

T/SZUAVIA

团

体

标

准

T/SZUAVIA 003—2023

多旋翼无人机飞行控制系统半实物仿真测试方法

Semi-physical simulation test method for the flight control system of multi-rotor
unmanned aircraft

2023-06-02 发布

2023-10-01 实施

深圳市无人机行业协会 发布

目次

前 言 II

1 范围 1

2 规范性引用文件 1

3 术语和定义 1

4 通用要求 1

 4.1 测试条件和要求 1

5 试验方法 2

 5.1 测试项目 2

 5.2 功能性能测试 2

 5.3 故障注入 3

 5.4 通信中断故障 5

附 录 A （资料性） 无人机半实物仿真系统组成与工作过程..... 6

附 录 B （资料性） 无人机飞控半实物仿真测试记录表格..... 7

图 A.1 无人机半物理仿真整体结构图..... 6

表 1 试验项目表..... 2

前 言

本文件按照GB/T 1.1—2020《标准化工作导则 第1部分：标准化文件的结构和起草规则》的规定起草。

请注意本文件的某些内容可能涉及专利。本文件的发布机构不承担识别专利的责任。

本文件由深圳市无人机行业协会提出并归口。

本文件起草单位：工业和信息化部电子第五研究所、深圳市无人机行业协会、广州极飞科技股份有限公司、深圳市科卫泰实业发展有限公司、广州中科云图智能科技有限公司、广州天海翔航空科技有限公司、沈阳锐取科技有限公司、广西科技大学、深圳市优飞迪科技有限公司、广东中科瑞泰智能科技有限公司、广州市华科尔科技股份有限公司、广东汇天航空航天科技有限公司、武汉市安全技术防范行业协会。

本文件主要起草人：吴和龙、杨金才、杨剑锋、王达、孙立军、陈世印、王远航、纪春阳、李捷、刘正坤、刘民生、魏雅丹、陈艳青、吴其琦、焦万中、夏烨、李建生、蔡茗茜、刘文威、林森才、宋健伟、陈虎、陈柏霖。

多旋翼无人机飞行控制系统半实物仿真测试方法

1 范围

本文件提供了多旋翼无人机飞行控制系统半实物仿真测试的方法。
本文件适用于多旋翼飞行控制系统的半实物仿真测试。

2 规范性引用文件

下列文件中的内容通过文中的规范性引用而构成本文件必不可少的条款。其中，注日期的引用文件，仅该日期对应的版本适用于本文件；不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本文件。

GB/T 35018-2018 民用无人驾驶航空器系统分类及分级
GB/T 38152-2019 无人驾驶航空器系统术语
GB/T 38058-2019 民用多旋翼无人机系统试验方法
GB/T 38931-2020 民用轻小型无人机系统安全性通用要求
GB/T 38997-2020 轻小型多旋翼无人机飞行控制与导航系统通用要求
GB/T 38996-2020 民用轻小型固定翼无人机飞行控制系统通用要求

3 术语和定义

3.1 术语和定义

GB/T 38152-2019和GB/T 35018-2018界定的以及下列术语和定义适用于本文件。

3.1.1

无人机本体模型 UAV Ontology Model

无人机数学模型，包含运动学、动力学和传感器模型，可代替实际无人机被飞控操控，可提供飞控程序运行所需的陀螺仪、加速度计、磁力计、GNSS和气压计等数据。

3.1.2

数据接口模块 data interface model

用于建立飞控被试品与无人机本体模型之间的数据通信的模块，可将本体模型输出的陀螺仪、加速度计、磁力计、GNSS和气压计等数据传递至飞控被试品。

3.2 缩略语

下列缩略语适用于本文件。

飞控 : 飞行控制系统 (Flight Control System)
GNSS : 全球导航卫星系统 (Global Navigation Satellite System)
IMU : 惯性测量单元 (Inertial Measurement Unit)
本体模型: 无人机本体模型 (UAV Ontology Model)

4 通用要求

4.1 测试条件和要求

4.1.1 测试样品要求

a) 待测飞控样品制造商可向用户开放飞控的传感器接口，能够接收外部的传感器数据激励；

- b) 待测飞控厂商根据飞控传感器硬件接口封装, 接口信号制作线缆, 把传感器信号接入至数据接口模块;
- c) 待测飞控厂商提供所用传感器型号和传感器通信协议, 数据接口模块将调用传感器库文件, 模拟传感器功能;
- d) 将飞控按厂家规定进行配置, 所需的供电设备安装、调试完毕, 飞控达到可解锁起飞状态。

4.1.2 测试场地要求

半实物仿真测试在实验室环境下进行, 需向测试设备和飞控提供稳定的电源。

4.1.3 测试设备要求

用于飞控样品检验的仪器设备(包括专用设备)应经检定或校准并在有效期内, 陪试设备应检验合格。

半实物仿真测试所需的仿真测试平台, 应包含无人机本体模型、数据接口模块、三维视景模型和三维GIS地图, 数据接口模块可建立飞控样品和本体模型之间的数据通信, 三维视景模型和三维GIS地图可显示本体模型的运动状态。此外, 仿真平台应具备故障注入功能, 可完成飞控在故障模式下的可靠性与安全性测试, 半实物仿真测试平台的组成和工作过程见附录A。三轴仿真转台作为可选设备, 用于模拟无人机本体模型实时仿真的姿态角。

4.1.4 人员要求

试验人员应能熟练操作飞控被试品、仿真测试设备, 熟练使用飞控地面站配置飞控被试品参数、下载飞控固件。

4.1.5 试验技术文件

- a) 试验相关设计文件、技术规范或试验大纲、设备使用说明书等。
- b) 产品规格确认表、产品说明书或操作手册。

5 试验方法

5.1 测试项目

表1 试验项目表

序号	试验类别	试验项目	章条号
01	功能性能检查	硬件在环起飞与着陆	5.2.1
02		硬件在环控制模式切换	5.2.2
03		硬件在环飞行控制测试	5.2.3
04		一键返航与自主降落	5.2.4
05	故障注入	陀螺仪故障注入	5.3.1
06		加速度计故障注入	5.3.2
07		磁力计故障注入	5.3.3
08		电机故障注入	5.3.4
09	通信中断	传感器通信中断	5.4.1
10		电机通信中断	5.4.2
11		遥控器通信中断	5.4.3

5.2 功能性能测试

5.2.1 硬件在环起飞与着陆

将飞控样品接入半实物仿真测试系统, 飞控上电, 建立遥控器与飞控之间的通信, 飞控自检完毕后, 使用遥控器解锁飞控并将油门杆缓慢推至中位, 观察仿真系统的三维视景界面, 多旋翼模型是否正常起飞, 到一定高度后保持悬停, 同时观察参数界面, 多旋翼本体模型的输出值是否正确, 保持30s后, 将油门杆缓慢拉至最低, 观察多旋翼模型是否能正常着陆。

5.2.2 硬件在环控制模式切换

将飞控样品接入半实物仿真测试系统,飞控上电,建立遥控器与飞控之间的通信,飞控自检完毕后,使用遥控器解锁飞控并将油门杆缓慢推至中位,待多旋翼模型保持悬停状态后,拨动遥控器的模式切换开关,在手动模式、自稳模式、高度模式位置模式等自由切换,观察多旋翼模型飞行是否平滑切换,是否出现坠落、偏飞等失控现象。

5.2.3 硬件在环飞行控制测试

将飞控样品接入半实物仿真测试系统,飞控上电,建立遥控器与飞控之间的通信,飞控自检完毕后,进行如下操作:

- 向上拨遥控器油门杆,使多旋翼起飞到一定高度,然后上下拨动油门杆,确认多旋翼的上下运动控制功能;
- 左右拨动遥控器偏航杆,确认多旋翼的偏航方向转动控制功能;
- 上下拨动遥控器俯仰杆,控制多旋翼俯仰角大小,确认多旋翼的前后运动控制功能;
- 左右拨动遥控器滚转杆,控制多旋翼的滚转角大小,确认实现多旋翼的左右运动;
- 最后向下拨遥控器油门杆,使多旋翼降落在地面。

5.2.4 一键返航与自主降落

将飞控样品接入半实物仿真测试系统,飞控上电,建立遥控器与飞控之间的通信,飞控自检完毕后,进行如下操作:

- 向上拨遥控器油门杆,使多旋翼起飞到一定高度并保持悬停;
- 设定返航点,控制多旋翼模型朝某一方向飞行一段距离;
- 通过遥控给飞控发送返航指令,观察多旋翼模型是否立即响应,是否出现翻转、坠落和偏飞等失控现象,是否平稳飞行至返航点;
- 待多旋翼模型飞至返航点保持悬停时,通过遥控器给飞控发送自主降落指令,观察多旋翼模型是否立即响应、平稳降落至地面。

5.3 故障注入

飞行控制系统故障主要分为传感器通信故障和传感器数据故障。其中通信故障主要的表现形式为通信中断,数据故障包括IMU数据冲激、IMU随机游走方差增大、磁力计尺度因子和常值偏移变化、磁场干扰等,这些故障参数分为时变和非时变的,最终以数学表达式的形式在无人机本体模型中体现,故障类型可以抽象成随机常值故障和初始值随机的线性变化故障两种,触发的方式采用在指定的时间触发指定的时长。

基于飞控传感器都有多种同类型传感器以增加测量冗余度的事实,在数据接口模块中须同时模拟多类型,多组传感器。在注入故障时,分别对各组传感器进行故障注入,考察飞控对传感器失效时的处理情况。

5.3.1 陀螺仪故障注入

陀螺仪的故障分为尺度因子和常值偏差、数据冲激和随机游走噪声方差,陀螺仪的故障函数为:

$$\omega_d = K_\omega(k_\omega(\omega_m + c_\omega) + n_\omega) \cdots \cdots \cdots (1)$$

式中:

- ω_d ——测量值;
- ω_m ——输出值;
- K_ω ——数据冲激系数;
- k_ω ——尺度因子偏差;
- c_ω ——常值偏差;
- n_ω ——随机游走噪声方差。

尺度因子偏差和常值偏差是非时变的,可以通过设定常数的形式进行故障注入,数据冲激系数和随机游走噪声方差是时变的,可通过使用故障函数在指定的时间触发指定的时长。

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停，然后使用上位机软件进行陀螺仪各参数的故障注入，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态，验证飞行控制系统在陀螺仪故障时的表现。

5.3.2 加速度计故障注入

加速度计的故障分为尺度因子和常值偏差、数据冲激和随机游走噪声方差，加速度计的故障函数为：

$$a_d = K_a(k_a(a_m + c_a) + n_a) \quad (2)$$

式中：

a_m ——测量值；

a_d ——输出值；

K_a ——数据冲激系数；

k_a ——尺度因子偏差；

c_a ——常值偏差；

n_a ——随机游走噪声方差。

尺度因子偏差和常值偏差是非时变的，可以通过设定常数的形式进行故障注入，数据冲激系数和随机游走噪声方差是时变的，可通过使用故障函数在指定的时间触发指定的时长。

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停，然后使用上位机软件进行加速度计各参数的故障注入，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态，验证飞行控制系统在加速度计故障时的表现。

5.3.3 磁力计故障注入

磁力计的故障分为尺度因子和常值偏差、数据冲激和随机游走噪声方差，磁力计的故障函数为：

$$H_d = K_h H_m + \beta_h \quad (3)$$

式中：

H_m ——测量值；

H_d ——输出值；

β_h ——外部磁场干扰；

K_h ——尺度因子偏差。

尺度因子偏差是非时变的，可以通过设定常数的形式进行故障注入，外部磁场干扰是时变的，可通过使用故障函数在指定的时间触发指定的时长。

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停，然后使用上位机软件进行磁力计各参数的故障注入，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态，验证飞行控制系统在磁力计故障时的表现。

5.3.4 电机故障注入

电机的故障分为电机转速异常和电机动态响应时间故障，电机模型的故障函数为：

$$R_d = \frac{k_\omega}{k_T T_s + 1} R_m \quad (4)$$

式中：

R_m ——测量值；

R_d ——输出值；

k_ω ——电机转速故障系数；

k_T ——电机动态响应时间变化。

电机动态响应为非时变的，可以通过设定常数的形式进行故障注入，电机转速故障是时变的，可通过使用故障函数在指定的时间触发指定的时长。

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停，然后使用上位机软件进行电机各参数的故障注入，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态，验证飞行控制系统在电机出现故障时的表现。

5.4 通信中断故障

5.4.1 传感器通信中断

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨遥控器油门杆，使多旋翼模型起飞到一定高度，然后在空中悬停，分别进行陀螺仪、加速度计、磁力计和GNSS进行信号中断或手动断线操作，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态，验证飞行控制系统在传感器通信故障时的表现。

5.4.2 电机通信中断

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨遥控器油门杆，使多旋翼模型起飞到一定高度，在空中悬停，使一个或多个电机在空中停转，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态，验证飞行控制系统在电机停转时的容错能力。

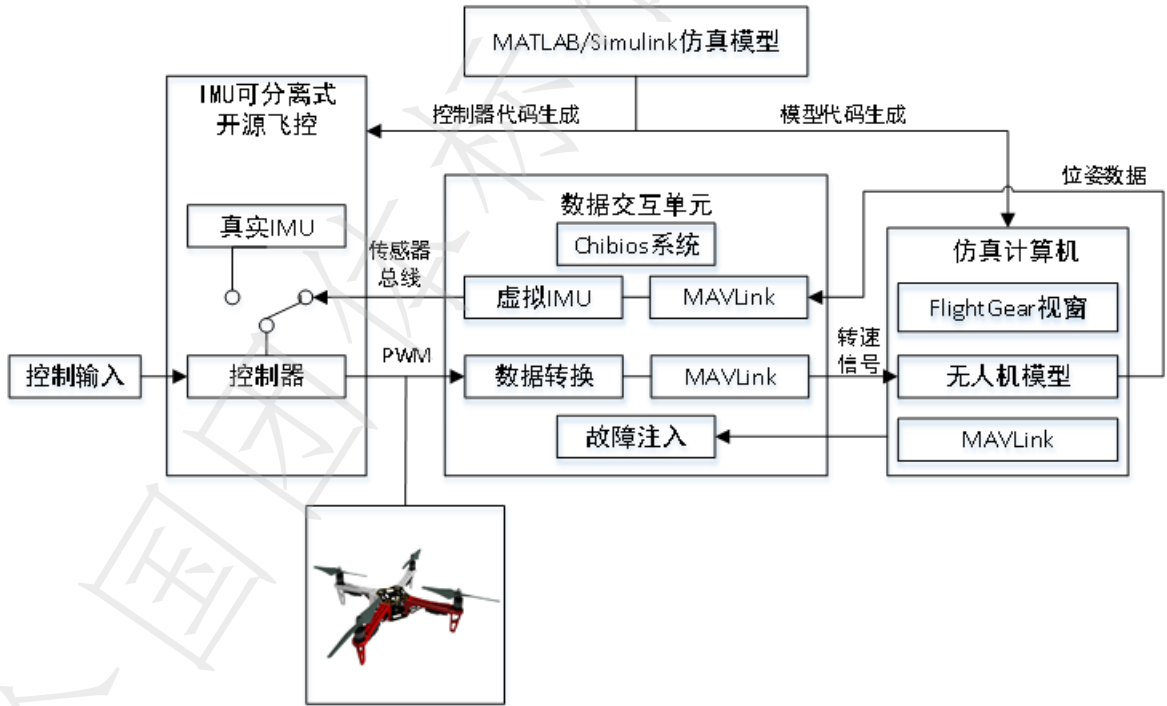
5.4.3 遥控器通信中断

将飞控样品接入半实物仿真测试系统中，给飞控上电，建立遥控器与飞控之间的通信，飞控自检完毕后，向上拨遥控器油门杆，使多旋翼模型起飞到一定高度，并在空中保持悬停，然后关闭遥控器，使飞控和遥控器失去连接，通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的反应，验证飞控的遥控器失联保护功能。

附 录 A
(资料性)
无人机半实物仿真系统组成与工作过程

无人机半物理仿真整体结构图如图A.1所示，由飞行控制器、无人机本体模型、FlightGear三维视景模型和数据交互单元组成，以开源飞控系统Pixhawk为例，无人机半实物仿真系统首先是将Matlab/Simulink中建立的控制器模型和无人机的模型通过代码转换工具转换成相应的代码，并移植到设计的飞行控制器硬件中和仿真计算机中。将控制输入指令传送到飞行控制系统的控制器当中，控制器通过输出PWM信号将控制指令传送到数据交换单元的数据转换模块中，将PWM信号转换为转速控制信号，然后通过MAVLink通信协议将转速信号发送到仿真计算机的无人机模型中，对虚拟无人机的电机进行控制，然后将虚拟无人机的飞行位置、姿态等信息发送给视景窗口，在视景窗口中显示虚拟无人机模拟飞行的实时画面，同时将虚拟无人机飞行的位姿数据发送给数据交互单元，通过MAVLink通信协议将相关数据传送给虚拟IMU软件，通过虚拟IMU软件中的传感器对位姿数据进行分析，将位姿数据转换为传感器数据，然后通过传感器总线将相关的传感器数据发送到控制器中，控制器对这些数据进行观测和控制，从而形成闭环控制回路，这便构成了无人机半物理仿真系统。

无人机半物理仿真系统具有真实的故障注入功能，通过仿真计算机向数据交互单元中的故障注入模块输入相关的故障，然后通过故障注入模块去干扰虚拟IMU中的传感器，模拟无人机在飞行时遇到的故障，将能达到更真实的仿真效果。通过设计虚拟的IMU软件，可以使仿真效果更加真实，同时可以根据试验的需求选用不同型号的IMU，使得无人机半物理仿真系统适应面增广，灵活性提高。



图A.1 无人机半物理仿真整体结构图

当整个半物理仿真系统的功能和安全性验证成功之后，可以将设计的IMU可分离式飞行控制器中的控制器通过总线开关从虚拟IMU切换到真实的IMU，然后将设计的飞行控制器安装到真实的四旋翼无人机中进行实际飞行测试。

附录 B

(资料性)

无人机飞控半实物仿真测试记录表格

序号	试验类别	试验项目	合格判据	试验结果
01	功能性能检查	硬件在环起飞与着陆	多旋翼模型可正常执行遥控器发出的起飞、悬停和着陆指令。	
02		硬件在环控制模式切换	遥控器控制多旋翼模型保持悬停状态后, 拨动遥控器的模式切换开关, 在手动模式、自稳模式、高度模式位置模式等自由切换, 观察多旋翼模型飞行是否平滑切换, 且不出现在坠落、偏飞等失控现象。	
03		硬件在环飞行控制测试	遥控器控制多旋翼模型保持悬停状态后, 拨动遥控器摇杆, 控制多旋翼模型上下、左右、前后飞行, 多旋翼模型可正确响应遥控器指令, 飞行状态平缓无跳变, 不出现在偏飞和坠落现象。	
04		一键返航与自主降落	使多旋翼起飞到一定高度并保持悬停; 设定返航点, 控制多旋翼模型朝某一方向飞行一段距离; 通过遥控给飞控发送返航指令, 目视多旋翼模型是否立即响应, 且无翻转、不出现在坠落和偏飞等失控现象, 平稳飞行至返航点; 待多旋翼模型飞至返航点保持悬停时, 通过遥控器给飞控发送自主降落指令, 多旋翼模型应立即响应、平稳降落至地面。	
05	故障注入	陀螺仪故障注入	向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停, 然后使用上位机软件进行加速度计各参数的故障注入, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态, 验证飞行控制系统在陀螺仪出现故障时不应出现失控和坠机等现象, 并在试验结果中描述试验现象。	
06		加速度计故障注入	向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停, 然后使用上位机软件进行加速度计各参数的故障注入, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态, 验证飞行控制系统在加速度计故障时不应出现失控和坠机等现象, 并在试验结果中描述试验现象。	
07		磁力计故障注入	向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停, 然后使用上位机软件进行磁力计各参数的故障注入, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态, 验证飞行控制系统在磁力计故障时不应出现失控和坠机等现象, 并在试验结果中描述试验现象。	
08		电机故障注入	向上拨油门杆使多旋翼起飞到一定高度至空中悬停, 然后使用上位机软件进行电机各参数的故障注入, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态, 验证飞行控制系统在电机出现故障时不应出现失控和坠机等现象, 并在试验结果中描述试验现象。	
09	通信中断	传感器通信中断	向上拨遥控器油门杆, 使多旋翼模型起飞到一定高度, 然后在空中悬停, 分别进行陀螺仪、加速度计、磁力计和GNSS进行信号中断或手动断线操作, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态, 验证飞行控制系统在传感器通信故障时的表现, 并在试验结果中描述试验现象。	
10		电机通信中断	向上拨遥控器油门杆, 使多旋翼模型起飞到一定高度, 在空中悬停, 使一个或多个电机在空中停转, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的控制参数和飞行状态, 验证飞行控制系统在电机停转时的容错能力, 并在试验结果中描述试验现象。	
11		遥控器通信中断	向上拨遥控器油门杆, 使多旋翼模型起飞到一定高度, 并在空中保持悬停, 然后关闭遥控器, 使飞控和遥控器失去连接, 通过参数显示界面和三维视景界面观察多旋翼模型的反应, 验证飞控的遥控器失联保护功能, 并在试验结果中描述试验现象。	