

# 空间电源性能测试仿真系统设计与实现

曹梦磊, 张绪斌, 张义超, 张占峰

(北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

**摘要:** 提出一种基于空间电源控制器的半实物动态环境测试仿真系统, 主要由电源控制器、太阳能电池模拟阵、蓄电池模拟器、程控电子负载和仿真计算机组成。以电源控制器为被测对象, 搭建的仿真系统可实时模拟航天器在空间动态环境下太阳能电池阵的输出特性, 包括不同轨道、太阳光照角等状态条件下的输出, 对航天器上的电源性能进行测试, 通过仿真结果验证空间电源系统设计的正确性。

**关键词:** 空间电源; 性能测试; 仿真系统

**中图分类号:** V416.6

**文献标志码:** A

**文章编号:** 2096-4080 (2019) 06-0052-08

## Design and Realization of a Simulation System for Space Power Performance

CAO Menglei, ZHANG Xubin, ZHANG Yichao, ZHANG Zhanfeng

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

**Abstract:** This paper presents a semi-physical simulation system in dynamic environment based on space power controller. The system includes a space power controller, a solar array simulator, a battery simulator, several programmable electronic loads and a computer. Taking the space power controller as a test subject, the simulation system can simulate real time output of solar array in a space-like dynamic environment, with different orbits, changing solar incident angles and so on. Also, the performance of the power system of spacecraft can be tested in order to optimize the design parameter.

**Key words:** Space power; Performance test; Simulation system

### 0 引言

太阳能是卫星等航天器在轨获取能源的主要方式, 由太阳能电池阵列、蓄电池组和电源控制器组成的太阳能供配电系统已普遍应用在航天器电源系统中, 其中电源控制器是太阳能供配电系统的重要设备, 它负责太阳能电池阵分流调节、母线电压调节与控制、蓄电池的充放电以及负载能量分配等功能<sup>[1]</sup>。采用太阳能供配电的航天器在地面进行电源系统测试时, 一般包括太阳能电池阵输

出性能测试, 蓄电池和电源控制器供电输出性能测试, 通过分段测试保证电源系统性能满足设计要求。因此, 对太阳能电源系统各组成模块进行研究, 建立数学模型进行全系统模拟仿真, 是进行电源系统设计和验证的必要手段。

任航等<sup>[2]</sup>考虑了光照强度和电池温度两种因素对太阳能电池输出特性的影响, 采用太阳能电池的实用化数学模型, 利用 MODELS 语言搭建通用仿真模型, 研究不同型号太阳能电池板随着光照强度和温度变化的伏安特性和功率特性。肖夏等<sup>[3]</sup>、

收稿日期: 2019-05-16; 修订日期: 2019-06-20

作者简介: 曹梦磊 (1987-), 男, 硕士, 主要研究方向为航天器电源系统设计与仿真研究。E-mail: LLCML@126.com

Gupta 等<sup>[4]</sup>对太阳能电池等效电路、输出特性和最大功率点跟踪原理进行了研究,利用 Matlab/Simulink 构建通用型光伏系统仿真模型,验证所提出的数学模型的准确性。

王超等<sup>[5]</sup>主要研究了航天大功率电源控制器 PCU 的自动化测试技术,提出了 PCU 跨域负载瞬变情况、母线电压波动范围等性能指标的自动化测试方法。王鹏鹏等<sup>[6]</sup>、崔文聪等<sup>[7]</sup>、邹湘文等<sup>[8]</sup>、Colombo 等<sup>[9]</sup>主要研究电源能量平衡仿真系统,通过 Simulink 或 VTB 软件编程设置太阳能电池阵、蓄电池组、电源控制器各模块参数和负载功率,借助卫星工具包 STK 软件中的实时参数(主要包括太阳位置坐标及卫星位置坐标等参数)进行联合数学仿真,仿真太阳能电池阵输出能量、蓄电池能量等数据。Neji 等<sup>[10]</sup>提出一种电源系统架构用于 ERPSat-1 立方星上,利用 Matlab 语言编程仿真太阳帆板的输出特性,考虑到其输出特性受温度和光照强度的影响,设计了一种智能型最大功率点跟踪模糊算法,利用 Simulink 模型搭建了分层模糊逻辑控制器架构,根据设定的模糊控制规则输出子系统工作模式状态进行星上电源管理。Beukes 等<sup>[11]</sup>提出基于 SunSat 卫星电源系统的仿真工具,该仿真工具对太阳能电池阵、蓄电池和能源管理单元进行了数学建模,基于该仿真工具进行了在轨一天的能源平衡分析。

综上所述,太阳能电池阵输出模型仿真和基于 Matlab/Simulink 等编程语言的太阳能供电系统仿真研究较多,而基于硬件设备搭建仿真系统开展空间动态环境下电源系统性能的研究较少。本文提出一种基于空间电源控制器的半实物仿真系统,主要由电源控制器、太阳能电池模拟阵、蓄电池模拟器、程控电子负载和仿真微机组成。以电源控制器为被测对象,搭建的仿真系统可对航天器上的电源系统性能进行测试,包括蓄电池充放电电流、太阳能电池阵输出电压电流及最大输出功率等性能指标,并且实时模拟航天器在空间各种状态下太阳能电池阵的输出特性,包括不同轨道、太阳光照角、进出地影等状态条件下的输出。

### 1 系统框架设计及工作原理

仿真系统框架如图 1 所示,仿真系统主要由控制主机、LAN 总线集线器(交换机)、太阳能电池模拟阵、蓄电池模拟电源、程控电子负载、指令和

数据采集模块、用户接口等组成。

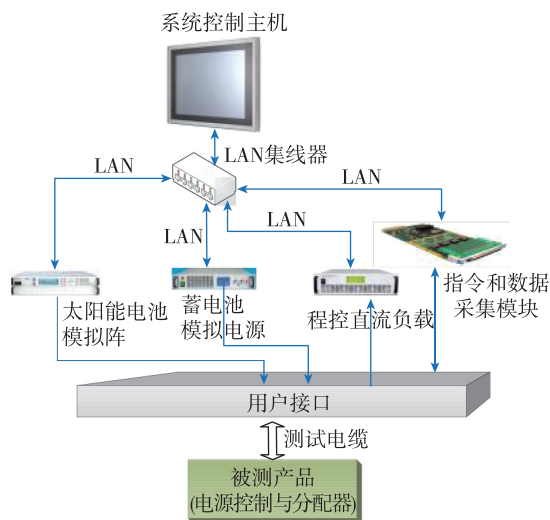


图 1 电源性能测试仿真系统框架图

Fig. 1 Structure diagram of the power performance simulation system

系统控制主机用于完成对仿真设备参数的设置、被测产品的指令施加、测试过程控制、测试仿真和数据处理;LAN 总线集线器将各设备集成在一起,并通过 LAN 总线与主机进行通信;太阳能电池模拟阵能够按照仿真软件的仿真结果实时输出太阳能电池 I-V 曲线,模拟航天器上太阳能电池输出;蓄电池模拟器用于模拟航天器上蓄电池系统的输出功能,进而验证电源控制器的相关功能;程控直流负载提供航天器上电源系统模拟负载,可用于产品带载能力测试和老炼测试;指令和数据采集模块完成对被测产品输出的温度、电压、电流的采集。

整个测试仿真系统工作原理如图 2 所示,以电源控制与分配器(PCDU)为被测对象,主要由太阳能电池模拟阵列模块、蓄电池模拟模块、程控电子负载模块和仿真数据控制模块组成。

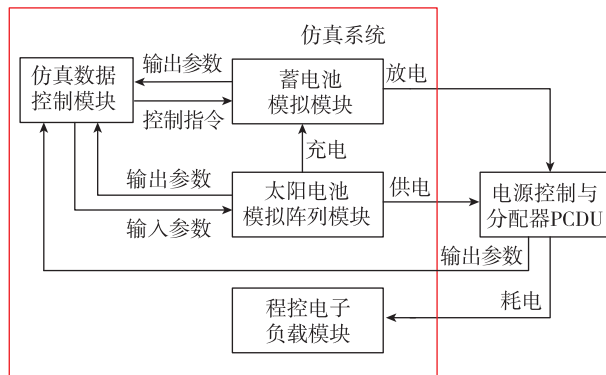


图 2 仿真系统工作原理示意图

Fig. 2 Schematic diagram of working flow of simulation system

太阳能电池模拟阵列模块：接收仿真数据控制模块传输的输入参数，根据输入参数动态模拟太阳能电池阵产生电能，将产生的电能传输给外部电源控制器，通过电源控制器向蓄电池模拟模块充电，或者向程控电子负载供电。

蓄电池模拟模块：接收太阳能电池模拟阵列的供电进行自身充电，自身充电的电能通过电源控制器向程控电子负载放电。

程控电子负载模块：接收外部电源控制器的供电，通过模拟航天器上的负载消耗外部电源控制器供电的电能。

仿真数据控制模块：根据太阳能电池阵的在轨工作参数，生成太阳能电池模拟阵仿真输入参数，将其传输给太阳能模拟阵列模块；设置各模块仿真参数、仿真周期，控制仿真流程的开始与停止；采集外部电源控制器的输出参数、太阳能电池模拟阵列模块的输出参数、蓄电池模拟模块的输出参数。

## 2 系统硬件设备设计

### 2.1 太阳能电池模拟阵

太阳能电池模拟阵列用于仿真太阳能电池的供电输出，采用美国 Keysight 公司的 E4361A 型双通道光伏模拟器，具有输出性能优良、响应速度快以及体积小等优点，并具备远程通信控制能力，主要技术参数指标如表 1 所示，仿真时可根据功率需求采用多个模块并联。

表 1 太阳能电池模拟阵列主要技术参数表

Tab. 1 Technical parameters of solar array simulator

主要技术参数	性能指标
通道数	2
输出电压	0~65V/路
输出电流	0~8.5A/路
输出功率	510W/路
电压纹波	≤20mV
电压速率	≤20ms
电流精度	±0.2%

### 2.2 程控直流电子负载

程控直流电子负载用于仿真航天器中各种用电设备的实时工作状态，选用 NGI 公司生产的 N6102 多通道程控直流电子负载，有恒流、恒压、恒功率模式可供选择，具有高精度、高可靠性等优点，每个通道可并联叠加增加使用功率，主要技术参数指标如表 2 所示。

表 2 程控直流电子负载主要技术参数表

Tab. 2 Technical parameters of programmable DC power supply

主要技术参数	性能指标
通道数	3
输出电压	0~60V/路
输出电流	0~80A/路
输出功率	600W/路
电压纹波	≤20mV
电压速率	≤20ms
电流精度	±0.2%

### 2.3 蓄电池模拟器

蓄电池模拟器用于模拟蓄电池的输出和充放电功能，采用 Keysight 公司 N7973A 动态直流电源和 N7909A 功率耗散器组合，形成可编程双象限工作的电池模拟电源，电流可充可放，可提供 1kW 的电流吸收能力，可以在输出电流和吸收电流的工作模式之间做到无缝、连续的工作模式切换，主要技术参数指标如表 3 所示，仿真时可根据负载功率需求采用多个 N7909A 耗散器组合并联。

表 3 蓄电池模拟器主要技术参数表

Tab. 3 Technical parameters of battery simulator

主要技术参数	性能指标
电压范围	0~60V
输出纹波	9mV 峰峰值
电流范围	-16.7A~33.3A
电压建立时间	1ms

### 2.4 指令和数据采集模块

指令模块用于向电源系统设备发送指令，采用开关三极管设计的 OC 门脉冲模式，正常工作电压可达 28V，最高 36V，驱动电流可达 300mA，主要技术参数指标如表 4 所示。

表 4 指令模块主要技术参数表

Tab. 4 Technical parameters of instruction sending module

主要技术参数	性能指标
通道数	16
指令宽度	70ms~160ms
最高工作电压	36V
驱动电流	300mA

数据采集模块用于电源系统中各种电压信号的采集和处理，配合上位机软件，可实现多通道数据采集、存储和处理，主要技术参数指标如表 5 所示。

表 5 数据采集模块主要技术参数表

Tab. 5 Technical parameters of data collection module

主要技术参数	性能指标
通道数	20 路单端/8 路差分
测试精度	16 位
测试速度	250kHz

## 2.5 控制主机

为了使整个系统集成度更高, 系统结构更轻便, 体积更小, 电源性能仿真系统选用工业平板电脑 SHP-190TA 为系统控制主机, 该产品主要技术参数指标如表 6 所示。

表 6 控制主机主要技术参数表

Tab. 6 Technical parameters of control computer

主要技术参数	性能指标
屏幕	19 寸触摸屏 TFT LCD
CPU	Intel celeron 1037U 1.8G 双核
内存	DDR 4G
硬盘	500G 硬盘+128G SSD
接口	5 个 USB 2.0、2 个 RS-232 串口、2 个千兆网口
操作系统	Windows 7

所有系统设备采用标准 19 英寸机箱集成在机柜中, 如图 3 所示。考虑通用性, 整个系统对外接口通过后面板上的统一化接口与被测产品进行相连, 图 4 为后面板布局图。



图 3 电源性能仿真系统硬件设备集成实物图

Fig. 3 Integrated equipment of the simulation system

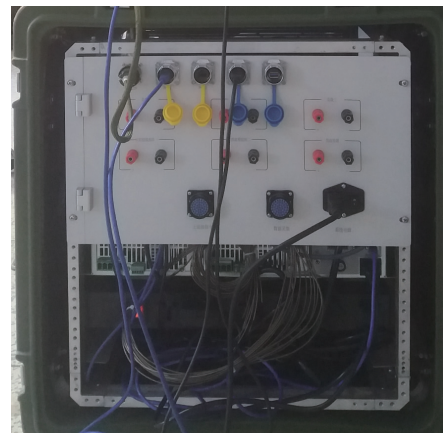


图 4 统一化接口后面板布局图

Fig. 4 Layout of unified interface panel

## 3 系统软件设计

系统软件基于 Lab Windows/CVI 开发, 软件设计在于实现各个子系统协调配合工作, 构成一个有机的整体, 整个软件采用集中界面管理模式, 具有良好的人机交互能力。电源性能仿真系统软件按功能可分为系统管理模块、主控制模块、测试配置和执行模块、太阳电池输出仿真模块、数据管理模块和数据显示模块共 6 大部分, 图 5 为软件功能框图。

### 3.1 数据管理模块

数据管理模块的具体功能包括: 1) 支持电源性能测试仿真系统采集的所有数据的存储、查看; 2) 支持太阳电池仿真数据的存储、查看; 3) 支持数据有选择性的导出。系统运行时主要产生两种数据, 一种是 STK 仿真软件仿真产生的太阳能光强的数据记录, 一种是采集卡采集到的电压数据。两种数据都以时间为主线, 以通道划分, 在 SQL Server 中以数据表的形式存储。

### 3.2 系统管理模块

系统管理模块旨在对系统使用用户进行登记、录入和级别权限控制, 保证系统操作安全, 用户管理数据流图如图 6 所示。系统管理模块中设备管理项能够完成对测试设备的添加、删除、自检功能, 软件使用操作帮助、版本等信息也在该模块中。



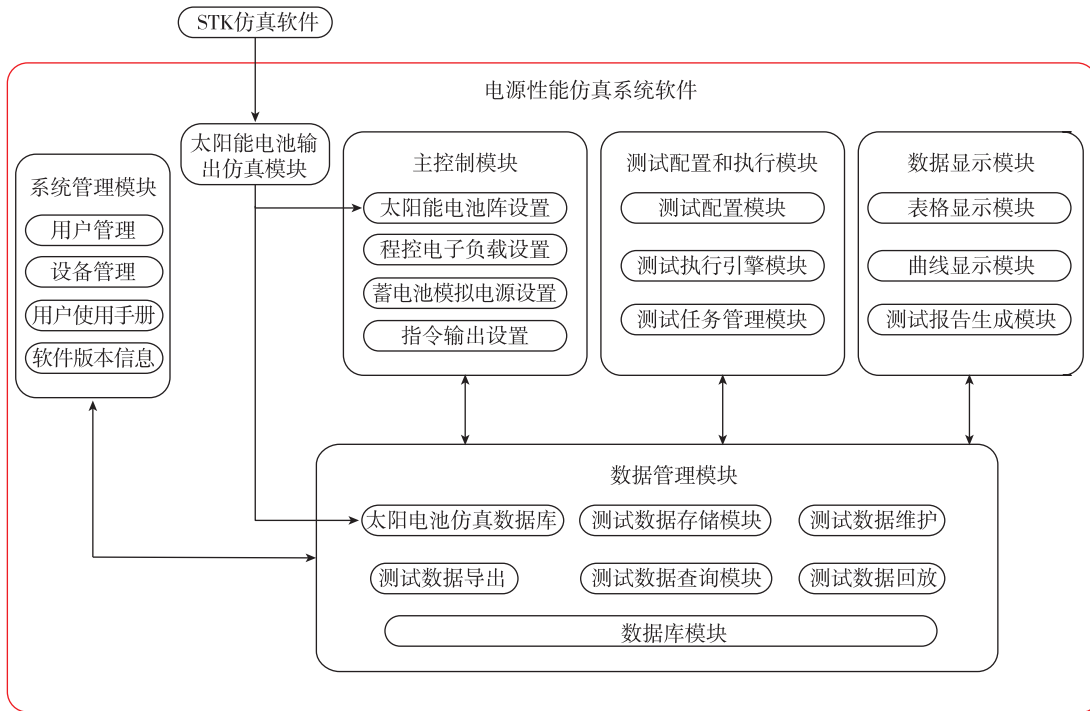


图 5 电源性能仿真系统软件功能框图

Fig. 5 Function structure diagram of power simulation system software

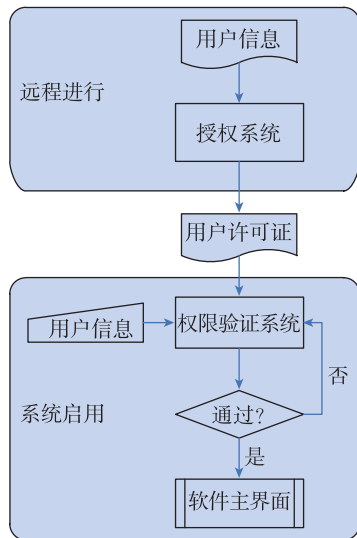


图 6 用户权限管理数据流示意图

Fig. 6 Data stream for user rights management

### 3.3 主控制模块

主控制模块用于对系统的配置资源进行配置，用户根据不同的需要对各系统模块进行输入输出设置，形成测试序列用于系统测试，系统中配置的资源均可单独控制开关，也可通过调用配置文件的方式实现一键配置。

### 3.4 测试配置和执行模块

测试配置和执行模块提供可视化图形界面环境引导开发人员输入测试步骤、测试激励仪器操作、提示信息等，完成测试配置开发任务。测试流程使用测试脚本和封装好的固件库形式实现测试的激励施加，按照设定条件顺序执行脚本序列。

### 3.5 太阳能电池输出仿真模块

太阳能电池输出仿真模块根据用户太阳能电池的轨道信息、太阳能帆板尺寸、位置、材料特征等内容动态生成太阳能电池整个轨道周期的 I-V 曲线，将生成的输入参数传输给太阳能模拟阵列，生成的输入参数包括开路电压  $U_{oc}$ 、短路电流  $I_{sc}$ 、最大功率点电压  $U_m$ 、最大功率点电流  $I_m$ 。

图 7 为三结砷化镓太阳能电池的单二极管等效电路<sup>[12]</sup>， $U_i$  为各层电池电压， $U$  为电池总电压，即  $U = U_1 + U_2 + U_3$ ，被模拟太阳能电池电压表达式如下

$$U = \frac{k_B T}{q} \left[ n_1 \ln \left( \frac{J_{sc,1} - J_L}{J_{o,1}} + 1 \right) + n_2 \ln \left( \frac{J_{sc,2} - J_L}{J_{o,2}} + 1 \right) + n_3 \ln \left( \frac{J_{sc,3} - J_L}{J_{o,3}} + 1 \right) \right] - J_L A (R_{s,1} + R_{s,2} + R_{s,3}) \quad (1)$$

式中， $i$  为三结砷化镓光伏电池的层数，1 是顶层，即 InGaP；2 为中间层，即 InGaAs；3 为底层，

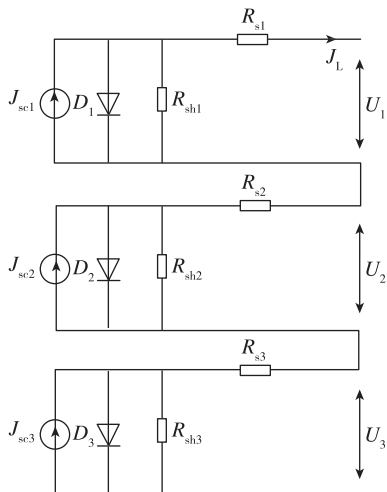


图 7 三结砷化镓太阳能电池等效电路图  
Fig. 7 Equivalent circuit diagram of trijunction GaAs solar cell

即  $J_{sc,i}$ 、 $J_L$  和  $J_{o,i}$  分别为各层短路电流密度、电池总短路电流密度和各层暗饱和电流密度； $q$  为电子电荷； $n$  为二极管理想因子； $k_B$  为波尔兹曼常数； $T$  为电池温度； $A$  为电池面积； $R_{sh}$ 、 $R_s$  分别为并联电阻和串联电阻。如果将  $J_L$  置 0 则得到开路电压  $U_{oc} = U$ ，如果将  $U$  置 0 则得到短路电流

$$I_{sc} = AJ_L \quad (2)$$

由于功率

$$P = J_L UA \quad (3)$$

因此求得

$$\frac{dP}{dJ_L} = 0 \quad (4)$$

可以得到最大功率点电流

$$I_m = AJ_m \quad (5)$$

将  $J_m$  代入电压  $U$  表达式得到最大功率点电压  $U_m$ 。太阳能模拟阵通过调用仿真后的 I-V 曲线在地面模拟太阳能电池输出。

### 3.6 数据显示模块

数据显示模块提供多种形式的数据显示，数据显示界面、软面板界面均通过组态界面进行配置，并支持多区域设置，为各部件设定不同区域，便于用户直观查看。在数据呈现过程中，系统为用户提供了按需所建的应用方式，可根据在线监视要求，快速构建监视页面、控件添加、数据绑定等操作。

## 4 空间动态环境测试仿真

空间动态环境电源性能测试仿真流程如图 8 所

示，主要包括以下步骤：

1) 根据太阳能电池阵的在轨工作参数，设置 STK 仿真软件轨道参数和姿态参数；根据蓄电池设计参数设置蓄电池模拟器输出电压、输出电流和充电电流；根据负载参数，设置程控电子负载功率曲线；

2) 太阳能电池输出模块调用 STK 软件计算出太阳能光强数据，根据工程化实用模型<sup>[2]</sup>计算 I-V 曲线数据表，太阳能模拟阵列动态模拟太阳能电池阵产生电能；

3) 被测对象电源控制器接收太阳能模拟阵列和蓄电池模拟器的输入电能，输出相应的电压电流给程控电子负载，程控电子负载根据负载实际功率参数，模拟消耗外部电源控制器的供电输出；

4) 系统在统一仿真周期控制下，周期性调用太阳能光强数据，实时驱动太阳能模拟阵列、蓄电池模拟器 and 程控电子负载输出，数据采集模块实时存储电源控制器的输出电压电流等参数并对外显示。

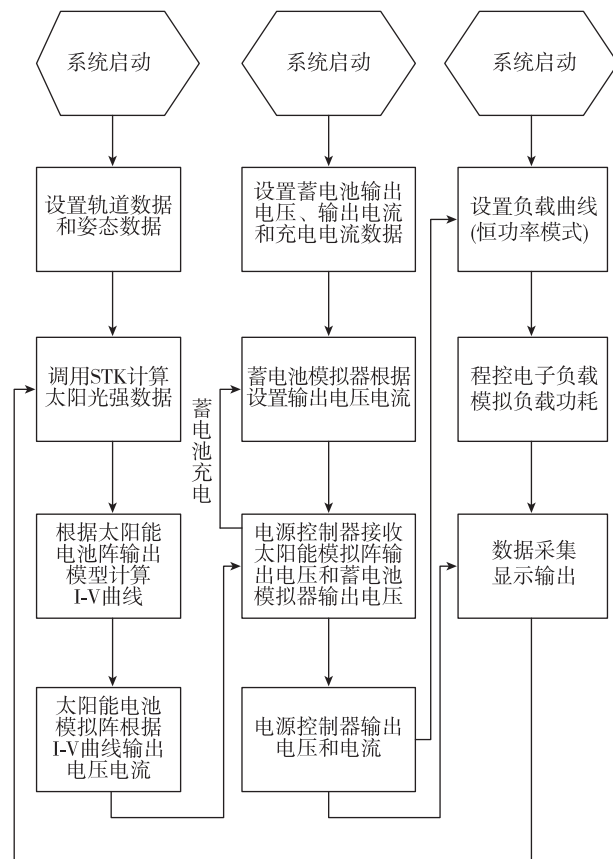


图 8 空间动态环境电源性能测试仿真流程图

Fig. 8 Simulation procedure of power system in space dynamic environment

以 MEO 轨道上的卫星为例, 进行一个轨道周期的仿真, 太阳电池阵和轨道参数等主要仿真参数如表 7 所示, 设置仿真时间从 20 Mar 2019 00: 00: 00.000 至 20 Mar 2019 12: 00: 00.000, 共 12h。

表 7 主要仿真参数

Tab. 7 Main simulation parameters

项目	参数
电池规格	30.6mm×40.3mm (12.33cm <sup>2</sup> )
短路电流 $I_{sc}$	205.911mA (单体)
开路电压 $V_{oc}$	2690mV
最佳工作点电流 $I_{mpo}$	198.5mA (单体)
最佳工作点电压 $V_{mpo}$	2380mV
单体串联片数	14
单体并联片数	210
蓄电池额定电压/容量	28V / 80Ah
负载功率	1000W
轨道周期	12h
光照时间	10.4h
轨道高度	20000×20000km
轨道倾角	55°
姿态	与太阳光矢量夹角 0~360°任意
仿真开始时间	20 Mar 2019 00: 00: 00.000
仿真停止时间	20 Mar 2019 12: 00: 00.000
光照期	20 Mar 2019 00: 00: 00.000 至 20 Mar 2019 03: 28: 30, 持续 12510s 20 Mar 2019 04: 18: 00 至 20 Mar 2019 11: 18: 00, 持续 25200s

根据该飞行器的轨道参数理论计算在轨能量平衡情况。航天器单圈常规负载能量需求为

$$W_1 = P_{\text{负载}} \times T \quad (6)$$

式中,  $P_{\text{负载}}$  为负载功率,  $T$  为轨道周期, 计算得  $W_1 = 12000\text{W} \cdot \text{h}$ 。

充电调节器、线缆、插件等损耗因子取 0.92, 航天器处于光照期太阳电池阵能提供的电能为

$$W_2 = P_{\text{电池}} \times T_{\text{光}} \times 0.92 \quad (7)$$

式中,  $P_{\text{电池}}$  为太阳电池阵输出功率,  $T_{\text{光}}$  为光照期时间, 计算得  $W_2 = 13175\text{W} \cdot \text{h}$ , 因此  $W_2 > W_1$  能量充足。

蓄电池放电调节器效率、放电回线线缆、插件等损耗因子取 0.92, 地影期蓄电池常规放电电量为

$$E_1 = P_{\text{负载}} \times T_{\text{阴影}} \div 0.92 \quad (8)$$

式中,  $T_{\text{阴影}}$  为阴影期时间, 计算得  $E_1 = 1739\text{W} \cdot \text{h}$ 。充电调节器、蓄电池组瓦时效率、线

缆、插件等损耗因子取 0.90, 光照期对蓄电池充电能量为

$$E_2 = (P_{\text{电池}} - P_{\text{负载}}) \times T_{\text{光}} \times 0.9 \quad (9)$$

计算得  $E_2 = 3529\text{W} \cdot \text{h}$ 。因此  $E_2 > E_1$ , 航天器在轨单圈能量平衡。

按照表 7 中的参数开展仿真, 太阳能模拟器输出电压和蓄电池电流的仿真结果如图 9 所示。

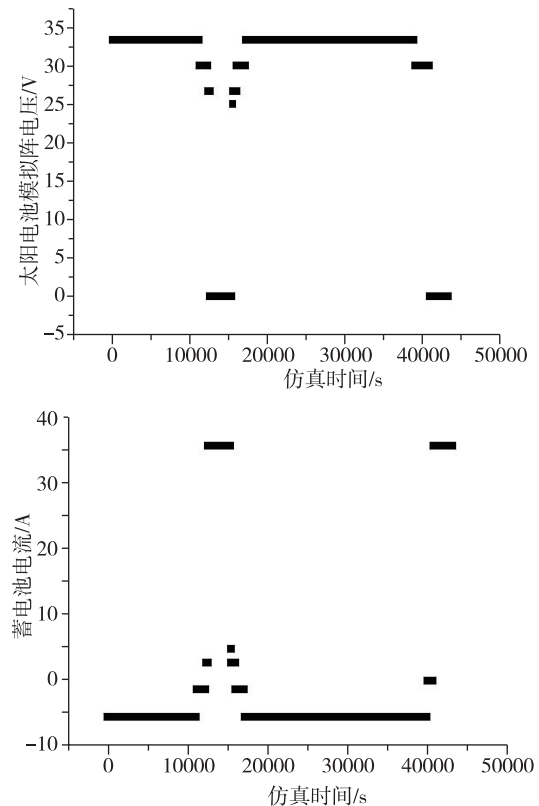


图 9 太阳电池模拟阵电压和蓄电池充放电电流仿真结果

Fig. 9 Simulation results of the voltage of solar array and the current of battery

通过仿真结果可以看出, 在光照期太阳电池模拟阵输出电压, 在阴影期 20 Mar 2019 03: 29: 00~20 Mar 2019 04: 17: 30 (12540s~15450s) 和 20 Mar 2019 11: 18: 30~20 Mar 2019 12: 00: 00.000 (40710s~43200s) 蓄电池放电, 太阳电池模拟阵停止输出; 在 20 Mar 2019 00: 00: 00~20 Mar 2019 03: 25: 30 (0s~12330s) 和 20 Mar 2019 04: 27: 00~20 Mar 2019 11: 05: 30 (16020s~39930s) 之间太阳电池模拟阵给蓄电池充电, 在 20 Mar 2019 11: 06: 00~20 Mar 2019 11: 19: 00 (39960s~40740s) 之间太阳电池模拟阵停止给蓄电池充电, 在一个轨道周期内电源系统达到能量平衡。

## 5 结论

本文基于硬件设备搭建了由太阳能电池模拟阵、蓄电池模拟器、电源控制器、程控电子负载和仿真计算机组成的电源性能测试仿真系统,通过定制化软件控制仿真系统的运行,利用 STK 软件模拟空间动态环境生成太阳能电池模拟阵的仿真输入参数,以 MEO 轨道卫星电源系统为例进行仿真。结果表明:该仿真系统可实时模拟卫星在轨期间电源系统各模块的性能输出,通过仿真结果可直观反映出卫星在轨运行能量平衡情况,并与理论计算结果相一致,为空间电源系统的在轨运行提供了一种仿真测试工具。

### 参考文献

- [1] 张泰峰,鲁伟,赵秋山,等.新一代通信卫星电源控制器[J].电源技术,2016,141(6):929-931.
- [2] 任航,叶林.太阳能电池的仿真模型设计和输出特性研究[J].电力自动化设备,2009,29(10):112-115.
- [3] 肖夏,侯建富,王钊.具有 MPPT 功能的光伏系统仿真[J].天津大学学报,2013,46(10):929-933.
- [4] Gupta S, Tiwari H, Fozdar M, et al. Development of a two diode model for photovoltaic modules suitable for use in simulation studies [C]. Power and Energy Engineering Conference, 2012: 1-4.
- [5] 王超,张东来,李勇,等.航天大功率 PCU 测试技术研究[J].测控技术,2012,31(11):135-139.
- [6] 王鹏鹏,李帆,赵建辉.基于 Saber\_Simulink 的卫星电源控制器联合仿真[J].宇航学报,2010,31(12):2818-2823.
- [7] 崔文聪,林宝军,吕从民.近地卫星电源系统能量的仿真分析[J].计算机仿真,2005,22(8):35-37.
- [8] 邹湘文,潘孟春,陈棣湘,等.卫星电源分系统的联合仿真[J].计算机仿真,2007,24(7):69-73.
- [9] Colombo G, Grasselli U, De Luca A, et al. Satellite power system simulation [J]. Acta Astronautica, 1997, 40(1): 41-50.
- [10] Neji B, Hamrouni C, Alimi A M. Study and simulation of an intelligent electrical power subsystem for ERPSat-1 cube satellite [C]. 5<sup>th</sup> International Conference on Recent Advances in Space Technologies, IEEE, 2011: 771-776.
- [11] Beukes H J, Dowson K E, Enslin J H R. Simulation and analysis of Stellenbosch University satellite (SUNSAT) power system [C]. 3D Africon Conference, Africon'92 Proceedings, IEEE, 1992: 221-224.
- [12] 王子龙,张华,刘业风,等.三结砷化镓光伏电池电学特性的理论和实验分析[J].中国电机工程学报,2013,33(27):168-174.
- 引用格式:曹梦磊,张绪斌,张义超,等.空间电源性能测试仿真系统设计与实现[J].宇航总体技术,2019,3(6):52-59.
- Citation: Cao M L, Zhang X B, Zhang Y C, et al. Design and realization of a simulation system for space power performance [J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2019, 3(6): 52-59.