

doi: 10.3969/j.issn.1006-1576.2012.08.008

飞行模拟器操纵负荷系统建模与仿真

段永胜, 卢颖, 闫梁, 赵玉龙

(空军航空大学军事仿真技术研究所, 长春 130022)

摘要: 为了最大限度地逼近真实杆力和脚蹬力, 提高某型军用飞行模拟器的操纵性能, 建立一种升降舵操纵系统数学模型和电动力伺服系统模型。分析真实飞机操纵负荷系统的结构及工作原理, 将飞机操纵系统分布参数分段集中化处理, 利用最小二乘参数估计法得到其等效线性模型, 以升降舵系统为例建立了杆力-位移模型、舵偏角-位移数学模型, 并对其操纵结构进行具体分析。该模型现已成功应用于某型飞行模拟器操纵负荷系统。Matlab/simulink环境下的仿真结果表明: 建立的系统模型与实际系统静态动态响应相吻合, 证明了等效低阶模型的有效性。

关键词: 操纵负荷系统; 仿真; 最小二乘参数估计

中图分类号: TP391.9 **文献标志码:** A

Modeling and Simulation of Control Loading System of Flight Simulator

Duan Yongsheng, Lu Ying, Yan Liang, Zhao Yulong

(Military Simulation Technology Research Institute, Aviation University of Air Force, Changchun 130022, China)

Abstract: In order to approach the real pole-force and pedaling-force extremely, improve the control performance of a certain type of military flight simulator. Mathematical model of elevator control system and electric power servo system model were built. Analysis the structure and work theory of real helicopter. The centralized processing sub-system distribution parameters and getting the equivalent linear model by the least square parameter estimation. Take elevator system and elevator angle model an example, pole-force shift model and rudder angle shift mathematical model was built up and analysis the control mechanism. The model is successfully applied to a certain type of flight simulator control loading system. In the Matlab/simulink environment, the simulation results show that the established system model and the actual system are consistent on static and dynamic response, and prove the validity of the equivalent low-level model.

Key words: control loading system; simulation; the least square parameter estimation

0 引言

数字式操纵负荷系统是飞行模拟器的重要组成部分, 其用来对飞行员驾驶飞机的操纵杆力、脚蹬力进行仿真^[1], 其性能好坏直接影响到飞行模拟器的逼真程度和品质评定^[2]。操纵系统的建模与仿真是飞行模拟器操纵负荷系统研究的重要内容, 要求系统具有良好的静态和动态特性, 最大限度地逼近真实杆力和脚蹬力, 并得到相应状态下舵偏角的响应。因此, 笔者依据某型真实飞机操纵系统机构原理, 对其操纵结构进行分析, 并利用 Matlab/simulink 工具对建立的系统模型进行仿真研究。

1 操纵系统数学模型

1.1 操纵系统结构分析

某型飞机操纵系统由平尾操纵系统、副翼操纵系统、方向舵操纵系统和差动平尾操纵系统组成, 同时与自动驾驶仪系统交联。平尾、副翼和方向舵操纵系统均是通过拉杆、臂等硬式传动, 执行元件是不可逆式液压助力器(平尾操纵系统)及复合舵机

(副翼、方向舵操纵系统)。驾驶员操纵驾驶杆或脚蹬使控制输入(操纵力或操纵位移)通过传动杆系、执行元件驱动舵面偏转, 改变飞机的飞行状态。操纵负荷系统的数学模型主要是指驾驶员操纵力与操纵位移之间的数学关系, 及舵面偏角与操纵位移之间的数学关系。

操纵力即杆力或脚蹬力是操纵负荷系统杆系中的弹簧或液压载荷机构加载的, 还包括传动机构中的摩擦力、阻尼力、惯性力等。同时有传动杆系的间隙、死区等非线性因素的影响。舵偏角与操纵位移即杆位移或脚蹬位移之间具有更复杂的动态数学关系, 操纵位移信号经传动杆传动到控制舵面转角的液压舵机的液压阀上, 液压舵机根据这一位置信号去驱动舵面, 使其偏转相应的角度。

纵向、横向、航向三轴操纵系统数学模型的建立原理基本相同。笔者以升降舵操纵系统为例进行介绍。

1.2 升降舵操纵系统建模

为得到建立杆力-杆位移模型, 载荷感觉器的弹

收稿日期: 2012-03-10; 修回日期: 2012-04-15

基金项目: 空军科研基金项目(KJZ06139)

作者简介: 段永胜(1987—), 男, 山西人, 硕士研究生, 从事飞机操纵负荷系统精确控制方法研究。

性刚度由力臂调节器决定, 即将载荷感觉器与力臂调节器合二为一, 只建立载荷感觉器数学模型; 由于间隙的变化对杆力特性曲线影响小, 故只考虑与杆力模型相关的刚度、惯性、阻尼 3 个可变参数^[3]。建立舵偏角-杆位移模型时, 因液压助力器从传动的角度讲本质上只改变了传动比, 故将液压助力器到舵面的传动用伺服系统代替^[4], 不单独建立液压助力器模型, 且此方法不影响杆力-舵偏角模型的精确性^[5]。此外, 因该系统是轴向运动的组合系统, 故将系统分布参数进行集中化处理, 将其分割成含有 2 个包含有质量的子系统; 系统的传动比按大、中、小力臂等效为比例环节, 建模时暂不考虑^[6]。基于以上合理分析, 得到升降舵操纵系统原理简图, 如图 1 所示。将其按 B 点分割成 2 个包含有质量的子系统。

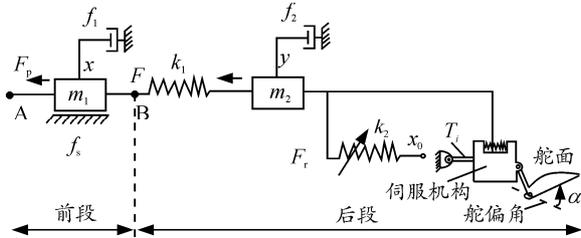


图 1 升降舵操纵系统建模原理简图

m_1, m_2, f_1, f_2 表示系统 I、II 部分折合质量、阻尼; k_1 表示系统传动部分折合刚度, k_2 表示载荷机构的弹簧刚度; x, y 表示 m_1, m_2 的移动位移; F_p 表示飞行员在 A 点感受到的杆力; F 表示系统传动到 B 点的力; f_s 表示摩擦力。由图 1 可得各环节数学模型如下。

1.2.1 前段部分

简化摩擦力:

$$f_s = \begin{cases} f_m & x' > 0 \\ 0 & x' = 0 \\ f_m & x' < 0 \end{cases} \quad (1)$$

连接特性:

$$F_p = m_1 x'' + f_1 x' \pm f_s + F \quad (2)$$

1.2.2 后段部分

弹簧载荷机构:

$$F_r = k_2(y - x_0) \quad (3)$$

其中 k_2 由力臂调节器自动调节, 是飞行速度 v , 高度 h 的函数。

1.2.3 伺服机构

$$S = \frac{1}{1 + \tau p} y \quad (4)$$

其中 τ 为时间常数。

1.2.4 连接特性

$$F = k_1(y - x) \quad (5)$$

$$\sum F = F + F_r \quad (6)$$

$$m_2 y'' + f_2 y' = \sum F \quad (7)$$

$$\alpha = AS \quad (8)$$

由以上各式建立升降舵机械系统结构图, 如图 2 所示, 其中 x_0 表示 0 杆力位置。

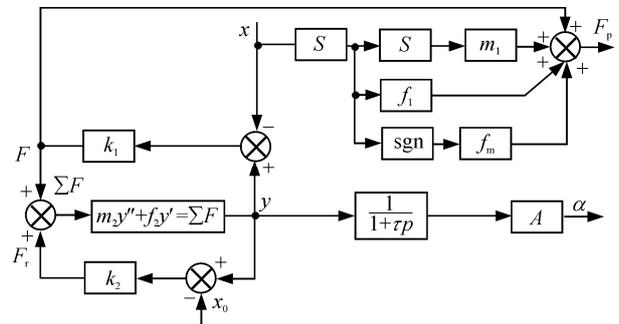


图 2 机械操纵负荷系统结构图

1.3 模型仿真

采用 Matlab/simulink 仿真软件, 其结构如图 3 所示 (仿真参数: $m_1=14 \text{ kg}; m_2=7 \text{ kg}; k_1=200\ 000 \text{ N/m}; k_2=300\ 000 \text{ N/m}; f_1=150 \text{ NS/m}; f_2=175 \text{ NS/m}; \tau=0.06; A=600$)。其中, 子系统模块是解算微分方程模块。由于欧拉方法在一些变量快速进行变化的问题中存在严重的不足, 所以在编程解算微分方程时, 采用预测值-校正方法, 具体算法见文献[6]。

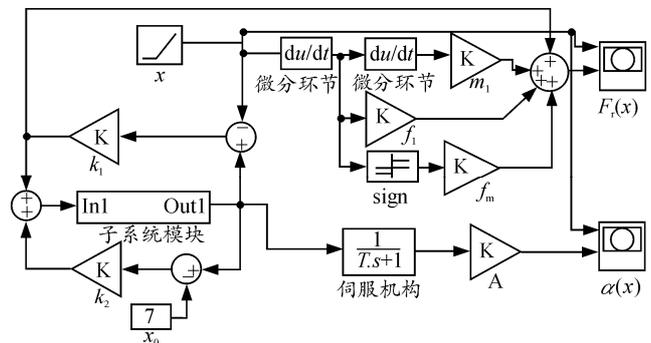


图 3 升降舵机械操纵负荷系统仿真结构图

图 4 表明: 仿真结果存在误差, 尤其是杆力-位移曲线, 初期偏差较大。因为在仿真模型中系统是绝对刚硬的, 而在实际加载中存在着微小的弹性变形。

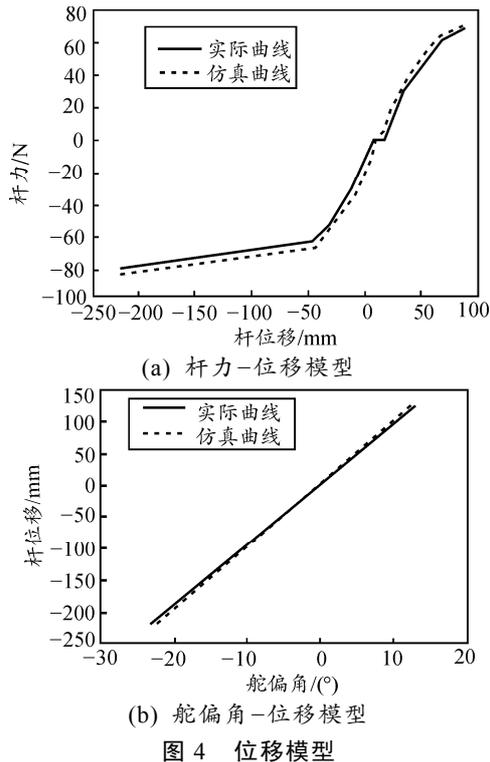


图 4 位移模型

1.4 等效线性模型^[7]

在实际的动态测试-参数估计中,由于种种不确定因素,模型高于 3 阶意义不大。通常采用 2 阶模型加延迟项的等效线性模型,见式 (9)。

$$G(s) = \frac{F_z(s)}{W_z(s)} = \frac{d_0s + d_1}{s^2 + c_1s + c_2} e^{-\tau s} \quad (9)$$

建立系统的等效模型,首先根据非线性模型的输入、输出的相应数据,采用最小二乘参数估计法得到脉冲传递函数,最后再通过双线性反变换得到等效线性模型的传递函数。其中在解算矛盾方程时,为保证算法的精确性,采用 QR 分解法结算。

以杆力-杆位移模型为例,对输入输出信息的采样点不宜选取过密,以免使信息阵相邻两列之间差别减少而增加计算误差,一般选取 9~20 个,笔者选取 15 个采样点,写成矩阵方程形式为:

$$\begin{bmatrix} 30.4 \\ 45.85 \\ 61.3 \\ 65.00 \\ 68.70 \\ 0 \\ -15.20 \\ -30.4 \\ -40.10 \\ -61.8 \\ -67.36 \\ -72.93 \\ -78.5 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 15.20 & 0 & 26.5 & 18 \\ 30.4 & 15.2 & 35 & 26.5 \\ 45.85 & 30.4 & 51.5 & 35 \\ 61.3 & 45.85 & 68 & 51.5 \\ 65.00 & 61.3 & 79 & 68 \\ 68.70 & 65.00 & 89 & 79 \\ 0 & 68.70 & 90 & 79 \\ -15.20 & 0 & 8 & 90 \\ -30.4 & -15.20 & -2 & 8 \\ -40.10 & -30.4 & -12 & -2 \\ -61.8 & -40.10 & -27.5 & -12 \\ -67.36 & -61.8 & -43 & -27.5 \\ -72.93 & -67.36 & -100.3 & -43 \\ -78.5 & -72.93 & -157.6 & -100.3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_1 \\ a_n \\ b_1 \\ \vdots \\ b_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \varepsilon(n) \\ \varepsilon(n+1) \\ \vdots \\ \varepsilon(n+N) \end{bmatrix} \quad (10)$$

QR 分解法解算上述矛盾方程,得到差分方程系数

$$\begin{bmatrix} a_1 \\ a_2 \\ b_1 \\ b_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.9514 \\ -0.3363 \\ 0.2129 \\ 0.0824 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -e_1 \\ -e_2 \\ -f_1 \\ -f_2 \end{bmatrix}$$

其中差分方程为:

$$y(k+n) + e_1y(k+n-1) + \dots + e_ny(k) = f_0u(k+n) + \dots + f_nu(k) \quad (11)$$

因系统阶数大于 1,故 $f_0 = 0$,将差分方程系数

带入上式中,得:

$$y(k+2) + 0.9514y(k+1) + 0.3363y(k) = 0.2129u(k+1) + 0.0824u(k) \quad (12)$$

对式 (12) 进行 Z 变换得到脉冲传递函数,系统延迟时间 $\tau = 0.07$ s。

$$G(z) = \frac{0.2129z + 0.08241}{z^2 + 0.9514z + 0.3363} \cdot z^{-7} \quad (13)$$

对式 (13) 进行双线性变换,得到杆力-位移模型的连续传递函数:

$$\frac{F_z(s)}{X(s)} = \begin{cases} 0 & 8 \text{ mm} \leq X \leq 18 \text{ mm} \\ \frac{s+17.703}{s^2+13.796s+95.102} e^{-0.07s} & \text{其他} \end{cases} \quad (14)$$

舵偏角-杆位移传递函数计算过程同理,得到舵偏角-杆位移传递函数:

$$\frac{\alpha(s)}{X(s)} = \begin{cases} 0 & -5 \text{ mm} \leq X \leq 5 \text{ mm} \\ \frac{s+14.546}{s^2+24.168s+286.171} e^{-0.021s} & \text{其他} \end{cases} \quad (15)$$

2 电动力伺服系统建模

2.1 交流永磁同步伺服电机控制系统模型

笔者选用凸装式转子结构的交流永磁同步伺服电机(BPMSM)为对象,在假设磁路不饱和,不计磁滞和涡流损耗影响,空间磁场呈正弦分布的条件下,当 PMSM 转子为圆筒形 ($L_d = L_q = L$),摩擦系数 $B = 0$ 时, d, q 坐标系上 PMSM 状态方程见式 (16)。

$$\begin{bmatrix} \dot{i}_d \\ \dot{i}_q \\ \dot{\omega}_r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -R/L & p_n\omega_r & 0 \\ -p_n\omega_r & -R/L & -p_n\varphi_r/L \\ 0 & \frac{3}{2}p_n\varphi_r/J & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_d \\ i_q \\ \omega_r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_d/L \\ u_q/L \\ -T_L/J \end{bmatrix} \quad (16)$$

其中: R 为绕组等效电阻, Ω ; L 为 d, q 轴电感, H ; p_n 为极对数; ω_r 为电机转子角速度, rad/s ; φ_r 为转子磁场的等效磁链, Wb ; T_L 为负载转矩, Nm ; i 为轴电流, A ; J 为转动惯量, $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 。

为获得线性状态方程,采用 i_d 恒等于 0 的矢量

控制方式, 在 0 初始条件下, 对 PMSM 的解耦状态方程求拉氏变换, 针对系统电流环设计, 采用交流电流控制电压型逆变器, 电流调节器为 PI 调节器。电流环 PMSM 控制结构框图如 5 所示, 其中 $K_c = (3/2)p_n\phi_f$ 为转矩系数。

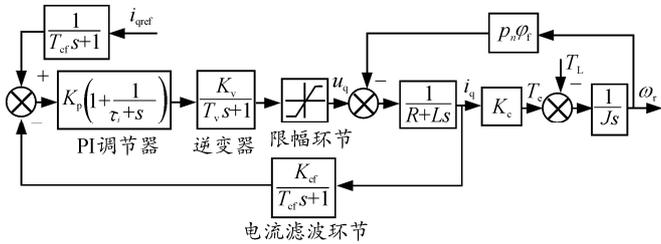


图 5 电流环 PMSM 控制结构框图

由图 5 通过结构图等效变换, 并且暂时不考虑电流调节器中微分环节和限幅环节(按经验限幅环节可以取逆变器输出电压的 1.5 倍), 可以得到电流环的传递函数为:

$$G_{ib}(s) = \frac{KK_vK_p(\tau_i s + 1)K_{cf}}{(T_m s + 1)(T_v s + 1)\tau_i s(T_{cf} s + 1) + KK_vK_p(\tau_i s + 1)K_{cf}} \quad (17)$$

选择电流调节器的零点对消被控对象的时间常数极点, 即 $\tau_i = T_m$, $T_m = L/R$ 。其中, K_p 为电流调节器的比例放大倍数, τ_i 为调节器的积分时间常数, T_m 为 PMSM 电枢回路电磁时间常数。考虑到伺服系统的机械惯性比电枢绕组的电磁惯性大得多, 即电流响应比转速响应要快, 故反电动势对电流环的影响可以忽略^[8]。另外, 电流滤波、逆变器控制的滞后, 均可看成是小惯性环节, 可以按照小惯性环节的处理方法, 合成一个小惯性环节。则电流环 PMSM 控制结构传递函数为:

$$G(s) = \frac{KK_iK_p}{\tau_i s(T_i s + 1) + KK_iK_p} = \frac{K'}{s(T_i' s + 1) + K'} \quad (18)$$

式中: $K = 1/R$; K_i 为小惯性环节控制增益; T_i 为小惯性环节时间常数, $T_i = T_{cf} + T_v$, T_{cf} 、 T_v 分别为电流环滤波时间常数和逆变器滞后时间常数。

$$K' = \frac{KK_iK_p}{\tau_i} \quad T_i' = T_i$$

电流环是速度调解中的一个环节, 由于速度环的截止频率较低, 且 $T_i \ll \tau_i$, 故电流环可降阶为一个惯性环节, 如下式所示:

$$G_{ib}(s) = \frac{1}{\frac{\tau_i}{KK_iK_p}s + 1} = \frac{1}{\frac{1}{K'}s + 1} \quad (19)$$

得 PMSM 电流环控制系统模型如下:

$$G_p(s) = \frac{K_c}{Js(\frac{1}{K'}s + 1)} \quad (20)$$

2.2 滚珠丝杠模型

根据选用的交流伺服电动机确定电动缸滚珠丝杠, 滚珠丝杠的导程为 m , m/rad 。

$$F = \frac{T_f}{m} \quad (21)$$

2.3 力传感器模型

$$U_f = K_v F \quad (22)$$

其中: K_v 为力传感器转换系数, V/N ; U_f 为力传感器的输出电压, V 。

2.4 扭矩传感器

$$T_f = K_T \Delta\theta = K_T(\theta_f - \theta) \quad (23)$$

其中: K_T 为扭转刚度; $\Delta\theta$ 为扭矩传感器两端的形变角度差; T_f 为输出力矩; θ_f 为电机输出转角; θ 为操纵杆输入位移引起的电机转子偏转角度。

2.5 系统模型的实现

根据以上各部分的数学模型, 建立电动力伺服加载系统的方块图如图 6。

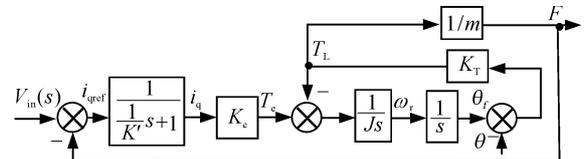


图 6 电动力伺服加载系统方块图

由图 6 可得电动负载模拟器数学模型为:

$$F = \frac{K_T K_c K'}{m(Js^2 + K_T)(s + K')} V_{in} - \frac{K_T Js^2 (s + K')}{m(Js^2 + K_T)(s + K') - K_T K_v K_c K'} \theta \quad (24)$$

针对电动操纵负荷系统设计出升降舵控制结构图, 如图 7。

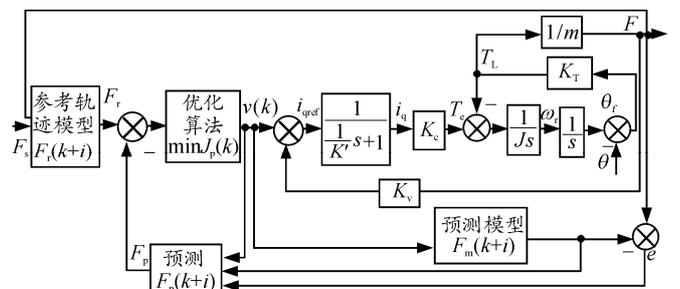


图 7 升降舵模型控制结构图

为了测试操纵负荷系统的性能的有效性, 需要在电动操纵负荷系统原理样机上进行相应的实验

证。实验方法为：在大力臂状态，飞行员操纵驾驶杆作接近于正弦曲线运动，通过对实际系统辨识，其采样周期为 0.001 s，得到系统的脉冲响应系数：0, 0.284 6, 0.732 5, 0.992 3, 0.969 2, 0.718 1, -0.055 2, 0.018 5, -0.016 7, 0.005 3, -0.002 6, 0.000 2, -0.000 1。调整控制参数使结果最佳，此时模型控制参数为 $M=6, P=7, N=50, Q=I, \lambda=0.01$ 。实验结果如图 8。

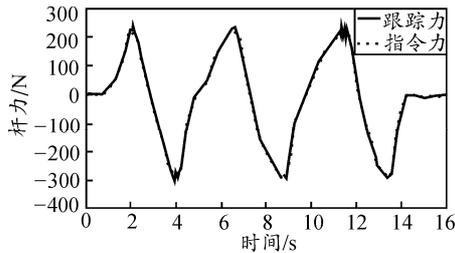


图 8 实际系统实验结果

由图 8 可知，当杆位移在 -250~200 mm 范围变化时，跟踪误差小于 0.5 N。当杆位移达到极限值时，加载误差为最大值 2.5 N，此时的加载精度为 1.25%，满足系统设计的要求。

3 结束语

针对某型军机模拟器操纵负荷系统的非线性和不确定性，对系统参数分段集中化处理，并利用最

小二乘参数估计法得到系统等效线性模型。Matlab/simulink 平台仿真结果表明：该系统模型的准确性直接影响操纵系统的逼真性能，该模型可应用于飞行模拟器操纵负荷系统，满足飞行品质的要求。

参考文献：

- [1] 王行仁. 飞行实时仿真系统及技术[M]. 北京：北京航空航天大学出版社, 1998.
- [2] 卢颖, 王勇亮, 王占林, 等. 基于电动式力伺服的纵向操纵人感仿真系统[J]. 系统仿真学报, 2003, 15(4): 505-507.
- [3] 刘长华. 应用于飞行模拟器的电动伺服加载系统[J]. 重庆工学院学报, 2005, 19(5): 38-40.
- [4] Vanzwieten, Frdriscoll, Aleonessa GD. Design of a prototype ocean current turbine-Part two: flight control system[J]. Ocean Engineering. 2006, 33: 1522-1551.
- [5] 徐鑫福, 冯亚昌. 飞机飞行操纵系统[M]. 北京：北京航空航天大学出版社, 1989: 210-239.
- [6] 沈永奎. 飞机操纵系统建模与仿真[J]. 火力与指挥控制, 2005, 30(增刊): 98-100.
- [7] 闰梁, 梁建民, 潘春萍, 等. 飞行模拟器操纵负荷系统模型力建模仿真研究[J]. 微机计算机信息, 2010, 26: 12-16.
- [8] Saffet Ayasun, robert Fischl, sean Vallieu, et al. Modeling and stability analysis of a simulation-stimulation interface for hardware-in-the-loop applications[J]. Simulation Modelling Practice and Theory, 2007: 734-746.

(上接第 18 页)

3.3 评审手段

评审手段包括设计、工艺、可靠性和质量评审。按照有关标准、规范、程序和内容，在计划规定的阶段和评审点，由承制方、使用方和有关技术人员组成评审组，对规定的内容结合提供的资料进行评审，考核产品设计、工艺和质量是否达到可靠性保证大纲规定，确定产品是否能转入下一阶段工作。

通常在装备研制过程中进行 3 次评审：方案论证与审定阶段的可靠性设计评审、技术设计阶段的可靠性设计评审以及正样阶段的可靠性设计评审^[6]。

3.4 试验验证手段

按照计划参加性能试验、环境试验、分机和整机综合应力筛选试验、可靠性鉴定试验，分析、论证产品设计和制造过程中的可靠性工作情况，确定装备是否达到规定的要求；同时对不符合规定和不合理的问题进行反馈、改进和归零。

3.5 “三化” 监督控制手段

“三化” 监督控制手段即程序化、规范化和标准化监控。程序化监督控制是按照装备的形成流程，

对装备研制、生产和使用的每个工作环节进行的监督控制。规范化、标准化监督控制是按承制方和使用方都认可的标准、规范进行的监督控制。

4 结束语

装备的可靠性监督控制是可靠性工作的重要组成部分，贯穿于装备系统研制、生产、使用维护等全寿命周期的各个阶段。因此，只有做到监控程序化、工作标准化和管理规范化，才能对装备的各个环节实施有效控制，从而达到提高装备固有质量与可靠性水平的目的。

参考文献：

- [1] 陈辉强, 魏鑫, 高飞. 装备可靠性数据处理方法[J]. 四川兵工学报, 2010, 31(7): 35.
- [2] 盐见弘. 可靠性工程基础[M]. 北京：科学出版社, 1983.
- [3] 戴永久. 可靠度导论[M]. 北京：三民出版社, 2001.
- [4] 芮延年, 傅戈雁. 现代可靠性设计[M]. 北京：国防工业出版社, 2011.
- [5] 严发宝, 等. 一种基于 Matlab 的军用电子板卡可靠性预计计算方法[J]. 兵工自动化, 2010, 29(4): 95-96.
- [6] 郭永基. 电力系统可靠性原理和应用[M]. 北京：清华大学出版社, 1986.