

文章编号 1004-924X(2019)02-0458-11

近地卫星长期 SEU 事件退火分析

李 强^{1,2*}, 李会锋², 孙先伟², 耿西英智², 朱 俊²
(1. 航天器在轨故障诊断与维修重点实验室, 陕西 西安 710043;
2. 西安卫星测控中心, 陕西 西安 710043)

摘要: 针对近地卫星在轨运行中的单粒子翻转事件(Single Event Upset, SEU)的退火问题, 选取某卫星器件长期积累的 SEU 数据为样本, 在分析器件长期温度变化的基础上, 详细统计 SEU 事件的星下点以及年、月等时空分布特征, 并讨论 SEU 事件与地球磁场分布、F10.7 曲线、中子监测数据的关联特性, 最后以 SEU 事件发生的平均间隔为目标, 建立退火模型, 用实际数据进行退火估计。结果表明, SEU 事件星下点发生在南大西洋异常区的达到 67% 以上, 发生在南、北两极高纬度区域的超过 16%, 其它区域的不足 17%; 8、9、10、12 这 4 个月份的 SEU 事件最多, 占全年的 38% 以上; 以远、近日点为参考时, 发生在 4~9 月的约占 50%, 发生在其它月份的也在 50% 附近, 两者十分接近; 长期 SEU 事件受宇宙射线、太阳活动影响明显, 长期性变化以宇宙射线影响为主, 短期性变化以太阳活动影响为主; 在轨道周期内温度变化约 2 °C、长期温升接近 5 °C 的条件下, SEU 事件时间间隔的均值约 4.57 d, 退火零值约 1.56×10^{-13} d, 退火因子约 $7.94 \times 10^{-15} \text{ d}^{-1}$, 衰减零值约 24.34 d, 衰减因子约 0.12 d^{-1} , 退火特征并不明显, 退火影响可不用考虑。

关键词: 空间环境; 近地卫星; 单粒子翻转; 退火效应; 估计

中图分类号: V556.1 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20192702.0458

Annealing analysis to long term SEUs for LEO satellite

LI Qiang^{1,2*}, LI Hui-feng², SUN Xian-wei², GENGXI Ying-zhi², ZHU Jun²

(1. Key Laboratory of Spacecraft In-Orbit Fault Diagnosis and Maintenance, Xi'an 710043, China;
2. Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

* Corresponding author, E-mail: buffalol26126@126.com

Abstract: To examine the annealing effect of Single Event Upsets (SEU), a single device from a Low Earth Orbit (LEO) satellite running in sun-synchronous orbit for more than nine years was selected as a sample. The working temperature from satellite telemetry data was investigated, and details of the SEU nadir and time were discussed in relation to the geomagnetic field, F10.7, neutrons monitoring data, etc. By averaging the SEU time intervals, a model was developed to estimate the annealing characteristics, and this model was analyzed using telemetry data. The results of this analysis indicate that the SEU nadir occurred above the South Atlantic Abnormal area more than 67% of the time, more than 16% over the polar area, and less than 17% over the remaining areas. Moreover, the SEUs have the highest probability of occurrence (more than 38%) in August, September, October, and December. However, the probabilities are equal when one group of months spans April to September and the other group contains the remaining months. Furthermore, the SEU frequency is influenced by

收稿日期: 2018-05-31; 修订日期: 2018-07-14.

基金项目: 青年科学基金资助项目(No. 11503096)

cosmic rays in the long-term when the sun is relatively quiet and by the sun in the short-term when the sun is relatively active. The annealing estimation shows that the mean time interval between SEUs is about 4.57 d, the annealing zero value is close to 1.56×10^{-13} d with an annealing factor of $7.94 \times 10^{-15} \text{ d}^{-1}$, and the degradation zero value is nearly 24.34 d with a factor of 0.12 d^{-1} . The estimation results indicate that the annealing effect is approximately negligible.

Key words: space environment; Low Earth Orbit(LEO); Single Event Upset(SEU); annealing effect; estimation

1 引言

近地卫星在轨运行中,不可避免地受到复杂空间环境影响,卫星器件与系统功能会不同程度地出现退化或者下降,甚至损毁^[1]。在近地空间环境的辐射效应影响下,近地卫星器件与材料主要受到累积效应与瞬时效应影响,前者为辐射总剂量影响,主要表现在光电材料、热控涂层等性能下降与材料侵蚀等方面;后者为剂量率影响,主要表现在各种单粒子事件频发、敏感器件噪声增加等方面。其中,单粒子事件对于在轨航天器有着较大的影响,而单粒子主要来自范艾伦辐射带带电粒子(质子、电子、重离子等)和银河宇宙射线。卫星器件发生单粒子事件的频率主要与外界环境、粒子穿过航天器进入敏感器件时的能谱和密度变化、器件对粒子辐射的响应等有关,即单粒子事件发生频率与器件敏感面积和线性能量传递(Linear Energy Transfer, LET)阈值有关。文献[2]~文献[4]统计分析也表明,在近地卫星空间环境相关故障案例中,单粒子效应影响最为多见、突出。文献[5]~文献[6]认为,单粒子效应属于空间辐射剂量率变化导致的电离效应,在不同作用机理下,分为单粒子翻转(Single Event Upset, SEU)、单粒子锁定(Single Event Latch-up, SEL)、单粒子烧毁(Single Event Burnout, SEB)、以及单粒子栅击穿(Single Event Gate Rupture, SEGR)等不同类型。文献[7]则认为,在近地卫星中,单粒子效应对静态随机存储器(Static Random Access Memory, SRAM)影响最明显,或者说 SRAM 器件对单粒子效应最为敏感。现有大数量卫星集中监控数据统计显示,在单粒子效应故障案例中,单粒子翻转事件发生频率最高,单粒子锁定事件次之,其它单粒子事件相对较少。

单粒子效应相关研究工作多集中在作用机

理、软件与硬件的抗辐射设计、地面辐射测试与研发等方面。文献[8]针对直接数字式频率合成器(Direct Digital Synthesizer, DDS)进行了单粒子效应实验,发现单粒子效应会导致 DDS 输出波形扰动,波形功能中断,功耗电流陡然增大,分析认为 DDS 内部锁相环路模块是发生单粒子瞬态和单粒子翻转的敏感部件。文献[9]提出一种基于有限状态机理论的单粒子软错误影响传播过程建模方法,用于评估 SEU 软错误在导航卫星内部的失效传播过程与影响。文献[10]总结了第 24 太阳活动周期中,来自 3 个不同低轨道面上的 48 个在轨仪器的单粒子翻转情况与太阳活动变化的关系,认为太阳活动是影响单粒子翻转的重要因素。文献[11]利用蒙特卡洛工具 Geant4 针对 SEU 事件的物理过程进行计算机数值模拟,结果应用于抗辐射器件的性能评估与优化。文献[12]针对单粒子防护量化问题,建立了单粒子软错误对航天器影响的危害时间模型,给出了航天器单粒子防护薄弱点的识别方法和步骤,可为航天器单粒子防护设计提供依据。文献[13]~文献[14]则认为三模冗余(Triple Modular Redundancy, TMR)设计对于减缓器件单粒子效应影响具有相对较好的效果。文献[15]利用单粒子效应的空间特性设计并实现了一种面向现场可编程门阵列(Field Programmable Gate Array, FPGA)的单粒子软错误检测电路,用于检测电路发生单粒子软错误的情况。文献[16]建立了一种能够模拟不同线性能量转移值和注量率的重离子入射的故障注入模型,用于对 SRAM 型 FPGA 应用电路的抗辐射加固效果定量预评估,可验证不同加固方案的有效性,同时还减少辐照试验次数。文献[17]利用重离子源对工业以太网芯片 KSZ8851-16MLLJ 进行了单粒子试验,认为芯片具有一定的抗单粒子辐射能力,且网络传输条件不同时芯片发生单粒子翻转的机率也不同。文献[18]开发了一套

Flash 型 FPGA 的单粒子效应测试系统,可进行多种单粒子效应测试,同时还给出了系统的测试原理和硬件实现方法。

以上工作对于航天器在研究、设计、生产、应用与维护等过程中估计器件抗辐射能力、降低单粒子效应危害、增强可靠性都具有积极作用。但在单粒子效应在轨验证与分析方面,相关研究工作相对较少,单器件长期、高频次单粒子效应的影响与分析工作则更加缺乏。随着在轨卫星日渐增多,卫星超期服役已成为常态。深入分析、研究空间环境特别是单粒子效应对超期服役卫星的影响,做好日常测控与在轨维护,保障载荷最佳工作状态,一直是大量卫星集中监控下的重要工作之一。这里以某卫星器件长期在轨数据为例,重点分析器件单粒子效应下的退火特性,为卫星长期测控与管理提供服务保障。

2 SEU 数据分析

某近圆、太阳同步轨道卫星运行的轨道高度约 640 km,降交点地方时在 10:00 AM 附近,设计寿命为 3 年,已超期服役 6 年多(截止 2018 年 3 月)。卫星自入轨工作以来,星上有一器件经常受到 SEU 事件影响,SEU 发生时刻对应的卫星星下点如图 1 所示。

星下点数据一共 755 个,其分布具有明显的

地域特征:在南大西洋附近区域发生的次数最多,这一区域亦经常被称为南大西洋异常(South Atlantic Anomaly, SAA)区域,若以经度 -5° 、 -85° 以及纬度 -50° 、 0° 作为 SAA 区域的东、西和南、北边界,则发生在这一区域的星下点有 508 个,占总数的 67% 以上;发生在南、北两极区域的 SEU 次数次之,若以纬度 -60° 、 60° 分别作为南、北两极的边界线,则发生在极地区域的星下点为 123 个,占总数的 16% 以上;其它区域不足 17%。

近地卫星发生单粒子效应事件的空域特征与地球磁场的空间分布有直接关系。2018 年 1 月 1 日在 640 km 高度处的地球磁场如图 2 所示,图中数值单位为 nT。可以看出,在 SAA 区域,地球磁场相对较弱,而在极地区域的磁场强度则相对要高得多。仅以图 2 中的极小值与极大值为例,两者的比例值为 2:5。在磁场较弱的区域,带电粒子的洛伦兹旋转半径要大一些,地球内辐射带中的高能粒子更有可能接近地表空间,因此容易对近地卫星造成单粒子效应影响。文献[2]利用美国国家地球物理数据中心数据以及中国 19 颗卫星的故障数据,分析了 SEU 事件发生的空间分布特征:美国国家地球物理数据中心数据给出的 SEU 星下点中不存在高纬度分布情形,疑似数据样本的卫星轨道不是极地轨道(数据可能是来源于航天飞机遥测);19 颗中国卫星数据给出的 SEU 星下点分布与图 1 基本吻合,但是样本容量相对较小。

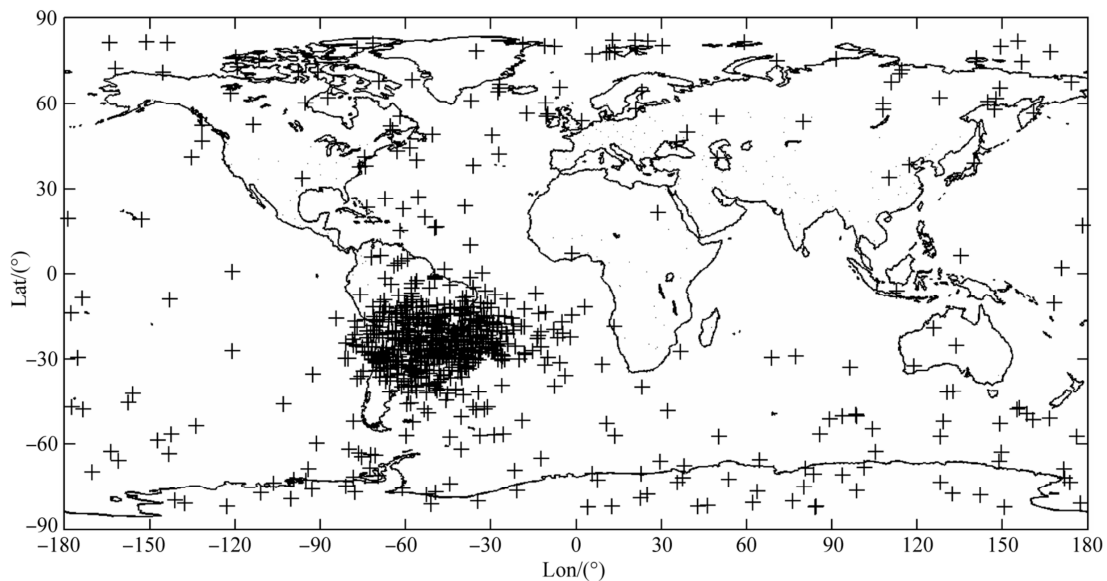


图 1 SEU 星下点

Fig. 1 SEU nadir

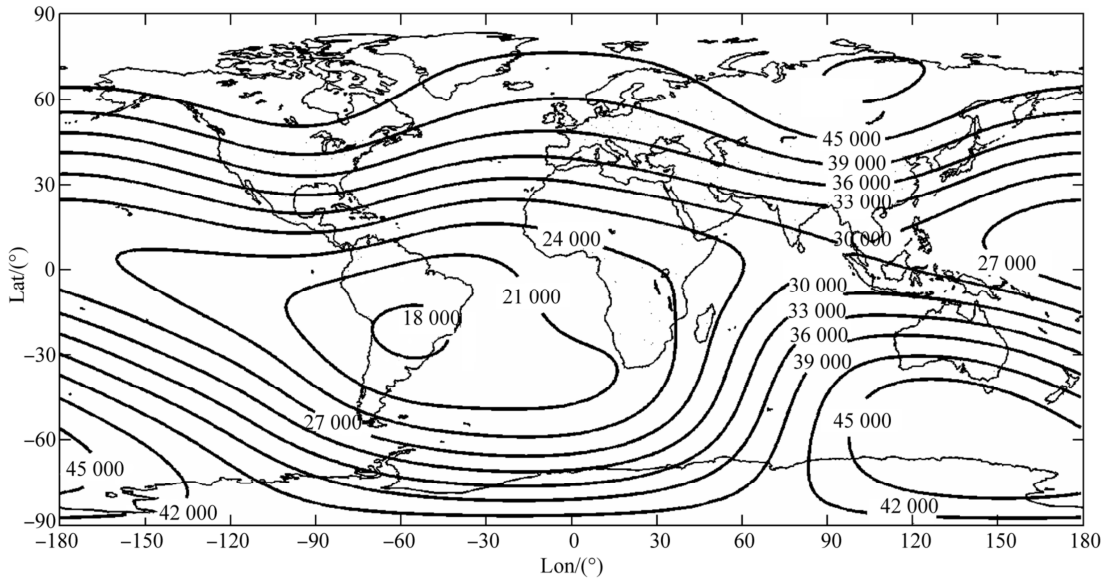


图 2 地球磁场(高度 640 km)

Fig. 2 Geomagnetic field (H=640 km)

至于极地区域 SEU 星下点较多的原因,源于极地区域包含了南、北磁极,高能粒子本身在此聚集较多,发生 SEU 概率也相对较高,具体分析可参见文献[19]。

在统计 SAA 区域的星下点时,将区域的东边界设在 -5° ,但在其东边实际上还有一些点并没有包含其中;而在统计极地区域的星下点时,同样存在这一问题,在极地边界线较近的外侧还有一些数据未被统计。因此,从工程角度看,可以考虑将图 1 中 SAA、极地、其它 3 个区域的星下点分布比例值参考为 7 : 2 : 1。当然,这里是指单器件的长期数据而言,并非多星、多器件情形。需要指出的是,单粒子事件发生概率一般只具有统计学意义,对工艺完全相同的器件具有一定参考价值,而对其它器件的实际指导意义则相对缺乏。

图 3、图 4 与图 5 分别对应给出了 SEU 事件的年、累月、逐月统计结果。因为 2008 年和 2018 年的数据正好处在统计时段的首尾两端,且数据时长都不满一年,因此,图 4 的统计不包括这两年的数据。从图 3 可以看出,在 2009~2017 年中,总共发生 SEU 事件的次数为 716 次,年均 80 次;极大值在 2010 年,91 次;极小值在 2016 年,59 次。除 2017 年以外,整体上呈现前期 SEU 事件多、后期逐渐减缓趋势。

从图 4 可知,在 2009~2017 年累积的 12 个

月当中,极大值发生在 9 月,71 次(10 月亦达 70 次,但是 10 月有 31 天);极小值发生在 2 月与 7 月,各有 51 次(但 2 月最多 29 天,极小值应是 7 月的 51 次);平均下来,累积的每月发生约 59.6 次。从数据上看,8、9、10、12 这 4 个月份的次数相对较多,平均 68 次以上;而 1、2、4、5、6、7 这几个月的次数较少,平均不到 55 次。两者相差在 13 次以上,区别相对明显。这就是所谓的季节性或者月份性差别。单纯以上、下半年为区分,则上半年的比例约为 47%,下半年的比例约占 53%。

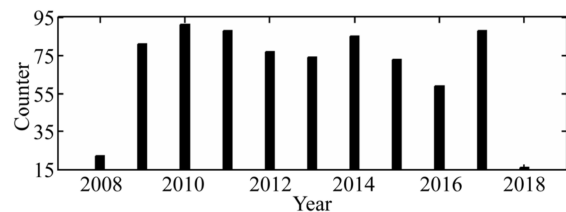


图 3 SEU 年统计

Fig. 3 Annual SEU statistics

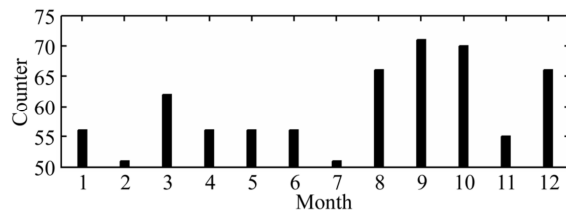


图 4 SEU 累月统计

Fig. 4 Accumulated monthly SEU statistics

但若换一个角度,以远日点、近日点来区分,将 4 月~9 月归为远日点一组(真正的远日点在 7 月 4 日前后出现),余下月份归为近日点一组,则前者的总次数为 356,后者为 360,相差为 4,两者的区别微乎其微,完全可以忽略不计。图 5 则是

2008~2018 年的逐月统计数据,其中横轴以每月第一天的约简儒略日(Modified Julian Date, MJD)值表示。图 5 中,极大值发生在 2017 年 9 月,15 次;极小值发生在 2009 年 4 月,1 次;每月都有 SEU 事件发生,平均每月约 6.6 次。

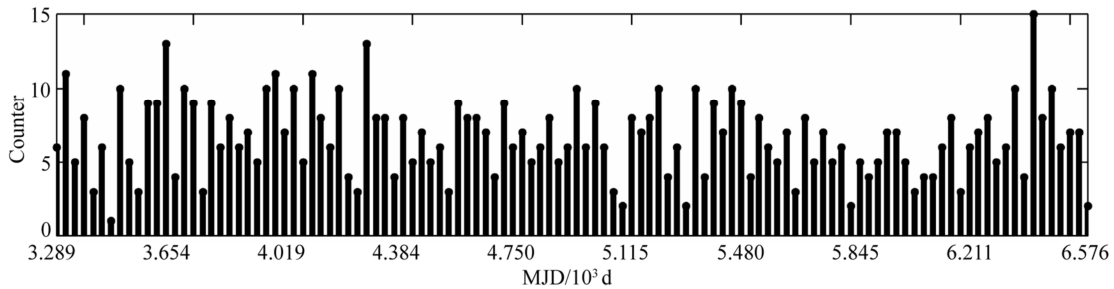


图 5 SEU 逐月统计

Fig. 5 Monthly SEU statistics

关于近地空间中导致单粒子效应形成的粒子来源,比较一致的看法是质子与宇宙射线:前者主要来源于太阳活动产生的质子流,后者主要来源于银河系重离子。对于高能电子,一般不考虑,文献[20]甚至宣称,在地球内辐射带就不存在 MeV 量级的高能电子。

单粒子效应发生频次与 F10.7 数据、中子监测数据相关,图 6 和图 7 给出了时间区段包含 2008~2018 年的 F10.7 与中子监测的地面监测数据。

从图 6 和图 7 可以看出,F10.7 曲线与中子监测数据曲线之间具有反相关性:F10.7 数值较大时,太阳活动相对活跃,出现耀斑、太阳质子爆发等特殊事件的概率较大,对应的中子流量则相对较弱;反过来,当 F10.7 数值较小、太阳活动区域平静时,中子流量增大。相关的反相关性分析还可以参看其它资料,例如文献[21]。

这里简单将图 6 中 MJD 值在 4 000 d 之前的区段定义为太阳活动的平静时期,之后的则定义为活跃时期,结合图 5 中的数据,有:平静期共计 27 个月,SEU 事件发生 194 次,极大值为 13 次,极小值为 1 次,月均不足 7.2 次;活跃期共计 87 个月,共发生 560 次,极大值为 15 次,极小值为 2 次,月均在 6.4 次以上。

从极大值上来看,发生 15 次 SEU 事件的 2017 年 9 月正好发生了中元节耀斑事件,太阳活动输出的高能质子流可能对近地卫星产生了明显

的单粒子影响。但是,并不是所有的太阳活动都会对航天器产生明显影响。

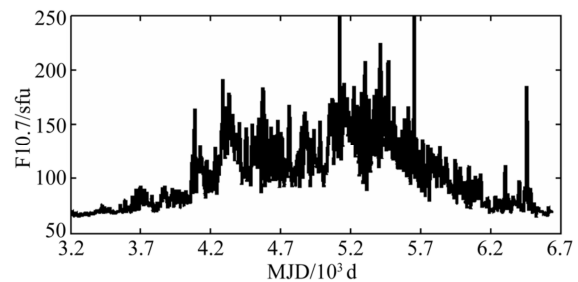


图 6 F10.7 曲线

Fig. 6 F107 curve

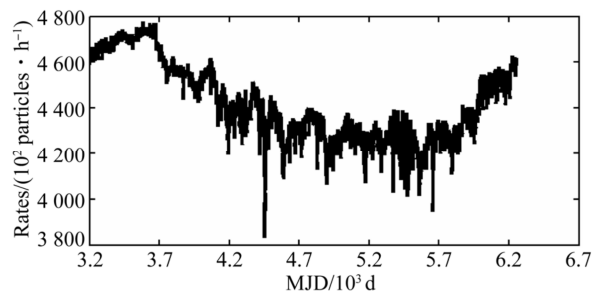


图 7 中子监测数据曲线

Fig. 7 Neutron monitoring data curve

图 8 所示为太阳质子流量监测数据。可以看出:中元节事件期间的质子流强度并非很高,但是 SEU 发生的次数为 15 次;而在 2012 年的 1 月~3 月,出现了两次很强的太阳质子事件,但是对应

的 3 个月的 SEU 事件次数仅为 5、7、5,此时太阳活动较强,而 SEU 发生频次反而要低。

从平静期与活跃期的统计均值来看,平静期的 SEU 事件相对要多一些,而活跃期的反而少一些。这是因为:在太阳活跃期间,日地空间的太阳磁场相对较强,宇宙射线^[22](用图 7 的中子数据表征)或者离子难以到达日地空间,与近地卫星相遇的几率随之下降;但在平静期间,太阳磁场减弱,其对日地空间的保护作用相对下降,宇宙射线进入日地空间的流量加大,造成单粒子事件频发,文献[23]中描述的情形即属于此类。

整体而言,平静期与活跃期的均值数据表明,宇宙射线对单粒子效应形成的影响要大于太阳活动的影响;但是,从极大值上看,太阳活动对单粒子效应也有重要影响。前者,主要是长期性影响,以宇宙射线为主;后者,主要是短期性影响,以太阳活动为主。

另外,在器件的抗辐射加固方面,经过多年研究和实践,主要采用周期性加电、软硬件重构、三模冗余、器件备份(或冗余)等技术有效减缓单粒子效应的影响。因此,单粒子事件虽时有发生,但已不再是航天器功能、性能和寿命的制约因素。

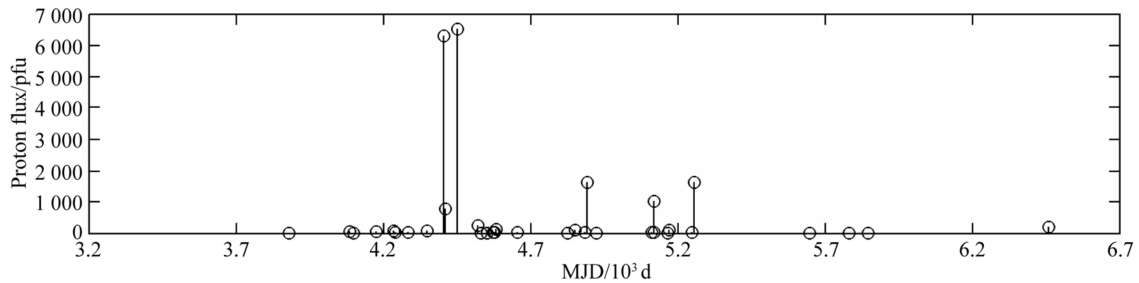


图 8 太阳质子流量监测数据

Fig. 8 Solar proton event flux

3 退火估计

进一步统计相邻 SEU 事件发生的时间间隔以及时间间隔的均值,如图 9 所示。图 9 中横轴为每一个星下点数据的发生时刻,纵轴为每一个星下点发生时刻与其前一个星下点发生时刻之间的差值,其中第一个点纵轴值取为 0;+ 表示测量

值,· 表示该点之前且包含该点的所有数据的均值。

从图 9 可以看出,相邻事件的时间间隔(用纵轴的 Delta T 表示)极大值接近 30 d,即便如此,并未出现某月中无 SEU 的情形;极小值约 0.017 d,只有 24 min 左右。从平均值来看,早期间隔稍大,约在 5.2 d 左右,随后逐渐变小,接近于 4.4 d;至后期,又略微增大,爬升到 4.6 d 附近。

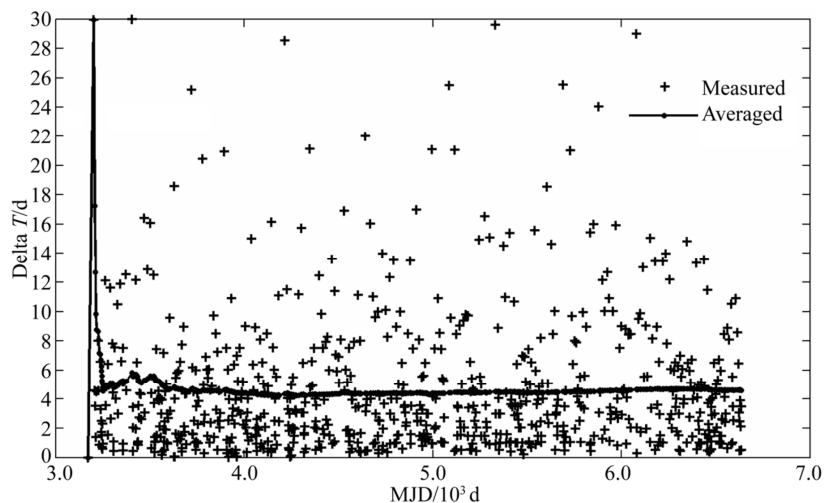


图 9 SEU 事件的时间间隔和均值

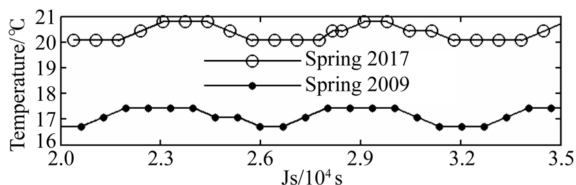
Fig. 9 Measured and averaged time intervals between SEUs

在近地空间长期低辐射剂量率的照射下,半导体器件的基本参数如电压、电流等会出现一定的退火特征。文献[24]研究了低辐射剂量率下温度变化对于双极型晶体三极管性能参数的影响,认为温度升高可能会导致反向饱和电流增加、增益下降等现象出现,但存在一个温度极值 T_0 ;在 T_0 附近的三极管工作性能可能最差。文献[25]在 215 K~353 K 范围内测量了 SRAM 翻转截面的温度变化曲线,结果表明翻转截面随温度的升高而增加。可见,温度变化对于器件发生 SEU 事件存在一定影响。下面用平均间隔时间为参考,评估器件在长期低辐射剂量率下的单粒子翻转的退火特性。

器件长期在轨温度变化如图 10 所示:以 2009 年和 2017 年的春分、夏至、秋分、冬至的遥测数据为样本,采样时长都在一个轨道周期以上,横轴为积秒值。从图 10 可得到以下信息:

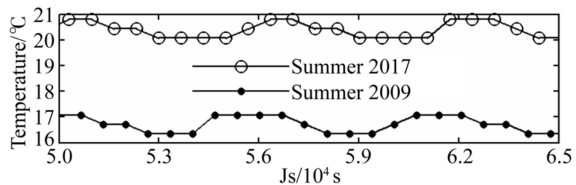
器件在轨温度呈现以轨道周期为长度的短周期变化和缓慢升温的长期变化。在轨道周期内,温度变化范围在 2 °C 左右;长期看,在轨近 10 年的时间里,温度抬升近 5 °C。

从季节看,冬至前后的温度相对最高,夏至前后的温度相对最低(以极小值为参考),但是春、夏、秋之间的温度差别并不明显。



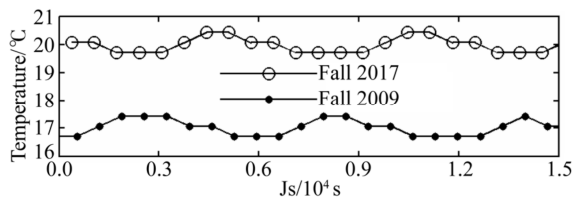
(a) 春分温度

(a) Spring temperature



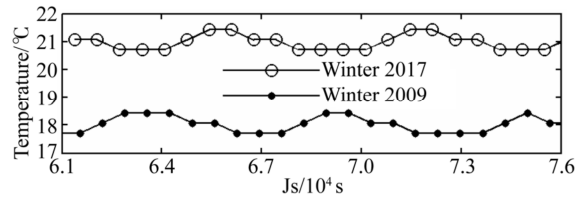
(b) 夏至温度

(b) Summer temperature



(c) 秋分温度

(c) Fall temperature



(d) 冬至温度

(d) Winter temperature

图 10 器件在轨温度

Fig. 10 Device temperature on orbit

文献[26]对于轨道高度 850 km、降交点地方时为 10:30AM 的太阳同步轨道、六棱柱卫星的星内热功耗进行了仿真,认为寿命初期卫星处于低温工况,寿命末期处于高温工况。文献[27]则对两颗通信卫星热控系统长期在轨性能进行了总结与评述,认为热控涂层性能退化使其太阳吸收率增加,可能导致卫星温度缓慢升高。文献[28]探讨了一种通过卫星在轨温度数据反演计算热控涂层在轨性能退化情况的方法,亦认为热控涂层性能退化可能导致卫星温度升高。文献[29]则认为星内电子集成器件的可靠性对温度变化相当敏感,器件温度在 70~80 °C 水平上每增加 1 °C,可靠性就会下降 5%。

结合图 10 的结果,可以认为目前卫星进入寿命末期,整星热控系统进入高温工况,主要由热控涂层性能退化所致。

温度的起伏变化可能带来退火效应。针对图 9 中的平均间隔周期,用式(1)考察器件长期在轨工作下的单粒子翻转的退火特性:

$$y(t) = c_0 - c_a e^{-\lambda_a t} + c_d e^{-\lambda_d t}. \quad (1)$$

其中: y 为平均间隔周期; d ; c_0 为平均间隔周期零值; d ; c_a 为退火零值; λ_a 为退火因子; c_d 为衰减零值; λ_d 为衰减因子。

4 检 验

将图 9 中数据作如下处理:以第一个数据的横轴时刻 t_1 为参考,所有数据的发生时刻都减去 t_1 。将处理后的平均值结果代入式(1),采用 Levenburg-Marquardt 算法^[30-31],同时考虑全局搜索(相关算例可参见文献[32]~[33]),得到的估计结果为:零值 c_0 约为 4.57 d;退火零值 c_a 约为 1.56×10^{-13} d;退火因子 λ_a 约为 $7.94 \times 10^{-15} \text{ d}^{-1}$;衰减零值 c_d 约为 24.34 d;衰减因子 λ_d 约为 0.12 d^{-1} 。

平均值与拟合值如图 11 所示,图中横轴坐标值已采用处理后的相对值。

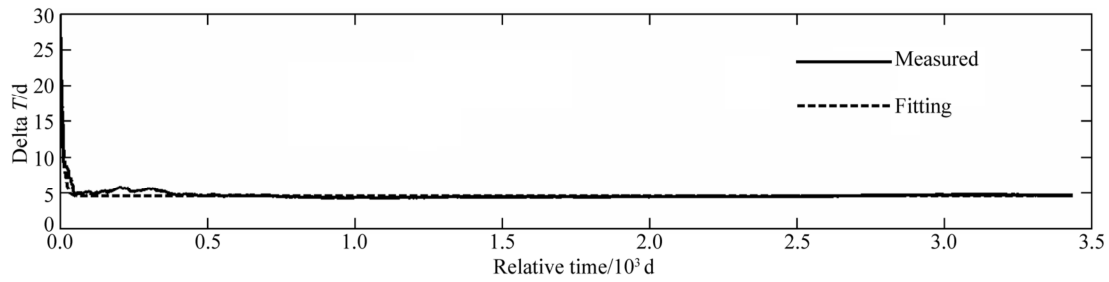


图 11 SEU 平均时间间隔与退火估计

Fig. 11 Averaged and annealing estimation to time intervals between SEUs

整体而言,退火零值与退火因子数值都非常小,说明单粒子翻转效应受到退火因素的影响非常小,退火特性可以不用考虑。究其原因,主要可能是器件在轨工作的温度变化所致:长期温升仅仅在 5°C 左右,温度变化幅度相对较小;轨道周期内的温度变化也基本上在 2°C 附近,波动范围同样偏小。文献[24]中的测试温度变化范围基本上都在 100°C 以上,器件性能参数也随之出现明显变化。这里温度变化范围相对较小,并未体现出明显退火特性。

文献[34]在研究国内中、低轨道卫星的空间粒子辐射 LET 谱的实测结果及误差分析时特别指出,在轨实测结果是单粒子事件评估的可靠数据源。如果后期卫星老化加剧,器件工作温度变化范围再大一些,可能单粒子翻转的平均周期还会继续变化,届时退火特征可能会清晰一些。

对于在轨卫星长期测控与管理中的一些重要工作,如空间环境影响、器件健康状态检查与评估^[35]、测控事件调度与计划安排等,以上结果可以提供数据参考。

另外,对于事件之间的时间间隔分布,这里并未进行分析,后续还需要做进一步探讨、研究,这有待于将来的工作去完成。

参考文献:

- [1] 吕高见. CAST968 平台小卫星在轨故障分析和建议[J]. 空间控制技术与应用, 2015, 41(5): 57-62.
LÜ G J. On-orbit failure statistical analysis and suggestions for small satellites of CAST968 platform [J]. *AeroSpace Control and Application*, 2015, 41(5): 57-62. (in Chinese)
- [2] 张晓芳,刘松涛,吴耀平. 影响卫星故障的空间天气分析[J]. 空间科学学报, 2015, 35(4): 461-472.
ZHANG X F, LIU S T, WU Y P. Statistical analy-

5 结 论

对于近地卫星单器件在轨将近 10 年的 SEU 事件数据分析,得到以下结果:SEU 事件具有明显地域性,在南大西洋上空发生的概率最高,达到 67% 以上;在南、北两极上空次之,概率超过 16%;其它区域相对较少,发生概率不足 17%;SEU 事件在发生时间上具有一定的季节性,8、9、10、12 这 4 个月份的发生概率相对较高;以远、近日点为参考,将 12 个月分为相等的两组,则统计得到的两组 SEU 事件次数几乎完全相等,二者之间几乎没有区别;SEU 事件发生频次与宇宙射线、太阳活动等空间因素有关,长期性变化以宇宙射线影响为主,短期性变化以太阳活动影响为主;在轨道周期内温度变化 2°C 左右、长期温度抬升近 5°C 的条件下,器件发生 SEU 事件的平均时间间隔的均值约 4.57 d,退火零值约 1.56×10^{-13} d,退火因子约 $7.94 \times 10^{-15} \text{d}^{-1}$,衰减零值约 24.34 d,衰减因子约 0.12d^{-1} ,退火特征并不明显,退火影响可以忽略不计。后续,需进一步分析 SEU 事件的时空特征与其它空间环境因素之间的关联性。

sis of space weather effects on satellites anomalies [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2015, 35(4): 461-472. (in Chinese)

- [3] 周飞,李强,信大林,等. 空间辐射环境引起在轨卫星故障分析与加固对策[J]. 航天器环境工程, 2012, 29(4): 392-396.
ZHOU F, LI Q, XIN T L, et al. Analyses and countermeasures of in-orbit satellite failures caused by space radiation environment [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2012, 29(4): 392-396. (in Chinese)

- [4] 张森,石军,王九龙. 卫星在轨失效统计分析[J]. 航天器工程,2010,19(4):41-46.
ZHANG S, SHI J, WANG J L. Satellite on-board failure statistics and analysis[J]. *Spacecraft Engineering*, 2010, 19(4): 41-46. (in Chinese)
- [5] 王义元,韩冬梅,赵志明,等. 卫星元器件抗辐射指标优化分析[J]. 装备环境工程,2017,14(11):89-93.
WANG Y Y, HAN D M, ZHAO ZH M, *et al.*. Optimization of radiation-hardening device for spacecraft[J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2017, 14(11): 89-93. (in Chinese)
- [6] 沈自才,闫德葵. 空间辐射环境工程的现状及发展趋势[J]. 航天器环境工程,2014,31(3):229-240.
SHEN Z C, YAN D K. Present status and prospect of space radiation environmental engineering[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2014, 31(3):229-240. (in Chinese)
- [7] KELLER A M, WHITING T A, SAWYER K B, *et al.*. Dynamic SEU sensitivity of designs on two 28-nm SRAM-based FPGA architectures[J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 2018, 65(1): 280-287.
- [8] 王国明,阮林波,罗尹虹,等. 直接数字式频率合成器单粒子效应实验研究[J]. 强激光与粒子束,2016,28(10):167-172.
WANG Y M, RUAN L N, LUO Y H, *et al.*. Experiment study of DDS for single event effect[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2016, 28(10):167-172. (in Chinese)
- [9] 范基坪,焦健,赵海涛,等. 导航卫星单粒子软错误影响建模与仿真方法[J]. 北京航空航天大学学报,2016,(5):1008-1015.
FAN J P, JIAO J, ZHAO H T, *et al.*. SEU soft error effect modeling and simulation method for navigation satellite[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, (5): 1008-1015. (in Chinese)
- [10] 刘鹏程,邢克飞,何伟,等. 在轨单粒子翻转与太阳活动变化的相关性研究[J]. 电子测量技术,2017,40(5):23-26.
LIU P CH, XING K F, HE W, *et al.*. Study on correlation between solar activity and on-orbit SEU rate[J]. *Electronic Measurement Technology*, 2017, 40(5):23-26. (in Chinese)
- [11] 国硕,毕津顺,罗家俊,等. 基于 Geant4 的三维半导体器件单粒子效应仿真[J]. 半导体技术,2015,40(8):592-595.
GUO SH, BI J SH, HAN J J, *et al.*. Simulation of the single event effect in 3D semiconductor devices based on geant4[J]. *Semiconductor Technology*, 2015, 40(8):592-595. (in Chinese)
- [12] 赵海涛,于登云,吕欣琦,等. 航天器单粒子防护薄弱点的识别[J]. 宇航学报,2016,37(5):600-604.
ZHAO H T, YU D Y, LÜ X Q, *et al.*. Weakness identification of single event protection for spacecraft[J]. *Journal of Astronautics*, 2016, 37(5):600-604. (in Chinese)
- [13] KELLER A M, WIRTHLIN M J. Benefits of complementary SEU mitigation for the LEON3 soft processor on SRAM-based FPGAs[J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 2017, 64(1): 519-528.
- [14] 马雪,安永泉,王志斌,等. 二维激光告警中 DSP 抗单粒子翻转加固设计[J]. 计算机工程与设计,2017,38(1):253-257.
MA X, AN Y Q, WANG ZH B, *et al.*. Reinforcement design of mitigating single event upset for DSP in two-dimensional laser warning[J]. *Computer Engineering and Design*, 2017, 38(1): 253-257. (in Chinese)
- [15] 周国昌,朱启,巨艇,等. 一种 FPGA 单粒子软错误检测电路设计[J]. 电子设计工程,2015,23(20):1-4.
ZHOU G CH, ZHU Q, JU T, *et al.*. Detection circuit design for FPGA soft error of single event effect[J]. *Electronic Design Engineering*, 2015, 23(20):1-4. (in Chinese)
- [16] 李林,徐宇,卢凌云,等. 基于部分重构的 SRAM 型 FPGA 单粒子翻转模拟[J]. 微电子学与计算机,2015,32(12):95-99.
LI L, XU Y, LU L Y, *et al.*. Simulation of single event upsets in SRAM-based FPGA using partial reconfiguration techniques[J]. *Microelectronics & Computer*, 2015, 32(12):95-99. (in Chinese)
- [17] 夏加高,李文新,权昕,等. 以太网芯片重离子单粒子效应试验[J]. 强激光与粒子束,2016,28(8):126-129.
XIA J G, LI W X, QUAN X, *et al.*. Experimental research of heavy-ion single-event effect on Ethernet chip[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2016, 28(8):126-129. (in Chinese)
- [18] 王忠明,闫逸华,陈荣梅,等. Flash 型 FPGA 的单粒子效应测试系统研制[J]. 原子能科学技术,2015,49(12):2266-2271.
WANG ZH M, YAN Y H, CHEN R M, *et al.*

- Development of single-event effect test system for flash-based FPGA[J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2015, 49(12): 2266-2271. (in Chinese)
- [19] TRIBBLE A. *The Space Environment: Implications for Spacecraft Design* [M]. New Jersey: Princeton University Press, 1995.
- [20] FENNELL J F, CLAUDEPIERRE S, BLAKE J B, *et al.*. Van Allen Probes show that the inner radiation zone contains no MeV electrons: ECT/MagEIS data[J]. *Geophysical Research Letters*, 2014, 42(3): 1283-1289.
- [21] ERWIN E H. *Solar-Geophysical Data prompt reports*, No. 781 [R]. DOE, 2009.
- [22] ZEITLIN C, CASE A W, SPENCE H E, *et al.*. Measurements of galactic cosmic ray shielding with the CReTER instrument [J]. *Space Weather*, 2013, 11(5): 284-296.
- [23] WILKINSON D C, DAUGHTRIDGE S C, STONE J L, *et al.*. TDRS-1 single event upsets and the effect of the space environment[J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 1991, 38(6): 1708-1712.
- [24] WITCZAK S C, SCHRIMPF R D, FLEETWOOD D M, *et al.*. Hardness assurance testing of bipolar junction transistors at elevated irradiation temperatures[J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 1997, 44(6): 1989-2000.
- [25] 蔡莉,刘建成,范辉,等. 加速器单粒子效应样品温度测控系统研制及实验应用[J]. *原子能科学技术*, 2015, 49(12): 2261-2265.
- CAI L, LIU J CH, FAN W, *et al.*. Development and experimental application of sample temperature measurement and control system for accelerator-based single event effect [J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2015, 49(12): 2261-2265. (in Chinese)
- [26] 吴文瑞,黄海. 太阳同步轨道卫星热控系统分析及优化[J]. *航天器工程*, 2012, 21(2): 44-49.
- WU W R, HUANG H. Analysis and optimization of SSO satellite thermal control subsystem [J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(2): 44-49. (in Chinese)
- [27] 过九蓉. 两颗通信卫星热控分系统长期在轨性能评述[J]. *中国空间科学技术*, 1991, 11(5): 29-33, 64.
- GUO J R. Long-term in-orbit performance of thermal subsystem of two communication satellites[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 1991, 11(5): 29-33, 64. (in Chinese)
- [28] 宋馨,张有为,刘自军,等. 基于卫星在轨温度预示热控涂层性能退化的方法[J]. *中国空间科学技术*, 2015, 35(6): 40-47, 56.
- SONG X, ZHANG Y W, LIU Z J, *et al.*. Prediction on performance degradation of thermal control coating based on satellite temperature on orbit[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2015, 35(6): 40-47, 56. (in Chinese)
- [29] 潘增富. 微小卫星热控关键技术研究[J]. *航天器工程*, 2007, 16(2): 16-21.
- PAN Z F. Study on key thermal control technology for micro-satellite[J]. *Spacecraft Engineering*, 2007, 16(2): 16-21. (in Chinese)
- [30] LEVENBURG K. A method for the solution of certain non-linear problems in least square[J]. *Quarterly of Applied Mathematics*, 1944, 2: 164-168.
- [31] MARQUARDT D. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters[J]. *Journal of Society for Industrial and Applied Mathematics*, 1963, 11(2): 431-441.
- [32] 闫杰,翟畅,王晓牛,等. L-M 非线性拟合的 TD-LAS 氧气测量研究[J]. *光谱学与光谱分析*, 2015, 35(6): 1497-1500.
- YAN J, ZHAI CH, WANG X N, *et al.*. The research of oxygen measurement by TD-LAS based on levenburg-marquardt nonlinear fitting[J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2015, 35(6): 1497-1500. (in Chinese)
- [33] 毕云峰,李颖,杜增丰,等. 对称零面积变换结合 L-M 拟合自动识别重叠光谱峰[J]. *光谱学与光谱分析*, 2015, 35(8): 2339-2342.
- BI Y F, LI Y, DU Z F, *et al.*. Automatic recognition of overlapped spectral peaks by combined symmetric zero-area conversion and L-M fitting. [J]. *Spectroscopy and Spectral Analysis*, 2015, 35(8): 2339-2342. (in Chinese)
- [34] 袁斌,张坤毅,张斌全,等. 空间粒子辐射 LET 谱的中低轨道卫星实测结果及误差分析[J]. *原子能科学技术*, 2018, 52(2): 334-339.
- YUAN B, ZHANG SH Y, ZHANG B Q, *et al.*. Analysis of space particle radiation LET spectra detecting result in MEO/LEO and its error[J]. *Atomic Energy Science and Technology*, 2018, 52(2): 334-339. (in Chinese)
- [35] 郝培杰,徐冰霖,卢晓东,等. 卫星单粒子闩锁异常的诊断与自动报警[J]. *飞行器测控学报*, 2014, 33(6): 512-517.

HAO P J, XU B L, LU X D, *et al.*. Diagnosis and automatic alarm of single event latch-up anom-

aly of satellites[J]. *Journal of Spacecraft TT&C Technology*, 2014, 33(6):512-517. (in Chinese)

作者简介:



李 强(1976—),男,湖北荆州人,硕士,工程师,1998年于武汉测绘科技大学获得学士学位,2007年于华中科技大学获得硕士学位,主要从事卫星操控与在轨管理。E-mail: buffalo126126@126.com