

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2209750

# 共轴折叠双旋翼无人机姿态测量实验与分析

有德义<sup>1,2</sup> 郝永平<sup>1</sup> 羊进<sup>1</sup> 王守太<sup>1</sup> 鞠世茂<sup>1</sup>

(1. 沈阳理工大学 沈阳 110159; 2. 德州职业技术学院 德州 253034)

**摘要:** 针对小型共轴折叠双旋翼飞行器结构特点、飞行原理进行分析,研究无人机运动学和动力学特性并建立数学模型,建立了无人机飞行器半实物飞行的动力性能和姿态角测试平台。该平台对飞行器机械振动、姿态角和噪声等性能分析。通过测试实验分析无人机不同旋翼转速产生的机械振动和噪声等特性,以及对陀螺仪和加速度计等 MEMS 传感器姿态解算结果的影响。测试实验表明:随着转速的增加振动幅度有所增加,该振动特性对噪声模型的建立和评估对无人机鲁棒性和抗干扰性提供新思路及有益借鉴。

**关键词:** 旋翼;飞行器;控制;系统;姿态;滤波;无人机

**中图分类号:** V249.1;V279+.2 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.5

## Attitude measurement and analysis of coaxial folding double rotors

You Deyi<sup>1,2</sup> Hao Yongping<sup>1</sup> Yang Jin<sup>1</sup> Wang Shoutai<sup>1</sup> Ju Shimao<sup>1</sup>

(1. Shenyang University of Science and Technology, Shenyang 110159, China;

2. Dezhou Vocational and Technical College, Dezhou 253034, China)

**Abstract:** The structural characteristics and flight principle of the small coaxial folding twin-rotor aircraft are analyzed. The kinematics and dynamics of the UAV are studied and a mathematical model is established. A test platform for dynamic performance and attitude angle of UAV semi-physical flight is established. The platform analyzes the performance of aircraft mechanical vibration, attitude angle and noise. Through the test experiments, the characteristics of mechanical vibration and noise generated by different rotor speeds of the UAV are analyzed. And the influence on the attitude calculation results of MEMS sensors such as gyroscopes and accelerometers. Test experiments show that the vibration amplitude increases with the increase of rotational speed. The vibration characteristics provide a new idea and useful reference for the establishment and evaluation of the noise model for the robustness and anti-interference of the UAV.

**Keywords:** rotor; aircraft; control; system; attitude; filtering; UAV

## 0 引言

共轴式双旋翼飞行器自主飞行技术是当今科技研究的热点无人机之一,共轴双桨无人机是在同一转轴上由两个旋转方向相反的旋翼,共轴结构和直升机相比区别没有尾翼来平衡扭矩,仅依靠上下旋翼的反作用力距相互平衡便可在空中稳定飞行,同时可折叠共轴结构具有外廓尺寸小、气动效率高优点<sup>[1]</sup>。但共轴式上下旋翼的内外轴是通过主减速器的圆锥齿轮来实现换向运动,复杂的自身结构和操纵机构决定共轴无人机有复杂的振动噪声特性和控制的非线性,前辈已经对共轴直升机做过相关振动研究和分析。吴志刚文章通过设计直升机旋翼旋转试验台,该试验台可以通过外加传感器来测量旋翼旋转时不同转速情况下的机械噪声。消声室在不影响旋翼流场的前提下营造了一个全

消声的试验环境,能够满足直升机主桨和尾桨的模型旋翼噪声辐射特性测量试验要求,为研究直升机旋翼噪声提供了一个理想试验设施。张栋林文中共轴对转封闭差动轮系统的固有特性及灵敏度分析,没有对不同功率输出振动频率分析<sup>[2]</sup>。国外苏黎世联邦理工学院在的舞台上展示了三维运动捕抓系统的舞台上展示了三维运动捕抓系统,能够实现无人机室内定位。采用先进摄影、摄影稳定系统中,稳定跟踪平台的应用也十分广泛。本研究对于折叠翼共轴无人机误差源、姿态测量和系统建模控制策略和载体姿态扰动等关键技术理论研究提供很大借鉴。

共轴无人机运动形式包括上下运动、旋转运动和侧向运动,其中旋转运动特性是上下齿轮带动桨叶产生差速形成不同的扭矩,上下运动是由齿轮调速带动桨叶转速产生

收稿日期:2022-04-26

不同的升力,侧向运动是由上下桨叶转速和操控盘产生不同倾角带动飞机产生侧向的分力,因而在飞机运行过程中电机转动会伴随着齿轮的机械噪声和振动产生<sup>[5]</sup>。该噪声和振动会对 MEMS 加速度计和陀螺仪产生较大的影响,在实际飞行过程中会直接影响无人机姿态,因此分析无人机振动特性对分析无人机姿态测量和数据处理有重要作用,该数据在实际飞行中对于无人机姿态控制和位置控制至关重要。

### 1 共轴无人机的数学模型

共轴折叠双旋翼无人机主要是由上下旋翼、机体、倾斜装置、双电机、舵机、控制核心板和电池仓等构成,无人机垂直运动依靠上下反桨旋翼转动产生的升力和自身重力产生的合力,横向运动和前后运动是依靠操控盘倾斜带动下旋翼产生左右前后的分力,共轴双旋翼的结构模型如图 1 所示。

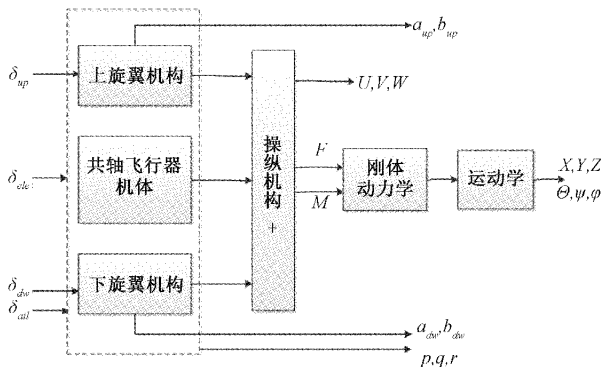


图 1 共轴双旋翼的结构模型

共轴双旋翼无人机的整体系统复杂,模块之间耦合程度较高,为更好分析共轴双旋翼无人机的动力学和运动学数学模型,将共轴无人机划分为多个子系统。

$$\dot{X} = f(x \ u \ w) \quad (1)$$

式中:  $x$  为系统的状态变量;  $u$  为系统的输入量;  $w$  为系统外部的干扰量;

#### 1.1 动力学模型

折叠共轴双旋翼无人机采用齿轮传动方式模型建模复杂,研究动力学模型是无人机改进设计和飞行姿态控制的基础。为更好分析飞行器主要动力来源和飞行姿态动态性能,结合力学分析建立共轴双旋翼动力学模型。针对共轴双旋翼无人机自身特点,考虑建模不易过于复杂,因此假设飞行器为刚体且为完全对称结构。姿态动力来源主要控制量为旋翼的拉力,忽略空气压缩和桨叶失速等。遵循六自由度运动学方程和牛顿-欧拉动力学方程<sup>[4-5]</sup>。所以无人机的简化系统动力学特性描述为:

$$\begin{cases} \sum \vec{F} = m \frac{d\vec{V}}{dt} \\ \sum \vec{M} = \frac{d\vec{L}}{dt} \end{cases} \quad (2)$$

式中:  $\vec{F}$  为所受外力的合力,单位为 N;  $\vec{V}$  为无人机质心处的线速度,单位为 m/s;  $m$  为无人机的总质量,单位为 kg;  $M$  为无人机所受外力的总力矩,单位为 N·m;  $L$  为无人机所受的总动量矩。

为更好的模拟实际应用中未知环境共轴无人机在执行任务的运动过程,所以在研究其动力学时,重点分析在动态坐标系下的动力学方程<sup>[6]</sup>。根据欧拉运动方程,得到动态坐标系下的绝对导数为:

$$\begin{cases} \sum \vec{F} = \left(m \frac{d\vec{V}}{dt}\right)_{rot} + \vec{\Omega} \times \vec{P} \Leftrightarrow \sum \vec{F} = m(\vec{V} + \vec{\Omega} \times \vec{V}) \\ \sum \vec{M} = \left(\frac{d\vec{L}}{dt}\right)_{rot} + \vec{\Omega} \times \vec{L} \Leftrightarrow \sum \vec{M} = \vec{I} \cdot \dot{\vec{\omega}} + \vec{\Omega} \times (\vec{I} \times \vec{\Omega}) \end{cases} \quad (3)$$

式(3)与无人机的运动,可以得出其动力学的矩阵方程为:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_b \\ \dot{\omega}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_b \\ \mathbf{M}_b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \omega_b \times (mV_b) \\ \omega_b \times (I\omega_b) \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $V_b$  为无人机在机体坐标系速度;  $\omega_b$  为共轴双旋翼无人机在机体坐标系角速度;  $\mathbf{I}_{3 \times 3}$  为转动惯量单位矩阵;  $\mathbf{I}$  为共轴双旋翼无人机的转动惯量;  $\mathbf{F}_b$  为无人机在机体坐标系下所受的外力合;  $\mathbf{M}_b$  为无人机在机体坐标系下所受的外力矩合<sup>[7]</sup>。

将无人机的线运动用地理坐标系表示,将无人机的姿态变化用机体坐标系表示。所以将式(4)更改为:

$$\begin{bmatrix} m\mathbf{I}_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & \mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}_n \\ \dot{\omega}_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_n \\ \mathbf{M}_b \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} \\ \omega_b \times (I\omega_b) \end{bmatrix} \quad (5)$$

不考虑其他外界环境扰动情况下,为了更好地测评共轴的性能,测量系统中认为无人机所受到的合力主要是由 3 个力组成的<sup>[8-9]</sup>,分别简化为:桨叶旋转产生的升力  $F_T$ , 无人机自身的重力  $F_G$  和无人机飞行过程中受到的空气阻力  $F_D$ 。在机体坐标系下,无人机受力可以描述为:

$$\sum F_b = F_T - F_G + C_n^b F_D \quad (6)$$

飞行器上、下桨叶产生的升力为  $F_1$  和  $F_2$ , 产生升力方向垂直于旋翼桨叶尖端,当无人机处于无风或风速较低的环境中飞行时,空气对于无人机飞行姿态的影响就可以忽略不计。其中无人机所受到的升力为:

$$F_{b,T} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_1 + F_{2z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

式中:  $F_1, F_2$  为上、下桨旋转产生的升力。  $F_{2z}$  为下桨产生的升力在  $z$  轴上的投影。桨叶旋转产生的升力用下面公式进行计算:  $F_T = b\omega^2$

式中:  $b$  为桨叶升力系数;  $\omega$  为桨叶的旋转角速度。

#### 1.2 共轴双旋翼无人机运动学模型

根据定义可以知道,将共轴双旋翼无人机在机体坐标系下的速度为  $\mathbf{V}_b = [u \ v \ w]^T$ , 将它通过旋转矩阵转化为地球坐标系下的速度表示为:

$$\begin{cases} \dot{x} = u \cos\theta \cos\psi + v(\sin\theta \sin\phi \cos\psi - \cos\phi \sin\psi) + \\ \quad w(\sin\theta \cos\phi \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \\ \dot{y} = u \cos\theta \sin\psi + v(\sin\theta \sin\phi \sin\psi + \cos\phi \cos\psi) + \\ \quad w(\sin\theta \cos\phi \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \\ \dot{z} = -u \sin\theta + v \sin\phi \cos\theta + w \cos\phi \cos\theta \end{cases}$$

式中： $\phi, \theta, \psi$  分别为共轴无人机姿态角，在给定无人机的线运动的关系前提下，利用旋转公式将共轴双旋翼无人机在机体坐标下的角速度转化为地理坐标系的姿态角变化率  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$  的公式为：

$$\omega_b = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = R(x, \phi)R(y, \theta) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} + R(x, \phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \cos\theta \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (8)$$

还可以将式(8)变换为：

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + (r \cos\phi + q \sin\phi) \tan\theta \\ \dot{\theta} = q \cos\phi - r \sin\phi \\ \dot{\psi} = \frac{1}{\cos\theta} (r \cos\phi + q \sin\phi) \end{cases} \quad (9)$$

为了更好的测量旋翼无人机的性能，实验装置在建立无人机的运动学模型时，考虑无人机运动较慢或者处于悬停状态时，机体自身所受空气阻力较小，可以忽略不计。考虑无人机选用的螺旋桨是轻质的碳纤维材料，深入分析桨叶产生的陀螺效应可以忽略不计，对无人机的飞行影响较小<sup>[10]</sup>。

所设计无人机有 4 个输入，6 个输出的非线性系统，其 4 个输入分别是上、下桨的转速和两个舵机<sup>[11]</sup>，针对其系统模型建立针对其特点的控制器的，将系统的输入量表示为：

$$\begin{cases} U_1 = F_1 + F_{2z} \\ U_2 = M_{Tx} \\ U_3 = M_{Ty} \\ U_4 = M_{\mu p} - M_{\mu w} \end{cases} \quad (10)$$

式中： $U_1$  为高度控制量； $U_2$  为俯仰控制量； $U_3$  为横滚控制量； $U_4$  为偏航控制量。

将式(10)带入动力学方程推到中得无人机简易数学模型：

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin\theta \cos\phi \cos\psi + \sin\phi \sin\psi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (\sin\theta \cos\phi \sin\psi - \sin\phi \cos\psi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = \frac{U_1}{m} \cos\phi \cos\theta - g \\ \ddot{\phi} = \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{U_2}{I_x} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{U_3}{I_y} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{U_4}{I_z} \end{cases} \quad (11)$$

## 2 姿态测量平台

共轴折叠双旋翼飞行器飞行仿真测试平台如图 2 所示，其中包含了对共轴双旋翼飞行器的升力、振动、旋翼转速等测试方式，选取合适的传感器进行数据的采集进行并进行数据的分析。分析共轴双旋翼飞行器垂直飞行过程中主要受到来自桨叶旋转时产生的空气动力和自身重力的影响<sup>[12]</sup>。支撑结构作为测试平台中最主要的构造部分来稳固机身，飞行器桨叶产生的气动力以及机身受到的气动力都会通过机身结构间接或直接地施加在支撑结构上。同时其作为安装固定飞行器机身、传感器以及其他构件的主要载体，这些物体的重力都会直接施加在支撑结构上<sup>[13]</sup>。飞行器在测试的过程中，由机械结构产生的振动力也会施加在支撑结构上<sup>[14]</sup>。该平台可以外界环境通过姿态测量传感器进行静态实时稳定的目标跟踪，实时测量的俯仰和姿态角信息反馈处理可以克服存在姿态扰动时对无人机进行调整设计和参数修改，进而分析主要误差来源。

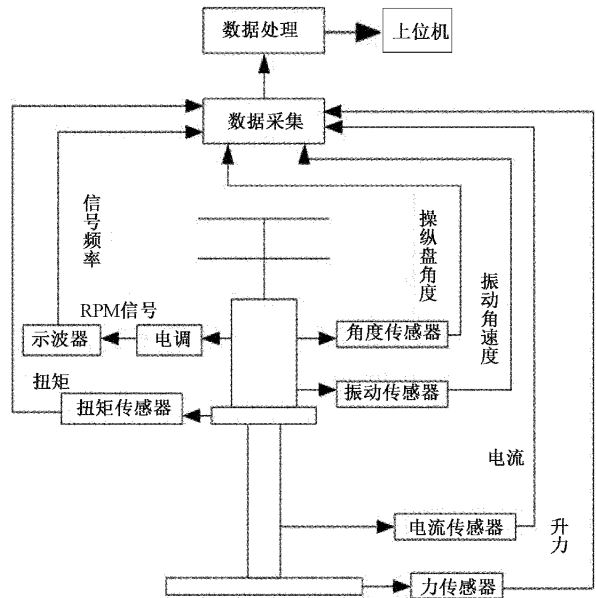


图 2 共轴折叠双旋翼测试平台图

支撑结构作为承受共轴双旋翼飞行器空气动力以及自身重力的主体部件，在受力方面比较复杂。飞行器不仅产生维持飞行的气动升力，还会产生飞行器在发生横滚、俯仰以及航向运动时的力矩变化。对此，飞行器施加在支撑结构上的受力，主要可以分为升力以及横滚运动、俯仰运动以及及偏航运动力矩，测试平台实物如图 3 所示。测试平台包括振动传感器、姿态检测传感器、升力测量传感器等<sup>[15]</sup>。

为了验证振动特性对 IMU 的影响，该实物测量平台包括气动升力与功率测试试验、扭矩与转速测试试验、倾斜盘控制角度试验、以及振动测试试验。试验测试系统组成部分包括：升力传感器、功率传感器、功率传感器、角度传感器、振动传感器、示波器和数据采集卡<sup>[16]</sup>。

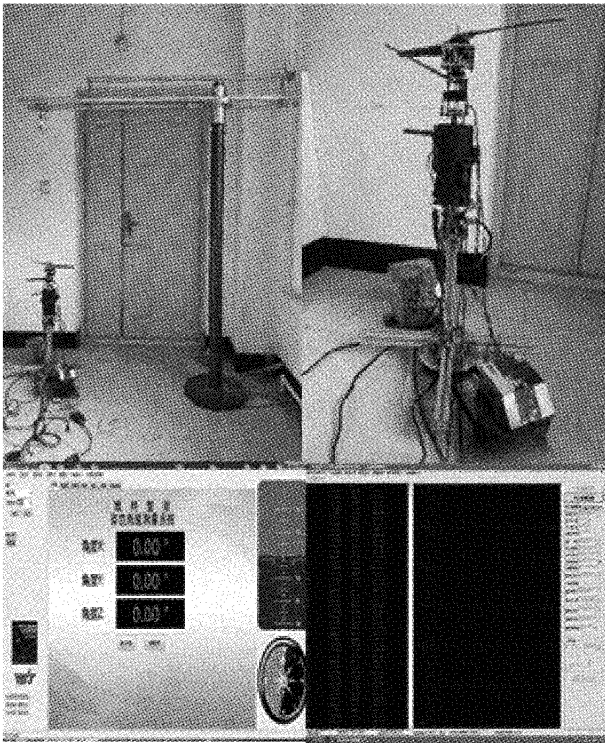


图 3 测试平台实物

### 3 试验验证与数据分析

测试结果表明振动环境中不但存在线振动,也存在角扰动。输入不同占空比信号,振幅越来越大,垂直方向控制在 1G 之内,横向控制在 1G 之内,水平方向振动分析 XYZ 水平方向姿态曲线图如图 4 所示<sup>[17]</sup>。

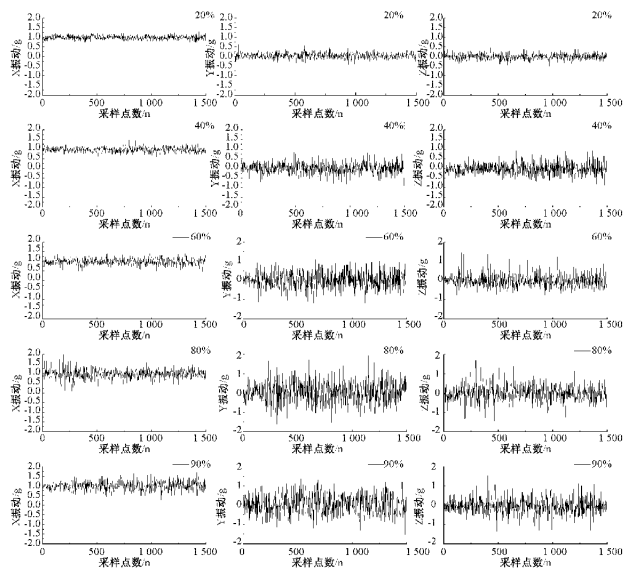


图 4 XYZ 水平方向姿态曲线图

#### 3.1 振动测试与分析

测试结果对共轴双旋翼机械结构前期设计和控制算法

优化提供准确的原始输入数据相同激励下的扭转振动响应特性,不同飞行状态下振动响应特性<sup>[18]</sup>。图中为共轴无人机 XYZ 3 个方向的振动幅度和输入量之间的关系图,测试实验对均匀输入量稳定过程采样 1 500 个采样点,遥控油门从 ag1(20%)到 ag5(90%)不同激励下该平台采集的振动幅度数据可以看出,振幅随着激励源的增大而逐渐增大,垂直方向增加不明显,水平方向和前后方向较为明显,ag5 为 90%激励量的响应值,可以看出振幅达到最大 1.1 g 范围,对 IMU 的影响可以通过分析测量噪声的特性建立噪声模型来进行减震。

试验结果显示转动方向姿态曲线图如图 5 所示,当油门输入量逐渐增加,油门控制量从 20%到 80%,无人静止状态幅度变换从 wdegs1 到 wdegs5 所示,X 方向角加速度增幅最大,增加至 20°,YZ 两个方向均振动幅度增加到接近 4.6°。共轴无人机的振动幅度随着油门量的增加有增加的趋势,该趋势可以通过引入噪声分析建立数学模型达到飞行的稳定。

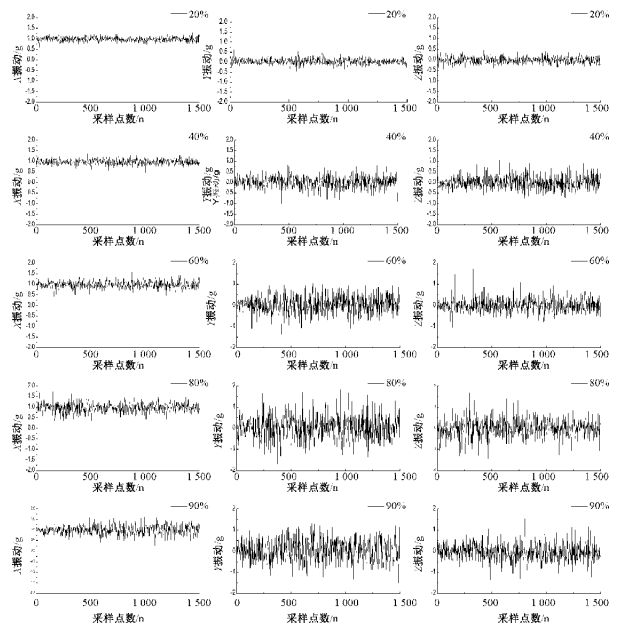


图 5 XYZ 转动方向姿态曲线图

#### 3.2 姿态角测试与分析

针对共轴无人机姿态角测量环境要处在相对封闭的无风环境,测试之前需要检测传感器以及无人机样机的连接,确保机械结构安全可靠<sup>[19]</sup>。共轴无人机通过数据采集器连接 PC 机上的地面站,通过对共轴无人机静态运动横滚、俯仰、偏航运动的 PID 控制参数进行修改。在单独横滚(俯仰、偏航)运动 PID 参数和总体 PID 参数控制情况下,使用遥控器给定飞行器可以悬停的输入量,测试在 PID 控制系统下飞行器的三轴的加速度。

将采集的共轴双旋翼飞行器振动数据利用数据软件进行数据分析。横滚运动振动加速度如图 6 所示。俯仰运动

振动图如图 7 所示。偏航运动振动加速度曲线图如图 8 所示。

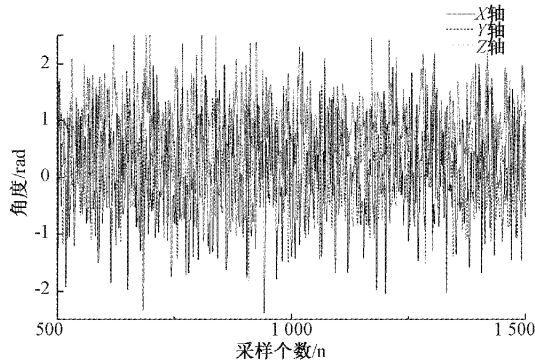


图 6 横滚运动振动加速度图

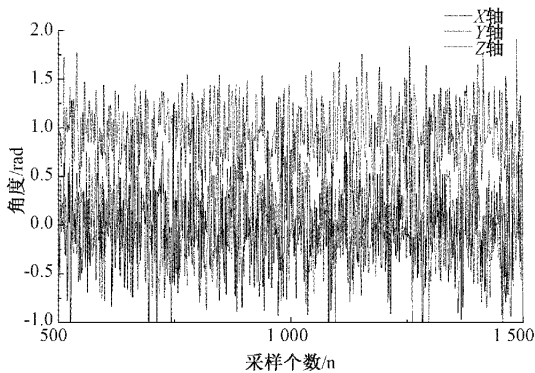


图 7 俯仰运动振动加速度曲线变化

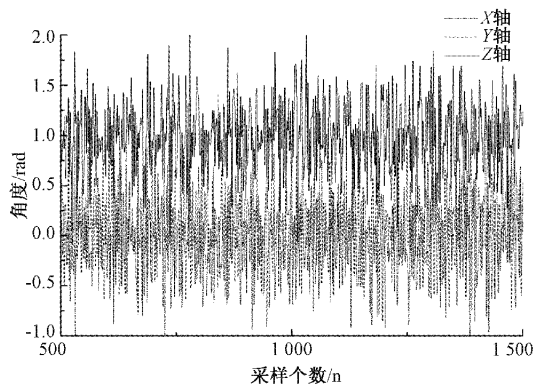


图 8 偏航运动振动加速度曲线变化

当油门量逐渐增大(10%~90%),无人机幅度变化趋势曲线图如图 9 所示。根据图 9 中所示的测试时所测得的振动加速度数据处理后的图像,可以看出横滚(俯仰、偏航)PID 参数以及总体 PID 参数控制下的振动加速度范围大部分都在±3g 之内。其中横滚运动振动存在一个最大的加速度的峰值,其不超过 4g。根据振动的加速度和采集的频率可以根据式(11)间接计算得到振动的幅值。

$$A_a = 0.002F_H^2 D_L \quad (11)$$

式中:  $A_a$  为加速度,单位为 g;  $F_H$  为采样频率,单位为 Hz;

$D_L$  为振动位移量,单位为 mm。

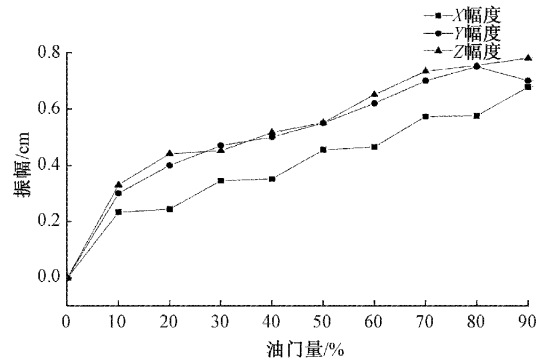


图 9 幅度变换趋势曲线图

振动传感器所采集数据的频率为 100 Hz,根据上式可以计算出振动的幅值大约在±0.15 mm 之间,横滚运动的振幅也不超过 0.2 mm,根据测试结果可以看出此 PID 控制器具有很好的可控性,说明其可以控制飞行器飞行。

#### 4 结 论

采用无人机遥控器的油门摇杆,通过改变油门大小从而改变无人机的工作电流。运用控制变量法,除工作电流以外其他因素一样。测试不同工作电流下无人机的振动,记录好试验数据。测试了飞行器不同激励源的激振力,规避了共振频率范围;进行了悬浮、盘旋转弯不同飞行状态下的水平振幅、转动振幅响应。

#### 参 考 文 献

- [1] 王春雪. 共轴双旋翼无人机传动系统振动特性分析[D]. 长春:吉林大学, 2016.
- [2] 张栋林,朱如鹏,李苗苗,等. 共轴对转封闭差动轮系固有特性及灵敏度分析[J]. 航空动力学报, 2021, 36(4): 767-775.
- [3] 李红艳,王芬,李荣兴,等. 共轴双旋翼系留无人机结构设计[J]. 现代制造技术与装备, 2020, 56(11): 24-25.
- [4] 刘星亮,徐国华,史勇杰. 共轴刚性旋翼直升机与单旋翼直升机操稳特性对比研究[J]. 飞行力学, 2022, 40(2): 11-19.
- [5] 张梓嵩. 共轴双旋翼无人机飞行动力学仿真与控制算法研究[D]. 沈阳:沈阳理工大学, 2021.
- [6] 余智豪,张仕明,宋彬,等. 旋翼干扰对共轴刚性旋翼振动载荷影响分析[J]. 西北工业大学学报, 2021, 39(6): 1188-1195.
- [7] 刘连胜,张哲彦,王志亮,等. 四旋翼无人机姿态异常感知数据生成方法[J]. 仪器仪表学报, 2020, 41(4): 58-67.
- [8] 马文博,李璜,魏帅. 基于 ADRC 的四旋翼抗复合风场干扰悬停性能研究[J]. 国外电子测量技术, 2020, 39(2): 71-76.

- [9] 储开斌,赵爽,冯成涛. 基于 Mahony-EKF 的无人机姿态解算算法[J]. 电子测量与仪器学报, 2020, 34(12): 12-18.
- [10] 陈汉,李科伟,邓宏彬,等. 一种共轴双旋翼飞行器悬停控制联合仿真[J]. 兵工学报, 2019, 40(2): 303-313.
- [11] 车兵辉,尹欣繁,彭先敏,等. 基于机器视觉的共轴双旋翼桨尖位移实时监测系统[J]. 测控技术, 2022, 41(2): 99-104, 110.
- [12] 吴志刚. 直升机旋翼噪声实验室(全消声室)设计[J]. 噪声与振动控制, 2020, 40(2): 207-209, 248.
- [13] 张桥. 涵道风扇无人机设计与研究[D]. 沈阳:东北大学, 2012.
- [14] 冯恺鹏. 基于嵌入式的四旋翼无人机姿态测量及控制算法研究[D]. 南京:南京理工大学, 2019.
- [15] 金红新,杨涛,王小刚,等. 多传感器信息融合理论在无人机相对导航中的应用[J]. 国防科技大学学报, 2017, 39(5): 90-95.
- [16] 石喜玲. 多旋翼飞行器姿态测量及控制技术研究[D]. 太原:中北大学, 2020.
- [17] 程为彬,陈焯姣,张夷非,等. IMU 姿态误差均衡校正模型与验证[J]. 仪器仪表学报, 2021, 42(9): 202-213.
- [18] 曹惠茹,钟晓婷,祝文坚,等. 多旋翼无人机振动与发热测试与试验[J]. 电子测量技术, 2018, 41(18): 97-101.
- [19] 沈跃杰,行鸿彦,王水璋. 基于粒子群优化的串级模糊 PID 无人机飞行控制系统[J]. 电子测量技术, 2022, 45(1): 96-103.

#### 作者简介

有德义,博士,主要研究方向为嵌入式开发,导航控制。

E-mail:wednesday314@126.com

郝永平,博士生导师,教授,主要研究方向为智能弹药,微机械应用,信息化技术等。

E-mail:yphsit@126.com