

基于数字孪生的航天器能源系统自主功能验证

李 庚, 邵寒琛

西北工业大学计算机学院, 陕西 西安

收稿日期: 2025年10月4日; 录用日期: 2025年10月28日; 发布日期: 2025年11月3日

摘 要

随着航天器系统复杂性的增加, 对其能源系统的可靠性、自主性和安全性提出了更高要求。本文针对航天器能源系统自主功能验证的挑战, 提出了一种基于数字孪生技术的解决方案。首先, 详细分析了卫星电源系统各子系统(太阳能电池阵、蓄电池组、电源控制器)之间的耦合关系、与外界的交互关系以及电源控制器内部的耦合关系, 构建了高保真模型结构。其次, 从数学建模和功能实现角度, 精细化构建了电源控制器仿真模型, 包括分流、充电、放电调节器及母线取值模块, 并分析了其工作模式和状态转移。最后, 将各子系统模型集成, 形成完整的电源系统数字孪生仿真模型, 并以某卫星在秋分点处的在轨环境作为外部输入参数进行系统级仿真。仿真结果表明, 所构建的数字孪生模型能够实现母线电压的全调节, 电源控制器能有效管理电池组充放电和过剩功率分配, 验证了模型对不同工况的动态响应能力与高保真性。本研究为航天器能源系统的在轨健康管理、故障诊断及自主运行提供了理论依据和技术支持。

关键词

数字孪生, 航天器能源系统, 自主功能验证, 电源控制器, 高保真模型

Autonomous Function Verification of Spacecraft Energy Systems Based on Digital Twins

Geng Li, Hanchen Shao

School of Computer Science, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi

Received: October 4, 2025; accepted: October 28, 2025; published: November 3, 2025

Abstract

With the increasing complexity of spacecraft systems, higher demands are placed on the reliability, autonomy, and safety of their energy systems. This paper addresses the challenges of autonomous

文章引用: 李庚, 邵寒琛. 基于数字孪生的航天器能源系统自主功能验证[J]. 建模与仿真, 2025, 14(11): 10-22.

DOI: 10.12677/mos.2025.1411635

functional verification for spacecraft energy systems by proposing a solution based on digital twin technology. Firstly, the coupling relationships among subsystems (solar array, battery pack, power controller), their interactions with the external environment, and the internal coupling within the power controller of a satellite power system were analyzed in detail to construct a high-fidelity model structure. Secondly, from the perspectives of mathematical modeling and functional implementation, a refined simulation model of the power controller was developed, including shunt, charge, discharge regulators, and bus value acquisition modules, with an analysis of its operating modes and state transitions. Finally, the subsystem models were integrated to form a complete digital twin simulation model of the power system. System-level simulations were conducted using the on-orbit environment of a specific satellite at the autumnal equinox as external input parameters. Simulation results demonstrate that the constructed digital twin model can achieve full regulation of bus voltage, and the power controller effectively manages battery charging/discharging and surplus power distribution, verifying the model's dynamic response capability and high fidelity under various operating conditions. This research provides theoretical basis and technical support for on-orbit health management, fault diagnosis, and autonomous operation of spacecraft energy systems.

Keywords

Digital Twin, Spacecraft Energy System, Autonomous Functional Verification, Power Controller, High-Fidelity Model

Copyright © 2025 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

随着航天技术的飞速发展, 航天器系统日益复杂, 对系统的可靠性、自主性和安全性提出了更高的要求。能源系统作为航天器的“心脏”, 其稳定、高效运行是航天器在轨任务成功的关键保障[1]。传统的航天器能源系统验证方法通常依赖于地面物理仿真和在轨遥测数据分析, 这些方法在成本、周期和全面性方面存在局限性[2]。特别是在面对日益增长的自主运行需求时, 如何实现能源系统的自主功能验证, 确保其在复杂多变空间环境下的性能和可靠性, 成为当前航天领域面临的重要挑战。

近年来, 数字孪生(Digital Twin)技术以其在物理实体与虚拟模型之间建立实时、动态、高保真映射的能力, 为解决上述挑战提供了新的思路[3]。数字孪生概念最早由 Grieves 教授于 2003 年在产品生命周期管理课程中提出, 并首先应用于航空航天领域, 旨在解决航空航天飞行器的健康维护与保障问题[4]。美国国家航空航天局(NASA)在阿波罗 13 号事故中曾尝试利用数字孪生技术模拟航天器在太空中的各种场景, 以帮助宇航员解决突发情况, 这被认为是数字孪生技术早期应用的典范。当前, 数字孪生技术已成为国防和航天工业的六大顶尖技术之一, 并在飞行器设计、测试、验证以及能源管理系统优化等方面展现出巨大潜力[5]-[7]。

航天器能源系统的自主功能验证, 要求系统能够根据自身状态和外部环境变化, 自主进行故障检测、诊断、重构和管理, 从而确保能源供应的连续性和稳定性[8]。这不仅涉及太阳电池阵、蓄电池组和电源控制器等核心组件的高精度建模, 还包括对这些组件之间复杂耦合关系以及与外部环境交互的深入理解。传统的基于经验或简化模型的验证方法难以全面覆盖各种工况, 尤其是在极端或未知条件下, 其验证效果往往不尽如人意[9]。

本文旨在构建基于数字孪生技术的航天器能源系统自主功能验证平台, 以提升航天器能源系统在轨

运行的可靠性和自主性。通过对卫星电源系统各子系统间的耦合关系、子系统与外界的交互关系以及电源控制器内部的耦合关系进行深入分析, 本文确定了高保真模型结构。在此基础上, 针对电源控制器, 搭建了能够准确反映其控制原理和工作逻辑的模型。最终, 将太阳电池阵模型、蓄电池组模型和电源控制器模型通过耦合关系连接, 形成完整的电源系统数字孪生仿真模型, 实现了卫星电源系统在不同工作模式下的仿真与验证。

2. 卫星电源系统的高保真模型结构确定

卫星电源系统高保真模型结构的确定过程依赖于各子系统间耦合关系、子系统与外界的交互关系以及电源控制器内部的耦合关系。

(1) 各子系统之间的耦合关系、与外界之间的交互关系分析

卫星电源系统各子系统之间的耦合关系、与外界之间的交互关系分析如图 1 所示。对于太阳电池阵子系统, 以外界的环境参数(温度、光照、太阳入射角等)、单体电池性能参数(峰值电压、峰值电流、短路电流和开路电压)以及阵列结构参数(串并联数)作为输入, 电流作为输出。蓄电池组子系统以结构参数(串并联数)、性能参数(额定容量、初始荷电状态、蓄电池组电流、蓄电池组状态字等)作为输入, 当前电量、荷电状态、电压等作为输出。电源控制器子系统根据某时刻太阳电池阵的输出电流、蓄电池组的状态信息和控制参数(快速/涓流充电电流阈值、放电深度等), 实现分配和调节电能、稳定母线电压、正确充放电的功能。

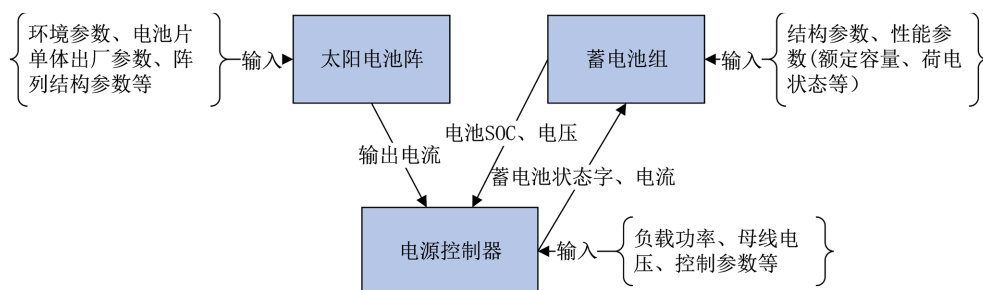


Figure 1. The coupling relationship diagram among each subsystem and the interaction relationship diagram with the outside world

图 1. 各子系统之间的耦合关系、与外界之间的交互关系图

(2) 电源控制器内部的耦合关系分析

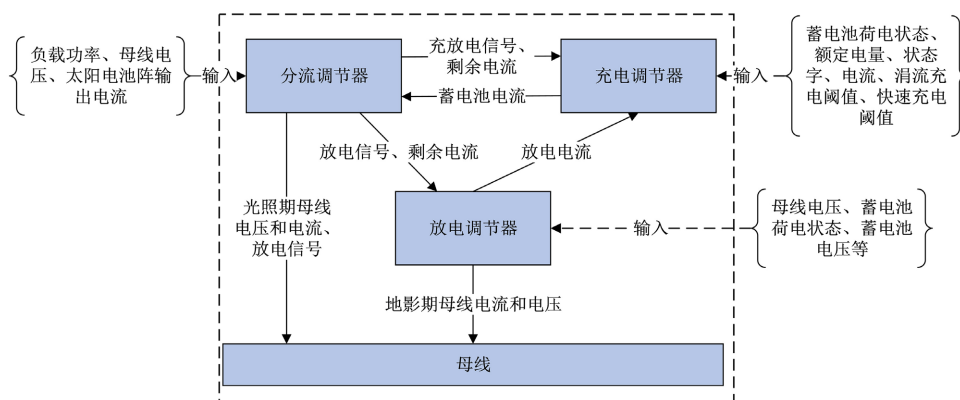


Figure 2. Coupling relationship diagram of the power controller subsystem

图 2. 电源控制器子系统耦合关系图

随着卫星在轨环境的变化, 如太阳光强的波动、地球阴影区的穿越以及轨道高度的差异等, 太阳能电池阵的能量供给能力和各负载的电力消耗需求也不断地变化。在全调节母线的拓扑结构中, 电源控制器能够运用相应的调节技术手段, 对功率进行控制, 从而使母线电压保持在稳定范围内。本文根据卫星电源系统拓扑结构的原理, 对控制器各个调节器之间的耦合关系进行了分析, 其耦合关系如图 2 所示。电源控制器所需的调节器包括分流、充电和放电三种, 各模块之间通过控制逻辑进行耦合, 具体建模过程如 2 节所示。

综上, 将低层级模型不断向上聚合为上一层级模型, 最终得到卫星电源系统高保真结构框图, 如图 3 所示。图中黄色标记的部分表示电源系统的固有参数, 其根据系统构成以及卫星轨道参数、环境参数等进行设置。橙色标记的部分是虚拟模型各部分接口产生的内部参数, 它们反映了模型之间的交互。因为实际的遥测通道有限, 只有绿色标记的部分作为遥测输出, 即虚拟模型产生的孪生数据。

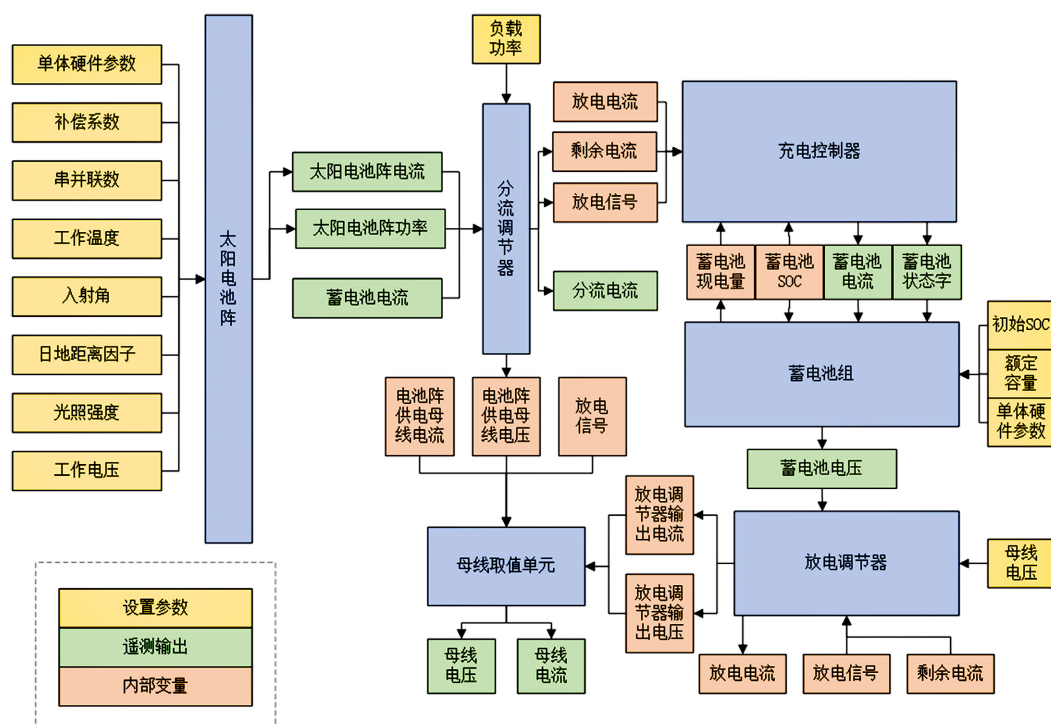


Figure 3. High-fidelity model structure block diagram of satellite power supply system

图 3. 卫星电源系统高保真模型结构框图

3. 电源控制器子系统的模型仿真

3.1. 控制器工作模式分析

卫星在轨运行时, 随着轨道条件的变化, 电源系统需灵活地在不同工作状态间进行切换。由于各状态下电源控制器的调节逻辑存在差异, 因此在建模过程中, 需要针对多种运行场景(如地影期、光照区等)进行精细化处理, 以确保能够准确描述电源系统在不同环境和模式下的行为特征。本文采用状态机图来描述各转换条件和工作模式, 电源控制器子系统则通过识别状态转换条件, 动态实现电源系统的状态切换。这种方法不仅有助于在设计初期及时发现问题, 而且能够降低后期迭代的成本。

电源控制器子系统工作模式状态转移如图 4 所示, 各状态说明如下:

状态 1: 太阳能电池阵供电蓄电池充电。在该状态下, 太阳能电池阵的输出功率首先满足负载的需求, 若

蓄电池的荷电状态未达到最大充电设定值, 太阳能电池阵则会将其富余的功率用于为蓄电池充电提供能量。

状态 2: 太阳能电池阵供电蓄电池不充电。当太阳能电池阵的输出功率超出负载的需求, 与此同时, 蓄电池的荷电状态已达到最大充电设定值, 太阳能电池阵富余的功率此时不能为蓄电池充电, 分流调节器将多余功率分流。

状态 3: 联合供电模式。当太阳能电池阵的输出功率小于负载需求功率, 且卫星处于光照期, 即太阳能电池阵输出功率不为零, 蓄电池的荷电状态未达到最小放电设定值, 蓄电池放电来补充不足的功率。

状态 4: 蓄电池供电模式。当太阳能电池阵的输出功率异常为 0 或者卫星进入地影期, 且蓄电池的荷电状态大于最小放电设定值, 由蓄电池单独放电提供负载所需功率。

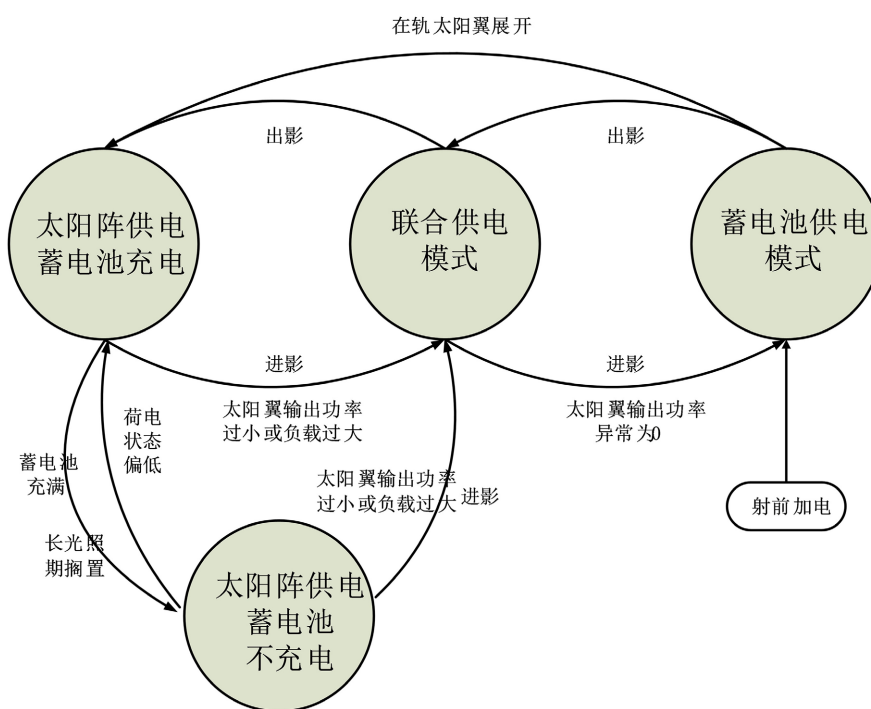


Figure 4. State transition diagram of the satellite power supply system's working mode
图 4. 卫星电源系统工作模式状态转移图

结合系统状态转移图, 电源控制器工作过程中, 首先计算太阳能电池阵发电量与负载需求量的差值; 其次判断蓄电池的荷电状态, 检查其是否达到最大或最小设定值; 最后, 根据蓄电池荷电状态和太阳能电池阵发电量与负载需求量的差值, 进行相应的比较与决策, 从而选择合适的控制策略执行调节操作。

3.2. 分流调节器建模

在实际应用中, 为了提高效率和管理灵活性, 太阳能电池阵通常被分为多级结构, 每级都配备了分流调节器, 用以精细控制该级阵产生的电流流向。为了简化分析过程, 本文将太阳能电池阵视为一个整体。当电池阵产生的电能超出了当前负载的即时消耗能力, 并且仍有足够的余量满足蓄电池的充电需求时, 多余的电力通过分流调节器的作用, 以热能等形式被消耗掉, 具体分流过程为: 首先, 基于母线的参考电压以及系统的负载需求, 计算出所需的参考电流值; 其次, 结合这一参考电流、太阳能电池阵提供的电流和蓄电池充电电流, 计算出应分流掉的电流量, 以此来调节系统中的电流分布, 从而确保母线电压能够保持稳定。模型输入输出量如表 1 所示。该调节器的仿真模型如图 5 所示。

Table 1. Input and output quantities of the shunt regulator simulation model
表 1. 分流调节器仿真模型输入输出量

变量类型	变量符号	变量说明
输入量	P_{load}	负载功率
	I_{SA}	太阳电池阵电流
	I_{bat}	蓄电池组电流
输出量	$Signal_{charge}$	充电信号
	I_{remain}	剩余电流
	$Signal_{discharge}$	放电信号
	I_{fenliu}	分流电流
	U_{0_Bus}	光照期母线电压
	I_{0_Bus}	光照期母线电流

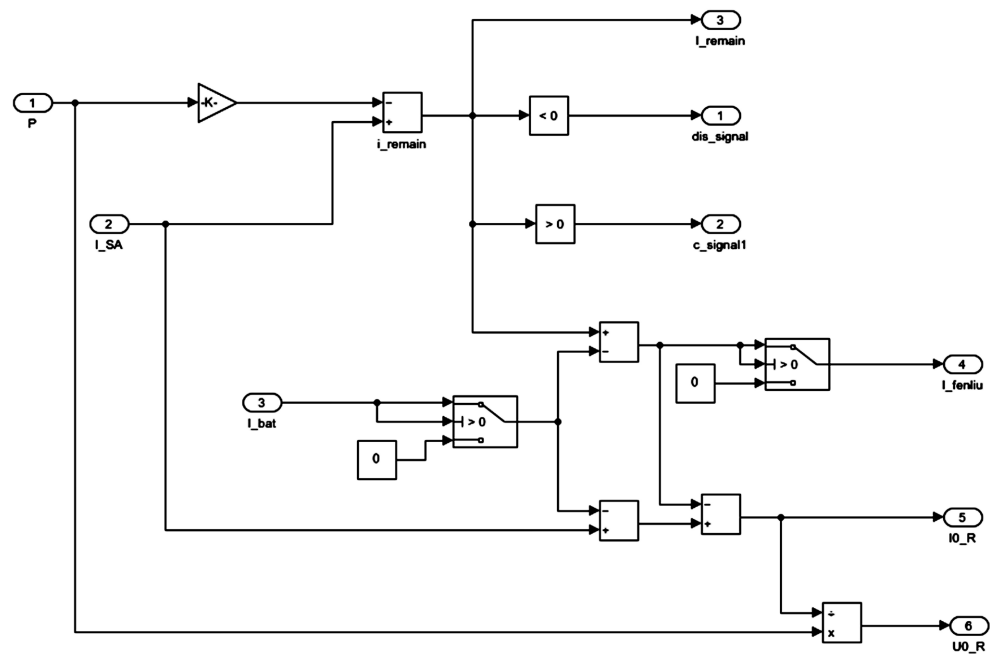


Figure 5. Simulation model of the split regulator
图 5. 分流调节器仿真模型

3.3. 充电调节器建模

在卫星电源系统中，充电调节器的功能如下：

(a) 充电电流的控制。不同的充电模式预设的充电电流值不一样，在仿真卫星蓄电池组子系统时，本文设定了两种充电模式——快速充电模式和涓流充电模式。当荷电状态处于 0~0.99 之间时，则为快速充电模式，此时，采用较大的充电电流，使蓄电池能够在短时间内达到额定电压；当荷电状态处于 0.99~1 之间时，则为涓流充电模式，此时，采用非常小的充电电流，以缓慢提升蓄电池电压，从而延长其使用寿命；

(b) 充电截止的控制。蓄电池的过度充电不仅会显著缩短蓄电池组的寿命，甚至可能引起温度骤升和爆炸等严重事故，为避免上述风险，确保充电过程的安全性，需对充电截止进行严格控制。本文使用电子计量法来监控蓄电池组的电量，当检测到电量达到预设的额定值时，系统判断充电完成并切断充电电

流, 实现对充电截止的有效控制。

模型输入输出量如表 2 所示。快速充电模式下电流定义 $Q_0/20$; 涓流充电模式下电流定义为 $Q_0/400$ 。 $STATE_{bat}$ 取值为 1、-1 和 0, 它们分别与充电、放电和不工作状态相对应。 I_{bat} 取值有正数、负数和零这三种情况, 正数代表充电电流, 负数代表放电电流, 当其值为 0 的时候表示蓄电池处于不工作状态。充电调节器仿真模型如图 6 所示。

Table 2. Input and output quantities of the charging regulator simulation model
表 2. 充电调节器仿真模型输入输出量

变量类型	变量符号	变量说明
输入量	Q_0	蓄电池组额定电量
	I_{remain}	剩余电流
	SOC_{now}	蓄电池组实时荷电状态
	$Signal_{charge}$	充电信号
输出量	$STATE_{bat}$	蓄电池状态字
	I_{bat}	蓄电池电流

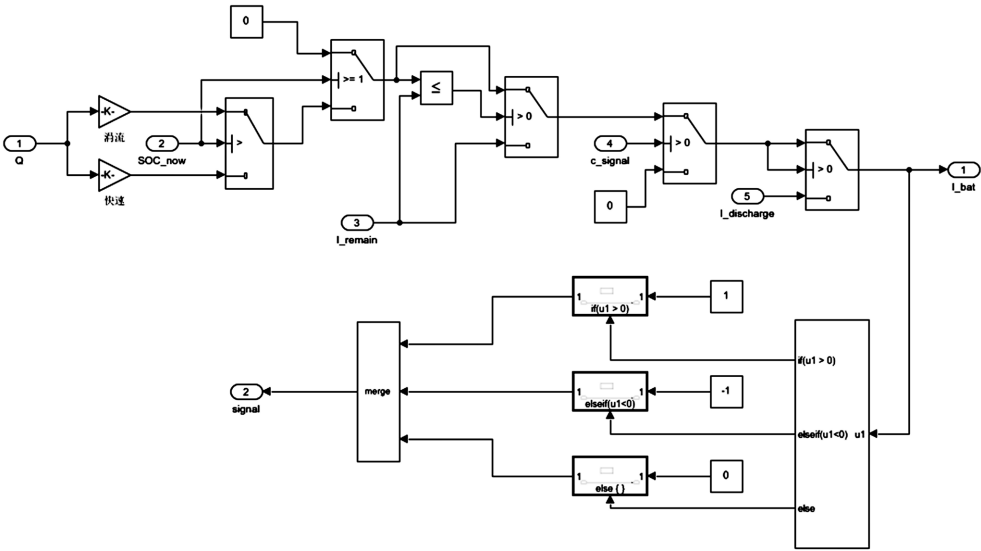


Figure 6. Charging regulator model
图 6. 充电调节器模型

3.4. 放电调节器建模

鉴于本文所探讨的卫星电源系统采纳的是全调节母线结构, 因此, 即使在地影期, 电源控制器也能对母线电压实施调控。该过程中, 放电调节器利用脉冲宽度调制技术, 通过精准操控开关元件的导通与关断状态, 来调整母线电压。具体而言, 母线电压 U_{bus} 和蓄电池组工作电压 U_{bat} 关系如下所示, 两者之间通过一个放大比例系数来调整:

$$U_{bus} = \frac{U_{bat}}{1 - Z} \quad (1)$$

式中, Z 为导通时间占比。

蓄电池组电流 I_{bus} 和母线电流 I_{bat} 两者之间满足如下关系:

$$I_{bat} = \frac{I_{bus}}{1-Z} \tag{2}$$

模型输入输出量如表 3 所示。其中, U_{ref} 取值为母线电压的额定值 U_{bus} ; $Signal_{discharge}$ 取值为 1 或 0, 分别表示放电调节器工作和不工作。放电调节器仿真模型如图 7 所示。

Table 3. Input and output quantities of the discharge regulator simulation model
表 3. 放电调节器仿真模型输入输出量

变量类型	变量符号	变量说明
输入量	U_{ref}	参考电压
	I_{remain}	剩余电流
	U_{bat}	蓄电池组电压
	$Signal_{discharge}$	放电信号
输出量	Z	占空比
	$I_{discharge}$	蓄电池放电电流
	I_{1_Bus}	地影期母线电流
	U_{1_Bus}	地影期母线电压

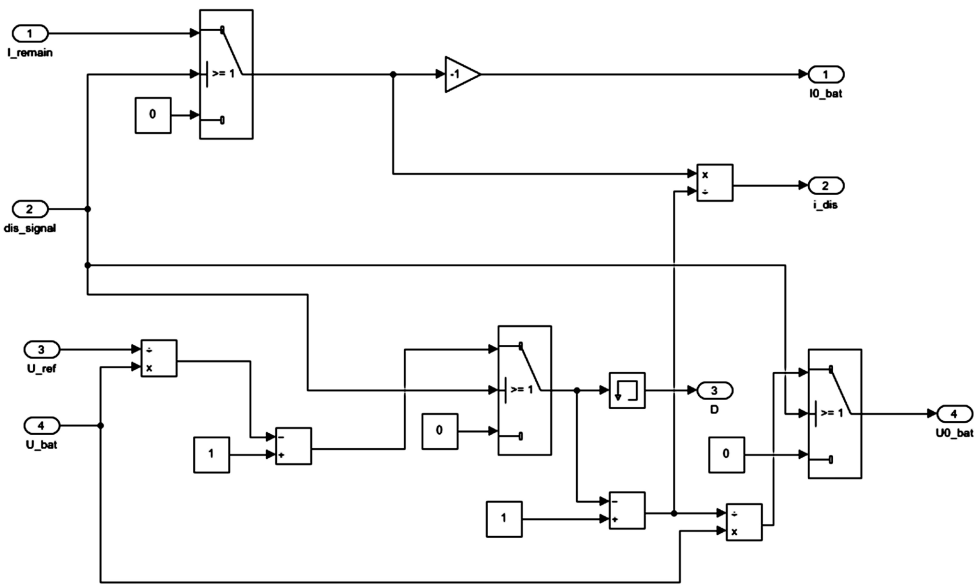


Figure 7. Discharge regulator model
图 7. 放电调节器模型

3.5. 母线取值模块建模

母线取值模块的输入输出量如表 4 所示。仿真模型如图 8 所示。

Table 4. The input and output quantities of the busbar value module
表 4. 母线取值模块输入输出量

变量类型	变量符号	变量说明
输入量	I_{p_bus}	光照期母线电流

续表

输入量	U_{p_bus}	光照期母线电压
	I_{e_bus}	地影期母线电流
	U_{e_bus}	地影期母线电压
输出量	dis_signal	放电信号
	U_{bus}	母线电压
	I_{bus}	母线电流

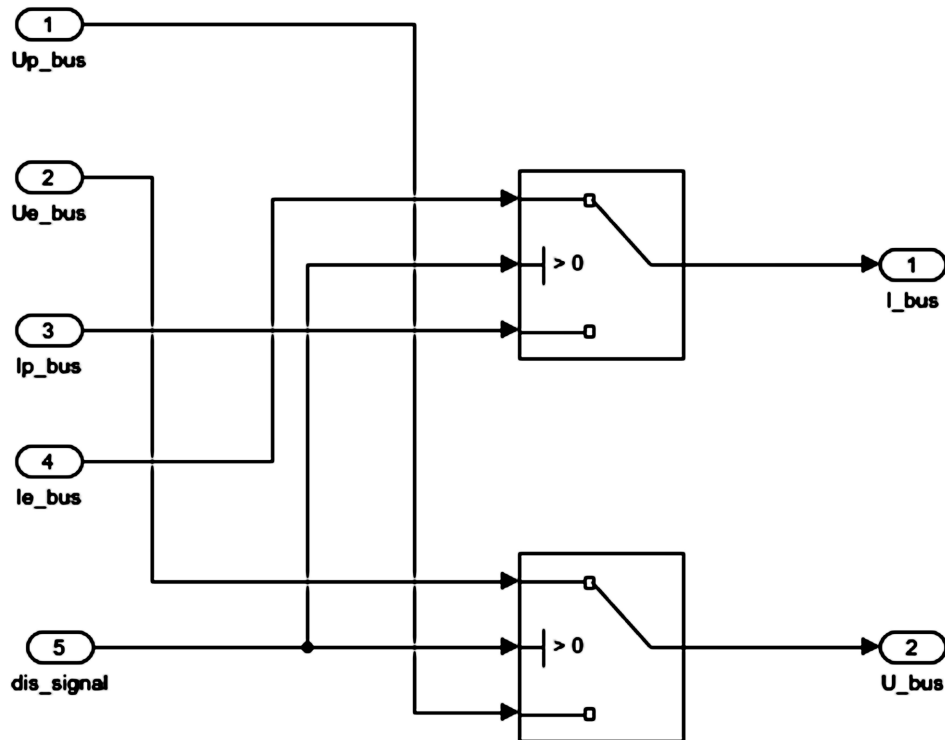


Figure 8. Busbar value module simulation model
图 8. 母线取值模块仿真模型

4. 基于数字孪生的能源系统自主功能验证

4.1. 仿真参数设置

(1) 外界输入参数设置

某卫星主要特点为：在独立于其他系统影响的条件下，该卫星的有效载荷功率呈现小幅度波动；卫星运行周期为 24 h，在一年里，处于日照区域的时间占比 99.5%，而处于地影期的时间仅占 0.5%；在每年的春分和秋分这两个特殊的时间点上，卫星进入地影期的时间大约为 72 min，占全天时间的 5%左右，地影期的持续时间达到全年最长；电源系统部分重要指标如表 5 所示。

由于秋分点处有助于更准确地验证电源控制器模型的准确性和可靠性，因此，本文选择在该点附近的时间段进行仿真。在仿真中，设置时间约为两个周期，每个周期为 24 小时，采用的步长为 1 s。其中，光照期持续时间为 82,080 s，能够有效接受太阳光，太阳光入射角为 90°；地影期时间设定为 4320 s，在此期间太阳光入射角为 0°；负载功率均值为 800 W，母线额定电压为 42 V。输入参量如图 9 所示。

Table 5. Satellite simulation system indicators
表 5. 卫星仿真系统指标

指标	确定方法
母线电压	42 V $\pm$ 0.5 V
母线电流	0~30 A
输出纹波	≤ 200 mV
太阳电池阵输出功率	1200 W 左右
蓄电池电压	34~39 V
轨道飞行周期	24 h

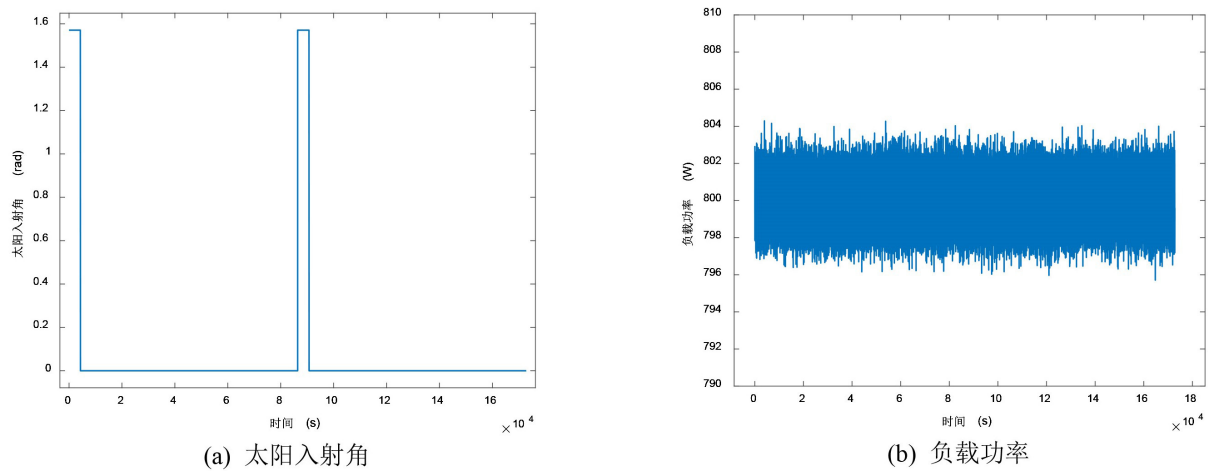


Figure 9. System-level simulation of external input parameters

图 9. 系统级仿真外部输入参量

(2) 电池子系统参数仿真设置

(a) 太阳电池阵结构参数的设置。太阳电池阵的串联数 M 和并联数 N 计算方式如下:

$$M = P_{load} / U_{bus} I_{m,B} \quad (3)$$

$$N = U_{bus} / V_{m,B} \quad (4)$$

式中, P_{load} 为负载功率, U_{bus} 为母线额定电压, $I_{m,B}$ 和 $V_{m,B}$ 为太阳电池片峰值电流和电压。

(b) 蓄电池组结构参数的设置。根据电池单体的额定电压、额定容量、最低放电电压和整个电源系统工作最低电压计算。系统至少需要的单体电池数为系统最低放电电压与单体最低放电电压的比值。为了提高系统的可靠性, 额外增加若干个电池单体作为备用, 则系统的总额定电压为单体电池数与其额定电压的乘积。

根据该卫星系统的设计要求, 结合第三章对太阳电池和锂电池模型的参数辨识结果(硬件参数说明如表 6 所示)和模型参数配置的计算方法, 完成该卫星太阳电池阵和蓄电池组模块的仿真模型搭建。

将搭建好的所有子系统模型按照 1 小节中分析得到的高保真模型结构和模块间耦合关系进行连接, 从而构建出整个电源系统的虚拟模型。

在电源系统实体运行过程, 将轨道参数、负载功率、母线电压等参数作为输入驱动仿真模型, 通过运行整个系统模型, 能够生成一个包含 10 维数据的遥测参数集。遥测参数的具体内容如表 7 所示。

Table 6. Hardware parameter description of the battery subsystem
表 6. 电池子系统硬件参数说明

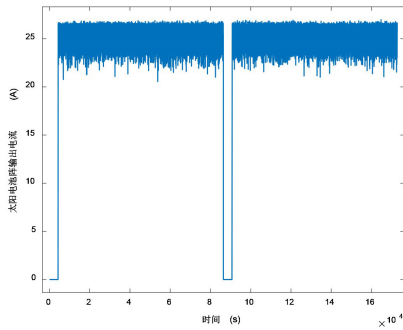
硬件参数名称	符号	所属部分
峰值电流	$I_{m,B}$	太阳电池阵
峰值电压	$V_{m,B}$	
短路电流	$I_{sc,B}$	
短路电压	$V_{oc,B}$	
欧姆内阻	R_0	
极化电阻	R_1 、 R_2	蓄电池组
极化电容	C_1 、 C_2	
开路电压	U_{oc}	

Table 7. Telemetry parameters generated by the digital twin model of the power supply system
表 7. 电源系统数字孪生模型生成的遥测参数

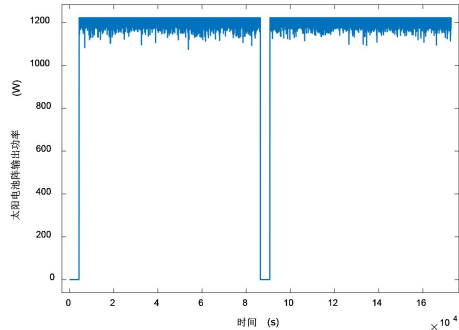
遥测参数名称	符号	组成部分
太阳电池阵电流	I_{SA}	太阳电池阵
太阳电池阵功率	P_{SA}	
蓄电池组电压	U_{bat}	蓄电池组
蓄电池组电流	I_{bat}	
蓄电池组荷电状态	SOC_{now}	
蓄电池组状态字	$STATE_{bat}$	
分流电流	I_{fentiu}	分流调节器
放电调节器占空比	Z	放电调节器
母线电流	I_{bus}	母线取值单元
母线电压	U_{bus}	

4.2. 仿真结果分析

将图 9 所示的数据导入整体仿真模型，并对系统的关键参数进行遥测，结果如图 10 所示。



(a) 太阳电池阵电流



(b) 太阳电池阵功率

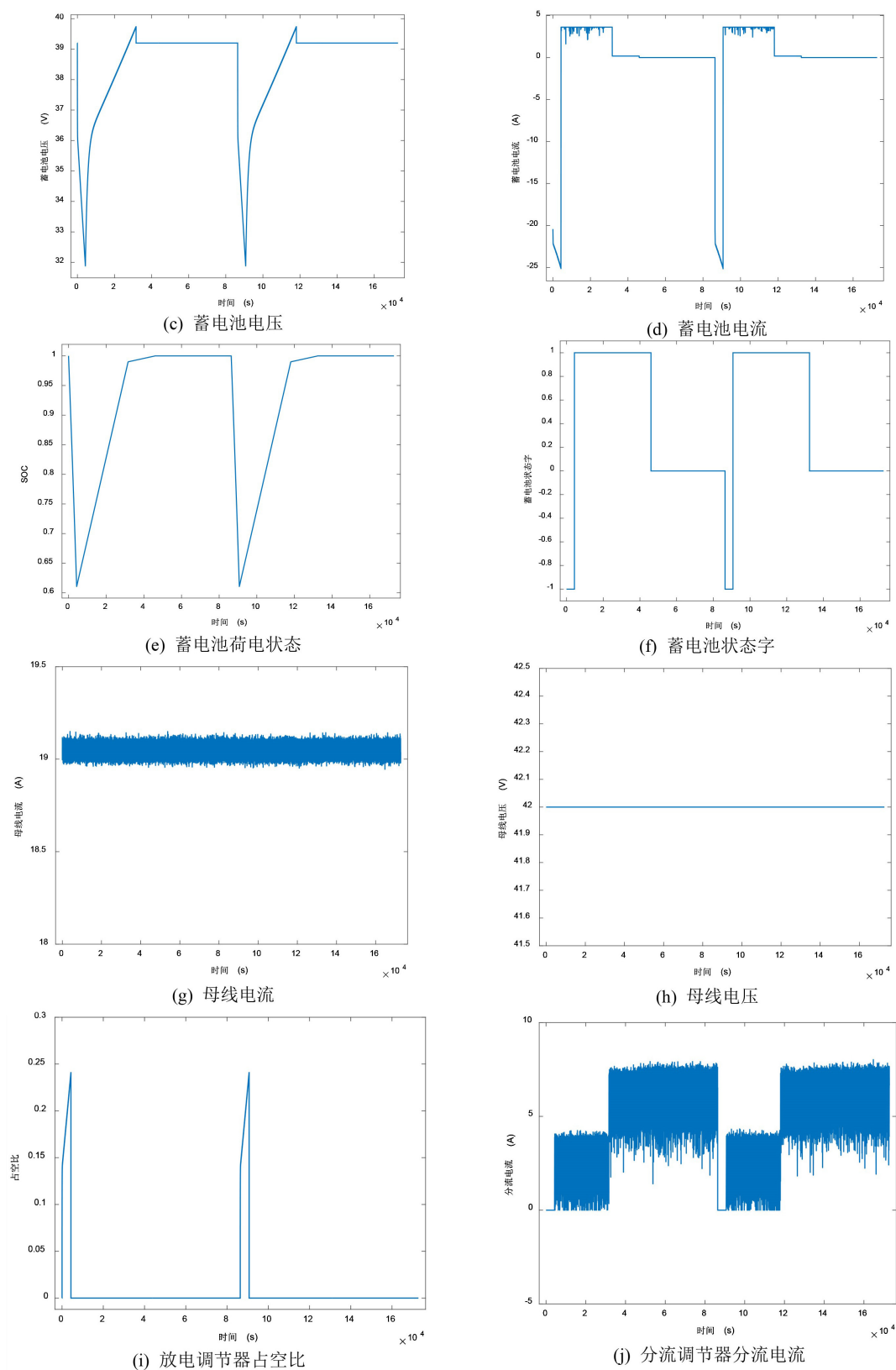


Figure 10. Output results of the satellite power supply system model
图 10. 卫星电源系统模型输出结果

由图 10 可知, 单个仿真周期被划分为地影期、出影期和光照期三个阶段, 对各遥测参数的分析如下:

(a) 卫星处于光照期时, 数据显示太阳电池阵输出功率 P_{SA} 基本为 1200 W, 处于地影期时, 功率为 0, 与电源系统物理实体一致, 验证了模型对太阳电池阵在光影期切换过程中的准确描述, 体现了模型对光照环境变化的响应;

(b) 在光照期间, 太阳电池阵产生的多余功率能够为蓄电池组进行充电, 电压 U_{bat} 和 SOC 在初期增大速率较快, 后期速率较慢。当蓄电池满电状态后, SOC 取值为 1, 电流则取值为 0 A。在地影期, 需要蓄电池对负载进行供电, 电流取值为负数, 且 SOC 也相应减小;

(c) 蓄电池组状态字 $STATE_{bat}$ 取值为 1、-1 和 0, 分别对应充电、放电和静止状态, 与不同工作模式下的实际状态一致, 能够正确反映蓄电池所处的工作模式和电源系统所处的状态;

(d) 分流调节器的值定义为太阳电池阵输出电流和蓄电池组充电电流这两者的差值, 根据本文实验结果可知, 分流调节器能够达到预期的分配效果;

(e) 卫星电源系统采用全调节母线拓扑结构时, 母线电压在整个运行周期内保持恒定。观察遥测数据, 在系统运行期间, I_{bus} 大致在 19 A 附近, U_{bus} 大致为 42 V, 这一结果符合预期的设计标准和性能要求。

5. 总结

本文围绕航天器能源系统自主功能验证需求, 深入研究基于数字孪生技术的解决方案: 先详细分析卫星电源系统各子系统(太阳电池阵、蓄电池组、电源控制器)间及子系统与外界的交互关系、电源控制器内部耦合关系, 确定高保真模型结构与模块间耦合关系, 为精确建模奠定基础; 接着从数学建模和实现功能角度对电源控制器子系统精细化建模, 构建分流调节器等模块仿真模型, 分析不同工作模式状态转移逻辑, 对关键功能建模以准确模拟其控制原理和工作逻辑, 为能源系统自主管理提供核心支撑; 最后根据子系统数据流向集成太阳电池阵、蓄电池组和电源控制器模型, 构建完整电源系统数字孪生仿真模型, 以某卫星在秋分点处的在轨环境为外部输入参数进行系统级仿真, 结果表明该模型能实现母线电压全调节、保持稳定, 有效管理电池组充放电和过剩功率分配, 验证了其对不同工况的动态响应能力与高保真性, 证明了基于数字孪生技术的航天器能源系统自主功能验证的可行性和有效性。

参考文献

- [1] 张德斌, 朱超, 马季军, 等. 载人月面探测高效能源技术综述[J]. 航天器工程, 2024, 33(5): 89-103.
- [2] 罗源源. 面向航天器关键部件可靠性分析方法研究[D]: [硕士学位论文]. 西安: 西安理工大学, 2024.
- [3] 郎为民, 彭璐, 李振校, 等. 数字孪生标准体系研究[J]. 电信快报, 2025(8): 1-5.
- [4] 唐文虎, 陈星宇, 钱瞳, 等. 面向智慧能源系统的数字孪生技术及其应用[J]. 中国工程科学, 2020, 22(4): 74-85.
- [5] Valencia, E., Toapanta, F., Oña, G., Carrillo, A., Aláez, D., Loyaga, E., et al. (2025) An Open-Source UAV Digital Twin Framework: A Case Study on Remote Sensing in the Andean Mountains. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, **111**, Article No. 71. <https://doi.org/10.1007/s10846-025-02276-7>
- [6] Eisenhut, D., Bender, A., Grüning, N., Mangold, J. and Strohmayer, A. (2025) Comparison of Actual Hybrid-Electric Flights with a Digital Twin in a Preliminary Aircraft Design Environment. *Aerospace*, **12**, Article 401. <https://doi.org/10.3390/aerospace12050401>
- [7] 宋海龙, 潘建立, 姜震, 等. 数字孪生技术及其在宇航领域中的应用综述[J]. 电子测量与仪器学报, 2025, 39(4): 1-15.
- [8] 王巍, 郭佩, 尹钊. 空间站航天技术试验发展与展望[J]. 空间科学与试验学报, 2024, 1(1): 1-12.
- [9] Talebzadeh, S. and Beik, O. (2024) Spacecraft Medium Voltage Direct-Current (MVDC) Power and Propulsion System. *Electronics*, **13**, Article 1810. <https://doi.org/10.3390/electronics13101810>