



空间站核心舱能源系统设计与验证

梁晓锋^{1*}, 任筱强¹, 丁锐¹, 周妍², 咸奎成²

1. 中国空间技术研究院北京空间飞行器总体设计部, 北京 100081;

2. 上海航天技术研究院, 上海 201109

* E-mail: 364520388@qq.com

收稿日期: 2021-11-02; 接受日期: 2022-04-24; 网络版发表日期: 2022-07-22

摘要 空间站核心舱于2021年4月29日成功发射后在轨稳定运行, 能源系统作为空间站核心舱重要的系统之一, 在轨将太阳能转换为电能, 对电能进行控制、调节后, 为所有用电设备提供持续、稳定、可靠的供电. 文章介绍了能源系统技术的构成, 对其中的自主能源健康管理设计、高压母线调节设计、大型柔性太阳电池翼设计进行了分析, 并介绍了相关验证及在轨飞行情况.

关键词 能源系统, 自主健康管理, 母线调节, 柔性太阳电池翼

1 引言

空间站核心舱是我国空间站发射的第一个舱段, 也是空间站的主控舱段, 是空间站的管理和控制中心, 也是航天员生活的主要场所^[1]. 通过与后续发射实验舱I、实验舱II对接后, 形成“T”字型的空间站组合体, 在轨开展各项空间科学实验.

为了实现空间站核心舱上平台设备及科学实验设备的可靠供电, 空间站核心舱设计了能源系统, 研制了能源管理系统、一次电源系统、配电系统等, 实现了在轨将太阳能转换为电能, 为空间站核心舱所有用电设备提供可靠、稳定的100 V直流供电. 本文对空间站核心舱能源系统方案及涉及的自主健康管理、高压母线调节、大型柔性太阳电池翼共3项关键设计、验证及在轨情况进行介绍.

2 能源系统设计

2.1 功能

核心舱能源系统为所有用电设备提供可靠的供电, 主要功能如下:

(1) 在轨将太阳能转换为电能, 同时对电能进行控制、调节, 形成稳定的100 V直流供电母线;

(2) 对100 V供电母线进行分路及通断控制, 实现对每个用电设备的可靠供电, 具备每一路供电的过流保护能力;

(3) 对能源系统在轨工作进行自主健康管理, 实现对在轨故障的自主检测及处理, 确保航天器能源系统在轨可靠工作.

2.2 系统组成

空间站核心舱能源系统由供电层、母线传输及切

引用格式: 梁晓锋, 任筱强, 丁锐, 等. 空间站核心舱能源系统设计与验证. 中国科学: 技术科学, 2022, 52: 1345–1354

Liang X F, Ren X Q, Ding R, et al. Design and verification of the energy system of the Chinese space station core module (in Chinese). Sci Sin Tech, 2022, 52: 1345–1354, doi: 10.1360/SST-2021-0496

换层、配电层共三层组成, 同时设置能源管理器对核心舱能源系统在轨运行进行实时的自主健康管理, 系统架构图如图1所示.

供电层设置2条相互隔离的供电母线, 输出102~107 V直流供电, 包括太阳电池翼、驱动机构、分流调节器、母线滤波器及3个充放电机组, 每个充放电机组包含一台充放电调节器及1组储能电池.

母线传输及切换层对空间站3个舱段共提供的6条供电母线进行选择, 形成核心舱的2条供电母线, 由2台母线切换单元组成.

配电层设置母线控制单元及功率控制单元I, 由母线控制单元接受供电并分为14路配电后为下游的功率控制单元I提供供电, 然后由每台功率控制单元将接收到的供电分配为用电负载提供供电和通断控制.

2.3 工作模式

核心舱能源系统在核心舱上升段, 储能电池提供电能, 充放电调节器对电能进行调节, 配电系统对电能进行分配, 最终为用电设备进行供电; 核心舱在轨运行时, 阳照区由太阳电池翼将太阳能转换为电能, 为用电设备提供供电的同时为储能电池进行充电; 核心舱在轨运行时, 阴影区由储能电池进行放电, 经调节及分配后为用电设备提供供电. 具体见表1.

2.4 关键设计分析

相比传统航天器的能源系统设计, 空间站能源系统设计面临长寿命、供电品质要求高及功率需求大几个方面的问题, 能源系统在设计上采用多项新技术、新方法, 创新性地提出了解决措施.

空间站核心舱运行于340 km的近地轨道, 一个轨道周期约90 min, 在轨运行寿命为15年, 为我国目前设计寿命最长的低轨道航天器. 受核心舱15年长寿命、无连续测控弧段的约束, 传统的地面飞控人员监视、

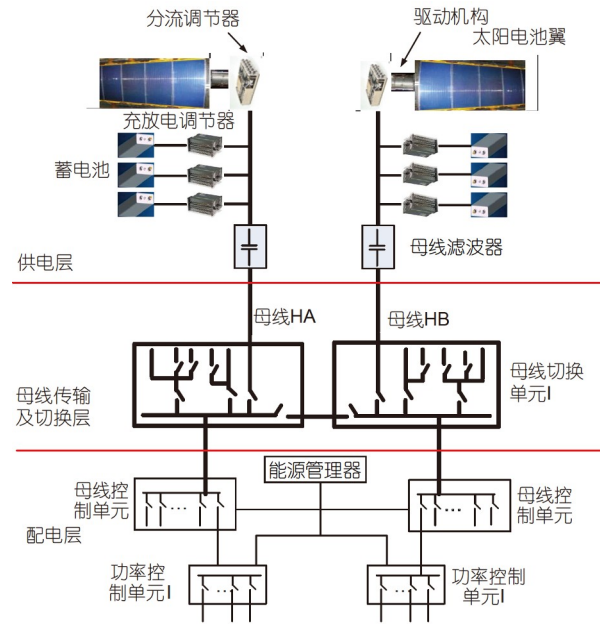


图 1 (网络版彩图)核心舱能源系统框图
Figure 1 (Color online) Block diagram of the core cabin energy system.

判断及处置航天器故障的方法无法满足核心舱的飞行控制需求, 因此能源系统提出了自主健康管理设计, 使航天器具有自主的故障判断及处置能力以解决地面飞控面临的问题. 考虑到无论是供电设备故障导致供电能力下降, 或者是用电设备出现故障导致用电上升, 最终的反应均是储能电池的放电深度增加, 因此选取储能电池放电深度作为故障判据. 对于故障的处置, 设置不同的安全模式对应不同的供电母线故障模式, 极大地提升了故障应对的精准性.

“建站为应用”为核心舱的顶层设计原则, 核心舱用电设备一方面负载特性复杂、用电功率大, 另一方面太空试验用电设备在轨需要经常进行更换, 这与传统航天器发射后用电设备保持不变存在很大的差别. 因此核心舱应具有良好的供电品质, 在满足平台用电

表 1 能源系统工作模式表

Table 1 Working mode of the energy system

任务阶段	工作内容
上升段	储能电池提供能量, 通过放电调节器、配电系统为用电设备提供供电
阳照区	将太阳能通过太阳电池翼转换为电能, 通过分流调节器、配电系统为用电设备提供供电, 同时通过充放电调节器为储能电池进行充电
阴影区	储能电池提供能量, 通过放电调节器、配电系统为用电设备提供供电

的基础上, 同时要满足在轨更换的太空试验设备的用电. 能源系统设计在采用成熟母线调节拓扑结构的基础上, 通过选取合理的母线电压范围对应不同的母线控制域, 不同控制域之间设置迟滞区的方法, 实现了在核心舱进出影状态及负载大范围变化状态下母线电压的稳定, 极大地提升了供电母线对于不同用电设备的适应能力.

核心舱作为空间站的管理和控制中心, 配置了大量的用电设备, 同时需要为太空试验设备进行供电, 能源系统需要提供近 8 kW 的功率来满足设备用电需求. 同时受核心舱舱体尺寸及运载火箭整流罩尺寸的约束, 用于布置太阳能电池翼的空间极为有限. 为解决此问题, 核心舱太阳翼首次采用有源伸展机构+柔性太阳能电池阵基板的方案, 伸展机构通过 4 步展开, 柔性太阳能电池阵为 Kpton 薄膜上粘贴太阳能电池片, 实现了在有限包络尺寸下最大的展开面积, 获取了更多的电能. 为解决柔性太阳能电池翼对整舱姿态控制的影响, 对展开状态的太阳能电池翼进行精准建模并对展开基频进行预示, 确定太阳能电池翼基频值, 为核心舱的控制参数制定提供有效的依据, 实现舱体姿态控制的稳定.

3 关键设计

3.1 自主健康管理设计

随着航天技术的发展, 特别是考虑到用户需求, 航天器运行的发展趋势是: 长期自主稳定运行为主, 地面遥控为辅^[2]. 核心舱在轨运营期间, 为及时对故障进行处置同时减轻地面飞控人员压力, 设置能源自主管理系统, 当发生紧急重大故障时, 系统进行故障的自主处置, 保障航天员及空间站平台安全. 健康管理系统针对核心舱在轨可能出现的供电能力不足设计自主检测功能, 一旦监测到整器发生故障, 立即进行自主处置, 使整器转入能源安全模式, 确保故障不扩散.

(1) 故障判据设计

核心舱供电采用单圈能量平衡方案, 每一个轨道周期中阴影区储能电池放出的电能可以在光照区充满. 因此单组储能电池在阴影区的放电容量计算如下所示:

$$Ah = \frac{P}{n \times t \times V \times \xi \times \eta}, \quad (1)$$

式中, P 为阴影区用电功率, n 为单功率通道蓄电池组数, t 为阴影区时间, V 为储能电池平均放电电压, ξ 为放电线路传输效率, η 为放电效率.

核心舱每条供电母线单组储能电池为 90 Ah, 根据计算在轨储能电池的放电深度不超过 20%.

设置能源管理器负责读取两条供电母线对应储能电池的放电深度, 当连续多次接收并判别到 3 组电池组中的任意两组及以上放电深度大于一定值时, 认为出现功率通道供电不足故障, 在保障系统基本的供配电、姿轨控、环热控和遥测遥控功能下, 将故障通道转入负载相对较小的能源安全模式, 延长故障通道存活时间, 便于地面故障定位和处置.

(2) 故障处置设计

设计 3 个能源安全模式, 分别为能源安全模式 1、能源安全模式 2 及能源安全模式 3, 其中能源安全模式 1 及 2 分别对应 A 和 B 两个供电通道即两条供电母线故障, 能源安全模式 3 对应 A 和 B 两条供电母线均故障. 发生故障后, 根据图 2 所示流程进行处置(图中 DOD1 和 DOD2 表示储能电池放电深度的判断阈值).

DOD1 为 A/B 单功率通道进入能源安全模式 1/2 的判断阈值, DOD2 为在进入能源安全模式 1/2 的基础上, 进入能源安全模式 3 的判断阈值, DOD2 的值小于 DOD1 的值, 实现在单功率通道故障下, 另外一条功率通道出现储能电池放电深度超过正常放电深度即进入能源安全模式 3, 尽快自主处置以节省更多的电能为后续进一步的地面处置留有更加充分的时间.

当“A 通道转能源安全模式准备”标志置位时, 能源管理器继续判断 B 通道储能电池放电深度是否超过一定值. 1) 当 B 通道满足 3 组电池放电深度均不超过 DOD2 时, 置位“能源安全模式 1”标志, 并按照“能源安全模式 1 处置指令链”进行处置. 将整器非关键负载关断, 并将 A 通道的大功率负载切换至 B 通道工作. 2) 当 B 通道有任一组电池放电深度超 DOD2 时, 置位“能源安全模式 3”标志, 并按照“能源安全模式 3 处置指令链”进行处置. 将整器非关键负载关断, 根据通道用电状态进行两个功率通道间负载切换, 确保两个通道负载均衡用电.

当“B 通道转能源安全模式准备”标志置位时, 能源管理器继续判断 A 通道储能电池放电深度是否超过 DOD2. 1) 当 A 通道满足 3 组电池放电深度均不超过 DOD2 时, 置位“能源安全模式 2”标志, 并按照“能源安

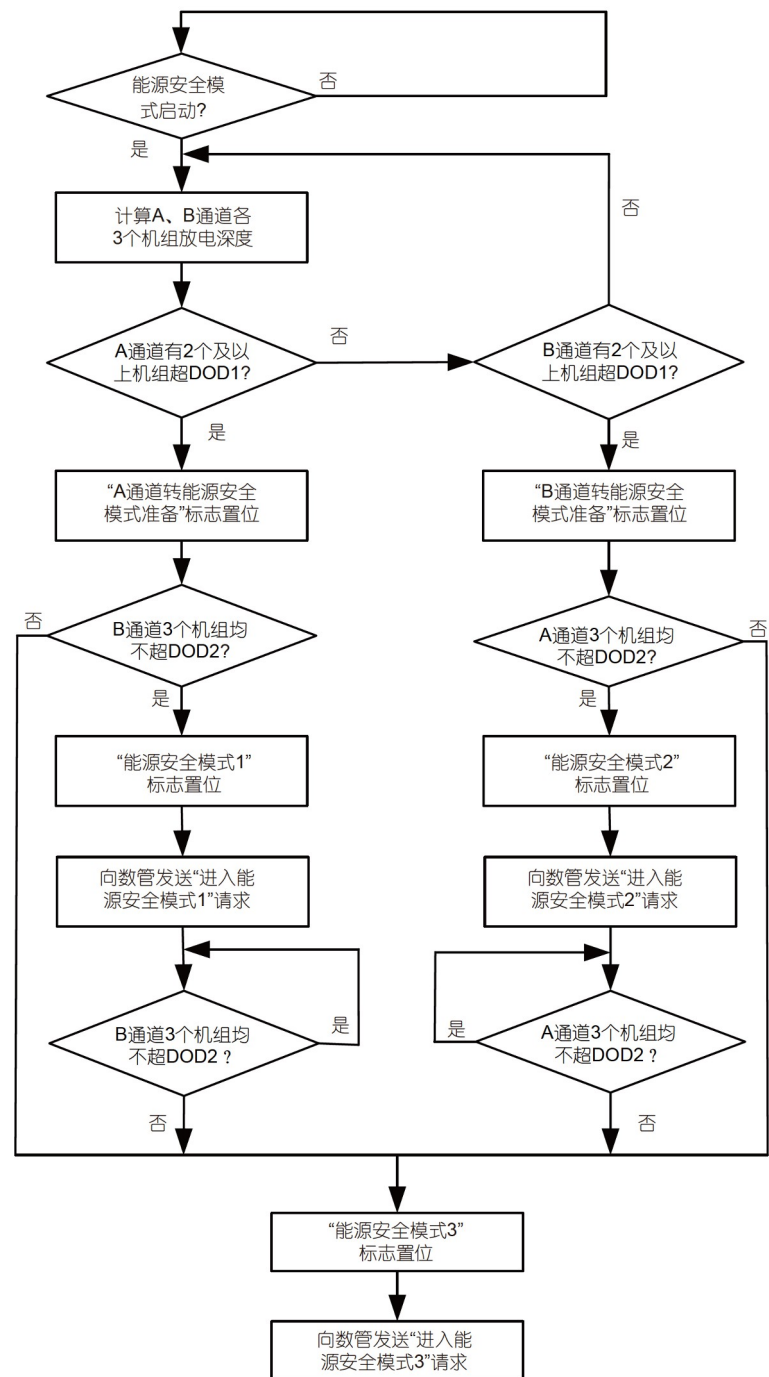


图 2 能源安全模式处置流程图

Figure 2 Disposal flow chart of energy system safe mode.

全模式2处置指令链”进行处置。将整器非关键负载关断，并将B通道的大功率负载切换至A通道工作。2) 当A通道有任一组电池放电深度超DOD2时，置位“能源

安全模式3”标志，并按照“能源安全模式3处置指令链”进行处置。将整器非关键负载关断，根据通道用电状态进行两个功率通道间负载切换，确保两个通道负载均

衡用电。

能源安全模式1/2/3的处置均涉及大功率用电设备的配电切换, 能源安全模式1/2处置时需要将故障供电母线下的部分大功率负载切换至另外一条正常的供电母线, 能源安全模式3则需要将2条供电母线下的的大功率设备进行配电切换调整。

3.2 高压母线调节设计

(1) 拓扑结构设计

1977年, Sullivan等人提出了顺序开关分流调节(S3R)技术, 而后被欧洲航天局应用, 并作为通讯卫星全母线调节结构的拓扑标准^[3]。S3R电路以其真正的模块化设计, 任意单个模块失效对母线电压稳定输出无影响, 母线电压纹波小并与负载电流独立, 高速的动态响应等卓越优势^[4]在航天器广泛使用。

目前, 卫星电源系统较多采用顺序开关分流调节器(S3R)的功率调节技术^[5]。结合空间站轨道条件、舱体飞行条件、负载变化条件等实际情况和需求, 空间站核心舱同样采用S3R技术, 以中心误差放大器电路(MEA)为调节中心, 采用三域控制方式统一控制充电调节器、放电调节器、分流调节器协调稳定工作^[6]。空间站核心舱太阳能电池翼的发电功率形成多路供电经过分流调节器调节后汇集成为供电母线功率。供电母线的功率首先通过分流调节器直接给核心舱的配电系统经分配后为负载供电, 负载用电多余的功率则由充电调节器变换形成充电功率为核心舱配置的锂离子蓄电池组进行充电; 蓄电池组中存储的能量在阴影区通过放电调节器变换为供电功率, 通过配电系统分配为用电负载进行供电。对太阳能电池阵发电功率的使用优先级依次为供电、充电、分流, 拓扑结构如图3所示^[7]。

(2) 母线电压调节设计

空间站核心舱母线调节通过设置3个电压控制模式实现, 每个控制模式及对应的母线电压如图4所示^[7], 图中V0对应102 V, V5对应107 V。

当负载用电很小时, 此时对应的母线电压最高, 在满足负载用电及储能电池充电需求基础上, 多余的供电功率进行分流; 当负载用电需求逐渐增大时, 对应的母线电压下降, 此时优先保证负载用电及充电功率, 因此逐步减小分流功率; 当负载用电需求进一步增大, 对应的母线电压进一步降低, 此时优先保证负载用电, 不进行分流同时逐步减小储能电池的充电功率; 当负

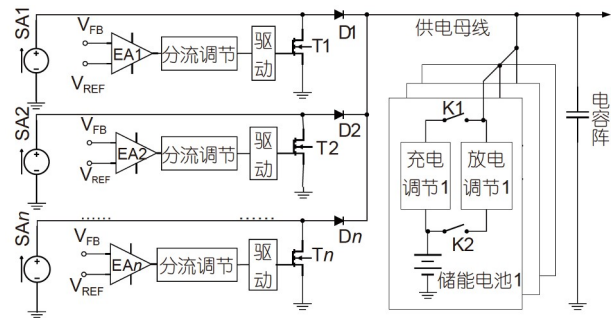


图3 S3R型功率调节技术拓扑结构

Figure 3 The topology of the S3R power regulation technology.

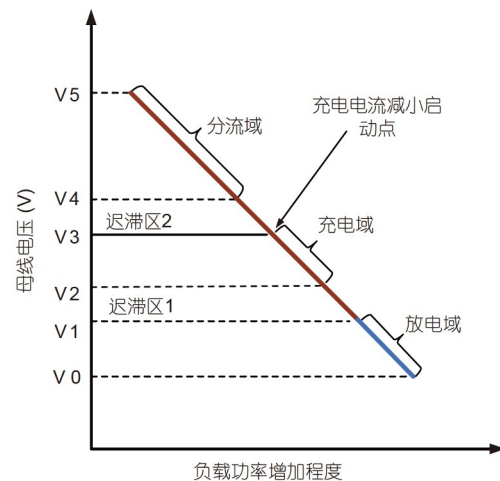


图4 (网络版彩图)母线控制模式及电压对应图

Figure 4 (Color online) Corresponding diagram of the bus control mode and the voltage.

载用电需求继续增大, 对应的母线电压则继续降低, 此时优先保证负载用电, 不进行储能电池充电同时储能电池进行放电, 实现了负载用电使用太阳阵发电功率优先级最高, 次之充电, 最后分流。

在MEA电路的统一控制下, 每个模式均完成电压的控制功能。为防止模式之间频繁切换造成供电母线不稳定, 在3个控制模式之间设置迟滞区1及迟滞区2, 在迟滞区不进行电压控制。最终三个控制模式稳定切换确保母线电压可以维持在102~107 V之间。具体每个模式的工作情况如下。

分流控制: 在光照区工作。在分流控制模式下, 太阳能电池翼上粘贴的三结砷化镓电池片将太阳能转换为电能, 形成16路供电送至分流调节器, 分流调节器汇集成为供电母线功率。MEA电路对供电母线电压进行采

集, 对采集电压进行信号放大及变换后形成分流控制信号, 控制信号控制分流调节器中的16路供电逐路进行分流, 一部分功率输出至供电母线形成供电功率, 多余的功率则通过导通的开关管回流至太阳能电池翼, 保证母线电压在V4~V5之间。

充电控制: 在光照区工作。在充电控制模式下, 每路分流对应的分流开关管均截止, 所有的功率均输出至供电母线。此时MEA电路对供电母线电压进行采集, 对采集信号进行信号放大及变换后形成充电控制信号, 控制信号控制充电控制器从供电母线获取功率为储能电池进行充电, 通过控制充电电流的大小确保母线电压维持在V2~V3之间。

放电控制: 在阴影区工作。在放电控制模式下, 通过阳照区充电存储在储能电池中的电能经放电调节器输出形成供电母线功率。同样由MEA电路采集供电母线电压, 放大变换后形成放电控制信号, 对放电调节器进行升压控制, 通过控制放电功率的大小确保母线电压稳定在V0~V1之间。

空间站核心舱长期飞行采用惯性姿态, 太阳光线在阳照区以固定入射角照射太阳能电池翼, 太阳能电池翼的供电功率保持稳定, 此时MEA信号控制系统工作在分流模式或充电模式, 分流功率或充电功率的大小随着供电母线下游负载的用电功率变化而变化, 阴影区放电功率的大小同样随着用电功率的变化而变化。供电母线控制模式及MEA电路工作模式对应关系如表2所示。

3.3 大型柔性太阳能电池翼设计

空间站核心舱功率需求相比原有航天器有了很大的提高, 需要的太阳能电池翼面积近80 m²。对于如此大面积的太阳能电池翼, 若使用目前比较成熟的刚性或半刚性太阳能电池翼技术, 太阳翼的收拢体积必然不能满

足空间站包络尺寸要求^[8], 因此空间站采用收拢体积小、质量轻的柔性太阳能电池翼技术。

(1) 柔性太阳翼组成

柔性太阳翼采用桁架式伸展机构支撑双边柔性阵的方案, 主要包括压紧释放装置、抬升机构、伸展机构、太阳能电池阵等部组件。其中柔性太阳能电池阵包括上/下收纳箱体、约束释放机构、张紧导向机构、柔性基板等。太阳能电池翼组成如图5所示。

压紧释放装置用于整翼主动段与舱体压紧抗主动段过载, 入轨后通过火工装置解锁释放。抬升机构用于将太阳翼变位至与舱体垂直状态。伸展机构用于实现柔性阵展收及在轨承载。太阳能电池阵用于压紧收藏柔性电池基板。柔性电池基板表面粘贴效率30%三结砷化镓太阳能电池片, 基板间通过板间铰链连接。

(2) 太阳能电池翼展开设计

太阳能电池翼发射时通过15个压紧点与舱体相连, 在轨采用有源桁架式展开实现多次重复展开, 整翼展开长度为12 m左右, 整翼宽度为6 m左右。

太阳能电池翼在轨4步展开, 步骤如下:

第一步, 太阳能电池翼舱体压紧释放机构火工品起爆, 完成太阳能电池翼与舱体间的解锁, 如图6所示;

第二步, 抬升机构驱动电机工作, 带动整翼旋转90°, 如图7所示;

第三步, 上/下箱板展开锁定机构工作, 带动两侧电池阵展开90°并锁定, 如图8所示;

第四步, 两侧单边阵上的约束释放机构工作, 解除上下箱板间的约束, 伸展机构电机工作, 伸展机构沿舱体径向方向直线伸展, 带动太阳能电池阵同步展开, 如图9所示。

(3) 柔性太阳能电池翼基频计算

国内首次在航天器上使用大面积柔性太阳能电池翼, 柔性太阳能电池翼基频直接影响核心舱的姿态控制,

表2 母线控制模式及MEA电路工作模式对应

Table 2 Correspondence of the bus control mode and the MEA working mode

控制模式	MEA电路工作模式
分流控制	MEA形成分流控制信号, 控制分流调节器工作, 维持母线电压
迟滞区2	MEA信号不进行电压控制
充电控制	MEA形成充电控制信号, 控制充电调节器工作, 维持母线电压
迟滞区1	MEA信号不进行电压控制
放电控制	MEA形成放电控制信号, 控制放电调节器工作, 维持母线电压

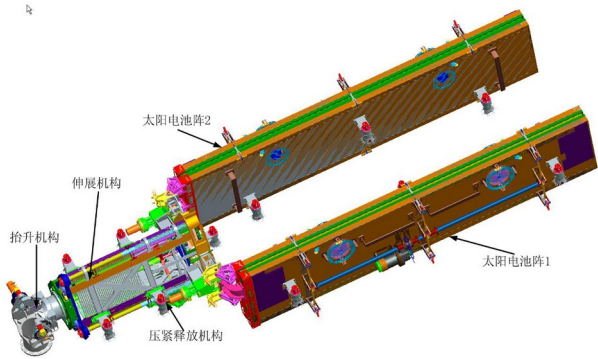


图 5 (网络版彩图)大型柔性太阳电池翼组成图

Figure 5 (Color online) Composition diagram of the large flexible solar wing.

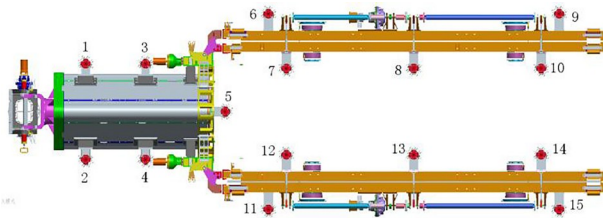


图 6 (网络版彩图)压紧释放机构示意图

Figure 6 (Color online) Diagram of the pressing and release mechanism.

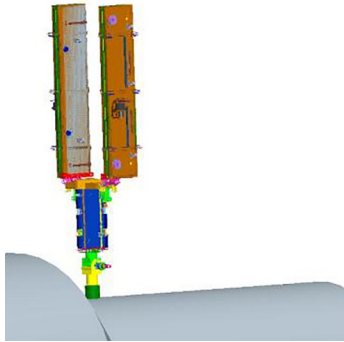


图 7 (网络版彩图)抬升机构抬升示意图

Figure 7 (Color online) Diagram of the lifting mechanism.

因此需要通过仿真较为准确地预示整翼模态。柔性电池翼设置张紧机构, 在太阳电池翼展开状态下通过拉绳将柔性阵面拉紧, 从而提高柔性太阳电池翼的刚度以利于核心舱的姿态控制。在均匀张力作用下, 柔性阵面一阶固有模态呈弯曲变形, 由于阵面为薄膜结构, 其一阶频率及振型与受拉弦近似, 可按弦理论近似计算^[9]。

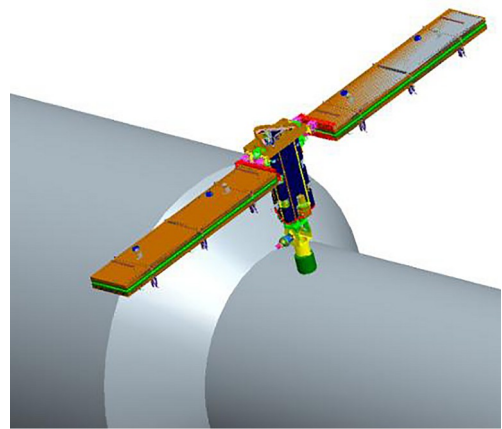


图 8 (网络版彩图)双边阵两侧展开示意图

Figure 8 (Color online) Diagram of the deployment on both sides of the array.

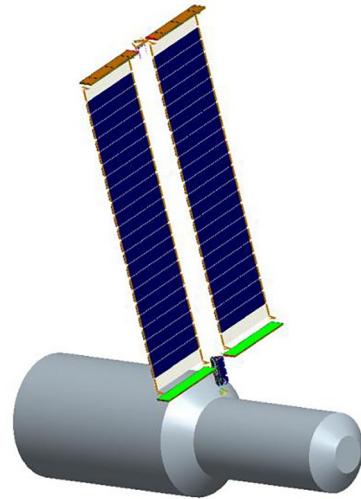


图 9 (网络版彩图)太阳电池翼完全展开示意图

Figure 9 (Color online) Diagram of full deployment of the solar wing.

$$f = \frac{n}{2l_b} \sqrt{\frac{2F}{\rho_b}}, \quad (2)$$

式中, ρ_b 为阵面线密度, l_b 为阵面长度。太阳电池翼的展开频率与张紧力 F 同步提高。阵面张紧力反作用于伸展机构的轴压为 $4F$, 伸展机构简化为细长梁结构, 考虑柔性阵面质量影响伸展机构承受轴压状态下自由振动频率^[9]。

$$f_m = \frac{1}{2\pi} \left(\frac{i\pi}{l_m} \right)^2 \sqrt{\frac{EJ}{\rho_m + 2\rho_b} \left(1 - \frac{4Fl_m^2}{i^2\pi^2 EJ} \right)}, \quad (3)$$

式中, ρ_m 为伸展机构线密度, EJ 为弯曲刚度, l_m 为伸展

机构长度, $i=1$ 对应基频. 柔性阵面张力与伸展机构屈曲载荷比值较小时, 柔性阵面尚未张紧, 基频较低. 随着比值升高, 整翼基频逐渐提高, 并且在张紧力 $4F$ 到达伸展机构屈曲载荷的 10% 时, 到达整翼基频的最优点^[9]; 当超过最优点后, 比值越高则基频越低. 经仿真, 核心舱太阳能电池翼基频接近 0.2 Hz, 如图 10 所示.

4 测试及在轨飞行验证

4.1 自主健康管理验证

为验证自主健康管理设计的正确性, 地面测试阶段对设计进行验证. 测试验证时两个功率通道均工作在放电状态, 储能电池通过放电调节为整舱负载提供供电. 针对 A 通道, 地面人为注入储能电池放电深度至能源管理器, 随着电池的不断放电, 当放电深度达到一定值时, 能源管理器则判断 A 机组进入能源安全模式 1, 整器转向能源安全模式 1 对应的工作状态. 之后, 人为注入 B 功率通道储能电池放电深度至一定值, 持续放电至放电深度达到判定值后, 能源管理器判断进入能源安全模式 3, 整器转向能源安全模式 3 对应的工作状态.

根据在轨实测数据, 两个通道的储能电池放电的 Ah 容量均小于 25 A h, 对应的放电深度均小于 10%, 整器供电安全, 不进入能源安全模式.

4.2 高压母线调节验证

地面搭建测试平台对高压母线调节功能及性能进行测试. 主要测试分流调节功能、充电控制功能、放电调节功能. 通过测试验证了控制拓扑的正确性, 验证了三域母线电压调节的稳定性.

(1) 分流调节功能测试: 采用方阵模拟器模拟太阳能电池翼输出, 通过负载由 2 kW 至 4 kW 突变, 测试母线电压稳定性. 测试波形如图 11 所示. 可见负载突变时, 母线电压下降 0.5 V, 电压稳定.

(2) 充电控制功能测试: 采用方阵模拟器模拟太阳能电池翼输出, 充电状态下负载由 2 kW 至 4 kW 突变, 测试母线电压稳定性. 测试波形如图 12 所示. 可见负载突变时, 母线电压下降 0.4 V, 电压稳定.

(3) 放电调节功能测试: 储能电池放电状态下负载由 2 kW 至 4 kW 突变, 测试母线电压稳定性. 测试波形

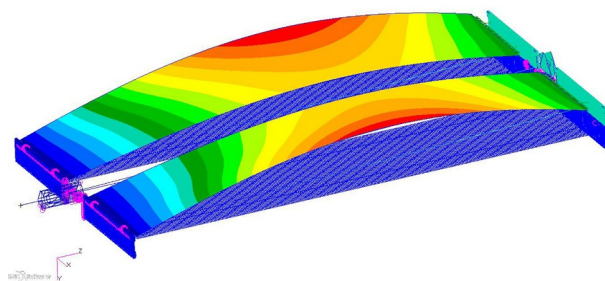


图 10 (网络版彩图) 太阳能电池翼完全展开模态分析图

Figure 10 (Color online) Full deployment modal diagram of the solar wing.

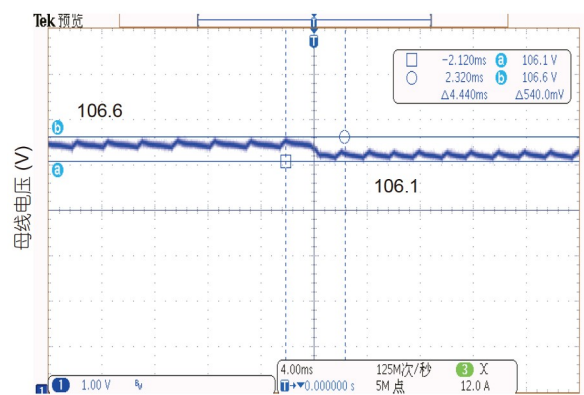


图 11 (网络版彩图) 分流状态负载突变母线电压波形

Figure 11 (Color online) Voltage waveform of the bus with sudden load change in shunting state.

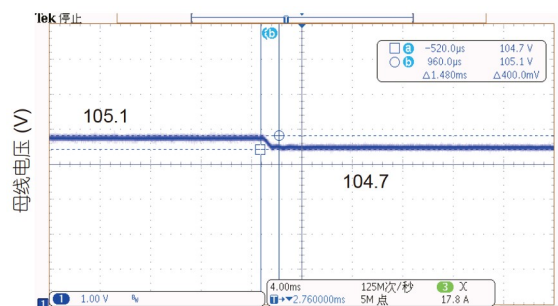


图 12 (网络版彩图) 充电状态负载突变母线电压波形

Figure 12 (Color online) Voltage waveform of the bus with sudden load change in charging state.

如图 13 所示. 可见负载突变时, 母线电压下降 0.2 V, 电压稳定.

核心舱在轨运行期间, 母线调整正常, 在轨实测 2021 年 5 月 5 日 12:05 至 5 月 6 日 7:36 的母线电压曲线如

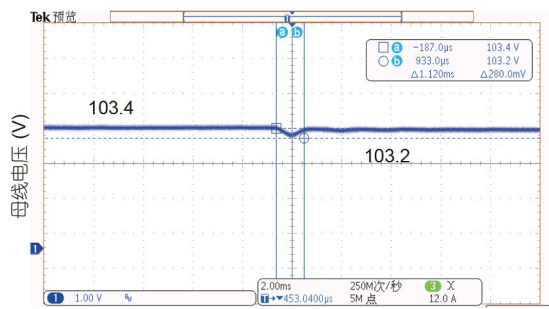


图 13 放电状态负载突变母线电压波形

Figure 13 Voltage waveform of the bus with sudden load change in discharging state.

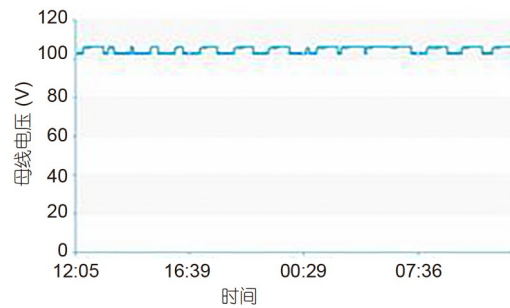


图 14 在轨母线电压遥测曲线图

Figure 14 Telemetry curve of the bus voltage on orbit.

图14所示, 整舱供电母线电压在阳照区及阴影区为 102~107 V, 进出影过程母线调节平稳。

4.3 大型柔性太阳能电池翼验证

空间站核心舱于2021年4月29日成功发射后, 按照飞行程序设计, 核心舱与火箭分离后15 min左右两个太阳能电池翼同步展开。通过舱外摄像机拍摄到的太阳能电池翼展开过程可见, 经过30 min左右的时间, 太阳能电池翼展开正常, 展开后太阳能电池翼工作正常, 可靠稳定地将太阳能转换为电能。同时核心舱在轨飞行姿态正常, 验证了太阳能电池翼的基频设计正确, 满足控制要求。太阳能电池翼在轨实际展开如图15所示。

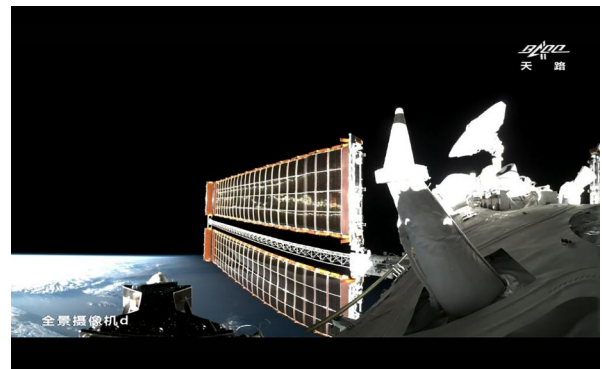


图 15 太阳能电池翼在轨展开图

Figure 15 Deployment of the solar wing on orbit.

5 结束语

空间站核心舱2021年4月成功发射后, 能源系统在轨工作正常, 圆满完成了我国空间站核心舱任务, 通过地面及在轨飞行试验验证了能源系统设计的正确性, 验证了关键技术设计正确性。获得的实际工程设计意义如下:

(1) 采用储能电池放电深度作为能源系统故障判据, 不同放电深度对应不同故障处置措施的方法可以

有效地提升能源系统自主管理能力, 对故障进行及时有效的处理, 防止故障的进一步蔓延;

(2) 通过合理地匹配高压母线电压值与控制信号值, 控制信号增加迟滞区的方案可以提升供电母线对用电设备的适应能力, 各种状态下母线电压均可保持稳定;

(3) 有源伸展机构+柔性太阳能电池阵在核心舱的首次成功使用, 证明了技术方案及产品在空间使用的可行性, 为后续类似机构和太阳阵在航天器上的使用奠定了基础。

参考文献

- Xu J. The first public of the core module of the space station: Demonstrate the strength of China as a big country (in Chinese). *Aerosp China*, 2018, 11: 21–23 [徐菁. 空间站核心舱首公开 彰显我大国实力. *中国航天*, 2018, 11: 21–23]
- Zhang L B, Liu Y. Research on autonomous management system based on spacecraft application (in Chinese). *Sci Tech Inform*, 2008, 25: 64–65 [张利彬, 刘泳. 基于航天器应用的自主管理系统研究. *科技信息*, 2008, 25: 64–65]
- Capel A, Perol P. Comparative performance evaluation between the S4R and the S3R regulated bus topologies. In: *Proceedings of the 32nd IEEE*

- Power Electronics Specialists Conference. Vancouver, USA: IEEE, 2001. 1963–1969
- 4 Capel A, O’Sullivan D, Marpinard J C. High-power conditioning for space applications. *Proc IEEE*, 1988, 76: 391–0408
 - 5 Wang L L, Liu Y M, Yan W J, et al. Stability analysis of S3R electrical power system on satellite (in Chinese). *Spacecr Eng*, 2014, 23: 58–64 [王乐乐, 刘元默, 鄢婉娟, 等. 卫星S3R功率调节电源系统稳定性分析. *航天器工程*, 2014, 23: 58–64]
 - 6 Song J Q. Research on high-voltage & high-power power conditioning unit (in Chinese). *Chin J Power Sources*, 2013, 37: 1611–1613 [宋建青. 高压大功率电源控制器研究. *电源技术*, 2013, 37: 1611–1613]
 - 7 Zhou Y, Qiao W X, Ma J J, et al. Overall scheme of space station power supply system (in Chinese). In: *The Second Academic Conference on Manned Spaceflight*. Changsha, 2012. 916–921 [周妍, 乔卫新, 马季军, 等. 空间站电源系统总体方案. 见: 第二届载人航天学术大会. 长沙, 2012. 916–921]
 - 8 Yu H, Sun Y Z, Jin H W. Circuit design of flexible solar array for space station (in Chinese). *Chin J Power Sources*, 2013, 37: 395–397 [于辉, 孙彦铮, 金海雯. 空间站柔性太阳翼电池电路部分设计初探. *电源技术*, 2013, 37: 395–397]
 - 9 Zang X, Wu S, Guo Q W, et al. Model analysis and fundamental frequency optimization for a space station’s flexible solar panel (in Chinese). *J Vib Shock*, 2019, 38: 246–250 [臧旭, 吴松, 郭其威, 等. 空间站柔性太阳电池翼模态分析及基频优化. *振动与冲击*, 2019, 38: 246–250]

Design and verification of the energy system of the China space station core module

LIANG XiaoFeng¹, REN XiaoQiang¹, DING Rui¹, ZHOU Yan² & XIAN KuiCheng²

¹ *Beijing Institute of Space System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100081, China;*

² *Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China*

After its successful launch on April 29, 2021, the China space station core module has been operating stably in orbit. The energy system is an important part of the core module, converting solar energy into electricity and then controlling and regulating the electric energy to provide a continuous, stable, and reliable power supply to all electrical equipment. This paper introduces the structure of the energy system used in the module, analyzes the design of independent energy health management, high voltage bus regulation, and large flexible solar cell wing, and introduces on-orbit flight verification.

energy system, independent energy health management, voltage bus regulation, flexible solar cell wing

doi: [10.1360/SST-2021-0496](https://doi.org/10.1360/SST-2021-0496)