

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2006061

四旋翼无人机姿态异常感知数据生成方法^{*}

刘连胜¹, 张哲彦², 王志亮³, 彭 宇¹

(1. 哈尔滨工业大学测控工程系 哈尔滨 150080; 2. 清华大学精密仪器系 北京 100084;
3. 中国航发哈尔滨东安发动机有限公司试验中心 哈尔滨 150060)

摘 要:为解决四旋翼无人机飞控系统因缺少异常感知数据而难以评估其运行状态的问题,提出一种基于物理仿真模型生成异常姿态数据的方法。首先,通过定义四旋翼无人机的运动坐标系,结合牛顿-欧拉公式建立无人机运动方程,设计飞控系统控制回路,利用 Simulink 软件构建飞控系统物理仿真模型,为生成异常感知数据提供实验环境。其次,在利用实际姿态感知数据验证仿真模型可用的基础上,通过异常注入来生成姿态的异常数据。最后,以基于主成分分析的异常检测方法为例,评估生成异常感知数据的应用效果。实验结果表明,所提方法能够有效地生成恒偏差和漂移两种异常姿态感知数据,基于主成分分析方法开展的异常检测结果:误检率处于 2%~74%,正确率处于 73%~97%。因此,所提的感知数据生方法可为改进检测方法性能提供相应的数据支撑。

关键词: 无人机; 飞控系统; 物理模型; 姿态感知; 异常检测

中图分类号: TP391.9 TH-39 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 413.10

Anomalous attitude sensing data generation method for quadrotor unmanned aerial vehicle

Liu Liansheng¹, Zhang Zheyuan², Wang Zhiliang³, Peng Yu¹

(1. Department of Test and Control Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China;
2. Department of Precision Instrument, Tsinghua University, Beijing 100084, China;
3. Test Center, AECC Harbin Dong'an Engine, Co., Ltd., Harbin 150060, China)

Abstract: In order to solve the problem that due to the lack of anomalous sensing data, it is difficult for the quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV) to implement the motion condition assessment of flight control system, this paper proposes a method to generate anomalous attitude data based on physical simulation model. Firstly, the moving coordinate system of quadrotor unmanned aerial vehicle is defined and Newton-Eulerian formula is used to establish the UAV motion equation. In this way, the control loop of the flight control system is designed. The physical simulation model of the flight control system is established with Simulink software, which provides the experiment environment for generating anomalous sensing data. Secondly, the real attitude sensing data of the quadrotor UAV are utilized to verify the applicability of the simulation model, and through abnormal injection the anomalous attitude data are generated. Finally, taking the anomaly detection method based on principle component analysis (PCA) as an example, the application effect of the generated anomalous sensing data is evaluated. Experiment results show that the method proposed in this paper can effectively generate two kinds of anomalous attitude sensing data with constant bias and drift. The anomaly detection results of PCA method show that false positive ratio is 2%~74% and accuracy is 73%~94%. Therefore, the proposed sensing data generation method can provide the corresponding data support for improving the performance of anomaly detection method.

Keywords: unmanned aerial vehicle; flight control system; physical model; attitude sensing; anomaly detection

0 引言

近年来,无人机在军用和民用领域应用越来越广。在军事领域,2018年8月30日,美军发布了《2017—2042财年无人系统综合路线图》,旨在进一步增强无人机的自主性、互用性、网络安全和人机协同性,将无人机系统与作战系统相整合。在民用领域,无人机在解决城市交通拥挤问题、高空作业、野外救援、水利工程项目管理、林业灾害监测和影视新闻航拍等方面具有重要意义。

无人机种类主要包括固定翼、直升机和多旋翼。固定翼无人机载荷最大、飞行效率高且续航时间长,缺点是起落阶段需要助飞和滑行,易用性较差;直升机可以垂直起降,缺点是机械结构复杂,维护成本高;与前两类无人机相比,多旋翼无人机在易用性、可靠性和维护性方面均占有优势。其中,四旋翼无人机因其具有结构简单、机身质量轻、灵活性强而且能够垂直起降和定点悬停等优点,在军民两用方面具有十分广阔的应用前景^[1-2]。

四旋翼无人机系统主要包括飞机机体、飞控系统、数据链系统、电源系统和发射回收系统等。其中,飞控系统是完成起飞、空中飞行、执行任务和返场回收等整个飞行过程的核心系统,无人机自动化性能、飞行安全可靠性能与可维护性能在很大程度上都取决于飞控系统,其正常运行对无人机的飞行安全具有重要意义^[3]。为了预防无人机故障及故障后的应急响应提供决策依据,其状态评估方法已成为无人机技术研究热点之一^[4]。

状态评估方法主要包括故障诊断和异常检测。当对象发生故障时,其部分感知数据表现出与正常状态不同的特性,这种差异包含了对对象的故障信息,故障诊断的任务是根据故障特征表现,并利用它来进行故障检测、隔离、定位、以及提供解决方案^[5]。因此,故障诊断是在对象发生故障后采取的一系列措施。相比而言,异常检测是发现与期望模式不符的模式^[6]。对于无人机飞控系统感知数据中的异常,意味着其关键部件的潜在故障,能够为开展视情维护和维修提供关键支持信息。因此,异常检测逐渐受到工业界和学术界的广泛关注。

在无人机实际飞行试验中,异常感知数据往往难以获得,同时难以通过实际飞行试验对无人机异常检测方法进行验证。因此,基于仿真技术开展异常检测的相关研究受到重视^[7]。仿真建模不仅能够验证无人机的设计,还能够缩短研制周期、以及降低系统的研制费用。同时,可为无人机飞控系统数据异常检测提供可用数据,促进无人机飞控系统感知数据异常检测技术的发展。

半物理仿真技术和全数字仿真技术是飞控仿真的两

种主要实现方式^[8]。半物理仿真融合了实物硬件平台和物理模型,将飞控回路中结构相对复杂、不易建立准确物理模型以实物进行代替,纯数字仿真的飞控回路均由仿真模块构成。半物理仿真技术由于硬件平台的使用,在控制律设计以及系统参数调整方面灵活性较差,而且研发过程较为复杂。相比而言,纯数字仿真具有方便快捷、成本低等优势,更适用于飞控总体方案控制律的设计、系统参数优化、各项指标解算及飞控性能评估,可为飞控系统故障模拟和异常检测研究提供数据支持。

目前,无人机领域常用的纯数字仿真工具包括FlightGear和Simulink等。FlightGear是一款开源飞行模拟器,它提供了一个灵活性的操作界面,方便连接其他仪器进行可视化,在无人机建模领域应用广泛^[9-10]。不足之处在于对仿真生成数据的处理能力较弱,并且难以实现故障注入操作,不便于无人机飞控系统中故障模拟和数据分析工作的开展。与FlightGear相比,Simulink具有强大的数据处理能力,为开发者提供了一个动态系统建模、仿真和综合分析的集成环境。在该环境中,可以方便地进行综合调试,不需要繁杂的程序代码编写,图形化的建模工具能够高效地完成仿真系统的设计,提高了系统建模的便利性,避免了重复性开发,减少了开发所需的工作量,在无人机飞控系统的仿真研究中得到广泛应用^[11]。

本文在分析无人机飞控系统研究现状的基础上,利用Simulink建立四旋翼无人机飞控系统的物理仿真模型;然后,针对目前无人机飞控系统感知数据异常样本不足的问题,基于飞控物理仿真模型生成异常姿态数据,利用实测无人机飞控系统感知数据对模型进行验证,在检验物理仿真模型生成数据可用性的基础上,生成不同类型的异常数据,并通过基于主成分分析的异常检测方法验证生成数据的可用性,解决了无人机飞控系统异常姿态数据不足的问题,为全面评估飞控系统的状态提供基础方法支撑。

1 四旋翼无人机飞控系统建模

1.1 四旋翼无人机飞行原理

为了实现飞控系统的物理仿真建模,需要掌握无人机的飞行原理。四旋翼无人机是通过4个螺旋桨产生的升力实现飞行,原理与直升机类似。4个旋翼分别位于一个几何对称的十字支架前、后、左、右四端,其旋转方向如图1所示。

旋翼由电机控制,无人机依靠改变每个电机的转速来实现飞行姿态控制。图1中,前端旋翼1和后端旋翼3逆时针旋转,而左端旋翼2和右端旋翼4顺时针旋转,以平衡旋翼旋转所产生的反扭转矩。悬停时,4只旋翼的

转速相等,相互抵消反扭力矩;同时等量地增大或减小4只旋翼的转速,会引起上升或下降运动;增大某一只旋翼的转速,同时等量地减小同组另一只旋翼的转速,则产生俯仰、横滚运动;增大某一组旋翼的转速,同时等量减小另一组旋翼的转速,将产生偏航运动。通过调整旋翼转速,可以控制四旋翼无人机的线运动与角运动,进而实现无人机位置控制与姿态控制。

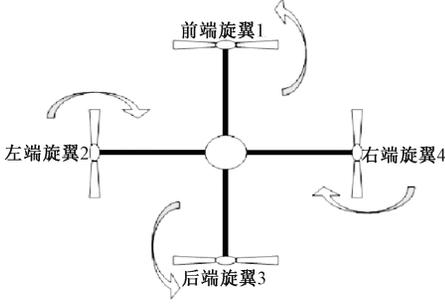


图1 四旋翼无人机旋转方向

Fig.1 Rotation direction of quadrotor unmanned aerial vehicle

1.2 坐标系的定义与转换

为了描述四旋翼无人机的空间运动状态,需建立合理的参考坐标系。具体包括建立地面坐标系 $S_g - O_g x_g y_g z_g$ 和机体坐标系 $S_b - Oxyz$ 两个坐标系,依据两个坐标系的位置关系可以确定无人机的俯仰角 θ 、偏航角 ψ 和滚转角 ϕ ,无人机坐标轴及姿态角如图2所示。

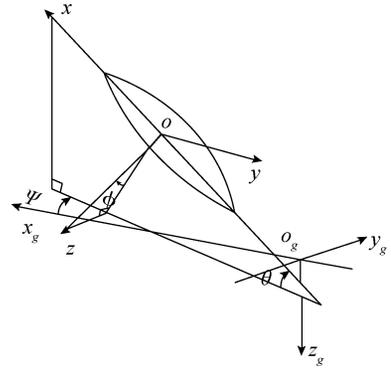


图2 无人机坐标轴及姿态角

Fig.2 Coordinate axis and attitude angle of unmanned aerial vehicle

地面坐标系 $S_g - O_g x_g y_g z_g$ 在地面上选一点 O_g , x_g 轴在水平面内指向北, y_g 轴在水平面内指向东, z_g 轴垂直于地面并指向地心;机体坐标系 $S_b - Oxyz$ 原点 O 取在飞机质心处,坐标系与飞机固连, x 轴在飞机对称平面内并沿机体的十字轴指向旋翼1, y 轴垂直于飞机对称平面指向机身右方, z 轴在飞机对称平面内,与 x 轴垂直并指向机身下方。

选定机体坐标系来描述无人机的空间运动状态,重力需要由地面坐标系转换到机体坐标系中。为将不同坐标系中的力统一到选定的坐标系,并由此建立各轴向的受力方程及力矩方程,需建立地面坐标系 S_g 到机体坐标系 S_b 的转换矩阵 R_{g-b} 如式(1)所示。

$$R_{g-b} = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\theta\cos\psi\sin\phi - \sin\psi\cos\phi & \sin\theta\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\cos\phi & \cos\theta\sin\phi \\ \sin\theta\cos\psi\cos\phi + \sin\psi\sin\phi & \sin\theta\sin\psi\cos\phi - \cos\psi\sin\phi & \cos\theta\cos\phi \end{bmatrix} \quad (1)$$

该转换矩阵由无人机3个姿态角的正余弦变换构成,另建立机体坐标系 S_b 到地面坐标系 S_g 的转换矩阵 R_{b-g} , R_{b-g} 与 R_{g-b} 的关系如式(2)所示。

$$R_{b-g} = R_{g-b}^T \quad (2)$$

1.3 运动方程

在建立运动方程之前,需要对无人机进行受力分析。四旋翼无人机所受外力和力矩包括以下3项:

- 1) 重力 mg , 机体受到重力沿 z_g 方向;
- 2) 4个旋翼旋转所产生的升力 $F_i (i=1, 2, 3, 4)$, 旋翼升力沿 Z_b 方向;
- 3) 旋翼旋转会产生扭转力矩 $M_i (i=1, 2, 3, 4)$, M_i 垂直于叶片的旋翼平面,与旋转矢量相反。

四旋翼无人机受力分析如图3所示。图3中,旋翼旋转所产生的升力 $F_i (i=1, 2, 3, 4)$ 由式(3)确定。

$$F_i = k_F \omega_i^2 \quad (3)$$

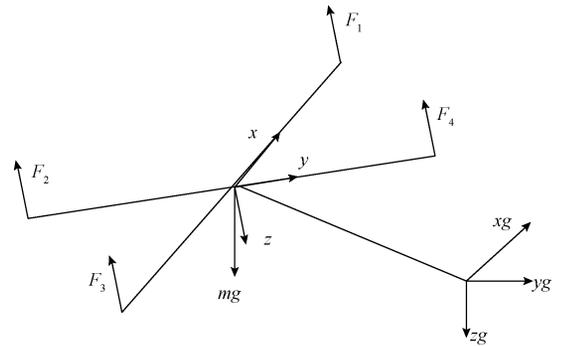


图3 四旋翼无人机受力分析

Fig.3 Force analysis of quadrotor unmanned aerial vehicle

式中: k_F 为电机转动力系数; ω_i 为电机转速。

旋翼旋转产生扭转力矩 $M_i (i=1, 2, 3, 4)$ 由式(4)确定。

$$M_i = k_M \omega_i^2 \quad (4)$$

式中: k_M 为电机转动力矩系数; ω_i 为电机转速。

通过上述分析,建立四旋翼无人机线运动和角运动方程。线运动由合外力引起,符合牛顿第二定律,在地面平面坐标系中建立线运动方程如式(5)所示:

$$m\ddot{\mathbf{r}} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \end{bmatrix} + \mathbf{R}_{b-g} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum F_i \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中: \mathbf{r} 为飞机的位置矢量; F_i 为旋翼旋转所产生的升力; mg 为重力, \mathbf{R}_{b-g} 为机体坐标系 S_b 到地面坐标系 S_g 的转换矩阵。

角运动由合力矩引起。四旋翼无人机所受力矩来源于两个方面:旋翼升力作用于质心产生的力矩和旋翼旋转产生的扭转力矩,四旋翼无人机角运动方程如式(6)所示。

$$\mathbf{I} \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L(F_2 - F_4) \\ L(F_3 - F_1) \\ M_1 - M_2 + M_3 - M_4 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \mathbf{I} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: L 为旋翼中心距离无人机质心的距离; \mathbf{I} 为惯量矩阵; p 、 q 和 r 是机体坐标轴系相对于地面坐标轴系的转动角速度 ω 在机体坐标轴系各轴上的3个角速度分量。

1.4 控制回路

四旋翼无人机飞行控制回路包括内外两层,内回路为姿态控制回路,外回路为位置控制回路。飞控系统控制回路设计如图4所示。

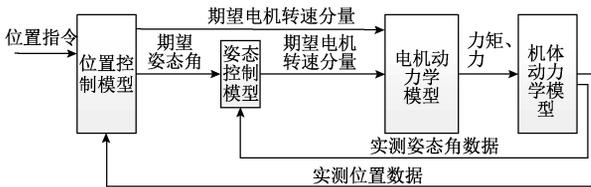


图4 四旋翼无人机飞控系统控制回路设计

Fig.4 The control loop design of flight control system for quadrotor unmanned aerial vehicle

内回路包括姿态控制模型、电机动力学模型和机体动力学模型。在内回路基础上,外回路还包括位置控制模型。位置控制模型的输入为实际位置和预设位置指令,输出为期望的滚转角、俯仰角和偏航角。姿态控制模型的输入为期望姿态角和实际姿态角,输出为期望转速。电机动力学模型模拟电机特性,输入为期望转速分量,输出为拉力和力矩。机体动力学模型是被控对象,模拟四旋翼飞行器的运动特性,输入为拉力和力矩,输出为实际姿态角和实际位置。

1) 姿态控制回路

四旋翼飞行器的姿态控制路为内控制回路,回路中的控制变量为4个旋翼的转速。对旋翼转速 ω 产生的作用进行分析,假设旋翼1的期望转速为 ω_1^{des} ,它的效果可分解成以下4个分量:

- (1) ω_h : 使飞行器保持悬停的转速分量;
- (2) $\Delta\omega_F$: 除悬停所需外,产生沿 z 轴的净力;
- (3) $\Delta\omega_\theta$: 使飞行器俯仰角变化的转速分量;
- (4) $\Delta\omega_\psi$: 使飞行器偏航角变化的转速分量。

考虑各个旋翼旋转时产生力矩对无人机俯仰和偏航运动的影响,将期望转速写成上述转速分量的线性组合,则关系式如式(7)所示。

$$\omega_1^{des} = \omega_h + \Delta\omega_F - \Delta\omega_\theta + \Delta\omega_\psi \quad (7)$$

其他几个旋翼也可进行类似分析,最终得到关系式如式(8)所示。

$$\begin{bmatrix} \omega_1^{des} \\ \omega_2^{des} \\ \omega_3^{des} \\ \omega_4^{des} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 1 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & -1 \\ 1 & -1 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \omega_h + \Delta\omega_F \\ \Delta\omega_\phi \\ \Delta\omega_\theta \\ \Delta\omega_\psi \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中: ω_1^{des} 、 ω_2^{des} 、 ω_3^{des} 和 ω_4^{des} 分别是无人机4个旋翼的期望转速; $\Delta\omega_\phi$ 是令无人机滚转角发生变化的转速分量,只有旋翼2和旋翼4产生的转速包含该转速分量。

在悬停状态下,4个旋翼共同的升力应抵消重力,关系式如式(9)所示。

$$4K_F \omega_h^2 = mg \quad (9)$$

此时,可以对3个转速分量进行分别控制,通过“比例-微分”控制律建立关系式如式(10)所示。

$$\begin{cases} \Delta\omega_\phi = k_{p,\phi}(\phi^{des} - \phi) + k_{d,\phi}(\dot{\phi}^{des} - \dot{\phi}) \\ \Delta\omega_\theta = k_{p,\theta}(\theta^{des} - \theta) + k_{d,\theta}(\dot{\theta}^{des} - \dot{\theta}) \\ \Delta\omega_\psi = k_{p,\psi}(\psi^{des} - \psi) + k_{d,\psi}(\dot{\psi}^{des} - \dot{\psi}) \end{cases} \quad (10)$$

式中: $k_{p,\phi}$ 、 $k_{d,\phi}$ 、 $k_{p,\theta}$ 、 $k_{d,\theta}$ 、 $k_{p,\psi}$ 和 $k_{d,\psi}$ 分别为3个转速分量的“比例-微分”控制参数,联立式(8)~(10)可得到期望姿态角-期望转速之间的关系,即姿态控制回路。

2) 位置控制回路

位置控制回路是四旋翼无人机飞控系统的外回路,控制无人机跟随预设航迹执行飞行任务,位置控制回路采用以下控制方式:

- (1) 通过位置偏差计算控制信号(加速度);
- (2) 建立控制信号与姿态角之间的几何关系;
- (3) 得到期望姿态角,作为姿态控制回路输入。

四旋翼无人机期望位置记为 r_i^{des} ,通过PID控制器计算控制信号,如式(11)所示。

$$\left(\ddot{r}_{i,T} - \ddot{r}_i^{des} \right) + k_{d,i}(\dot{r}_{i,T} - \dot{r}_i) + k_{p,i}(r_{i,T} - r_i) + k_{i,i} \int (r_{i,T} - r_i) = 0 \quad (11)$$

式中: $r_{i,T}$ 是目标悬停位置 ($i = 1, 2, 3$); \ddot{r}_i^{des} 是期望加速度; $k_{p,i}$ 、 $k_{i,i}$ 和 $k_{d,i}$ 是 PID 控制参数, 式(11)实现了通过位置偏差计算控制信号。

通过俯仰角和滚转角控制无人机在 $O_g x_g y_g$ 平面上的运动, 通过 $\Delta\omega_\psi$ 控制偏航角, 通过 $\Delta\omega_F$ 控制无人机在 z 轴上的运动。展开式(5), 得到方程如式(12)所示。

$$\begin{cases} m\ddot{r}_1 = (\cos\psi\sin\theta + \cos\theta\sin\phi\sin\psi) \sum F_i \\ m\ddot{r}_2 = (\sin\psi\sin\theta - \cos\psi\cos\theta\sin\phi) \sum F_i \\ m\ddot{r}_3 = -mg + \cos\phi\cos\theta \sum F_i \end{cases} \quad (12)$$

根据以下原则对式(12)进行线性化处理:

(1) 旋翼无人机的俯仰角、滚转角通常较小, 固将俯仰角、滚转角的变化作为小扰动分量, 有 $\sin\theta \approx \theta$, $\sin\phi \approx \phi$, $\cos\theta \approx 1$, $\cos\phi \approx 1$ 。

(2) 在考虑水平方向加速度时, 有 $\sum F_i \approx mg$ (此处二者均为标量)。

根据以上原则, 联立式(3)、(8)、(9)和(12), 可得期望加速度与期望姿态角之间的关系式如式(13)所示。

$$\begin{cases} \ddot{r}_1^{des} = g(\theta^{des}\cos\psi_T + \phi^{des}\sin\psi_T) \\ \ddot{r}_2^{des} = g(\theta^{des}\sin\psi_T - \phi^{des}\cos\psi_T) \\ \ddot{r}_3^{des} = \frac{8k_F\omega_h}{m}\Delta\omega_F \end{cases} \quad (13)$$

式(11)通过 PID 控制器由位置偏差得到了作为控制信号的期望加速度, 将式(13)反转, 由期望加速度计算期望姿态角, 如式(14)所示。

$$\begin{cases} \phi^{des} = \frac{1}{g}(\ddot{r}_1^{des}\sin\psi_T - \ddot{r}_2^{des}\cos\psi_T) \\ \theta^{des} = \frac{1}{g}(\ddot{r}_1^{des}\cos\psi_T + \ddot{r}_2^{des}\sin\psi_T) \\ \Delta\omega_F = \frac{m}{8k_F\omega_h}\ddot{r}_3^{des} \end{cases} \quad (14)$$

本节结合飞控系统执行机构工作原理, 对四旋翼无人机机体进行受力分析并建立四旋翼无人机运动方程, 在此基础上, 对飞控系统姿态和位置控制回路进行控制律设计, 构成了完整的飞控回路。

Simulink 是一种常用动态模型仿真工具, 本文结合飞控系统控制回路设计以及式(1)~(14), 在 Simulink 中构建飞控系统的物理仿真模型。在四旋翼无人机飞控系统建模阶段, 将模型分为内外两个控制回路, 具体包括 4 个子模型。内回路包括姿态控制模型、电机动力学模型和机体动力学模型, 在此基础上, 外回路还包括位置控制模型。在 Simulink 中根据飞控系统设计进行四旋翼飞控系统仿真建模。

2 四旋翼无人机飞控模型验证

2.1 模型验证方案

传统的飞控系统仿真模型验证, 主要是对其飞行控制律的验证, 例如通过监测无人机仿真飞行航迹对输入的预设航迹的跟踪效果, 证明飞控系统能否按预期功能工作。虽然这种模型验证方法可以从超调量和调节时间方面对飞行控制律进行验证, 但是飞行控制律的可用性验证不等同于飞控系统模型的验证。

相比而言, 基于飞控仿真模型输出—输入航迹数据变化曲线的模型验证方法是对基于物理模型建立仿真模型节的可用性验证, 而无法对实际系统建立物理模型这一环节进行验证, 不符合仿真学的系统论和整体论思想。理想的仿真模型验证方案需要由实际测试数据的支持, 对实物系统和仿真模型输入相同的参数, 分析模型输出与实际输出数据的一致性, 具体飞控系统仿真模型验证方案如图 5 所示。

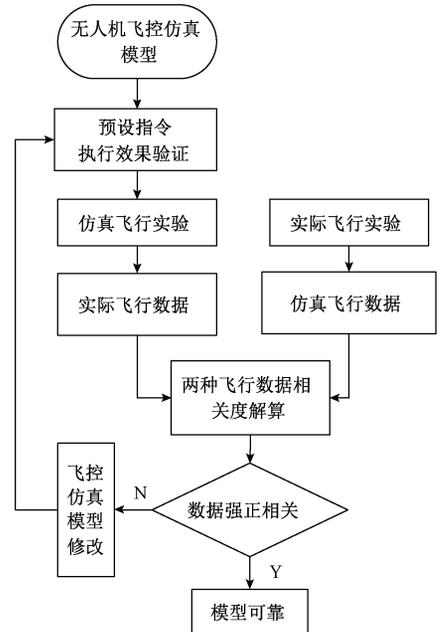


图5 飞控系统仿真模型验证方案

Fig.5 Simulation model verification scheme of flight control system

基于图 5 所示的验证方法, 具体实现过程包括以下步骤:

1) 监测预设航迹条件下四旋翼无人机飞控仿真模型仿真输出航迹对预设航迹的跟踪效果, 若跟踪效果较差, 则需对仿真方案设计进行修改, 直到仿真输出航迹能够对预设航迹进行良好跟踪, 从而实现飞行控制律的验证;

2) 规划飞行航迹,进行四旋翼无人机飞行实验,测得无人机实际飞行数据;对飞控仿真模型输入相同的航迹飞控指令,进行仿真飞行实验,并输出仿真飞行数据;

3) 选择数据相关度分析算法,对仿真飞行数据和实测飞行数据进行数据相关度分析,若相关度较低,表明四旋翼飞控系统仿真模型性能较差,需要对飞控仿真模型进行修改,重复上述步骤直至飞控仿真飞行数据与实测数据呈强正相关,此时飞控仿真模型可用性得到验证。

2.2 预设指令执行验证

本节从预设飞控指令执行效果方面对无人机飞行控制律进行验证。在预设指令中输入无人机飞行路线,控制无人机位置变化。无人机预设指令位移变化曲线如图 6 所示。

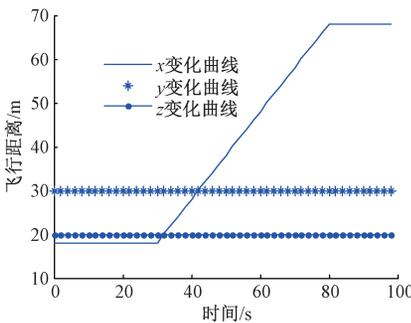


图 6 无人机预设指令位移变化曲线

Fig.6 Displacement changing curve for the preset command of unmanned aerial vehicle

运行飞控系统仿真模型,传感器模型测得无人机位移变化曲线如图 7 所示。

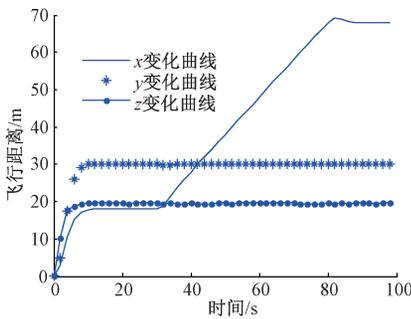


图 7 无人机预设指令传感器位移变化曲线

Fig.7 Sensor displacement changing curve for the preset command of unmanned aerial vehicle

运行飞控系统仿真模型后,无人机位置变化随着预设指令而发生改变,从预设指令执行效果方面验证了无人机飞控系统仿真模型的可用性。

2.3 飞控系统实测数据与仿真数据一致性分析

理想的模型验证方法,是对仿真模型和实际系统输

入相同的参数,对比二者的输出数据。本文所建立的无人机飞控模型输入量为位移-时间曲线,在验证仿真数据与实测数据一致性方面,实验过程如下:首先,开展无人机实际飞行实验,获得无人机飞控系统的全面感知数据;其次,将实测数据中的位移-时间数据导入飞控系统模型,即将存储实测数据的文件导入 MATLAB 软件,进而加载到本文构建的 Simulink 仿真模型;最后,运行飞控系统仿真模型生成航迹数据和姿态数据,通过分析这两部分数据与对应的实测数据,获得仿真数据与实测数据一致性分析的结论。若相同航迹下实测姿态角数据与仿真姿态角数据相关系数大于 0.8,则二者呈强正相关,证明仿真模型具有可用性^[12]。

实际飞行数据可通过采集装置传至地面站,由地面站导出感知数据。将实际飞行数据与仿真数据同时分析,以 y 方向位移变化曲线为例,变化如图 8 所示。

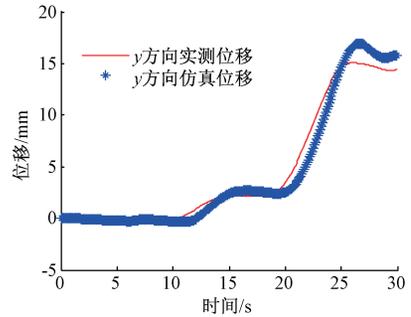


图 8 实测航迹与仿真位移的 y 方向变化曲线

Fig.8 The changing curve of real flight track and simulation displacement in y direction

图 8 中仿真位移变化曲线与实测位移变化曲线基本一致。在相同航迹规划条件下,验证实测无人机飞行的姿态角与仿真模型生成的姿态角变化,其中偏航角变化曲线如图 9 所示。

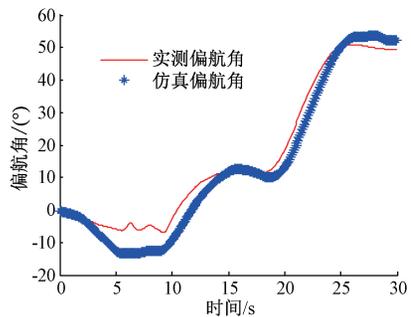


图 9 相同航迹下实测偏航角与仿真偏航角变化曲线

Fig.9 Changing curve of real tested yaw angle and simulation yaw angle for the same flight track

为验证飞控系统实测数据与仿真数据一致性,分

别计算实测位移与仿真位移、实测偏航角与仿真偏航角之间的利用皮尔逊相关系数,计算结果表明,上述两类实测数据与仿真数据的相关度均大于0.8。因此,实验结果表明,实际无人机飞行过程中的飞控系统感知数据,与本文所提出的仿真模型生成的感知数据基本一致。

3 实验验证与分析

在无人机飞控感知参数异常检测领域,大量的研究以改进异常检测方法为目的,已有的研究工作忽略了多类样本情况下对异常检测模型的进一步优化,其原因在于异常样本的缺乏^[13-16]。本文提出的通过飞控物理仿真模型生成飞行仿真数据,可以生成大量异常程度不同的测试数据,对异常检测模型的检测效果进行评估。

3.1 异常感知数据生成

应用于无人机飞控系统的传感器主要包括加速度传感器、角速度陀螺传感器、磁力传感器、气压高度、空速传感器、迎角/侧滑角传感器等。本文关注的传感器是与姿态相关的角速度传感器,当角速度发生异常时,飞控系统中与其相关的感知数据也可能发生异常,实验过程中,将同步分析相关的感知数据。

常见的传感器故障包括传感器恒偏差故障、漂移故障、增益变化故障、卡死故障和短路故障等。在传感器发生故障前,往往先出现异常状态,具体表现为短时间故障后可恢复为正常状态。本文选用传感器恒偏差异常和漂移异常为例生成异常数据,两种异常特性如图10所示。

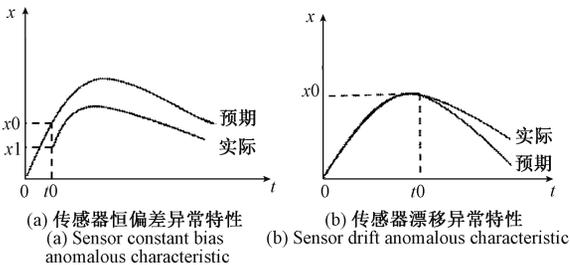


图10 传感器异常特性

Fig.10 Sensor anomalous characteristics

1) 恒偏差异常数据生成及分析

生成恒偏差异常数据时,在飞控系统中的偏航角速度传感器注入0.5 rad/s的异常,同时记录偏航角速度、滚转角速度和高度数据。实验中,将仿真时间长度设置为100 s,在90~100 s时间段内注入恒偏差异常。仿真实验生成含有异常数据的偏航角速度、滚转角速度和高度数据如图11所示。

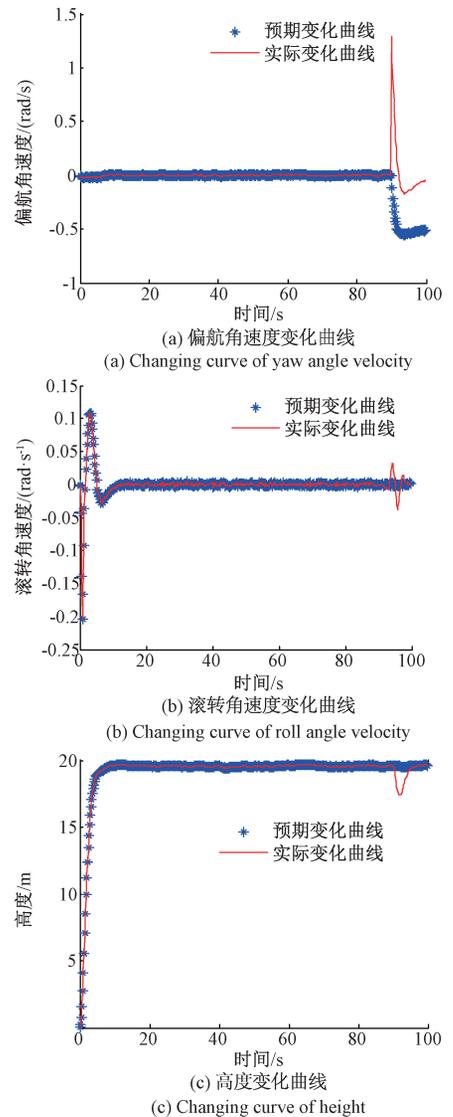


图11 传感器恒偏差异常数据

Fig.11 Sensor constant bias anomalous data

图11中偏航角速度传感器恒偏差异常在第90 s注入,恒偏差异常注入时,首先会引起偏航角速度的突变,之后在控制系统的自动调节下,扰动会逐渐消失实际偏航角速度与预期偏航角速度存在0.5 rad/s左右的偏差,在控制回路作用下,高度以及加速度等参数也会出现异常波动。因此,90~100 s内的感知数据含有恒偏差异常样本。

2) 漂移异常数据生成及分析

生成漂移异常数据时,在飞控系统中的偏航角速度传感器注入异常,以0.1 rad/s²递增的角速度依次注入偏航角速度传感器,同时记录偏航角速度、滚转角速度和x方向加速度数据。实验中,仿真时长为100 s,在第90~100 s注入漂移异常。仿真实验生成的偏航角速度、滚转角速度和x方向加速度数据如图12所示。

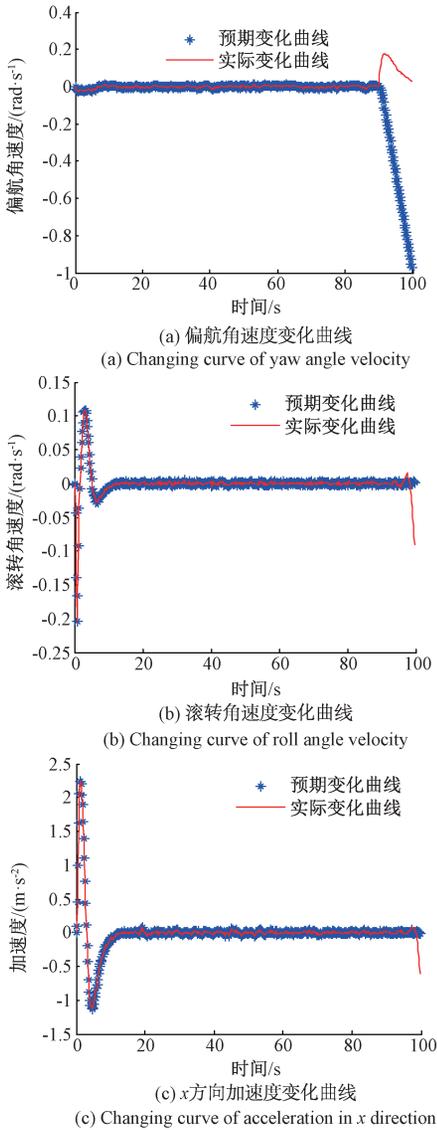


图 12 传感器漂移异常数据

Fig.12 Sensor drift anomalous data

图 12 偏航角速度传感器漂移异常在第 90 s 注入, 漂移异常注入后, 实际偏航角速度与预期偏航角速度存在以 0.1 rad/s^2 递增的角速度偏差, 在控制回路作用下, 滚转角速度、加速度等参数也会出现异常波动。

3.2 异常检测方法性能评估

本节以基于主成分分析 (principal component analysis, PCA) 的异常检测主法为例, 验证提出的四旋翼无人机飞控数据生成异常样本的应用效果。异常检测评价指标采用误检率 (false positive ratio, FPR)、漏检率 (false negative ratio, FNR) 及准确率 (accuracy, ACC)^[17-18]。FPR 越小, 检测正常数据性能越优; FNR 越小, 检测异常数据性能越优; ACC 越大, 模型的整体检测效果越优。

实验中无人机飞行仿真总时长设置为 100 s, 采样时间为 0.02 s, 第 90 s 加入传感器异常生成异常样本, 以 10~60 s 的飞控系统数据训练异常检测模型, 以 70~100 s 包含异常的数据开展测试。传感器漂移异常和恒偏差异常导致的异常数据共两种, 每种异常对应的异常数据各 5 组, 对恒偏差异常产生的异常数据开展检测结果如图 13 所示。图 13 中的横向实线为训练样本的 SPE 统计量 Q_a , 将其作为异常检测的阈值, 星点线为测试数据的统计量 Q_{new} 。当 $Q_{new} > Q_a$, 测试数据被检测为异常; 当 $Q_{new} < Q_a$, 测试数据被检测为正常。

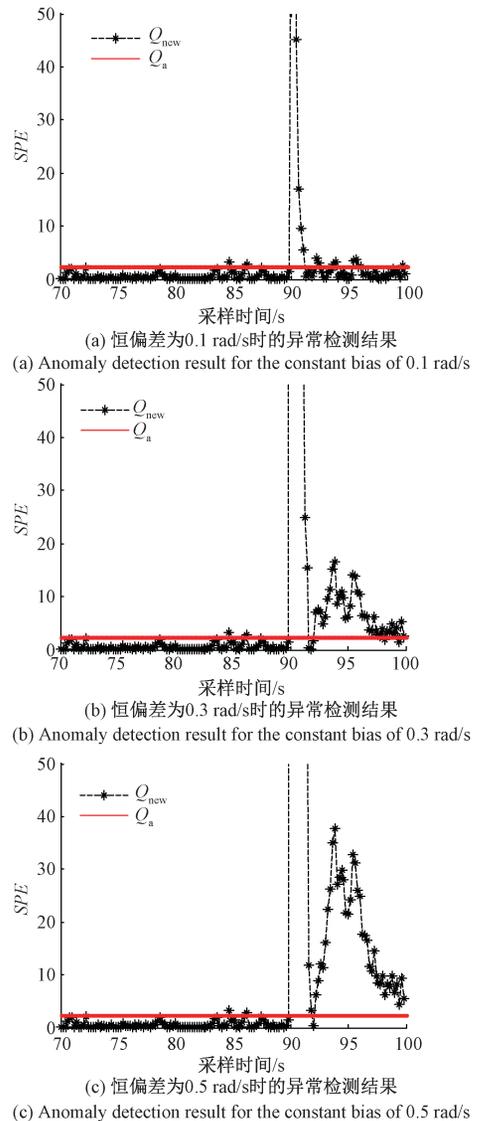


图 13 基于 PCA 模型的传感器恒偏差异常检测结果
Fig.13 Sensor constant bias anomaly detection results based on PCA model

从图 13 可以看出, 测试数据被检测为异常数据主要发生在 90~100 s, 符合被注入异常而生成异常数据的时间。

间。利用 PCA 对传感器漂移异常生成的异常数据检测,实验结果如图 14 所示。

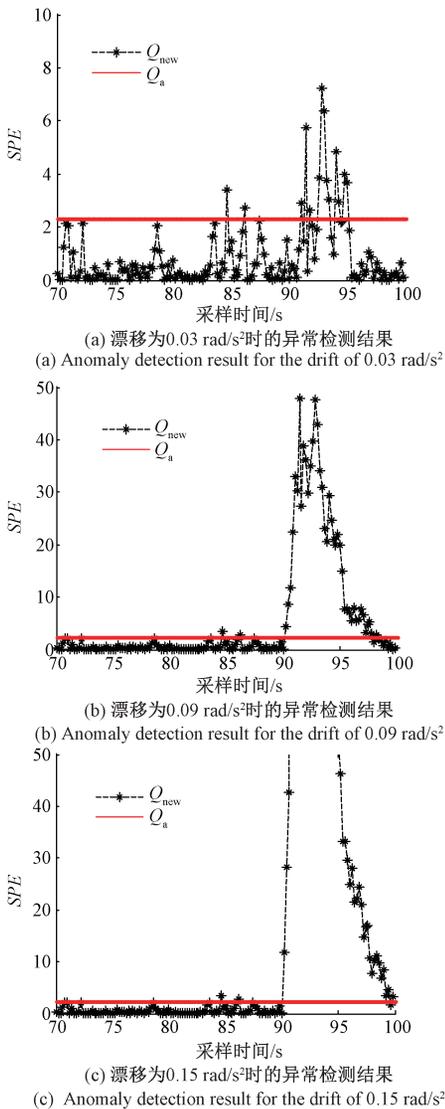


图 14 基于 PCA 模型的传感器漂移异常检测结果
Fig.14 Sensor drift anomaly detection results based on PCA model

图 14 检测出异常数据的时间段也发生在 $90 \sim 100 \text{ s}$ 时间段内,与注入漂移异常的时间段相一致。对开展的两种传感器异常引起的 5 组异常检测实验,采用 FNR 、 FPR 和 ACC 3 项指标分析量化分析实验结果,如表 1 所示。

由多组实验结果可知,基于 PCA 异常检测方法对仿真模型生成的异常样本体现出不同的异常检测效果。实验结果中,异常检测结果的 FNR 保持稳定, ACC 上升,但 FPR 下降。当偏航角速度传感器异常的恒偏差量为 0.3 rad/s 或者漂移速度为 0.09 rad/s^2 时,PCA 异常检测模型可以实现良好的异常检测效果。当飞控系统感知数

据异常程度比较微弱时,则难以获得较好的异常检测效果,需要进一步优化 PCA 异常检测方法以提升检测性能。因此,本文所建立的四旋翼无人机飞控系统仿真模型,可对异常检测方法的检测效果进行有效评估。

表 1 多组异常检测实验结果

Table 1 Groups of anomaly detection experiment results				
异常类型	异常程度	FNR	FPR	ACC
恒偏差 异常	0.1 rad/s	0.034 0	0.732 0	0.733 3
	0.2 rad/s	0.034 0	0.330 0	0.867 3
	0.3 rad/s	0.034 0	0.096 0	0.945 3
	0.4 rad/s	0.034 0	0.048 0	0.961 3
	0.5 rad/s	0.034 0	0.028 0	0.968 0
漂移 异常	0.03 rad/s^2	0.032 0	0.724 0	0.737 3
	0.06 rad/s^2	0.032 0	0.440 0	0.832 0
	0.09 rad/s^2	0.032 0	0.194 0	0.907 3
	0.12 rad/s^2	0.032 0	0.086 0	0.950 0
	0.15 rad/s^2	0.032 0	0.054 0	0.960 7

4 结 论

本文针对四旋翼无人机飞控系统因缺少异常姿态感知数据而难以评估其运行状态的问题,提出了一种基于飞控系统工作机理的仿真建模方法,采用四旋翼无人机的实测飞控系统感知数据,与仿真数据开展一致性分析,验证了所构建仿真模型的可用性。同时,通过生成两类异常数据,验证了基于 PCA 开展异常检测方法的效果,且利用仿真模型生成多种类型的异常姿态数据,全面开展了基于主成分分析的异常检测方法性能验证。实验结果表明,基于仿真建模生成的异常姿态数据,能够有效地验证异常检测方法的应用效果,为改进异常检测方法提供切实可行的异常数据样本支撑,证明了本文研究的有效性及其工程价值。

参考文献

- [1] KENDOUL F, LARA D, FANTONI I, et al. Nonlinear control for systems with bounded inputs: Real-time embedded control applied to UAVs[C]. IEEE Conference on Decision and Control, 2006: 5888-5893.
- [2] 彭宇, 史书慧, 郭凯, 等. 无人机飞控系统故障仿真及数据生成[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(7): 13-21. PENG Y, SHI SH H, GUO K, et al. Fault simulation and data generation of UAV flight control system[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(7): 1-13.
- [3] GUO K, LIU L SH, SHI SH H, et al. UAV sensor fault

- detection using a classifier without negative samples; a local density regulated optimization algorithm[J]. *Sensors* 2019, 19:771.
- [4] 彭宇, 何永福, 王少军, 等. 飞行数据异常检测技术综述[J]. *仪器仪表学报*, 2019, 40(3): 1-13.
PENG Y, HE Y F, WANG SH J, et al. Flight data anomaly detection: A survey [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2019, 40(3): 1-13.
- [5] XU X B, LIU P, SUN Y B, et al. Fault diagnosis based on the updating strategy of interval-valued belief structures [J]. *Chinese Journal of Electronics*, 2014, 23(4): 753-760.
- [6] AGRAWAL S, AGRAWAL J. Survey on anomaly detection using data mining techniques [J]. *Procedia Computer Science*, 2015, 60(1): 708-713.
- [7] EBEID E, SKRIVER M, TERKILDSEN K H, et al. A survey of open-source UAV flight controllers and flight simulators[J]. *Microprocessors and Microsystems*, 2018, 61: 11-20.
- [8] BITTAR A, FIGUEREIDO H V, GUIMARAES P A, et al. Guidance software-in-the-loop simulation using X-plane and Simulink for UAVs [C]. 2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, 2014: 993-1002.
- [9] ZHANG J SH, GENG Q B, FEI Q. UAV flight control system modeling and simulation based on flight gear[C]. International Conference on Automatic Control and Artificial Intelligence, 2012: 2231-2234.
- [10] NICOLosi F, DE MARCO A, SABETTA V, et al. Roll performance assessment of a light aircraft: Flight simulations and flight tests [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018(76): 471-483.
- [11] VAN DER Z, DURK J. Model Simplification in manufacturing simulation-review and framework [J]. *Computers & Industrial Engineering*, 2019 (127): 1056-1067.
- [12] WANG B, WANG R D, WANG Y M. Compatible matrices of Spearman's rank correlation[J]. *Statistics and Probability Letters*, 2019, 151: 67-72.
- [13] LI L SH, HANSMAN R J, PALACIOS R, et al. Anomaly detection via a Gaussian Mixture Model for flight operation and safety monitoring [J]. *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, 2016, 64: 45-57.
- [14] OEHLING J, BARRY D J. Using machine learning methods in airline flight data monitoring to generate new operational safety knowledge from existing data [J]. *Safety science*, 2019, 114: 89-104.
- [15] DI CICCIO C, VAN DER AA H, CABANILLAS C, et al. Detecting flight trajectory anomalies and predicting diversions in freight transportation [J]. *Decision Support Systems*, 2016, 88: 1-17.
- [16] MOGHADDASS R, SHENG S. An anomaly detection framework for dynamic systems using a Bayesian hierarchical framework[J]. *Applied energy*, 2019, 240: 561-582.
- [17] 常玉清, 王姝, 王福利, 等. 基于多 PCA 模型的过程监测方法[J]. *仪器仪表学报*, 2014, 35(4): 901-908.
CHANG Y Q, WANG SH, WANG F L, et al. Process monitoring method based on multiple PCA models [J]. *Chinese Journal of Scientific Instrument*, 2014, 35(4): 901-908.
- [18] LIU L SH, LIU M, GUO Q, et al. MEMS sensor data anomaly detection for the UAV flight control subsystem [C]. *IEEE Sensors Conference*, 2018: 1-4.

作者简介



刘连胜, 2006、2008 和 2017 年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士和博士学位, 现为哈尔滨工业大学副教授, 主要研究方向为信息物理系统、无人系统感知技术、故障预测与健康管理等。

E-mail: lianshengliu@hit.edu.cn

Liu Liansheng received his B. Sc., M. Sc. and Ph. D. degrees all from Harbin Institute of Technology in 2006, 2008 and 2017, respectively. He is currently an associate professor at Harbin Institute of Technology. His main research interest includes cyber physical system, unmanned system sensing technology, fault prognostics and health management, etc.



彭宇(通信作者), 2004 年于哈尔滨工业大学获得博士学位, 现为哈尔滨工业大学教授、博士生导师, 主要研究方向为虚拟仪器和自动测试、故障预测与健康管理和可重构计算等。

E-mail: pengyu@hit.edu.cn

Peng Yu (Corresponding author) received his Ph. D. degree from Harbin Institute of Technology in 2004. He is a full professor and Ph. D. supervisor at Harbin Institute of Technology. His main research interests include virtual instruments and automatic test technologies, fault prognostics and health management, and reconfigurable computing, etc.