

## 单板纳星电源系统能量平衡仿真\*

绳涛,白玉铸,赵勇,陈小前,陈利虎  
(国防科技大学航天科学与工程学院,湖南长沙 410073)

**摘要:**能量平衡是微纳卫星电源系统设计和考核的重要要求,在地面通常通过数值仿真进行评价。介绍单板纳星电源系统结构和特点;分别对太阳能电池阵、蓄电池组和卫星负载进行数学建模;结合卫星姿态动力学进行能量平衡仿真,仿真结果可以实时反映卫星的功率变化、电池容量和能量平衡情况。电源系统在轨试验数据与仿真结果基本一致,证明所建模型是正确的,仿真方法有效。

**关键词:**单板纳星;电源系统;能量平衡;仿真

中图分类号:TP316 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2015)01-101-06

## Energy balance simulation of board nano-satellite power system

SHENG Tao, BAI Yuzhu, ZHAO Yong, CHEN Xiaoqian, CHEN Lihu

(College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** Energy balance is the basic requirement in designing and evaluating the power system of nano-satellite, and it is often examined by numerical simulation on ground. The architecture and feature of the board nano-satellite power system was introduced first. Then the mathematical models of solar array, Li-ion battery and satellite load were developed respectively. At last, the energy balance was simulated by combining the satellite attitude dynamics. The simulation result can reflect the power change, battery capacity and state of energy balance in real time. The data of on-orbit experiment is consistent with the simulation results, which show that the models are correct and the simulation method is feasible.

**Key words:** single-board nano-satellite; power system; energy balance; simulation

单板纳星是将电源系统、星务管理、姿控系统 和测控数传等核心功能部件集成在单块电路板上的新概念纳星,具有功能密度大、可靠性高等特点,是微纳卫星模块化、标准化设计的一个重要解决方案。2012年5月10日,在太原卫星发射中心搭载发射了由国防科技大学研制的世界上首颗单板纳星——天拓一号(代号TT-1)(如图1所示),卫星本体尺寸425mm×410mm×80mm,重量9.3kg。

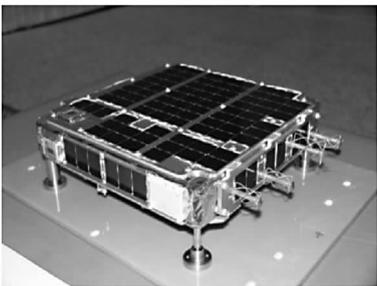


图1 天拓一号单板纳星

Fig. 1 TT-1 single-board nano-satellite

卫星能量平衡是指一段时间内通过太阳能电池阵产生的电量与卫星总的电量消耗相等,是确保

卫星可靠性和寿命的必要条件,是卫星电源系统的性能和故障适应能力<sup>[1]</sup>的判断标准之一。传统大卫星一般配置具有方向可调的太阳帆板,能量条件相对较稳定,能量平衡分析仅计算产生的总能量和消耗的总能量数值,比较二者数值大小得出能量是否平衡的结论<sup>[2]</sup>。传统的微纳卫星采用长方体或立方体结构,4个(或6个)侧面安装太阳能电池阵,输出总功率受姿态的影响小,能量平衡状态相对确定<sup>[3]</sup>,因此,一般采用固定输入、固定负载的仿真方法<sup>[2-3]</sup>。

单板纳星由于特殊的扁平结构,太阳能电池阵主要安装在面积相对较大的面,输出功率直接受卫星姿态影响,因此在姿态存在偏差时能量平衡状态是供电安全性的重要考核指标。同时,单板纳星采用磁力矩器控制,速率阻尼阶段时间较长,在姿态翻滚状态下的能量平衡状态也是必须考核的。对单板纳星电源系统建模,结合卫星的姿态控制过程进行能量平衡仿真,模拟卫星的实际工作过程,对能量平衡状态进行分析,并通过负载拉偏考核电源系统的能量裕度,确定卫星的最大负

\* 收稿日期:2014-04-05

作者简介:绳涛(1979—),男,陕西高陵人,副研究员,博士,E-mail:st\_2014@sina.com

载能力。与固定输入和固定负载的仿真方法相比,该方法更切近实际在轨情况,仿真结果更具参考价值。对太阳电池阵、锂离子蓄电池、卫星负载等进行建模,并对仿真过程和在轨验证情况进行了介绍。

## 1 单板纳星电源系统

单板纳星的电源系统主要由太阳电池阵、锂离子蓄电池组和电源控制器三部分组成。电源系统结构如图 2 所示。电源系统采用半调节母线,蓄电池组正端直接与充电调节器(Battery Charge Regulator, BCR)输出端和功率分配模块(Power Distribution Module, PDM)的输入端相连。由于蓄电池存在内阻,在光照期,BCR 单元优先给 PDM 供电,剩余电量再给蓄电池充电;在阴影期,蓄电池直接通过 PDM 单元给卫星供电;在峰值状态下,当电池阵输出功率不足时,不足部分由蓄电池补充。系统设置两个开关,SW1 为蓄电池接入开关,用于在卫星存储、运输过程中蓄电池与系统隔离,在正常工作时接通;SW2 为星箭分离开关,在卫星搭载发射过程中给系统断电,星箭分离后通过星箭分离开关自动接通。

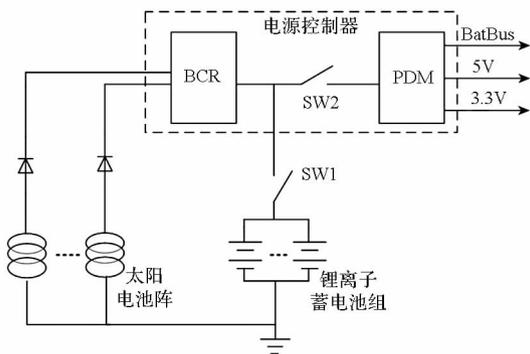


图 2 电源系统结构图

Fig. 2 Structure of power system

### 1.1 太阳电池阵

单板纳星采用体装式太阳电池阵,由于扁平的外形结构,电池阵主要安装在面积最大的侧面。单板纳星采用三轴稳定工作方式,稳定状态下 +Y 面指向太阳,因此 +Y 面电池阵是主电池阵。由于采用主动磁控的控制策略,控制力矩较小,星箭分离后较长时间内卫星处于翻滚状态,为了提高供电安全性,在 -Y 面安装结构相同的电池阵作为备份。

单板纳星太阳电池阵采用三结砷化镓电池片,8 串 10 并结构,在标准测试条件(25℃, AM0)下,输出最大功率为 31.69W。

卫星在其他面也配置了少量的电池片(6 片,3 串 2 并结构),但是由于数量太少,功率仿真时不计算在内。

### 1.2 锂离子蓄电池组

单板纳星采用扁平状包装锂离子蓄电池组成电池组,2 串 3 并结构,总容量 3.75Ah,工作电压 6.9~8.26V。为了提高蓄电池的充放电效率,蓄电池组通过可恢复保险丝与 BCR 单元输出端和 PDM 单元输入端直接相连。

蓄电池采用恒流-恒压的充电方式,充电过程由电源控制器的 BCR 单元控制,放电过程由 PDM 单元进行监测,确保电池放电深度在安全范围内。

### 1.3 电源控制器

电源控制器设计充分考虑卫星的结构特点,体现简单、可靠的设计原则,主要功能单元包括 BCR 单元、PDM 单元和遥测遥控单元。

#### 1.3.1 BCR 单元

BCR 单元包含两种工作模式,最大功率点跟踪(Maximum Power Point Tracker, MPPT)模式和恒压(End of Charge, EoC)模式。当蓄电池电压低于充电截止电压( $V_{CS}$ )时,工作在 MPPT 模式,控制太阳电池阵工作在最大功率点附近;当蓄电池电压达到  $V_{CS}$  时,处于 EoC 模式,对蓄电池进行恒压充电,确保不出现过充。工作模式和 MPPT 算法均由遥测下位机控制,  $V_{CS} = 8.26V$ 。

BCR 单元是太阳电池阵与卫星本体之间的唯一纽带,为了提高系统可靠性,BCR 单元采用多路并行工作的方式,各路之间相互独立。

#### 1.3.2 PDM 控制单元

PDM 控制单元根据设备需要将 BCR 输出的不稳定电压调整为 3.3V 或 5V 的稳定电压给设备供电,或通过 MOSFET 开关控制后直接给设备提供母线电压(BatBus)。

#### 1.3.3 遥测遥控单元

遥测遥控单元主要围绕单片机进行设计,主要功能包括:电压电流监测、二次电源输出控制、BCR 工作模式控制、MPPT 算法控制、蓄电池过放保护和与主控单元进行通讯等。

## 2 电源系统仿真模型

能量平衡主要考虑在一定轨道周期内太阳电池阵输出总功率与卫星总负载之间的大小关系,同时需要考虑各个环节的转换效率等因素。太阳电池阵的瞬时实际输出功率主要由光照条件、负载功率、工作温度等因素决定。单板纳星的光照

条件主要决定于卫星姿态,负载功率与工作模式和工作状态相关,工作温度与光照条件和热控措施相关,因此能量平衡分析非常复杂,需要结合姿态控制过程和整星工作流程进行分析,并对模型复杂且影响较小的环节进行保守简化处理,提高仿真结果的可靠度和安全裕度。

## 2.1 太阳电池模型

根据电子学理论,太阳电池相当于一个恒流源与一只二极管并联,其终端的电流关系如式(1)所示<sup>[4]</sup>:

$$I = I_{ph} - I_0 \left\{ e^{\left[ \frac{q(U + R_s I)}{nKT} \right]} - 1 \right\} - \frac{U + R_s I}{R_{sh}} \quad (1)$$

式中: $I$ 为太阳电池输出电流, $U$ 为太阳电池输出电压, $I_{ph}$ 为光生电流, $I_0$ 为二极管饱和电流, $q$ 为电子的电荷量, $R_s$ 为太阳电池的串联电阻, $n$ 为二极管特性因子, $K$ 为玻尔兹曼常数, $T$ 为太阳电池温度, $R_{sh}$ 为光伏电池的并联电阻。

工程应用中太阳电池模型可表示为<sup>[5]</sup>:

$$I = I_{SC} (1 - C_1 \{ \exp[V / (C_2 V_{OC})] - 1 \}) \quad (2)$$

$$C_1 = (1 - I_M / I_{SC}) \exp[-V_M / (C_2 V_{OC})] \quad (3)$$

$$C_2 = (V_M / V_{OC} - 1) [\ln(1 - I_M / I_{OC})]^{-1} \quad (4)$$

其中, $I_{SC}$ 为短路电流, $V_{OC}$ 为开路电压, $I_M$ 、 $V_M$ 分别为最佳功率点的电流和电压。通常来说, $I_{SC}$ 、 $V_{OC}$ 、 $I_M$ 、 $V_M$ 是电池阵在标准光强(AM0, 1353W/m<sup>2</sup>)和标准温度(25℃)条件下直射测量的结果。由于卫星在轨运行时工作温度和太阳光入射角与标准条件(AM0、25℃)存在较大差异,因此需要根据工作温度和太阳入射角对电池阵输出进行修正。修正方程如下:

$$I'_{SC} = I_{SC} (1 - \alpha(T - T_{ref})) \cos(\theta) \eta \quad (5)$$

$$V'_{OC} = V_{OC} (1 - \beta(T - T_{ref})) \quad (6)$$

$$I'_M = I_M (1 - \alpha(T - T_{ref})) \cos(\theta) \eta \quad (7)$$

$$V'_M = V_M (1 - \beta(T - T_{ref})) \quad (8)$$

其中, $I'_{SC}$ 、 $V'_{OC}$ 、 $I'_M$ 、 $V'_M$ 分别为经过修正的输出参数, $\alpha$ 为电流温度系数, $\beta$ 为电压温度系统, $\theta$ 为太阳光与电池阵法线夹角, $\eta$ 为光强衰减系数,与 $\theta$ 角有关, $T$ 为电池阵工作温度, $T_{ref}$ 为标准条件温度(25℃)。

对于航天器上的太阳电池来说,通常在出地影时温度较低,当受到太阳光照射后,温度会迅速上升到最大值( $T_{max}$ )并保持这个温度,并且在高温条件下实际输出功率低于低温状态。同时,由于电池阵温度受光照条件、温控措施、基板材料等因素影响,模型非常复杂,因此,在仿真中,实际工作温度通常假定为 $T_{max}$ 。

体装式太阳电池阵的 $\theta$ 取决于卫星姿态以及卫星与太阳的相对关系,在三轴稳定状态下, $\theta = \pi/2 - \beta$ ( $\beta$ 为太阳与轨道面夹角)。当卫星姿态不稳时,需要根据太阳位置、卫星轨道参数、卫星姿态等进行实时计算。

随着 $\theta$ 角增加,太阳光的反射增强,吸收减小,有效光强减小,某型三结砷化镓电池片 $\eta$ 与 $\theta$ 的关系如图3所示。

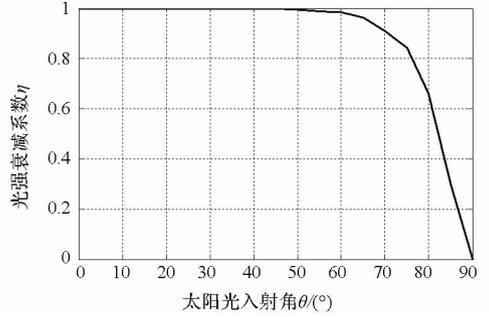


图3 某型电池片 $\eta$ 与 $\theta$ 的对应关系

Fig. 3 Relational curve between  $\eta$  and  $\theta$

太阳电池阵的实际工作点受BCR控制。BCR具有MPPT和EoC两种工作模式,根据母线电压进行切换。在MPPT模式下,太阳电池阵工作在最大功率点;在EoC模式下,电池阵工作点沿IV曲线右移,输出功率逐渐减小。因此,太阳电池阵实际输出取决于负载功率和蓄电池组充电功率。其表达式为:

$$P_{out} = \begin{cases} P_M & P_M \leq P_{need} \\ P_{need} & P_M > P_{need} \end{cases} \quad (9)$$

其中:

$$P_M = I'_M V'_M \eta_{MPPT}$$

$$P_{need} = P_{load} + P_{bat}$$

式中, $P_{out}$ 为电池阵实际输出功率, $P_M$ 为最大功率点功率, $\eta_{MPPT}$ 为BCR控制器的转换效率, $P_{load}$ 为卫星负载功率, $P_{bat}$ 为蓄电池充电功率。当 $P_{out} > P_{load}$ 时,蓄电池处于充电状态, $P_{bat} > 0$ ;当 $P_{out} < P_{load}$ 时,蓄电池处于放电状态, $P_{bat} < 0$ 。

## 2.2 锂离子蓄电池模型

锂离子蓄电池可以等效为一个可控电压源和内阻的串联输出,模型结构如图4所示<sup>[7]</sup>。

其中, $E$ 为空载电压, $E_0$ 为初始电压, $K$ 为极化电压, $Q$ 为电池容量, $A$ 为指数电压, $B$ 为指数电容, $i$ 为电池电流, $V_{bat}$ 为蓄电池输出电压, $I_{bat}$ 为输出电流。

锂离子蓄电池模型参数随电池型号不同存在差异,需要根据具体电池测量。以TT-1卫星锂离子蓄电池为例,其充电曲线如图5所示。 $I$ 为

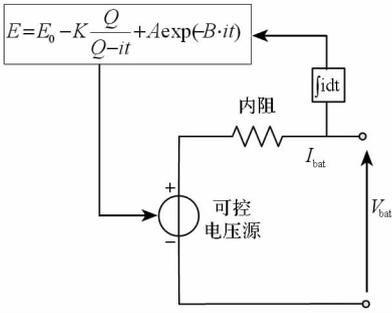


图 4 锂电池模型

Fig. 4 Model of lithium battery

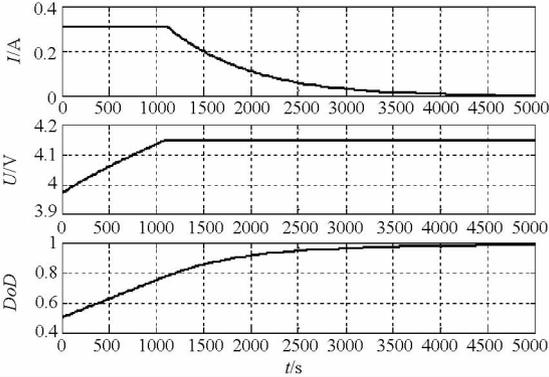


图 5 锂电池充电曲线

Fig. 5 Charging curve of lithium battery

充电电流,  $V$  为蓄电池电压,  $DoD$  为电池电量, 是当前电量与总容量的比值。可以看出, 蓄电池从总容量的 50% 开始以 0.32A 的电流恒流充电, 大约 1100s 以后, 达到截止电压 4.15V, 此时电量约为总容量 80%, 然后切换到  $E_oC$  模式进行恒压充电, 电流逐渐减小, 直到 4000s 左右, 充电电流约等于零, 充电结束。

### 2.3 负载模型

负载模型是卫星的实际负载功率, 与工作状态相关, 是一个时变模型。以 TT-1 卫星为例, 主要有三种工作模式:

阻尼模式: 负载功率 5.24W, 从火箭分离开始, 实际持续时间由姿态控制过程决定, 与火箭分离速度相关;

三轴稳定模式: 负载功率 7.14W。

数传模式: 卫星过测控站时下载载荷数据, 负载功耗约 11.89W, 单次持续时间不超过 600s。

## 3 能量平衡仿真

能量平衡仿真与姿态动力学仿真同步进行。以 TT-1 为例, 姿态控制过程包括速率阻尼和三轴稳定两个过程。速率阻尼采用 B-dot 控制器, 三轴稳定采用 PD 控制器。由于篇幅关系, 这里对姿态动力学仿真过程不作介绍, 直接利用其仿

真结果。

### 3.1 仿真条件

功率平衡仿真需要姿态动力学仿真提供的参数包括: 卫星相对轨道坐标系姿态、轨道参数、太阳矢量信息、工作模式等。具体仿真参数如下:

卫星轨道: 近圆太阳同步轨道, 高度 480km, 周期约 93.9min, 最长阴影期 34.6min, 太阳光照角在  $25.7^\circ \sim 34.4^\circ$ ;

卫星姿态: 假设卫星初始分离角速度为  $[15 \ 10 \ 15]^\circ/s$ , 实际姿态根据姿态动力学仿真结果实时计算, 入轨后前 16 轨卫星姿态角偏差如图 6 所示。其中,  $X$ 、 $Y$ 、 $Z$  分别为滚动、俯仰、偏航相对于轨道坐标系的姿态角偏差, 单位弧度 (rad)。

工作模式: 速率阻尼模式大约持续 2 轨, 数传模式采用长沙和喀什两个测控站, 测控时长按实际测控时间计算;

太阳矢量信息: 太阳矢量信息根据太阳历进行实时计算, 仿真起始时间为 2012:05:10:07:06:00UTC。

电池初始容量: 95%。

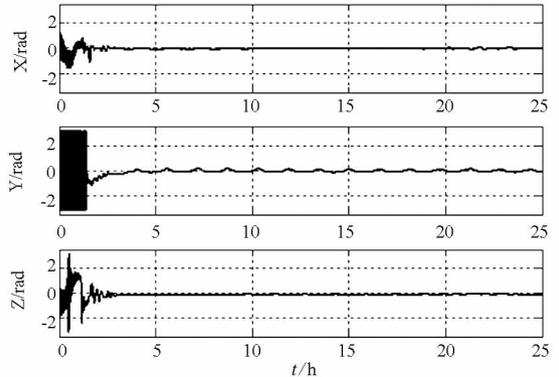


图 6 卫星前 16 轨的姿态角偏差曲线

Fig. 6 Attitude angle error curve of the first 16 orbits

### 3.2 仿真流程

单板纳星电源系统能量平衡仿真与卫星姿态动力学仿真同时进行, 具体的步骤如下:

- 1) 根据姿态动力学和运动学仿真计算卫星当前姿态;
- 2) 根据轨道位置、时间和卫星姿态计算各个电池阵与太阳矢量的夹角;
- 3) 根据电池阵模型和受晒情况计算电池阵功率输出;
- 4) 根据蓄电池模型和负载情况分别计算母线电压和电池容量;
- 5) 返回步骤 1 进行下一周期操作。

### 3.3 仿真结果

根据仿真条件对卫星入轨后的前16轨进行能量平衡仿真,仿真结果如图7所示。图中SoC(无单位量)表示电池电量,1表示充满(100%),0表示电量完全放完;BatVol表示蓄电池电压,与电池电量相关;BatCurrent为蓄电池放电电流,大于零表示放电,小于零表示充电;SolarPower表示电池阵的实际输出功率;LoadPower为卫星实际负载。

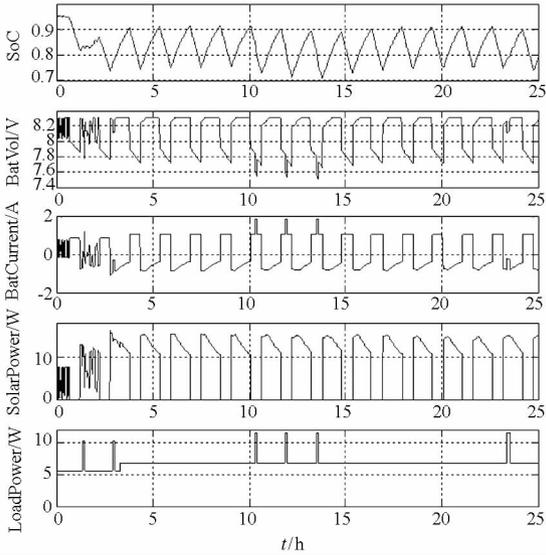


图7 能量平衡仿真曲线

Fig.7 Curve of energy balance

可以看出,在仿真条件下电源系统可以维持能量平衡,平衡后蓄电池容量维持在70.5%~91.5%。卫星阻尼过程大约在第3轨光照期前结束。阻尼模式下由于卫星持续翻滚,太阳能电池阵输出功率抖动明显,母线电压也不稳定。阻尼过程中最小容量为76%。数传模式由于负载功率较大,导致母线电压明显下降,尤其当数传模式发生在阴影期时,母线电压降至约7.5V,此时电池输出电流达到近2A。10~14h间卫星连续3轨在阴影期打开数传模块,造成13.8h时电池电量降到70.5%,其后的第2个光照期重新补充至90%。

在相同的姿态与轨道信息下,假设卫星从入轨开始维持恒定的负载功率,取不同的常值功率进行仿真,能量平衡情况如图8所示。从仿真结果可以看出,负载功率7.6W时电池容量还可以维持稳定,当负载功率上升到7.7W后,电池容量在持续降低,系统不能实现功率平衡,说明电源系统可承载的最大负载功耗为7.6W。从这个结果可以看出,TT-1卫星的功率裕度大约为6.5%,

此范围内供电是安全的。

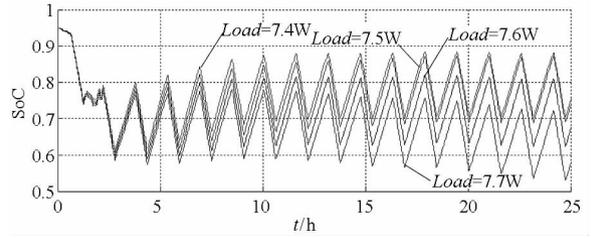


图8 负载功率拉偏下的能量平衡情况

Fig.8 The balance state under different load power

## 4 在轨验证情况

天拓一号卫星在轨飞行超过2年,工作稳定,状态良好,电源系统电量充足。

图9为2012年5月19日15:29:48~15:38:29测控弧段内电池阵输出总功率曲线。该弧段卫星刚进入光照期,电池阵输出最大功率给蓄电池充电。根据遥测数据计算,电池阵输出最大功率为17.2W,考虑到0.9的BCR效率,有效输出功率为15.48W。根据系统仿真模型,仿真结果中电池阵在光照期初期的最大有效输出功率为15.4W(图7),两者基本一致。

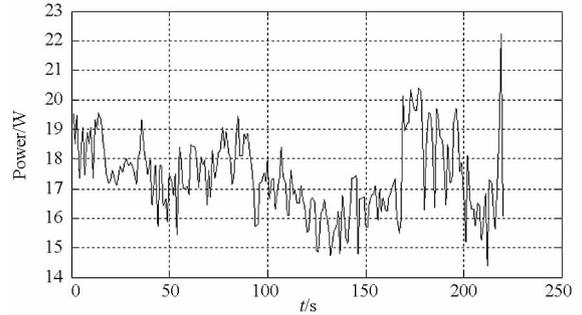


图9 某测控弧段内功率输出曲线

Fig.9 Output power curve of solar array

图10为蓄电池的遥测电压值。其中横坐标为数据包,0~149为实时遥测参数,每秒一包,持续时间为150s;150~660为延时遥测,每30s一包,持续时间约15300s。可以看出,蓄电池的平衡电压基本保持在7.7~8.26V之间。在卫星过长沙站时,由于数传设备开机,系统出现峰值负载,电池电压迅速下降,最低到7.5V,但是在下一轨很快得到平衡,蓄电池电压恢复。

通过对比TT-1卫星电池阵输出功率、蓄电池电压的在轨遥测数值与地面数字仿真结果可以看出,仿真结果与实际在轨运行结果基本一致,说明建立的电源系统仿真模式是准确的,仿真方法是可行的,仿真结果是可信的。

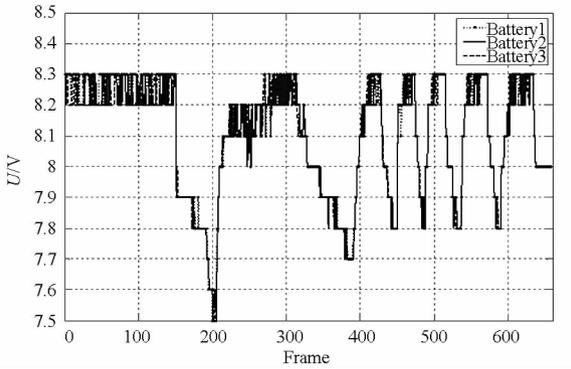


图 10 TT-1 卫星实测蓄电池电压

Fig. 10 Voltage curve of TT-1 battery unit

## 5 结论

从单板纳星电源系统的特点出发讨论了单板纳星电源系统能量平衡仿真问题,通过建立太阳能电池阵、蓄电池组和功率负载的数学模型,并结合卫星工作流程和实际姿态控制过程进行能量平衡仿真。通过对比仿真结果和天拓一号卫星在轨实验数据可以看出,仿真结果与在轨运行结果基本一致,说明电源系统各单元所建的数据模型是准确的,仿真算法是正确的,仿真结果是可信的。

本方法可以推广应用到其他卫星的电源系统功率平衡仿真中,为卫星电源系统设计和工程研制提供重要的设计依据。

## 参考文献 (References)

- [1] 马世俊. 卫星电源技术[M]. 北京:宇航出版社,2001.  
MA Shijun. Satellite power technology [M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2001. (in Chinese)
- [2] 金小军, 赵翔宇, 辜渝嘉, 等. 皮卫星在轨能量平衡仿真研究[J]. 浙江大学学报:工学版, 2009, 43(7): 1283 - 1287.

- JIN Xiaojun, ZHAO Xiangyu, GU Yujia, et al. Study on simulation of on-orbit energy balance of pico-satellite[J]. Journal of Zhejiang University: Engineering Science, 2009, 43(7): 1283 - 1287. (in Chinese)
- [3] Craig S. Clark. Power system challenges for small satellite missions[C]//Proceedings of the 4S Symposium, ChiaLaguna, Sardinia, 2006: 25 - 29.
- [4] 何人望, 邱万英, 吴迅, 等. 基于 PSIM 的新型扰动观察法的 MPPT 仿真研究[J]. 电力系统保护与控制, 2012, 40(7): 56 - 59.  
HE Renwang, QIU Wanying, WU Xun, et al. Simulation study of new perturbation and observation method in MPPT based on PSIM [J]. Power System Protection and Control, 2012, 40(7): 56 - 59. (in Chinese)
- [5] 苏建徽, 余世杰, 赵为, 等. 硅太阳能电池工程用数学模型[J]. 太阳能学报, 2001, 22(4): 409 - 412.  
SU Jianhui, YU Shijie, ZHAO Wei, et al. Investigation on engineering analytical model of silicon solar cells [J]. Acta Energetica Solaris Sinica, 2001, 22(4): 409 - 412. (in Chinese)
- [6] 李国欣. 航天器电源系统技术概论[M]. 北京:中国宇航出版社,2008.  
LI Guoxin. Spacecraft power system technology conspectum[M]. Beijing: China Astronautic Publishing House, 2008. (in Chinese)
- [7] 赵翔宇, 金小军, 韩柯, 等. 皮卫星电源系统的设计与仿真[J]. 浙江大学学报:工学版, 2009, 43(2): 228 - 233.  
ZHAO Xianyu, JIN Xiaojun, HAN Ke, et al. Design and simulation of pico satellite system [J]. Journal of Zhejiang University: Engineering Science, 2009, 43(2): 228 - 233. (in Chinese)
- [8] Wilson B, Babuska V, Potter C. Power system design for a spacecraft simulator using energy storage flywheels [C]//Proceedings of the 3rd International Energy Conversion Engineering Conference. San Francisco, California, 2005.
- [9] Tonicello F, Del Real S V. Maximum point power tracker approach to a regulated bus [C]//Proceedings of the Fifth European Space Power Conference, Tarragona, 1998: 71 - 77.