

引用格式:李远冬,岳瑞华,丁宸宇,等.导弹控制系统闭环模拟飞行测试方案设计[J].电光与控制,2019,26(11):90-94. LI Y D, YUE R H, DING C Y, et al. Design of a closed-loop flight simulation test scheme for missile control system[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(11):90-94.

导弹控制系统闭环模拟飞行测试方案设计

李远冬, 岳瑞华, 丁宸宇, 蒲俊, 顾凡
(火箭军工程大学,西安 710025)

摘要:针对导弹控制系统模飞测试中存在的测试效率低、不能模拟导弹飞行状况等问题,提出闭环模飞测试方案,极大地满足了导弹控制系统模飞测试的快速性、全覆盖性和有效性的要求,能够检验系统各部分之间的协调性,以及整个系统对大干扰的调节能力。介绍了闭环测试方案提出的必要性、原理以及实现方法,具体论述了激励信号算法设计,以及根据测试数据判断导弹性能的方法。仿真验证了该方案的可行性。

关键词:控制系统; 闭环模飞; 激励信号; 导弹性能

中图分类号: TJ765 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.11.019

Design of a Closed-Loop Flight Simulation Test Scheme for Missile Control System

LI Yuan-dong, YUE Rui-hua, DING Chen-yu, PU Jun, GU Fan
(Rocket Force University of Engineering, Xi'an 710025, China)

Abstract: In the simulated flight test of the missile control system, the test efficiency is low and the flight condition of missile can not be simulated. To solve the problems, a closed-loop flight simulation test scheme is proposed, which greatly satisfies the requirements for flight test of the rapidity, full coverage and effectiveness for flight test of the missile control system, and can test the coordination between the different parts of the system and the ability of the entire system to adjust to large disturbances. This paper introduces the necessity, principle and implementation method of closed-loop test, and discusses the design of the excitation signal algorithm and the method of judging missile performance based on test data. The rationality of this test scheme is verified by simulation.

Key words: control system; closed-loop flight simulation; excitation signal; missile performance

0 引言

近年来,随着导弹技术的迅速发展,对导弹测试系统的要求也越来越高。高效准确的测试,是保证导弹具备良好性能的关键^[1]。在导弹的诸多测试项目中,控制系统的测试是一个关键环节,而控制系统的模拟飞行(简称模飞)能够检验各部件之间的协调性及匹配性,因此,模飞是导弹测试过程中最重要的环节。

在当前的模飞测试过程中,激励信号的施加多数是单通道的,然而在实际飞行过程中,多路信号是同时作用的,彼此之间会产生一定的影响,因此无法完全激发出故障模态。与此同时,传统的测试过程中信号流是开环的,上一时刻弹体的信息无法运用到下一时刻的激励

信号当中,测试没有连续性,无法得知导弹的调节能力。导弹在真实的飞行过程中,控制系统的输入信号是上一时刻弹体的运动信息,因此,开环的模飞测试不符合实际飞行情况。面对复杂的飞行控制系统,开环状态下静态参数测试和有限的系统功能性匹配检查,与系统真实状态却相差很远^[2]。相较于传统的导弹控制系统模飞,快速闭环模飞测试能够更加充分地模拟导弹在发射之后的工作状态,以及飞行过程中的参数,使模飞增加了真实性,提高测试的效率和准确性^[3]。此外,开环的模飞测试难以对采用迭代制导的控制系统进行有效检查。

通过对导弹惯性器件施加激励电流,不需将惯性器件放到转台上,使导弹在运输、起竖过程中都能进行测试,减小了测试空档期,提高了测试效率。由此,本文提出了适应模飞测试需要,且满足实际需求的闭环模飞测试方案。

收稿日期:2018-12-14 修回日期:2019-01-22

作者简介:李远冬(1995—),男,吉林吉林人,硕士生,研究方向为检测诊断及自动化装置。

1 闭环模飞总体方案设计

现行的控制系统模飞测试原理如图 1 所示^[4],从惯性器件到伺服机构的信号流是开环的,这种测试无法模拟导弹在空中飞行的状态,测试不具有连续性。本文为弥补传统测试方法不足设计了新的测试方案,其原理如图 2 所示,具体的总体方案如图 3 所示。

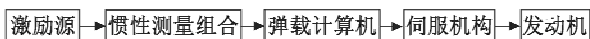


图 1 现行模飞测试原理

Fig. 1 The principle of current flight simulation test



图 2 改进模飞测试原理

Fig. 2 The principle of improved flight simulation test

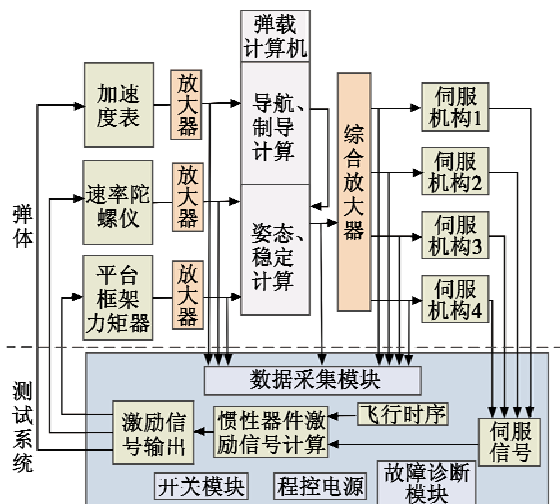


图 3 闭环模飞总体方案

Fig. 3 Overall scheme of closed-loop simulated flight

导弹在飞行过程中遇到几种较大的干扰情况(如射向变换、弹穿越大风区段、多级导弹的级间转换段等)时会出现剧烈大姿态运动,为保持飞行稳定就需要很大的稳定控制力矩,发动机就必须摆动更大的角度,此时导弹容易出现问題,无法进行有效调节,导致发射失败。因此,在模飞过程中,根据飞行时序,在关键点对导弹施加激励信号,模拟导弹遇到比较大的干扰,测试导弹的调节能力。如果导弹在大干扰情况下依然能够有效控制姿态的稳定,则说明导弹在平稳条件下能够稳定飞行,其性能良好;否则说明此导弹不具备发射条件。

在闭环模飞测试方案中,由于导弹在测试过程中是固定不动的,又无法在弹上安装能够产生姿态运动的转台设备,不能如真实飞行过程中利用稳定平台的基体运动产生输出信号。通过向加速度表、速率陀螺

仪和平台框架角的力矩器加电流的方法,可以使加速度表、速率陀螺仪和平台框架角输出相应的导弹姿态信息。输出的状态信号通过弹载计算机和综合放大器作用到伺服机构。通过读取伺服回路反馈电位计的信号得到舵偏角,进而得到控制力矩,根据控制力矩改变弹体姿态的原理计算出下一时刻导弹的姿态信息(角度、角速度、角加速度)。这种方案能够使上一时刻的测试数据运用到下一时刻的激励信号当中,使导弹测试形成闭环,从而使模飞更接近于导弹真实飞行。与此同时,运用 FPGA 技术搭建数据采集模块,实现并行多路双向高速数据传输^[5],运用 PXI 技术实现导弹测试系统的通用性,满足对多种型号的测试^[6]。此测试方案满足全系统、全要素、快速性、通用性的测试需求。

2 激励信号算法设计

2.1 激励信号与姿态信息转换关系

在测试的初始过程中,首先要对惯性测量器件施加激励电流,使其能够模拟导弹在空中飞行时遇到大干扰情况,即大姿态运动情况时输出的运动状态参数(角度、角速度、角加速度),因此,求解出惯性器件输出信号与其对应的激励信号之间的关系,是实现闭环模飞测试的首要问题,即通过状态参数反推出激励信号。

2.1.1 姿态角与激励电流之间转换关系

以某导弹控制系统为例,平台框架角信号为 $\beta_{xp}, \beta_{yp}, \beta_{zp}$,经弹载计算机的角度/数值转换(RDC)电路将其转换为数字信号,再由弹载计算机按式(1)进行变换,从而得到导弹的姿态角,即

$$\begin{cases} \Delta\varphi = \beta_{zp} \\ \psi = -\beta_{xp} \cos \beta_{zp} - \beta_{yp} \sin \beta_{zp} \\ \gamma = \beta_{yp} \cos \beta_{zp} - \beta_{xp} \sin \beta_{zp} \end{cases} \quad (1)$$

通过变换可以得到

$$\begin{cases} \beta_{zp} = \Delta\varphi \\ \beta_{yp} = \gamma \cos \Delta\varphi - \psi \sin \Delta\varphi \\ \beta_{xp} = -\gamma \sin \Delta\varphi - \psi \cos \Delta\varphi \end{cases} \quad (2)$$

根据平台框架的工作原理,在外框轴、内框轴和台体的力矩电机上施加激励电流,框架角传感器即可输出框架角信号 $\beta_{xp}, \beta_{yp}, \beta_{zp}$,激励电流与框架角信号之间的关系为

$$\begin{cases} I_1 = k_a \beta_{xp} \\ I_2 = k_a \beta_{yp} \\ I_3 = k_a \beta_{zp} \end{cases} \quad (3)$$

式中: k_a 为平台框架力矩器系数。因此,对外框轴、内框轴和台体的力矩电机分别施加激励电流 I_1, I_2, I_3 ,即

可模拟输出导弹姿态角信号 $\Delta\varphi, \psi, \gamma$ 。

2.1.2 角速度与激励电流之间转换关系

导弹沿弹体坐标系的 3 个转动轴的角速度, 即 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$, 可由速率陀螺仪敏感得到。根据弹体坐标系与惯性坐标系之间的关系, 可以计算出 $\Delta\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ 。

$$\begin{cases} \Delta\dot{\varphi} = (\omega_{y1} \sin \gamma + \omega_{z1} \cos \gamma) \frac{1}{\cos \psi} \\ \dot{\psi} = \omega_{y1} \cos \gamma - \omega_{z1} \sin \gamma \\ \dot{\gamma} = \omega_{x1} + (\omega_{y1} \sin \gamma + \omega_{z1} \cos \gamma) \tan \psi \end{cases} \quad (4)$$

3 个速率陀螺仪的角速度与电流之间的关系为

$$\begin{cases} I_4 = \frac{H}{K_G} \omega_{x1} \\ I_5 = \frac{H}{K_G} \omega_{y1} \\ I_6 = \frac{H}{K_G} \omega_{z1} \end{cases} \quad (5)$$

在 ψ 和 γ 很小的情况下有

$$\begin{cases} \Delta\dot{\varphi} \approx \omega_{x1} \\ \dot{\psi} \approx \omega_{y1} \\ \dot{\gamma} \approx \omega_{z1} \end{cases} \quad (6)$$

因此

$$\begin{cases} I_4 = \frac{H}{K_G} \dot{\gamma} \\ I_5 = \frac{H}{K_G} \dot{\psi} \\ I_6 = \frac{H}{K_G} \Delta\dot{\varphi} \end{cases} \quad (7)$$

式中: K_G 为陀螺仪力矩器系数; H 为陀螺仪转子角动量。给定 H 和 K_G , 则激励电流 I_4, I_5, I_6 与角速度 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 成正比, 因此, 对速率陀螺仪分别施加激励电流 I_1, I_2, I_3 , 即可得到 $\Delta\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ 。

2.1.3 角加速度与激励电流之间转换关系

惯性测量组合中 3 个加速度计分别用于测量沿弹体坐标系各个轴向的角加速度, 即 $\dot{\omega}_{x1}, \dot{\omega}_{y1}, \dot{\omega}_{z1}$, 3 个加速度表的角加速度与电流之间的关系为

$$\begin{cases} I_7 = \frac{K_m}{K_t} \dot{\omega}_{x1} \\ I_8 = \frac{K_m}{K_t} \dot{\omega}_{y1} \\ I_9 = \frac{K_m}{K_t} \dot{\omega}_{z1} \end{cases} \quad (8)$$

式中: K_m 为加速度表摆性系数; K_t 为力矩器系数。给定 K_m 和 K_t , 则激励电流 I_7, I_8, I_9 分别与角加速度 $\dot{\omega}_{x1}, \dot{\omega}_{y1}, \dot{\omega}_{z1}$ 成正比^[7]。

2.2 闭环姿态信息计算

导弹在飞行过程中很多力会影响其姿态变化, 如

控制力、气动力、重力、干扰力, 其中, 由伺服机构产生的控制力的影响最大, 同时考虑到实际需求和测试方案的可实施性, 本文研究的测试激励算法中对力进行简化, 只考虑由伺服机构所产生的控制力。

当初始时刻的激励信号施加到惯性器件后, 惯性器件的输出信号通过弹载计算机作用到伺服机构。如何根据伺服机构的控制力计算出下一时刻导弹应该具有的运动姿态, 是形成闭环模飞的关键。

某导弹的一级主动段采用燃气舵作为姿态控制伺服机构, 呈“十”字型布局。从导弹尾部向前看去, 当发动机喷管的摆动抑制(或纠正)导弹的 $+\Delta\varphi, +\psi$ 偏差时, 定义为正, 反之为负。即 2, 4 发动机逆时针摆动为正, 反之为负; 1, 3 发动机顺时针摆动为正, 反之为负。其等效舵偏角为

$$\begin{cases} \delta_{\Delta\varphi} = \frac{1}{2}(\delta_2 + \delta_4) \\ \delta_{\psi} = \frac{1}{2}(\delta_1 + \delta_3) \\ \delta_{\gamma} = \frac{1}{2}(-\delta_1 - \delta_2 + \delta_3 + \delta_4) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $\delta_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为各舵偏角; $\delta_j (j=\Delta\varphi, \psi, \gamma)$ 为等效舵偏角。

在弹体坐标系中产生的控制力分别为 P_{x1}, P_{y1}, P_{z1} , 由控制力产生的角加速度为 $\dot{\omega}_{x1}, \dot{\omega}_{y1}, \dot{\omega}_{z1}$ 。

$$\begin{pmatrix} P_{x1} \\ P_{y1} \\ P_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -4R^1 \delta_{\gamma} \\ 2R^1 \delta_{\psi} \\ -2R^1 \delta_{\Delta\varphi} \end{pmatrix} \quad (10)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\omega}_{x1} \\ \dot{\omega}_{y1} \\ \dot{\omega}_{z1} \end{pmatrix} = \frac{1}{m} \begin{pmatrix} P_{x1} \\ P_{y1} \\ P_{z1} \end{pmatrix} \quad (11)$$

式中: m 为导弹质量; R^1 为烧蚀后的舵升力梯度。

控制力的作用点不通过质心, 因此会对导弹质心形成相应的控制力矩, 使其飞行姿态发生变化, 将控制力矩在弹体坐标系中分解得

$$\begin{pmatrix} M_{P_{x1}} \\ M_{P_{y1}} \\ M_{P_{z1}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -4R^1 Z \delta_{\gamma} \\ -2R^1 (X_R - X_T) \delta_{\psi} \\ -2R^1 (X_R - X_T) \delta_{\Delta\varphi} \end{pmatrix} \quad (12)$$

式中: X_R 为燃气舵安装位置到产品理论尖端的距离; X_T 表示质心到产品理论尖端的距离; Z 表示燃气舵铰链轴至弹体纵轴的距离。根据控制力矩可以得到在弹体坐标系下的角速度为

$$\begin{pmatrix} \omega_{x1} \\ \omega_{y1} \\ \omega_{z1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} J_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{dz} \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} M_{P_{x1}} \\ M_{P_{y1}} \\ M_{P_{z1}} \end{pmatrix} \quad (13)$$

式中： $J_{d_j}(j=x,y,z)$ 为对应弹体坐标系中各轴的转动惯量； $\omega_{j1}(j=x,y,z)$ 为弹体坐标系中的角速度^[8]。

在弹载计算机解算周期 Δt 时间内对角加速度 $\dot{\omega}_{j1}(j=x,y,z)$ 进行积分, 得到角速度 $\omega_{j1}(j=x,y,z)$ 的变化量, 上一时刻的角速度减去角速度的变化量即为当前时刻的角速度。

$$\omega_{j1}(i) = \omega_{j1}(i-1) - \int_0^{\Delta t} \dot{\omega}_{j1}(i-1) dt \quad j=x,y,z \quad (14)$$

式中： $\omega_{j1}(i)$ 为当前时刻角速度, $\omega_{j1}(i-1)$ 为上一时刻角速度； $\dot{\omega}_{j1}(i-1)$ 为上一时刻角加速度。

根据式(15)可由 $\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1}$ 得到 $\Delta\dot{\varphi}, \dot{\psi}, \dot{\gamma}$ 。在 Δt 时间内对姿态角速率 $\Delta\dot{\varphi}, \dot{\psi}$ 和 $\dot{\gamma}$ 进行积分, 得到姿态角的变化量, 上一时刻姿态角减去姿态角的变化量即为当前时刻的姿态角, 即

$$\begin{cases} \Delta\varphi(i) = \Delta\varphi(i-1) - \int_0^{\Delta t} \dot{\varphi}(i-1) dt \\ \psi(i) = \psi(i-1) - \int_0^{\Delta t} \dot{\psi}(i-1) dt \\ \gamma(i) = \gamma(i-1) - \int_0^{\Delta t} \dot{\gamma}(i-1) dt \end{cases} \quad (15)$$

联合式(1)~式(3)、式(15)即可得到下一次对平台框架的激励电流 I_1, I_2, I_3 ；联合式(6)、式(7)、式(14)即可得到下一次对速率陀螺仪的激励电流 I_4, I_5, I_6 ；联合式(8)、式(11), 即可得到下一次对加速度表的激励电流 I_7, I_8, I_9 。

3 标准测试表设计

根据某导弹在空中飞行时的运动规律, 可以得到导弹在一级舵偏打开、射向变换、程序转弯、穿越大风区、一级关机、二级飞行等关键节点的初始状态参数。由状态参数与激励电流之间的对应关系计算出相应的激励电流。对平台、速率陀螺仪和加速度表同时施加初始激励信号, 其输出可以模拟导弹在关键节点飞行时的状态。

对于某导弹, 在施加激励信号后, 可以得到与之对应的标准舵偏角。根据闭环激励信号的算法, 计算出下一次激励信号的大小。以此类推, 一共进行 8 次闭环测试, 形成一个标准测试表。

以导弹穿越大风区为例, 根据某导弹飞行时穿越大风区的遥测数据, 确定激励信号的初始值, 按照上述算法, 得出如表 1 所示标准测试表。

表 1 标准测试表

Table 1 Standard test table

次数	I_1/mA	I_2/mA	I_3/mA	I_4/mA	I_5/mA	I_6/mA	I_7/mA	I_8/mA	I_9/mA	$\delta_1/(\text{°})$	$\delta_2/(\text{°})$	$\delta_3/(\text{°})$	$\delta_4/(\text{°})$
1	2.248	3.310	0.945	1.321	1.610	1.053	0.071	0.107	0.120	5.252	3.298	4.952	2.998
2	0.637	0.782	0.144	1.622	2.216	0.626	0.041	0.355	0.150	1.616	2.193	3.606	4.579
3	0.968	0.056	0.032	0.643	0.071	0.044	0.008	0.011	0.052	0.171	1.244	0.440	3.362
4	0.147	0.088	0.121	0.334	0.566	0.239	0.015	0.083	0.036	0.020	1.022	0.153	1.473
5	0.291	0.053	0.031	0.678	0.043	0.118	0.010	0.008	0.048	0.045	0.519	0.030	0.552
6	0.193	0.034	0.049	0.389	0.138	0.026	0.006	0.012	0.030	0.030	0.410	0.019	0.614
7	0.248	0.022	0.043	0.094	0.026	0.027	0.005	0.004	0.009	0.014	0.224	0.012	0.189
8	0.081	0.013	0.014	0.281	0.033	0.054	0.008	0.003	0.018	0.019	0.239	0.009	0.241

在实际测试过程中, 计算机通过预先设定好的故障判断关系, 对所得数据与标准阈值范围进行比较。若测量数据在正常阈值范围内, 则说明测试数据准确, 静态性能良好; 若测试数据不在正常阈值范围内, 则说明静态性能较差。根据阶跃信号作用下输出响应的采样及分析, 判断导弹的动态性能^[9-10]。如果导弹动、静态性能均良好, 则说明导弹没有发生故障现象, 能够对大干扰进行有效的调节, 结束测试; 若导弹的动态或者静态性能有一个出现问题, 则说明导弹在测试过程中发生了故障, 不具备发射条件, 要进入故障诊断系统进行故障判断^[11]。

4 仿真验证

以某导弹穿越大风区为例进行仿真。根据导弹的弹体模型, 在多个环节加入干扰的情况下, 对其输入激励信号, 可以得到测试数据。仿真结果如 4~图 6 所示。

从图 4、图 5 仿真结果可以看出, 在初始时刻, 激励电流比较大, 随后激励电流下降到较小的值, 趋于平稳。激励电流与姿态角之间基本成比例。激励电流变小, 表明导弹的姿态角在变小, 并趋于稳定, 呈收敛状态。从表 2 可以看出, 激励信号以及舵偏角均在标准阈值范围之内, 导弹能够有效地调节大姿态角条件下的飞行状态。

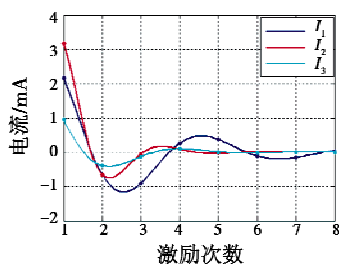


图 4 实际激励电流

Fig. 4 Actual excitation current

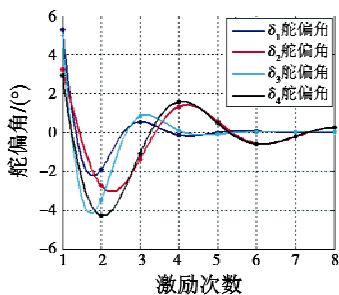


图 5 实际舵偏角

Fig. 5 Actual rudder deflection

表 2 实际测试数据

Table 2 Actual test data

次数	I_1/mA	I_2/mA	I_3/mA	$\delta_1/(\circ)$	$\delta_2/(\circ)$	$\delta_3/(\circ)$	$\delta_4/(\circ)$
1	2.248	3.310	0.945	5.252	3.298	4.952	2.988
2	0.690	0.708	0.151	1.886	2.400	3.598	4.275
3	0.978	0.038	0.026	0.218	1.551	0.442	1.366
4	0.159	0.066	0.066	0.031	1.318	0.163	1.574
5	0.285	0.085	0.065	0.041	0.598	0.031	0.518
6	0.187	0.027	0.027	0.012	0.615	0.010	0.646
7	0.259	0.020	0.021	0.010	0.213	0.009	0.210
8	0.071	0.010	0.011	0.008	0.205	0.006	0.205

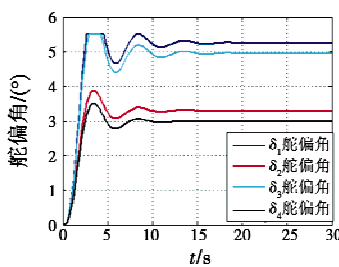


图 6 阶跃响应曲线

Fig. 6 Step response curve

从图 6 可以看出,由于导弹舵偏有一定范围,所以 δ_1, δ_3 的响应曲线出现削顶现象,根据实测系统的时域指标,可判断导弹的调节速度比较快,动态性能良好。

综合来看,导弹性能良好,即能够抵抗较大的干扰,具备发射的条件。

通过实际激励电流和舵偏角数据以及测试曲线可看出,此仿真符合预期效果,此种测试方案具有可行性。

5 结束语

针对传统控制系统模飞测试存在的问题,本文利用闭环模飞测试来解决。闭环模飞测试更能检验控制系统各部分之间的协调性,以及对大干扰条件下的调节能力。此种测试方法在原理上进行了创新,并且根据实际测试需求进行了改进,在增强测试效果的同时,提高了测试效率,有很强的工程实践性。

参考文献

- [1] 姜家纬. 地(舰)空导弹测试系统设计思想与原则[J]. 现代防御技术, 2006(5): 45-49, 53.
- [2] 张洁, 孙凝生. 火箭控制系统闭环模飞测试中惯性器件激励的实现方法[J]. 航天控制, 1999(4): 27-30, 37.
- [3] 黄金峰, 许化龙, 蒲源, 等. 导弹动态测试系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2008(3): 352-353, 365.
- [4] 周欢, 宋征宇. 基于 BMU/LVDS 总线的闭环总检查测试技术研究[J]. 航天控制, 2013, 31(3): 45-49, 61.
- [5] 徐志跃. 基于虚拟仪器的某型导弹测试系统设计[J]. 计算机工程与应用, 2007(16): 225-227.
- [6] ZHANG X Y. Design of dummy general test device for missiles based on PXI bus[J]. Applied Mechanics and Materials, 2014, 543: 1546-1549.
- [7] 胡昌华, 马清亮, 郑建飞. 导弹测试与发射控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2015.
- [8] 岳瑞华, 徐中英, 周涛. 导弹控制原理[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2016.
- [9] 黄金峰, 许化龙, 蒲源, 等. 导弹姿态控制系统动态测试设计[J]. 国外电子测量技术, 2007, 26(7): 42-44.
- [10] 李冠华, 许化龙, 廖瑛. 导弹姿态控制系统动态测试研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2001(2): 19-23.
- [11] 李华峰. 某导弹测试与故障诊断系统研制[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.

(上接第 89 页)

- [2] International Organization for Standardization. ISO 11898-2:2016 Road vehicles—controller area network (CAN)—part 2: high-speed medium access unit[S]. Switzerland: ISO, 2016.
- [3] SAE. ARINC825-3 general standardization of CAN (con-

troller area network) bus protocol for airborne use[S]. Annapolis: ARINC, 2015.

- [4] 陈长胜, 张旭, 何向栋. 混杂机载网络中的通信延时研究[J]. 电子技术, 2017, 46(2): 1-4.
- [5] 杨光旭, 刘方爱, 赵学臣. OMNeT++ 平台上无线传感器网络仿真系统的研究[J]. 计算机应用研究, 2011, 28(9): 3443-3446.