

旋翼无人机六自由度飞行测试系统设计与应用

赵 昌 丽

(天津中德应用技术大学航空航天学院 天津 300352)

摘 要 为安全、精准、高效地解决旋翼无人机实际飞行测试环节的数据依据问题,从被测对象的运动约束及测试需求出发,设计被动悬挂结构的六自由度运动机构,解析需要检测的四个关键参数,给出基于绝对编码的信号检测方案,形成了一种用于旋翼无人机整机飞行测试的全通道运动、多参数检测的实验系统。针对测试系统传感数据进行校对实验,验证了数据测试的有效性。与典型下端球铰链连接支撑方式的三通道检测装置进行了相同条件下的应用对比测试,验证了该测试系统在初始静稳定及抑制震荡方面的优越性。

关键词 无人机 飞控性能 平台校准 性能测试

中图分类号 TN911.6-4 G642.0 TP3 **文献标志码** A **DOI**:10.3969/j.issn.1000-386x.2020.03.013

DESIGN AND APPLICATION OF THE SIX-DOF FLIGHT TEST SYSTEM FOR ROTOR UAV

Zhao Changli

(School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Tianjin Sino-German University of Applied Sciences, Tianjin 300352, China)

Abstract In order to safely, accurately and efficiently solve the data basis problem in the actual flight test of rotorcraft, this paper starts from the motion constraints and test requirements of the tested object, and designs a six-dof motion mechanism with passive suspension structure. I analyzed four key parameters that needed to be detected, and gave a signal detection scheme based on absolute coding to form an experimental system for full-channel motion and multi-parameter detection for the flight test of the whole rotorcraft UAV. The calibration experiment was carried out for the sensor data of the test system, which verified the validity of the data test. Compared with the typical three-channel testing device connected with the ball hinge at the lower end under the same conditions, the advantages of this test system in the initial static stability and vibration suppression were verified.

Keywords UAV Flight control performance Platform alignment Performance test

0 引 言

国内外旋翼无人机发展迅速,机体结构、控制算法、导航定位等研究是普遍热点^[1-3],实验验证是研究工作的重要环节。在无人机设计初期阶段,通常采用数值仿真^[4-5]与半实物仿真^[6-7]方式,而受建模精度限制,在样机开发阶段,仍需采用外场试飞实验。针对飞控验证、整机装调和飞行实训的外场试飞,因结构失调及飞控故障对人员及飞行器本体存在无法回避的安全问题,同时飞行参数的准确识别、表达及快速整定对

于飞行性能的验证至关重要。安全、精准、高效地飞行测试对旋翼无人机的设计与开发等工作具有重要的现实意义。

近年来,相关研究者尝试了针对旋翼无人机的飞行测试研究工作^[8-10]。卢艳军等^[11]为给螺旋桨动静特性分析、无人机控制系统设计提供支持条件,开发了多旋翼无人机动力特性测试系统,但仅限于动力组件性能测试。方可等^[12]开发了基于双旋翼天平的多旋翼无人机控制系统实验平台,模拟了飞行器一个轴上的姿态变化和控制,仅为单通道的控制律验证。李长骏^[13]为验证其设计的小型双旋翼技术验证机,将飞

飞行器固定在关节轴承的一端,随着关节轴承的三轴转动,可实现对飞行器滚转、俯仰和偏航的耦合控制测试,但因系统为机械平台,检测数据依然来源于飞控,无法对无人机性能开展第三方评测。综合来看,具备无人机整机全通道运动、多参数检测的实验装置仍待研究。

本文通过对旋翼无人机的运动学分析,设计了六自由度测试系统的机械结构,针对该模型进行参数解算,以绝对编码方式实现对飞行参数的客观检测,完成数据处理与界面显示,为安全、精准、高效地旋翼无人机整机飞行测试提供系统解决方案。

1 测试系统设计

1.1 测试对象运动分析

旋翼无人机的运动主要为飞行姿态与空间位置的变化,以四旋翼无人机为例,通过分析其动力学模型,提出无人机运动与测试需求。

假设四旋翼无人机为对称刚体,且忽略空气阻力的影响,四旋翼无人机在空间的运动为六自由度运动,分别为沿空间坐标 X、Y、Z 轴的平移运动和绕机体坐标主轴的旋转运动^[14]。无人机在地理坐标的位置为 $\rho = [x \ y \ z]^T$,姿态角为 $\sigma = [\theta \ \varphi \ \mu]^T$,俯仰角为 θ ,滚转角为 φ ,偏航角为 μ 。根据牛顿-欧拉方程,可建立在地理坐标系下的平移运动方程和机体坐标系下的旋转运动方程:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos\theta\sin\varphi\cos\mu + \sin\theta\sin\mu) U_1/m \\ \ddot{y} = (\cos\theta\sin\varphi\sin\mu - \sin\theta\cos\mu) U_1/m \\ \ddot{z} = (\cos\varphi\cos\mu) U_1/(m - g) \\ \ddot{\theta} = ((I_y - I_z)\dot{\varphi}\dot{\mu} + U_2)/I_x \\ \ddot{\varphi} = ((I_z - I_x)\dot{\theta}\dot{\mu} + U_3)/I_y \\ \ddot{\mu} = ((I_x - I_y)\dot{\varphi}\dot{\theta} + U_4)/I_z \end{cases} \quad (1)$$

式中:四个输入量 U_1 、 U_2 、 U_3 、 U_4 分别为无人机的升力、俯仰力矩、滚转力矩和偏航力矩; m 为飞行器本体质量; I_x 、 I_y 、 I_z 分别为无人机对三个机体坐标系主轴的转动惯量。

由式(1)可见,位置和姿态存在直接耦合关系,X轴与Y轴的位移运动是由姿态与油门变化衍生出的运动模式,四旋翼无人机直接控制的仅为姿态与高度的共四个自由度。因此,对无人机飞行性能的检测通

常也仅涉及俯仰角 θ 、滚转角 φ 、偏航角 μ 及高度 Z 的检测。

1.2 平台结构设计

基于上述分析,该系统无需对 X、Y 轴的位移运动进行检测,但为了避免测试台结构约束对飞行的限制,便于飞行测试时直观地观察旋翼无人机因姿态变化造成的位置运动趋势,设计了一种被动悬架式六自由度运动机构。该运动机构由两部分组成:姿态运动机构,位移运动机构。

姿态运动机构由三个转动副通过内外环三级嵌套式连接,实现无人机绕机体坐标的 X、Y、Z 轴转动,即无人机的俯仰、滚转与偏航运动,机构示意如图 1 所示。通过内环 A_1 转动,无人机可实现 $\pm 30^\circ$ 的俯仰运动,通过中环 A_2 的转动,可实现 $\pm 30^\circ$ 的滚转运动,通过外环 A_3 的转动,可实现 $\pm 180^\circ$ 的偏航运动。

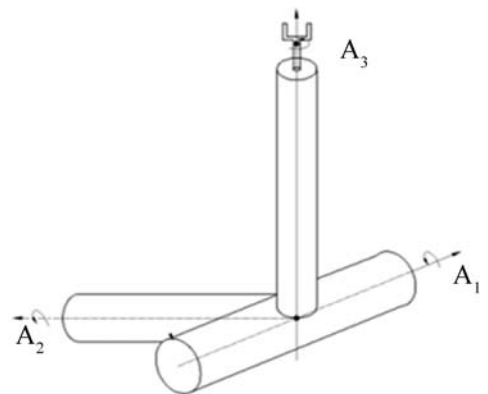


图1 姿态运动机构示意

位置运动机构通过三个转动副串联连接实现沿空间坐标 X、Y、Z 轴的位移运动,如图 2 所示。摆臂 B_1 绕关节 A_4 转动,可实现无人机在水平 X 轴的运动,摆臂 B_1 带动横杆 B_2 绕关节 A_6 转动,利用圆周运动模拟 Y 轴的运动,横杆 B_2 绕关节 A_5 运动,可实现无人机在垂直 Z 轴 ± 0.8 m 范围的运动。

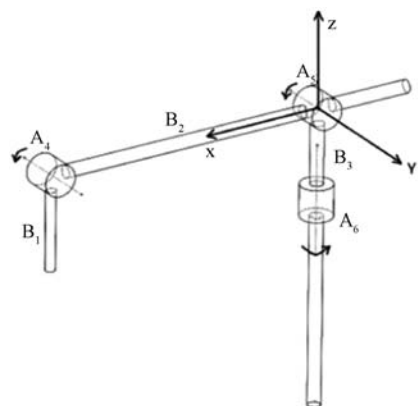


图2 位移运动机构示意

运动机构总体设计如图 3 所示。附件主要包括：底座、支撑杆、配重装置、无人机连接板。底座采用不锈钢框架结构,通过配重使重心稳定,能够支持无人机在飞行过程中带来的转动惯量。框架间有足够的空间安放检测线路、无线通信系统和电源系统的组件。支撑杆采用不锈钢材质,可根据测试需求调节高度。配重装置包括配重块与横杆,配重块用于平衡掉横杆与三轴运动机构自重,保证无人机垂直通道没有其他干扰,配重块中空穿过横杆,可以调节位置并通过螺钉紧固,以保持横杆平衡。为避免影响螺旋桨转动,无人机安装结构通过四点与无人机中心板固定,实现无人机重心稳定。



图 3 运动机构总体设计

2 参数解算与信号检测

2.1 参数解算

基于 1.2 节的设计,四旋翼无人机在姿态转动时所带动的运动机构转动均为同轴,因此力矩无损失,即在忽略微小的轴承摩擦力时,姿态运动机构的三个转动角度与飞行器本体的三轴转动角度一致。

定义姿态运动机构中 A_1 的转动角度 α_θ 、角速度 ω_θ , A_2 的转动角度 α_φ 、角速度 ω_φ , A_3 的转动角度 α_μ 、角速度 ω_μ ,则飞行器姿态运动的角度与角速度如下:

$$\begin{cases} \theta = \alpha_\theta \\ \varphi = \alpha_\varphi \\ \mu = \alpha_\mu \\ \dot{\theta} = \omega_\theta \\ \dot{\varphi} = \omega_\varphi \\ \dot{\mu} = \omega_\mu \end{cases} \quad (2)$$

以测试台的坐标系作为无人机运动的地理坐标

系。为保证位移运动的行程,三轴转动均设计了一定的臂长,通过力学分析,建立 Z 轴的运动学模型。定义 A_5 的转动角度 α_z 、角速度 ω_z ,则 Z 轴运动如图 4 所示。

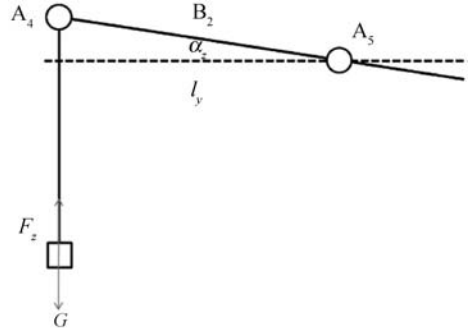


图 4 垂直 Z 轴动力学模型

Z 轴的动力学方程:

$$\dot{\omega}_z = \frac{(F_z - G) \cos \alpha_z l_y}{J_z} \quad (3)$$

式中: $F_z = M \ddot{z}$ 。

综上所述得出参数解算如下:

$$\begin{cases} \theta = \alpha_\theta \\ \varphi = \alpha_\varphi \\ \mu = \alpha_\mu \\ \dot{\theta} = \omega_\theta \\ \dot{\varphi} = \omega_\varphi \\ \dot{\mu} = \omega_\mu \\ z = \iint \frac{\dot{\omega}_z J_z + G \cos \alpha_z l_y}{\cos \alpha_z M l_y} \\ \dot{z} = \int \frac{\dot{\omega}_z J_z + G \cos \alpha_z l_y}{\cos \alpha_z M l_y} \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中各参数的物理意义及实测值如表 1 所示。通过建立该模型,可将测试台检测信息转化为无人机位姿信息,以用于数据分析。

表 1 参数物理意义及实测值

参数	物理意义	实测值
J_z	横杆 B_2 沿 Z 轴转动惯量	$2.37 \times 10^{-2} \text{ m}^2 \cdot \text{kg}$
l_x	摆臂 B_1 的长度	0.6 m
l_y	横杆 B_2 的长度	1.25 m
M	飞行器总重	1.55 kg

2.2 信号检测

通过安装在姿态运动机构三个转动关节上的编码器,实现对无人机俯仰、滚转、偏航角度与角速度的检

测。通过安装在位移机构 A_5 转动关节上的编码器,实现对关节 A_5 角速度的检测,用于 Z 轴线速度与高度的计算。

系统采用 Mini 4096J 高精度绝对编码器对轴的旋转角度与角速度进行采集。系统框图如图 5 所示,以分散采集的方式,通过 Arduino mini 读取每个编码器数值,由 RF24L01 无线模块传输至 MEGA 2560,再由 MEGA 2560 集中汇总四通道编码器数据、飞控输出数据和遥控器接收机数据,通过滤波与模型解算处理后,经 UART 串口传给 PC 终端进行仿真及数据分析。

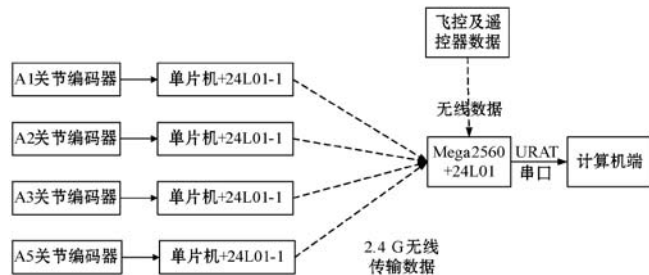


图5 信号采集与通信系统框图

单片机串口是 TTL 电平 3.3 V,上位机为串口通信标准的负逻辑电平,需要实施 TTL 与 RS232 的电平转换。通常的电平转换电路中 MAX232 芯片体积较大,不利于在受限空间完成系统组建,结合上位机的 USB 控制口,采用 CH340 完成 TTL 与 USB 的信号适配。

3 数据处理与显示

为了提供无差别的数据呈现,基于 MATLAB 与 VC++ 混合编程方式开发了数据分析与监控系统,主要包括数据滤波与数值化、平台运动模型解算、数据存储与显示三部分。

3.1 数据处理

为了提高系统检测的准确性,首先对编码器采集的角度信息进行限幅平均滤波,将每个周期采样到的新数据首先进行限幅处理,再送入队列进行递推平均滤波处理。把队列中的 4 个数据进行算术平均运算,作为此次采集数据,从而消除野值噪声点,保证角度准确性的同时,消除由于振动引起的脉冲干扰。

遥控器的输入数据作为测试控制响应的重要参数,为保证数据的一致性,将遥控器的输入 PWM 信号转换为期望角度:

$$\theta_{\text{exp}} = \frac{\left\{ \frac{ch_{\text{in}} - ch_{\text{min}}}{ch_{\text{max}} - ch_{\text{min}}} \times 2ch_{\text{filter}} - ch_{\text{filter}} \right\}}{ch_{\text{filter}}} \theta_{\text{max}} \quad (5)$$

式中: ch_{in} 为读入的 PWM 脉宽; ch_{min} 为最小脉宽; ch_{max} 为最大脉宽; ch_{filter} 为脉宽限幅。

3.2 数据显示

为提供良好人机交互界面,综合考量了执行效率、交互体验与数据移植等内容,以 MATLAB 完成后台数据分析与处理,用 VC++ 实现前台图形界面,系统界面如图 6 所示。

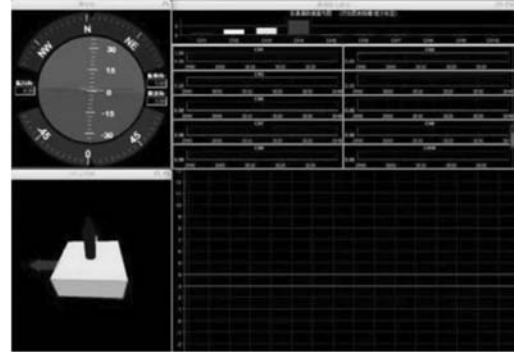


图6 系统界面

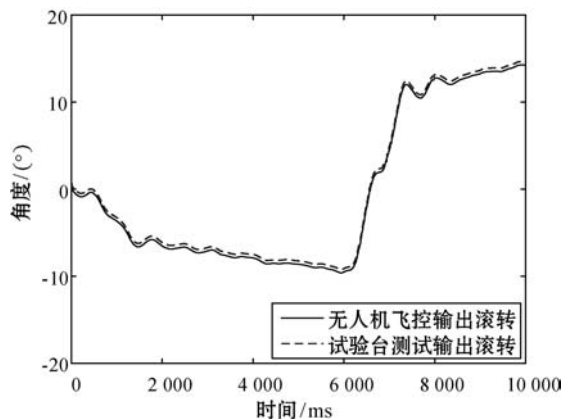
该系统采用姿态球形式呈现了无人机的俯仰、滚转与偏航的姿态信息,便于飞行训练时直观查看飞行姿态;采用 MATLAB 绘制遥控器四通道的输入信号及测试台输出的无人机绝对位置与姿态数据,并保存至指定位置,为控制性能验证、飞控传感器校准、整机装调精度测试及飞行训练反馈与评价等提供数据支撑。

4 实验论证与分析

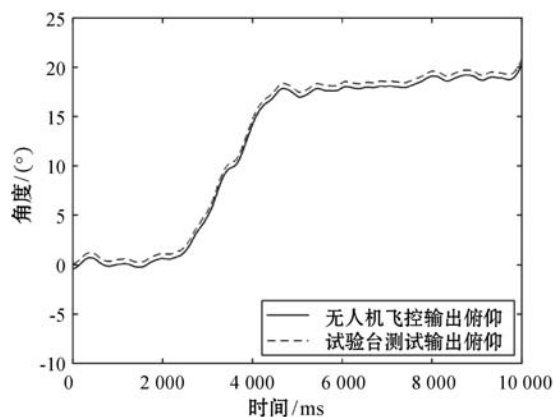
4.1 测试系统有效性验证

通过测试台转动关节上的绝对编码器,实现对飞行参数的客观检测,对各关节传感数据能否真实反映飞行器本体的飞行状态,本文通过设计传感数据校对实验进行了实验论证与分析。

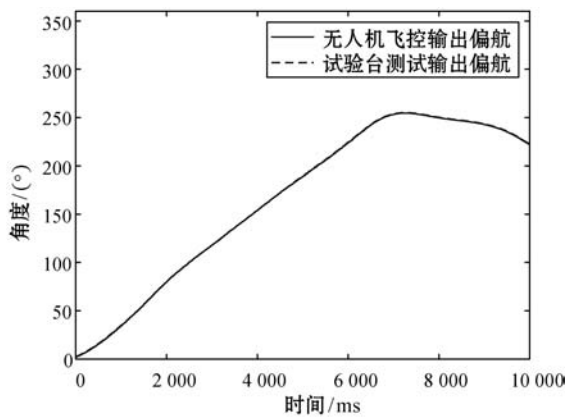
从测试需求出发,设计了不同条件的仿真试验,通过遥控器控制无人机各通道,将无人机飞控内部 IMU 提供的位姿信息与平台转化后的数据进行对比,通过显示系统绘制输出,分析测试台的有效性。由图 7 可以看出,惯导数据与测试台测试数据基本一致,俯仰、滚转通道仅在稳定状态时,存在小于等于 1° 的结构传递造成的误差,在角度变化速度较快的位置,两组数据误差基本为 0;高度通道由于经过两次积分测定,存在 1~3 cm 的高度误差;而偏航通道采用四点固定于重心的方式,结构设计稳定,因此测试数据与飞行器数据完全一致。实验结果表明,该测试台能够满足旋翼无人机飞行测试对于数据的需求。



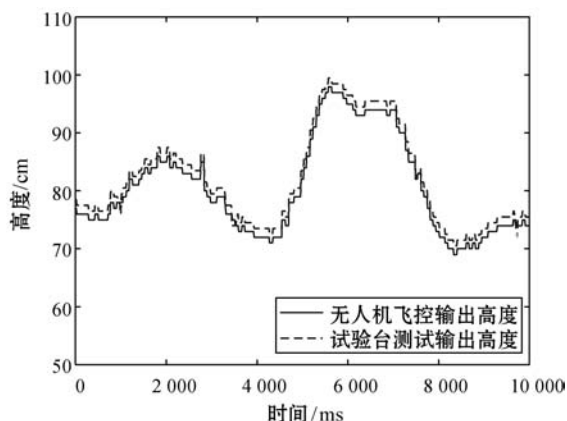
(a) 滚转轴向



(b) 俯仰轴向



(c) 偏航轴向



(d) 高度向

图7 传感器数据校准测试

4.2 典型应用及对比

以“飞控姿态回路PID调参实验”为例,学生在地面站中设置对应通道的PID参数,通过无线数传下载至飞控,解锁飞行器,通过控制无人机做单通道与多通道运动,测试台将输出的PWM信号转化为各通道的期望角度与高度,同时平台将各通道检测的角度转化为相应的俯仰、滚转、偏航及高度数据,学生实时调取各通道的输入与输出曲线,如图8所示。以量化的数字化方式分析通道控制效果,根据控制算法调参规律渐序整定参量,直至响应曲线满足控制要求。

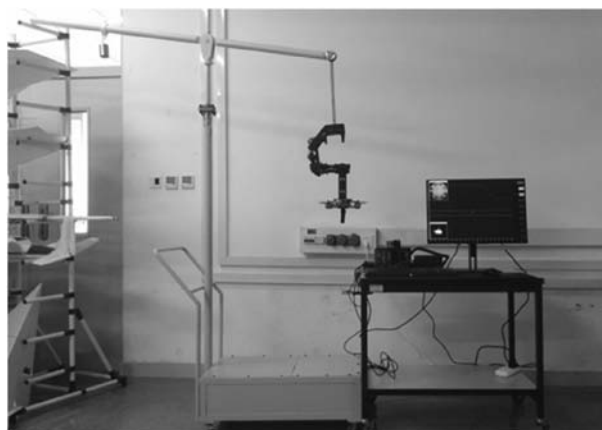


图8 旋翼无人机控制性能实验

将上述实验中相同的被测对象分别通过本试验台与典型的下端球铰连接支撑方式的三轴姿态检测机构进行姿态检测,其中俯仰通道的检测数据如图9所示。

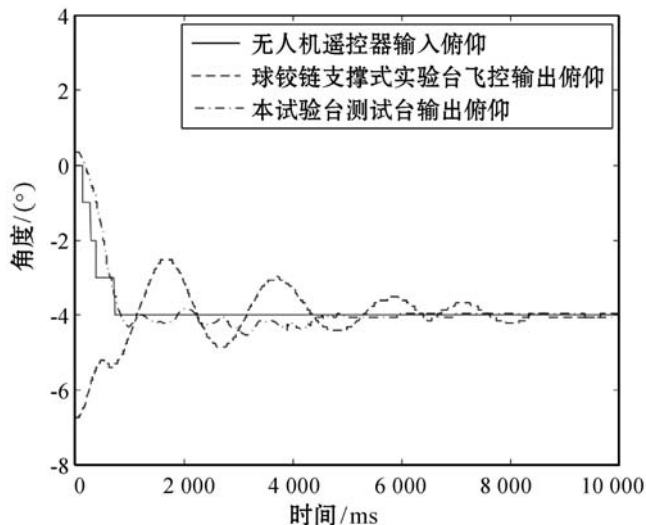


图9 俯仰通道输入与响应数据

通过实验可以发现,典型的下端球铰链连接支撑方式的三通道检测装置,因其静不稳定性,初始状态下机体姿态不在零位,对控制性能检测造成干扰,同时由于结构原因会扩大系统自身震动幅度,如图中所示,该方式在响应期间的最大角度震荡达 2.5° ,而相同条件下本试验台在初始状态下表现出了良好的静稳定性,

同时震荡幅度能够控制在 1° 以内。

4.3 实际应用效果

该测试平台已装备我校无人机应用技术专业,应用于旋翼飞行器组件性能测试、整机装调校准测试、飞控性能检测及基本飞行训练等实验实训项目中。

以三个自然班共18组学生该项实验数据为例统计,对比了传统试飞方式与应用测试系统的的方式的应用情况,均值处理后如表2所示。

表2 典型实验中两种方式的分项对比

实验环节	调参次数		失控次数		调试时间/min	
	原	现	原	现	原	现
项目1 俯仰通道	8.4	3.5	3.0	0	20	6
项目2 滚转通道	7.8	3.2	3.5	0	18	5
项目3 偏航通道	5.5	2.7	2.5	0	10	4
项目4 俯仰+滚转通道	9.4	4.5	2.0	0	25	7

表2中,失控次数全面降至0,飞行测试在安全性方面达到预期目标;调参次数的均值减少一半,参数整定的针对性明显加强;有鉴于失控次数和调参次数的改善,调试时间大幅缩短,参数整定效率得以提升。

5 结语

针对旋翼无人机飞控验证、装调测试、飞行实训等环节涉及的控制响应测试、平台组件调校及安全飞行实操等内容:

1) 设计了基于悬挂结构的六自由度机构,实现了无人机的一定运动空间内的所有自由度的运动。

2) 隔离无人机姿态与位置运动的六个通道,并采用外传感器进行检测,实现飞行器性能第三方评测。

3) 开发了无人机平台测试校准的硬软件系统,实现了飞控性能数据的真实及时给出,实验论证了传感数据的准确性、飞控性能测试的可行性,及相较典型的下端球铰链式检测装置在初始状态、稳定性等方面具有优越性。

4) 应用于无人机专业实训环节,极大地避免了不确定性飞行事故的发生,有效降低了飞行易损耗材的投入,参数的精准呈现为飞行测试的高效性提供了保障。

5) 下一阶段,将进一步完成面向水平面横纵轴位

移的检测及解算,实现全参数检测,同时优化结构设计,减少检测误差。

参 考 文 献

- [1] 金鑫,鲜斌. 倾转式三旋翼无人机非线性鲁棒控制设计与实验验证[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(10): 1303-1310.
- [2] 史豪斌,徐梦,刘珈好,等. 一种基于Dyna-Q学习的旋翼无人机视觉伺服智能控制方法[J/OL]. 控制与决策:1-11 [2019-02-23]. <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0342>.
- [3] 李俊芳,李峰,吉月辉,等. 四旋翼无人机轨迹稳定跟踪控制研究[J/OL]. 控制与决策:1-8 [2019-02-23]. <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2018.0639>.
- [4] 殷强. 四旋翼无人机可视化仿真系统研究[C]//中国自动化学会控制理论专业委员会C卷, 2011:6.
- [5] 许江阴,赵宏强,邓宇. 四旋翼无人机可视化轨迹跟踪仿真系统[J]. 计算机测量与控制, 2017, 25(3): 130-133, 139.
- [6] Tarhan M, Altug E. EKF Based attitude estimation and stabilization of a quadrotor UAV using vanishing points in catadioptric images[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2011(62): 587-607.
- [7] 张焱,鲜斌,于琰平,等. 四旋翼无人机可视化半实物仿真平台研究[J]. 仪器仪表学报, 2012, 33(11): 2572-2578.
- [8] 常永亮,王霖萱,常馨榕,等. 飞机试飞实时监控管控系统软件架构的设计与实现[J]. 计算机应用与软件, 2018, 35(11): 98-102, 225.
- [9] 于进勇,寇昆湖,陈勇,等. 无人机模拟训练教学系统设计[J]. 实验室研究与探索, 2014, 33(7): 221-224.
- [10] 李玉霞,何磊,徐永鑫. 基于图像识别的“无人机遥感概论”教学实验平台设计[J]. 实验室研究与探索, 2018, 37(5): 50-53.
- [11] 卢艳军,张晓东,纪鹏飞,等. 多旋翼飞行器螺旋桨升力特性测试实验系统[J]. 实验室研究与探索, 2017, 36(1): 69-72, 79.
- [12] 方可,杨明,李伟. 无人机作业系统实验平台开发[J]. 实验技术与管理, 2017, 34(5): 68-72, 82.
- [13] 李长骏. 一种小型双旋翼技术验证机的设计与研究[D]. 杨凌:西北农林科技大学, 2016.
- [14] 唐堂,罗晓曙. 四旋翼无人机姿态非线性控制研究[J]. 计算机仿真, 2019(1): 71-75, 126.
- [15] 罗偲,纪仁杰,韩彬,等. 基于Odroid的四旋翼无人机教学平台设计[J]. 实验技术与管理, 2016, 33(11): 165-167, 212.
- [16] 温凯,陈缪. 全尺寸四旋翼无人机教学平台设计与课程开发[J]. 实验技术与管理, 2018, 35(9): 100-103.