航天器电源系统建模与仿真

刘治钢 杜青 李海津 编著

北京理工大学出版社

需要全本请访问 www.ertongbook.com

版权专有　侵权必究

图书在版编目（CIP）数据

航天器电源系统建模与仿真 / 刘治钢等编著. --北京：北京理工大学出版社，2021.12
ISBN 978-7-5763-0644-6

Ⅰ.①航… Ⅱ.①刘… Ⅲ.①航天器—电源—系统建模②航天器—电源—系统仿真 Ⅳ.①V442

中国版本图书馆 CIP 数据核字（2021）第 267080 号

出版发行 / 北京理工大学出版社有限责任公司
社　　址 / 北京市海淀区中关村南大街 5 号
邮　　编 / 100081
电　　话 / （010）68914775（总编室）
　　（010）82562903（教材售后服务热线）
　　（010）68944723（其他图书服务热线）
网　　址 / http://www.bitpress.com.cn
经　　销 / 全国各地新华书店
印　　刷 / 北京地大彩印有限公司
开　　本 / 710 毫米×1000 毫米　1/16
印　　张 / 20.5
字　　数 / 310 千字
版　　次 / 2021 年 12 月第 1 版　2021 年 12 月第 1 次印刷
定　　价 / 96.00 元

责任编辑 / 王玲玲
文案编辑 / 王玲玲
责任校对 / 周瑞红
责任印制 / 李志强

图书出现印装质量问题，请拨打售后服务热线，本社负责调换

序

航天器是典型的信息－物理系统（Cyber－Physical System，CPS），集中体现了通信、计算和控制的信息物理融合的系统特征。电源系统是航天器关键分系统之一，既有较强的专业性，也有典型的系统性，具有信息－物理系统的核心特征。

电源系统设计是多目标的，包括若干项功能、性能、可靠度等指标；同时，也是多领域的，包括物理、化学、电力电子、力、热、计算、通信、控制等。目前系统设计主要从分立目标开始，通过试凑逐一满足，最终实现系统目标；验证一般集中在主功率拓扑的电路仿真，很难考虑到系统其他物理特性，严重依赖后续试验和测试，造成了设计风险后移、研制效率低、成本上升。应用 CPS 的多领域建模、多目标寻优等技术，开展系统—分系统—单机—部件层次化仿真验证，有利于提升航天器电源系统设计正确性和研制效率。

Modelica 是面向物理系统的建模语言，可实现机、电、液、控、热多领域统一建模，为建立统一的 CPS 系统模型提供了一种有效的解决途径。利用 Modelica 语言构建 CPS 系统模型，可针对多个设计目标进行系统参数的优化求解，解决设计的正确性验证问题。

本书以 Modelica 作为建模语言，以航天器电源系统为建模对象，系统介绍了航天器电源系统、关键单机的工作原理，提出了航天器电源系统层次化模型表征和构建方法，总结了电源系统能量平衡、接地分析等多要素仿真验证和能源流“数字伴飞”最新的研究成果，并结合工程实践给出了仿真实例，具有很好的参

考价值。编著一本基于 Modelica 语言的航天器电源系统建模与仿真专著有利于更多的从业人员学习、了解和掌握该项技术，促进航天器研制模式的数字化转型。

本书的编写团队都是航天领域一线设计师，他们理论功底扎实，又具备丰富的工程经验，在编写过程中搜集了大量资料、编制了丰富的案例，兢兢业业、精益求精，共同努力完成了这本内容丰富、针对性强的图书。相信本书一定能为航天领域工程师开展电源系统建模与仿真工作提供帮助，也可以为航空、船舶、汽车等领域和高等院校开展 Modelica 建模与仿真的工程实践和教学研究提供参考。

中国科学院院士



前　言

本书立足于航天器电源系统总体设计、分析和仿真验证。

电源系统负责航天器上电能的供给、贮存、调节、分配和传输，是航天器的“心脏”和“血液”，是决定航天器在轨安全可靠运行的生命线。如何确保“一次设计正确”是复杂航天器电源系统研制面临的首要任务。传统的基于文档的设计方式已经不能满足当前航天器“任务重、周期短、质量要求高”的研制需求，需要新一代信息技术与航天科研生产任务紧密融合，构建以模型、数据为核心的航天工业新体系。

Modelica 是一种开放、面向对象、基于方程的计算机语言，归纳了机、电、液、控、热等各学科工程物理统一原理，使得不同学科可以采用统一的数学表达和模型描述完成建模与仿真，方便地实现复杂物理系统建模和仿真验证。

全书共分为 6 章，内容分别为：第 1 章为绪论，包括航天器电源系统简介、系统建模与仿真概述、航天器电源系统仿真需求、航天器电源系统仿真软件；第 2 章为 Modelica 语言建模与仿真基础，包括 Modelica 概述、模型要素、建模功能等；第 3 章为航天器电源系统建模基础，包括太阳电池建模、蓄电池建模、电源控制装置建模、配电和负载；第 4 章为基于 Modelica 的航天器电源系统建模，包括模型构建规范及开发验证流程、航天器电源系统拓扑和关键单机建模；第 5 章为航天器电源系统层次化建模和多要素仿真，包括航天器电源系统层次化模型表征和构建方法、能量平衡仿真、地回路仿真、“数字伴飞”等多要素仿真验证；第 6 章为航天器电源系统仿真实例，包括低轨遥感卫星、火星车和“嫦娥五号”

需要全本请访问 www.ertongbook.com

探测器电源系统仿真实例。

本书由刘治钢、杜青、李海津、石海平、穆浩、杨东、韩阅编著，刘治钢、杜青负责全书统稿和审校工作。在具体章节内容方面，第1章由刘治钢撰写；第2章由杜青撰写；第3、4章太阳电池部分由韩阅撰写，蓄电池部分由穆浩撰写，电源控制器部分由杨东撰写，MPPT部分由石海平撰写，配电及负载部分由李海津撰写，模型构建规范及开发验证流程由杜青撰写；第5章由刘治钢、杜青、穆浩撰写；第6章LEO航天器电源系统仿真实例由李海津撰写，火星车电源系统仿真实例由石海平撰写，“嫦娥五号”电源系统仿真实例由杜青撰写。

在本书编写过程中，始终得到杨孟飞院士的悉心指导和帮助，得到了中国空间技术研究院、北京空间飞行器总体设计部各级领导的关心和支持，得到了苏州同元软控信息技术有限公司在Modelica语言基础方面的支持和帮助。在此，作者一并表示诚挚的谢意。

由于本书内容涉及的知识较广，作者水平有限，本书难免会有一些疏漏和不足之处，恳请广大读者和专家批评指正。

作　者

目 录

第 1 章 绪论 1

1.1 航天器电源系统简介 1

1.1.1 太阳电池阵 2

1.1.2 储能电池 3

1.1.3 电源控制装置 5

1.1.4 总体电路 13

1.2 系统建模与仿真概述 15

1.2.1 系统建模方法 15

1.2.2 通用建模语言 17

1.3 航天器电源系统仿真需求 18

1.4 航天器电源系统仿真软件 21

1.4.1 通用电路仿真软件 22

1.4.2 专用的航天器电源系统仿真软件 25

第 2 章 Modelica 语言建模与仿真基础 35

2.1 Modelica 概述 35

2.2 模型要素 37

2.2.1 变量 37

2.2.2 方程与算法 38

2.2.3 连接 39
2.2.4 类与类型 41
2.3 建模功能 43
2.3.1 面向对象建模 43
2.3.2 陈述式建模 47
2.3.3 连续离散混合建模 50
2.3.4 多领域统一建模 53
2.4 方程 55
2.4.1 声明方程 55
2.4.2 变型方程 55
2.4.3 等式方程 56
2.4.4 for 方程 57
2.4.5 连接方程 58
2.4.6 条件方程 59
2.4.7 其他方程 64
2.5 算法 64
2.5.1 赋值语句 66
2.5.2 for 循环语句 66
2.5.3 while 循环语句 67
2.5.4 if 语句 68
2.5.5 when 语句 69
2.5.6 其他语句 70
2.6 数组 71
2.6.1 数组声明 71
2.6.2 数组构造 73
2.6.3 数组连接 77
2.6.4 数组索引与切片 79
2.6.5 数组运算 81
2.7 函数 84

2.7.1 函数定义 85
2.7.2 函数调用 87
2.7.3 内置函数 90
2.7.4 记录构造函数 93
2.7.5 函数向量化调用 94
2.7.6 导函数 95
2.7.7 外部函数 96
2.7.8 外部对象 102
2.8 模型初始条件 104
2.8.1 设置初始条件 105
2.8.2 确定初始条件个数 106

第3章 航天器电源系统建模基础 107
3.1 太阳电池建模 107
3.1.1 太阳电池建模基础 107
3.1.2 硅太阳电池 114
3.1.3 砷化镓太阳电池 117
3.1.4 三结砷化镓太阳电池 121
3.1.5 太阳电池阵 122
3.2 蓄电池建模 123
3.2.1 蓄电池建模基础 123
3.2.2 镉镍/氢镍蓄电池模型 128
3.2.3 锂离子电池模型 129
3.3 电源控制装置建模 132
3.3.1 分流调节器数学模型 132
3.3.2 蓄电池充电调节器模型 133
3.3.3 蓄电池放电控制器模型 134
3.3.4 S^3R 调节器电路模型 135
3.3.5 S^4R 调节器电路模型 139

3.3.6 MPPT 141
3.4 配电和负载 146
3.4.1 开关模型 146
3.4.2 SSPC/LCL 模型 149
3.4.3 典型负载模型 154

第 4 章 基于 Modelica 的航天器电源系统建模 157
4.1 模型构建规范及开发验证流程 157
4.1.1 模型库构建规范 157
4.1.2 模型库结构设计 158
4.1.3 单机模型开发与验证 159
4.1.4 模型的修正与评价 160
4.2 太阳电池模型 163
4.2.1 三结砷化镓太阳电池模型 163
4.2.2 硅太阳电池 168
4.2.3 砷化镓太阳电池 169
4.2.4 太阳能电池阵模型 169
4.3 蓄电池模型 172
4.3.1 锂离子电池模型 172
4.3.2 镉镍蓄电池模型 176
4.4 电源控制装置 179
4.4.1 MEA 和 BEA 控制器 179
4.4.2 S^3R 分流调节器模型 181
4.4.3 S^4R 充电分流调节器模型 183
4.4.4 BDR 模型 186
4.4.5 BCR 模型 187
4.4.6 MPPT 调节模块模型 189
4.5 配电和负载模型 192
4.5.1 二次电源 DC/DC 192

4.5.2 开关控制配电器 193
4.5.3 固态功率控制器 196
4.5.4 直供电配电器 199
4.5.5 火工品配电器 200
4.5.6 典型负载模型 202

第5章 航天器电源系统层次化建模和多要素仿真 211
5.1 航天器电源系统层次化模型表征和构建方法 211
5.1.1 “数字地图式”层次化模型 211
5.1.2 系统层模型 213
5.1.3 设备层模型 213
5.1.4 电路层模型 214
5.1.5 层次化模型间的关系 214
5.1.6 层次化模型的可视化 215
5.1.7 层次化模型实例 216
5.2 能量平衡仿真 220
5.2.1 分析原则 220
5.2.2 分析方法 220
5.2.3 仿真实现 223
5.3 地回路仿真 224
5.3.1 仿真目的 224
5.3.2 分析方法 225
5.3.3 仿真实现 227
5.4 故障仿真 228
5.4.1 太阳电池阵故障 228
5.4.2 蓄电池组故障 229
5.4.3 电源控制装置故障 229
5.4.4 配电开关与电缆故障 229
5.5 状态评估与预测 230

需要全本请访问 www.ertongbook.com

5.5.1 蓄电池组 SOC 估计 230
5.5.2 蓄电池组 SOH 估计与预测 234
5.6 航天器电源系统“数字伴飞” 235
5.6.1 航天器数字伴飞的概念与功能 235
5.6.2 航天器数字伴飞的基础 237
5.6.3 数字伴飞模型 237
5.6.4 模型修正 238
5.6.5 在线估计与预测 243
5.6.6 航天器能源流数字伴飞系统设计和应用实践 246

第 6 章 航天器电源系统仿真实例 250
6.1 LEO 航天器电源系统仿真实例 250
6.1.1 系统设计概况 250
6.1.2 系统架构及各组件建模 250
6.1.3 能量平衡分析 256
6.2 火星车电源系统仿真实例 260
6.2.1 系统设计概况 261
6.2.2 环境模型建模 262
6.2.3 太阳电池阵模型建模 267
6.2.4 蓄电池模型建模 272
6.2.5 电源控制建模 273
6.2.6 能量平衡分析 277
6.3 “嫦娥五号”电源系统仿真实例 282
6.3.1 系统设计概况 282
6.3.2 上升器电源子系统架构及各组件建模 283
6.3.3 能量平衡分析 287

参考文献 291

索引 298

第1章 绪　论

1.1　航天器电源系统简介

航天器电源系统是航天器上产生、储存、调节、变换和分配电能的系统，简称电源系统。电源系统的基本功能是通过某种物理变化或化学变化，将光能、核能或化学能转换成电能，根据需要进行储存、调节和变换，在航天器各个飞行阶段，包括主动段、转移轨道及工作轨道寿命期间给航天器各单机提供和分配电能。

电源系统是航天器极其重要的组成部分。电源系统的作用好比人的“心脏”，发出的电能好比人的“血液”流过全身，从不中断，一时一刻也不能停歇。对任何一个航天器而言，电源系统的好坏直接影响到整个飞行任务的成败。电源系统如不能正常工作，对整个航天器的损害将是致命的。

随着空间技术的迅猛发展，电源系统技术也获得了高速发展。反过来，空间电源系统技术水平的提高，对提高航天器性能、延长航天器工作寿命也起着决定性的作用。早期的航天器多采用单一化学电池供电。目前，锌银蓄电池、太阳电池阵（硅、砷化镓、三结砷化镓太阳电池）-蓄电池组（镉镍、氢镍、锂离子蓄电池）电源系统、氢氧燃料电池、放射性同位素温差发电器、核反应堆温差发电器和热离子反应堆等多种电源已用于各类航天器。直接为国民经济和国防建设服务的各种应用卫星，正向着高性能、多用途、长寿命方向发展，因此，对电源系统的功率、寿命、可靠性、性能质量比和性能价格比等指标也提出了越来越高的

要求。

目前世界上90%以上的航天器都采用太阳能电池阵－蓄电池组构成的光伏电源系统。太阳电池阵在光照区给负载供电并给蓄电池组进行充电，阴影区由蓄电池组供电。因此，太阳电池阵－蓄电池组电源系统主要由太阳电池阵、可充电电池组和调节各种元件功率流以控制母线电压的功率调节器组成。

1.1.1 太阳电池阵

光伏电源系统中的能量来源于太阳电池阵，太阳电池阵是由多个封装完备的单体太阳电池按供电要求以串、并联方式互联后铺设在太阳电池帆板上而成的。

航天器上的太阳电池阵有两种安装形式，即体装式和展开式太阳电池阵。体装式太阳电池阵结构简单，技术上较容易实施，适用于自旋稳定的航天器。初期的太阳电池阵均为体装式。体装式太阳电池阵仍将在自旋稳定卫星上发挥作用，但它的缺点是，在同等功率下，与展开式太阳电池阵相比，其布片面积大，并且布片面积受到星体外形的局限。随着空间飞行器技术的发展，所需功率越来越大，展开式太阳电池阵应运而生。展开式太阳电池阵又可分为多次展开式及一次性展开式太阳电池阵。

太阳电池阵根据所用的基板不同，可分为刚性基板、半刚性基板和柔性基板三类。刚性基板通常是由铝蜂窝板覆盖聚酰亚胺薄膜构成，一般质量和体积都比较大，目前很多在轨的卫星以及载人飞船使用的都是刚性基板。半刚性基板通常是采用玻璃纤维制成的网格面板张紧在复合材料框架上，电池片背部粘贴固定钉，通过固定钉钩挂在网格面板上，在体积和质量上较刚性基板小了很多，目前在我国的天宫目标飞行器上已成功应用。与半刚性基板相比，柔性基板的收拢体积较小，质量更小，但是技术难度较大，我国2021年4月29日成功发射的空间站核心舱首次采用了柔性太阳电池阵，计划实施的小天体探测任务也将采用这项技术。

太阳电池阵上的太阳电池是一种半导体器件，把太阳光能量转换成电能，是名副其实的空间发电机，为航天器上的各种设备提供电源。在工作范围内，太阳电池更像是恒流源，它的终端电压、电流 $I-V$ 特性曲线随温度和带电粒子辐射剂量的变化而明显变化。

寿命末期（EOL）也必须满足性能需求，特性曲线随温度和带电粒子辐射剂量的变化而明显变化。太阳电池阵输出功率最大值在拐点电压处，系统工作在其他电压值时产生的功率均小于该点。另外，随着辐射剂量的积累，系统输出功率逐渐下降。太阳电池阵在寿命末期产生的功率小于寿命初期功率。

目前可供选择的太阳电池类型，主要有硅太阳电池（光电转换效率 $\eta \geqslant 14.8\%$）、单结砷化镓太阳电池（$\eta \geqslant 19\%$）和三结砷化镓太阳电池（$\eta \geqslant 26.5\%$）。

硅太阳电池具有技术成熟、机械强度好、成本低等特点，但光电转换效率低导致了太阳电池阵展开面积大、收拢包络大、质量大等一系列问题。砷化镓太阳电池具有光电转换效率高、抗辐照性能好及温度系数低等特点，但机械强度较差。同等功率需求下，光电转换效率越高，太阳电池阵展开面积越小，收拢包络越小，质量越小；单结砷化镓太阳电池的光电转换效率虽然较硅太阳电池有所提高，但幅度不大，三结砷化镓太阳电池批产效率已大于 30%，最高可达 32%，已成功应用于国内多颗卫星且在轨工作性能良好。

1.1.2 储能电池

储能电池是将化学能转化成电能的装置，一般而言，储能电池由正极板、负极板、隔膜、电解液和外壳构成。航天器储能电池通常采用多个单体蓄电池串联或并联，以蓄电池组的形式来满足航天器不同功率的需求。

储能电池是航天器在阴影区的唯一能源，一旦失效，航天器将无法工作，因此对它的性能和可靠性指标要求很高。然而储能电池的性能、质量和工作寿命长期制约着航天器的发展，影响着航天器的运行寿命。要保证航天器长期、稳定、可靠地工作，就必须配置一个寿命长、安全性好、可靠性高的储能电池。

在航天器上，储能电池的主要作用如下：

（1）在飞行器发射到太阳帆板展开前，为飞行器供电。

（2）在整个飞行期间，蓄电池在阴影区为航天器连续供电。

（3）在光照区，当太阳电池供电不足以提供航天器峰值功耗时，储能电池参与负载辅助供电。

目前，航天器主要储能装置为蓄电池，应用较为广泛的包括镉镍蓄电池、氢镍蓄电池和锂离子蓄电池。

镉镍蓄电池是第一代航天器用储能装置，具有放电倍率高、低温性能好、循环寿命长等特点，广泛应用于低、中、高轨道航天器，但其相对较小的比能量已限制其进一步发展。镉镍蓄电池单体电池电压标称值为 1.2 V，质量比能量一般为 38～42 Wh/kg，体积比能量一般为 150 Wh/L 左右。镉镍蓄电池在高轨道航天器上使用时，放电深度一般为 50%～60%，寿命为 5～8 年，充电电流一般不超过 0.2 C；镉镍蓄电池在低轨道航天器上使用时，放电深度一般为 15%～30%，寿命为 3～5 年，充电电流一般不超过 0.5 C。镉镍蓄电池在空间应用时，一般最佳工作温度为 0～15 ℃，具体设计时，应根据型号具体情况确定。镉镍蓄电池存在记忆效应，必要时应进行在轨再处理，以恢复电池的活性。镉镍蓄电池过放电时，在镍电极上产生氢气，由于电池内部活性物质消耗氢气的能力有限，氢气压力逐渐增加，因此镉镍蓄电池要严防过放电，避免电池过早失效。

氢镍蓄电池是第二代航天器用储能装置，广泛应用于高、中、低轨道航天器。氢镍蓄电池具有较长的循环寿命、较好的低温特性、较好的过充电保护能力和独特的过放电保护特性等特点。单体电池电压标称值为 1.25 V，质量比能量一般可达 50～65 Wh/kg，体积比能量较低，一般在 90 Wh/L 左右。氢镍蓄电池在高轨道航天器上使用时，放电深度一般为 70%～80%，寿命为 8～15 年，充电电流通常不超过 0.2 C；氢镍蓄电池在低轨道航天器上使用时，放电深度一般为 30%～40%，寿命为 3～5 年，充电电流通常不超过 0.5 C。当轨道有差异时，使用时应进行特定条件下的测试。氢镍蓄电池一般最佳工作温度为 -5～15 ℃，具体设计时，应根据型号具体情况确定。氢镍蓄电池自放电较大，组合体积较大。氢镍蓄电池多为 IPV 结构（独立压力容器），每个电池只有一个极组，独立压力容器为高压容器，内部压力值约为 6 MPa，安全系数不低于 2.5。氢镍蓄电池中，氢气压力的大小可较准确地反映蓄电池的容量，其充电过程可采用压力控制方式。因正极活性物质 NiOOH 与负极活性物质氢气无法隔离，造成氢镍蓄电池自放电较大。过充电时，电能转化为热能，造成电池温度升高，高温会降低蓄电池充电效率，导致温度持续上升。过放电至稳定状态时，氢镍蓄电池中压力不变，电压稳定在 -0.2～ -0.3 V，电池温度无变化，可允许长时间过放电。

锂离子蓄电池为应用于航天用蓄电池的第三代储能产品。基本概念始于 20 世纪 70 年代提出的摇椅式电池，常见的锂离子蓄电池主要由正极、负极、隔

膜、电解液、外壳以及各种绝缘、安全装置组成。正极一般为锂嵌入化合物(intercalation compounds),常用的材料有 $LiCoO_2$、$LiMn_2O_4$、$LiNiO_2$、$LiFePO_4$、$LiNi_{1/3}Mn_{1/3}Co_{1/3}O_2$等;负极一般为可以发生可逆的脱锂和嵌锂,并且氧化还原电位尽可能低的材料,常用的负极材料有石墨、MCMB、硅基负极材料、锡基负极材料、钛氧基化合物负极材料和复合负极材料等。目前空间用锂离子蓄电池主要为20~50 Ah,比能量为130 Wh/kg左右,最新研究的高密度NCA体系圆柱电池能量密度为160~210 Wh/kg。

锂离子蓄电池的体积能量密度和质量能量密度分别可达镉镍电池的2.5倍,氢镍电池的1.8倍。随着新型正负极材料的开发应用及电池工艺的优化改进,锂离子蓄电池的能量密度仍在不断提高。锂离子蓄电池的工作电压高,如磷酸铁锂电池的工作电压一般为3.7 V,而普通氢镍、镉镍蓄电池的工作电压仅1.2 V,铅酸蓄电池的正常工作电压也只有2 V。这就意味着同样的电压条件下,采用锂离子蓄电池将大大减少单体电池的使用数量。随着对比能量指标要求的提升和使用需求的提高,锂离子蓄电池采用高容量正极、高电压正极和高容量负极的改良方案后,比能量逐步逼近300 Wh/kg的极限,目前的发展技术路线已经形成三元材料正极、高容量Si负极等多种多样的锂离子蓄电池。

我国空间用锂离子蓄电池已形成型谱化产品,并得到成功在轨应用。与氢镍、镉镍蓄电池不同的是,锂离子蓄电池一般采用并联的方式进行容量扩展。按照电池容量不同,种类已涵盖10 Ah、15 Ah、20 Ah、25 Ah、30 Ah、45 Ah和50 Ah等。

1.1.3 电源控制装置

1.1.3.1 能量传输方式

航天器电源系统拓扑结构形式的选取应该考虑到轨道、星蚀、功率量级及有效载荷的特殊要求等因素。航天器的飞行任务不同,其航天器电源系统的体积、质量、硬件电路等差别很大,但是它的基本结构形式按功率调节方式可以划分为两大类型,分别为串联母线传输方式与直接能量传输方式(Direct Energy Transfer, DET),串联母线传输的典型方式为峰值功率跟踪方式(Peak Power Tracking, PPT)。直接能量传输方式又可以划分为母线电压不调节、母线电压全调节、

需要全本请访问 www.ertongbook.com