

基于检测滤波器的俯仰角速率传感器故障检测研究

段江涛, 陈怀民, 王 亮

(西北工业大学 无人机特种技术国家重点实验室, 陕西 西安 710065)

摘要: 针对飞控系统俯仰角速率传感器故障情况复杂以及故障检测困难的问题, 通过分析飞控系统俯仰角速率传感器的故障种类和故障模式, 建立不同情况相关数学模型; 依据检测滤波器法检测系统故障的原理, 设计飞控系统俯仰角速率传感器故障检测的滤波器; 在某飞机处于 $M\alpha=0.8$, $H=50\text{m}$ 的飞行状态, 利用 Matlab 和 Simulink 对飞控系统俯仰角速率传感器故障检测进行仿真验证, 仿真表明所建立的飞控系统传感器故障数学模型是正确的, 同时表明滤波器检测故障的方法可以高效地检测出飞控系统俯仰角速率传感器的故障。

关键词: 飞行控制系统; 故障检测; 检测滤波器; 故障门限

Pitch Angle Sensor Fault Detection Based on Detection Filter

Duan Jiangtao, Chen Huaimin, Wang Liang

(National Laboratory of UAV Special Technology, Northwestern Polytechnic University, Xi'an 710065, China)

Abstract: Analyses flight control system sensor fault types and failure modes to establish the different mathematical models. Detection filter is designed according to the principle of system failure. Flight simulation results show that the flight control system established mathematical models of sensor fault is correct, also shows that fault detection filter method can efficiently detect the flight control system pitch rate sensor fault.

Key words: flight control system; fault detection; detection filter; failure threshold

0 引言

在飞行控制系统中使用了大量的传感器, 如陀螺角速度传感器、加速度传感器、迎角传感器、俯仰角传感器和侧滑角传感器, 还有一些测压力、风速、转速以及液体流量的传感器。这些传感器的测量信息多数用于反馈控制、自动导航、飞机控制律计算和飞行控制系统的动态监控过程。由于飞控系统传感器的结构比较精细, 工作的环境变化大等诸多因素导致飞控系统传感器子系统比其他子系统更容易发生故障。同时传感器的故障伴随着整个飞控系统的工作不稳定, 很大程度上降低了飞机完成任务的可靠性, 导致飞机操纵人员的安全受到影响。目前国内外对飞控系统各种传感器工作的可靠性研究十分重视, 对飞控系统传感器的故障检测问题提出了很多方法, 主要有基于观测器的故障检测方法和基于检测滤波器的方法, 近来还有不少研究人员提出基于神经网络的飞控系统传感器故障检测方法, 针对某些飞控传感器很大程度上提高了故障的检测率。

本文通过对飞控系统传感器的故障情况进行描述, 针对飞控系统传感器出现的典型故障模式建立了数学模型, 同时对飞控系统俯仰角速率传感器的典型故障给出了仿真验证。

1 传感器故障模式及其数学模型描述

飞控系统传感器故障的种类有很多种, 测角速率的传感器基本上基于陀螺仪工作原理, 它的故障种类有: 陀螺仪转动失

灵、陀螺仪弹簧形变非线性、信号转换器故障、陀螺阻尼器工作故障等。飞控系统俯仰角速率传感器是基于陀螺仪的工作原理, 因此在分析俯仰角速率传感器的故障情况时可以参考陀螺仪出现的不同故障。由于飞控系统中各传感器的工作原理不同, 工作环境不同导致故障情况的多样化, 但是总体上来看飞控系统传感器的故障还是有一定的规律性。

常见的飞控系统传感器有卡滞、恒增益、恒偏差和完全失效 4 种故障模式, 令 y_{out} 为传感器的实际输出值, y_{in} 为传感器正常时的响应输出值, 则传感器故障模式的数学描述为:

(1) 传感器卡滞故障: $y_{out}(t) = C$, C 为常数。

(2) 传感器恒增益故障: $y_{out}(t) = \alpha \cdot y_{in}(t)$, α 为增益系数。

(3) 传感器恒偏差故障: $y_{out}(t) = y_{in}(t) + b$, b 为常数。

(4) 完全失效故障: $y_{out}(t) = \begin{cases} y_{in}(t), & t = 0 \\ 0 & t \neq 0 \end{cases}$

上述传感器四种故障, 可能会导致控制器误操作, 由于误操作将改变被控对象的动态方程, 对于实际的控制系统的动态方程, 传感器故障的空间状态描述方程为:

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) = Cx(t) + Qf_s(t) \end{cases}$$

式中, $x(t) \in \mathbf{R}^n$ 为系统的状态向量; $u(t) \in \mathbf{R}^q$ 为系统输入的控制向量; $y(t) \in \mathbf{R}^m$ 为系统的观测向量, 在本文中指的是传感器系统输出向量; $A \in \mathbf{R}^{n \times n}$ 为系统状态矩阵, $B \in \mathbf{R}^{n \times q}$ 为系统的输入矩阵, $C \in \mathbf{R}^{m \times n}$ 为系统的输出矩阵, $Q \in \mathbf{R}^{m \times h}$ 为传感器故障的配置矩阵, $f_s(t) \in \mathbf{R}^h$ 为传感器对实际系统的输出影响函数。

2 故障检测滤波器

飞控系统传感器无故障时的动态空间状态方程为:

收稿日期: 2010-08-19; 修回日期: 2010-09-25。

作者简介: 段江涛(1986-), 男, 陕西铜川人, 硕士研究生, 主要从事软件工程方向的研究。

陈怀民(1963-), 男, 安徽涡阳人, 教授, 硕士生导师, 主要从事飞行控制与仿真验证方向的研究。

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \right\}$$

飞控传感器故障检测滤波器满足下面的线性观测器状态方程:

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{x}}(t) &= A\hat{x}(t) + Bu(t) - K[y(t) - \hat{y}(t)] \\ \hat{y}(t) &= C\hat{x}(t) \end{aligned} \right\}$$

上式中, \hat{x} 是状态估计值, K 是检测滤波器增益矩阵。根据状态残差的定义, 上述系统的状态残差为:

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$$

输出误差为:

$$\gamma(t) = y(t) - \hat{y}(t)$$

则残差方程改写为:

$$\begin{aligned} \dot{e}(t) &= \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}(t) = Ax(t) + Bu(t) - A\hat{x}(t) - Bu(t) - \\ &\quad K(y(t) - \hat{y}(t)) = (A - KC)e(t) \end{aligned}$$

根据上面提到的飞控系统传感器故障状态方程可以得到, 传感器发生故障时的残差方程和输出误差方程为:

$$\left. \begin{aligned} \dot{e}(t) &= (A - KC)e(t) - Qf_s(t) \\ \gamma(t) &= Ce(t) + Qf_s(t) \end{aligned} \right\}$$

飞控传感器的实际系统及其检测滤波器的动态模型如图 1 所示, 系统传感器的实际输出 $y(t)$ 与模型输出 $\hat{y}(t)$ 之间的测量误差 $e(t)$ 通过所设计的检测滤波器增益矩阵 K 反馈到系统模型的输入端^[1]。

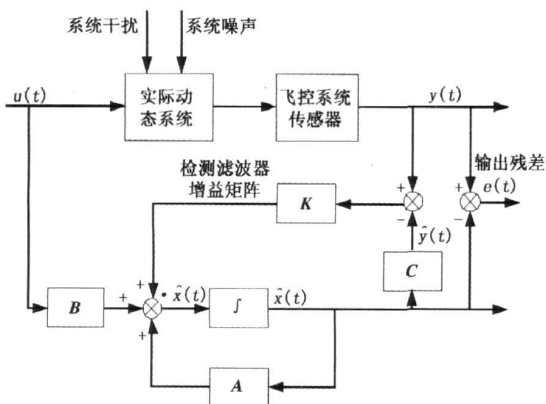


图 1 飞控系统传感器故障检测滤波器

检测滤波器本身是一种线性化的滤波器技术, 它是用于闭环系统的一种特殊观测器, 通过选择合适的观测器增益矩阵 K , 满足观测器增益矩阵的条件是矩阵 $(A - KC)$ 的特征值在 S 复平面的左半部分, 设计的目的是保证观测滤波器具有一定的稳定性, 所设计的检测滤波器增益矩阵不仅要满足 $(A - KC)$ 的特征值在 S 复平面的左半部分, 而且要通过动态系统的残差输出值能够判断出实际系统发生故障的情况^[2]。

检测滤波器故障检测的过程一般是将被控对象系统的故障输出固定在特定的方向上, 同时将传感器的不同种故障限定在一个平面内, 通过完成对检测滤波器的设计就可以达到对实际系统故障情况的检测。建立了一个合理的检测滤波器, 若检测滤波器能准确地跟踪系统的输出响应, 在不考虑系统受到噪声干扰的情况下, 检测滤波器的响应输出和实际系统的输出是相

同的, 当实际系统发生某些故障时, 由于滤波器的输出不能很好地反映实际系统的输出, 即输出残差不为零的情况, 根据系统残差的大小和残差向量的方向变化能检测出实际系统发生故障的情况。

3 飞控传感器检测滤波器的设计

对于飞行控制系统传感器的故障定义可以选择相应的对角阵来模拟, 当某一确定的飞控传感器发生相关故障时, 根据上文相关描述只影响系统部分输出, 假设故障事件组为:

$$F = [f_1 \ f_2 \ f_3 \ \cdots \ f_r]$$

采用故障矢量 f 、时间标量函数 $n(t)$ 为分析残差方程, 则残差方程可以改进为:

$$\dot{e}(t) = (A - KC)e(t) + fn(t)$$

由上式可以看出残差方程只包含故障矢量 f , 若故障矢量是可检测的, 可以通过检测相关的输出误差的方向来确定传感器发生了哪些故障, 同时故障能被检测的条件是输出误差处于特定的二维平面上。若 $(A - KC)$ 的所有特征值都处于 S 平面的左半平面上时, 表示被测系统是稳定的, 在时间 t 趋于 ∞ 时, 中增益矩阵的配置应该使误差得到控制。故障检测滤波器的增益矩阵 K 必须满足以下条件:

(1) $(A \ C)$ 是观测矩阵。

(2) $CF = [Cf_1, f_2, \dots, f_r]$ 的秩为 r , 判断系统输出可以分离条件。

(3) $r = m$, 检测滤波器可以识别系统故障的数目。

(4) $-(A - KC)$ 的所有闭环特征值 λ 不相同。

(5) 将故障向量 $f_i (i = 1, 2, \dots, r)$ 配置为 $(A - KC)$ 的特征向量, 设对应的特征值为 $\lambda_i (i = 1, 2, \dots, r)$ 满足式 $(A - KC)f_i = \lambda_i f_i (i = 1, 2, \dots, r)$ 。

为了检测出上述的故障 $f_i (i = 1, 2, \dots, r)$, 必须设计一个满足动态系统稳定性和可观测性的检测滤波器增益矩阵 K , 依据所给定实际系统判断其稳定性, 当加入故障向量后系统同样要保证一定的稳定性, 如果不满足相应系统的稳定性和可观测性可以通过动态的极点配置使系统处于稳定的状态^[3]。

通过满足上面的条件求得相应的检测滤波器增益矩阵 K , 观测加入检测滤波器之后系统的残差向量的变化, 通过飞控传感器采集数据的实际要求设置具体的故障检测门限值, 根据不同的传感器故障门限值判断飞控系统传感器的故障情况。

4 仿真实验及结果分析

仿真采用基于 MATLAB 的 SIMULINK 仿真软件和某飞机的气动数据, 在建立飞机纵向小扰动运动方程的仿真模型的前提下对飞控系统俯仰角传感器故障情况进行测量。

飞机的纵向小扰动运动方程为:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \right\}$$

$A \in \mathbb{R}^{n \times n}$ 为系统状态矩阵, $B \in \mathbb{R}^{n \times q}$ 为系统的输入矩阵, $C \in \mathbb{R}^{m \times n}$ 为系统的输出矩阵。 $x = [v \ \alpha \ \omega_z \ \theta \ h]^T$; $y = [v \ \alpha \ \omega_z \ \theta \ h]^T$; $u = [\delta_p \ \delta_q]^T$, v 为飞机飞行速度, α 为飞机迎角改变量, ω_z 为俯仰角改变量, θ 为倾斜角变化量, ϑ 为俯仰角变化量, h 为飞行高度变化量, δ_p 为升降舵偏转角变

化量、 δ 为驾驶员油门变化量。

代入某飞机在 $Ma=0.8$, $H=50\text{m}$ 的飞行状态数据可得系统状态矩阵为:

系统状态矩阵为:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1.5122 & 1 & 0 \\ 0 & -7.9101 & -3.0241 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & -272.24 & 0 & 272.24 & 0 \end{bmatrix}$$

系统输入矩阵为: $B =$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & -0.2779 \\ 0 & -26.3821 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

系统输出矩阵为: $C =$

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

如果飞控系统传感器发生了某种故障, 假设故障向量为下面单位矩阵 F 。

$$F = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

在 Matlab 里调用 $Qc = \text{ctrb}(A, B)$ 、 $n = \text{rank}(Qc)$ 判断系统的可控性, 把上文的矩阵 A 、 B 代入 $Qc = \text{ctrb}(A, B)$ 通过计算求得 Qc 的秩 $n = 4$ 表明系统不满足可控性。调用 $Qo = \text{obsv}(A, C)$ 、 $m = \text{rank}(Qo)$ 判断系统的可观性, 把矩阵 A 、 C 代入 $Qo = \text{obsv}(A, C)$, 通过计算求得 Qo 的秩 $m = 5$ 表明系统是可观的^[4]。

根据上文提到的传感器故障向量组 F , 取 $(A - KC)$ 的特征值为 $\lambda_1 = -1$ 、 $\lambda_2 = -2$ 、 $\lambda_3 = -3$ 、 $\lambda_4 = -4$ 、 $\lambda_5 = -5$ 。通过 Matlab 中方程组求解命令可以求出 $(A - KC) f_i = \lambda_i f_i$ ($i = 1, 2, \dots, r$) 得到检测滤波器增益矩阵 K , 所有的特征值都处于 S 平面左半部分, 系统满足可观性和可控性。表明通过上述计算求出的检测滤波器增益矩阵 K 满足飞控系统传感器故障检测要求。

$$K =$$

$$\begin{bmatrix} 1.0000 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.3252 & 1.0000 & -0.1626 & 0.1626 & 0 \\ 0 & -5.2734 & -0.0241 & 2.6367 & -2.6367 & 0 \\ 0 & 1.3333 & 1.0000 & 1.3333 & 2.6667 & 0 \\ 0 & -90.7467 & 0 & 181.4933 & 90.7467 & 5.0000 \end{bmatrix}$$

在 SIMULINK 中建立好正常系统的模型和检测滤波器的数学模型如图 2 所示, 用幅值为 0.25rad 方波输入信号进行系统仿真。

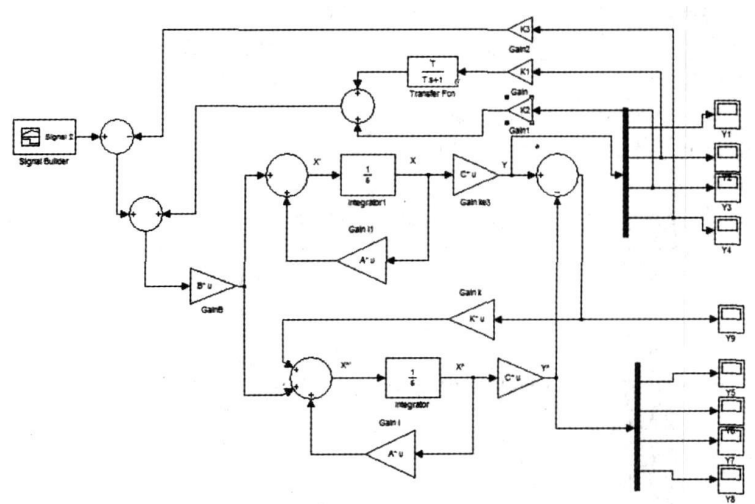


图2 系统 SIMULINK 仿真模型

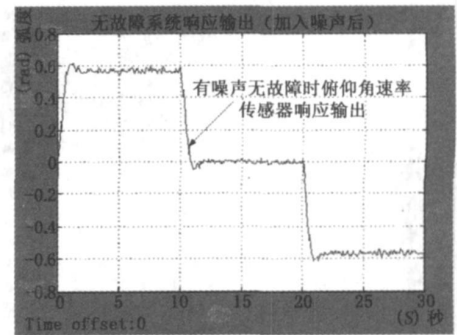


图3 无故障系统响应输出 (加入噪声后)

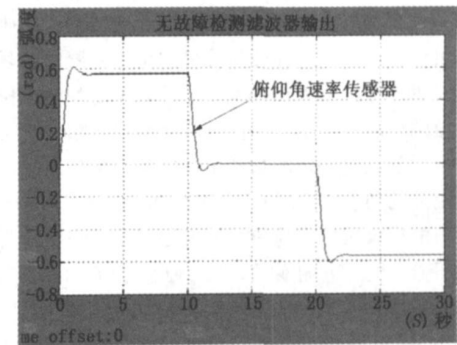


图4 无故障检测滤波器输出

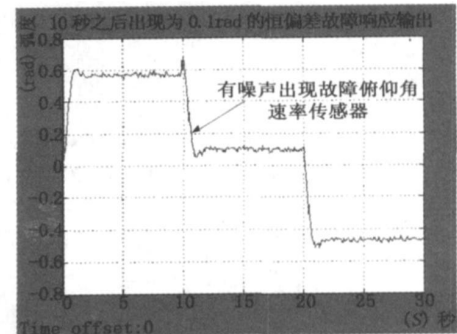


图5 10s 之后出现恒偏差为 0.1rad 的故障响应输出

(1) 无故障系统响应输出 (加入噪声后): 如图 3 所示。

(2) 无故障检测滤波器输出: 如图 4 所示。

(3) 10s 之后出现恒偏差为 0.1 rad 的故障响应输出: 如图 5 所示。

(4) 正常系统残差输出: 如图 6 所示。

(5) 系统 10s 后出现 0.1 恒偏差故障时的残差输出: 如图 7 所示。

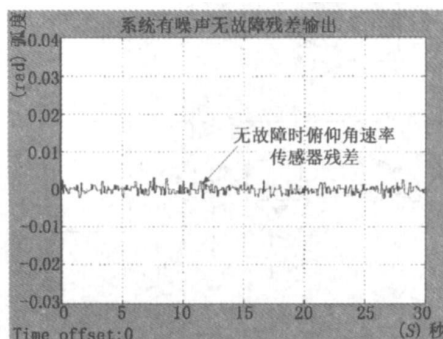


图 6 正常系统残差输出

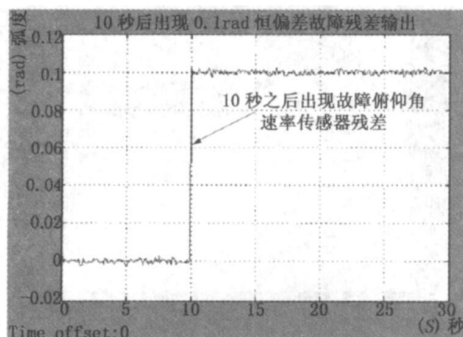


图 7 系统 10s 后出现 0.1 恒偏差故障时的残差输出

飞控系统传感器的硬故障通过检测滤波器的残差向量的分量是否超出传感器本身的故障门限值就可以判断, 门限值一般是根据不同飞控传感器噪声的统计特性来设定的, 飞控系统传感器的软故障检测算法是基于多重故障假设, 用多个检测滤波器的残差输出值通过一定的数学统计方法来解决。

通过上面的仿真可以看到在俯仰角速率传感器没有故障时, 俯仰角的输出响应和检测滤波的输出基本相同, 此时的输出残差 $e(t) \approx 0$ 。当俯仰角速率传感器在 10s 之后出现 0.1 rad/s 恒偏差故障时, 即实际系统输出 $y_{out}(t) = y_{in}(t) + 0.1$ 。系统的残差 $e(t)$ 不再保持原来接近零值, 而是在 10s 处

有 0.1 rad/s 的变化, 即 $e(t) = y(t) - \hat{y}(t) = 0.1$ 。若取该飞控系统俯仰角传感器的故障门限小于 0.1 rad/s 时, 通过所设计的检测滤波器可以检测出俯仰角速率传感器在 10s 之后有 0.1 rad/s 恒偏差故障。如果取该飞控系统中俯仰角速率传感器的故障门限大于 0.1 rad/s 时, 即使俯仰角传感器出现了 0.1 rad/s 的恒偏差故障, 利用该检测滤波器设计的方法仍然不能解决出现的故障问题, 同时会产生漏检率增大和虚警率升高的问题, 通过设置合适故障的门限值可以判定俯仰角速率传感器是否发生了故障, 根据残差输出曲线的变化判断俯仰角速率传感器的故障类型。

在本文中所采用的俯仰角速率传感器故障门限值是小于 0.1 rad/s 的, 通过上面的仿真可以得出系统加入检测滤波器之后输出残差值 $e(t) = 0.1$ 大于故障门限, 可以检测出俯仰角速率传感器在 10s 之后出现了 0.1 rad/s 的恒偏差故障, 验证了所设计的检测滤波器增益矩阵的合理性以及利用检测滤波器法对飞控系统俯仰角速率传感器典型故障检测的可行性。

5 总结

故障检测滤波器是以系统的动态数学模型为基础, 在建立模型的过程中很难避免系统误差的影响, 由于误差的存在会影响到飞控系统传感器的故障检测。系统存在不确定因素和扰动时如何更好地保证飞控系统传感器故障检测的鲁棒性需要做进一步研究。由于非线性系统的应用越来越广泛, 非线性模型的利用也是未来的趋势, 虽然基于检测滤波器的飞控系统传感器故障检测在理论方面取得了很大成果, 但如何才能将故障检测的方法很好地应用于实际问题还有待于更深层次的研究, 在提高飞控系统传感器故障检测高效性和实时性方面也是一个值得关注的问题^[5]。

参考文献

- [1] 蔡开龙, 孙云帆, 姚武文. 航空发动机传感器故障诊断与自适应重构控制 [J]. 电光与控制, 2009, 16 (6): 57-61.
- [2] 杨伟, 等. 容错飞行控制系统 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2007, 3.
- [3] 张萍. 基于未知输入观测器的传感器故障诊断技术 [J]. 武警工程学院学报, 2008, 24 (2): 29-32.
- [4] 宋玉琴, 章卫国, 仇万江. 基于特征机构配置的飞控系统个故障检测与诊断 [J]. 现代电子技术, 2008, 31 (4): 115-117.
- [5] 李喆, 王清元, 陈东雷. 基于小波网络的传感器故障检测 [J]. 计算机测量与控制, 2006, 13 (12): 1623-1626.

(上接第 752 页)

- [2] Friedman M, Schwartz J. Techniques for architecting high-performance hybrid test systems [A]. AUTOTESTCON [C]. 2008 IEEE: 282-285.
- [3] Drenkow G. Triggering Differences Between GPIB and LXI [A]. Autotestcon [C]. 2006: 100-105.

- [4] 黄云水, 冯玉光. IEEE 1588 精密时钟同步分析 [J]. 国外电子测量技术, 2005, 24 (09): 9-12.
- [5] Zhi Li, FengLong Zhou, XueJuan Yao. Research on LXI Trigger Bus [A]. ICES 09 [C]. 2009: 553-558.
- [6] 宜万兵, 秦红磊, 路辉. 基于 LAN 的多平台混合实时仿真系统的设计 [J]. 计算机测量与控制, 2008, 16 (7): 1011-1013.