAVITHRA B, NAYAK M M, et al. Realization of a micro composite based pressure sensor: Its performance study for linearity, hysteresis and sensitivity [J]. *SN Applied Sciences*, 2019, 1(12): 1-10.
- [22] LANE P, THRONEBERRY G, FERNANDEZ I, et al. Towards bio-inspiration, development, and manufacturing of a flapping-wing micro air vehicle [J]. *Drones*, 2020, 4(3): 39.
- [23] MUELLER D, BRUCK H A, GUPTA S K. Measurement of thrust and lift forces associated with drag of compliant flapping wing for micro air vehicles using a new test stand design [J]. *Experimental Mechanics*, 2010, 50(6): 725-735.
- [24] TSAI B J, FU Y C. Design and aerodynamic analysis of a flapping-wing micro aerial vehicle [J]. *Aerospace Science & Technology*, 2009, 13(7): 383-392.
- [25] 郝永平, 李伦, 徐九龙, 等. 仿生扑翼“0”形轨迹机构的设计及气动力特性[J]. *机器人*, 2020, 42(2): 179-190.
HAO Y P, LI L, XU J L, et al. Design and aerodynamic characteristics of the “0”-shaped trajectory mechanism of bionic flapping wing [J]. *Robot*, 2020, 42(2): 179-190.
- [26] YANG W, XU J, XUAN J. Experimental study on the stiffness and shape layout of flapping wing [J]. *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*, 2019, 686: 012029.
- [27] WU P, STANFORD B K, SALLSTROM E, et al. Structural dynamics and aerodynamics measurements of biologically inspired flexible flapping wings [J]. *Bioinspiration & Biomimetics*, 2011, 6(1): 016009.

作者简介



胡紫阳, 2020年于北方工业大学获得学士学位, 现为北方工业大学硕士研究生, 主要研究方向为扑翼飞行机器人。

E-mail: 1160109615@qq.com

Hu Ziyang received his B. Sc. degree from North China University of Technology in 2020.

He is currently a M. Sc. candidate at North China University of Technology. His main research interest include flapping-wing robots.



何广平(通信作者), 分别在1994、1997和2002年于北京航空航天大学获得学士学位、硕士学位和博士学位, 现为北方工业大学教授, 主要研究方向为机器人和MEMS技术。

E-mail: hegp55@ncut.edu.cn

He Guangping (Corresponding author) received his B. Sc., M. Sc. and Ph. D. degrees all from Beihang University in 1994, 1997, and 2002, respectively. He is currently a professor at North China University of Technology. His main research interests include robotics and MEMS.