DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J1904825

无人机飞控系统故障仿真及数据生成*

彭 宇[1,2],史书慧[2],郭 凯[1,2],刘大同[1,2]
(1. 哈尔滨工业大学电子与信息工程学院 哈尔滨 150080;
2. 哈尔滨工业大学自动化测试与控制研究所 哈尔滨 150080)

摘 要:为解决由于无人机故障数据缺乏且无故障标签而造成的无人机故障诊断、健康管理等工作开展困难的难题,提出了一种基于飞行控制系统仿真模型的全数字仿真的故障数据生成方法。详细分析了执行机构和传感器的故障模式及对应的数学模型。在明尼苏达大学无人机模型上,进行故障注入与故障仿真,生成故障数据,同时分析了不同故障类型、注入节点和幅值大小对故障数据生成的影响,总结了一套基于仿真模型生成故障数据的方法。所提出的方法利用了数字仿真操作简单,故障注入方式灵活、无人机机理表现充分等优点,可方便模拟无人机实际飞行过程中故障发生时间及故障模式的随机性,对改善目前无人机故障诊断领域缺少有效故障数据的现状具有重要意义。

关键词: 无人机;飞控系统;故障仿真;故障数据生成
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

Fault simulation and data generation of UAV flight control system

Peng Yu[1,2], Shi Shuhui[2], Guo Kai[1,2], Liu Datong[1,2]
(*1.School of Electronics and Information Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China*;
2.Automatic Test and Control Institute, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: In order to solve the difficulty of UAV fault diagnosis and health management caused by the lack of fault data and fault label, this paper proposes a full digital simulation fault data generation method based on the simulation model of flight control system. In the paper, the fault modes and corresponding mathematical models of actuators and sensors are analyzed in detail. Fault injection and fault simulation on the University of Minnesota UAV model are carried out to generate fault data. Meanwhile, the impacts of different fault types, injection nodes and amplitudes on fault data generation are analyzed. A set of fault data generation methods based on simulation model is summarized. The proposed method utilizes the advantages of simple digital simulation operation, flexible fault injection mode and full demonstration of UAV mechanism. The proposed method can easily simulate the randomness of the fault occurrence time and failure mode during the UAV actual flight process, which has great significance to improve the present situation of lacking effective fault data in UAV fault diagnosis field.

Keywords: UAV; flight control system; fault simulation; fault data generation

0 引 言

由于无人机灵活机动、无人员伤亡等优点,在军事战争中得到广泛应用[1]。但随着无人机执行的任务更加复杂与所处的环境更加恶劣,无人机发生故障的可能性也随之增大。无人机一旦发生故障,轻则不能完成任务,重则导致无人机失控,造成严重后果。为提高无人机的安全性、可靠性及故障发现与处理的时效性,针对无人机的故障预测、故障诊断等研究已广泛展开[2]。

故障数据作为故障检测的基础,对无人机故障诊断工作的开展至关重要[3],然而真实故障数据缺乏,不能满足研究需求,因此,研究无人机的故障数据生成方法具有重要意义[4]。

收稿日期:2019-03-11 Received Date:2019-03-11
*基金项目:国家自然科学基金(61803121,61701131,61571160)资助项目

飞行控制系统作为无人机系统中最为重要的部分，其可靠性是无人机安全飞行的关键。飞行控制系统中的传感器实时测量无人机的飞行状态参数，据相关机构的调查统计，无人机发生的故障 60% ~ 70% 为传感器故障[5]。执行机构根据飞控计算机的控制指令，负责无人机的姿态控制和轨迹控制，在实际飞行过程中一旦发生故障，会导致无人机失控，造成严重后果。因此，在研究无人机故障数据生成时，执行机构和传感器首当其冲[6]。基于此，本文重点研究执行机构和传感器的故障仿真和数据生成工作，以解决目前无人机飞控系统面临的故障数据缺乏的难题。

最初的故障数据生成方法是通过在实际无人机中注入故障实现的，也称为实物仿真。实物仿真真实可靠，可信度高，但仿真时间长、经济性差、参数修改困难，目前已很少使用。随着计算机技术的发展，半实物仿真和全数字仿真渐渐发展起来，各种故障仿真软件也应运而生。半实物仿真将实际硬件接入仿真系统中，既避免了建模困难，又使仿真系统更接近实际情况，具有更高的可信度，dSPACE、xPC Target 等在半实物仿真中得到了广泛应用[7-9]。然而半实物仿真平台搭建难度大、时间周期长，由于用部分实物代替物理模型，进行故障注入的成本较高，不利于实验室中反复仿真。

相比于半实物仿真，全数字仿真可操作性强、成本低、易于实现，可灵活模拟各种故障模式，广泛应用于实验室的研究中。FlightGear、AMESim 和 Simulink 等仿真软件是目前无人机领域主要采用的仿真工具，下面就其特点分别进行分析。

FlightGear 是一款由 Curt Olson 开发设计并通过互联网发布供大家学习使用的开源飞行模拟器，在仿真中引入自然、天气等众多特性，成为一个多场景、多机型、可交互、开放的跨平台的开源飞行模拟软件，广泛应用于无人机的建模仿真[10-11]。虽然 FlightGear 提供了专业的飞行动力学模型，具有强大的飞行仿真能力，但其对于仿真过程中产生的大量试验数据的处理能力较弱，缺少一个系统的数据管理与分析工具；同时，对于故障注入节点、类型和大小的选择不够灵活，限制了故障模拟和数据生成工作的开展。AMESim 是系统工程高级建模和仿真平台，它能够从元件设计出发，考虑摩擦、油液、气体本身特性、环境温度等难以建模的部分，进行组成部件和系统的功能性能仿真和优化，并能够与 MATLAB 等软件实现联合仿真，在液压系统、机电系统的仿真中得到广泛应用[12-13]。与单纯的液压系统等的仿真不同，飞控系统中包含了较为复杂的控制算法，而这些算法在 AMESim 中实现较为困难，使得 AMESim 在无人机整体的仿真应用中受到了限制。与上述 2 种仿真软件相比，MATLAB/Simulink 具有强大的数据处理能力，其中已集成的很多控制模块，极大地提高了控制系统的设计效率；其自带的系统辨识工具箱可以仅根据系统的输入输出信号进行建模，不需要元器件的详细参数，使得建模简单快速；同时 Simulink 图形化的编程语言，操作简单，避免了大量飞控代码的编写和调试，广泛用于无人机飞控系统的仿真研究中[14-15]。

综合考虑各种仿真方式的利弊，本文将采用基于 MATLAB/Simulink 的全数字仿真的方式，进行无人机飞控系统的故障仿真及数据生成工作。明尼苏达大学无人机模型是一个开源的、应用广泛的固定翼无人机仿真模型，本文验证了该模型与实际数据的匹配性，弥补了全数字仿真可信性不足的缺点。更进一步地，在模型的基础上，进行了故障注入类型、节点、幅值等多方面的实验分析，总结形成了一套基于飞控系统仿真模型生成故障数据的切实可行的方案。最后，利用单分类支持向量机（one class support vector machine，OCSVM）对所生成的故障数据进行检测和验证，进一步强调了所产生故障数据的实用价值。本文所提出的故障仿真及数据生成方法可模拟故障发生时间、故障部位和故障模式的随机性，且故障模式与故障部位切换简单，可获取不同时段，不同部位各个故障模式下的故障数据，解决了无人机故障样本缺乏等问题。

1 无人机飞控系统建模

飞控系统的仿真模型是故障仿真的基础，以下介绍了飞控系统的数学模型，同时将明尼苏达大学无人机模型与实际飞行数据进行了匹配性验证，增强了数字仿真的可信度。

1.1 飞控系统数学模型

典型的飞行控制系统一般由 3 个反馈回路构成：舵回路、稳定回路和控制制导回路，如图 1 所示[16]。

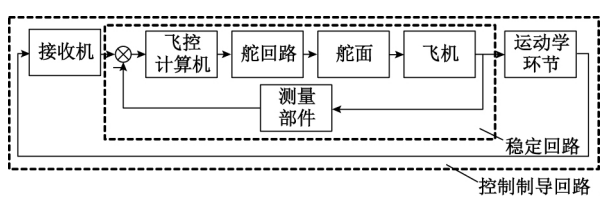


图 1 典型飞行控制系统的回路构成关系

Fig.1 The loop configuration of a typical flight control system

无人机在外力作用下的运动规律可以用运动方程来描述，即利用非线性状态方程来描述无人机的运动和状态参数随时间变化的规律。无人机的运动方程又可分为运动学方程和动力学方程。其中，运动学方程包含无人

机质心的位移(线运动)和绕质心的转动(角运动),如式(1)和(2)所示;动力学方程包含无人机在外合力作用下的线运动方程和外合力矩作用下的角运动方程,如式(3)和(4)所示。

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

$$\begin{cases}\dot{x}_g = u\cos\psi\cos\theta + v(\cos\psi\sin\theta\sin\phi - \sin\psi\cos\phi) + \\ \qquad \omega(\cos\psi\sin\theta\cos\phi + \sin\psi\sin\phi)\\ \dot{y}_g = u\sin\psi\cos\theta + v(\sin\psi\sin\theta\sin\phi - \cos\psi\cos\phi) + \\ \qquad \omega(\sin\psi\sin\theta\cos\phi + \cos\psi\sin\phi)\\ \dot{h} = -u\sin\theta + v\cos\theta\sin\phi + \omega\cos\theta\cos\phi\end{cases} \tag{2}$$

$$\begin{cases}m\dot{V} = T\cos\alpha\cos\beta - D + G_{xa}\\ mv\dot{\beta} = -T\cos\alpha\sin\beta + Y - mVr_w + G_{ya}\\ mV\cos\beta\dot{\alpha} = -T\sin\alpha - L + mVq_w + G_{za}\end{cases} \tag{3}$$

$$\begin{cases}\dot{p} = (c_1 r + c_2 p)q + c_3\bar{L} + c_4 N\\ \dot{q} = c_5 pr - c_6(p^2 - r^2) + c_7 N\\ \dot{r} = (c_8 p + c_2 r)q + c_4\bar{L} + c_9 N\end{cases} \tag{4}$$

其中,$c_1 = (I_y - I_z)I_z - I_{xz}^2$,$c_2 = (I_x - I_y + I_z)I_{xz}$,$c_3 = I_z$,$c_4 = I_{xz}$,$c_5 = \dfrac{I_z - I_x}{I_y}$,$c_6 = \dfrac{I_{xz}}{I_y}$,$c_7 = \dfrac{1}{I_y}$,$c_8 = I_x(I_x - I_y) + I_{xz}^2$,$c_9 = I_x$。上式即为状态向量 $\boldsymbol{X}^{\mathrm{T}} = [V\ \alpha\ \beta\ \phi\ \theta\ \psi\ p\ q\ r\ x_g\ y_g\ h]$ 与控制输入量 $\boldsymbol{U}^{\mathrm{T}} = [\delta_{\mathrm{T}}\ \delta_e\ \delta_a\ \delta_r]$ 之间的非线性状态方程。状态向量 $\boldsymbol{X}$ 从左至右依次为:空速 V,迎角 α,侧滑角 β,3 个姿态角(滚转角 ϕ、俯仰角 θ、偏航角 ψ),3 个角速率(滚转角速率 p、俯仰角速率 q、偏航角速率 r)和位置参数(x_g、y_g、h)。控制输入量 $\boldsymbol{U}$ 从左至右依次为:油门开度 δ_T,升降舵偏转角 δ_e、副翼偏转角 δ_a 和方向舵偏转角 δ_r。

1.2　无人机仿真模型

1.1 节给出了无人机的运动学方程和动力学方程,但上述方程组之间存在一定的耦合,且该方程组具有很强的非线性,大大增加了无人机运动分析的复杂性。在实际工程应用中,为了提高设计效率,简化分析的复杂度,在误差允许的范围内,将无人机的运动解耦为纵向运动和横侧向运动,并利用小扰动原理对其进行线性化处理,得到无人机六自由度的线性状态方程。

本文以明尼苏达大学“Ultra Stick 120”无人机为研究对象,通过上述分析,建立无人机飞控系统的 Simulink 仿真模型,如图 2 所示。

图 2 的飞控系统模型主要由无人机机体、执行机构、传感器和飞控计算机组成,其中,机体模型由上述状态方程来表示,飞控计算机采用 PID 控制算法。本文后续将对执行机构和传感器进行详细分析,并在该模型中注入故障,进行故障仿真,生成故障数据。

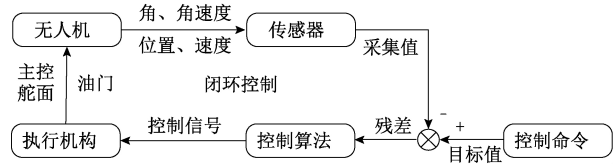


图 2　无人机飞控系统仿真模型

Fig.2　The simulation model of the UAV flight control system

1.3　模型验证

仿真模型是否能够正确模拟实际无人机的飞行状态,决定着仿真数据的正确性与可信度。基于此,本文利用明尼苏达大学大学实际无人机“Ultra Stick 120”的飞行数据,设计了模型匹配验证实验,对 1.2 节中的仿真模型进行验证,如图 3 所示。

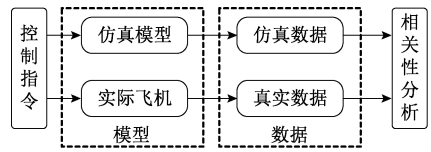


图 3　模型匹配性验证

Fig.3　Model matching verification block diagram

首先通过给模型施加与实际飞行中相同的控制信号,得到仿真数据,将仿真数据与实际飞行数据在同一张图中进行对比,并定量的计算出二者之间的相关度,通过相关度大小对模型的正确性进行验证。与硬件系统相比,软件仿真存在延时,而灰色关联分析可以有效避免仿真延时造成的影响,因此,本文将采用该方法,对该仿真模型与实际无人机之间的匹配度进行验证。

2　执行机构和传感器故障仿真及数据生成

为了在上述模型上进行故障注入,以下介绍了执行机构和传感器的故障特性,详细分析了二者常见的故障模式及其对应的数学模型,作为后续故障模拟与故障注入的基础;总结了故障注入的实现流程及其需要注意的问题,保证所生成故障数据的可用性。

2.1　传感器与执行机构故障特性分析

无人机中的传感器实时测量飞行状态中的各个参数,对无人机的飞行具有重要作用。飞控传感器主要有角速度陀螺、加速度计、姿态传感器、迎角/侧滑角传感器、空速传感器、全/静压传感器、无线电高度表等[16]。各种传感器及其所测参数如表 1 所示。

表 1 传感器类型及其所测参数

Table 1 Sensor types and the measured parameters

传感器名称	所测参数
陀螺仪	姿态角、姿态角速度
磁罗盘	磁航向
无线电高度表	与地面(海平面)的相对高度
大气数据计算机	气压高度、指示空速等
GPS	经纬度、高度、地速等
加速度计	三轴线加速度

1)传感器故障特性分析

(1)传感器故障表现形式

无人机实际飞行过程中,传感器可能发生各种类型的故障[17-19]。对传感器发生故障前后所表现出的特性进行分析,有利于对传感器故障进行分类与建模,为后续的故障仿真和故障诊断奠定基础。

本文按照传感器故障产生的原因,对恒偏差故障、渐变漂移故障、精度损伤故障、卡死故障、短路故障进行故障的特性分析与建模,最后通过仿真生成故障数据。

当检测到无人机传感器发生故障后,应首先考虑对其进行隔离,并应用冗余传感器数据对其进行替换;若不存在硬件冗余,则应考虑通过软件方法对其故障数据进行恢复,以保证飞行安全。软件方法通常采用离线建立的回归模型对故障传感器数据进行预测和恢复,以预测数据代替故障数据,实现虚拟传感。常用的回归模型建立方法有卡尔曼滤波法、最小二乘支持向量机等,当回归模型精度较高时,其能够获得良好的恢复效果。各种故障类型的表现形式如图 4 所示[20]。

(2)传感器故障数学模型

在综合分析传感器故障的产生原因和表现形式后,将传感器的数学模型用式(5)表示。

$$y_m(k) = s(k)y_c(k) + d(k) \tag{5}$$

式中:$y_c(k)$ 表示给定的期望输出值;$y_m(k)$ 表示传感器实际输出值;$s(k)$ 表示增益;k 表示当前时刻;$d(k)$ 表示输出值产生的偏差[20]。表 2 为传感器典型故障模式下各参数的取值。

表 2 传感器故障模式及参数取值

Table 2 Sensor failure modes and parameter values

故障模式	$s(k)$ 与 $d(k)$ 的取值
无故障	$s(k) = 1, d(k) = 0$
恒偏差故障	$s(k) = 1, d(k)$ 为一固定值
渐变漂移故障	$s(k) = 1, d(k)$ 为随时间变化的值
精度损伤故障	$s(k) \neq 1, d(k)$ 为随时间变化的值
卡死故障	$s(k) = 0, d(k)$ 为一固定值
短路故障	$s(k) = 0, d(k) = 0$

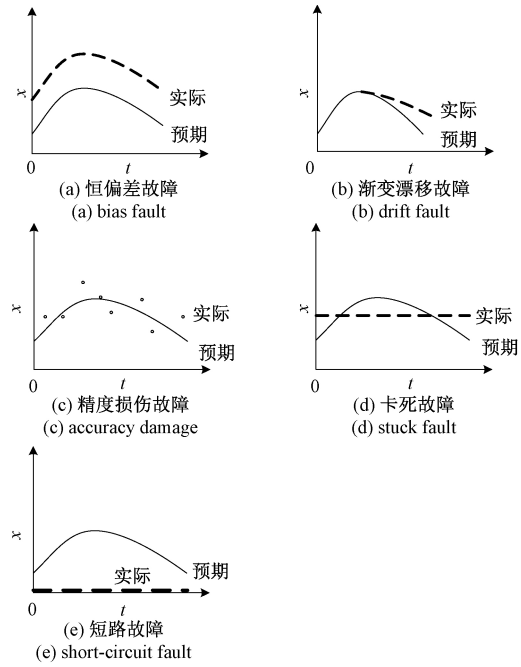


图 4 传感器各故障类型

Fig.4 Fault types of the sensor

2)执行机构故障特性分析

(1)执行机构故障表现形式

与传感器故障分类相类似,本文依旧从故障的表现形式上进行研究,对执行机构的卡死故障、损伤故障、松浮故障和恒偏差故障的特性进行分析,建立对应的数学模型,根据所建立的模型进行故障注入与仿真,生成故障数据。

执行机构发生故障后与传感器类似,应首先考虑切换至健康的执行机构,否则应通过软件方法依据其故障类型和程度自适应调整无人机控制方案,尽快恢复无人机的控制性能,避免事故的发生。其中,对故障的快速准确检测是无人机控制性能恢复的关键,故障数据样本又是开展故障检测研究的前提,本文将在实验部分对其进行简要分析和验证。各种故障类型的表现形式如图 5 所示[20]。

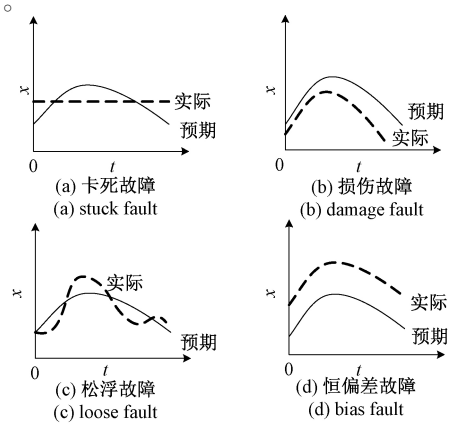


图 5 执行机构各故障类型

Fig.5 Fault types of the actuator

(2)执行机构故障数学模型

执行机构故障的数学模型如式(6)所示。

$$u_m(k) = s(k)u_c(k) + d(k) \tag{6}$$

式中:$u_c(k)$ 表示给定的期望输出值;$u_m(k)$ 表示执行机构实际输出值;$s(k)$ 表示增益;k 表示当前拍数;$d(k)$ 表示输出值产生的偏差[20]。表3为典型故障模式下各参数的取值。

表 3　执行机构故障模式及参数取值

Table 3　Actuator failure modes and parameter values

故障模式	$s(k)$ 与 $d(k)$ 的取值
无故障	$s(k) = 1, d(k) = 0$
卡死故障	$s(k) = 0, d(k)$ 为一固定值
损伤故障	$s(k) \subset (0,1), d(k) = 0$
松浮故障	$s(k) = 0, , d(k)$ 可以自由变化
恒偏差故障	$s(k) = 1, d(k)$ 为一固定值

2.2　故障注入与故障仿真

无人机执行机构和传感器的故障注入与故障仿真实现如图 6 所示。首先,需要根据已有故障数据样本,分析并总结出不同故障模式及其特点,而后选取故障模型,在飞控系统仿真模型中注入故障,生成故障数据,最后通过比较仿真输出与期望输出,判断是否将故障成功注入到系统中。

故障注入仿真实验设计的是否合理,直接决定所生成故障数的可用性。在一次完整的故障注入与仿真实验中,应注意以下问题。

1)故障特性及其分类:根据已有故障数据样本,分析故障特性,对故障进行分类,如卡死故障、恒偏差故障;永久性故障、间歇性故障等。按照 2.1 节所描述的故障类型进行相应设置。

2)故障注入节点:应与实际飞行过程中发生故障的部位一致,本文设置的故障位置为执行机构和传感器。由于故障发生后将直接影响执行机构和传感器的输出,因此,可通过直接将二者的输出断开,注入相应的故障来模拟实际故障的发生。

3)故障注入时刻及持续时间:故障注入时刻应能够体现无人机实际飞行过程中故障发生的随机性。同时,根据故障作用于系统的时间,可分为永久性故障、瞬态故障和间歇性故障。

4)故障注入大小:应适当选择故障注入的大小,若幅值太小,产生的故障数据特征不明显,检测困难,不能够检验不同故障诊断算法的有效性;若幅值选取过大,则不需要利用检测算法,无实际应用价值。

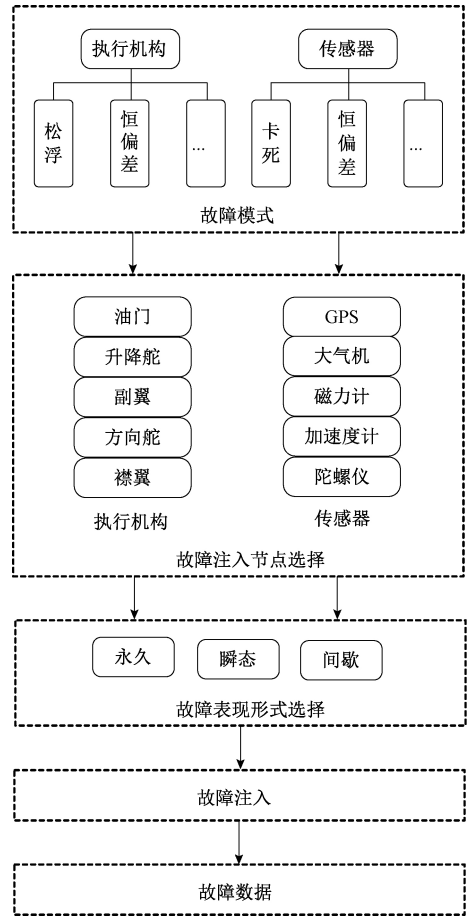


图 6　故障数据生成流程

Fig.6　Fault data generation process

3　实验分析和验证

本文基于明尼苏达大学无人飞行器实验室开源的固定翼无人机 Simulink 模型,首先对该仿真模型的动态特性进行了验证,利用实际飞行数据验证了该仿真模型与真实无人机之间的的匹配度,然后在该仿真模型的基础上完成了执行机构和传感器的故障仿真与故障数据生成,最后利用 OCSVM 对生成的故障数据进行了检测,证明了利用该方法生成故障数据的可应用性。本文所有实验均在 MATLAB 2014a 平台上进行。

3.1　无人机仿真模型验证

1)动态特性验证

以无人机的横侧向运动为例,设置仿真时间为 50 s,采样时间为 0.02 s,在 t=10 s 处,对滚转角施加一个幅值为 5 rad 的阶跃信号,得到系统的阶跃响应曲线如图 7 所示。图 7 中,虚线为给定的阶跃输入,实线为滚转角的仿真结果。

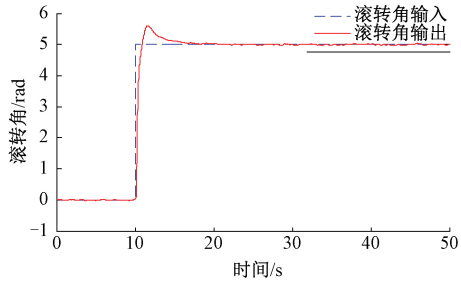


图 7 横侧向运动的阶跃响应

Fig.7 The step response of lateral motion

根据阶跃响应曲线,求出该系统的最大超调量为 12.149%,调节时间为 3.26 s,稳态误差为 0,实现了无稳态误差跟踪,具有较好的动态特性,证明了该控制率在无人机姿态角控制中的有效性。

2)模型匹配验证

为了验证仿真模型的正确性与实用性,将无人机实际飞行的滚转角控制指令中的一个周期施加到模型中,如图 8 所示的虚线框。将得到的仿真输出与实际飞行数据进行匹配性验证,来检验模型是否正确,如图 9 所示。

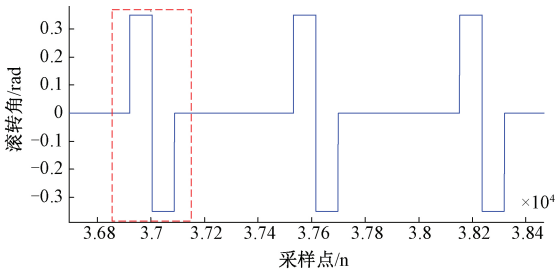


图 8 滚转角控制指令

Fig.8 Roll angle control command

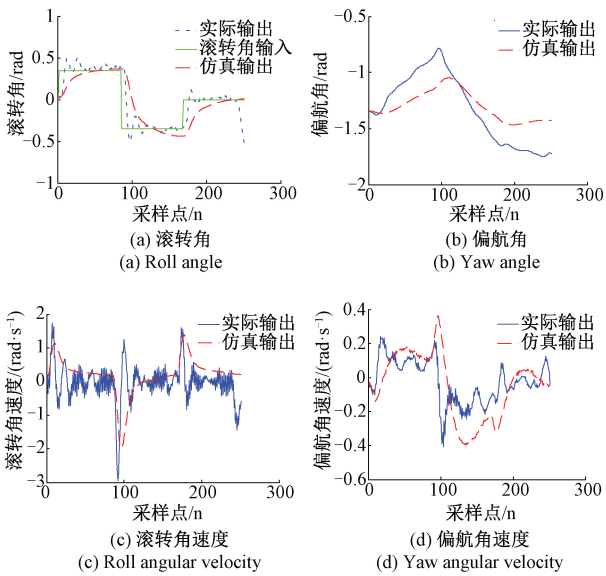


图 9 仿真输出与实际飞行数据对比

Fig.9 Comparison of the simulation outputs and actual flight data

从实验结果可以看出,仿真输出与实际飞行数据变化趋势一致,仿真模型与实际的飞行数据具有良好的匹配。利用灰色关联分析(GRA)对仿真数据与实际飞行数据进行相关性分析,来验证仿真模型与真实无人机的匹配程度,得到的结果如表 4 所示。从表 4 中可以看出,滚转角速度和偏航角速度的仿真结果与实际具有很强的相关性,而滚转角和偏航角较滚转角速度和偏航角速度相比,关联度较弱。考虑到无人机在飞行中受到的各种噪声和环境的影响,可以认为该仿真模型与实际无人机具有较高的匹配度,从而证明了该模型的正确性和实用性。

表 4 仿真数据与实际数据相关性分析结果

Table 4 Correlation analysis results of simulation data and actual data

状态量	phi	psi	p	r
关联度	0.537 5	0.544 0	0.826 9	0.821 5

3.2 传感器与执行机构故障数据生成

本文主要研究不同执行机构和传感器故障对姿态控制的影响,在给定输入指令时,参考明尼苏达大学的无人机性能验证方案,利用正反控制组合生成无人机控制信号,验证不同故障类型下控制性能的变化。

1)传感器故障数据生成

以无人机横侧向运动为例,对传感器各种故障类型进行仿真,在此只给出滚转角传感器卡死故障的仿真结果。当系统运行到 6 s 时,通过 S 函数在滚转角传感器通道注入卡死故障。图 10 和 11 所示为滚转角传感器在 $t=6$ s发生卡死故障时,执行机构和系统状态量的输出。

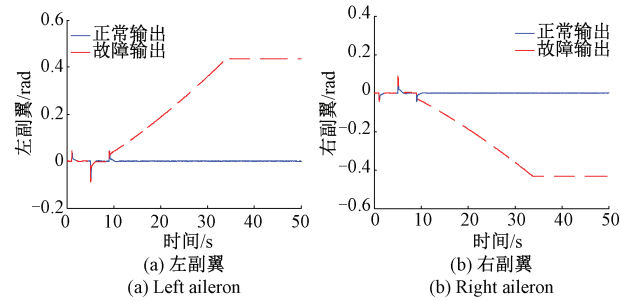
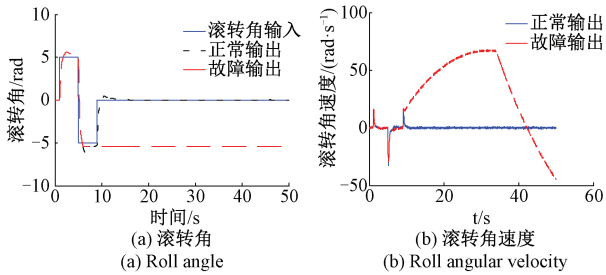


图 10 传感器卡死对执行机构输出的影响

Fig.10 The impact of sensor stuck on actuator output

从图 10 可以看出,当传感器卡死时,滚转角输出卡死在上一时刻值后不再变化,输出与控制输入之间保持一个恒定差值。在飞控计算机 PID 控制下,副翼偏转角不断增加来修正该差值,由于该差值一直存在,当副翼偏转角达到最大偏转限度后不再变化,达不到预期的控制效果,导致无人机失控。



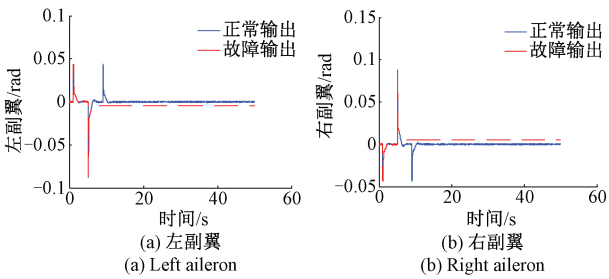
(a) 滚转角　(b) 滚转角速度
(a) Roll angle　(b) Roll angular velocity

图 11　传感器卡死对系统状态量的影响

Fig.11　The impact of sensor stuck on system state

2)执行机构故障数据生成

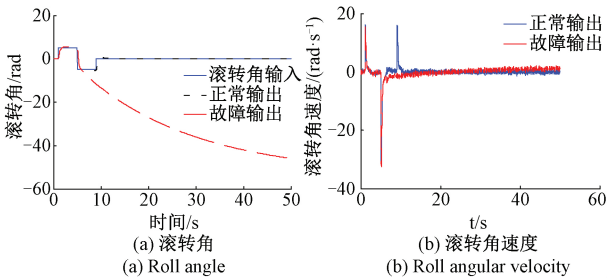
由于外部输入信号为滚转角,且副翼对无人机滚转运动起主要的控制作用,因此将故障注入到无人机的左右副翼中。与传感器类似,在系统运行的第 6 s 时,左右副翼通道注入卡死故障,卡死故障的注入由 S 函数实现。图 12 和 13 所示为副翼在 $t=6$ s 发生卡死故障后执行机构和滚转角的输出。



(a) 左副翼　(b) 右副翼
(a) Left aileron　(b) Right aileron

图 12　副翼发生卡死故障后的输出

Fig.12　The output after the aileron has a stuck fault



(a) 滚转角　(b) 滚转角速度
(a) Roll angle　(b) Roll angular velocity

图 13　副翼卡死对系统状态量的影响

Fig.13　The impact of aileron stuck on system state

当副翼发生卡死故障后,副翼偏转角保持在上一时刻值不再变化,舵机始终存在一个控制角度,从而使滚转角一直变化,与给定控制信号的差值不断增大,导致无人机失控,造成严重后果。

3)故障模型对故障数据生成的影响

通过 1)和 2)分析可知,在确定故障模型时,不同故障类型、故障注入节点、故障大小等都会对仿真生成的数据产生影响。分别选取了不同的故障注入节点、不同的故障类型和不同的故障大小,在仿真模型上进行故障注入,生成对应故障模型下的故障数据,分别如图 14、15 和 16 所示,其中参数设置与 1)和 2)一致。

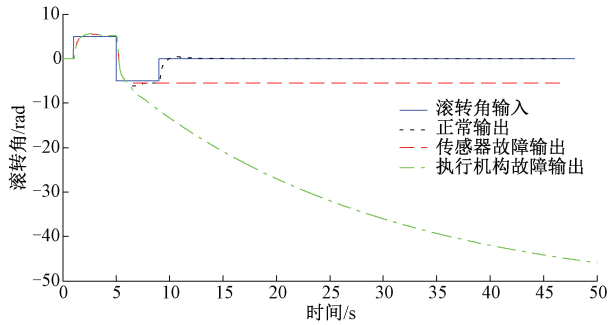


图 14　不同故障注入节点对故障数据生成的影响

Fig.14　The impact of different fault injection nodes on fault data generation

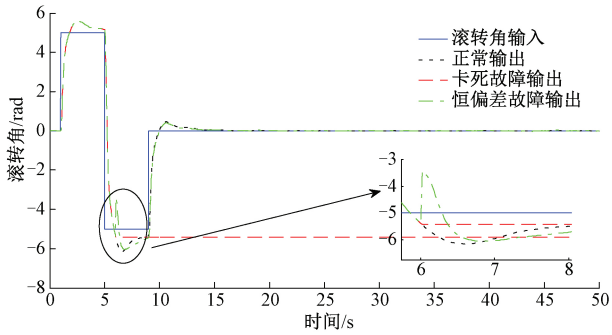


图 15　不同故障类型对故障数据生成的影响

Fig.15　The impact of different fault types on fault data generation

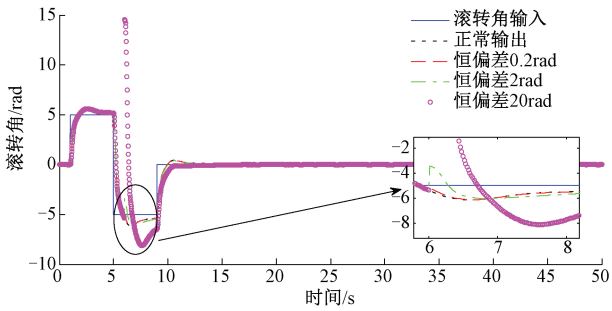


图 16　不同故障大小对故障数据生成的影响

Fig.16　The impact of different fault sizes on fault data generation

图 14 为不同故障注入节点对滚转角输出的影响。从图 14 可以看出,当传感器卡死时,滚转角传感器的输出始终保持上一时刻的值,导致滚转角与控制输入始终保持一个恒定差值;当执行机构卡死时,执行机构的输出

不再变化,不能响应飞控计算机的输出指令,不能对差值进行修正,从而使输出滚转角与输入值之间的差值不断增加。

图 15 为不同故障类型对滚转角输出的影响。当传感器发生卡死故障时,滚转角输出与输入值始终存在恒定差值,使副翼偏角不断增大直至饱和。卡死故障发生后,通过飞控系统自身不能修正该差值,会导致无人机失控,造成严重后果。当传感器在第 6 s 发生恒偏差故障时,虽然在该时刻传感器所测滚转角输出增加了 2 rad,使滚转角输出与输入之间的差值增大,但在飞控计算机的闭环控制下,可以实现无差调节。

图 16 为在 0.2、2 和 20 rad 3 个不同偏差值下,传感器恒偏差故障对滚转角输出的影响。从图 16 可以清楚地看出,当偏差值为 0.2 rad 时,副翼只需微小调节便可使系统恢复正常,故障特征不明显,对检测带来困难,不利于不同的故障检测算法的对比验证。当偏差值为 20 rad 时,副翼需偏转很大角度来修正该差值,故障特征非常明显,不需要利用故障检测算法亦可以发现故障,无实际应用价值。

通过实际仿真实验证明,在通过故障注入与故障仿真生成故障数据时,通过合理选择故障类型、故障注入位置、故障大小等,会对后续故障诊断、健康管理等工作产生事半功倍的效果。

4)基于 OCSVM 的故障检测

前文已经详细介绍了执行机构和传感器不同故障模式下的故障数据生成方法,为了证明利用该方法生成的故障数据的可实用性,将利用 OCSVM,对上文生成的故障数据进行检测。OCSVM 作为一种典型的无监督的检测算法,具有较强的非线性数据处理能力,结构简单,不需要系统复杂的物理机制,在较少的训练样本下能获得较高的检测精度,计算效率高,实时性好,在故障检测领域具有广泛应用[21]。

在前文所述的故障类型中,选取传感器的恒偏差故障作为检测对象,所得到的 ROC 曲线如图 17 所示,ROC 曲线下的面积,即 AUC=0.950。从图 17 可以看出,利用 OCSVM 方法可以获得较好的检测效果,说明了利用本文方法生成的故障数据,可应用于故障检测算法等的验证中,进而体现了本文的故障数据生成方法具有实际的工程意义。

4 结 论

针对无人机故障数据缺乏问题,本文提出了一种基于无人机仿真模型的全数字仿真方法来生成故障数据。首先利用实际数据对模型进行验证,证明了仿真模型的可信度。在仿真模型的基础上,依据执行机构和传感器

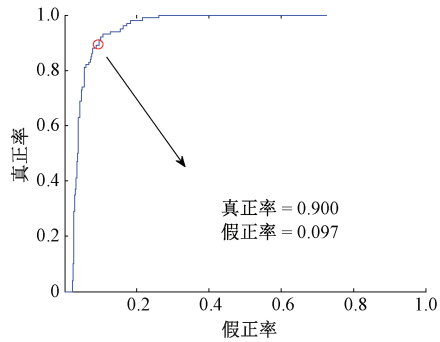


图 17 恒偏差故障检测结果的 ROC 曲线

Fig.17 The ROC curve of the bias fault detection result

的故障模型,进行故障注入与故障仿真,生成故障数据。同时,对故障类型、注入节点、故障大小等对故障数据生成的影响进行了详细实验分析,总结形成了一套基于飞控系统仿真模型生成故障数据的切实可行的方案。最后利用 OCSVM 对生成的故障数据进行检测,证明了本文的故障数据生成方法的有效性及工程价值。

参考文献

[1] 孔德胜. 某型固定翼无人机飞控系统的设计与仿真[D]. 北京: 北京理工大学, 2015.
KONG D SH. Flight Control system design and simulation for a certain fixed-wing UAV [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015.

[2] ZHANG Q, XIANG J, ZHANG Y. An active fault-tolerant control method for a low-cost and fixed-wing UAV [C]. IEEE Advanced Information Management, Communicates, Electronic and Automation Control Conference (IMCEC), 2016: 173-178.

[3] 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.

[4] 刘大同, 郭凯, 王本宽, 等. 数字孪生技术综述与展望[J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(11): 1-10.
LIU D T, GUO K, WANG B K, et al. Summary and perspective survey on digital twin technology[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(11): 1-10.

[5] 武宝军. 无人机飞行控制系统故障检测技术研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2007.
WU B J. Research on fault detection technology of UAV flight control system [D]. Xi′an: Northwestern Polytechnical University, 2007.

[6] ABOUTALEBI P, ABBASPOUR A, FOROUZANNEZHAD P, et al. A novel sensor fault detection in an unmanned quadrotor based on adaptive

neural observer [J]. Journal of intelligent & robotic systems, 2018, 90(3-4): 473-484.
[7] SHAO X, ZHANG J, ZHAO Z. The position servo system based on dSPACE [C]. Chinese Control and Decision Conference (CCDC), 2012: 2515-2519.
[8] ZHAO Y, SHI L, NI Y, et al. Modeling and real-time simulation of wind farm [C]. Asia-Pacific Power and Energy Engineering Conference (APPEEC), 2012: 1-4.
[9] TRUONG N V, VU D L. Hardware-in-the-Loop approach to the development and validation of precision induction motor servo drive using xPC target [C]. 2012 Ninth International Conference on Computer Science and Software Engineering (JCSSE), 2012: 159-163.
[10] OU-YANG G, ZHAO D M, ZHANG P. Agility evaluation and visualizing simulation of fighter post-stall maneuver missions [C]. Chinese Control Conference (CCC), 2015: 8838-8843.
[11] 张垚, 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.
ZHANG Y, XIAN B, YU Y P, et al. Study on visual hardware-in-the-loop simulation platform for quadrotor unmanned aerial vehicles [J]. Chinese Journal of Scientific Instrumentation, 2012, 33(1): 2572-2578.
[12] ZHANG Q, XIONG W, WANG H, et al. Research on pressure characteristics of a vehicle shift hydraulic system based on AMESim [C]. Chinese Control Conference (CCC), 2017: 10486-10489.
[13] LIU S, ZHANG G. The fault simulation methods of hydraulic system based on AMESim [C]. International Conference on Manufacturing Science and Engineering. Atlantis Press, 2015.
[14] KRAUS D, NEMECEK J. Low cost fixed wing UAV for development of control laws[C]. Proceedings of the 16th International Conference on Mechatronics, 2014: 234-241.
[15] LIU B, LI P. A stateflow based simulation of UAV multi-mode flight control [C]. Intelligent Control and Automation (WCICA), 2010: 3347-3352.
[16] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航航天大学出版社, 2005.
WU S T, FEI Y H. Flight Control System[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005.
[17] QI X, THEILLIOL D, QI J T, et al. A literature review on fault diagnosis methods for manned and unmanned helicopters[C]. International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), 2013: 1114-1118.
[18] CHAMSEDDINE A, AMOOZGAR M H, ZHANG Y M. Experimental validation of fault detection and diagnosis for unmanned aerial vehicles [M]. Handbook of Unmanned Aerial Vehicles. Springer, 2015:1123-1155.
[19] FUGGETTI G, GHETTI A, ZANZI M. Safety improvement of fixed wing mini-UAV based on handy FDI current sensor and a FailSafe configuration of control surface actuators [C]. Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace), 2015: 356-361.
[20] 李勇. 基于在线模型的飞行控制系统的故障诊断[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
LI Y. Fault Diagnosis of Flight Control System Based on online Model [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016.
[21] GUO K, LIU L, SHI S, et al. UAV sensor fault detection using a classifier without negative samples: A local density regulated optimization algorithm [J]. Sensors, 2019, 19(4): 771.

作者简介

彭宇,于 2004 年在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、可重构计算等。E-mail: pengyu@ hit.edu.cn

Peng Yu received his Ph. D. degree from Harbin Institute of Technology in 2004. Now, he works in Harbin Institute of Technology as a professor and doctoral supervisor. His main research fields include virtual instruments and automatic test technologies, prognostics and health management, and reconfigurable computing, etc.

刘大同(通信作者),分别在 2003 年 2005 年和 2010 年于哈尔滨工业大学获得学士学位、硕士学位和博士学位,现为哈尔滨工业大学教授、博士生导师,主要研究方向为自动测试技术、系统状态监测、工业大数据、数据驱动的故障预测和健康管理、锂离子电池管理等。
E-mail: liudatong@ hit.edu.cn

Liu Datong (Corresponding author) received his B. Sc., M. Sc. and Ph. D. degrees all from Harbin Institute of Technology in 2003, 2005 and 2010, respectively. He is currently a professor and Ph. D. supervisor in Harbin Institute of Technology. His main research interests include automatic test technology, system condition monitoring, industrial big data, data-driven prognostics and health management, and lithium-ion battery management.