DOI: 10. 19650/j. cnki. cjsi. J2312162

# 卫星电源系统的数字伴飞建模方法\*

王 盟1,赵光权<sup>1,2</sup>,刘大同<sup>1</sup>,彭喜元<sup>1</sup>

(1.哈尔滨工业大学电子与信息工程学院 哈尔滨 150010; 2.哈工大郑州研究院 郑州 450000)

摘 要:电源系统是卫星的重要部件,为在轨卫星提供连续稳定的能源。建立卫星电源系统数字伴飞模型,对于其在轨状态的 监测、模拟、控制、预测等具有重要的意义。针对现有模型保真度较低、虚实同步困难的问题,本文提出一种卫星电源系统的数 字伴飞建模方法。首先,通过电路等效法、数学等效法,状态空间平均的小信号建模等方法建立卫星电源系统高保真机理模型。 其次,使用遥测数据动态参数辨识和参数提取的方法获取模型的动态输入输出,驱动机理模型动态更新。最后,利用高轨遥感 卫星开展模型的数字伴飞实验验证。实验结果表明,本文提出的卫星电源伴飞模型典型输出参数的准确率高于 95%,且可与在 轨卫星实现 0.5 s/次的虚实同步映射与数字伴飞。

关键词:卫星电源系统;数字伴飞;机理模型;数学等效;动态参数辨识

中图分类号: TP302.1 TH707 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 510.40

# Modeling method for digital accompanying flight of satellite power supply system

Wang Meng<sup>1</sup>, Zhao Guangquan<sup>1,2</sup>, Liu Datong<sup>1</sup>, Peng Xiyuan<sup>1</sup>

(1. School of Electronics and Information Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150010, China;
2. Zhengzhou Research Institute, Harbin Institute of Technology, Zhengzhou 450000, China)

Abstract: The power supply system is an important component of the satellite, providing continuous and stable energy for satellites on orbit. Establishing a digital accompanying flight model for the satellite power supply system is of great significance for the monitoring, simulation, control, and prediction of its on-orbit status. Aiming at the problems of low fidelity and difficulty in virtual and real synchronization of existing models, a modeling method for digital accompanying flight of satellite power supply systems is proposed. Firstly, a high-fidelity mechanism model of the satellite power supply system is established through the circuit equivalent method, mathematical equivalent method, averaged model-state space and small signal method and others. Secondly, in order to obtain the dynamic input and output, the methods that telemetry data dynamic parameter identification and parameter extraction are used, thereby driving the dynamic update of the mechanism model. Finally, experiments were carried out using high-orbit remote sensing satellites to verify the digital accompanying flight of the model. As shown in the experimental results, the typical output parameters of the digital flight simulation model presented in this paper demonstrate an accuracy exceeding 95%. Moreover, the model can achieve virtual and real synchronization mapping and digital accompanying flight with on-orbit satellites every 0.5 seconds.

Keywords:satellite power supply system; digital accompanying flight; mechanism model; mathematical equivalent; dynamic parameter identification

## 0 引 言

电源系统作为卫星中产生、储存、调节和分配电能的 系统,在卫星的各个阶段负责为卫星平台和载荷提供稳 定持续的能源<sup>[1]</sup>。数字伴飞的定义是借助"数字孪生" 思想,模拟航天器或其关键系统在空间环境中的行为,通 过虚实交互技术实时映射物理状态,利用虚拟环境中运 行的伴飞体开展决策迭代优化,解决航天器实体策略制 定、状态监测和预测评估等问题<sup>[2-3]</sup>。由于卫星在轨环境

收稿日期:2023-11-16 Received Date: 2023-11-16

<sup>\*</sup>基金项目:国家自然科学基金(62273120)、装备预先研究课题(50904020101)项目资助

恶劣,空间辐射、温度变化频发,导致卫星电源系统易发 生退化或失效<sup>[46]</sup>,因此卫星电源系统构建高保真的数字 伴飞模型受到了业内的广泛关注<sup>[78]</sup>。数字伴飞建模融 合了数据、算法与决策分析,对实现在轨状态感知和动态 性能评估,有效保障卫星在轨的稳定运行,维护国家制天 权等具有重要意义<sup>[9]</sup>。

针对卫星电源系统的建模方法,国内外众多机构和学 者开展了相关研究。南京航空航天大学的陈乾宏团队<sup>[10]</sup> 考虑地球反照和退化因素的影响,重建了太阳电池阵模 型。Grey等<sup>[11]</sup>基于数学解析方法,建立了低轨卫星的太 阳电池阵模型,实现了可用功率的准确计算。高永成<sup>[12]</sup>基 于等效电路方法,建立地球同步轨道卫星电源系统的机理 模型并开展故障仿真。Aung等<sup>[13]</sup>基于状态估计方法,建 立了卫星蓄电池组状态模型,通过改进卡尔曼滤波算法实 现荷电状态的准确估计。而实现建模的工具主要包括 Modelica、Simulink等<sup>[1415]</sup>。然而,随着在轨任务复杂性的 提升,对卫星电源系统离线状态模拟已难以满足电源"全 系统、全过程、全特性"的状态监测、预警与评估。

随着数字孪生思想的新兴[16],部分研究机构和学者 将数字化建模、数据挖掘等方法应用于卫星电源系统的 在线监测中[17-18],或将算法部署到卫星系统上,开展故障 的在线诊断<sup>[19]</sup>。北京航空航天大学的陶飞团队<sup>[20]</sup>提出 了数字孪生卫星的概念及关键技术。上海空间电源研究 所的朱凯等<sup>[21]</sup>建立空间锂电池的数字孪生模型,提升了 空间蓄电池的在线监测和管理能力。Shangguan 等<sup>[22]</sup>提 出了一种物理与虚拟融合的卫星系统的故障诊断和健康 监测方法,实现了卫星的在轨监测和维护。美国国家航 空航天局 Ames 研究中心开发的航天器电源系统的高级 诊断和预测测试平台(advanced diagnostics and prognostics testbed, ADAPT)<sup>[23]</sup>、全数字 ADAPT 系统<sup>[24]</sup>及数字化信 息平台(digital information platform, DIP)<sup>[25]</sup>可以实现航 天器电源系统运行状态的模拟与诊断预测,为在轨的实 时跟踪与伴飞提供了较好的研究基础。针对卫星电源系 统的建模研究,国外研究机构已将研究成果应用于空间 电源的预测与管理,并实现卫星在轨监测与维护。国内 研究机构在卫星电源等效机理建模领域研究较多,为卫 星电源系统的在线状态监测提供较好的理论支撑。由于 现有研究成果以离线建模为主,未能与卫星在轨动态工 况和环境参数同步,模型的数字伴飞能力不足,尚未实现 虚实同步映射。

本文以太阳电池阵-蓄电池组联合电源系统为研究 对象,研究卫星电源数字伴飞建模方法。首先,根据卫星 电源系统结构建立卫星电源子系统的等效电路,提取子 系统模型的输入-输出机理、阻容特性等,并将其转化为 传递函数、微分方程等形式,根据上述结果基于数学等效 模型方法建立"多输入-多输出"响应的卫星电源系统机 理模型。其次,使用遥测数据动态参数辨识和参数提取 的方法获取在轨卫星电源系统的状态,如温度、太阳入射 角、季节光照强度因子等,并将系统实时状态作为模型的 动态输入参量,驱动机理模型更新。最后,使用在轨运行 的高轨遥感卫星开展模型的精度及数字伴飞虚实同步能 力验证,并对结果进行分析。

# 1 数字伴飞总体方案

卫星电源系统的数字伴飞建模方案如图1所示。

数字伴飞模型以机理模型为主,并利用遥测数据实 时感知工况和重要参数,动态辨识机理模型的输入参数。 由于机理模型基于结构和控制原理构建,可以准确地表 达电源的结构、电路的等效及控制关系,但难以适应在轨 卫星的动态工况。而数据驱动模型,可实现动态工况识 别并进行趋势预测<sup>[26]</sup>,但模型的可解释性较差。因此, 通过对遥测数据和历史数据进行参数动态辨识,有效弥 补了机理模型泛化能力差的不足,使模型能较好地处理 在轨动态工况,动态更新模型的输入输出参量,实现在轨 卫星电源系统与地面模型的虚实空间精准映射和同步。

由图1可知,数字伴飞体由机理模型、数据驱动模型 及模型可视化部分组成。通过分析卫星电源系统的组成 和工作原理,从物理实体的结构、等效电路以及控制关系 的角度建立卫星电源的机理模型。机理模型由太阳电池 阵模型、蓄电池组模型、电源控制器模型、负载模型等多 个子系统构成[27],呈现"多输入-多输出"的响应模式,子 系统间相互级联、紧密耦合。数据驱动模型主要使用动 态参数辨识和参数提取方法,其中动态参数辨识面向在 轨卫星电源系统的遥测数据和历史数据,如从遥测数据 中辨识太阳入射角 $\theta$ .从历史数据中辨识季节光照强度 因子α,等。参数提取通常面向遥测数据中易于直接获取 的参数,如温度 T、负载电流 Ilaad 等。将数据驱动动态模 型获取的模型状态参数作为机理模型的输入,驱动机理 模型动态更新。机理模型在接收数据驱动模型的动态输 入参量后,根据内部闭环调节机理实时动态输出关键参 数,如太阳电池阵输出电流 Isa、蓄电池组电压 Ubat、母线 电压U<sub>hus</sub>、主误差放大器电压U<sub>MEA</sub>、充电电流I<sub>c</sub>、放电电流 I。等。基于模型的动态输出参数实现典型子系统的可视 化和运行状态监测,进而实现模型的数字伴飞,指导并优 化卫星电源系统实体的在轨运行。

## 2 卫星电源系统的机理模型

## 2.1 总体思路

卫星电源系统的机理模型遵循自顶向下的模块化建 模思路,按照实际电源系统的组成结构,将机理模型分为



Fig. 1 Scheme block diagram of digital accompanying flight modeling

太阳电池阵(solar array,SA)模块、蓄电池组模块、主误差 放大器(main error amplifier,MEA)模块、充电调节器 (battery charge regulator,BCR)模块、放电调节器(battery discharge regulator,BDR)模块及分流调节器(shunt regulator,SR)模块等。各模块间相互级联,子系统间可 进行关联控制,卫星电源系统机理模型总体框图如图 2 所示。



图 2 中的空心箭头表示机理模型中的能量,实线连接表示机理模型的控制信号。机理模型的核心功能是模拟卫星电源系统,维持母线电压稳定并持续输出。母线电压的能量由蓄电池组模块经过 BDR 模块调节(地影期及部分出入影期)以及 SA 模块经过 SR 模块调节(光照

期及部分出入影期)获得。另外,模型仿真了卫星电源系统能量的分配与使用,其能量一方面供给负载,维持负载的正常工作;另一方面在满足负载供电的同时可为蓄电池组模块充电供能。MEA 是卫星电源控制系统的核心,本文通过建立模型模拟三域控制方法,实现卫星电源系统机理模型状态的调节与指示。通过对母线电压采样并与参考电压计算误差,将误差放大并映射到放电域、充电域或分流域,分别调节或使能 BDR 模块、BCR 模块、SR 模块,实现母线电压的全调节。其中,BCR 模块和 BDR 模块主要由脉冲宽度调制(pulse width modulation,PWM)控制的 DC-DC 功率变换器构成,SR 模块主要由多级滞回比较器的反馈控制电路构成。

#### 2.2 子系统模块化建模

为维持母线电压稳定,防止模型失配,有效的控制和 调节是保证模型正确运行的关键。本文在分析卫星电源 原理及组成的基础上,充分结合电源系统的控制原理,针 对不同的子系统模块,采用两种不同的方法建立模型。 电源控制器子系统模块间反馈调节原理复杂,为保证机 理模型的精度,电源控制器模块的机理模型采用先电路 等效分析,后数学等效建模的方法实现。而太阳电池阵 模块和蓄电池组模块由于控制与调节机制相对较少,二 者更多作为能量的源或被控对象,因此直接采用数学等 效建模的方法构建模型。

1)太阳电池阵——近似工作点模型

传统的太阳电池阵机理模型通常需要建立包含二极 管与串并联电阻的恒流源等效电路模型,但大量的中间 参数需要估算与辨识,同时模型存在多处简化与近似计 算过程,导致模型精度不足,且建模过程繁杂。

为保证模型的精度,同时提高建模效率,本文使用了 一种近似工作点模型。由于在轨卫星的光照条件一般较 好,太阳电池阵通常工作在最大功率点附近,因此将太阳 电池阵的实际工作点近似为最大功率点,既能使模型具 有简单的原理,又能保证模型的误差满足要求。根据设 计手册中提供的最大功率点电流 *I<sub>mp</sub>*、最大功率点电压 *V<sub>mp</sub>*,结合表面温度 *T*、太阳入射角 θ 及相关因子,求取最 大功率点处的输出电流 *I<sub>M</sub>* 和电压 *U<sub>M</sub>*,如下:

$$I_{SA} = N_p [J_{mp} + \beta_I (T - T_0)] S \cdot \alpha_I \cdot \text{Cos}\theta \cdot \frac{I_{mp}}{I_{mp0}} K_{UV}$$
(1)

式中:  $N_p$  为太阳电池片的并联数,  $J_{mp}$  为最大功率点电流 密度,  $T_0$  为太阳电池阵表面基准温度,  $T_0 = 25 \, \mathbb{C}$ ; S 为太 阳电池的面积,  $I_{mp0}$  为标准测试条件下太阳电池的最佳工 作电流;  $\beta_l$  为电流的温度系数,  $K_{UV}$  为紫外损失因子, 二者 均由设计手册中给出;  $\alpha_l$  为季节光照强度因子, 其数值由 历史遥测数据通过动态参数辨识得出。

$$U_{SA} = N_{s} \left[ V_{mp} \cdot \frac{V_{mp}}{V_{mp0}} + \Delta V_{s} + \beta_{v} (T - T_{0}) \right]$$
(2)

其中,  $N_s$  为太阳电池片的串联数,  $V_{mp0}$  为标准测试条 件下太阳电池的最佳工作电压,  $\Delta V_s$  为光强由 s 变化到 s'引起的工作电压的变化;  $\beta_v$  为电压的温度系数, 由设计手 册中给出。

上述建模方法相对于理想恒流源等效电路模型,模型结构更加简单,且易于实现。该模型误差通常为工作 点导致的系统误差,相对于多数模型由于估算不准确导 致的随机误差,系统误差更易于修正。

2) 蓄电池组——可变电容模型

锂离子电池是卫星电源系统最常用的蓄电池之一, 由于其充放电过程涉及复杂的电化学反应,为其建立准确的机理模型一直是领域研究的难点。尤其针对空间电源,蓄电池组充放电存在较强的周期性,放电深度较为恒定,极化效应的影响基本可以忽略不计,因此常见的蓄电池等效模型难以应用于空间电源系统。

为模拟卫星电源系统的运行状态,建立准确的等效 模型,本文提出了一种蓄电池组的可变电容模型。其容 值在不同工作状态时取值不同,容值由电动势 U<sub>bat</sub>、充电 电流 I<sub>c</sub> 和放电电流 I<sub>d</sub> 决定。其中 I<sub>c</sub> 和 I<sub>d</sub> 为子系统模型的 输入参数, U<sub>bat</sub> 为子系统模型的输出参数。 蓄电池组输 出电压与输入电流的关系如下:

$$\frac{dU_{bat}}{dt} = f_c(U_{bat}, I, sign(I))(I_c - I_d)$$
(3)

式中:I为蓄电池组电流, 由 $I_e$ 与 $I_d$ 做差得到;  $f_e(\cdot)$ 为充放电特性函数, 表示蓄电池组的近似充放电特性; sign(I)表示蓄电池组电流的正负值,即正值表示蓄电池

组充电,负值表示蓄电池组放电,用于区分充放电条件下 不同的充放电特性函数。根据电容的定义,可得到不同 充电、放电条件下蓄电池电压 *u*(*t*)与电流 *i*(*t*)的准确关 系如下:

$$u(t) = \frac{U}{Q} \int i(t) \,\mathrm{d}t \tag{4}$$

式中:U为遥测数据中的蓄电池组电压,Q为根据遥测数 据电流积分得到的电量的变化量,二者之商用于求取不 同充电、放电条件下蓄电池组的可变电容 C,根据可变电 容得到蓄电池组的充放电特性,从而建立相应子系统的 机理模型。

3) 主误差放大器——比例积分放大器模型

MEA 担负着调节卫星电源系统状态,使能子系统控制器运行的重要作用。本文通过搭建比例积分(proportional integral,PI)调节器的数学等效模型,划分放电域、充电域及分流域,模拟 MEA 在卫星电源系统中的运行机理。MEA 的原理框图如图 3 所示。MEA 的输入参数为母线电压  $U_{bus}$ ,输出参数为主误差放大器电压  $U_{MEA}$ 。 $U_{bus}$  经过分压网络,分压后其电压值减小至  $U_i$ ,与预设的参考电压  $U_i$ 的差为 $dU_o$ ,并输入到 PI 调节器中。为保证 MEA 调节的平稳性, $U_i$  通常设为充电域与放电域之间的数值,且稳态时  $U_i$ 与 $U_i$ 相等。经过 PI 调节器的放大与映射,再次与  $U_i$ 加和,并对原始输出值进行限幅,以满足特定的阈值边界划分,从而获得系统的控制信号 $U_{MEA}$ 。



Fig. 3 Schematic block diagram of MEA

PI 调节器的正确运行是 MEA 调节的关键,将控制 信号 U<sub>MEA</sub> 的值域按照从小到大划分为放电域、充电域 和分流域,即当控制信号位于不同值域内,电源系统分 别使能 BDR、BCR、SR 中的一种或多种调节器工作,维 持卫星电源系统的稳定运行和输出,因此该调节方式 也称为三域控制调节,其调节原理如图 4 所示。调节 域的基准 0 位于充电域与放电域之间,表示当母线电 压等于参考电压时,电源控制系统不需要进行调节,维 持当前供配电状态,蓄电池组不进行充电或放电,相邻 调节域间设有死区。其中,SR 由 n 级滞回比较器组成, 故分流域也对应划分 n 级值域,根据不同的 U<sub>MEA</sub>,使能 对应的滞回比较器,获得分流调节器的电流 I<sub>SR</sub>。 而 BCR 与 BDR 由 DC-DC 功率变换器构成,充电域和放电 域无需分级。



图 4 三域控制调节原理



#### 4)分流调节器——多级滞回比较器模型

SR 的功能是按照  $U_{MEA}$  的指示对太阳电池阵的输出 电流进行比例分流,本文通过建立多级滞回比较器模型 模拟 SR 的多级分流结构和分流机理。根据对 SR 的机 理分析,建立等效电路如图 5 所示。等效电路模型中,太 阳电池阵模块由 n 级子阵通过串联和并联组成,等效为 理想电流源  $I_1, I_2, \dots, I_n$ 。 SR 模块也由 n 级子块组成,等 效为开关管  $T_1, T_2, \dots, T_n$  与二极管  $D_1, D_2, \dots, D_n$ , 且与 太阳电池子阵——对应,各级二极管连接至母线。母线 负载等效为阻容特性负载,电容 C 用于滤除高频分量,减 小母线电压的纹波。利用数学等效建模方法计算负载阻 抗的传递函数 G(s) 如式(5) 所示,通过传递函数将调节 后的分流电流  $I_{SR}$  转化为分流调制电压  $U_{SR}$ ,在光照期以  $U_{SR}$  表示  $U_{hm}$ ,保证了母线电压的稳定。



图 5 分流调节器等效电路 Fig. 5 The equivalent circuit of SR

$$G(s) = \frac{R_{SR}}{sCR_{SR} + 1} \tag{5}$$

式中: *R<sub>sR</sub>* 表示分流调节器输出端实际并联电阻,当卫星 电源位于光照期时, *R<sub>sR</sub>* 与母线电阻 *R<sub>bus</sub>* 相等;当卫星电 源位于地影期时, *R<sub>sR</sub>* 支路开路,等效为无穷大。 建模的难点是对开关管的控制,开关管导通表示当前子阵的分流管分流,太阳电池子阵的能量对地分流;开关管截止表示当前子阵的分流管不分流,太阳电池子阵的能量直接供给母线。使用数学等效方法建模,如图 4 分流域所示,将 SR 等效为 n 级等电压间隔的滞回比较器,同一级比较器左侧的  $U_{MEA}$  与右侧的  $I_{SR}$  相互对应。第 n 级滞回比较器分别具有上下两个门限阈值  $U_{Hn}$  和  $U_{Ln}$ ,第 n - 1 级的上门限阈值  $U_{H(n-1)}$  与第 n 级的下门限阈值  $U_{Ln}$  相等,即门限阈值逐级递增,无死区,并覆盖全部分流域。当  $U_{L(n-1)} < U_{MEA} < U_{Ln}$  时, $I_{SR} = I_{S2}$ ,共有 n - 2 级比较器处于分流状态,第 n - 1 级比较器处于调节状态,第 n 级比较器处于不分流状态;当  $U_{MEA}$  变化但未越过当前比较器的上下门限时, $I_{SR}$  不变;当  $U_{Ln} < U_{MEA} < U_{Hn}$ 时, $I_{SR} = I_{S1}$ ,共有 n - 1 级比较器处于分流状态,第 n 级比较器处于调节状态。

综上所述,在稳态时,仅有一级比较器处于反复开关的调节态,其余级比较器均处于导通或截止状态。假设第 n 级分流调节器处于调节态,调节器会在该级滞回比较器的上、下门限阈值间波动,导致母线电压 U<sub>bus</sub> 在最大值 U<sub>busH</sub> 和最小值 U<sub>busL</sub> 间反复波动。由于一般情况下母线电容 C 在开关频率处的阻抗大小远低于 R<sub>sR</sub>,因此可忽略母线负载电阻的作用。故根据理想电容元件的伏安特性可得:

$$U_{busH} \approx \frac{(1-d) (I_{Sn} - I_{S(n-1)})}{C} dT + U_{busL}$$
(6)

$$U_{busL} \approx U_{busH} - \frac{d(I_{Sn} - I_{S(n-1)})}{C} (1 - d) T$$
(7)

式中:*T*为开关管的开关周期,*d*为开关管的占空比。根据滞回比较器开关管的周期,可计算其开关频率*f*,如式(8),从而实现 SR 的建模。

$$f = \frac{1}{T} \approx \frac{d(1-d) (I_{Sn} - I_{S(n-1)})}{(U_{busH} - U_{busL}) C}$$
(8)

5) 充放电调节器——状态空间平均模型

卫星电源系统中的 BDR 与 BCR 的结构均为 PWM 控制的 DC-DC 功率变换器。为模拟其工作机理,本文为 BDR 模块和 BCR 模块建立功率变换器模型。

BDR 模块的输入端电压 U<sub>bat</sub> 低于输出端电压 U<sub>BDR</sub>, 故模型采用 Boost 升压式 DC-DC 功率变换器电路,等效 电路如图 6 所示。开关管采用电流环与电压环的反馈环 路控制,采样输出电压 U<sub>BDR</sub> 与参考电压 U<sub>r</sub> 的误差,与反 馈系数补偿后的采样电流 I<sub>L</sub> 再次计算误差,通过斜坡信 号补偿驱动 PWM 控制开关管的通断。

由于 DC-DC 功率变换器电路中的二极管、开关管具 有非线性、时变性的特点<sup>[28]</sup>,难以应用经典控制理论、时 频变换等方法建立模型。为保证数字伴飞模型的仿真效 率,本文利用数学等效建模方法,使用状态空间平均法对



Fig. 6 The equivalent circuit of BDR

一个开关周期内的状态变量进行比例加权,并建立状态 空间平均的小信号模型,即等效为线性时不变的连续电 路模型。

假设 BDR 的 Boost 电路工作于连续导通模式 (continuous conduction mode, CCM), 对开关管的导通模 式和截止模式分别按照 dt:(1 - d)t 加权, d 为 PWM 的 占空比, 加权后除以时间 t, 可获得状态空间平均的大信 号模型, 如下:

$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix} i_L\\ u_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1-d}{L}\\ \frac{1-d}{C} & -\frac{1}{RC} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_L\\ u_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{L}\\ 0 \end{bmatrix} u_i \quad (9)$$

式中:时变系统的 $u_i$ 对应等效电路的输入电压 $U_{bat}$ ,时变 系统的 $u_o$ 对应等效电路的输出电压 $U_{BDR}$ ,时变系统的 $i_L$ 对应等效电路的电感电流 $I_L$ 。在大信号的直流稳定工作 点处进行线性化,为所有输入、输出变量添加线性扰动 $\hat{x}$ , 并去除其中直流工作点的非扰动信号,转化为小信号模 型,如下:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \hat{i}_L \\ \hat{u}_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{L} \\ \frac{1}{C} & -\frac{1}{RC} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{i}_L \\ \hat{u}_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & \frac{1}{L} \\ -\frac{1}{C} & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \hat{i}_L \\ \hat{u}_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{L} \\ 0 \end{bmatrix} \hat{u}_i$$
(10)

式中: $\hat{i}_L$ 、 $\hat{u}_a$ 、 $\hat{u}_i$ 、 $\hat{d}$ 分别为电感电流、输出电压、输入电压、 PWM 占空比的扰动信号。最后,对小信号模型进行拉普 拉斯变换,并设模型初态为0,可获得 BDR 的状态空间平 均的小信号模型,如下:

$$\begin{bmatrix} s & \frac{1-D}{L} \\ -\frac{1-D}{C} & s + \frac{1}{RC} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} I_L(s) \\ U_o(s) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{U_o}{L} \\ -\frac{I_L}{C} \end{bmatrix} D(s) +$$

$$\begin{bmatrix} 1 \\ L \\ 0 \end{bmatrix} U_i(s) \tag{11}$$

BCR 模块的输入端电压 U<sub>bus</sub> 高于输出端电压 U<sub>BCR</sub>, 故模型采用 Buck 降压式 DC-DC 功率变换器电路,等效 电路如图 7 所示。输入端由母线提供能量,输出端对蓄 电池组充电。为保证模型的准确性,将模型的输出等效 为蓄电池组电动势 U<sub>bat</sub> 与蓄电池内阻 R<sub>bat</sub> 的串联形式。 开关管采用输出电压的反馈调节,驱动 PWM 控制开关 管的通断。



Fig. 7 The equivalent circuit of BCR

假设 BCR 的 Buck 电路工作于 CCM,对开关管的导 通模式和截止模式分别按照 dt:(1-d)t 加权并除以t,可 获得状态空间平均模型,如下,d 为 PWM 的占空比。

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} i_{L'} \\ v_o \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{1}{L'} \\ \frac{1}{C'} & -\frac{1}{R_{bat}C'} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} i_{L'} \\ v_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{1}{L'} \\ 0 \end{bmatrix} v_i \cdot d \quad (12)$$

式中:时变系统的 $v_i$ 对应等效电路的输入电压 $U_{bus}$ ,时变 系统的 $v_o$ 对应等效电路的输出电压 $U_{BCR}$ ,时变系统的 $i_{L'}$ 对应等效电路的电感电流 $I_{L'}$ 。蓄电池组的充电分为两 个阶段,在充电初始阶段为恒流充电,充电末尾阶段转换 为恒压充电。本文通过数学等效建模,使用下式实现充 电模式的转换。

$$v_{o}(t) = u_{bat}(t) + i_{c}(t)R_{bat}$$
(13)

恒流充电阶段,限制  $i_c(t)$  的最大值为  $I_m$ ,此时  $u_{bat}(t)$  较小,但通常  $i_c(t) = I_m$ ,因此充电速度快。随着充 电的进行, $u_{bat}(t) 与 v_o(t)$  增大,当  $v_o(t)$  等于最大值  $U_m$ 时,系统转为恒压充电。直到  $i_c(t)$  减小到预设值,则认 为蓄电池组充满,充电结束。开关管的占空比 d 计算 如下:

$$d(t) = \frac{v_o(t)}{v_i(t)} \tag{14}$$

## 2.3 小结

本节系统地阐述了卫星电源系统机理模型的建模方

法,遵循自顶向下的模块化建模思路,采用电路等效分析 与数学等效建模的方法实现。首先,根据结构与机理建 立子系统的等效电路,进行电路级分析;其次,基于建立 的等效电路,进行机理分析,将电路元件等效为传递函数 或变换矩阵的形式;最后,求取数学等效模型的各项参 数,建立卫星电源系统机理模型。

# 3 模型的虚实同步

在建立的机理模型的基础上,开展面向在轨动态工况的建模方法研究。通过获取卫星电源系统的实时/历 史遥测数据,使用动态参数辨识和参数提取的方法获取 在轨运行工况下模型准确的动态输入,驱动机理模型的 运行与仿真。有效解决模型难以适应在轨动态工况的问 题,实现卫星电源模型的数字伴飞,模型虚实同步的结构 如图 8 所示。



Fig. 8 Structural block diagram of virtual and real synchronization

对不同类别的遥测数据采用不同的建模方法,主要 涉及以下方法:

1) 实时遥测数据的动态参数辨识

对于实时遥测数据,可通过动态参数辨识方法进行 分析与解算。动态参数辨识方法利用遥测参数动态变化 的特性,通过解析遥测数据与输入参数间的物理关系,获 取不同工况下模型的实时输入参数。本节以太阳入射角 参数为例,阐述实时遥测数据的动态参数辨识方法。

太阳入射角 θ 是太阳电池阵的重要输入参数,决定 着太阳帆板的对日角度,其数值的大小直接影响太阳电 池阵的输出电流。太阳入射角参数的获取主要依赖于卫 星上的模拟式太阳敏感器(analog sun sensor, ASS),相比 于数字式太阳敏感器和"0~1"式太阳敏感器, ASS 具有 结构简单、视场适中、可靠性好的特点,且对于太阳入射 角的建模解算精度满足需求。卫星的两组太阳帆板分别 对应两组 ASS,每组 ASS 包含四个光电探测器,其中 A、B 探测器相近放置排列在同一个平面上,用于测量俯仰角, C、D 探测器相近放置排列在另外一个平面上,用于测量 偏航角。当光电探测器捕获到太阳光并垂直照射到同一 平面的敏感元件上时,两个光电探测器产生的电流差几 乎为0;当太阳光线不重合于垂直轴时,同一平面上的两 个光电探测器由于位置差异对于接收到的光线会产生不 同的电流 *I<sub>A</sub>、I<sub>B</sub>* 或 *I<sub>c</sub>、I<sub>D</sub>*,其与太阳光强成正比,并通过遥 测数据进行传输。

为保证建模解算的准确性,采用多排列方向的光电 探测器计算方法,即分别计算第 n 种太阳光线相对于光 电探测器的排列方向的中间变量为  $\Delta I_n$ ,并对  $\Delta I_1$ ,  $\Delta I_2, \dots, \Delta I_n$  取平方根平均数获得动态的太阳入射角输 入,对于太阳入射角的计算,n = 2时可以达到精度要求, 计算如下:

$$\Delta I_1 = \frac{I_c + I_D - I_A - I_B}{I_A + I_B + I_c + I_D}$$
(15)

$$\Delta I_2 = \frac{I_c + I_B - I_A - I_D}{I_A + I_B + I_C + I_D}$$
(16)

$$\theta = \arctan\sqrt{\Delta I_1^2 + \Delta I_2^2} \cdot \frac{180}{\pi} \tag{17}$$

这种方法可有效减小由于传感器特性导致的系统 误差。

#### 2) 历史数据的动态参数辨识

部分模型的输入参数存在近似周期性特征,但由于 未在遥测数据中直接体现,因此相对难以获取,如太阳电 池阵模型的输入参数季节光照强度因子。对于此类参 数,可通过动态参数辨识方法提取历史数据中有用的信 息或特征,进行数据拟合,将历史数据的类周期性特征转 换为模型可用的动态输入参数。本节以季节光照强度因 子为例,阐述历史数据的动态参数辨识方法。

卫星电源系统的季节光照强度因子是指在不同的季 节和地理位置下,由于地球的倾斜和公转导致的太阳辐 射对卫星太阳电池阵的影响程度。季节光照强度因子考 虑了不同季节时卫星的轨道位置及太阳高度角的变化, 因此在不同的季节和地点太阳电池阵受到的辐射量会发 生变化。对该因子进行建模可有效模拟太阳电池阵在不 同季节输出的差异。

由于受季节的影响较大,季节光照强度因子呈现类 似正弦的周期性变化趋势。为更好的模拟太阳辐照对卫 星太阳电池阵的影响,采集卫星电源近一年均匀分布的 历史遥测数据,将遥测数据中的日期作为自变量,光照状 态、温度及太阳敏感器电流作为待辨识的特征变量。为 方便表达与计算,将日期自变量拟合为变量 u,每年近似 为 365 天,选取 1 月 1 日为基准,即 u = 1,12 月 31 日为最 大值,即 u = 365。按照春分、夏至、秋分、冬至等典型季 节的历史遥测数据,拟合出光照状态及温度变化影响下 的季节光照强度因子,为满足类周期性变化趋势,采用三 次多项式拟合,结果如下:

 $\alpha_{l} = -1.05 \times 10^{-8} u^{3} + 9.29 \times 10^{-6} u^{2} - 2.26 \times 10^{-3} u + 1.14$ (18)

3) 实时遥测数据的参数提取

参数提取方法用于实时遥测数据中存在的或经过简 单的数学运算可获得的动态输入参数,该方法简单易实 现,且参数实时性好。通过该方法可直接获取温度、光 照/阴影状态等动态输入参数,经过多传感器数据加和可 获取负载电流等动态输入参数。

# 4 实验与分析

为验证本文所构建的卫星电源系统数字伴飞模型的 有效性,利用在轨的高轨遥感卫星开展了数字伴飞实验 验证,并验证了误差累积的影响。另外,将本文提出的数 字伴飞模型分别与文献[12]、[15]、[29]中的模型开展 定性对比分析,与文献[12]的模型输出参数及顺序开关 分流调节器(Sequential Switching Shunt Regulator,S3R)型 高轨遥感卫星遥测数据进行定量对比分析,以验证本文 所提出方法的优越性和有效性。

## 4.1 数字伴飞验证

按照在轨遥感卫星的工作状态,通过模型的虚实同步方法为所构建的模型提取与在轨条件下相同的动态输入参数,以0.5 s/次更新输入和输出参数,并将输出参数 与实时遥测数据逐次对比,定量分析并验证模型与在轨 遥感卫星的同步性。

由于高轨遥感卫星在春分与秋分附近时会经历光照 期与地影期的过渡和转换,即具有完整的充放电过程,对 比结果可信度高。因此,本文在秋分日附近开展模型的 对比验证,模型输出与遥测数据的相对误差如图9所示。 在全部伴飞周期内,数字伴飞模型的输出参数的相对误 差均小于5%。最大误差为4.64%,出现在放电电流的末 期,总体误差较小,能满足数字伴飞的要求。

由于模型内部包含积分与微分环节,经过一段时间 的运行后,模型的输出会产生一定程度的误差累积。为 讨论误差的累积情况,确定累积误差对模型的影响,本文 选取连续 30 天的遥测数据,辨识输入参数,开展模型连 续运行实验。获取模型连续运行 30 天内的典型输出参 数,与对应的遥测数据对比,并逐天计算本文模型的准确 率(accuracy, Acc)。根据文献[30],准确率量化计算 如下:

$$Acc = \frac{\sum_{i=1}^{n} \left(1 - \frac{|A_i - F_i|}{A_i} \times f_i\right)}{n} \times 100\%$$
(19)

式中:n为模型待评价参数的总数,A<sub>i</sub>为遥测数据中第 i



图 9 模型输出与遥测数据的相对误差



个参数的实际值, $F_i$ 为第 i 个参数的模型输出值, $f_i$ 为  $\frac{|A_i - F_i|}{A_i}$ 的归一化函数,将相对误差映射到[0,1]区间 内。结合所建立的模型,此处选取线性归一化方法。

模型连续运行时输出参数的准确率变化如图 10 所示。



由图 10 可知,由于子模块包含较多的积分、微分环节,放电电流 I<sub>a</sub> 和主误差放大器电压 U<sub>MEA</sub> 的准确率随运行时间的增加缓慢减小,具有较为明显的误差累积趋势。而由于进行了相应的等效且复杂运算较少,太阳电

池阵电流 I<sub>s4</sub>、充电电流 I<sub>c</sub>、蓄电池组电压 U<sub>bat</sub> 的准确率变 化趋势平缓。此外,母线电压 U<sub>bas</sub> 是模型最重要的输出 参数之一,子模块具有多重反馈调节环节,因此母线电压 参数具备调节能力,在一定的值域范围内保持动态 平衡。

30 天内输出参数的准确率量化如表 1 所示。由于 篇幅限制,表中每间隔 6 天显示一次。由结果可知,模型 经过 30 天运行,准确率的变化平缓,最大变化率不超过 1.4%,说明模型的误差累积速度较慢。因此,误差累积 对运行 1 个月左右的模型输出影响可忽略不计。若开展 以年计的长期在轨伴飞,则需要融合机理模型与数据驱 动模型(如神经网络、时间序列分析算法等)。实时感知 模型输出与遥测数据的误差,当误差累积超过阈值时,数 据驱动模型将定期通过实测值对模型进行修正。

Table 1 Accuracy of output parameters						
	模型的准确率/%					
参数	第1天	第6天	第 12 天	第18天	第 24 天	第 30 天
	/%	/%	/%	/%	/%	/%
$I_{SA}$	99. 97	99.96	99.95	99. 94	99. 93	99. 92
$I_c$	99. 83	99.82	99.81	99.80	99. 79	99. 78
$I_d$	99.88	99.80	99.76	99.71	99.67	99.62
$U_{bus}$	96.33	95.23	95.23	96.06	95.82	95.43
$U_{\rm MEA}$	98.47	98.20	98.12	97.99	97.97	97.95
$U_{bat}$	98.52	98.50	98.57	98.61	98.65	98.70

表 1 输出参数的准确率 Table 1 Accuracy of output parameters 综上所示,随着模型运行工况的变化,模型具有良好 的动态特性和调节能力,模型能准确地模拟卫星电源的 在轨运行状态,可以实现与在轨卫星电源系统的虚实同 步。通过模型 30 天连续运行实验,表明本文方法存在误 差累积的现象,但误差累积速度慢,可满足1个月左右的 在轨伴飞要求。若进行长期的在轨伴飞,则需要定期通 过实测值对模型进行修正。

#### 4.2 性能对比分析

定性对比与定量对比均为重要的性能对比方法。由 于机理建模一般与卫星电源对象相关,且文献通常无法 全面准确描述所有子系统模型的特征细节及输入输出, 对比模型常常难以准确完整地复现,故定性对比成为了 定量对比的重要补充手段。本节分别对模型开展定性对 比分析与定量对比分析,从模型性能、误差、准确率等多 个维度验证本文提出方法的正确性与优越性。

1) 定性对比

通过定性对比分析本文提出的模型与多个已有卫星 电源系统模型的功能结构与仿真能力,对比内容主要包 括模型是否具有反馈调节、参数是否动态可调、模型的验 证方法及计算量。模型性能的定性对比评价结果如表 2 所示。其中,对比文献[12]使用电路等效、机理简化、数 据拟合等方法分别建立了卫星电源的太阳电池阵、蓄电 池及控制器模型。对比文献[29]对航天器电源系统的 太阳电池阵、蓄电池组、DC-DC 变换器进行了简化建模, 并通过在轨卫星开展验证。对比文献[15]建立了瞬态 分析的卫星电源系统模型,具备多种轨道卫星电源的仿 真和分析能力。

表 2 模型性能的定性对比评价

Table 2	Qualitatively	comparative	evaluation	of the	model	performance
---------	---------------	-------------	------------	--------	-------	-------------

对比内容	本文模型	文献[12]模型	文献[29]模型	文献[15]模型
是否具有反馈调节	是,由 MEA 控制的三域调节 实现母线电压的全调节	否	否	是,仅部分模块使用 PID 调节
模型参数是否动 态可调	具备,动态输入太阳入射角、 温度、光照状态、负载等信息, 可实现虚实同步	不具备,根据工况确定输入 的静态常值,太阳入射角光 照期为0°,地影期为90°	部分具备, 仅在蓄电池模 型中通过调节 RC 并联单 元实现	不具备,按照预设输入参数,包含太阳辐照度、温度和负载电流
模型验证方法	通过实时遥测数据对比,具备 数字伴飞功能	通过功能对比验证模型	通过在轨卫星验证模型	通过在轨卫星验证模型
模型的计算量	较大,但满足 0.5 s/次的虚实 同步映射	较小,充电、放电、分流状态 的确定与控制方法简单	中等,充放电的拟合建模 计算资源消耗较大	较小,对电源控制器和控 制逻辑简化程度较大

通过对比可知,本文提出的方法具有动态性能好,可 实现在轨数字伴飞与虚实同步等优点。模型的参数动态 可调,且具有完整的母线电压反馈调节功能,保证了输出 的稳定性。模型的多数对比评价指标均优于现有卫星电 源系统的建模方法。本文的模型结构与实际卫星电源系统结构一致,导致运算量较大,但仍能满足输出参数 0.5 s/次更新的数字伴飞需求,实现模型与实际卫星电源系统的动态映射。

#### 2) 定量对比

本节使用文献[12]作为已有模型开展性能的定量 对比分析。选取一个自然日的遥测数据,进行数据建模 后,将动态参数按照数据的时间戳输入到本文模型进行 仿真。计算动态输入参数的平均值,并将温度、光照强度 及负载条件的均值输入到已有模型中。定量对比的评价 指标主要包括平均绝对误差(mean absolute error, MAE)、 均方根误差(root mean square error, RMSE)及模型输出相 对遥测数据的准确率。模型性能的定量对比评价结果如 表3所示。

### 表 3 模型性能的定量对比评价

 Table 3 Quantitatively comparative evaluation of the model performance

输出	本文模型			已有模型			
参数	MAE	RMSE	Acc/%	MAE	RMSE	Acc/%	
$I_{SA}$ /A	1. 292	1.871	99. 95	6. 568	14. 513	95.34	
$I_c$ /A	0. 119	0. 386	99. 74	0.400	1.219	95.11	
$I_d$ /A	0. 061	1. 143	99.76	4. 783	14.049	94.11	
$U_{bat}/\mathrm{V}$	0. 068	0. 080	98.65	0. 702	1.422	88.54	
$U_{\rm MEA}$ /V	0. 298	0. 475	98. 41	-	-	-	
$U_{bus}$ /V	0.096	0. 116	95.35	0. 026	0. 030	82.51	

表3中,本文模型输出的太阳电池阵电流 I<sub>sa</sub>、充电 电流 I<sub>c</sub>、放电电流 I<sub>d</sub> 及蓄电池组电压 U<sub>bat</sub> 均明显优于已有 模型。本文模型的 MAE、RMSE 相较于已有模型均有较 大幅度减小,其中, MAE 减小 70.04% 以上, RMSE 减小 68.30% 以上。同时,本文模型的准确率提升明显。由于 已有模型的母线电压 U<sub>bas</sub> 为设定的 42V 常值,虽然使其 MAE 与 RMSE 优于本文模型,但设定值的实际参考意义 较小。反而,由于准确率以遥测数据为基准,更能反映母 线电压的输出性能。基于上述结果,本文模型的准确率 相比于已有模型提升了 4.84%~15.56%。由于已有模 型未使用三域控制原理,即不存在 MEA,故此处不涉及 主误差放大器电压 U<sub>MEA</sub> 的性能对比。

根据模型的性能对比,绘制模型典型输出与遥测数 据对比结果如图 11 所示。结果表明,本文模型的输出与 对应的遥测数据相似度高,而已有模型与遥测数据存在 较为明显的差异。本文模型动态性能更好,能较好地模 拟空间环境的辐射、干扰等因素导致的噪声,而已有模型 状态变化较为简单,难以表征卫星电源系统的动态特性。

具体的,图 11(a)中,本文模型在光照期和入影期存 在一定的输出波动,通常是由于太阳敏感器对太阳光的 捕获过程导致的,而已有模型波形平滑,不能表示这一状 态。太阳电池阵模型是在最大功率点处建立的,而在轨 卫星的太阳电池阵的实际工作点通常位于最大功率点附 近,故与实际系统的输出存在细微差异。图 11(b)中,本



图 11 模型典型输出与遥测数据对比结果

Fig. 11 Comparison of typical outputs of the model and telemetry data

文模型较好地模拟了"先恒流后恒压"的充电过程,但由 于实际卫星电源蓄电池组电压的采样点位于 BCR 中,其 与蓄电池组之间存在电缆的压降,导致模型充电模式的 转换点滞后于实际系统。而已有模型难以模拟该模式, 其充电模式为先快速充电,后涓流充电,故图中存在电流 阶梯状下降的情况。图 11(c)中,随着放电的进行,蓄电 池组电压逐渐下降,为维持放电输出功率,放电电流逐渐 增大,两种模型均较好的表征了该特性,已有模型的放电 电流略大于本文模型。图 11(d)中,同样由于蓄电池组 电压采样点布局的差异,电缆压降的影响,使本文模型的 电压输出与卫星电源系统存在误差。已有模型充电过程 电压的变化过于线形,充电状态转换时蓄电池组电压不 够平稳。且由于已有模型的放电区间采用曲线拟合的方 法实现建模,其蓄电池组的放电电压取决于拟合的参数 和放电电流,放电深度明显大于实际系统。

图 11(e)与(f)中,本文模型的 U<sub>MEA</sub> 与 U<sub>bus</sub> 互相影 响,相互关联,由于实际系统的参数不公开,机理模型的 控制参数需要进行解算和设计,与实际系统的动态特性 存在差异,因此导致本文模型输出的纹波大于实际系 统。但 U<sub>bus</sub> 的纹波范围可控,约为 42.0 V±0.3 V,纹波能 够满足模型的数字伴飞需求。已有模型则将 U<sub>bus</sub> 简单设 定为 42 V,故 U<sub>bus</sub> 无纹波,与实际系统存在较大的差异。

综上所述,本文模型的输出结果与在轨卫星电源系 统更相似,模型误差小,准确率高,相比于已有模型具有 更好的动态特性。

# 5 结 论

本文提出一种卫星电源系统的数字伴飞建模方法, 通过电路等效法、数学等效法,状态空间平均的小信号建 模等方法,建立了卫星电源系统高保真机理模型。同时, 使用遥测数据动态参数辨识和参数提取的方法获取模型 的动态输入,驱动机理模型实现数字伴飞。本文与 S3R 型高轨遥感卫星开展的实验结果表明,卫星电源的太阳 电池阵、蓄电池组、电源控制器模型的典型输出参数的准 确率高于 95%。与现有建模方法相比,准确率提升 4.84%以上,MAE 与 RMSE 均有较大幅度减小,且模型具 备 0.5 s/次的虚实同步映射与数字伴飞能力。

后续计划在低轨卫星电源上进一步开展数字伴飞建 模及应用研究,并解决长期在轨伴飞下模型误差累积的 修正问题。

#### 参考文献

[1] 穆肯德·R·帕特尔. 航天器电源系统[M]. 北京:中国宇航出版社,2013:40-65.

PATEL M R. Spacecraft power systems [M]. Beijing:

China Astronautic Publishing House, 2013: 40-65.

 [2] 刘治钢,夏宁,杜青. 航天器供配电系统数字伴飞技 术应用研究[J]. 航天器工程,2020,29(5):135-141.

LIU ZH G, XIA N, DU Q. Application research of spacecraft electrical power system digital accompanying flight technology [J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(5): 135-141.

- [3] XIONG M L, WANG H W. Digital twin applications in aviation industry: A review[J]. The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2022, 121(9): 5677-5692.
- [4] 彭宇,刘大同,彭喜元.故障预测与健康管理技术综述[J].电子测量与仪器学报,2010,24(1):1-9.
  PENG Y, LIU D T, PENG X Y. A review: Prognostics and health management [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrument, 2010, 24(1):1-9.
- [5] SONG Y CH, PENG Y, LIU D T. Model-based health diagnosis for lithium-ion battery pack in space applications [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2021, 68(12): 12375-12384.
- [6] 赵光权,王盟,刘大同,等. 航天器电源建模仿真综述与展望[J]. 仪器仪表学报,2023,44(4):1-18.
  ZHAO G Q, WANG M, LIU D T, et al. Review and perspective survey on spacecraft power supply modeling and simulation [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2023, 44(4):1-18.
- [7] CAO M D, ZHANG T, LIU Y J, et al. A Bayesian optimization hyperband-optimized incremental deep belief network for online battery behaviour modelling for a satellite simulator[J]. Journal of Energy Storage, 2023, 58: 106348.
- [8] YUN S T, KONG S H. Data-driven in-orbit current and voltage prediction using Bi-LSTM for LEO satellite lithium-ion battery SOC estimation [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2022, 58(6): 5292-5306.
- [9] 陈根. 数字孪生[M]. 北京:电子工业出版社. 2020: 9-22.

CHEN G. Digital twin [M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry. 2020: 9-22.

[10] SHEN P, CHEN Q H, ZHANG ZH L, et al. Model reconstruction for body-mounted solar arrays of satellites based on limited information [J]. IEEE Transactions on 第5期

Energy Conversion, 2019, 34(3): 1276-1286.

- [11] GREY J P, MANN I R, FLEISCHAUER M D, et al. Analytic model for low earth orbit satellite solar power[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(5): 3349-3359.
- [12] 高永成. GEO 卫星电源系统故障仿真及诊断研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020:1-80.
  GAO Y CH. Research on fault simulation and diagnosis of GEO satellite power system [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020:1-80.
- [13] AUNG H, SOON J J, GOH S T, et al. Battery management system with state-of-charge and opportunistic state-of-health for a miniaturized satellite [J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2020, 56(4): 2978-2989.
- [14] 刘治钢,杜青,李海津. 航天器电源系统建模与仿 真[M]. 北京:北京理工大学出版社. 2021: 6-34.
  LIU ZH G, DU Q, LI H J. Modeling and simulation for spacecraft power system [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press. 2021: 6-34.
- [15] KHAN O, MOURSI M S, ZEINELDIN H H, et al. Benchmark model for multi-orbital transient analysis of satellite electrical power subsystem [J]. IET Renewable Power Generation, 2020, 14(2): 286-296.
- [16] 刘大同,郭凯,王本宽,等.数字孪生技术综述与展望[J].仪器仪表学报,2018,39(11):1-10.
  LIU D T, GUO K, WANG B K, et al. Summary and perspective survey on digital twin technology [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2018, 39(11): 1-10.
- [17] SONG Y CH, LIU D T, YANG CH, et al. Data-driven hybrid remaining useful life estimation approach for spacecraft lithium-ion battery [J]. Microelectronics Reliability, 2017, 75: 142-153.
- [18] CATELANI M, CIANI L, FANTACCI R, et al. Remaining useful life estimation for prognostics of lithium-ion batteries based on recurrent neural network [J]. IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement, 2021, 70: 1-11.
- [19] MACKEY R, NIKORA A, ALTENBUCHNER C, et al. On-board model based fault diagnosis for cubesat attitude control subsystem: Flight data results [C]. IEEE Aerospace Conference, 2021: 1-17.
- [20] 刘蔚然,陶飞,程江峰,等.数字孪生卫星:概念、关

键技术及应用[J]. 计算机集成制造系统, 2020, 26(3): 565-588.

LIU W R, TAO F, CHENG J F, et al. Digital twin satellite: concept, key technologies and applications[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2020, 26(3): 565-588.

- [21] 朱凯,陈健,吕桃林,等. 空间电源数字孪生系统[J].上海航天(中英文),2021,38(3):197-205.
  ZHUK, CHEN J, LYUT L, et al. Digital twin system for space power-sources [J]. Aerospace Shanghai (Chinese & English), 2021, 38(3): 197-205.
- [22] SHANGGUAN D S, CHEN L P, DING J W. A Digital twin-based approach for the fault diagnosis and health monitoring of a complex satellite system [J]. Symmetry-Basel, 2020, 12(8): 1-22.
- [23] DAIGLE M J, ROYCHOUDHURY I, BISWAS G, et al. A comprehensive diagnosis methodology for complex hybrid systems: A case study on spacecraft power distribution systems[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics-Part A: Systems and Humans, 2010, 40(5): 917-931.
- [24] POLL S, PATTERSON-HINE A, CAMISA J, et al. Advanced diagnostics and prognostics testbed [C]. International Workshop on Principles of Diagnosis, 2007: 178-185.
- [25] GURRAM M M, HEGDE P, SAXENA S. NASA's digital information platform (DIP) to accelerate NAS transformation [C]. AIAA AVIATION 2023 Forum, 2023: 3400.
- [26] ZHANG Y, LI Y F. Prognostics and health management of lithium-ion battery using deep learning methods: A review[J]. Renewable and Sustainable Energy Reviews, 2022, 161: 112282.
- [27] ZHAO D, ZHOU ZH J, TANG SH W, et al. Online estimation of satellite lithium-ion battery capacity based on approximate belief rule base and hidden Markov model [J]. Energy, 2022, 256: 124632.
- [28] ALRAJHI H. A generalized state space average model for parallel DC-to-DC converters [J]. Computer Systems Science & Engineering, 2022, 41(2): 717-734.
- [29] PORRAS-HERMOSO Á, COBO-LOPEZ B, CUBAS J, et al. Simple solar panels/battery modeling for spacecraft power distribution systems[J]. Acta Astronautica, 2021, 179: 345-358.

 [30] 张辰源,陶飞.数字孪生模型评价指标体系[J].计 算机集成制造系统,2021,27(8):2171-2186.
 ZHANG CH Y, TAO F. Evaluation index system for digital twin model [J]. Computer Integrated Manu-

facturing Systems, 2021, 27(8): 2171-2186.

## 作者简介



**王盟**,分别于 2017 年和 2020 年于哈尔 滨理工大学获得学士学位和硕士学位,现为 哈尔滨工业大学电子与信息工程学院博士 研究生,主要研究方向为航天器电源的建模 仿真、健康管理。

E-mail:wangm@ hit.edu.cn

Wang Meng received his B. Sc., and M. Sc. degrees from Harbin University of Science and Technology in 2017 and 2020, respectively. He is currently a Ph. D. candidate in School of Electronics and Information Engineering, Harbin Institute of Technology. His main research interests include modeling, simulation, and health management of spacecraft power supply.



赵光权(通信作者),分别于 2002 年和 2007 年于哈尔滨工业大学获得硕士学位和 博士学位,现为哈尔滨工业大学副教授,主 要研究方向为航天器测试与仿真、航天器健 康管理。

E-mail:hit53zhao@ hit.edu.cn

**Zhao Guangquan** (Corresponding author) received his M. Sc., and Ph. D. degrees from Harbin Institute of Technology in 2002 and 2007, respectively. He is currently an associate professor at Harbin Institute of Technology. His main research interests include spacecraft test and simulation, and spacecraft health management.