

典型轨道环境效应及对在轨卫星影响分析

曹喜滨¹, 路同山^{2,3}

(1. 哈尔滨工业大学, 黑龙江 哈尔滨 150001; 2. 上海卫星装备研究所, 上海 200240;
3. 上海空间环境模拟与验证工程技术研究中心, 上海 200240)

摘要:近年来,各航天大国对空间轨道资源的挖掘与应用不断拓展。超低轨道、椭圆轨道、坟墓轨道、拉格朗日点等,因其在快速重访、定点观测、空间攻防、科学探索等方面的优势,逐步纳入各国防灾减灾、战事快响、导弹预警、空间突防和太阳观测等应用领域。随着卫星在轨经历的空间环境变得更加复杂,空间环境效应引发的卫星故障和异常情况日益突出。本文围绕目前国内外关注的五类典型轨道,对其主要环境特征、环境效应、地面模拟试验方法等进行了分析与讨论;梳理了各轨道关键敏感环境因素及典型环境效应,重点探讨了典型轨道下原子氧剥蚀、深层充放电、总剂量、单粒子等效应对卫星的影响;总结了相关地面模拟试验设备能力、试验方法适用性,并对后续发展提出建议。

关键词:典型轨道;特殊环境;效应分析;模拟试验;防护措施

中图分类号: P 228 **文献标志码:** A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2021.03.003

Analyses of Environmental Effects of Typical Orbits and Their Influence on In-orbit Satellites

CAO Xibin¹, LU Tongshan^{2,3}

(1. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, Heilongjiang, China; 2. Shanghai Institute of Spacecraft Equipment, Shanghai 200240, China; 3. Shanghai Engineering Research Center of Space Environment Simulation and Verification, Shanghai 200240, China)

Abstract: In recent years, the exploration and application of space orbit resources by various aerospace powers have been continuously strengthened. Unconventional orbits such as ultra-low orbits, elliptical orbits, grave orbits, and orbits on Lagrangian points have been gradually incorporated into the application satellites for disaster prevention and mitigation, warfare quick response, missile early warning, space penetration, and solar observation due to their advantages on rapid revisit, fixed-point observation, space attack defense, scientific exploration, etc. However, those satellites will experience more complex space environment, and failures and anomalies caused by space environment effect will become increasingly prominent. In this paper, the main environment characters, environment effects, and ground simulation test methods are analyzed and discussed on the five typical orbits, which have been concerned at home and abroad recently. The effects of atomic oxygen erosion, deep charging and discharging, total dose, and single-particle upset are investigated. The existing ground simulation test equipment capacity and the applicability of testing methods are discussed. Eventually, some suggestions on simulation test methods and evaluation and protection measures for special space environments are put forward for further satellite development.

Key words: typical orbit; special environment; effect analysis; simulation test; protection measure

0 引言

空间轨道决定了卫星载荷功能实现、探测几何

位置、寿命设计基线、运载发射成本等。现阶段各国通信导航、气象资源、军事侦察等卫星主要运行

收稿日期:2021-03-15;修回日期:2021-04-23

作者简介:曹喜滨(1963—),男,中国工程院院士,教授,主要研究方向为航天器总体设计与系统仿真。

在低地球轨道(Low Earth Orbit,LEO)、太阳同步轨道(Sun Synchronous Orbit,SSO)、地球同步轨道(Geosynchronous Earth Orbit,GEO)、中地球轨道(Middle Earth Orbit,MEO)等,基本实现了卫星系列化运行,支撑国民经济、人民生活、军事战略等应用需求,能力也不断发展提升。

随着卫星定点观测、快速重访、星链通信、空间攻防、科学探索等方面应用需求的日益多样化,卫星应用向多轨道组网体系化、侦察对抗战术化发展,各航天大国对空间轨道资源的挖掘与拓展不断加强。超低轨道、椭圆轨道、7 000~8 500 km 中轨道、坟墓轨道、拉格朗日点轨道等,具有特别的位置优势,逐渐成为各国关注的重点。目前空间主要轨道分布情况如图 1 所示。

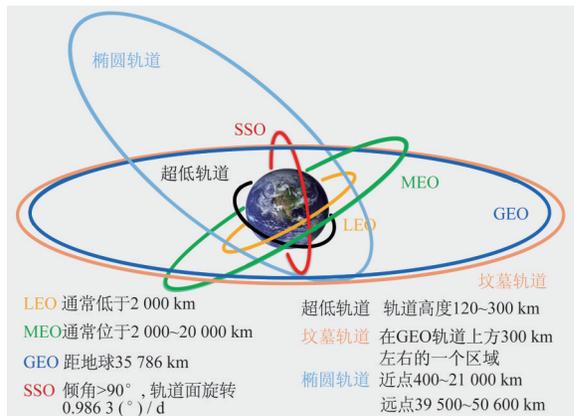


图 1 空间主要轨道分布示意图
Fig.1 Distribution diagram of major orbits in space

1996年,美国国家航空航天局(NASA)统计了由空间环境因素导致的卫星在轨故障,如图 2 所示^[1],分析了 113 颗卫星出现异常和失效的案例,结果表明空间粒子辐射、等离子体、空间碎片等空间特殊环境是导致卫星故障的重要因素。2001年,美国宇航公司统计了由空间环境效应造成的 298 颗卫星在轨故障原因,如图 3 所示^[2],可以看出,空间特殊环境带来的单粒子效应、充放电效应等造成的卫星故障已超过环境诱发故障总数的 75%。经过数十年的发展,人类对空间特殊环境效应的认知不断深入,通过采取各种防护措施,空间环境因素引发的型号在轨故障数量逐年下降,已逐渐形成较为成熟的轨道环境地面模拟试验方法,建立了相对完整的设备体系,完善了相关标准与规范,基本满足了型号研制的的需求。

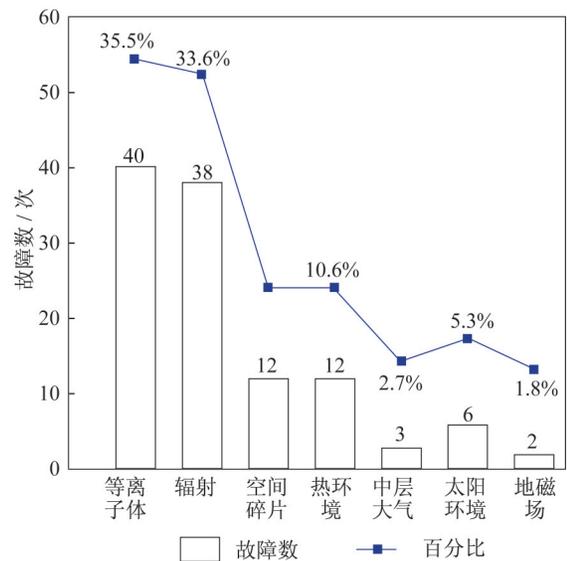


图 2 空间环境因素引发的卫星在轨故障原因统计^[1]

Fig.2 In-orbit fault statistics of spacecrafts caused by space environment factors^[1]

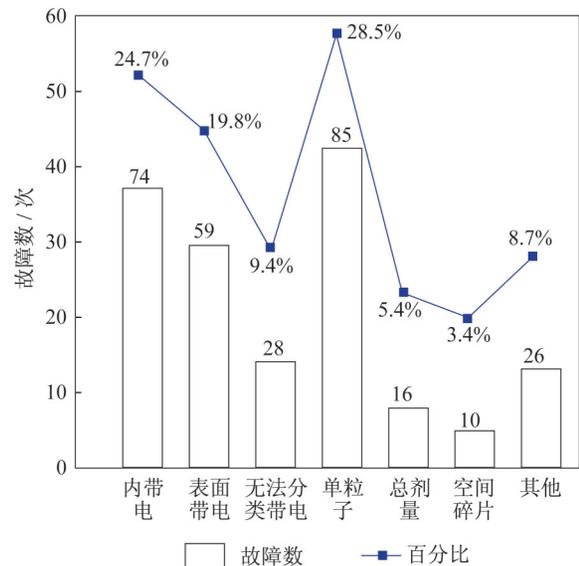


图 3 空间环境效应造成的卫星在轨异常原因分布统计^[2]
Fig.3 Statistics of spacecraft in-orbit anomalies caused by space environment effects^[2]

随着卫星运行轨道多元化发展,超低轨道、椭圆轨道、7 000~8 500 km 中轨道等应用的开启,由空间环境引发的在轨故障与异常又重新成为各国的研究热点。2003 和 2004 年,我国分别发射了与欧洲航天局合作的探测一号(TC-1)和探测二号(TC-2)椭圆轨道试验卫星,发射后 2 颗卫星均出现磁强计(Fluxgate Magnetometer,FGM)复位以及远程终端(Remote Terminal,RT)中断,经初步分析认为是

椭圆轨道环境诱发充放电效应造成的卫星器件异常^[3]。2013年,欧洲卫星公司(SES)发射了位于8 062 km中轨道的O3b(other 3 billion)星座^[4-5],首批发射的4颗卫星入轨后有2颗出现了供电分系统、频率发生器单元等故障。目前,对这些轨道环境因素及其与卫星作用机理和规律的认识还不够系统与深入。本文针对5类典型轨道开展了主要特征环境效应及对在轨卫星影响分析,并对后续发展提出了建议。

1 超低轨道环境因素分析及对卫星的影响

1.1 主要环境特征

超低轨道高度约为120~300 km,具有快速响应、多星组网、低发射成本和高观测精度等特点,在高分辨率对地遥感观测方面优势巨大,主要用于监测地区冲突、地震洪水等突发性事件或自然灾害^[6]。苏联从20世纪70年代即开始研制部署超低轨道卫星,但是早期的超低轨道卫星寿命普遍较短,只能进行短期对地观测、空间科学任务,因此,轨道应用发展缓慢。研究发现,高通量原子氧以及中性大气是导致早期超低轨卫星寿命短暂的主要原因^[7-9]。近年来,随着军事快响、组网侦察的需要,各国开始重新重视超低轨道的利用。为保证该轨道卫星的高可靠服役和寿命,美国地球观测者公司(EOI)借助其早期的超低轨试验卫星验证了原子氧防护、超低轨保持等技术,于2020年正式启动了超低地球轨道卫星星座计划。2017年日本宇宙航空开发机构(JAXA)开展了为期2年的超低轨卫星试验,获取了超低轨原子氧密度、大气密度等在轨数据^[10-11],并研究了13种材料的原子氧剥蚀效应。我国也已经启动了超低轨道卫星的论证与研制。

本文利用NASA的NRLMSISE-00模型,分别对100~500 km空间高度范围内原子氧通量、中性大气密度分布进行仿真计算,如图4和图5所示。由图可见,随着轨道高度的降低,原子氧通量和中性大气组分密度呈上升趋势。200 km高度原子氧通量约为 2.75×10^{15} atoms/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}$),与400 km高度(国际空间站轨道)相比高2个数量级;200 km高度 N_2 、 O_2 等成分密度约为 $10^8 \sim 10^{10} \text{ cm}^{-3}$,较400 km高度(国际空间站轨道)高3~4个数量级。

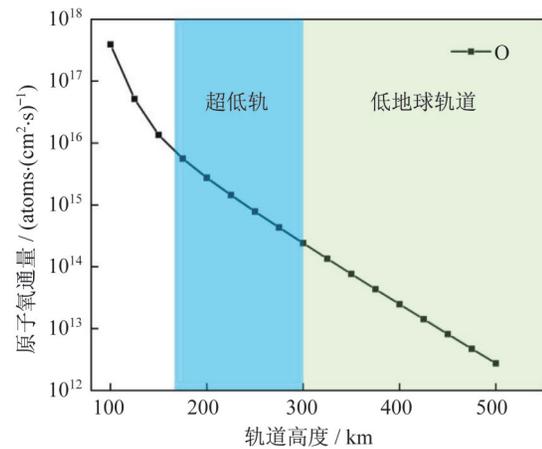


图4 100~500 km空间原子氧通量与高度关系

Fig.4 Relationship of atomic oxygen flux and altitude in space within the range from 100 km to 500 km

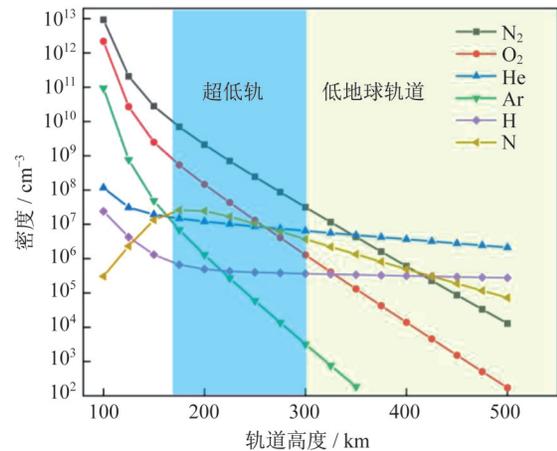


图5 100~500 km不同大气组分密度与高度关系

Fig.5 Relationship of atmosphere density and altitude in space within the range from 100 km to 500 km

1.2 环境效应及影响分析

原子氧剥蚀效应:当卫星在轨运行时,其表面与空间原子氧高速碰撞,造成星表材料出现剥蚀、开裂甚至脱落等问题,引起热控涂层、太阳能电池阵绝缘材料、光学载荷镜头等的性能退化或失效^[12-13]。

本文针对星表常用的聚酰亚胺(Kapton)薄膜进行了原子氧侵蚀地面模拟试验,结果如图6所示。由图可见,质量损失随着原子氧累积通量的升高而增加,并且接近线性关系。由于200 km轨道高度原子氧累积通量比400 km高2个数量级(如图4所示),因此,200 km高度的Kapton薄膜质量损失将远高于400 km轨道高度。400 km轨道高度(国际空

间站轨道)太阳能电池表面绝缘材料聚酰亚胺的在轨原子氧侵蚀情况如图 7 所示^[14]。可以预见,超低轨卫星在轨的原子氧剥蚀效应将更为严重,是首要破坏因素。

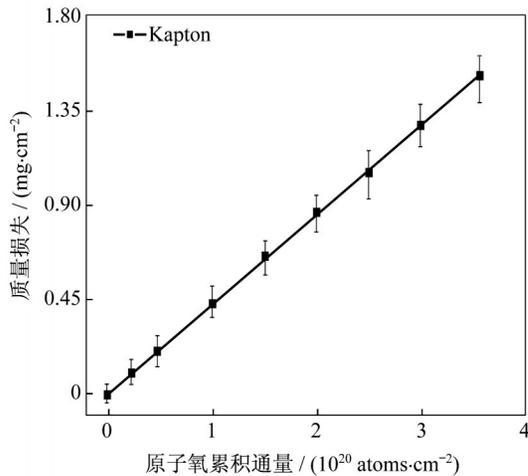


图 6 卫星常用 Kapton 薄膜原子氧侵蚀质损曲线

Fig.6 Atomic oxygen erosion mass loss curve of the typical Kapton film commonly used on satellites

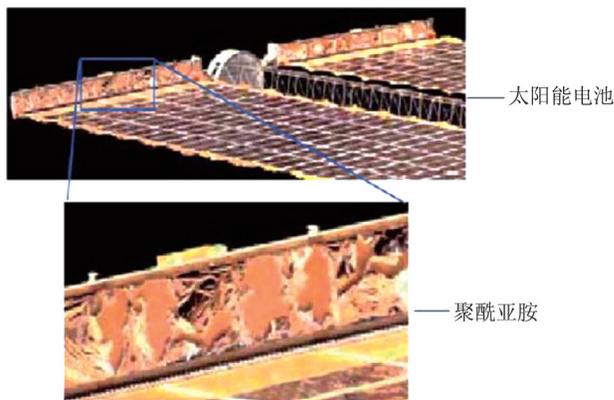


图 7 空间站太阳能电池阵表面聚酰亚胺原子氧侵蚀情况^[14]

Fig.7 Atomic-oxygen erosion of the Kapton blanket cover on the photovoltaic arrays surface of International Space Station^[14]

大气摄动与衰减效应:大气造成的卫星轨道摄动与衰减同样是超低轨道卫星面临的环境效应之一^[15-16]。200 km 超低轨道卫星的轨道高度受大气影响而产生的衰减情况如图 8 所示。若不进行轨道维持,在半个轨道周期内大气阻力可使轨道衰减约 1.2 km。在设计寿命为 50 d 的情况下,为维持轨道位置,需要额外燃料约 173 kg,表明轨道摄动与衰减效应对卫星携带燃料影响很大^[17]。

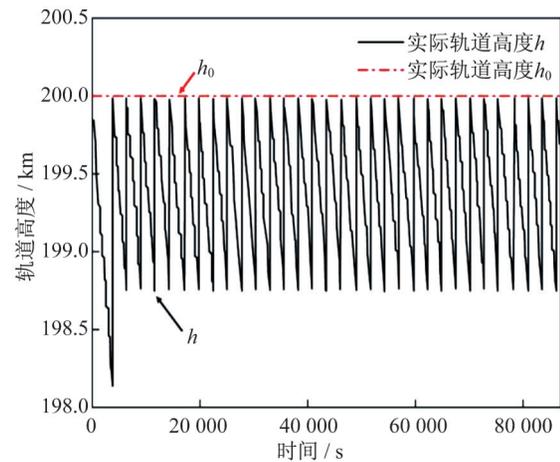


图 8 200 km 轨道卫星高度受大气影响的衰减情况^[17]

Fig.8 Orbit attenuation of satellite affected by atmosphere at the altitude of 200 km^[17]

1.3 地面环境模拟试验

目前,美国、加拿大等主要采用激光诱发原子氧源模拟装置进行原子氧试验,原子氧纯度最高可达 99% 以上。与国外相比,我国在高品质原子氧源研制方面还存在差距,原子氧设备主要采用微波电离原子氧源模拟装置,原子氧纯度一般在 95% 左右。

现有原子氧试验标准(ASTM E2089—00、QJ 20285—2014)规定的地面模拟原子氧试验加速倍数在 1 000 倍左右。而超低轨道原子氧通量较 LEO 轨道约高 2 个数量级,地面模拟试验加速倍数需要达到 10 万倍左右,目前高加速试验因子下原子氧侵蚀机理尚不清晰,等效加速试验方法有待研究和建立。

2 椭圆轨道环境因素分析及对卫星的影响

2.1 主要环境特征

椭圆轨道一般远地点高至 36 000 km、近地点低至 400 km,具有监视范围广、探测视场大、跟踪持续性强等优势,已成为军事侦察卫星重点部署轨道。椭圆轨道卫星在运行过程中频繁穿越地球辐射带(如图 9 所示),卫星经历的辐射带粒子环境呈现周期性变化。1960 年,苏联发射了闪电型通信卫星,其轨道倾角达到 63.4°,开启了椭圆轨道的开发应用,然而早期卫星设计寿命仅 1~2 a^[18]。1990 年,美

国专门发射了一颗名为“释放与辐射综合效应”的试验卫星(Combined Release and Radiation Effects Satellite, CRRES),通过搭载的电子谱仪(Medium Electron Sensor A, MEA)、内部放电测试仪器(Internal Discharge Monitor, IDM)探测了轨道电子环境并对内部充放电进行测量,验证了空间电子辐射环境引起的内部充放电效应,为其椭圆轨道导弹预警体系的部署提供了支撑。随着我国对椭圆轨道应用研究的深入,在其环境效应方面也取得了一些研究成果^[19-20]。

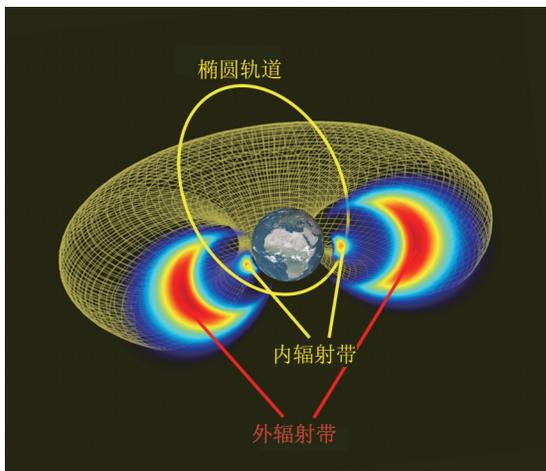


图 9 卫星椭圆轨道穿越地球辐射带示意图

Fig.9 Schematic diagram of elliptical orbital satellite passing through the earth radiation belt

本文利用ESA的FLUMIC模型^[21]及NASA的AP8模型^[22-23],分别仿真分析了椭圆轨道卫星在一个轨道周期(12 h)内运行时的电子及质子积分通量,计算结果如图10和图11所示。可以看出,椭圆轨道卫星在1个轨道周期(12 h)内2次穿越内、外辐射带区域。椭圆轨道卫星经过外辐射带中心区域时,能量大于0.2 MeV的高能电子积分通量达到峰值 $3.23 \times 10^7 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1}$,比GEO轨道高10倍左右,平均电子通量也达到GEO轨道的1.2倍;当其经过内辐射带中心区域时,能量大于20 MeV的高能质子积分通量达到峰值 $5.40 \times 10^3 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$,平均质子通量与800 km高度SSO轨道接近。由此可见,卫星在椭圆轨道运行时反复穿越内外辐射带,经历的是一个典型的动态交变辐射环境,高的瞬时电子通量和高的瞬时质子通量交替变化,造成椭圆轨道与其他轨道不同的环境效应。

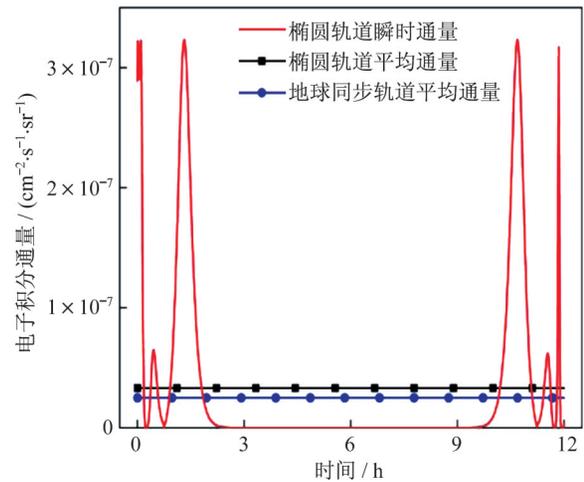


图 10 椭圆轨道及 GEO 轨道 1 周期内电子积分通量 ($E > 0.2 \text{ MeV}$) 与时间关系图

Fig.10 Electron integrated flux ($E > 0.2 \text{ MeV}$) of elliptical orbit and GEO during 1 period

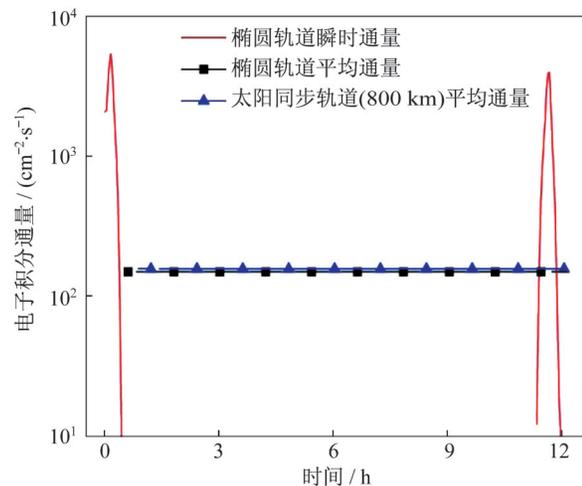


图 11 椭圆轨道及 SSO 轨道 1 周期内质子积分通量 ($E > 20 \text{ MeV}$) 与时间关系图

Fig.11 Proton integrated flux ($E > 20 \text{ MeV}$) of elliptical orbit and SSO during 1 period

2.2 环境效应及影响分析

深层充放电效应:通常认为空间高能电子穿透卫星表层,在卫星的PCB介质板、接插件绝缘体等介质材料内部沉积并建立电场,当电场增大并超过介质材料的击穿阈值时,将会诱发静电放电(Electrostatic Discharge, ESD),对卫星内部电子产品产生影响^[24-25]。

本文以卫星常用聚四氟乙烯(Poly Tetra Fluoroethylene, PTFE)介质材料为研究对象,采用交

替、恒定的电子束流密度分别进行辐照放电试验。以 $6 \times 10^7 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ 束流密度辐照 2 h 和关闭束流后静置 4 h 交替的形式模拟动态电子辐照环境;以 $2 \times 10^7 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$ 束流密度连续辐照模拟恒定电子辐照环境,该束流密度为交替辐照的平均电子束流密度。试验结果分别如图 12 和图 13 所示。

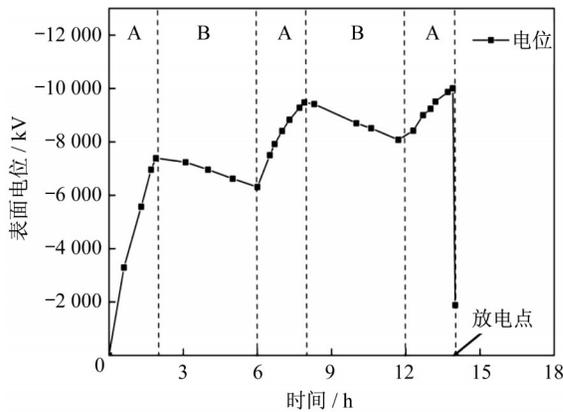


图 12 聚四氟乙烯在交替电子束流密度下充放电情况

Fig.12 Charging and discharging of PTFE under dynamic beam current

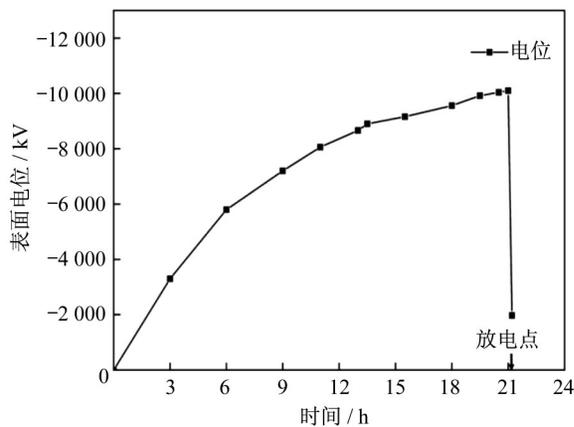


图 13 聚四氟乙烯在恒定电子束流密度下介质充放电情况 (束流密度 $2 \times 10^7 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$)

Fig.13 Charging and discharging of PTFE under constant beam current ($2 \times 10^7 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$)

由图 12 可见,交替电子束流辐照条件下,介质表面电位随循环次数增加交替升高,到第 3 个循环周期时,在 13.9 h 出现了放电脉冲。由图 13 可见,恒定电子束流辐照条件下,介质表面电位持续上升,当辐照进行到 21.1 h 出现放电脉冲。图中表明:在平均通量相同的情况下介质在交替电子辐照环境下相对于恒定环境更易产生充放电,这可能是由于聚四氟乙烯在第一次短时高电子束流密度辐照下,介质被充电造成

表面电位升高,介质的化学结构、微观结构发生了变化;随后的第 2 次短时高电子束流密度辐照,充电进一步加剧了这些变化,介质表面电位仍呈现升高趋势;直到第 3 次短时高电子束流辐照,介质的化学键产生断裂,出现开裂等损伤缺陷,表面电位持续升高到一定程度时产生放电。然而,在平均束流密度恒定辐照环境下,介质的化学结构、微观结构变化是逐渐累积递增的,当表面电位升高至放电阈值时产生放电。由于椭圆轨道环境下介质的深层充放电的影响因素非常复杂,对介质材料的深层充放电评估难度较大,需要深入研究该轨道交替电子辐照环境下充放电机理与试验方法。

2.3 地面环境模拟试验

目前,深层充放电试验设备主要采用能量范围 0.5~2.0 MeV 的高能电子束装置作为模拟源^[26]。现有的深层充放电试验标准(NASA-HDBK-4002A、QJ 20703—2018)均采用平均束流密度模拟空间电子辐照的方式,由于椭圆轨道卫星运行时反复穿越内外辐射带,经历高的瞬时电子通量和高的瞬时质子通量交替变化,沿用现有的试验标准不能充分考核该轨道下电子产品等的可靠性及寿命。目前对于星上带有孔洞、尖角等异型结构的深层充放电效应主要采用仿真分析的手段进行考核,相应的 NASCAP-2K、DICTAT 等国外软件处于禁运状态。近年来,我国自主开发的相关软件、模型与国外相比存在一定的差距,还需要进一步深化和在轨验证。

3 7 000~8 500 km 中轨道环境因素分析及对卫星的影响

3.1 主要环境特征

中轨道高度通常为 2 000~20 000 km,其中,7 000~8 500 km 轨道区域具有覆盖范围广、通信延时较低等优势,已成为各航天大国竞相争夺的轨道区域。典型的卫星星座有欧洲的 O3b,其运行轨道位于 8 062 km,目前已形成 4 组 16 颗卫星。由于早期卫星故障频发,第二代 O3b 卫星采取了专门的辐射防护措施,保证服务能力。我国 7 000~8 500 km 中轨道应用刚刚起步,该区域位于地球内辐射带边缘,恶劣的质子辐射环境是最显著的环境特征,成为威胁在轨卫星安全的重要因素。

本文利用 NASA 的 AP8 和 AE8 模型,选取 8 062 km (0° 倾角) 中轨道参数,计算了该轨道下的质子和电子积分通量,并与 GEO、LEO、SSO 轨道进行对比,如图 14 和图 15 所示。

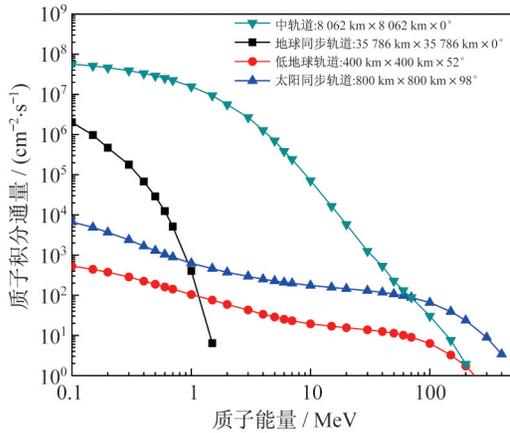


图 14 4 类轨道质子积分通量对比

Fig.14 Comparison of proton integrated flux of four orbits

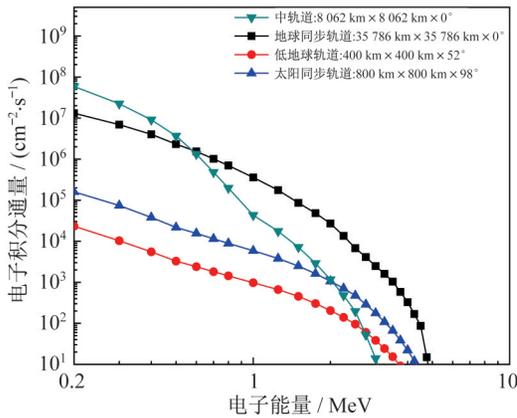


图 15 4 类轨道电子积分通量对比

Fig.15 Comparison of electron integrated flux of four orbits

由图 14 和图 15 可见,8 062 km 中轨道质子积分通量在目前常用轨道中最高,且电子积分通量也相对较高。其中,能量 0.1~50.0 MeV 质子积分通量达到 $5.66 \times 10^7 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$,高于其他轨道 1~4 个数量级,通常认为是 8 062 km 中轨道总剂量效应显著的主要原因;能量大于 50 MeV 质子积分通量与 SSO 相近,被认为是 8 062 km 中轨道单粒子效应与 SSO 相当的主要原因。

3.2 环境效应及影响分析

总剂量效应:空间高能质子、电子入射到电子

元器件内部,与器件材料的原子核外电子发生电离作用产生额外的电荷,这些电荷的堆积,会引起较为严重的总剂量效应,造成材料加速退化、器件性能衰退等问题,如热控涂层开裂变色、MOS 器件阈值电压漂移、光电器件背景噪声增加等。带电粒子特别是高能质子入射材料与器件后,除通过电离作用产生总剂量效应外,还会通过非弹性碰撞的方式产生位移损伤,将对卫星太阳电池、CCD 器件、光纤器件等产生不利影响,造成太阳电池断路电流和开路电压下降、CCD 暗电流增大等故障^[27]。

本文利用 NASA 的 SHIELDOSE-2 模型计算了不同等效铝屏蔽厚度下 8 062 km 中轨道在轨 1 a 质子沉积剂量,并与 SSO 轨道下的相关数据进行对比,如图 16 所示。

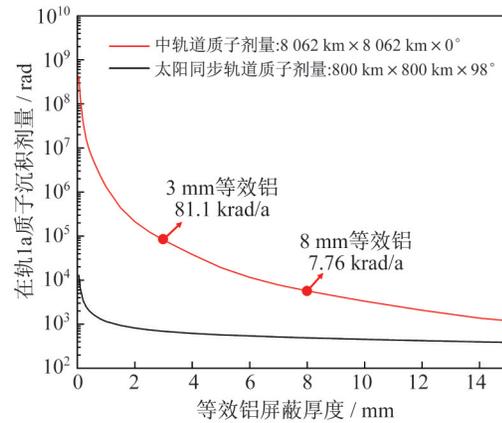


图 16 不同屏蔽厚度下的 8 062 km 与 SSO 轨道质子年沉积剂量对比

Fig.16 Comparison of annual deposition dose on the medium earth orbit with the altitude of 8 062 km with SSO under different shielding thickness

由图 16 可知,3 mm 等效铝屏蔽条件下,8 062 km 中轨道质子年沉积剂量为 81.1 krad,远高于 SSO 轨道 0.69 krad 质子年沉积剂量。以电子器件抗辐射指标 50 krad、设计寿命 8 a 为例,SSO 轨道采用 3 mm 厚度等效铝屏蔽防护可满足抗辐射指标,而 8 062 km 中轨道则需采用 8 mm 以上厚度的等效铝才满足抗辐射指标。以 SAST3000 平台为例,屏蔽厚度从 3 mm 增加至 8 mm 会造成卫星整体增重约 5%(防护面积按 10 m^2 计算)。因此,采用常规等效铝屏蔽的方法,将会给卫星带来较大附加质量问题。

为此,俄罗斯航天系统公司(RKS)已经开发了组

合屏蔽辐射防护涂层,防护效果是铝的 2.0~2.5 倍^[28]。上海卫星装备研究所基于带电粒子在纳米复合材料界面处极化和激发的感应电场对入射粒子能量损失增强作用原理,研究开发了针对中轨道质子环境的复合辐射防护薄膜,主要屏蔽指标与俄罗斯组合屏蔽辐射防护涂层相当,防护膜的主要性能参数见表 1。

表 1 复合辐射防护薄膜主要性能参数
Tab.1 Main performance parameters of composite radiation protective film

参数	数值(性能)
密度/(g·cm ⁻³)	1.16
厚度/μm	100~1 000
强度/MPa	20
延伸率/%	50
真空析气	TML≤1%,CVCM≤0.1%
防护效果	相同质量密度 Al 防护效率的 2.09 倍

单粒子效应:高能质子和重离子是诱发单粒子效应的主要因素,当空间高能粒子击中半导体器件的敏感节点,粒子导致的电离会在器件里形成一个电流脉冲,接着可能导致逻辑软错误,发生单粒子翻转或烧毁等。

本文以卫星上常用的 Xilinx 公司 Virtex II 系列 100 万门 FPGA 为对象,利用 ESA 开发的 SPEN-VIS^[29] 软件进行单粒子翻转率计算,获得该器件在 8 062 km 中轨道的单粒子翻转率为 8.27×10^{-7} 次/(bit·s),而在 SSO 的翻转率为 5.90×10^{-7} 次/(bit·s)。仿真结果表明,8 062 km 轨道单粒子翻转概率与 SSO 轨道相当,因此,8 062 km 中轨道器件抗单粒子效应指标设计时通常参考 SSO 轨道。

3.3 地面环境模拟试验

通常认为 LEO、GEO、SSO 等轨道总剂量效应主要是以电离损伤为主(位移损伤较弱)^[30],目前材料器件总剂量效应地面模拟试验主要采用 ⁶⁰Co γ 射线作为模拟源,主要是基于 γ 射线对材料器件的电离损伤原理。但在 7 000~8 500 km 轨道,材料器件总剂量效应主要由高通量质子引起,除了电离损伤外,位移损伤也不容忽视,沿用现有的试验标准(MIL-STD-883、QJ 10004—2008)不能充分考核该

轨道下的电子产品等的可靠性及寿命,模拟电离损伤、位移损伤协同作用的地面试验设备与评估方法已成为国内外研究热点。

单粒子效应模拟试验设备主要采用重离子加速器作为辐照源,由重离子引起的单粒子效应的模拟试验方法相对成熟,已形成相应标准(GJB 7242—2011、QJ 10005—2008)。但在 7 000~8 500 km 轨道,由质子引起的单粒子效应也逐渐引起关注,模拟试验方法还不成熟,相关试验标准正在制定中。

4 坟墓轨道环境因素分析及对卫星的影响

4.1 主要环境特征

坟墓轨道处于较 GEO 高 300 km 左右的位置。坟墓轨道最初的应用主要是针对寿命末期的高轨卫星,利用剩余燃料将卫星推送至 GEO 轨道 300 km 以上,以减少轨道资源占用和降低空间垃圾的不利影响。近年来,随着在轨维护技术的发展,美国诺格公司在 2020 年 2 月 26 日成功“复活”了“国际通信卫星 901”^[31],把它从坟墓轨道带回了静止轨道。因此,坟墓轨道不仅可用于存放退役卫星,在隐蔽军用卫星方面也显示出巨大潜力。这既是空间在轨维护技术的进步,也为空间攻防卫星技术的发展提供了新的轨道选择。坟墓轨道的轨道参数与 GEO 接近,因此,两者环境十分接近,该轨道粒子辐射环境与 GEO 轨道基本相同。

4.2 环境效应及影响分析

由于坟墓轨道环境与 GEO 类似,故产生的效应程度也相同,主要有总剂量效应、充放电效应等,可参照 GEO 抗辐射措施进行设计。但由于坟墓轨道参数的独特性,会发生星下点漂移。同时,随着该轨道卫星数量的增多,其带来的空间碎片问题不容忽视。

星下点西漂:坟墓轨道高度较 GEO 高 300 km,本文通过计算二体假设的轨道方程可获得两轨道的轨道周期和角速度。坟墓轨道与 GEO 轨道周期和角速度对比见表 2,坟墓轨道卫星较 GEO 轨道卫星星下点每日西漂 $3.82 (^{\circ})/d$,约 94 d 后退 1 圈,故坟墓轨道应用时应考虑卫星星下点位置变化对其功能的影响,需采取轨道维持控制措施,保障实时位置满足卫星应用需求。

表 2 坟墓轨道与 GEO 轨道周期和角速度对比

Tab.2 Comparisons of period and angular velocity between tomb orbit and GEO orbit

轨道名称	轨道高度/km	角速度/ $(^{\circ})\cdot\text{h}^{-1}$	轨道周期/h
坟墓轨道	36 086	14.882 1	24.190 14
GEO	35 786	15.041 2	23.934 25

空间碎片撞击:随着 GEO 轨道废弃卫星进入坟墓轨道数量的增多,坟墓轨道的空间碎片问题日趋严重。空间碎片撞击卫星会造成其太阳能电池表面损伤、电子部件受损、载荷分系统彻底毁坏,甚至造成卫星解体,继而产生新的碎片隐患。

4.3 地面环境模拟试验

空间碎片撞击地面模拟试验主要采用氢气炮、激光驱动碎片等方式,并形成了相关试验标准(ISO 11227: 2012、QJ 20129—2012、Q/QJA 525—2018)。氢气炮方式驱动毫米级弹丸,速度可以达到 7 km/s 左右;激光方式驱动微米级碎片,速度可达 10 km/s 左右。目前针对大于厘米级空间碎片的高速撞击等效试验方法和设备尚未建立。

5 拉格朗日点环境因素分析及对卫星的影响

拉格朗日点是存在于两个天体间的 5 个相对平衡点。日-地拉格朗日点(L1~L5)具有相对太阳和地球静止的特点,如图 17 所示,其中,L1 和 L2 点距离地球 1.5×10^6 km,已成为太阳观测、天文探测、宇宙观察等领域的应用热点。欧美已在拉格朗日点上部署了多颗科学研究卫星,并开展空间天气预报及天文探测活动^[32-33]。

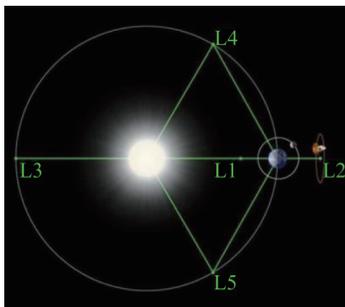


图 17 日-地系拉格朗日点示意图

Fig.17 Schematic diagram of Lagrange points in the solar-earth system

拉格朗日点卫星处于行星际空间,面对的环境主要包括太阳宇宙射线和银河宇宙射线^[34]。本文分别利用 JPL 模型^[35-36]和 CREME96 模型^[37-38]计算了拉格朗日点的平均太阳宇宙射线及银河宇宙射线粒子能谱,结果如图 18 和图 19 所示。

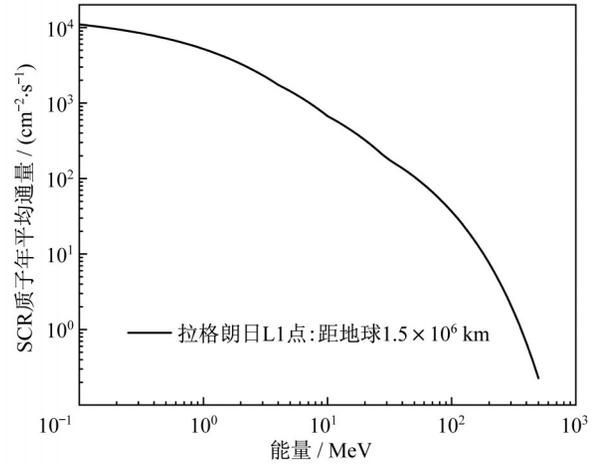


图 18 拉格朗日 L1 点的太阳宇宙线 (Solar Cosmic Rays, SCR) 质子能谱 (1 a 平均)

Fig.18 Proton energy spectrum of solar cosmic rays at L1 (annual mean)

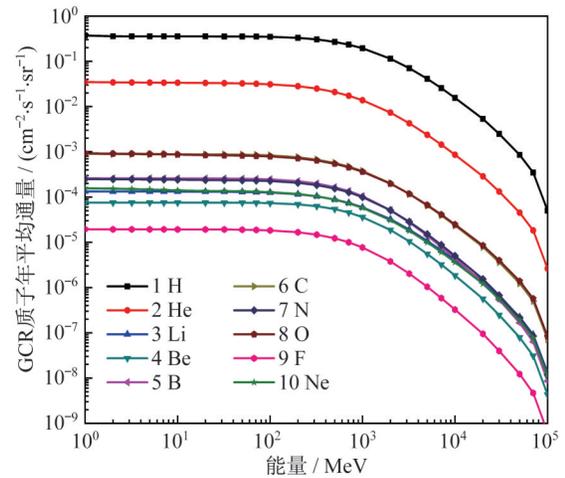


图 19 拉格朗日 L1 点的银河宇宙线 (Galactic Cosmic Rays, GCR) 质子能谱 (1 a 平均)

Fig.19 Particle energy spectra of galactic cosmic rays at L1 (annual mean)

由图 18 和图 19 可以看出,拉格朗日点太阳宇宙射线质子通量达 $1.10 \times 10^4 \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$,银河宇宙射线的质子通量达 $3.55 \times 10^{-1} \text{ cm}^{-2} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{sr}^{-1}$,其次是 He、O 等成分。由此可见,拉格朗日点的质子通量低于地球轨道。

太阳在爆发性活动期间会发射大量高能带电粒子(绝大部分为质子),称为太阳质子事件(Solar Proton Event, SPE)。运行于拉格朗日 L1 点的 SOHO 卫星观测到的一次太阳质子事件期间的质子通量变化如图 20 所示^[39]。由图可见,在太阳质子事件期间,太阳宇宙线质子瞬时通量在短时间内急剧升高,比平静期高 2~4 个量级,需要采用抗辐加固措施。

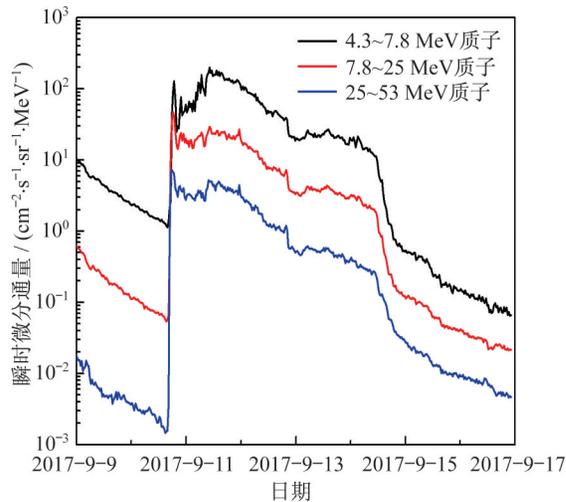


图 20 太阳粒子事件期间质子通量变化^[39]

Fig.20 Proton fluence of solar cosmic rays during a solar proton event^[39]

6 结束语

综上所述,卫星在超低轨道、椭圆轨道、中轨道、坟墓轨道等典型轨道运行时,将面临高通量原子氧及中性大气、交变电子辐射、高通量质子、空间碎片等典型环境,容易造成卫星表面材料剥蚀与大气摄动、深层充放电、总剂量与单粒子、碎片撞击损伤等效应,对卫星可靠性带来严重影响。后续针对卫星的空间环境试验方法和防护措施,提出建议如下:

1) 有针对性地加强地面等效模拟试验方法研究,提升地面模拟试验综合能力。重点针对高通量原子氧侵蚀效应、交变电子辐射环境深层充放电效应和高通量质子总剂量效应,开展等效模拟试验方法研究,形成面向多材料、多器件体系的试验与评估标准。同时,加强空间环境综合模拟试验设备研制,推进先进分析测试手段和方法在试验评估中的利用,提升地面模拟试验的准确性和有效性。

2) 加强在轨搭载试验验证,建立典型材料、器

件及产品的环境效应数据库。目前,我国在轨搭载验证较为分散,尚未实施系统、持续的空间搭载试验研究。卫星典型材料、器件及产品的环境效应数据库尚不完善,数据量和数据有效性均待提升。卫星关键材料和器件的空间环境效应评估软件多为国外进口,自主开发的软件系统较少,且缺乏在轨搭载试验数据的验证。

3) 分类开展卫星抗辐加固设计,重视“新材料、新技术、新方法”在抗辐射产品开发中的应用。针对批产商业卫星、高性能长寿命卫星等,分类开展抗辐加固措施研究。对商业卫星,重点在于商用器件的寿命评估;对长寿命卫星,需综合考虑高可靠、轻量化、低成本等多目标,加强卫星总体和抗辐加固一体化协同设计。运用新材料、新技术、新方法开展空间粒子辐射、原子氧侵蚀、碎片撞击等防护产品的开发,提升卫星多轨道环境适应性。

参考文献

- [1] BEDINGFIELD K L, LEACH R D, ALEXANDER M B. Spacecraft system failures and anomalies attributed to the natural space environment [R]. NASA Reference Publication 1390, 1996.
- [2] FENNEL J F, KOONS H C, ROEDER J L, et al. Spacecraft charging: observations and relationship to satellite anomalies [R]. Aerospace Report, TR-2001 (8570)-5, 2001.
- [3] 黄建国,韩建伟.航天器卫星内部充电效应及典型事例分析[J].物理学报,2010,59(4):2907-2913.
- [4] WOOD L, LOU Y, OLUSOLA O. Revisiting elliptical satellite orbits to enhance the O3b constellation [DB/OL]. [2021-03-01]. <https://arxiv.org/abs/1407.2521>.
- [5] BLUMENTHAL S H. Medium earth orbit Ka band satellite communications system [C]//MILCOM 2013: 2013 IEEE Military Communications Conference. 2013:273-277.
- [6] CRISP N H, ROBERTS P C E, LIVADIOTTI S, et al. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2020, 117:100619.
- [7] KRUEGER J K. CLOSeSat: perigee-lowering techniques and preliminary design for a small optical imaging satellite operating in very low earth orbit [D]. Boston: Massachusetts Institute of Technology, 2010.
- [8] KIMOTO Y, YUKUMATSU K, GOTO A, et al.

- MDM: a flight mission to observe materials degradation in-situ on satellite in super low Earth orbit [J]. *Acta Astronautica*, 2021, 179:695-701.
- [9] TAGAWA M, UMENO M, OHMAE N. Influence of 5 eV atomic oxygen on surface properties of Ag films and graphite [C]// 28th Aerospace Sciences Meeting. 1990:728.
- [10] KIMOTO Y, TSUCHIYA Y, MIYAZAKI E, et al. Analysis of first data from atomic oxygen monitor system onboard SLATS [C]// Proc 14th Int Symp Mater Space Environ. 2018:1-6.
- [11] KAWASAKI H, KONOUE K, HOSHINO H, et al. Interim report of super low altitude satellite operation [C]// IGARSS 2018: 2018 IEEE International Geoscience and Remote Sensing Symposium. 2018: 4066-4069.
- [12] SHIMOSAKO N, HARA Y, SHIMAZAKI K, et al. Effects of atomic oxygen on titanium dioxide thin film [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 146:1-6.
- [13] MAHMOUD W M, ELFIKY D, ROBAA S M, et al. Effect of atomic oxygen on LEO cubeSat [J/OL]. [2021-03-01]. <https://link.springer.com/article/10.1007/s42405-020-00336-w>.
- [14] BANKS B A, SNYDER A, MILLER S K, et al. Atomic-oxygen undercutting of protected polymers in low earth orbit [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2004, 41(3):335-339.
- [15] WALSH J A, BERTHOUD L. Reducing spacecraft drag in very low earth orbit through shape optimization [C]// European Conference for Aeronautics and Aerospace Sciences, EUCASS. 2017:449.
- [16] HUANG W D, ZHANG Y L. Analysis of atmospheric perturbation to distributed satellites orbit configuration and its modified method [J]. *Journal of Astronautics (China)*, 2005, 26(5):649-652.
- [17] 温生林, 闫野, 易腾. 超低轨道卫星摄动特性分析及轨道维持方法[J]. *国防科技大学学报*, 2015, 37(2): 128-134.
- [18] BUZZONI A, GUICHARD J, ALESSI E M, et al. Spectrophotometric and dynamical properties of the soviet/russian constellation of molniya satellites [J]. *Journal of Space Safety Engineering*, 2020, 7(3): 255-261.
- [19] 刘振兴. 地球空间双星探测计划[J]. *地球物理学报*, 2001(4): 573-580.
- [20] 蔡金荣, 刘振兴, 吴季, 等. 地球空间双星探测计划的成果[C]//第二十四届全国空间探测学术交流会. 北京: 中国科学院空间科学与应用研究中心, 2011: 239-243.
- [21] RODGERS D J, HUNTER K A, WRENN G L. The FLUMIC electron environment model [C]// Proc 8th Spacecraft Charging Technol Conf. 2003:1-13.
- [22] SAWYER D M, VETTE J I. AP-8 trapped proton environment for solar maximum and solar minimum [R]. NASA Sti/Recon Technical Report N, 1976, 77: 18983.
- [23] NASA. Mitigating in-space charging effects [R]. NASA-HDBK-4002A, 2011.
- [24] GARRETT H B, WHITTLESEY A C. Spacecraft charging, an update [J]. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2000, 28(6):2017-2028.
- [25] WRENN G L, RODGERS D J, RYDEN K A. A solar cycle of spacecraft anomalies due to internal charging [J]. *Annales Geophysicae*, 2002, 20(7): 953-956.
- [26] 国家国防科技工业局. 空间介质材料内部充放电特性参数测试方法: QJ 20703—2018[S]. 北京: 中国航天标准化研究所, 2018:1-10.
- [27] 沈自才. 空间环境辐射工程[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2013:146-147.
- [28] TOKAR S V, GRIGORIEVSKY A V, KISELEVA L V. Integrated analysis of radiation-protective thermal control coatings [M]// Protection of materials and structures from the space environment. Berlin: Springer, 2017:35-42.
- [29] KRUGLANSKI M, MESSIOS N, DONDER E D, et al. Last upgrades and development of the space environment information system (SVENVIS) [C]// European Conference in Radiation and Its Effects on Components and Systems. 2011:12193389.
- [30] SAMWEL S W, HADY A A, MIKHAIL J S, et al. Studying the total ionizing dose and displacement damage dose effects for various orbital trajectories [C]// First Middle East-Africa Regional IAU Meeting. 2008:55-58.
- [31] SKULJAN J. Astrometric and photometric measurements of GEO satellites in proximity operations over the Pacific [C]// Advanced Maui Optical and Space Surveillance Technologies Conference. 2020.
- [32] 刘建忠. 日-地系拉格朗日点任务及其转移轨道设计方法[J]. *导弹与航天运载技术*, 2009(1): 7-10.
- [33] 王祥, 李义, 杨献伟. 日-地系拉格朗日 L1 点太阳观测器热设计[J]. *中国光学*, 2013, 6(6): 930-938.
- [34] LAURENZA M, ALBERTI T, MARCUCCI M F, et al. Estimation of the particle radiation environment at

- the L1 point and in near-earth space [J]. *The Astrophysical Journal*, 2019, 873(2):112.
- [35] FEYNMAN, J, SPITALE G, WANG J, et al. Interplanetary proton fluence model: JPL 1991 [J]. *Journal of Geophysical Research: Space Physics*, 1993, 98(A8):13281-13294.
- [36] FEYNMAN J, RUZMAIKIN A, BERDICHEVSKY V. The JPL proton fluence model: an update [J]. *J Atmospheric and Solar Terrestrial Physics*, 2002, 64: 1679-1686.
- [37] NYMMIK R A, PANASYUK M I, PERVAJA T I, et al. A model of galactic cosmic ray fluxes [J]. *International Journal of Radiation Applications and Instrumentation, Part D: Nuclear Tracks and Radiation Measurements*, 1992, 20(3):427-429.
- [38] TYLKA A J, ADAMS J H, BOBERG P R, et al. CREME96: a revision of the cosmic ray effects on micro-electronics code [J]. *IEEE Transactions on Nuclear Science*, 1997, 44(6):2150-2160.
- [39] KOCHAROV L, PESCE-ROLLINS M, LAITINEN T, et al. Interplanetary protons versus interacting protons in the 2017 September 10 solar eruptive event [J]. *The Astrophysical Journal*, 2020, 890:13.

作者简介:



曹喜滨,飞行器总体设计专家。黑龙江省肇东市人。1991年毕业于哈尔滨工业大学,获博士学位。现任哈尔滨工业大学副校长;兼任国务院学位委员会航空宇航科学与技术学科评议组成员,军科委重大项目首席科学家、航天领域专家委员会委员,装发卫星总体技术专业组副组长,中国空间科学学会副理事长等;曾任973技术首席、国家863计划专家等。

长期致力于小卫星基础理论、创新技术与工程应用研究,在小卫星一体化、星箭一体化以及柔性化平台设计方面取得创新成果,为小卫星在军事航天、商业遥感以及深空探测领域应用作出重大贡献。以第一完成人获国家技术发明二等奖2项、国家科技进步二等奖1项,三项成果均入选中国高校十大科技进展,2项成果载入《2016中国的航天》白皮书;授权发明专利67项,出版学术专著2部。曾获全国模范教师称号和首届全国创新争先奖状等。