

某型无人直升机飞行传感器故障模拟 与容错技术研究*

邱宏峰¹, 谢 勇², 陈照海², 刘小芳¹

(1. 浙江工业大学 机电工程学院, 浙江 杭州 310014; 2. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 210016)

摘要:针对某型无人直升机半实物仿真系统中传感器故障模拟与容错技术问题, 设计了无人直升机飞行传感器模拟系统来模拟大气数据计算机、无线电高度表、GPS 机载传感器等信号, 对无人直升机的高度、升降速率和速度进行了故障仿真、替代容错处理及模态容错处理, 提出了软件故障注入方法并实现了传感器模拟信号的注入, 采用 VC6.0 设计了以上 3 种传感器的故障注入程序, 实现了对无人直升机传感器故障容错设计的验证。研究表明, 采用该设计验证方式能准确验证无人直升机传感器故障容错的有效性。

关键词:无人直升机; 故障模拟和容错; 软件故障注入; 替代容错; 模态容错

中图分类号: TH76; V328.5

文献标识码: A

文章编号: 1001-4551(2010)08-0064-06

Study of unmanned helicopter flight sensor fault simulation and tolerant technology

QIU Hong-feng¹, XIE Yong², CHEN Zhao-hai², LIU Xiao-fang¹

(1. School of Mechanical Engineering, Zhejiang University of Technology, Hangzhou 310014, China;

2. Department of Automation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Aiming at the issues of a sensor fault simulation and tolerance technology researched in the hardware in the loop simulation system of unmanned helicopter, a unmanned helicopter flight sensor simulation computer was designed to simulate the signal of air data computer, radio altimeter and GPS. A software fault inject method was introduced and the sensor signal's injection was realized. The three sensors' fault tolerance programs were designed with VC6.0 and the sensors fault tolerance design of unmanned helicopter was verified. The result shows the availability of unmanned helicopter sensors fault tolerance.

Key words: unmanned helicopter; fault simulation and tolerance; software fault inject; replace tolerance; model tolerance

0 引 言

目前在国内外无人直升机飞行控制半实物仿真试验中, 由于某些机载传感器不宜采用实物接入半实物仿真系统中, 如 GPS、大气数据计算机和无线电高度表, 而普遍都是以飞行控制计算机直接输出的飞行参数信息作为反馈信息直接输出给仿真计算机模型^[1], 较实际飞行时传感器信号的采集更理想化, 不能考虑到传感器出现故障时的情况以及采取传感器的容错控

制策略^[2-3]。本研究旨在设计一套无人直升机传感器仿真系统, 在半实物仿真系统中接入传感器仿真机来模拟这些传感器^[4]。传感器仿真数据通过在仿真机上扩展的多串口按照实际数据包格式输出至飞控计算机相应的串口, 从而进行半物理仿真试验。

本研究主要完成: 无人直升机机载传感器故障的模拟技术的研究、半实物仿真系统流程的研究、传感器故障处理和模态转换处理两种故障容错技术的研究^[5-6]。

1 故障模拟技术

在实验室环境下,如何模拟失效是进行容错系统性能与功能验证的关键。故障注入是一种模拟产生故障的技术,它是通过人为的手段在被验证系统之中设置硬件或软件故障,从而缩短了故障的潜伏期,使系统的失效得以发生,进而可以验证针对故障的容错设计的有效性^[7-8]。故障注入技术分为硬件注入法和软件注入法,软件故障注入不需要增加昂贵的附加硬件,对目标系统的硬件环境没有损坏,能够方便地跟踪目标程序的执行而且又容易回收数据,既能注入软件故障也能注入硬件故障,这些都是硬件故障注入难以实现的,故本研究采用软件注入^[9-10]。

软件故障注入通过对程序语句或数据的删除、增加或改变延迟特性来模拟故障,主要是通过改变程序内存映像中的内容,或利用程序变异的方法来注入故障^[11]。根据故障注入的时机不同,软件故障注入可分为编译时注入和运行时注入,也称为静态注入和动态注入。静态注入指的是在目标程序的内存映像被加载和执行前,通过改变目标程序的源代码或编译码,达到修改目标程序指令的目的,从而把故障注入到目标程序中。故障注入产生了一个错误的软件内存映像,当系统执行这个错误的映像时,故障即被激活。静态注入适合于注入永久性故障。而动态注入是在程序运行期间,通过某种触发机制,触发故障注入,使程序将要执行的指令和数据等发生变化,即实现了故障注入。

由于单一信号可以由不同的传感器提供,从而形成了冗余,分析各传感器信号及特征,可以考虑在某个或某些传感器故障时采用冗余信息来替代故障传感器信息,以实现飞行控制系统的容错,提高可靠性。笔者通过在传感器仿真计算机中预先写入故障注入程序,来仿真出无人直升机的各种故障,实现对故障的控制和故障状态下各种数据的记录。通过在电缆线加入各种开关和干扰源可以很方便地实现对硬件故障的注入。

2 系统仿真流程

半实物仿真系统主要由 3 大部分组成:仿真计算机系统,物理效应设备(仿真环境),控制、制导与导航系统。无人直升机半实物仿真系统如图 1 所示。系统仿真流程如下:

(1) 地面测控装置通过 RS-232 通讯串口把控制指令传送给飞控计算机,同时飞控计算机也通过该通

讯串口把无人直升机的飞行角速率、飞行姿态、高度、速度、飞行模式、飞机位置等信号传送到地面测控装置,以便于仿真人员进行飞行仿真的过程监视。

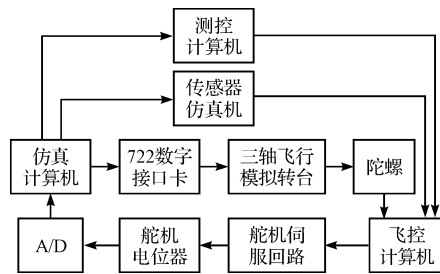


图 1 无人直升机半实物仿真系统示意图

(2) 飞控计算机把地面测控装置给定的控制指令,从传感器仿真机中送出的高度、升降速率、速度等信号,以及从发动机转速模拟器送出的发动机转速信号,与从三轴飞行仿真转台上传感器实际测得的模拟无人直升机角速率信号、航向角信号、姿态角信号等进行综合比较,按设定的控制规律进行闭环反馈控制,其控制信号再经过伺服控制与驱动器放大后驱动无人直升机的执行机构(即电动伺服舵机)。

(3) 无人直升机模型仿真计算机采集舵机位移反馈信号,实时解算出飞行动力学模型后,输出控制指令控制三轴飞行仿真转台模拟飞机三轴的位置变化,利用固定在转台中心的陀螺和磁航向计测得飞机的姿态角及其角速率、磁航向信号。

这样,整个无人直升机仿真系统就将真实的控制器、执行机构和传感器包括进回路,从而进行半实物仿真试验。

3 传感器故障模拟

传感器故障检测:该飞控系统采用几种工程上应用的简单方法来对传感器信号进行检测,主要采用信息冗余检测(如串口通讯中加校验和、帧头等信号)、进行数据连续性判断、数据范围检测等故障判断措施。

大气数据计算机、无线电高度表、GPS 数据故障判断措施:

- (1) 数据超出正常范围;
- (2) 跳点超出一定范围,而且在 5 s 之内没有恢复正常;
- (3) 校验出错连续 100 次(约 2.5 s)或信号中断 10 s。

以上任一条件满足,视为传感器故障,相应传感器退出工作后,任何控制程序段均不再采用其信号。

在仿真程序中,根据故障现象,实现对系统中所采用的 GPS、大气数据计算机、无线电高度表传感器的故障模拟,包括数据不连续跳点、通讯中断、丢星等故障的模拟。仿真界面设置了相应的故障触发按钮,其具体实现如下:

(1)当按下限制设置键之后,控制程序把传感器值设定为一个超出正常范围的值来模拟故障;

(2)按下跳点设置键之后,控制程序把当前高度给定值加上 250 m,或速度模拟值加上 30 m/s 来模拟跳点;

(3)当点击“中断”按钮后,仿真机程序中断、发送相应的传感器模拟信号;

(4)当点击“错误”按钮后,各传感器校验和位置为 0,实现校验和出错仿真,来模拟传感器错误故障。

另外, GPS 故障仿真还设置了 GPS 丢星故障按键,当按下此按钮后,仿真程序中降低 GPS 仿真信号精度,在飞控计算机中通过对 GPS 信号精度的检测来判断是否丢星。软件故障注入界面用 VC6.0 编写,如图 2 所示。

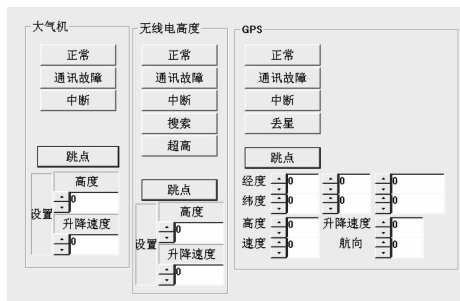


图 2 传感器故障注入界面

4 传感器故障处理

由于受到无人直升机重量及成本限制,传感器容错不宜采用硬件的冗余备份容错方式,而是根据不同传感器之间的信息冗余进行简单的容错处理。当传感器出现故障时,分两种情况进行故障容错处理:①当存在可替代信号时,可以采用替代信号来继续执行任务,实现容错;②当没有替代信号时,根据控制需求改变飞机的飞行模态,实现安全飞行。

由于单一信号可以由不同的传感器提供,从而形成了冗余,通过分析各传感器信号及特征,可以考虑在某个或某些传感器故障时采用冗余信息来替代故障传感器信息,以实现飞控系统的容错,提高可靠性。

4.1 高度、升降速率信号容错处理

正常空中飞行时采用大气数据计算机测得的气压

高度和升降速率信号进行高度控制,当大气数据计算机故障时,采用 GPS 测得的海拔高度和升降速率替代气压高度传感器信号。当 GPS 和大气数据计算机均故障时,考虑采用无线电高度表测得的高度信号代替。逻辑关系可以表示如下:

$$\text{If(大气数据计算机正常)} H = H_{\text{大气机}}, \dot{H} = \dot{H}_{\text{大气机}};$$

$$\text{If(大气数据计算机故障并且 GPS 正常)} H = H_{\text{GPS}},$$

$$\dot{H} = \dot{H}_{\text{GPS}};$$

$$\text{If(大气数据计算机故障并且 GPS 故障)} H = H_{\text{无线电}}。$$

$H_{\text{大气机}}$ 和 H_{GPS} 分别表示大气数据计算机高度和 GPS 高度, $\dot{H}_{\text{大气机}}$ 和 \dot{H}_{GPS} 表示大气数据计算机升降速度信号和 GPS 升降速度信号, $H_{\text{无线电}}$ 表示无线电高度表高度。着陆过程中或者起飞离地前,采用无线电高度表信号参与纵向控制,但是当无线电高度表出现故障时采用大气数据计算机或 GPS 高度信号。在仿真中假设基准海拔高度为 1 050 m,在相对高度处于 300 m 时设置大气数据计算机故障,仿真曲线如图 3 所示。

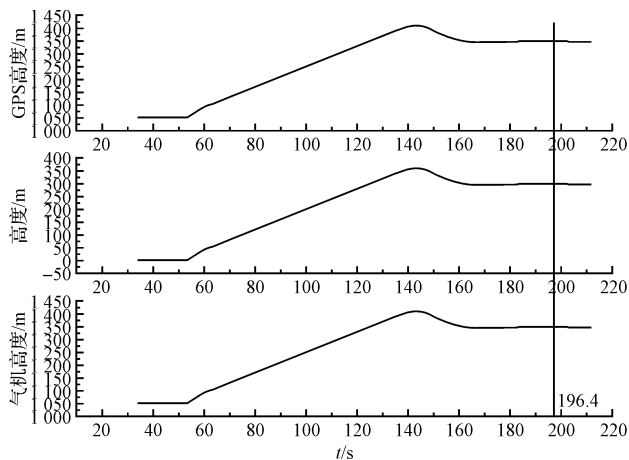


图 3 高度信息故障容错处理仿真曲线

在仿真中为了区别 GPS 和大气数据计算机的高度信号,设定 GPS 高度比大气数据计算机的高度大 5 m,在 196.4 s 时设置大气数据计算机故障,系统自动切换高度信号即以 GPS 高度来替代大气数据计算机高度。从图中可以看出在数据切换时高度信号向上跳跃 5 m,但整个过程平滑而不影响飞行过程。

4.2 速度信号融合处理

正常情况下主要采用 GPS 测得的地速进行监控,当 GPS 出现故障时,采用大气数据计算机测得的空速来代替 GPS 地速。逻辑关系可以表示如下:

$$\text{If(GPS 故障)} V = V_{\text{大气机}}; \text{Else } V = V_{\text{GPS}}$$

$V_{\text{大气机}}$ 和 V_{GPS} 分别表示大气数据计算机速度和 GPS 速度,下滑过程中某处仿真设置 GPS 故障,观察无人直升机的下滑过程速度信号冗余情况,其曲线如

图 4、图 5 所示。在下滑过程第 441.2 s 处设置 GPS 故障,当 GPS 故障时以大气数据计算机的速度信号代替 GPS 速度信号,但同时由于 GPS 故障导致无人直升机将无法着陆,系统自动将无人直升机拉起至安全设定高度并保持当前航向进行平飞,从图中可以看出 GPS 故障后升降速率变化很大,将无人直升机拉起至 200 m 高度时升降速率再变为零。

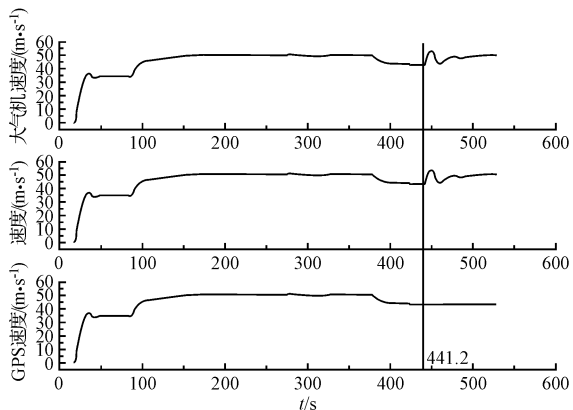


图 4 GPS 故障容错处理仿真速度曲线

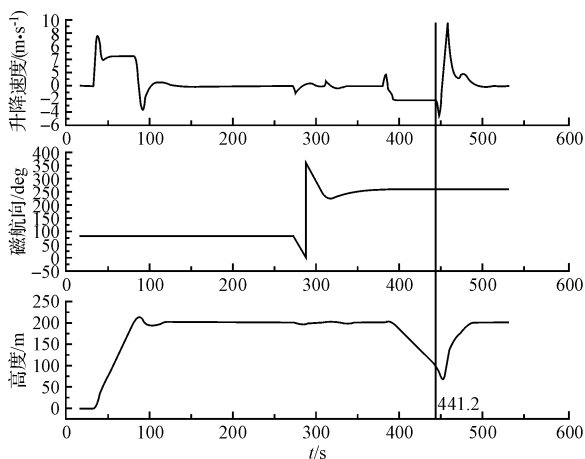


图 5 GPS 故障容错处理高度和磁航向曲线

4.3 航向信号融合处理

当磁航向计故障时,采用 GPS 测得的航迹角来代替磁航向。其逻辑关系表示如下:

If(磁航向传感器故障并且 GPS 正常)

$$Heading = Heading_{GPS};$$

$$\text{Else } Heading = Heading_{\text{磁航向}}.$$

这里 $Heading$ 表示控制系统所用航向信号, $Heading_{GPS}$ 表示 GPS 航向信号, $Heading_{\text{磁航向}}$ 表示磁航向计的航向信号。仿真中在转弯后设置磁航向传感器故障,其仿真曲线如图 6 所示。

图 6 中在 170 s 转弯结束后设置磁航向计故障,系统自动切换航向信号,并采用 GPS 航向信号来替代磁航向计以使无人直升机能正常飞行。

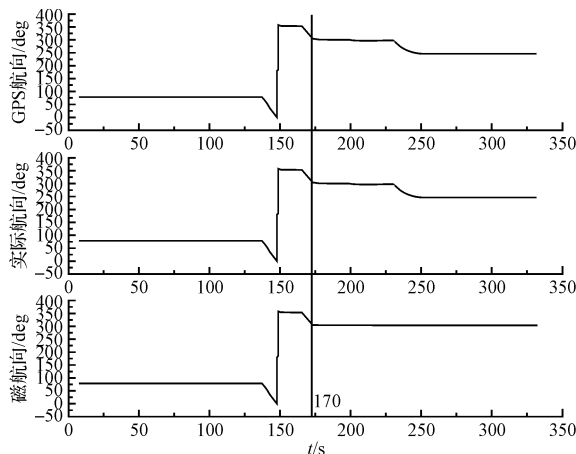


图 6 航向信息故障处理仿真曲线

5 模态转换容错处理

根据飞行任务要求,将飞行过程划分成几个不同的飞行控制模式。在飞行过程中,无人直升机接收地面的遥控指令后进行指令分析,使无人直升机模态分别处于相应的飞行控制模式。无人直升机各个模态包括的飞行控制模式有:

- (1) 俯仰姿态保持与控制模态:人工、平仰、爬升、下滑、起飞、着陆;
- (2) 滚转姿态保持与控制模态:人工;
- (3) 高度保持与控制模态:自主、起飞、定高、平飞、返场、着陆、复飞、航点切入;
- (4) 航向保持与控制模态:航向保持(定向)、直飞、起飞、复飞;
- (5) 自主导航模态:自主、起飞、返场、着陆、航点切入。

在传感器出现故障的情况下,必要时需要进行飞行模态转换来保证无人直升机安全飞行。在 GPS、大气数据计算机和磁航向计均发生故障情况下,采用飞行模态转换来保证无人直升机安全飞行。分别表示如下:

(1) 遥控遥测通讯故障:当较长时间未收到地面遥控信号,无人直升机将处于失控飞行方式,平直飞 2 min 后返场回收。

(2) GPS 故障 20 s 以上,判断为故障,此时无法进行自主导航控制,当处于自主、返场模式时平滑切换到直飞、平飞模式。

(3) 正常着陆纵向轨迹分两段进行高度控制,分别为直线下滑段和指数拉平段。若在 GPS 故障情况下要求着陆,则采取地面人工遥控引导无人直升机飞至着陆点后开始着陆,纵向模式采用俯仰姿态角控制着陆,人工控制其沿着跑道方向直飞。着陆各个过程

姿态控制如下：①直线下滑段，俯仰角给定 -9.5° ，进入直线下滑以前无人直升机的发动机应改为慢车工作状态，以便减小直线下滑段开始时无人直升机的飞行速度。②拉平段，为了使飞机在进入段中的下滑率逐渐减小，经仿真后俯仰角姿态控制过程确定为：拉起开始俯仰角以 $0.3^\circ/\text{s}$ 增加，15 m 高度开始俯仰角以 $0.5^\circ/\text{s}$ 增加，3 m 后以 $1.4^\circ/\text{s}$ 增加，该控制策略既保证了下滑速度，同时使接地时飞机抬头，主轮先接地。在着陆前设置 GPS 故障，着陆过程的半物理仿真曲线如图 7 所示。

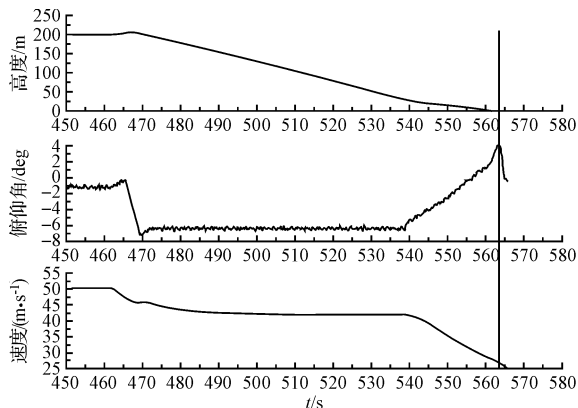


图 7 GPS 故障情况下的着陆仿真曲线

从图 7 仿真曲线中可以看出，563.28 s 时飞机着地，接地时大气数据计算机测得的速度为 26.97 m/s，俯仰角为 4.09° ，接地时的升降速度为 -0.66 m/s 。可见通过笔者设计的 GPS 故障时的着陆控制方案可以保证飞机安全着陆，各项性能指标均达到了着陆要求。

进入拉平段以后 GPS 发生故障时的处理情况采用与上述相似的控制方案，仅控制量大小稍有调整，仿真曲线如图 8 所示。

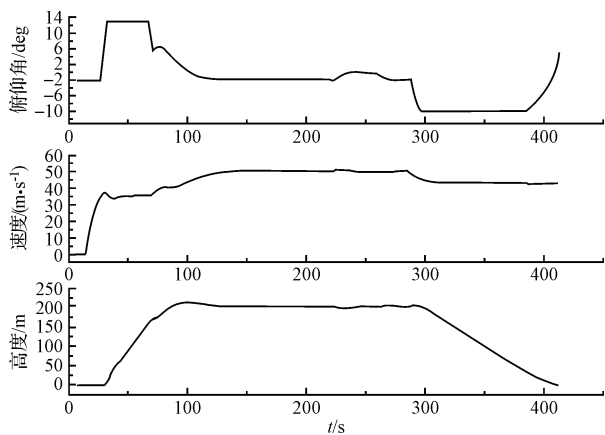


图 8 拉平时 GPS 故障仿真曲线

图 8 中着陆过程高度信号为无线电高度表测得的高度信号，GPS 故障对低高度阶段高度影响不大，但是 GPS 失效后，大气数据计算机的速度信号在着陆阶段

误差很大而不能用来控制无人直升机着陆，所以在 GPS 失效后控制无人直升机的俯仰角给定信号使飞机最大程度地安全着陆。从仿真效果看，在拉平段 GPS 故障后，无人直升机仍能着陆。

(4) 若着陆下滑过程中 GPS 故障，则纵向改为 200 m 定高飞行；横向均改为直飞，再通过人工控制引导其进行姿态控制着陆。

(5) 当磁航向计及 GPS 均故障时，无航向信号进行航向控制，则横向模式为直飞或定向模式时改为平仰模态（俯仰姿态给定 2° ）。

(6) 大气数据计算机和 GPS 均故障时，无线电高度表正常时，无法返场或自主飞行，此时纵向模式改为以当前高度值平飞。仿真中在无人直升机进入自主后设置 GPS 和大气数据计算机故障，此时高度超出无线电高度表测量范围，仿真曲线如图 9 所示。

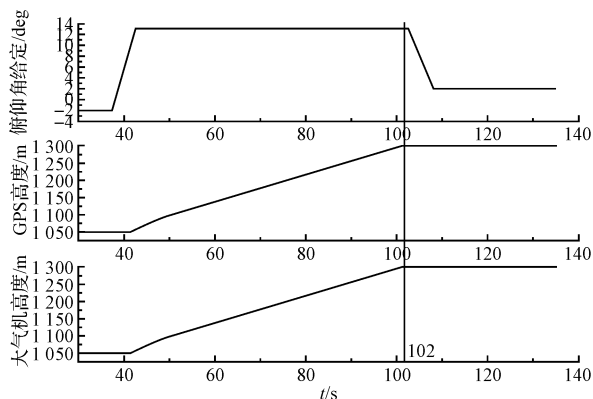


图 9 定位 GPS 和大气数据计算机同时故障仿真曲线

在 102 s 时 GPS 和大气数据计算机同时故障，此时 GPS 的高度和速度信号均不能用，大气数据计算机的高度信号也不能用，同时高度超出无线电高度表测量范围，系统无法进行返场着陆，系统选择姿态角改 2° 平飞模式。

(7) 当无线电高度表、大气数据计算机和 GPS 均故障时，无任何高度信号，无法进行高度控制，纵向返场、自主、平飞、定高飞行模态均不能继续，改为俯仰角保持给定 2° 值平仰模式。

6 结束语

本研究在常规无人直升机半实物仿真系统中加入传感器仿真器，设计了传感器的故障模拟方法和传感器发生故障后的故障处理和容错技术。首先分析了系统所使用的传感器及各传感器间的信息冗余和传感器在系统仿真中的实现，根据传感器的不同信息冗余在飞行控制系统中所参与的控制回路，研究和仿真了传

短路故障可以包括这些动态过程,使得模型验证更加具有可靠性。

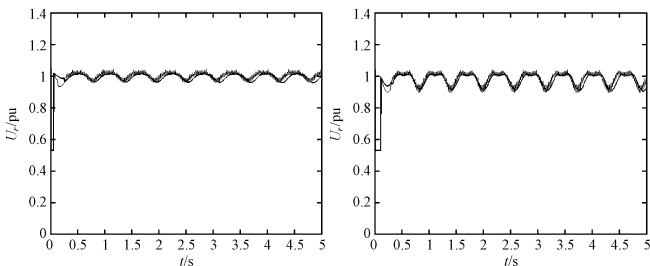


图 8 逆变侧短路 0.05 s 切除时的机端电压曲线
图 9 逆变侧短路 0.1 s 切除时的机端电压曲线

由不同故障地点以及不同切除时间情况下两种模型的响应曲线比较,可以看出基于全状态直流模型系统的机端电压曲线和基于 CDC4 直流模型系统的机端电压曲线几乎一致,因此验证了所提出的全状态直流模型的正确性。

4 结束语

基于文献中常见的 EPRI 直流模型以及电力系统分析软件 PSS/E 中的 CDC4 直流模型,本研究提出了一种包含 7 个状态的全状态直流模型,并通过仿真进行了模型验证。这种全状态直流模型既具有良好的控制系统,又包含完整的运行状态,很好地满足了交直流系统稳定分析的要求。

参考文献(References):

- [1] ARABI S, KUNDUR P, SAWADA J H. Appropriate HVDC transmission simulation models for various power system stability studies[J]. **IEEE Transactions on Power Systems**, 1998, 13(4):1292 - 1297.
- [2] JOHNSON B K. HVDC models used in stability studies[J]. **IEEE Transactions on Power Delivery**, 1989, 4(2):1153 - 1163.
- [3] MAO Xiao-ming, ZHANG Yao, YE Feng, et al. Selection of HVDC models for stability studies[C]//3rd International Conference on Deregulation and Restructuring and Power Technologies, 2008:1933 - 1937.
- [4] IEEE COMMITTEE. Functional model of two-terminal HVDC systems for transient and steady-state stability[J]. **IEEE Transactions on Power Apparatus and Systems**, 1984, 103(6):1249 - 1255.
- [5] ARRILLAGA J. High Voltage Direct Current Transmission[M]. London: Peter Peregrinus, 1983.
- [6] DEMARCO C L, CANIZARES C A. A vector energy function approach for security analysis of AC-DC systems[J]. **IEEE Transactions on Power Systems**, 1992, 7(3):1001 - 1011.
- [7] CANIZARES C A, ALVARADO F L, DEMARCO C L, et al. Point of collapse methods applied to AC-DC power systems[J]. **IEEE Transactions on Power Systems**, 1992, 7(2):673 - 683.
- [8] 黄莹,徐政,贺辉. 电力系统仿真软件 PSS/E 的直流系统模型及其仿真研究[J]. **电网技术**, 2004, 28(5):25 - 29. [编辑:张翔]

(上接第 68 页)

传感器出现故障后的信息替换及系统工作模式的转换,积累了传感器容错技术的经验。仿真结果表明,通过所设计的传感器替代容错和飞行模态转换容错方法,能够有效地检测出传感器故障并进行容错处理,使得无人直升机能够正常飞行。

参考文献(References):

- [1] LOEGERING G, HARRIS S. Landing dispersion results-global hawk auto-land system[J]. **AIAA**, 2006, 22(4):20 - 23.
- [2] 杨伟,章卫国,刘小雄. 容错飞行控制系统[M]. 西安:西北工业大学出版社, 2007:83 - 117.
- [3] 秦永元,牛惠芳. 系统故障检测理论在容错组合导航设计中的应用[J]. **西北工业大学学报**, 1998, 16(3):396 - 400.
- [4] 余德义. 飞行控制系统实物在回路中的仿真[J]. **南京航空航天大学学报**, 1995, 27(2):281 - 283.
- [5] 陈娜. 多传感器系统的仿真模型研究[J]. **无线电工程**, 1997, 27(4):58 - 61.
- [6] 周东华,叶银忠. 现代故障诊断和容错控制[M]. 北京:清华大学出版社, 2000.
- [7] 徐章遂,房立清,王希武,等. 故障信息诊断原理及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 2000.
- [8] 袁锁中. 数字式无人直升机飞行控制系统研制[J]. **计算机测量与控制**, 2003, 11(1):5 - 10.
- [9] LIU Yong, GALATI D, MANVAN A S. Nash Strategies with Distance Discount Factor in Target Selection Problems[C]//Proceeding of the 2004 American Control Conference. Boston: [s. n.], 2004:130 - 135.
- [10] NIKOLOS I K, VALAVANIS K P, SOURVELOUDIS T N C, et al. Evolutionary algorithm based offline/online path planner for UAV navigation[J]. **IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics-Part B: Cybernetics**, 2003, 12(5):200 - 207.
- [11] WANG Sheng-wen, HONG Bin-rong. Fault injection system for automatic testing system[J]. **Journal of Harbin Institute of Technology**, 2003, 10(3):321 - 324. [编辑:张翔]