

模块化航天器电源系统仿真研究

贺广松¹, 李新洪², 王 谦¹

(1. 装备学院 研究生院, 北京 101416; 2. 装备学院 航天装备系, 北京 101416)

摘要: 模块化航天器快速响应对迅速提高我国空间信息支援能力具有重大意义, 所以为了快速增强我国空间实力, 以快速响应为背景, 对模块化航天器进行研究, 首先介绍了模块化航天器及其快速集成测试方法, 之后, 以模块化航天器电源系统为例, 通过数学模型搭建了其 Simulink 模型, 主要对帆板面积, 蓄电池容量, 以及卫星在轨功率进行分析, 最后, 通过仿真结果验证了所建模型的准确性, 为模块化航天器快速响应奠定了基础, 同时提出了模块化航天器电源系统的快速响应应用模式。

关键词: 快速响应; 模块化航天器; 电源系统; 仿真

Simulation of Modular Spacecraft Power System

He Guangsong¹, Li Xinhong², Wang Qian¹

(1. Graduate School, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;

2. Department of Space Equipment, Academy of Equipment, Beijing 101416, China)

Abstract: The rapid response of modular spacecraft to rapidly improve the ability of space information support is of great significance, in order to study the application of rapid response of modular spacecraft, this paper based on the rapid response studies the modular spacecraft, first introduces the modular spacecraft and the method of its rapid integration test, then taking the power system of modular spacecraft as an example, builds the Simulink model by mathematical model and mainly analyzes the area of panel, battery capacity, as well as satellite on-orbit power, finally, the accuracy of the model is verified by simulation, which lays the foundation for the rapid response of modular spacecraft and the paper presents a application model of rapid response of modular spacecraft power system.

Keywords: rapid response; modular spacecraft; power system; simulation

0 引言

信息条件下的现代化战争, 空间信息极其重要, 空间技术以成为时代热点和一个国家综合实力的代表^[1-2], 卫星的信息支援能力必当是夺取空间信息优势的重要保障。但是受传统航天器“整体式设计, 一次性使用”设计思想的影响, 传统航天器无法满足突发战争时空间能力需求^[3]。快速响应航天器的应用恰好解决了传统航天器应对突发事件能力不足的问题。

快速响应航天器有两种发展思路。一种思路是一体化, 集成化设计。由于卫星和运载火箭已经连接在一起, 这种思路可以减少卫星和火箭的测试时间, 能够实现快速集成, 快速发射。但是由于其技术特点, 卫星载荷都是之前安装好的, 所以能够完成的任务较为固定; 另一种思路是模块化设计。模块化航天器按照其功能被分解为多个不同的模块。这些模块功能独立、物理独立, 通过标准接口集成在一起, 实现整个航天器系统的功能^[4]。模块化航天器模块间可以进行灵活组装, 满足不同的任务要求, 同时模块间采用标准化接口和即插即用技术, 方便其快速集成, 测试。所以本文对模块化航天器进行研究。

随着模块化航天器技术日益成熟^[5], 本文以此为背景, 对模块化航天器快速集成测试及其建模仿真进行研究, 旨在提高我国空间系统快速响应能力, 这对于提高我国空间系统信息支

援能力具有重大意义。

1 模块化航天器及快速集成测试

1.1 模块化航天器概述

模块化航天器已经有数十年的发展历史, 下面介绍几种具有代表性的模块化航天器。

1) SMARTBus: SMARTBus 是基于多个功能模块协同工作的智能模块化平台^[6], 它采用可以堆叠的模块化结构, 划分为有效载荷基板、通信模块、姿态确定模块、姿态控制模块、蓄电池模块以及太阳能帆板模块等子系统模块, 如图 1 所示。

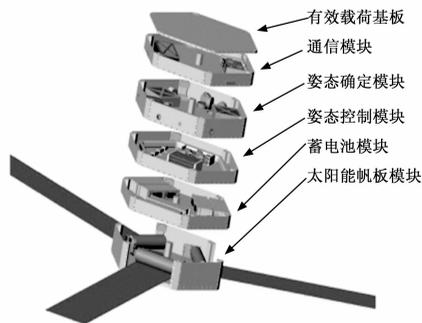


图 1 SMARTBus 整体结构

2) PETSAT: PETSAT (Panel Extension Satellite) 是日本进行的模块化航天器研究项目。PETSAT 航天器由多个功能板组成, 共同实现航天器功能。PETSAT 以折叠状态发射, 入轨后展开, 如图 2 所示^[6]。

3) F6 卫星系统: F6 计划是对分离模块概念进行的技术研发和演示验证项目^[7]。F6 项目构想是把一个航天器的功能单

收稿日期: 2017-04-14; 修回日期: 2017-05-02。

作者简介: 贺广松(1992-), 男, 黑龙江齐齐哈尔人, 硕士, 主要从事航天器应用技术方向的研究。

李新洪(1972-), 男, 陕西西安人, 博士, 教授, 主要从事航天器设计与应用方向的研究。

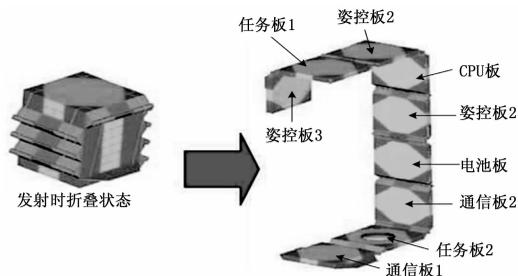


图 2 PETSAT 折叠及在轨展开示意图

元优化分解为多个模块，每个分离模块仍是一颗卫星，如图 3 所示。

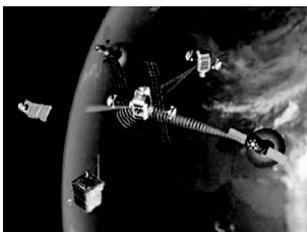


图 3 F6 计划原理图

1.2 模块化航天器快速集成测试

快速集成测试是指将组成航天器平台的各分系统与有效载荷集成成为航天器并对各模块进行选择和技术。这项技术是模块化航天器能够实际应用的保证，主要分三步：

1) 根据任务需求进行分析，通过得到的分系统模块参数，从仓储的分系统模块中进行选择；2) 通过模块之间的标准化接口组装集成模块化卫星；3) 测试组装集成的模块化卫星的性能参数，检验其是否满足卫星设计要求和任务需求，满足则进行快速发射，卫星入轨后，就可以实现空间信息支援。

本文以电源分系统为例，对其快速集成测试进行研究，通过建模仿真，主要分析卫星电源系统部件的选择和测试过程。

2 模块化航天器建模仿真

卫星电源系统是星上产生、存储、转换、协调和分配电能系统，简称电源系统。电源系统的基本功能是应用能量转换方法将光能等其他形式的能量转换成电能，就如同我们生活中的发电站。卫星电源系统对于卫星来说，就如同是人类的心脏，它要为卫星的正常工作提供动力，作为卫星的主要组成部分，该系统是否能够正常运行决定着有效载荷能否可以顺利完成任务。

2.1 卫星电源模块分析

目前电源系统应用频率最高的是太阳能电池阵—蓄电池组电源系统，该电源系统主要包括三部分：太阳能电池板，蓄电池和电源控制器，这三部分为卫星不间断地提供电能并保障系统稳定可靠。太阳能电池阵—蓄电池组电源系统的工作模式为：光照期时，由太阳能电池板为负载供电，同时为蓄电池充电，将太阳能转化为电能；地影期时，由蓄电池为负载供电。能量传输方式多采用直接能量传递，将电能直接输入负载，传输效率高并且可靠。

1) 太阳能电池：太阳能电池将太阳能转换为电能，是由太阳能电池组件或太阳能电池板按照特定的机电方式组装在一起构成的直流发电装置，一般包括太阳能电池电路，基板，连接架和

压紧及展开机构等。太阳能帆板按照其在航天器上的安装方式主要分为体装式太阳能帆板和展开式太阳能帆板。体装式太阳能帆板安装在航天器外部壳上，其形状可以是圆柱体、圆锥体、多面体；展开式太阳能帆板安装在航天器外伸上，按对日定向方式可以分为定向式和不定向式两种，对日定向式又可分为太阳能电池板和航天器刚性连接的固连式和太阳能电池能够独自靠轴调姿的非固连式。

2) 蓄电池：储能装置是航天器电源系统的重要组成部分。当航天器运行在轨道的地影期时，太阳能电池因为没有光照不能给航天器提供电能，必须由储能装置为航天器供电，航天器的储能装置有很多种，目前可重复进行充放电的蓄电池组是首选的储能装置。蓄电池是将光照期太阳能电池提供的能量进行存储的装置，分为一次使用和二次使用。一次电池可以把化学能转换为电能，但是不能反向进行，二次电池可以在充电时将电能转化为化学能，又可以在放电时将化学能变为电能。当前锂离子蓄电池以其比能量高的优势被广泛使用，得到航天工作者的青睐。

3) 电源控制器：电源控制器是卫星电源系统的重要组成部分。电源控制器主要有两类，一类由分流调节器、充电调节器、放电调节器组成，另一类由串联开关调节器和峰值功率跟随器组成。其起到的作用是处理太阳能电池阵的输出功率、对母线电压进行调整、控制蓄电池组的充放电、查找故障与分离、重构系统和管理测控，切实保障电源系统安全可靠运行。

2.2 仿真平台

本文应用 Simulink 仿真模型，Simulink 是 Matlab 中的重要组成部分，它为用户提供了一种动态，综合的建模方法，并且便于分析仿真结果。卫星子系统仿真对计算机的计算能力、实时性有很高的要求，所以本文采用实时仿真机，该机器运算能力强，实时性好，还具有良好的扩展能力，是卫星子系统实时仿真的最佳选择。

2.3 卫星电源模块数学模型及 Simulink 模型

本文卫星运行轨道为圆轨道，太阳能帆板安装方式为展开式，帆板和卫星刚性固连，采用锂离子蓄电池。为了使电源系统模型更加准确，本文建立了太阳能电池面积，蓄电池容量，卫星地影期判断以及太阳光与太阳能电池法线夹角的数学模型和 Simulink 模型。

2.3.1 太阳能电池板模型

为了确定卫星所需太阳能电池阵面积 A_{sa} ，首先要确定在整个飞行期间的日照区内太阳能电池阵必须给卫星提供的功率 P_{sa} 以及单位面积太阳能电池阵寿命末期功率 P_{BOL} 。

$$P_{sa} = (P_e T_e / X_e + P_d T_d / X_d) / T_d$$

在日照期，帆板产生的功率一方面为蓄电池充电，一方面直接为负载提供电源，且负载所获功率为 P_d ，传输效率为 X_d ，取 0.85。在地影期，蓄电池负责为负载提供电源，负载所获功率为 P_e ，这样由帆板产生的功率经过蓄电池馈送到负载方式的传输效率为 X_e ，取 0.65。 T_e 和 T_d 分别为每一圈轨道中地影区和光照区的时间。

$$P_{BOL} = P_{BOL} * L_d \tag{1}$$

L_d 为太阳能电池寿命退化因子， P_{BOL} 为寿命初期单位面积太阳能电池阵功率，其计算公式如下：

$$P_{BOL} = P_s \eta I_d \cos \theta \tag{2}$$

其中： P_s 为入射太阳辐射，取值 $1358 \text{ W} / \text{m}^2$ ， η 为太阳

电池光电转换率, 模型中用 ibx 表示, I_d 为太阳电池阵固有退化因素, θ 为太阳电池阵法线与太阳光的夹角, 模型中用 $SitaMax$ 表示。

这样可得太阳电池阵面积^[9]:

$$A_{sa} = \frac{P_{sa}}{P_{EOL}} \quad (3)$$

蓄电池组容量 $C^{[9]}$:

$$C = \frac{P_e T_e}{C_d V_d n} \quad (4)$$

C_d 为蓄电池最大放电深度, V_d 为蓄电池平均放电电压, n 为蓄电池至负载的传输效率。其 Simulink 模型如图 4 所示。

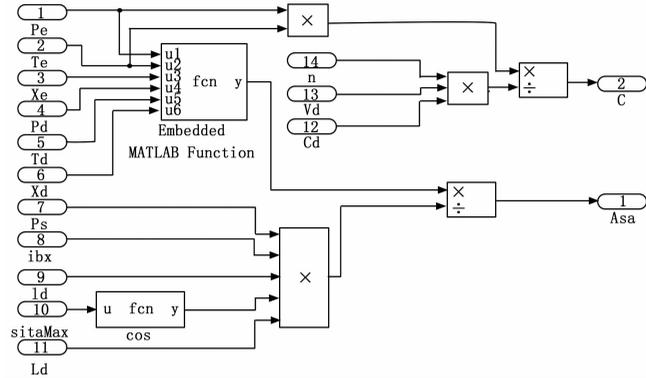


图 4 太阳能帆板及蓄电池 Simulink 模型

2.3.2 卫星地影期判断模型

由于本文采用的是太阳电池阵-蓄电池组电源系统, 根据其工作方式可知判断卫星是否受晒是必要条件。参考文献 [10-11] 可得出其具体数学模型。将模型简化, 把地影近似看作半径为 a_E 的本影, 阳光近似看作平行光, 如图 5 所示。

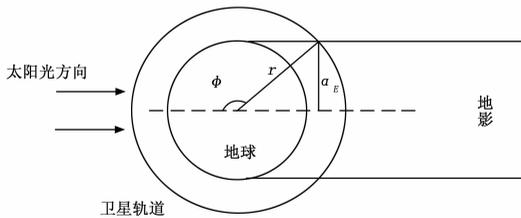


图 5 地影期示意图

航天器在地影内所满足的条件为:

$$\begin{cases} \cos\phi \leq 0 \\ \sin\phi < \frac{\alpha_E}{r} \end{cases} \quad (5)$$

其 Simulink 模型如图 6 所示。

2.3.3 太阳光与太阳能帆板法线夹角模型

设太阳在 J2000 系中的位置为 r_s , 则太阳单位矢量 (在天球上的投影) 坐标为:

$$\vec{x}_{si} = \frac{\vec{r}_{sx}}{|\vec{r}_s|}, \quad \vec{y}_{si} = \frac{\vec{r}_{sy}}{|\vec{r}_s|}, \quad \vec{z}_{si} = \frac{\vec{r}_{sz}}{|\vec{r}_s|} \quad (6)$$

太阳单位矢量在卫星本体坐标系中的投影为:

$$\begin{bmatrix} x_{sb} \\ y_{sb} \\ z_{sb} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_{hi} \cdot \begin{bmatrix} x_{si} \\ y_{si} \\ z_{si} \end{bmatrix} \quad (7)$$

\mathbf{R}_{hi} 为 J2000 系到卫星本体坐标系的转换矩阵;

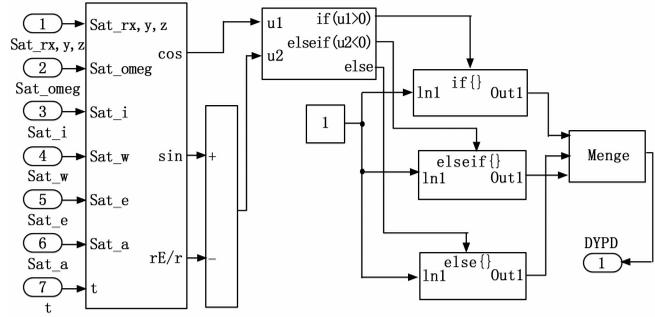


图 6 地影期判断 Simulink 模型

$$\mathbf{R}_{hi} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \quad (8)$$

设太阳与卫星本体各对称轴 x_b, y_b, z_b 轴的夹角为 ξ, η, ζ , 则:

$$\cos\xi = x_{sb} \cdot x_b + y_{sb} \cdot y_b + z_{sb} \cdot z_b = x_{sb} \cdot 1 + y_{sb} \cdot 0 + z_{sb} \cdot 0 = x_{sb} \quad (9)$$

所以:

$$\cos\xi = A_{11} \cdot x_{si} + A_{12} \cdot y_{si} + A_{13} \cdot z_{si} \quad (10)$$

同理:

$$\begin{cases} \cos\eta = A_{21} \cdot x_{si} + A_{22} \cdot y_{si} + A_{23} \cdot z_{si} \\ \cos\zeta = A_{31} \cdot x_{si} + A_{32} \cdot y_{si} + A_{33} \cdot z_{si} \end{cases} \quad (11)$$

太阳能帆板与航天器之间是刚性连接, 可设卫星上太阳能帆板的法线 OA 轴在本地坐标系 $O_b x_b y_b z_b$ 中的位置是指 OA 轴在平面 $O_b x_b z_b$ 内与 $O_b x_b$ 轴夹角 α , 如图 7 所示, 太阳与 OA 轴的夹角可作如下计算:

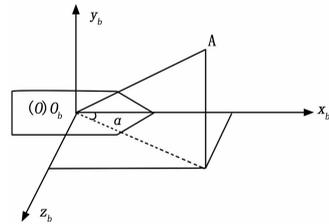


图 7 帆板法线示意图

因为 OA 轴在 $O_b x_b y_b z_b$ 中的方向余弦为:

$$\begin{cases} \cos\alpha_1 = \cos\alpha \\ \cos\alpha_2 = 0 \\ \cos\alpha_3 = \sin\alpha \end{cases} \quad (12)$$

所以太阳光与 OA 轴的夹角为:

$$\alpha_A = \arccos(\cos\alpha x_{sb} + \sin\alpha z_{sb}) = \arccos(\cos\alpha(A_{11} \cdot x_{si} + A_{12} \cdot y_{si} + A_{13} \cdot z_{si}) + \sin\alpha(A_{31} \cdot x_{si} + A_{32} \cdot y_{si} + A_{33} \cdot z_{si})) \quad (13)$$

其 Simulink 模型如图 8 所示。

2.3.4 电源功率模型

太阳电池供电阵和充电阵的功率分别为:

$$P_{supply} = P_{sa} \frac{P_d T_d / X_d}{P_e T_e / X_e + P_d T_d / X_d} \quad (14)$$

$$P_{charge} = P_{sa} \frac{P_e T_e / X_e}{P_e T_e / X_e + P_d T_d / X_d} \quad (15)$$

蓄电池输出功率^[12]为:

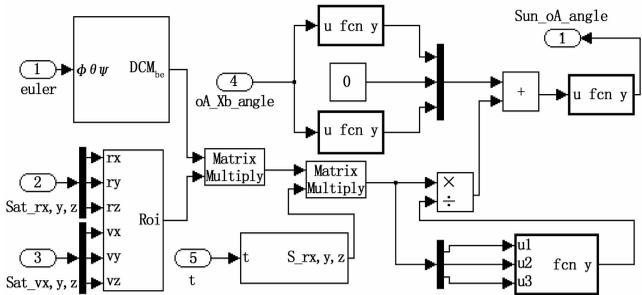


图 8 帆板法线与太阳光夹角 Simulink 模型

$$P_{battery} = CV_d C_d / T_e \quad (16)$$

其中：蓄电池的母线电压为 V_d ，放电深度为 C_d ，蓄电池容量为 C 。其 Simulink 模型如图 9 所示。

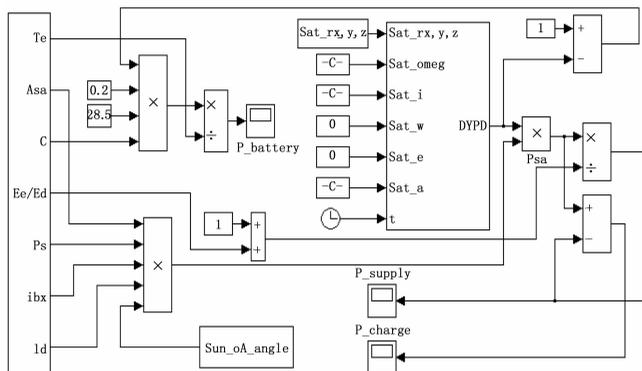


图 9 电源功率 Simulink 模型

2.4 仿真分析

2.4.1 仿真参数

根据本文设计的卫星电源模块 Simulink 模型，确定如表 1 所示的仿真参数。仿真开始时间为 2017 年 3 月 1 日 12:00 时，运行时间 6 小时，仿真结果需满足航天器功率需求。

表 1 电源模块仿真参数

对象名称	仿真参数
轨道参数	半长轴 $a=6870$ km, 轨道倾角 $i=45^\circ$, 偏心率 $e=0$, 升交点赤经 $\Omega=60^\circ$, 近地点幅角 $\omega=0$, 真近地点角 $f=60^\circ$, 每圈轨道光照时间 $T_d=3700$ s, 每圈轨道地影时间 $T_e=1968$ s
航天器功率需求	光照器平均功耗 $P_d=200$ W, 地影期平均功耗 $P_e=160$ W
帆板	帆板通过蓄电池到负载的供电效率 $X_e=0.65$, 帆板直接到负载的供电效率 $X_d=0.85$, 太阳能电池光电转化效率 $\eta=14\%$, 电池阵组合损失因子 $I_d=0.77$, 电池阵衰减因子 $L_d=0.625$
蓄电池	蓄电池最大放电深度 $C_d=0.2$, 蓄电池母线电压 $V_d=26.5$ V, 蓄电池到负载的传输效率 $n=0.9$

2.4.2 仿真结果与分析

太阳能帆板法线与太阳光夹角如图 10 所示，卫星地影期判断以及蓄电池输出功率，太阳能帆板充放电功率仿真结果如图 11 所示。

由图 10 可知，太阳光与帆板法线夹角不断改变，导致太阳光无法固定地照射到帆板上，所以太阳能帆板的供电功率和

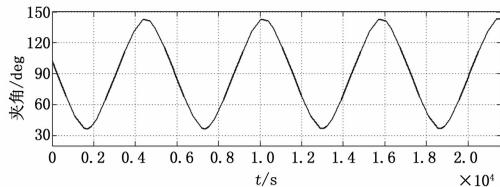


图 10 太阳能帆板法线与太阳光夹角

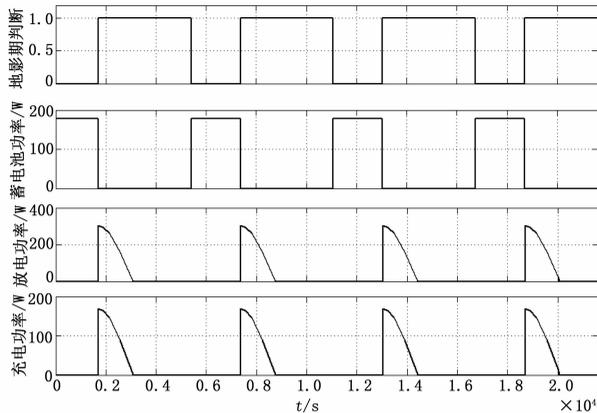


图 11 地影期判断及功率

充电功率并不稳定，波动较大，如图 11 所示。为了解决这一问题，应对模型进行改善。修改后的模型帆板姿态由自身控制，而不是固定在航天器上，帆板采用对日定向模式，故帆板法线与太阳光夹角为零。修改后的帆板供电功率和充电功率如图 12 所示。

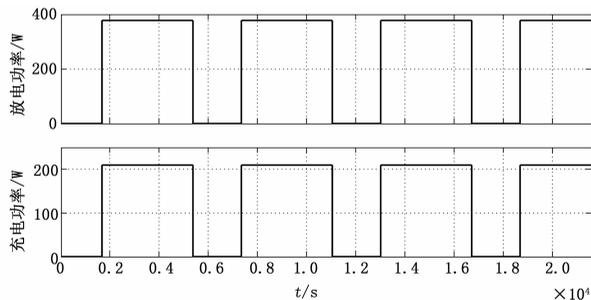


图 12 太阳能帆板对日定向下的功率

改进后的太阳能帆板功率稳定，光照期供电功率 376.506 W，地影期输出功率 177.778 W，满足航天器功率需求。

3 总结与展望

当前世界各国都在积极研究快速响应模块化航天器，以美国为代表的军事强国也把快速响应作为航天发展规划的重点。所以，必须顺应时代趋势，把握机会，抢占先机，为我国快速响应卫星的稳健发展奠定坚实基础。

为了实现快速响应，本文以卫星电源模块为研究对象，搭建了卫星电源模块 Simulink 模型，通过对其进行仿真可以得到太阳能帆板面积，蓄电池容量等关键参数，利用这些参数就可以实现卫星电源模块的快速选取。

基于快速响应的理念，本文电源模块模型的建立就是从这个角度出发，旨在通过对模型的仿真，完成电源模块的快速选择。电源模块快速响应应用模式想定为：

用的存储设备容量高于测算结果，了解实际情况，主要原因是存储设备是公用存储，导致设备使用率过低。

2) 数据库服务器硬件资源:

将采集数据代入公式 (11) ~ (12)，得出内存消耗 = 25.76G。

将采集数据代入公式 (15) ~ (17)，得出数据库基准 CPU 消耗 = 39。

建议配置如下:

根据 2 节点 rac 配置，单节点核数消耗是 20。2 路 PC 每台消耗 4 个核数 (最大支持 12 核数); 低端小机每台消耗 3 个核数 (最大支持 8 核数)，每台机器负载率不高于 70%。

生产环境配置:

生产环境使用 IBM p6 550 搭建 2 节点 rac 每台服务器 8 核，高峰期系统 CPU 开销为 35%。

数据库评估结论: 实际生产环境所使用的存储设备和测算结果基本吻合。

3) 应用服务器硬件资源:

最大并发用户数 = 300 * (1 + 0.1)^3 * 1.2 = 480

2 路 PC 按最优 (2 核 4G 支持 160 并发)，160 * 4 个服务器 = 640 并发用户

考虑到系统重要性按照 N-1 模式配置，即配置 2 台 2 路 PC，总共 8 台服务器。

生产环境配置: 生产环境使用 2 台 8C 虚机，高峰期系统 CPU 平均开销为 10%，每台机器分配一个服务器共 2 个，每个服务器分配 1 G 内存。

应用服务器评估结论: 该系统生产环境应用服务器硬件配置与测算值较为相符，但是生产环境中服务器内存分配较少，容易导致高峰期时期系统延时等问题，可进一步完善。

(上接第 140 页)

由电源模块到任务。不同电源模块能够满足不同任务。比如本文的仿真结果，当帆板面积为 4.003 m² 时，能够提供的供电功率为 376.506 w。所以，我们可以结合我国当前形势，对可能发生的典型任务进行分析，计算出对应的电源模块参数，然后进行生产制造，一旦需要就可以直接应用。同时我们也可以有规律的改变模型初始条件进行仿真，得到满足不同任务需求的系列化电源模块，之后对系列化电源模块进行优化分析，目的是设计出合理的系列化数量，使其能够最大程度地满足所有任务。最后要对确定好的电源模块系列进行生产，仓储。

其优点为: 1) 快速，当有突发任务时，可直接从仓储的系列化模块中选择应用，节省了仿真计算和生产研制的时间; 2) 经济，经过优化分析的电源模块能够以最少的系列数最大程度的满足不同任务需要，所以我们不必生产各种型号的电源模块，故减少了模块的仓储数量，同时也减少与之相关的财力，物力，实现效益最大化。

4 结束语

本文基于模块化航天器快速集成测试，对模块化航天器进行建模仿真研究。以电源模块为例，对其数学模型及 Simulink 模型详细描述，并对仿真结果进行分析，同时与快速响应理念相结合，研究电源模块快响应应用模式，这种全新的理念势必会增强我国应对突发航天任务的能力。

4 结论

将信息系统硬件资源分解为存储硬件、数据库服务器硬件、应用服务器硬件等 3 个部分，对每部分容量的关键指标进行了定性分析以及灰色关联度的定量分析，基于实测数据通过数据拟合的方式建立模型。仿真算例说明所建模型的计算结果与实际环境较为相符，表明模型的正确性与有效性。

参考文献:

- [1] 袁小凯. 信息化硬件测试标准与方法研究 [J]. 网络安全技术与应用, 2014 (9): 79-79.
- [2] 明 媚, 焦丽梅. 面向应用的数据库服务器性能优化方法研究 [J]. 计算机工程与应用, 2004, 40 (34): 179-182.
- [3] 丁玉伟, 田渊文, 王海滨. 结合统计学方法的银行 IT 系统性能预测模型研究 [J]. 中国金融电脑, 2015 (10): 42-47.
- [4] 谭学瑞, 邓聚龙. 灰色关联分析: 多因素统计分析新方法 [J]. 统计研究, 1995 (3): 46-48.
- [5] 邓 莉, 冉光和. 重庆农村金融发展与农村经济增长的灰色关联分析 [J]. 中国农村经济, 2005 (8): 52-57.
- [6] 曹树刚, 徐阿猛, 刘延保, 等. 基于灰色关联分析的煤矿安全综合评价 [J]. 采矿与安全工程学报, 2007, 24 (2): 141-145.
- [7] 赵 琛. Oracle 服务器性能影响因素分析与优化 [J]. 电脑编程技巧与维护, 2011 (20): 73-74.
- [8] 吕干云, 程浩忠, 翟海保, 等. 基于改进灰色关联分析的变压器故障识别 [J]. 中国电机工程学报, 2004, 24 (10): 121-126.
- [9] 赵万里, 王智冬, 刘连光, 等. 基于灰色关联分析的输电网规划方案模糊综合评价 [J]. 电测与仪表, 2014 (6): 24-27.
- [10] 齐亚伟, 刘 丹. 信息产业发展促进区域产业结构合理化的灰色关联分析 [J]. 经济经纬, 2014, 31 (4): 74-79.

参考文献:

- [1] 李 晶. 快速响应空间研究现状 [J]. 宇航动力学报, 2011 (1): 103-105.
- [2] 赵良玉, 贺 亮. 天基快速响应体系 [J]. 航天器工程, 2013 (4): 21-26.
- [3] 赵丽娜. 运载火箭快速响应技术发展研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2013: 32-33.
- [4] 陈小前, 袁建平, 姚 雯, 等. 航天器在轨服务技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2009.
- [5] 李新洪, 张永乐, 姜 南. 模块化航天器应用需求及应用体系 [J]. 装备学院学报, 2014 (8): 70-74.
- [6] 张科科, 朱振才, 夏 磊. 小卫星模块化设计技术分析 [J]. 航天器工程, 2015, 24 (6): 107-115.
- [7] 田爱平, 宝音贺西, 李俊峰. 组合式航天器概念及构型变换最优脉冲控制 [J]. 航天控制, 2013, 31 (2): 62-68.
- [8] 徐 明, 王金龙. 分离模块化航天器系统评估和优化设计研究 [J]. 上海航天, 2015, 32 (6): 8-16.
- [9] 沈怀荣, 等. 航天任务分析与设计基础 [M]. 北京: 科学出版社, 2015.
- [10] 毛 悦, 宋小勇, 贾小林, 等. 北斗导航卫星地影状态分析 [J]. 测绘学报, 2014 (4): 353-359.
- [11] 贾向华, 徐 明, 陈罗婧. 近地轨道卫星的地影预报算法 [J]. 宇航学报, 2016 (1): 39-47.
- [12] 马世俊. 卫星电源技术 [M]. 北京: 中国宇航出版社, 2001.