

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2105957

双轴驱动帆板太阳能电池阵受损分析与能源评估

高燕 苏鹏 董婷婷 刘小兵 陈苗苗
(宇航动力学国家重点实验室 西安 710043)

摘要: 为了应对卫星双轴驱动帆板太阳能电池阵老化、受空间微小碎片碰撞等情况造成的能源风险,通过横纵向比较的方法分别将同一卫星双轴驱动帆板太阳能电池阵的历史状态、同系列不同卫星太阳能电池阵的状态进行对比分析,对太阳能电池阵受损进行初步判断。确定异常后,通过分阵联合计算的方法分析太阳能电池阵实际输出和理论输出的差别,对受损情况进行具体定位定量,最后对帆板受损卫星的太阳能电池阵输出是否满足平台和载荷需求,以及蓄电池组充放电要求进行分析。可以快速、详细进行太阳能电池阵受损状态分析和能源评估,是卫星太阳能电池阵受损后能源管理的重要依据。

关键词: 双轴驱动帆板;太阳能电池阵;归一化; χ^2 检验;分阵联合;能源管理

中图分类号: V411.8 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 590.65

Damage analysis and energy evaluation of biaxial driving solar array

Gao Yan Su Peng Dong Tingting Liu Xiaobing Chen Miaomiao
(State Key Laboratory of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China)

Abstract: In order to deal with the energy risks caused by the aging of the satellite biaxial driving solar array and the collision of small space debris, this paper made a comparative analysis of the historical state of the same satellite biaxial driving solar array and the state of different satellite solar array in the same series through the method of horizontal and vertical comparison, and made a preliminary judgment on the damage of the solar array. After the abnormality is determined, the difference between the actual output and theoretical output of the solar cell array is analyzed through the method of split array joint calculation, and the damage situation is specific positioning and quantitative. Finally, the solar cell array output of the satellite with damaged sailboard meets the requirements of the platform and load, as well as the charge and discharge requirements of the battery bank are analyzed. The damaged state analysis and energy assessment of the solar array can be carried out quickly and in detail, which is an important basis for energy management after the damaged satellite solar array.

Keywords: biaxial drive; solar array; normalization; chi-square test; array combination; energy management.

0 引言

由于双轴驱动帆板太阳能电池阵输出受太阳入射角、温度、日地距离、地球反照、空间环境等因素的影响,变化比一般太阳能电池阵复杂,无法从直接从卫星遥测参数判断其受损情况和进行能源评估^[1-2]。

文献[3]通过数据分析得出太阳入射角、温度、日地距离、地球反照等因素的周期性变化导致太阳能电池阵输出功率在数值上不断变化,其周期大致以年为单位,空间环境对太阳能电池阵输出功率的影响呈现长期性的衰减变化;文献[4]收集整理了在轨运行时间最长的三结砷化镓太阳能电池阵的在轨遥测数据,分析了电性能输出及演化情况;

文献[5]将太阳活动强弱对于太阳能电池阵输出功率的影响进行了分析;文献[6]建立晨昏轨道卫星太阳能电池输出电流拟合模型,提出了发展拟合电流的归一化处理新方法;文献[7]建立了周期补偿和功率衰减因子估计模型,并结合实际工程数据得出了某在轨资源卫星的太阳能电池阵的衰减率约1.425%;文献[8]通过量子效率测量的原理对晶硅太阳能电池量子的效率进行了测量,分析了不同设备和工艺参数对太阳能电池量子效率的影响。

但是这些对太阳能电池阵特性的研究集中在太阳光照、太阳活动强弱、地球反照、星体遮挡等自然衰减特性上,对双轴驱动帆板太阳能电池阵非预期受损后的状态和能源输出分析较少。文献[9]分析了太阳能电池阵的在轨温度对光电

收稿日期:2021-03-14

转换效率的影响,以及太阳翼的温度变化对太阳翼可靠性的影响,但未进行影响程度的量化和评估。

实际中,随着卫星在轨工作时间增加,星上器件损坏老化的情况时有发生,例如温度交变造成太阳电池片的碎裂和失效,导致太阳电池阵电池串断路;又如双轴驱动帆板长期工作产生的磨屑会造成帆板堵转^[10],在严重超期服役的情况下,异常可能无法逆转,会导致帆板停转的风险。同时,受太空环境逐渐恶化的影响,外装帆板遭遇微流星体或太空垃圾分解的空间碎片碰撞,导致太阳电池阵损坏失效的风险不断增大。这些都需要研究一些快速、操作性强的帆板受损后的状态评估与能源分析方法,本文采纳了上述文献的部分结论,对双轴驱动帆板太阳电池阵特性进行分析,借鉴了文献[11]基于统计特性的多星遥测联合判断的实时故障分析模型,结合该类卫星在轨管理特点,提出了3种判断太阳电池阵损坏的方法,并根据平台工作特点,评估卫星的能源平衡情况。

1 双轴驱动帆板太阳电池阵能源输出分析

特殊的使命任务决定了某些卫星必须运行在特殊的轨道,例如某型号系列卫星要求其运行轨道为临界倾角轨道^[12]。这类轨道由于轨道面存在进动角速度,以及平太阳在赤道上移动的角速度等因素,导致降交点地方时在100天左右将遍历1天中的各个时刻,太阳光线与轨道面的夹角(太阳入射角)在很大范围内变化。为满足能源需求,这类卫星必须采用双轴驱动帆板对日定向技术,其帆板既可绕A轴(帆板安装方向)转动,又可绕与A轴垂直的B轴转动,绕B轴的最大调整范围为 $\pm M^\circ$,当太阳入射角变大的时候,通过调整与B轴之间的角度,可以实现帆板入射角尽量小。某时差定位型卫星,太阳入射角变化范围最大可达 $\pm 86^\circ$,绕B轴的最大调整范围为 $\pm 38^\circ$,其双轴驱动帆板一年内太阳入射角及方阵电流变化如图1所示,当太阳入射角在 $\pm 38^\circ$ 内时,可以通过绕B轴的转动实现帆板入射角基本保持为 90° ,能源输出比较平稳;当太阳入射角超出 $\pm 38^\circ$ 范围逐渐增大时,太阳电池阵能源输出逐渐减小;当太阳入射角绝对值大于 58° 时,此时将不再存在地影,卫星进入全日照;当太阳入射角达到绝对值最大时,太阳电池阵能源输出则最小。实际上,除了主要受太阳入射角的影响,由于温度、日地距离、地球反照,载荷工作等因素的影响,双轴驱动帆板太阳电池阵能源输出变化更加复杂。

2 双轴驱动帆板太阳电池阵受损分析方法

2.1 归一化纵向比较法

纵向比较法即利用同一双轴驱动帆板太阳电池阵的历史输出进行判读。正如前文所述,太阳电池阵输出受温度、日地距离、地球反照,空间环境等因素的影响,其中太阳入射角与太阳电池阵输出呈近余弦关系(当入射角在 $\pm 30^\circ$ 范围内时,呈数学余弦关系;当入射角在 $\pm 30^\circ$ 范围外时,呈凯

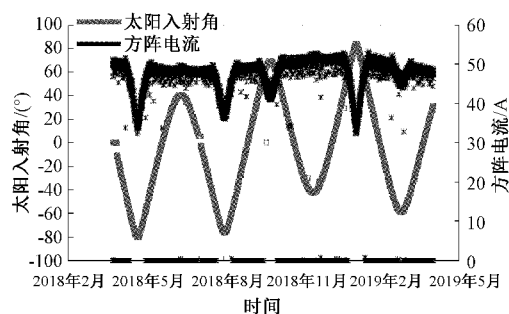


图1 某双轴驱动帆板卫星1年内太阳入射角及方阵电流变化

利余弦关系),太阳电池阵实际输出与理论输出的关系如式(1)所示。

$$I_{\text{实际}} = [I_{\text{理论}} + K_t \times (T_p - T_0)] \times Q_1 \times Q_2 \times Q_3 \times Q_4 \times \cos\beta \quad (1)$$

式中: I 为太阳电池阵输出电流; K_t 为温度系数; T_p 为太阳电池阵温度; $T_0 = 25^\circ$; Q_1 、 Q_2 、 Q_3 、 Q_4 分别为辐照损失因子、紫外辐照损失因子、温度交变损失因子、组合损失因子^[14]。使用纵向比较法,即根据式(1)取1年周期的正常工作太阳电池阵实际输出,采集对应的太阳入射角、温度、衰减因子等,进行反算得出太阳电池阵的理论输出,作为归一化电流输出标准。再将需要判读的实际电流输出进行归一化处理,结合季节因素与正常归一化电流进行判读。

考虑到地球反照,一般取恒流输出过程中马鞍形电流图中最低点的电流值,作为当前太阳电池阵实际电流输出^[14],如图2所示。

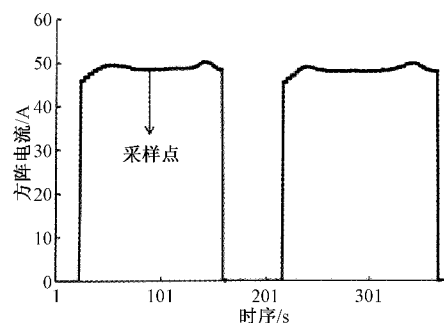


图2 某双轴驱动帆板卫星方阵电流采样点示意图

通过统计与计算,某双轴驱动帆板太阳电池阵正常工作时的归一化电流输出如表1所示,可以据此对后续太阳电池阵工作进行判断。例如:通过遥测发现该太阳电池阵2019年4月29日归一化电流输出为48.5 A(此时正常值约为49.3 A);2019年5月22日归一化电流输出为47.5 A(此时正常值约为48.5 A);2019年6月28日归一化电流输出为47.0 A(此时正常值约为47.7 A)。比对表1的正常归一化输出分别降低了0.8、1、0.7 A,可以初步判定,该双轴驱动帆板太阳电池阵发生了损坏。

表 1 某双轴驱动帆板卫星归一化电流输出
(2018 年 4 月~2019 年 4 月)

测试项目	测试结果	
时间(2018 年)	4 月 22 日	4 月 27 日
输出电流/A	49.4	49.3
时间(2018 年)	5 月 2 日	5 月 7 日
输出电流/A	49.1	49.0
时间(2018 年)	5 月 12 日	5 月 17 日
输出电流/A	48.8	48.6
时间(2018 年)	5 月 22 日	5 月 27 日
输出电流/A	48.5	48.3
时间(2018 年)	6 月 2 日	6 月 7 日
输出电流/A	48.1	48.0
时间(2018 年)	6 月 12 日	6 月 17 日
输出电流/A	48.0	47.9
时间(2018 年)	6 月 22 日	6 月 27 日
输出电流/A	47.8	47.7
...		
时间(2019 年)	4 月 2 日	4 月 7 日
输出电流/A	50.3	50.5

2.2 应用 χ^2 检验横向比较法

χ^2 检验是根据已有数据的总体特征做出某种假设,通过对样本数据的计算得出其 χ^2 特征值,来判断样本数据与总体数据之间差异的方法。如果样本数据的 χ^2 特征值位于 χ^2 分布指定的拒绝域,则说明数据与期望不符。目前使用双轴驱动帆板的编队飞行卫星星座每组有 3 颗卫星,其工作条件类似,对应的太阳能电池阵输出遥测量相互独立但又具备相同的变化趋势,因此,其太阳能电池阵的损坏情况可以通过 χ^2 横向比判的方法进行确认,即利用多个工作状态类似的卫星在同一时刻,同一环境下太阳能电池阵输出的一致性,根据参与比判的太阳能电池阵数量,给定的输出预期值,计算多个太阳能电池阵实际输出的 χ^2 特征值是否满足给定的拒绝域要求,如满足,则认为其中有太阳能电池阵输出异常。

例如:某时差定位型卫星星座中 3 颗卫星的太阳能电池阵工作状态基本一致,假设三星太阳能电池阵的输出电流分别为 X_1, X_2, X_3 。其平均值 $\bar{X} = \frac{1}{3}(X_1 + X_2 + X_3)$, 方差

$S^2 = \sum_{i=1}^3 (X_i - \bar{X})^2$, 其 χ^2 特征值计算方法如式(2)所示。

$$\chi^2 = \frac{(n-1)S^2}{\sigma_0^2} \quad (2)$$

其中, $n=3$, 取 $\sigma_0^2 = 2.25$, 选择置信度为 0.5, 如果计算结果 $\chi^2 = \frac{(n-1)S^2}{\sigma_0^2} \geq \chi_{0.5}^2 = 1.39$, 位于给定的拒绝域, 则认为其中有太阳能电池阵异常。

对该星座中的 3 颗卫星 2019 年 5 月 30 日三星太阳能电池阵输出电流进行统计, 计算得到三星 χ^2 值约为 2.7, 高于门限 1.39。可以初步判定, 三星中有卫星的太阳能电池阵发生了损坏, 具体损坏情况可结合太阳能电池阵电流的具体数值进行确认。

2.3 分阵联合计算法

双轴驱动帆板太阳能电池阵通常由多个分阵组成, 采用分阵联合供电方式给卫星提供能源, 根据设计情况, 每个分阵由多个太阳能电池片通过串联及并联方式构成。分阵联合计算法进行太阳能电池阵损坏情况分析的思路是: 确保蓄电池组处于稳定充电的状态下, 通过对各个充电阵进行依次切除的方法, 计算测量各个充电阵发电能力, 如式(3)所示。

$$I_n = \sum_{i=1}^n I_i - \sum_{i=1}^{n-1} I_i \quad (3)$$

式中: I_i 为第 i 个分阵的电流输出, I_n 为需要计算的分阵 n 电流输出, 通过地面发令依次断开分阵的方式测试太阳能电池阵总电流输出的变化, 可以得出 I_n 。实际计算过程还需要结合卫星的分阵工作原理和电源控制模式进行确认。例如, 某时差定位型卫星星座中每颗卫星的双轴驱动帆板太阳能电池阵共包括 8 个分阵, 且每个分阵均由 12 条太阳能电池串并联而成, 每条太阳能电池串发电能力为 0.5 A, 其中分阵 1、5 为供电阵(供电阵为仅对星上设备供电的太阳能电池分阵), 其他为充电阵(充电阵为既对星上设备供电又对蓄电池组充电的太阳能电池分阵)。其电源分系统控制模式为: 对锂离子蓄电池组采用先恒流后恒压的充电方式^[15], 恒流充电采用太阳能电池阵的恒流段直接对蓄电池组进行充电, 恒流充电电流为 20 A, 其中每个充电阵的电流输出约为 6 A, 到达充电终压后相应的太阳能电池阵电路转入分流状态, 保持恒压充电, 恒压充电控制的充电终压值可以通过指令设置多种充电电压值。为尽量延长恒流充电时间, 关闭安时充电受控功能, 提高蓄电池组充电受控终压至最高, 保证发指令进行充电阵断开期间蓄电池组处于恒流充电状态。某双轴驱动帆板卫星蓄电池组正常情况下充电过程如图 3 所示, 依据分阵联合计算法测试的充电过程如图 4 所示。

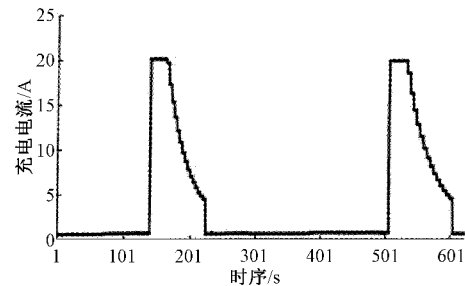


图 3 某卫星蓄电池组正常充电过程

测试完成后, 可以通过纵向比较单星分阵电流数据和横向比较三星分阵电流数据来判断太阳能电池阵损坏的问

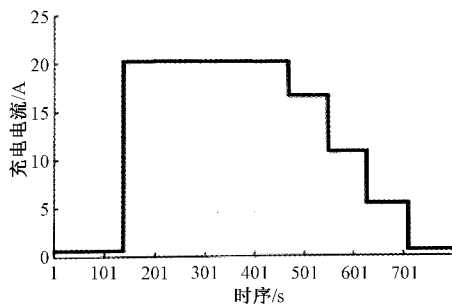


图4 某卫星蓄电池组分阵联合测试充电过程

题,并计算得出太阳能电池阵损坏的量值。表2为某星座三星分阵电流输出测试记录的一部分,从中可以看出A星分阵3发生损坏,损坏数量约为3串(每串输出约为0.5A)。

表2 某星座三星分阵电流输出测试记录表<部分>
(2019年8月)

测试记录	卫星	电流输出/A	计算结果/A
8断	A	20.232	—
7断		20.215	—
6断		16.197	—
4断		10.293	5.904(4)
3断		5.865	4.428(3)
2断		0.535	5.830(2)
8断	B	20.256	—
7断		20.288	—
6断		17.941	—
4断		11.943	5.998(4)
3断		5.993	5.950(3)
2断		0.614	5.879(2)
8断	C	20.158	—
7断		20.174	—
6断		17.813	—
4断		11.827	5.986(4)
3断		5.890	5.937(3)
2断		0.708	5.882(2)

3 双轴驱动帆板太阳能电池阵受损后能源平衡分析

如前所述,双轴驱动帆板太阳能电池阵能源输出主要受太阳入射角影响,在一个轨道周期内有2种极端情况:当太阳入射角 0° 时,光照条件最好,但地影时间最长;太阳入射角最大时,光照条件最差,但地影时间为0,因此能源平衡分析主要考虑这2种情况。太阳入射角与地影时长变化关系如图5所示。

以某双轴驱动帆板太阳能电池阵发生损坏的卫星为例进行能源平衡分析。

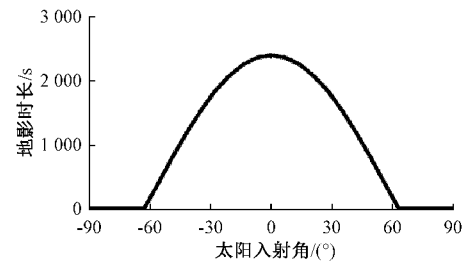


图5 太阳入射角与地影时长变化关系

3.1 太阳入射角 0° 时能源平衡分析

太阳入射角 0° 时,通过地影期的放电量和光照期的充电量的平衡情况进行判断,放电后需充电电量 Q_n 和光照期 Q_p 的计算如式(4)、(5)所示。

$$Q_n = [(I_p + I_l) \times T_s + I_w \times T_w] \times C \quad (4)$$

$$Q_p = I_c \times T_1 + (I - I_l - I_w - I_p) \times T_2 \quad (5)$$

其中, I_p 为平台电流, I_l 为载荷长期电流, T_s 为地影时间, I_w 为载荷工作电流, T_w 为载荷工作时间, C 为充放电比, I_c 为载荷不工作充电电流, I 为方阵电流, T_1 为载荷不工作充电时间, T_2 为载荷工作的充电时间。取充放电比1.05,地影期蓄电池组放电后的需充电电量为11.76Ah;光照期蓄电池组可充电电量为22.3Ah。可见,帆板输出仍能满足蓄电池组充电需要。

3.2 太阳入射角 86° 时能源平衡分析

太阳入射角最大时,帆板入射角最小,方阵电流最小。通过方阵电流与各种负载电流的平衡关系,结合电池放电深度等条件判断能源满足情况。负载电流的计算方法如式(6)所示。

$$I_f = I_p + I_l + I_w \quad (6)$$

其中, I_f 为负载电流。当太阳入射角 86° 时,帆板入射角为 48° ,方阵电流为33.8A,平台电流为5.7A,载荷长期电流为11.7A,载荷工作电流为17.3A,合计34.7A,太阳能电池阵输出不能满足载荷工作的要求,星上需要通过太阳能电池阵和蓄电池组联合供电来确保平台载荷工作^[16]。但由于载荷工作时长在15min以内,且在载荷停止工作后,负载电流小于方阵电流,依然可以进行蓄电池组充电,因此仍能满足蓄电池组充电需要。

但如果太阳能电池阵受损程度更加严重,例如某单帆板故障卫星太阳能电池阵的输出已经小于载荷不工作时的负载电流,通过计算,联合供电的情况将持续数天,如果不考虑星上能源安全模式的设计,累计放电电量会达到蓄电池组的放电极限,会造成蓄电池组性能下降甚至整星掉电。

实际在轨卫星管理中,考虑星上能源安全模式的设计,也可以根据该方法计算出满足各个层级安全模式的最小供电分阵数量,从而预判帆板损坏程度对星上平台和载荷使用的影响情况。

4 结 论

本文通过在轨卫星长期运行管理的经验总结一套判断

双轴驱动太阳帆板受损分析和能源评估的方法,该方法分别从定性和定量的角度讨论了帆板的损坏情况,同时根据卫星的电源工作模式分析了卫星帆板受损后的能源平衡情况,主要有如下几点结论。

1)归一化纵向分析法通过与帆板正常工作时的归一化输出进行比对,可以判断当前的帆板状态,但归一化的计算需要考虑太阳入射角、温度、衰减因子、日地距离等多种,精确模型的建立过程比较复杂。

2) χ^2 检验横向比较法比对工作状态类似帆板的输出情况,这个比对过程无需考虑外界因素影响,但必须保证多个帆板工作状态的一致性。

3)分阵联合测试的方法可以定位帆板受损的分阵,并计算分阵损坏的量值,但需提前进行能源风险评估,发令测试,计算过程略微复杂,一般在前两种方法确认存在问题后使用。

4)帆板受损卫星的能源评估主要从太阳入射角 0° 和最大两个极端情况考虑,入射角 0° 时,需要计算地影期间消耗的电量能否通过光照期充电补回;而太阳入射角最大时需要考虑方阵电流能否满足负载需要,看是否会造成蓄电池组过放,导致其性能下降,甚至引起整星掉电。

参考文献

- [1] 穆肯德·R·帕特尔. 航天器电源系统[M]. 韩波,译. 北京:中国宇航出版社,2010:172-183.
- [2] 谢宗武,宫钊成,史士财,等. 空间太阳能电池阵列技术综述[J]. 宇航学报,2014,35(5):491-498.
- [3] 彭梅,王巍巍,吴静,等. 太阳同步轨道卫星太阳能电池阵衰减因子研究[J]. 航天器工程,2011,20(5):61-67.
- [4] 解晓莉. 低轨三结砷化镓太阳能电池阵遥测数据分析[J]. 宇航学报,2008,29(6):1689-1694.
- [5] 李强. LEO 卫星太阳能电池阵功率衰减估计[J]. 飞行器测控学报,2017,36(3):51-56.
- [6] 李强,马强,王浩浩,等. 晨昏轨道卫星硅太阳能电池阵功率衰减估计[J]. 计算机测量与控制,2019,27(12):146-150,156.
- [7] 曹孟达,张涛,李训嘉,等. 一种基于聚类的卫星太阳能电池阵衰减估计方法[J]. 无线电工程,2019,49(5):397-403.
- [8] 朱朋建,姜大伟,李守卫,等. QE 测量在晶体硅太阳能电池研究中的应用[J]. 电子测量技术,2012,35(1):8-9,17.
- [9] 丁延卫,赵欣,张立华,等. 临界倾角轨道卫星双轴太阳翼热性能研究[J]. 宇航学报,2008(6):2050-2056.
- [10] 王凤鸣,刘曦. 太阳帆板驱动中堵转现象的分析[J]. 中国机械工程,2001(12):46-48,6.
- [11] 苏鹏,高燕,董婷婷,等. 多星遥测联合判断实时故障分析模型设计及应用[J]. 国外电子测量技术,2020,39(9):128-131.
- [12] 林来兴,车汝才. 卫星编队飞行精确动力学模型与三维定位系统[J]. 宇航学报,2008(3):831-837.
- [13] 付宇,崔玉福,李志刚,等. 三结砷化镓太阳能电池-锂离子蓄电池的小卫星电源分系统仿真模型研究[J]. 空间电子技术,2019,16(4):56-67,88.
- [14] 李小飞. 地球反照对低轨卫星太阳能电池阵的影响分析[J]. 航天器工程,2014,23(3):62-66.
- [15] 曹正蕊,丁华. 地影期 GSO 卫星一次电源供电分析[J]. 飞行器测控学报,2013,32(1):27-31.
- [16] 张勇,鄢婉娟,苏蛟,等. 太阳同步轨道卫星电源系统供电模型及任务规划方法[J]. 西北工业大学学报,2019,37(S1):1-7.

作者简介

高燕,本科,工程师,主要研究方向为编队飞行卫星长期管理与状态诊断。

E-mail:15398014439n@sina.com