

7-2-2020

Fault Modeling and Simulation of Swing Infrared Earth Sensor

Jiansong Chang

1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;;2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China;

Xinyan Liu

1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Fault Modeling and Simulation of Swing Infrared Earth Sensor

Abstract

Abstract: In order to meet the requirements of refined modeling and fault simulation, *function modules of swing infrared earth sensor (IRES) was identified according to its working principle, main fault modes of each module was analyzed, mathematical fault model based on physical mechanism was designed, and a program for normal and fault simulation was written.* The refined fault model can calculate attitude angles exactly, reflect signal relationship between inside modules, and simulate various fault modes effectively. The model can be used in simulating, testing and fault diagnosis and so on.

Keywords

infrared earth sensor, module identification, fault mode analysis, fault modeling, simulation

Recommended Citation

Chang Jiansong, Liu Xinyan. Fault Modeling and Simulation of Swing Infrared Earth Sensor[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(1): 8-18.

摆动式红外地球敏感器故障建模与仿真

常建松^{1,2}, 刘新彦¹

(1.北京控制工程研究所, 北京 100190; 2.空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190)

摘要: 为满足精细化建模和故障仿真验证需求, 根据摆动式红外地球敏感器的工作原理, 对其进行功能模块划分, 分析各模块主要故障模式, 建立基于物理机理的故障数学模型, 编写仿真程序进行正常和故障仿真验证。结果表明所建立的地球敏感器精细化故障模型, 能够正确计算姿态角, 反映内部各模块间信息传递关系, 还能有效地模拟各种故障模式, 可以应用于卫星控制系统仿真测试和故障诊断等方面。

关键词: 红外地球敏感器; 模块划分; 故障模式分析; 故障建模; 仿真验证

中图分类号: TP391.9; V448.2 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2016) 01-0008-12

Fault Modeling and Simulation of Swing Infrared Earth Sensor

Chang Jiansong^{1,2}, Liu Xinyan¹

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China)

Abstract: In order to meet the requirements of refined modeling and fault simulation, *function modules of swing infrared earth sensor (IRES) was identified according to its working principle, main fault modes of each module was analyzed, mathematical fault model based on physical mechanism was designed, and a program for normal and fault simulation was written.* The refined fault model can calculate attitude angles exactly, reflect signal relationship between inside modules, and simulate various fault modes effectively. The model can be used in simulating, testing and fault diagnosis and so on.

Keywords: infrared earth sensor; module identification; fault mode analysis; fault modeling; simulation

引言

摆动式红外地球敏感器(以下简称地球敏感器)广泛应用于中高轨道卫星, 测量相对于地心方向的滚动和俯仰姿态偏差, 是组成卫星控制系统重要姿态敏感器。传统用于系统测试和仿真的地球敏感器数学模型^[1-3], 依据测量原理直接利用动力学姿态信息解算滚动角和俯仰角, 不能反映组成敏感

器的各功能模块间信号传递关系, 也不包含故障设置功能。随着建模与仿真技术发展, 传统数学模型已日渐不能满足精细化建模以及故障仿真验证的要求^[4-5], 针对这一问题, 本文在对地球敏感器进行模块划分与故障模式分析基础上, 建立了基于物理机理的精细化故障数学模型, 为卫星控制系统仿真测试和故障诊断算法研究提供模型基础。

1 测量原理

在地球同步轨道高度, 地球敏感器看到的地球是半径为8.73°的圆盘。简化分析时, 地球圆盘可以当作整个表面有恒定的红外辐射, 探测器的基本视场当作点来考虑, 参见图1。



收稿日期: 2014-08-26 修回日期: 2014-10-21;
基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61203093);
作者简介: 常建松(1982-), 男, 黑龙江, 高工, 研究方向为卫星控制系统方案设计与仿真; 刘新彦(1970-), 男, 山西, 研究员, 研究方向为航天器控制系统总体设计。

<http://www.china-simulation.com>

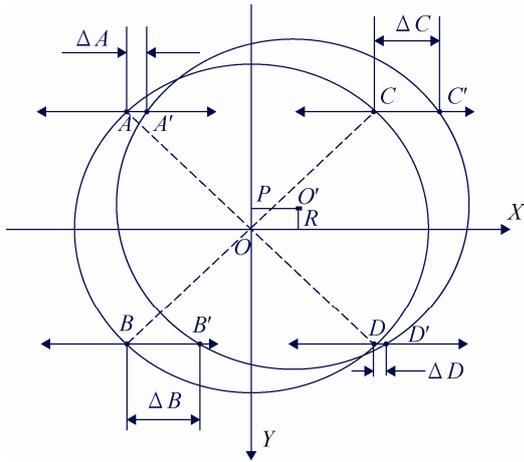


图 1 摆动式红外地球敏感器测量原理

当无姿态偏差时, 4个探测器沿南、北纬 45° 扫描红外地平, 参考点 A, B, C, D 的坐标由下列方程组求出:

$$\begin{cases} X^2 + Y^2 = \rho_s^2 \\ Y = \pm \beta \cdot \rho_s \end{cases} \quad (1)$$

式中: $\beta = \sin 45^\circ$, $\rho_s = 8.73^\circ$ 为地球半张角。设参考点 A, B, C, D 的 X 轴坐标分别为 X_A, X_B, X_C, X_D , 可由式(1)求出:

$$\begin{cases} X_A = -\rho_s \sqrt{1 - \beta^2} \\ X_B = -\rho_s \sqrt{1 - \beta^2} \\ X_C = \rho_s \sqrt{1 - \beta^2} \\ X_D = \rho_s \sqrt{1 - \beta^2} \end{cases} \quad (2)$$

当有俯仰姿态偏差 p 及滚动姿态偏差 r 时, 两条扫描线没有变化, 而地球圆盘位置发生变化, 圆心变为 O' , 地平穿越点 A', B', C', D' , 其 X 轴坐标 X'_A, X'_B, X'_C, X'_D 可由下列方程求解:

$$\begin{cases} (X + p)^2 + (Y + r)^2 = \rho_s^2 \\ Y = \pm \beta \cdot \rho_s \end{cases} \quad (3)$$

$$\text{则: } \begin{cases} X'_A = -\sqrt{\rho_s^2 - (r + \beta \cdot \rho_s)^2} - p \\ X'_B = -\sqrt{\rho_s^2 - (r - \beta \cdot \rho_s)^2} - p \\ X'_C = \sqrt{\rho_s^2 - (r + \beta \cdot \rho_s)^2} - p \\ X'_D = \sqrt{\rho_s^2 - (r - \beta \cdot \rho_s)^2} - p \end{cases} \quad (4)$$

敏感器检测出参考点与实际穿越点之间坐标差值:

$$\begin{cases} \Delta A = X_A - X'_A \\ \Delta B = X_B - X'_B \\ \Delta C = X_C - X'_C \\ \Delta D = X_D - X'_D \end{cases} \quad (5)$$

则卫星俯仰角和滚动角近似计算公式为:

$$p = \frac{\Delta A + \Delta C}{2} = \frac{\Delta B + \Delta D}{2} \quad (6)$$

$$r \approx \frac{\Delta B - \Delta A}{2} = \frac{\Delta C - \Delta D}{2} \quad (7)$$

传统数学模型就是建立在上述公式计算原理基础上, 直接用姿态数据构造地球敏感器的输出, 可以满足通常系统测试和数学仿真使用, 但不能反映该部件的实际工作过程, 也不具备故障仿真功能。

2 模块划分

地球敏感器为复杂的光、机、电一体化部件, 包括主体结构、扫描轴系、光栅编码器、复合视场地球探头和处理线路等组件。模块划分以独立性、故障影响清晰和功能最大化为准则^[6], 采用基于功能与结构相结合的方法^[7], 根据地球敏感器工作原理, 将其划分为以下几个功能模块: 二次电源, 复合视场地球探头, 四路模拟通道, 扫描轴系及驱动电路, 扫描角读出电路, 滚动和俯仰逻辑单元, 命令和数据接口电路。各模块间信息流图见图 2, 地球敏感器整机输入信息包括: 母线电压、开指令信号、关指令信号、探头禁止指令、宽窄扫指令; 输出信息包括: 电源开关状态遥测、探测器温度遥测、EP 状态位遥测以及 32 位遥测数据。

3 故障模式分析

根据模块划分的结果, 分析组成地球敏感器的各个功能模块可能产生的故障模式, 即模块内部故障引起模块输出信息故障表现形式, 见表 1, 模块间的相互影响以及故障对整机输出影响可以通过数学模型运算获得。

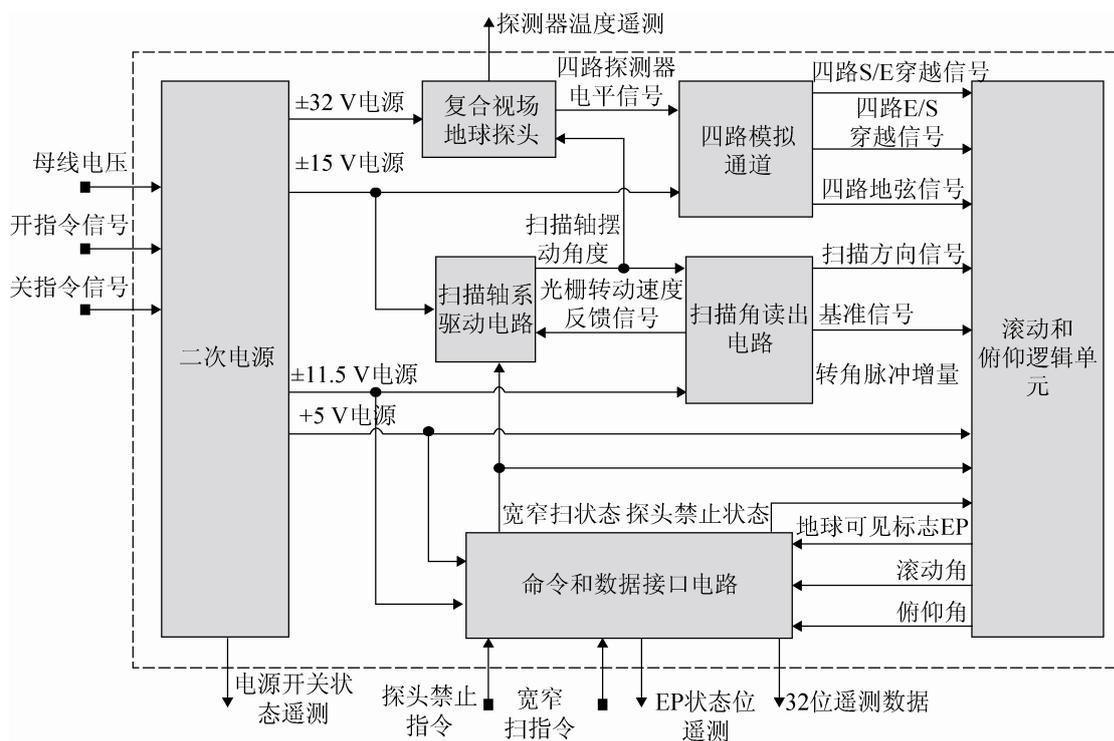


图 2 红外地球敏感器模块划分与信息流图

表 1 地球敏感器故障模式分析表

模块	故障模式	影响分析
二次电源	±32 V电源故障	±32 V电源输出为0
	±15电源故障	±15电源输出为0
	+5 V电源故障	+5 V电源输出为0
	±11.5 V电源故障	±11.5 V电源输出为0
	电源状态遥测故障	电源开关状态输出为0
复合视场地球探头	探测器测量噪声变大	探测器电平信号噪声变大
	探测器无测量信号	探测器电平信号输出为0
四路模拟通道	四路穿越信号丢失	四路穿越信号输出为0
	四路穿越信号异常	四路穿越信号输出多脉冲
	四路地弦信号故障	四路地弦信号输出为0
扫描轴系驱动电路	正弦振荡器故障	扫描轴摆动角度输出为0
	功率放大电路故障	扫描轴摆动角度幅值增益变化
扫描角读出电路	基准处理电路故障	基准信号输出为0
	方向处理电路故障	扫描方向信号输出为0
	光栅转角脉冲读取电路故障	转角脉冲增量输出为0
	光栅摆动速度反馈电路故障	光栅转动速度反馈信号输出为0
滚动俯仰逻辑单元	滚动和俯仰处理电路故障	滚动和俯仰角输出为0
	滚动和俯仰处理电路噪声增大	滚动和俯仰角输出噪声增大
	EP处理电路故障	地球可见标志EP信号输出为0
命令数据接口电路	宽窄扫指令处理电路异常	宽窄扫状态输出为0
	探头禁止指令处理电路异常	探头禁止状态输出为0
	EP信号接口电路故障	EP状态位输出为0
	32位遥测数据处理电路故障	32位遥测数据输出为0

4 故障建模

根据各模块工作原理, 首先建立基于物理机理的正常模型, 并在此基础上添加乘性和加性的故障标志或函数, 模拟各功能模块的故障模式, 进而构成整机的故障模型, 完成部件的故障建模^[8-9]。

4.1 二次电源

二次电源的主要功能是将电源母线提供的母线电压转换成地球敏感器内部其它处理线路工作所需的稳定电压, 并根据开关机指令, 实现产品的加电、断电。二次电源模块故障模型框图如图 3, 各输入、输出和故障设置参数说明见表 2。

二次电源模块故障模型数学表达式如下:

$$\begin{bmatrix} y_{11} \\ y_{12} \\ y_{13} \\ y_{14} \\ y_{15} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{14} \\ \beta_{15} \\ \beta_{16} \\ \beta_{17} \\ \beta_{18} \end{bmatrix} (\beta_{12}u_{12} \& \overline{\beta_{13}u_{13}}) \beta_{11}u_{11} \quad (8)$$

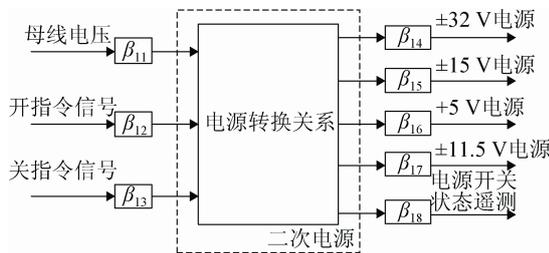


图 3 二次电源故障模型

表 2 二次电源模块参数表

类别	符号	含义	说明
输入	u_{11}	母线电压	1: 加电, 0: 断电
	u_{12}	开指令信号	1: 指令有效
	u_{13}	关指令信号	0: 指令无效
输出	y_{11}	±32 V 电源状态	1: 输出正常 0: 无输出
	y_{12}	±15 V 电源状态	
	y_{13}	+5 V 电源状态	
	y_{14}	±11.5 V 电源状态	
	y_{15}	电源开关状态遥测	
故障设置	β_{11}	一次电源故障标志	1: 正常 0: 故障
	β_{12}	开指令故障标志	
	β_{13}	关指令故障标志	
	β_{14}	±32 V 电源故障标志	
	β_{15}	±15 V 电源故障标志	
	β_{16}	+5 V 电源故障标志	
	β_{17}	±11.5 V 电源故障标志	
	β_{18}	电源状态遥测故障标志	

4.2 复合视场地球探头

复合视场地球探头主要由光学系统和 4 个红外探测器组成, 光学系统的作用是将地球圆盘(红外波段 14~16 μm)聚焦, 4 个热敏电阻红外探测器安装在焦平面上组成复合视场。聚焦的地球圆盘随着扫描系统摆动, 等效于探测器不断扫描地球圆盘, 在扫描地球圆盘时输出电平信号, 在扫描冷空间时输出为 0。模块故障模型框图如图 4, 参数说明见表 3 所示。

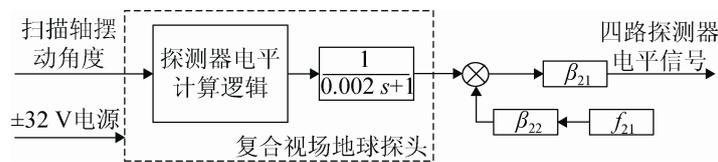


图 4 复合视场地球探头故障模型

表 3 复合视场地球探头模块参数表

类别	符号	含义	说明
输入	u_{21}	±32 V 电源	1: 加电, 0: 断电
	u_{22}	扫描轴摆动角度	窄扫±5.5°, 宽扫±11°
输出	y_{21i}	四路探测器电平信号	高电平 0.14 mV, 低电平 0
故障设置	β_{21}	探测器电平故障标志	1: 正常, 0: 故障
	β_{22}	电平噪声故障标志	1: 输出噪声, 0: 无噪声
	f_{21}	电平噪声函数	高斯白噪声

注: 文中下标 $i = A, B, C, D$, 分别代表 4 个探头。

探测器电平计算逻辑：由式(2)和扫描轴转动角度 u_{22} ，可以确定4个探测器中心相对于扫描坐标系的位置。

$$\begin{cases} X_A = u_{22} - \rho_s \sin 45^\circ \\ X_B = u_{22} - \rho_s \sin 45^\circ \\ X_C = u_{22} + \rho_s \sin 45^\circ \\ X_D = u_{22} + \rho_s \sin 45^\circ \end{cases} \quad (9)$$

由式(4)可求得在实际姿态滚动角 r 和俯仰角 p 时，在扫描坐标系下4个地平穿越点的理论坐标值 X'_A, X'_B, X'_C, X'_D ，则探测器输出电平关 x_{2li} 系可表示为：

$$x_{2li} = \begin{cases} 0, & X_i < X'_A \text{ 或 } X_i > X'_C \quad (i = A, C) \\ 0.00014, & X_i \geq X'_A \text{ 且 } X_i \leq X'_C \quad (i = A, C) \\ 0, & X_i < X'_B \text{ 或 } X_i > X'_D \quad (i = B, D) \\ 0.00014, & X_i \geq X'_B \text{ 且 } X_i \leq X'_D \quad (i = B, D) \end{cases} \quad (10)$$

同时将探测器本身抽象为一个2 ms时间常数的一阶惯性响应环节，则复合视场地球探头模块故障模

型数学表达式为：

$$y_{2li} = \left(\frac{1}{0.002s + 1} x_{2li} + f_{21} \beta_{22} \right) \beta_{21} u_{21} \quad (11)$$

4.3 四路模拟通道

四路模拟通道电路把探测器输出的微弱地球电平信号进行放大处理并进行微分，给出空间/地平或地平/空间穿越脉冲信号以及四路地弦信号，供滚动和俯仰逻辑单元姿态计算使用。模块故障模型框图如图5，参数说明见表4。

前置放大环节：由于探测器敏感地球红外辐射输出电平信号十分微弱，在进一步处理前需要将信号放大，仿真中使用一个前置放大器将信号放大，放大倍数 K_p 为 25 000 倍。设前置放大后的四路电平信号为 x_{3li} ，其数学表达式可写为：

$$x_{3li} = K_p \cdot u_{32i} \quad (12)$$

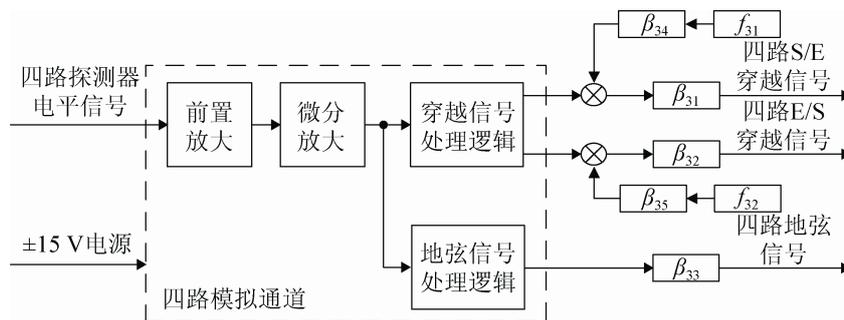


图 5 四路模拟通道故障模型

表 4 四路模拟通道模块参数表

类别	符号	含义	说明
输入	u_{31}	±15 V 电源	1: 加电, 0: 断电
	u_{32i}	四路探测器电平信号	见表 3
输出	y_{31i}	四路 S/E 穿越信号	1: 空间/地球, 0: 无穿越
	y_{32i}	四路 E/S 穿越信号	1: 地球/空间, 0: 无穿越
	y_{33i}	四路地弦信号	1: 扫到地球, 0: 未扫到
故障设置	β_{31}	S/E 穿越信号故障标志	1: 正常, 0: 故障
	β_{32}	E/S 穿越信号故障标志	
	β_{33}	地弦信号故障标志	
	β_{34}	S/E 多脉冲故障标志	1: 输出多脉冲
	β_{35}	E/S 多脉冲故障标志	0: 无多脉冲
	f_{31}	多脉冲产生函数	0/1 随机脉冲序列
	f_{32}	多脉冲产生函数	

微分放大环节: 对已放大的信号进行微分, 可进一步检测出地球边缘信号。穿越时刻的微分信号远大于探测器处于地平或冷空间中的微分信号, 再通过穿越信号处理线路的进一步处理可得系统运行期间的穿越状态。微分放大环节可以抽象为一个时间常数为 3.3 ms 的微分惯性环节, 设微分放大后的电平信号为 x_{32i} , 则有:

$$x_{32i} = \frac{0.0033s}{0.0033s + 1} x_{31i} \quad (13)$$

穿越信号处理逻辑: 设定阈值 $\text{Max}(> 0)$ 作为穿越标志位, 在某一时刻, 若微分信号大于阈值 Max , 则表示此刻该探头从空间穿向地球圆盘, 四路 S/E 穿越信号输出设为“1”; 若微分信号小于阈值 $-\text{Max}$, 则表示此刻该探头从地球圆盘穿向空间, 四路 E/S 穿越信号输出设为“1”; 其余情况穿越信号输出均设为“0”, 表示此刻各通道没有发生穿越。为了防止在后续的穿越点坐标求取中引入较大的误差, Max 取值尽量接近微分信号的顶点。四路穿越信号故障模型数学表达式为:

$$y_{31i} = \begin{cases} 0, & x_{32i} \leq \text{Max} \\ 1, & x_{32i} > \text{Max} \end{cases} \quad (14)$$

$$y_{31i} = (y_{31i} + \beta_{34}f_{31})\beta_{31}u_{31} \quad (15)$$

$$y_{32i} = \begin{cases} 0, & x_{32i} \geq -\text{Max} \\ 1, & x_{32i} < -\text{Max} \end{cases} \quad (16)$$

$$y_{32i} = (y_{32i} + \beta_{35}f_{32})\beta_{32}u_{31} \quad (17)$$

地弦信号处理逻辑: 微分放大后电平型号再经过充电时间常数为 2.2 ms, 放电时间常数为 330 ms 的一阶滤波环节得到地弦信号比较电平 x_{33i} , 其数学表达式为:

$$x_{33i} = \begin{cases} \frac{1}{0.0022s + 1} x_{32i}, & (x_{32i} - x_{33i}) > 0.7 \\ x_{33i} \cdot e^{\frac{-\Delta T}{0.33}}, & (x_{32i} - x_{33i}) \leq 0.7 \end{cases} \quad (18)$$

式中 ΔT 为仿真周期, 取值为 0.01ms, 则地弦信号故障模型数学表达式可写为:

$$y_{33i} = \begin{cases} 0, & x_{33i} < 0.5 \\ \beta_{33}u_{31}, & x_{33i} \geq 0.5 \end{cases} \quad (19)$$

4.4 扫描轴系及驱动电路

由 10 Hz 正弦振荡器产生驱动信号, 通过功率放大和光栅速度反馈电路形成扫描电机驱动信号。由扫描电机驱动扫描镜使得复合视场以 10 Hz 的扫描频率沿俯仰轴方向扫描, 根据窄、宽扫描状态, 扫描幅度分别为 $\pm 5.5^\circ$ 和 $\pm 11^\circ$ 。模块故障模型框图如图 6, 参数说明见表 5。

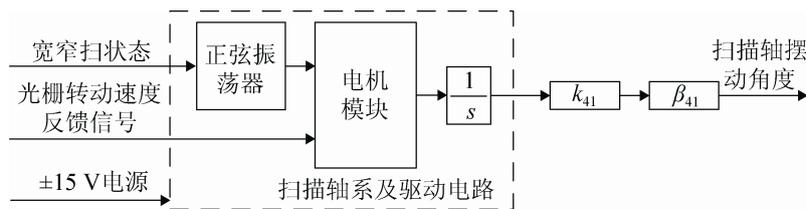


图 6 扫描轴系及驱动电路故障模型

表 5 扫描轴系及驱动电路模块参数表

类别	符号	含义	说明
输入	u_{41}	±15 V 电源	1: 加电, 0: 断电
	u_{42}	宽窄扫状态	1: 窄扫, 0: 宽扫
	u_{43}	光栅转动速度反馈信号	单位: %/s
输出	y_{41}	扫描轴摆动角度	窄扫 $\pm 5.5^\circ$, 宽扫 $\pm 11^\circ$
故障	β_{41}	摆角故障标志	1: 正常, 0: 故障
设置	k_{41}	摆角增益调节函数	正常值 1.0, 可选值 0~2.0

正弦振荡器: 根据宽窄扫状态产生相应幅值的频率为 10 Hz 的电机扫描驱动信号 x_{41} , 其表达式如下, 式中 t 为仿真时间。

$$x_{41} = \begin{cases} 7.02 \cdot \sin(20\pi \cdot t), & u_{42} = 1 \\ 14.04 \cdot \sin(20\pi \cdot t), & u_{42} = 0 \end{cases} \quad (20)$$

电机模块: 在驱动信号和光栅转动速度反馈信号共同作用下, 扫描轴以一定角速度旋转, 电机模

块本身可以抽象为一个放大系数为 17.24 倍时间常数为 0.056 s 的一阶惯性放大环节, 则扫描轴转速 x_{42} 可以表示为:

$$x_{42} = \frac{17.24}{0.056s + 1}(x_{41} - u_{43}) \quad (21)$$

对转动速度进行积分即可获得扫描轴摆动角度, 提供给复合视场探头和扫描轴角读出装置模块作为输入, 则扫描轴系及驱动电路故障模型数学表达式可写为:

$$y_{41} = \left(\frac{1}{s}x_{42}\right)k_{41}\beta_{41}u_{41} \quad (22)$$

4.5 扫描角读出电路

扫描轴系带动光栅转动, 使得扫描角读出电路能够敏感到光栅脉冲的变化, 输出转角脉冲增量信号, 同时给出光栅转动速度反馈信号。扫描角读出电路利用光栅编码器产生基准信号与扫描方向信号, 提供给滚动和俯仰逻辑单元。模块故障模型框图如图7, 参数说明见表6。

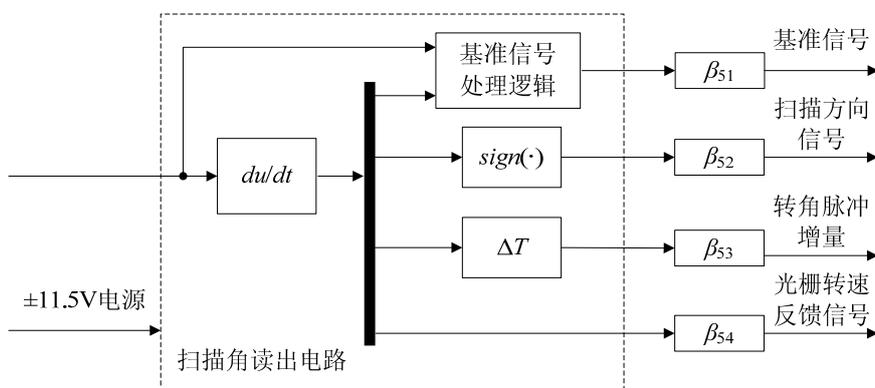


图 7 扫描角读出电路故障模型

表 6 扫描角读出电路模块参数表

类别	符号	含义	说明
输入	u_{51}	±11.5 V 电源	1: 加电, 0: 断电
	u_{52}	扫描轴摆动角度	窄扫±5.5°, 宽扫±11°
输出	y_{51}	基准信号	0/1 方波
	y_{52}	扫描方向信号	1: 正向, -1: 负向
	y_{53}	转角脉冲增量	单位: °
	y_{54}	光栅转动速度反馈信号	单位: %/s
故障设置	β_{51}	基准信号故障标志	
	β_{52}	扫描方向信号故障标志	
	β_{53}	转角脉冲增量故障标志	1: 正常, 0: 故障
	β_{54}	转速反馈信号故障标志	

对扫描轴摆动角度信息进行微分, 可以获得扫描速度 $x_{51} = du_{52} / dt$, 则基准信号故障模型数学表达式为:

$$y_{51} = \begin{cases} 0, & x_{51} < 0 \text{ 且 } u_{52} = 0 \\ \beta_{51}u_{51}, & x_{51} > 0 \text{ 且 } u_{52} = 0 \end{cases} \quad (23)$$

通过判断 x_{51} 符号即可确定扫描方向, 扫描方向信号故障模型数学表达式可写为:

$$y_{52} = \text{sign}(x_{51})\beta_{52}u_{51} \quad (24)$$

转角脉冲增量可以利用扫描速度乘以仿真周期 ΔT 模拟, 其故障模型数学表达式为:

$$y_{53} = (\Delta T \cdot x_{51})\beta_{53}u_{51} \quad (25)$$

扫描轴系带动光栅转动, 则光栅转动速度反馈信号可用扫描速度来表示, 其故障模型数学表达式:

$$y_{54} = x_{51}\beta_{54}u_{51} \quad (26)$$

4.6 滚动和俯仰逻辑单元

滚动和俯仰逻辑单元电路根据地平穿越信号、基准信号、方向信号、探头禁止状态、宽窄扫状态等, 完成地球可见状态判断、四路弦宽信号处理、四路弦宽计数以及滚动和俯仰姿态计算等。模块故障模型框图如图8, 参数说明见表7。

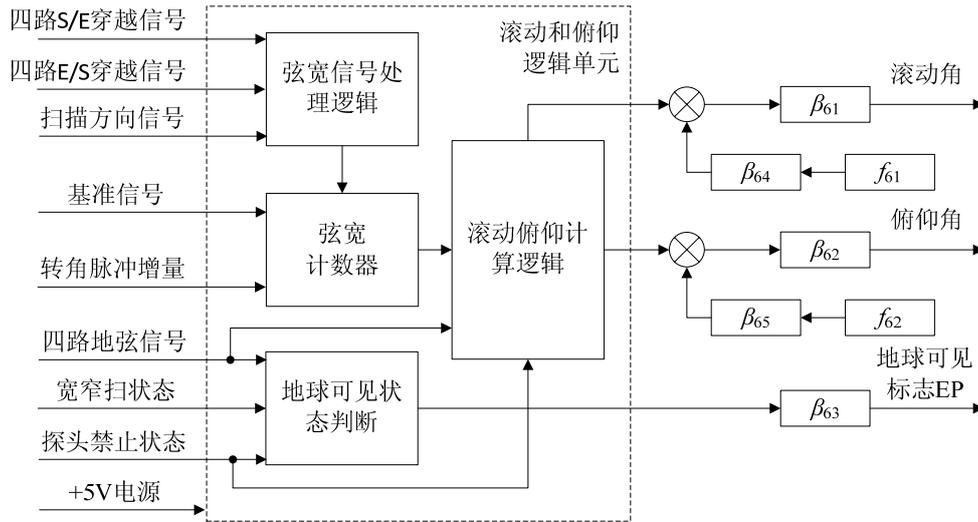


图 8 滚动和俯仰逻辑单元故障模型

表 7 滚动和俯仰逻辑单元模块参数表

类别	符号	含义	说明
	u_{61}	+5 V 电源	1: 加电, 0: 断电
	u_{62i}	四路 S/E 穿越信号	见表 4
	u_{63i}	四路 E/S 穿越信号	
	u_{64}	扫描方向信号	1: 正向, -1: 负向
输入	u_{65}	基准信号	0/1 方波
	u_{66}	转角脉冲增量	单位/ $^{\circ}$
	u_{67i}	四路地弦信号	见表 4
	u_{68}	宽窄扫状态	
	u_{69i}	探头禁止状态	1: 禁止, 0: 工作
输出	y_{61}	滚动角	单位/ $^{\circ}$
	y_{62}	俯仰角	
	y_{63}	地球可见标志 EP	
	β_{61}	滚动角故障标志	1: 正常, 0: 故障
	β_{62}	俯仰角故障标志	
故障设置	β_{63}	EP 故障标志	
	β_{64}	滚动角输出噪声故障标志	1: 输出噪声
	β_{65}	俯仰角输出噪声故障标志	0: 无噪声
	f_{41}	滚动角噪声函数	高斯白噪声
	f_{42}	俯仰角噪声函数	

弦宽信号处理逻辑: 根据探头 A, B, C, D 所处方位, 四路穿越信号和扫描方向信号间关系, 处理获得弦宽信号 x_{61i} , 本文仅考虑正向穿越情况, 即探头 A, B 仅从地球圆盘左边界扫入扫出, 探头 C, D 仅从地球圆盘右边界扫入扫出。

$$x_{61i} = \begin{cases} 0, & u_{63i} = 1 \text{ 且 } u_{64} = -1 \quad (i = A, B) \\ 1, & u_{62i} = 1 \text{ 且 } u_{64} = 1 \quad (i = A, B) \\ 0, & u_{63i} = 1 \text{ 且 } u_{64} = 1 \quad (i = C, D) \\ 1, & u_{62i} = 1 \text{ 且 } u_{64} = -1 \quad (i = C, D) \end{cases} \quad (27)$$

弦宽计数器: 卫星处于零姿态时, 弦宽信号与基准信号前沿或后沿相重合。在有姿态误差时, 弦宽信号与基准信号之间出现时间间隔, 在此间隔内对来自编码器代表角度信息的增量脉冲进行计数, 获得每个扫描周期内各探头输出弦宽测量值 x_{62i} , 其数学表达式为:

$$x_{62i} = \begin{cases} x_{62i} - u_{66}, & \overline{x_{61i}} \& u_{65} = 1 \quad (i = A, B) \\ x_{62i} + u_{66}, & x_{61i} \& \overline{u_{65}} = 1 \quad (i = A, B) \\ x_{62i} + u_{66}, & \overline{x_{61i}} \& u_{65} = 1 \quad (i = C, D) \\ x_{62i} - u_{66}, & x_{61i} \& \overline{u_{65}} = 1 \quad (i = C, D) \end{cases} \quad (28)$$

滚动俯仰计算逻辑: 根据四路地弦信号扫描到地球状态以及探头禁止状态, 按表 8 逻辑以与扫描周期同步频率输出滚动角和俯仰角计算值, 同时将弦宽测量值 x_{62i} 清零。则滚动角和俯仰角故障模型数学表达式可写为:

$$y_{61} = (y_{61} + \beta_{64} f_{61}) \beta_{61} u_{61} \quad (29)$$

$$y_{62} = (y_{62} + \beta_{65} f_{62}) \beta_{62} u_{61} \quad (30)$$

表 8 滚动和俯仰计算逻辑

$\overline{u_{69i}} \& u_{67i}$				滚动角 y_{61}	俯仰角 y_{62}
D	C	B	A		
0	0	0	0	0	0
0	0	0	1	-3	12
0	0	1	0	3	12
0	0	1	1	x_{62B}	x_{62A}
0	1	0	0	-3	-12
0	1	0	1	x_{62C}	x_{62A}
0	1	1	0	x_{62C}	x_{62B}
0	1	1	1	$(x_{62B} - x_{62A}) / 2$	$(x_{62A} + x_{62C}) / 2$
1	0	0	0	3	-12
1	0	0	1	x_{62D}	x_{62A}
1	0	1	0	x_{62D}	x_{62B}
1	0	1	1	$(x_{62B} - x_{62A}) / 2$	$(x_{62B} + x_{62D}) / 2$
1	1	0	0	x_{62D}	x_{62C}
1	1	0	1	$(x_{62C} - x_{62D}) / 2$	$(x_{62A} + x_{62C}) / 2$
1	1	1	0	$(x_{62C} - x_{62D}) / 2$	$(x_{62B} + x_{62D}) / 2$
1	1	1	1	$(x_{62B} - x_{62A} + x_{62C} - x_{62D}) / 4$	$(x_{62A} + x_{62B} + x_{62C} + x_{62D}) / 4$

地球可见状态判断：根据探头禁止状态、宽窄扫状态以及四路地弦信号扫描到地球状态联合判断EP可见性，其判断逻辑为：

$$y_{63} = \begin{cases} 1, & \sum u_{69i} = 0 \text{ 且 } u_{68} = 1 \text{ 且 } \sum u_{67i} \geq 3 \\ 0, & \sum u_{69i} = 0 \text{ 且 } u_{68} = 1 \text{ 且 } \sum u_{67i} < 3 \\ 1, & \sum u_{69i} = 0 \text{ 且 } u_{68} = 0 \text{ 且 } \sum u_{67i} \geq 1 \\ 0, & \sum u_{69i} = 0 \text{ 且 } u_{68} = 0 \text{ 且 } \sum u_{67i} = 0 \\ 1, & \sum u_{69i} > 0 \text{ 且 } \sum (u_{69i} | u_{67i}) = 4 \\ 0, & \sum u_{69i} > 0 \text{ 且 } \sum (u_{69i} | u_{67i}) < 4 \end{cases} \quad (31)$$

则地球可见标志EP故障模型数学表达式可写为：

$$y_{63} = y_{63} \beta_{62} u_{61} \quad (32)$$

4.7 命令和数据接口电路

命令和数据接口电路实现 2 个功能：其一，接收用户在任意时刻输入的串行遥控命令，控制地球敏感器内部的探测器禁止、扫描状态；其二，对滚动和俯仰逻辑单元计算出的姿态信息、敏感器工作状态等遥测数据，按照要求的格式输出。模块故障模型框图如图 9，参数说明见表 9。

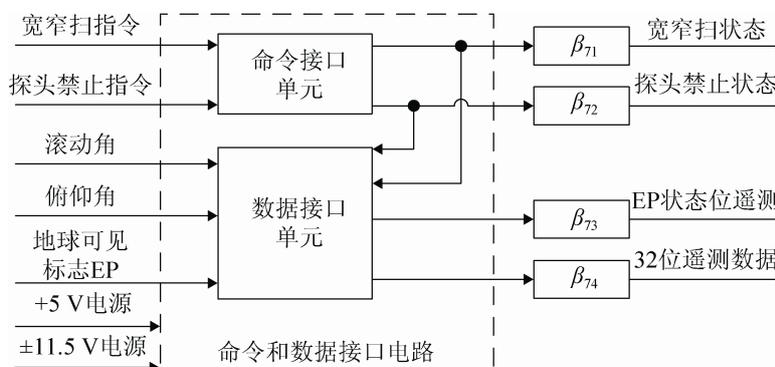


图 9 命令和数据接口电路故障模型

表 9 命令和数据接口电路模块参数表

类别	符号	含义	说明	
输入	u_{71}	+5 V 电源	1: 加电, 0: 断电	
	u_{72}	± 11.5 V 电源		
	u_{73}	宽窄扫指令		
	u_{74i}	探头禁止指令		
	u_{75}	滚动角		单位/ $^{\circ}$
	u_{76}	俯仰角		
	u_{77}	地球可见标志 EP		
输出	y_{71}	宽窄扫状态	1: 窄扫, 0: 宽扫	
	y_{72i}	探头禁止状态	1: 禁止, 0: 工作	
	y_{73}	EP 状态位遥测	1: 见地球, 0: 不见	
	y_{74}	32 位遥测数据	固定格式遥测信息	
故障设置	β_{71}	宽窄扫状态故障标志	1: 正常, 0: 故障	
	β_{72}	探头禁止状态故障标志		
	β_{73}	EP 状态位遥测故障标志		
	β_{74}	32 位遥测数据故障标志		

命令接口单元接收遥控指令, 设置地敏探头禁止状态和扫描状态, 其故障模型数学表达式为:

$$y_{71} = u_{73}\beta_{71}u_{71}u_{72} \quad (33)$$

$$y_{72i} = u_{74i}\beta_{72}u_{71}u_{72} \quad (34)$$

数据接口单元将敏传感器工作状态和姿态测量信息打包成固定格式的 32 位遥测数据, 其中 0~6 位表示状态数据, 7~17 位表示滚动角数据, 18~31 位表示俯仰角测量数据。其处理逻辑可以表示为:

$$y_{74} = 0x00|y_{71}|$$

$$\begin{aligned} & y_{72A} \ll 1 | y_{72B} \ll 2 | y_{72C} \ll 3 | y_{72D} \ll 4 | \\ & 0x60 | (\text{char}(u_{75} / 0.005) \ll 7 \& 0x3ff80) | \\ & (\text{char}(u_{76} / 0.005) \ll 18 \& 0xffc0000) \end{aligned} \quad (35)$$

则数据接口单元故障模型数学表达式为:

$$y_{73} = u_{77}\beta_{73}u_{71}u_{72} \quad (36)$$

$$y_{74} = y_{74}\beta_{74}u_{71}u_{72} \quad (37)$$

5 仿真验证

根据故障建模研究的各功能模块数学表达式, 利用 VC++ 软件编写地球敏传感器故障模型的数学仿真程序, 进行正常和故障条件下仿真验证。

5.1 正常仿真

基于物理机理的地球敏传感器数学模型, 其仿真

计算流程与地球敏传感器实际工作过程一致。首先复合视场探头扫描空间与地球输出四路探测器电平信号, 经过四路模拟通道微分放大电路获得能量微分信号, 其上升沿对应 S/E 穿越信号, 下降沿对应 E/S 穿越信号, 进一步处理得到弦宽信号, 再与基准信号比较, 累计两者不一致时光栅转角脉冲获得每个探头弦宽测量值, 最终通过滚动和俯仰逻辑单元计算输出滚动角和俯仰角等姿态信息。以俯仰角 4° 姿态偏差为例, 上述过程中各信号仿真曲线见图 10。

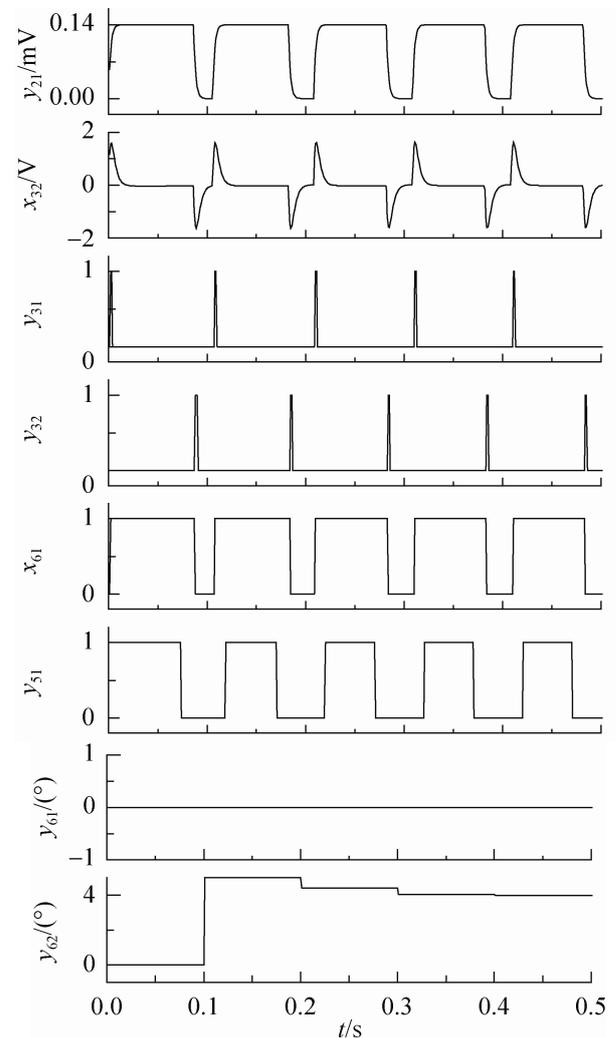


图 10 正常仿真结果

仿真结果表明模型计算的俯仰角快速收敛到真实值 4° 附近, 各功能模块仿真输出信号与实际部件单机测试结果一致, 验证了基于物理机理的数学模型的正确性。

5.2 故障仿真

受日月干扰或地球红外辐射波动影响,地球敏感器易发生测量姿态角噪声增大故障^[10]。利用复合视场地球探头模块探测器测量噪声增大故障模式,通过设置故障标志 β_{22} 和噪声函数 f_{21} 模拟上述故障现象。

假设卫星存在滚动角 0.2° 、俯仰角 0.5° 姿态偏差,仿真开始时地球敏感器工作正常,第 1.0 s 时置 $\beta_{22}=1$, $f_{21}=\text{randn}(0,0.01\text{ mV})$,模拟地敏探头受扰故障,仿真过程中各信号变化曲线见图 11。模型计算的滚动角和俯仰角均快速收敛到真实值附近,第 1.0 s 故障加载后,探测器电平信号测量噪声明显增大,受此影响滚动角和俯仰角产生 $0.02^\circ(3\sigma)$ 姿态噪声,仿真表现与故障模式分析结果一致,验证了模型故障模拟的有效性。

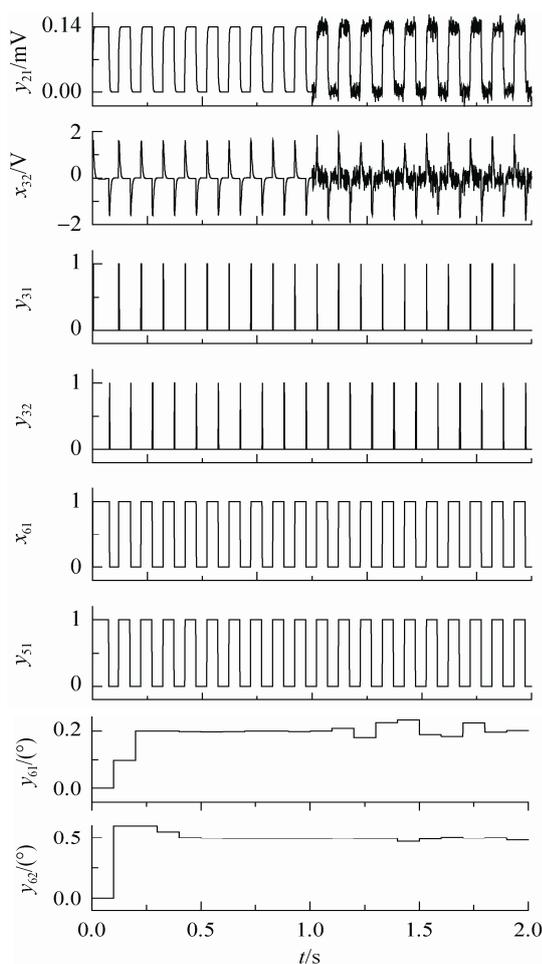


图 11 故障仿真结果

正常及故障仿真表明,基于物理机理的地球敏感器故障数学模型,能够准确计算姿态角测量值,给出内部各模块输出信号,通过故障参数设置,可以快速有效地模拟地球敏感器主要故障模式。

6 结论

本文建立的摆动式红外地球敏感器故障模型,不仅能为卫星控制系统正常仿真测试提供基于物理机理的数学模型,还可为故障诊断方法研究提供功能模块级故障模型。与传统模型相比本文模型各模块算法复杂,受个别环节时间常数较小的限制,模型仿真步长选为 0.01 ms,使得仿真计算量大大增加。本文故障模型只能模拟表 1 列出的 23 种主要故障模式,不能覆盖地球敏感器所有的故障情况,可以根据实际仿真任务需要对模型进行扩充。

本文采用的基于模块划分的精细化故障建模方法,可以扩展应用到各类航天器系统或部件的故障建模。

参考文献:

- [1] 屠善澄. 卫星姿态动力学与控制 3 册 [M]. 北京: 宇航出版社, 2003: 73-77.
- [2] 唐尧. 考虑高度参数的摆动式红外地球敏感器模型研究[J]. 空间控制技术与应用, 2012, 38(3): 27-32. (TANG Yao. Research on Swing Scanning Infrared Earth Sensor with Orbit Altitude Concerned[J]. Aerospace Control and Application (S1674-1579), 2012, 38(3): 27-32.)
- [3] 雷仲谋, 李建平, 陈国宇. 摆动式扫描红外地球敏感器在轨探头级备份工作研究[J]. 空间控制技术与应用, 2013, 39(6): 40-44. (LEI Zhongmou, LI Jianping, CHEN Guoyu. On Bolometer Detector Redundancy of Swing Infrared Earth Sensor [J]. Aerospace Control and Application (S1674-1579), 2013, 39(6): 40-44.)
- [4] 王行仁, 文传源, 李伯虎, 等. 我国系统建模与仿真技术的发展[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(21): 6683-6688. (WANG Xingren, WEN Chuanyuan, LI Bohu, et al. The Development of System Modeling and Simulation Technologies in China[J]. Journal of System Simulation (S1004-731X), 2009, 21(21): 6683-6688.)

(下转第 26 页)