



·激光的热和力学效应·

基于脉冲激光的空间碎片移除技术: 综述与展望*

吴冀川¹, 赵剑衡², 黄元杰¹, 张黎¹, 张永强¹, 谭福利¹

(1. 中国工程物理研究院 流体物理研究所, 四川 绵阳 621900; 2. 中国工程物理研究院 应用电子学研究所, 四川 绵阳 621900)

摘要: 近年来, 近地轨道的空间碎片问题对航天应用的威胁日益严峻。通过主动移除技术手段减少在轨空间碎片的数量, 从而保障空间资源的可持续开发和航天器的安全运行, 已成为相关领域研究的热点。溯源了空间碎片问题的产生及沿革, 分析基于不同技术途径的主动移除方案的特点。重点研究了脉冲激光主动移除空间碎片的关键技术与科学问题, 总结了现阶段的技术发展情况, 并对未来天基激光移除空间碎片的发展方向给出了建议。

关键词: 空间碎片; 等离子体; 激光移除; 辐照效应

中图分类号: O532.25; O53

文献标志码: A **doi:** 10.11884/HPLPB202234.210334

Removal of space debris by pulsed laser: Overview and future perspective

Wu Jichuan¹, Zhao Jianheng², Huang Yuanjie¹, Zhang Li¹, Zhang Yongqiang¹, Tan Fuli¹

(1. Institute of Fluid Physics, CAEP, P.O. Box 919-113, Mianyang 621900, China;

2. Institute of Applied Electronics, CAEP, P.O. Box 919-1002, Mianyang 621900, China)

Abstract: In recent years, the space debris has posed severe threat for aerospace applications. Active removal of space debris has been extensively investigated to preserve the sustainable development of space resources and maintain the safety of spacecrafts. In this paper, the origin and development of space debris problem is studied, and the characteristics of different active removal techniques are discussed. Besides, the technical difficulties and the scientific problem of space debris removal by using pulsed laser system is further studied, and the development of the method is reviewed. At last, this paper suggests potential development of space-based laser for removing space debris in the future.

Key words: space debris; plasma plume; laser removal technique; irradiation effect

自 20 世纪中叶人类进入宇航时代以来, 频繁的空间发射活动在近地轨道不断产生空间碎片。如图 1 所示, 除了少量碎片会因大气阻力、地球引力、太阳光压等自然原因而减少外, 空间碎片数量总体呈激剧增加的状态。至 2020 年, 美国空间监测网站(SSN)根据在轨监测和模型评估的结果显示 10 cm 以上空间碎片已超 3.4 万个, 1~10 cm 小碎片更超过 90 万个, 而这两项数据在 2014 年还仅为 1.6 万及 60 万^[1]。如此巨量的在轨空间碎片给航天器的发射安全、运行安全、维护安全都造成了巨大的威胁。

所有在轨物体当中仅有约 6% 为在轨航天器, 而空间碎片占比却达 90% 以上^[2]。空间碎片协调委员会(IADC)在《空间碎片减缓指南》中对空间碎片的定义是: 空间碎片指分布在地球轨道上的或虽然重返大气层但丧失原有功能的人造物体, 包括其残块或组件^[3]。空间碎片一旦与航天器发生碰撞所产生的力学效应将超过常规航天材料屈服强度的数十倍, 因此对卫星等航天器的生存和部署都构成了严重的威胁。大于 10 cm 的空间碎片在现阶段普遍被认为是可跟踪并提前预警的, 采用针对性的轨道设计和变轨措施来进行规避是应对大碎片的有效手段。对于小于 1 cm 的空间碎片普遍采用航天器表面加固的方法, 通过类似 Whipple 结构的多层防护屏来实现对小尺寸空间碎片的防护。相比之下, 对于尺寸介于 1~10 cm 之间的小碎片, 由于碰撞产生动量较高且对这类碎片的探测及编目不完备, 单纯依靠被动防护往往无法有效确保航天器的安全。在此情况下, 通过技术手段实现 1~10 cm 空间碎片的主动移除, 降低对太空资产的潜在危害, 成为相关领域研究的热点。

* 收稿日期: 2021-07-30; 修订日期: 2021-10-11
联系方式: 吴冀川, wujichuan_wjc@foxmail.com。
通信作者: 张永强, minizhang_0804@163.com。

我国是航天大国,目前我国在轨运行的应用卫星已经有数百颗,承担了通信、气象、资源、探测、空间实验等任务,载人航天、商业航天、天基信息网的建设也在逐步推进。随着航天工业的不断发展,在未来五到十年内应用卫星数量的增长趋势很可能出现一个峰值。这些应用卫星与国民经济关系密切,一旦受损所产生的社会影响、经济影响巨大,甚至危及国家安全。而这些卫星运行区域大都处于空间碎片密集区域,受空间碎片碰撞的风险很高,对威胁太空资产的空间碎片的治理是航天大国必须解决的问题。

本文通过对空间碎片现状和移除技术发展的梳理,从数量、撞击效果、后效等方面分析了空间碎片对航天应用的威胁,概述了基于不同技术途径的主动移除方案。对于天基脉冲激光移除空间碎片的方案,围绕系统设计、效应与效能评估、技术难点等三个方面进行了分析。最后,对激光移除空间碎片的技术发展前景进行了展望。

1 空间碎片的威胁与应对

1.1 空间碎片的威胁

20世纪70年代, Kessler 等人基于当时的卫星发射数量统计和模型评估提出了空间碎片碰撞频率增加可能对航天事业带来巨大危害的“凯斯勒效应”。在此基础上, Kessler 团队又在20世纪90年代提出了“凯斯勒灾难”的概念,即当空间碎片的密度增加到一定程度后会使得近地空间几乎不可用^[4]。如图1所示,江海等人基于 LEGEND 模型对空间碎片产生碰撞的趋势进行了评估,可以看出即使未来发射的飞行器中90%都采取任务后自主离轨的措施,未来30年仅在 LEO 区域就可能产生不少于8~9次的灾难性碰撞^[5]。

事实上的形势可能比 LEGEND 模型的预测还更不乐观。Klinkrad 基于统计学方法和美国实际编目的空间碎片数量建立了面向碎片碰撞流(collision flux)的评估模型^[6]。如式(1)所示

$$T_{i,q} = [\sigma N_q R_i]^{-1} \quad (1)$$

其中: i, q 为撞击目标和被撞击目标, T 为预估的碰撞周期, σ 为被撞击目标截面积, N 为评估尺寸的碎片数量, R 为碰撞流密度。基于 Klinkrad 模型和2006年公布的碰撞流密度数据计算可知,虽然两个大尺寸(直接100 cm以上)空间物体间的碰撞周期可能在100年以上,但大尺寸空间物体与小碎片(1~10 cm)的碰撞周期预估仅在3年左右。相比于2006年的数据,小尺寸空间物体的密度已经增加了约5倍,“凯斯勒灾难”发生的概率进一步增加。

根据现阶段的统计数据,空间碎片在 LEO 轨道和 GEO 轨道的分布较为密集,而该区域正是航天发射的主要目标轨道。以 GEO 轨道为例,截止2019年, ku 频段和 C 频段已十分接近饱和,与空间碎片发生碰撞的风险不容忽视^[5]。事实上,空间碎片对航天器的损害在历史上已多次发生。如表1所示,美国统计了“哥伦比亚”级航天飞机在1992—1997年执行任务期间的空间碎片损害情况。在16次发射任务不到200 d的执行时间内,空间碎片对航天飞机部组件已产生了18次碰撞^[7]。虽然发生碰撞的空间碎片均在1 cm以下,但可看出在20世纪90年代空间碎片已形成了对航天器安全的现实威胁。

表1 1992—1997年美国航天飞机空间碎片碰撞情况统计

Table 1 Collisions of space debris with US space shuttle during 1992 to 1997

material of space debris	number of collisions	impact depth/mm	position of collision
Ti	1	0.57	observation window
coating material(polymer)	3	0.57~1.1	hatch door, radiator
Al	5	0.24~2.1	observation window, antenna, sealing system, PLB door, bracket trunnion
stainless steel	5	1.0~2.8	radiator
meteoroids	4	0.4~1.4	radiation pipeline, antenna, sealing system

为评估空间碎片和宇宙撞击可能带来的风险,美国曾于1984年发射了著名的长期暴露设施(LDEF),一个长达9 m 重量约为10 t的航天体,并将其送入476 km的LEO轨道。经过长达5.7年的在轨停留,LDEF在1990年回收。

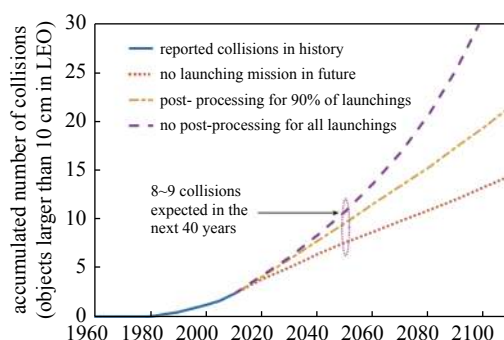


Fig. 1 Prediction of space debris collisions based on LEGEND model^[5]

图1 基于 LEGEND 模型的空间碎片碰撞趋势预估^[5]

如图 2 所示,其在轨期间空间碎片和陨石造成的撞击坑多达 32000 个以上,最大直径达到了 cm 级,平均碰撞周期仅为 1.6 h^[8]。

进入 21 世纪以来,由空间碎片引起的近地空间碰撞事件更为频繁。欧洲太空局(European Space Agency, ESA)的 Meteosat 气象卫星在 2007 年被未识别的空间碎片正面撞击,其运行轨道因此发生改变。2009 年,俄罗斯卫星与美国铱星卫星发生的碰撞产生了巨量的空间碎片云,碎片数量达到 2000 个以上。美国“发现者号”和“奋进号”航天飞机在执行与国际空间站接驳的运送任务中,在 11~13 天的飞行周期均发生 30 次以上的空间碎片撞击,撞击坑达到了 cm 级。与之前十年的数据相比撞击的频次明显提升,且碎片产生的撞击坑也进一步扩大,从一个侧面反映了空间碎片威胁度的加剧。2013 年厄瓜多尔的飞马座卫星与前苏联残留的火箭碎片发生碰撞,直接导致了该卫星的失效^[5]。2016 年,某型高分辨率合成孔径雷达卫星也在运行过程中受到过空间碎片的撞击。如图 3 所示,该卫星 Y 侧太阳翼在服役仅两年时受到 1 cm 级碎片撞击,根据星体传感器反馈,仅一次撞击就使得整星损失发电能力超过 4%,其计划的在轨服务周期也不得不因此缩短。

近年来商业航天发展势头迅猛,但由于大多数私有商业航天公司在技术储备方面的局限性,卫星发射后对其自主离轨和空间碎片产生的控制还有所欠缺,甚至出现过小卫星刚发射完成就失联成为空间碎片的情况。如图 4 所示,2015 年 SpaceX 公司提出规模达 1.2 万颗小卫星的星链计划,并于 2019 年实现首批卫星的发射,目前已在轨卫星数量超过 1000 颗^[9]。在此之后,三星、波音、OneWeb、亚马逊等公司也先后提出了数百至数千颗的大型星座计划。预计到 2030 年,处于空间碎片密集区的 LEO 及 GEO 轨道卫星数量将达到上万颗,空间碎片的形势将更为严峻。

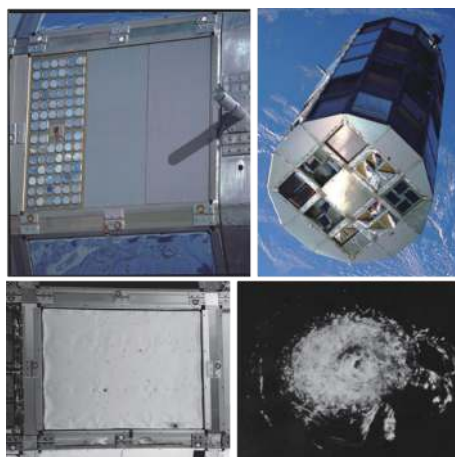


Fig. 2 The US LDEF project and the collision morphology due to space debris

图 2 美国长期暴露设施项目及空间碎片撞击坑



Fig. 3 Schematics for the collision of space debris with satellite

图 3 卫星太阳翼撞击示意图

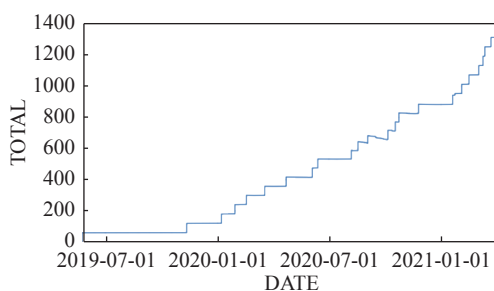
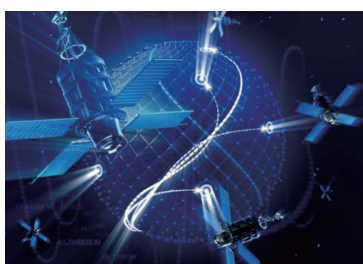


Fig. 4 Starlink project and the number of on-orbit satellites^[9]

图 4 星链计划及已在轨卫星数量统计^[9]

根据不同的撞击场景,空间碎片与航天器发生碰撞的相对速度普遍在 3~10 km/s 之间。本文作者团队采用轻气炮对不同类型的典型 Whipple 防护屏结构进行弹道结构测试,撞击后防护结构的形貌如图 5 所示。从实验结果可以看出,以铝合金弹丸模拟空间碎片撞击,在 3.1 km/s 的相对速度下足以击穿 Whipple 表面的防护屏,在冲击波来回作用下形成的颗粒会对后墙造成侵彻性伤害。在 1 cm 直径弹丸冲击下,防护屏撞击面开孔前直径 17.52 mm,背面直径 20.09 mm,后墙虽未发生贯穿性破坏,但已接近临界状态。当撞击速度提升至 6.4 km/s 时,不仅防护屏被击穿,后墙也出现大穿孔破坏。龚自正等人对 CAST 空间碎片超高速撞击试验的研究进一步验证了空间碎片在不同碰撞速度下的损伤程度^[10]。赵剑衡等人则分析了在更高速的 7 km/s 以上碰撞条件下的撞击效应^[11]。由此可见,即使是经过 Whipple 防护加固的航天器在面临空间碎片的撞击时也难以确保安全,防护问题对于等级较低的商业小卫星更为明显。

为应对空间碎片问题的恶化,国际组织和各国政府都先后制定了针对性的法规与条约。1963 年《各国探索和

利用外层空间活动的法律原则》就初步规定了空间物体的管辖权问题。在国际空间法的五个公约中,著名的《外空条约》和《责任公约》对航天活动产生的残留及碎片物体带来的潜在危害进行了约束,这也成为后期各国在航天发射中均需确保航天物体具备自主离轨能力的法律基础。我国国防科工局在2010年制定了《空间碎片减缓与防护管理暂行办法》,首次明确了我国在解决空间碎片问题上的指导思想。2012年联合国外空活动长期可持续工作组会议中美国提出面向“空间碎片主动移除”的建议并列入“最佳实践准则草案”,2013年,法国 CNES 签署“积极移除低地球轨道碎片”方案,并积极将该方案推广到全欧合作^[12]。总体而言,各国就空间碎片问题已初步形成以探测编目及法规约束为基石,以主动清除、减缓增速、空间交通管理为解决手段的共识,将消除空间碎片视为确保空间资源可持续发展的重中之重。

1.2 空间碎片移除技术发展现状

主动移除空间碎片的技术手段主要可划分为三类,包括增阻离轨移除、抓捕离轨移除和推移离轨移除。其中,增阻离轨移除空间碎片是通过定向发射介质或物理场来增加空间碎片在轨飞行的阻力,产生减速度,使碎片运行轨道不断降低并最终进入大气层被烧毁。具有代表性的增阻手段主要包括气溶胶、静电场、膨胀泡沫、粉尘粒子等。

气溶胶和膨胀泡沫的移除方式都是通过向碎片密集区喷射大量的增阻介质,让介质在碎片表面附着,提升碎片的面质比,在近地空间的稀薄大气作用下使其不断降轨。粉尘拦阻最早由美国海军研究实验室(NRL)提出,该方法设想通过小型火箭在空间碎片运行轨道上发射大量的人造粉尘。李怡勇等人基于碎片与人造粉尘相互作用的机理分析了粉尘增阻离轨的可行性^[13]。与膨胀泡沫等方法不同的是,粉尘并不附着于碎片上,而是通过撞击碎片产生的微小冲量来降低碎片速度。粉尘拦阻由于颗粒较小且密度有限,主要用于移除无法编目的微小碎片。增阻离轨技术存在产生更多空间碎片的潜在风险,导致移除效率相对有限。除此之外,由于近地空间的等离子体环境普遍存在自由电子和离子的带电特性,通过远程充电的手段让空间碎片带电使其在静电场作用下减速降轨也是增阻离轨的方案之一。但由于现阶段在空间环境中大面积充电的技术难度较高,且需要避免对在轨航天器的电磁干扰,该方案还需要进一步的可行性论证。

抓捕离轨技术相比之下是较为直接的碎片移除手段。通过各种机械结构将非协作目标的空间碎片捕获,依靠平台机动将其带至较低轨道或直接收纳于捕获平台来实现清除。如图6所示,目前研究较多的抓捕离轨手段主要包括套索式、飞网式、飞爪式、电动力绳系式、标枪绳式、机械臂式、静电吸附毯式等。该类方法的一大优势在于

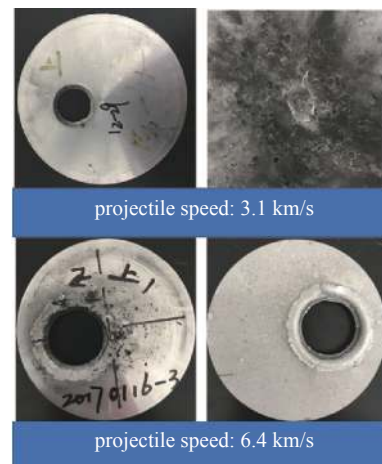


Fig. 5 Impact test of Whipple shield structure

图5 Whipple 防护屏结构撞击测试

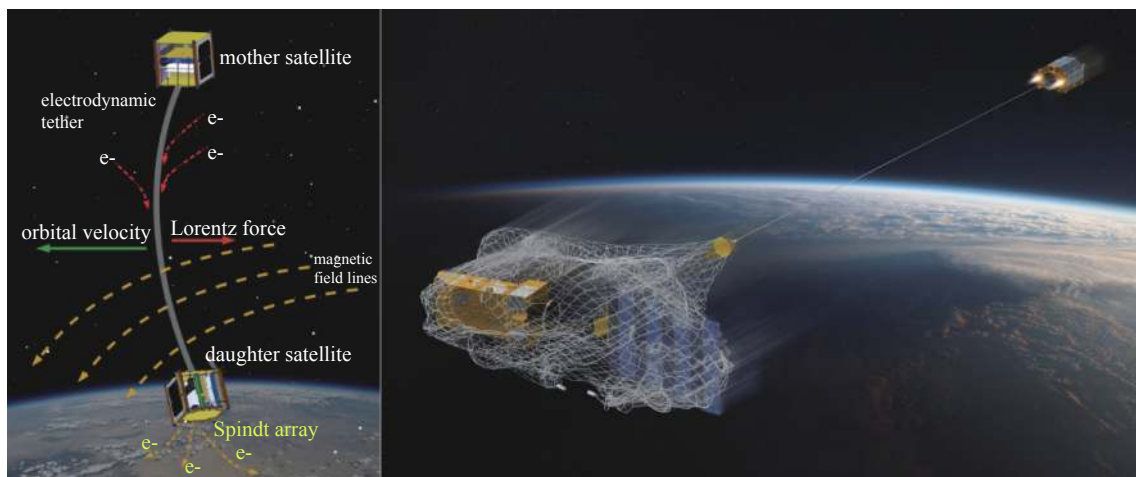


Fig. 6 Schematics of JAXA's electrodynamic tethers and ESA's net attached deorbit plan (JAXA: Japan Aerospace Exploration Agency)

图6 JAXA 电动力绳系及ESA 飞网式离轨方案示意图

一旦完成抓捕,就能确保空间碎片被移除。日本航天局曾于2016年在轨演示过电力绳系的在轨清除任务,但以失败告终,这也反映了抓捕离轨技术普遍存在的问题。王小锭等人认为,现阶段的天基远程控制难以精确捕获尺寸较小的空间碎片^[14]。Mark等人研究表明由于该类装置的作用距离受机械结构所限,抓捕平台在工作状态下需处于与碎片极近的距离,碎片与平台发生碰撞的潜在风险较高,远程控制平台实现面向小目标的变轨在当前技术条件下也极具挑战^[15]。

另一方面,美国提出的空间拖船计划、欧洲太空局的ROGER计划以及德国的DEOS方案则针对大尺度空间碎片移除提出了技术解决途径。该类方案的空间拖船具备常规平台的防护性能,可以屏蔽掉大多数小尺寸碎片的撞击,同时由于大尺寸碎片的定位难度较低,抓捕的可靠性也能得到保障。但该类方案的移除成本较高,通常一次发射只能完成1~2块大碎片的移除,且装置的可重复操作能力也比较有限。

近年来,推移离轨的方案逐渐引起相关领域研究的重视。利用非接触式的能量束与空间碎片相互作用的力学效应,通过施加特定方向的力加载产生与碎片运行方向相反的减速度,在减速过程中实现碎片的逐渐降轨。从能量束的类型上来看当前主流的推移离轨技术主要有激光移除、离子束移除和太阳帆移除三种。离子束移除主要通过平台向碎片发射离子,属于工质推进的模式。相较于激光烧蚀推进或光压推进,其在空间碎片表面产生的冲量较大,单次移除的可靠性较高。但由于离子束的传输速度相对较低,对碎片的跟瞄定位有一定的难度,且需要储备足够的工质用于发射,成本和移除效率相对有限。如图7所示,太阳帆移除主要通过太阳辐照产生的光压在较长的时间里不断作用于碎片表面,通过调整太阳帆的角度使得光压积累的冲力降低碎片的运行速度,从而实现降轨。在航天领域,通过太阳帆推进航天器已成为极具应用前景的技术路线,近乎无限的能量来源和无工质推进的特性使其在使用成本方面具有优势。然而,Kelly P W和Colombo C等人在技术论证时发现要在小碎片上安装或实现类似等效太阳帆效果的难度较大,目前的技术水平还不具备足够的可行性,且面向大量碎片的移除成本较高^[16-17]。

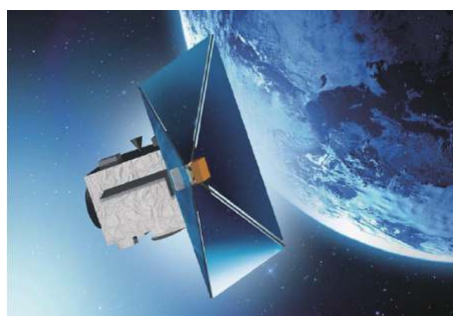


Fig. 7 Schematics of ESA's solar sail deorbit plan

图7 ESA太阳帆离轨方案示意图

相比之下,激光主动移除空间碎片的方案具有极其诱人的技术前景。在激光移除模式的选择上,早期认为可利用低于烧蚀阈值的低功率激光产生光压来驱动空间碎片降轨。但光压驱动的冲量转换效率较低,产生的冲量仅为 $10^{-9} \sim 10^{-10} \text{ N} \cdot \text{s}/\text{J}$ 量级,比脉冲激光烧蚀(约为 $10^{-4} \sim 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}/\text{J}$)低4~5个量级。另一种可能的模式是通过高功率连续激光照射碎片,使其温度升高直至气化温度,实现碎片移除。然而仅烧蚀70g的铝碎片(约6~10个小碎片)就需要MJ级别的能量,而且激光在长距离传输下也难聚焦到需要的功率密度^[18]。近年来,利用高能脉冲激光束照射碎片表面,通过光-力转化产生类似于火箭推进的“热物质射流”的烧蚀推进模式逐渐成为激光主动移除空间碎片的主要技术路线。从激光与物质相互作用的角度来看,激光照射在碎片表面形成等离子体反喷羽流,利用其冲量驱动碎片,改变轨道使其坠入大气层烧毁。

总体来看激光清除空间碎片是一种低成本、高效、安全的清除技术,具有快速、精确、作用距离远、多批次、无再生碎片、效费比高的优势。激光清除方式主要适用于1~10cm空间碎片的移除,是目前空间碎片问题核心的威胁来源。因此,利用高能脉冲激光清理空间碎片,被广泛认为是一种极具应用潜力和高可行性的主动移除方案。

2 脉冲激光移除技术发展科学问题

2.1 脉冲激光移除空间碎片的技术方案

在激光器发明之前的1953年,Sanger E即提出了利用光子进行推进光子火箭的概念^[19]。后期的研究表明,纯光子推进的能量转换效率是较低的。1972年,Kantrowitz提出激光烧蚀推进的概念^[20],即通过激光辐照烧蚀靶进而反喷物质形成对靶的推进动量,这一方案成为脉冲激光移除空间碎片的理论基础。

早期成型的激光移除方案主要面向的是高能量的地基激光器。由于地面建造限制条件少、维护简便的优势,得到了当时相关领域研究人员的重视。1996年,美国Los Alamos实验室的C. R. Phipps团队提出ORION计划,在2013年进一步发展为LODR计划,该方案被认为是首个完整的激光移除技术方案。Phipps等人从系统设计到驱离效能的可行性进行了较为全面的评估^[21]。如图8所示,LODR有两种模式,较为保守的方案采用一台地基5kJ激

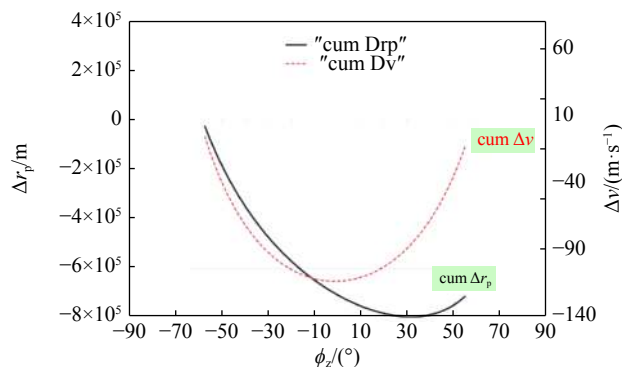
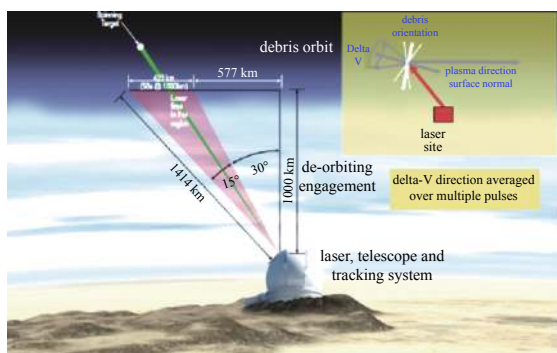


Fig. 8 The LODR project and its ability in space debris removal^[21]

图 8 LODR 计划及其驱离碎片效能预估^[21]

光器, 波长 1064 nm, 脉宽 5 ns, 发射口径为 3500 mm。另一种较为激进的方案将激光器能量提升到 20 kJ, 口径增大至 6000 mm。LODR 设想在地平角 45°~60° 范围内开展碎片的移除。通过仿真计算表明, 即使较为保守的技术方案也可在一次激光加载周期内对 1~10 cm 的小碎片产生约 100 m/s 的速度增量。不过, 该团队论证的在 3 年内清除 30000 块 LEO 轨道碎片的效能并未考虑碎片发布和激光发射间隔周期的影响。

德国航天局 (DLR, German Aerospace Center, Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) 也曾提出过地基激光移除空间碎片的计划。如图 9 所示, 该方案采用 1315 nm 的红外重频脉冲激光, 主要用于移除 450~1000 km 轨道高度上的小尺度空间碎片。该团队在 2020 年完成了 1750 mm 发射口径样机的初步设计和建造。Van N, Shan M 等人对 DLR 方案的评估认为, 该方案的碎片移除效能略低于 LODR^[22-23]。

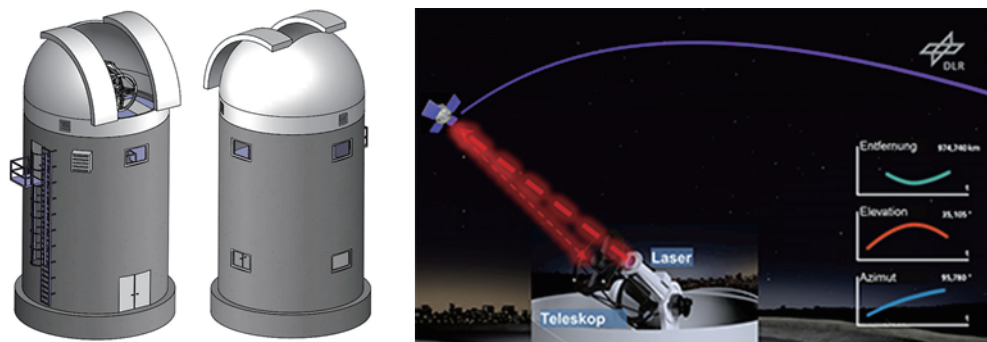


Fig. 9 DLR's design and plan of laser removal of space debris

图 9 DLR 的地基激光移除方案

总体而言, 地基激光移除空间碎片的计划大都停留在方案设计阶段的原因在于高功率激光器技术不能满足方案设计指标。同时, 超大口径的光学激光发射系统的设计、建造、镀膜和选址都是世界性难题。类比超大口径光学望远镜, 全世界公开的单体口径超过 5 m 的光学望远镜不超过 5 台。除此之外, 大气传输对激光的线性和非线性影响极为敏感, 大气的湍流效应、吸收、折射、散射等都会降低激光的到靶能量。更高能量的激光在大气中会出现拉曼散射、大气击穿、热晕等非线性效应。湍流导致的激光光束扩展、闪烁等会直接影响激光移除的效能。大气中的空气分子及气溶胶在吸收激光能量的过程中, 大气的折射率也会因为温度变化而发生改变, 光束质量下降、能量耗散、光束畸变都是大气会对激光传输产生的影响。杜配冰等人对激光与湍流相互作用的不确定度进行了量化分析^[24], 赵璐等人对激光在大气传输中的热晕效应进行了研究^[25]。由于以上因素的影响, 可行的地基激光方案其发射波长普遍在 1 μm 左右, 发射镜的口径难以进一步降低。

与地基激光移除技术同步发展的是天基激光移除空间碎片的技术方案。该方案的优势在于可以避开激光大气传输的巨大影响, 传输的能量损耗近乎可以忽略, 且轨道设计、移除场景、平台机动、目标选择等方面都有着独特的优势。尤其是当前天基平台的能源系统、跟瞄定位、热控管理等技术都日益成熟, 方案的可行性得到进一步提升。

俄罗斯早期曾提出基于化学激光器重达 13 t 的 MPS-BLS 天基激光方案, 但如此复杂的激光系统在天基环境下运行的技术难度极高, 其设计使用寿命仅为半年, 可出光的时间不到三小时。Schall 等人研究了在国际空间站利用天基高能激光移除空间碎片的可行性, 并通过仿真模型计算了不同几何关系时碎片的速度变化^[26]。Vetrivano

和 Vasile 等人评估了在近地空间下激光及其他光介质移除空间碎片的技术可行性, 预估了清理碎片需要的速度增量和时间^[27-28]。我国杨武霖和吴波等人分别对激光驱离不同材料及不同构型空间碎片的效能进行了分析^[29-30]。

进入 2010 年后, 欧美对激光移除空间碎片的研究方向逐渐转向天基激光。NASA 的 Bennet 团队, 阿拉莫斯实验室 Liedahl 团队等纷纷提出天基激光的移除方案^[31-32]。Phipps 在 2015 年的论文中指出要达到烧蚀阈值, 地基激光的出光口径难以承受, 天基激光成为清理碎片的首选。Phipps 认为天基激光移除空间碎片的作用角度是决定移除效率的关键因素^[33]。

由于天基平台不会受到大气传输影响的特点使得其使用短波长的紫外激光器成为可能。短波长的优势在于可以大幅降低发射口径, 减少平台的体积规模和重量。Phipps 曾在 2014 年提出集跟瞄、移除、探测于一体的天基平台方案, 设计波长为 355 nm^[34]。然而现阶段紫外激光器的出光能量远低于近红外波段, 激光器成本也较高。相较于其他近红外波长, 紫外激光在决定移除效率的冲量耦合系数上也并无明显优势^[35]。受限于当前激光能量不足的影响, 我国陈川等人曾提出通过接力出光实现空间碎片移除的技术方案^[36], 中国工程物理研究院赵剑衡团队也曾提出以驱离取代移除来保证特定轨道安全运行环境的替代方案^[37]。

2015 年, 日本法国的联合团队提出了在 JEM-EUSO 项目中增加碎片移除功能的技术方案, 该方案拟利用国际空间站上的超宽视场望远镜和波长为 1 μm 的 mini-EUSO 光纤激光平台组合来实现空间碎片的在轨移除。平台设计的平均功率在 10 kW, 发射口径为 2500 mm。如图 10 所示, 该方案预计可移除平台范围 300 km、运行速度低于 14 km/s 的空间碎片。从系统设计的角度来看, JEM-EUSO 提出了一种最大化利用已在轨运行航天资产来实现空间碎片移除的思路。

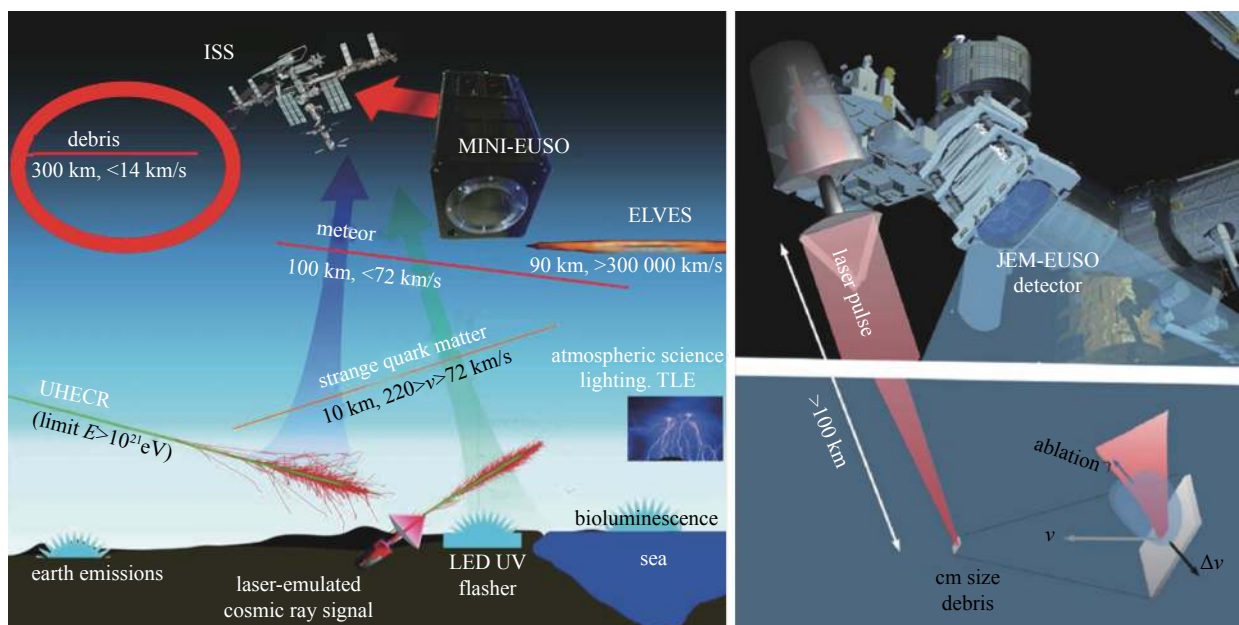


Fig. 10 Laser removal of space debris in JEM-EUSO program

图 10 JEM-EUSO 项目中激光移除方案

总体而言, 天基激光移除空间碎片系统组成可分为决策环、执行环、辅助环三部分。如图 11 所示, 辅助环的能源系统为整个平台提供充放电能力; 热控系统用于平台, 尤其是激光器的在轨热管理。执行环的探测系统、跟瞄系统、激光器分别用于对空间碎片的定位、跟踪和移除。决策环中控制系统基于执行环的数据链传输下达出光指令、任务规划, 并协调各子系统间的运行; 评估系统则对激光加载完成后的移除效能进行在轨评估。

2.2 激光移除空间碎片的效应与效能评估

脉冲激光与空间碎片相互作用是涉及宏观热流固耦合、微观等离子体羽流演化的多物理场耦合过程。如图 12

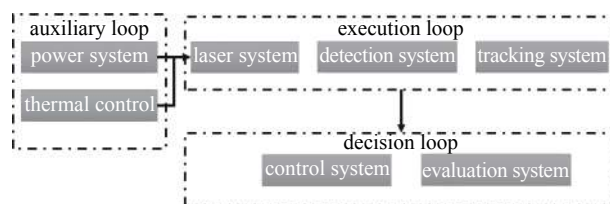


Fig. 11 A classic illustration of space-based laser removal system

图 11 天基激光移除平台的系统典型组成

所示,当脉冲激光以较高的能量密度辐照空间碎片时,碎片材料表面由于激光能量的沉积而出现明显的熔化、气化相变。气化的高温蒸气在真空中膨胀,同时高温蒸气中的少数电子由于逆轫致过程对脉冲激光产生强吸收,当激光能量足够高时会形成较高能量的自由电子。高能电子和高温蒸气中原子、电子发生多次碰撞而使高温蒸气发生进一步电离,成为具有较高电离度的等离子体。等离子体密度随着对激光能量的吸收而不断提升,当羽流中电子数密度达到临界值时会对后续脉冲激光形成等离子体屏蔽效应,即激光能量被等离子体吸收、散射,导致后续激光能量无法有效的直接沉积到材料表面。

脉冲激光移除空间碎片的效能是由激光加载时产生的反喷热物质流的冲量所决定的,而冲量又取决于激光辐照碎片材料的冲量耦合系数。在真空环境中,脉冲激光辐照烧蚀靶材料产生的冲量约在 $10 \sim 100 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{s}$ 量级,因此,微小冲量的测量成为评估脉冲激光移除空间碎片效能的一大难点。目前实验测量冲量耦合系数的方法主要有三种,即冲量摆法、气垫导轨法和扭摆干涉法。冲量摆测量是目前应用最广泛的微小冲量测试方法。该方法是基于激光干涉的原理,在干涉装置的两条光路中产生光程差,形成明暗相间的干涉环,通过测量冲量摆摆动特定周期内的干涉条纹数量来计算激光传递到材料靶上的冲量^[38]。气垫导轨法通过直接测量激光加载后效应靶在特定时间内的移动距离来计算冲量,并通过气垫导轨降低效应靶在运动过程中的摩擦阻力。扭摆干涉法则是将反喷冲量的测量转化为对扭摆的微幅振动的测量,通过激光干涉的方法给出扭摆转动的角度变化量来间接计算冲量的大小^[39]。

脉冲激光与物质相互作用的物理过程一直是相关领域研究的热点。20世纪60年代,Afanas'ev^[40]团队率先发表了激光加热等离子体的理论研究成果。在展现了脉冲激光辐照下产生反喷等离子体羽流及冲量的力学效应后,美欧等团队针对激光烧蚀产生的等离子体膨胀过程以及激光推进系统的推力、比冲和能量耦合系数等诸多问题进行了大量理论、实验和数值模拟研究^[41-43]。在作用机理的实验研究方面,新加坡Mahmood团队在Ar气体环境下使用Nd:YAG激光器烧蚀铁质靶材,在不同环境压力下对烧蚀反喷羽流进行了分析^[44],瑞士的Schmitz团队研究了不同环境背压下激光烧蚀羽流反喷现象^[45],但对激光能量密度与产生等离子体羽流密度的定性分析尚较为欠缺。国内袁红等对ns激光与铝材料的冲量耦合效应进行了系统的实验研究^[46],美国Pakhomov A V团队开展了脉冲激光与物质相互作用产生比冲的量化分析,探索了ps激光对不同碎片材料可能产生的冲量范围^[47]。赵剑衡团队通过仿真计算研究了激光移除空间碎片的驱离模式及驱离策略^[37],近年来,Phipps. C. R团队针对地基/天基脉冲激光移除空间碎片的应用开展了大量的仿真与实验研究,对不同碎片材料的激光参数优化、微小冲量评估、降轨分析都做出了较为深入的分析^[48-49]。

目前,对不同类型材料空间碎片在模拟真空环境下的冲量耦合系数实验研究已有较为广泛的研究。国内外研究团队对不同脉宽、不同能量的脉冲激光辐照不同材料如铝、铜、钽、铁等金属材料^[49-52],如芳纶、尼龙、醋酸纤维素、叠氮聚合物^[51-52]等复合材料的冲量耦合系数都通过实验的方法进行了测量。如图13所示。在较宽的参数范围内,铝合金等典型金属材料的冲量耦合系数和与最优激光辐照能量密度的近似关系约为 $C_m = 55.8 / (I\lambda \sqrt{\tau})^{0.301} \text{ N}\cdot\text{S}$ 。

冲量耦合系数与激光辐照能量密度的关系是非线性的,仅仅研究最优的冲量耦合系数还不足以支撑激光移除的效能评估。图14给出了基于冲量摆测量的波长为355 nm,脉宽为10 ns的脉冲激光与铝靶的冲量耦合系数随激光到靶能量密度的变化。从实验结果可以看出,冲量耦合系数

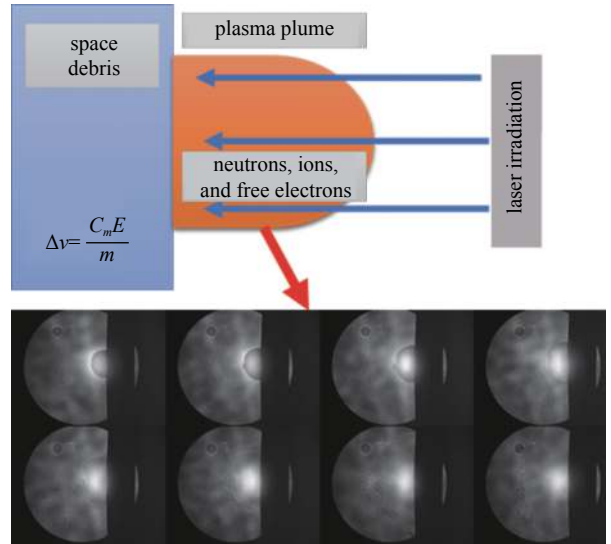


Fig. 12 The interaction of laser with space debris material
图 12 脉冲激光与碎片材料相互作用

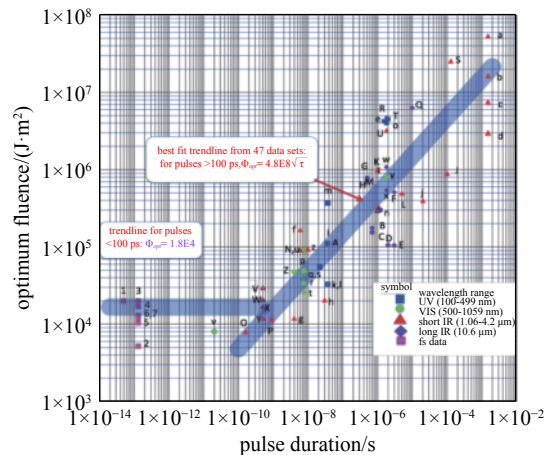


Fig. 13 The laser parameters for obtaining optimum impulse coupling coefficient for aluminum^[49]

图 13 铝合金材料获得最优冲量耦合系数的激光参数^[49]

在前期的总体趋势是随到靶能量密度的增加而增加的,但这一过程并非线性。其原因在于铝靶受激光辐照的区域在激光烧蚀产生的高温下反喷出的气体原子及等离子体羽流等物质逐渐增加、进而形成的反喷冲量增加。其中,当能量密度达到 2.65 J/cm^2 时,冲量耦合系数达到最大值 62.73 N/MW 。随后在能量密度持续增加的过程中,冲量耦合系数的变化较小。当到靶能量密度达到约 12 J/cm^2 时,冲量耦合系数出现明显下降。出现这一现象的原因在于反喷气体原子和等离子体聚集在铝靶表面的前方,进一步吸收辐照的激光能量,造成到靶的激光能量密度下降。相关研究表明靶前方的等离子体在激光开始加载后的大约 2 ns 后就会产生对激光能量的明显吸收,导致到靶能量的降低^[53]。冲量耦合系数开始出现下降的拐点是当等离子体对激光的吸收大于激光能量的增加量时。实验结果也进一步表明要想获得最优的空间碎片清除效能(即产生最大的冲量耦合系数),不能简单的增加激光能量,而需要依靠模拟空间真空环境的微小冲量测量实验来获得最优的激光移除参数。

由于材料特性的不同,脉冲激光与复合材料相互作用的物理过程更为复杂。图 15 给出了 ns 脉冲激光辐照碳纤维复合材料的冲量耦合系数演化规律。从实验结果可以看出,碳纤维材料达到最优冲量耦合系数的辐照能量密度要明显低于金属材料。通过文献调研与分析发现,复合材料的冲量耦合系数受该材料的熔沸点影响较大。一般而言,材料的熔沸点越高,在脉冲激光相同的辐照能量密度下产生的冲量耦合系数越低。材料的光学透明性也会对冲量耦合系数产生影响。材料对相应的激光波长透明度越低,在相同的辐照能量密度下产生的冲量耦合系数越高。由于碳纤维材料具有较高的熔沸点和一定的光学透明度,在脉冲激光辐照下产生的冲量耦合系数相对具有较低的熔沸点和无光学透明度的材料要低。

除此之外,激光辐照的环境气压也会对冲量耦合系数产生影响。当然,近地空间气压是相对稳定的真空环境,但研究不同气压对辐照效应的影响规律可有效支撑评估模型的建立。图 16 给出了航天应用中广泛采用的热控多层复合材料在不同气压环境下的冲量耦合系数测量结果。从实验结果可以看出,较低的气压环境能产生较高的冲量耦合系数。根据克拉伯龙方程,气压的降低能够导致沸点的明显下降,因此相对低的激光辐照能量密度即可以产生气化,从而提高冲量耦合系数;气压的下降意味着空气分子密度的下降,可以使反喷原子或等离子体的散射自由程较长,反喷物质可以保持较大的动量,可以产生相对较大的冲量,能够使冲量耦合系数提高。

国内外研究人员对脉冲激光与空间碎片材料的仿真建模也进行了广泛研究, Scharring 和常浩等人分别对不同材料的脉冲激光辐照效应进行了仿真研究^[54-55]。总体而言,模型一般包含靶体对激光能量的吸收、等离子羽流的

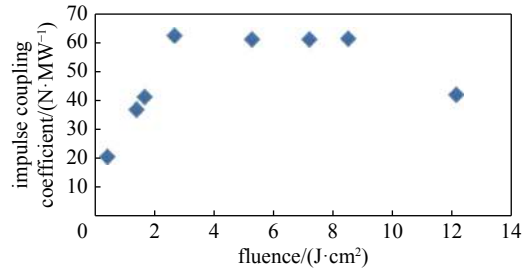


Fig. 14 The variation of impulse coupling coefficient for aluminum with different laser energy density

图 14 不同能量密度辐照下的铝合金冲量耦合系数变化

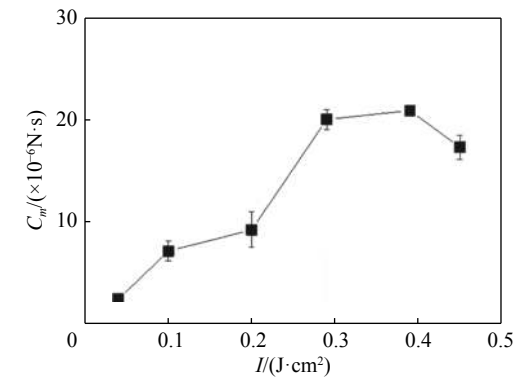


Fig. 15 The variation of impulse coupling coefficient for carbon fiber material with different laser energy density

图 15 不同能量密度辐照下的碳纤维冲量耦合系数变化

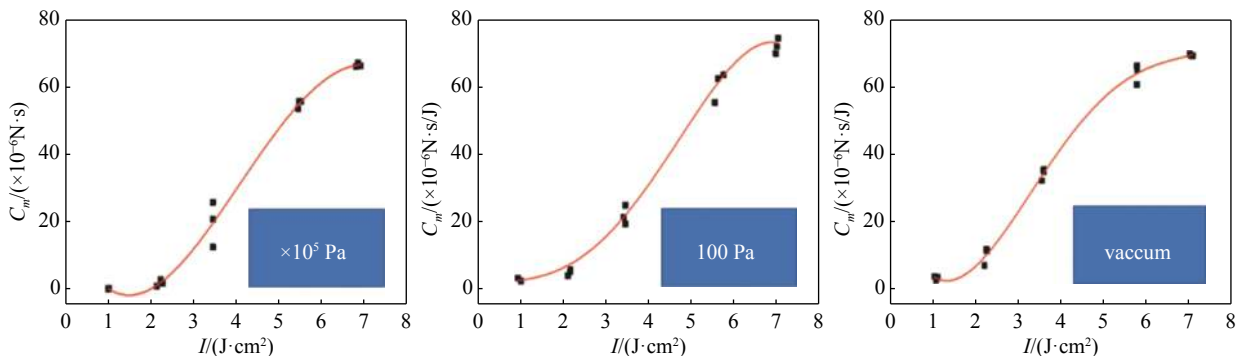


Fig. 16 The influence of pressure to the impulse coupling coefficient

图 16 气压对冲量耦合系数的影响

演化、等离子体对激光能量的屏蔽、以及冲量耦合系数演化等四个主要环节。以金属材料的空间碎片为例, 辐照过程中部分激光被金属表面反射, 其余激光被金属吸收。当吸收层吸收了足够的激光能量时, 金属材料开始熔化、气化, 并迅速逃离金属表面。由于金属材料对激光的吸收长度的量级为 10 nm, 远远小于激光光束的直径(一般为 mm 量级甚至更大), 因此金属的温度场可采用一维热传导方程进行计算。

当某一深度的材料温度超过该材料的熔点时, 发生相变熔化。由于相变潜热的存在, 熔化区域温度变化较小。当金属材料进一步受高能量脉冲激光辐照时, 产生气化, 蒸气压 p_{vap} 为

$$p_{\text{vap}}(T_s) = p_0 \exp\left[\frac{\Delta H_{lv}(T_s - T_b)}{RT_s T_b}\right] \quad (2)$$

其中: T_s 和 T_b 分别是金属材料表面温度和该材料的沸点。 ΔH_{lv} 为气化焓变。 气化物质的运动可以由 Euler 流体力学方程来描述, 即质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程。

气化物质的流动可以由 Euler 流体方程来描述, 主要是三个守恒方程, 质量守恒方程、动量守恒方程和能量守恒方程。该方程组中随等离子体羽流位置变化的吸收系数函数 α_{IB} 和激光辐照能量密度函数 I_{laser} 是关键。 $\alpha_{\text{IB}} I_{\text{laser}}$ 是靶材表面吸收的激光能量, 为蒸汽内能提供了能量来源。处于高温的蒸气通过光辐射使蒸汽内能减少, 其中发射率函数 ε_{rad} 是关键。计算 ε_{rad} 时可以假设电子遵循 Maxwell 速度分布方程

$$\varepsilon_{\text{rad}} = \left(\frac{2\pi kT}{3m_e}\right)^{1/2} \frac{32\pi e^6}{3hm_e c^3} n_e (Z_1^2 n_{i1} + Z_2^2 n_{i2}) \quad (3)$$

其中: n_e , n_{i1} 和 n_{i2} 分别是电子、一价和二价金属离子的数密度。一般情况下三级电离能很高, 不足以产生三级电离。

气化物质的温度非常高, 因此气化物质被电离产生了等离子体。由于各种粒子之间发生各种碰撞, 可以假设等离子体处于局部热力学平衡(LTE)。即在足够小的范围内, LTE 适用于所有电子、原子和离子, 且它们的温度相等。电离程度可以由 Saha-Eggert 方程描述, 同时这些电子、离子满足物质守恒和电荷守恒方程。Saha 方程组按等离子体羽流中的不同位置求解(除了靶表面的初始位置), 其中电子和离子的主要能量来源于被加热表面的热辐射。对于激光辐照靶材的边界点, 通常由 Langmuir-Saha 方程表示^[54]。

等离子体羽流对激光能量的吸收主要是自由电子对光子的吸收。在一个连续统一体中电子被升至更高的状态。该过程必须发生在重离子(离子或原子)的场中, 这样动量才能被保存。激发态的光致电离只对含能光子撞击易电离的气体混合物时贡献较大, 在仿真建模时可忽略。对逆韧致辐射产生贡献的有电子-中子和电子-离子的逆韧致辐射, 其中电子密度对其影响较大。

冲量耦合系数的计算相对较为简单, 主要分为两阶段, 第一阶段为脉冲激光辐照阶产生蒸汽段、第二阶段为脉冲激光辐照下等离子体阶段。对于第一阶段, 靶获得的动量可以根据蒸汽的动量计算得到; 对于第二阶段, 靶获得的动量可以根据等离子体中离子实的总动量计算得到。

为提升评估模型的置信度和深入分析等离子体羽流的演化过程, 可通过激光超高速全息成像技术来捕捉整个物理过程的微观成像, 从而分析脉冲激光与典型碎片材料作用时产生等离子体等烧蚀产物的动态演化过程。实验效应靶采用典型的铝合金空间碎片材料置于模拟空间环境的真空靶室中, 图 17 给出了实验获取的纳秒激光脉冲辐照铝靶产生的反喷物质的动态全息实验图像。实验的真空度为 10^{-3} Pa, 激光辐照功率密度 7.6×10^8 W/cm², 波长为 1064 nm, 脉宽为 10 ns。属于纳秒激光辐照铝靶产生等离子体的典型功率密度。从实验结果可以看出, 铝靶在受到强激光辐照后发生气化等物理过程而反喷出物质。由于较高的温度而电离/部分电离成为等离子体, 并向四周进行热辐射。在激光辐照靶面的初始时刻, 靶表面的气体或等离子体密度较高。随着时间推移, 靶前方等离子体密度上升, 而靶表面原子气体或等离子体密度呈下降趋势。由于原子气体或等离子体运动方向的差异, 羽流尺度随时间越来越大, 密度逐渐降低到不可辨识, 这一现象说明等离子体羽流在激光加载过程中是一个逐渐耗散的过程。实验表明为获得最大的冲量耦合系数, 在激光清除参数的选取时并不需要太长的脉宽, 其原因在于虽然长脉宽可以提高激光能量在靶体上的沉积, 但后续的激光能量会大部分被靶前端的等离子羽流吸收掉, 从而无法持续提高烧蚀产物的反喷冲量。

基于连续拍摄的全息成像, 可以获得等离子体羽流膨胀过程中的羽流速度与等离子体数密度。实验结果显示在当前工况条件下, 脉冲激光辐照典型铝靶产生的等离子体羽流最大速度约为 15.38 km/s, 靶面附近的等离子体数密度为 4×10^{27} /m³。以该组实验数据对仿真模型进行校验, 图 18 给出了模型仿真结果。其中最大羽流速度约为

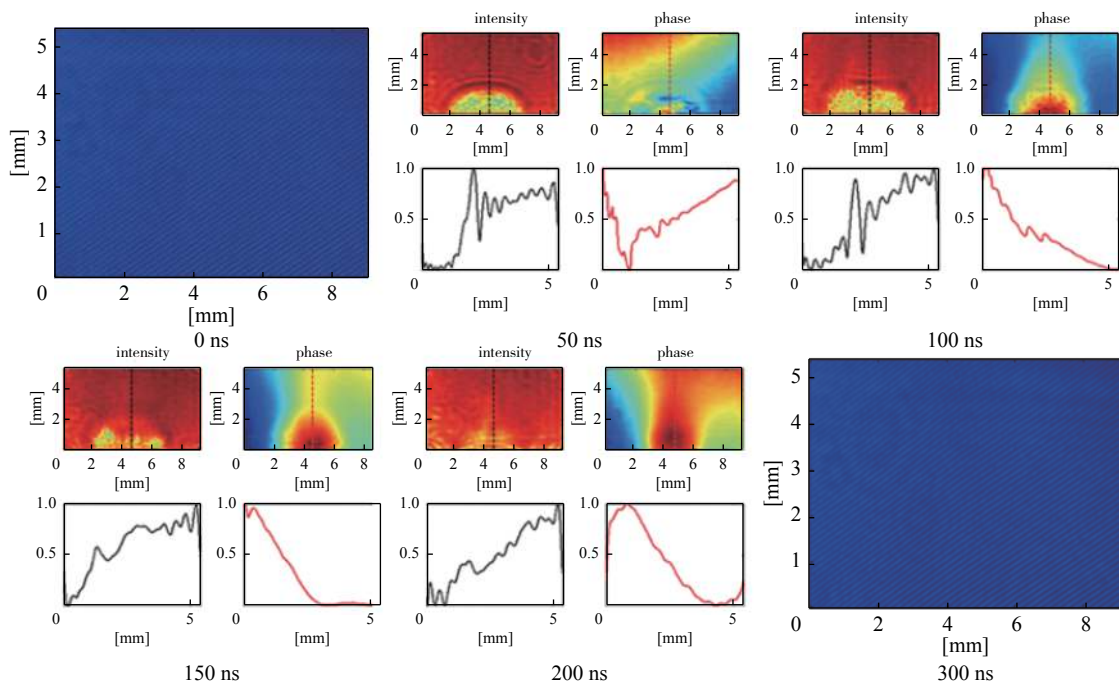


Fig. 17 Holographic of plasma plume during laser irradiation

图 17 等离子体羽流演化全息成像

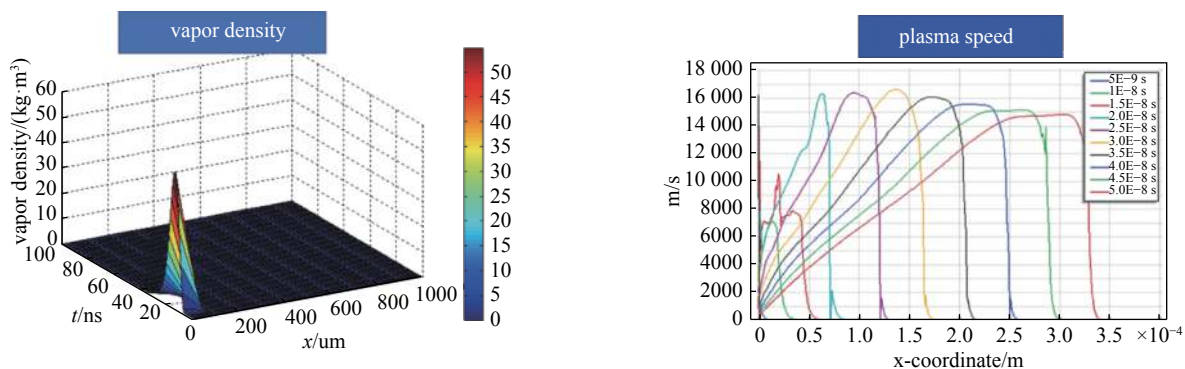


Fig. 18 Simulation results of plasma plume development

图 18 等离子体羽流仿真计算结果

16.12 km/s 与实验结果基本保持一致。Al 蒸气等离子体质量密度在不同时刻的空间分布,蒸气基本保持在靶面附近,在约 10 ns 时,蒸气粒子质量密度达到最大值约 55 kg/m^3 ,转换成数密度约为 $1.22 \times 10^{27} / \text{m}^3$ 。等离子体数密度计算涉及复杂的多物理场耦合过程,仿真结果与实验结果 ($4 \times 10^{27} / \text{m}^3$) 存在一定的差距,但基本控制在同一数量级的误差范围内,从一定程度上验证了模型的有效性。在未来的研究当中通过模型的进一步优化和实验的精密测量,可有效提升模型的置信度,实现模型外推,为后期脉冲激光清除空间碎片的效能评估提供支撑。

脉冲激光移除空间碎片降轨能力的评估一般采用传统的天体动力学模型进行计算。方英武等人计算了地基激光移除小尺度空间碎片时的降轨^[56],吴波等人对不同构型空间碎片的降轨能力进行了分析^[30],王卫杰等人针对不同的激光参数对脉冲激光移除空间碎片的降轨能力进行了评估^[57]。

以上降轨模型均以冲量耦合系数作为输入,首先计算脉冲激光辐照空间碎片时各方向上的速度增量。由于单脉冲产生的速度增量普遍在 0.1 m/s 以下,因此可将该速度增量当做是摄动加速度与激光脉宽的乘积,从而通过摄动模型计算碎片在激光加载后的六根数。在移除过程中,碎片运行的近似圆轨道会在激光产生的冲量作用下变为椭圆轨道,其近地点高度将出现明显降低。当近地点高度接近大气层时有很大概率被烧毁,实现空间碎片的最终移除。

现阶段的研究工作从技术层面验证了脉冲激光移除空间碎片的可行性,对其作用机理的各个维度也进行了较为广泛的研究,但对该方案从激光辐照、能量吸收、等离子体羽流反喷、碎片驱离、到最终降轨的全物理过程评估

还尚待研究。近年来,基于模型的数字化评估已在很多航天领域广泛应用^[58]。从数字化评估模式的角度来看,基于系统工程的数字化模型库可以在开发和设计阶段就以模块化的形式支撑整个评估系统从需求、评估、验证、分析的全流程活动,并通过对各子模型库算法和物理模型的进化式开发来逐渐提升评估系统的可靠性及置信度。图 19 给出了脉冲激光移除空间碎片的数字化评估系统架构图。

基于实时物理计算的数字化评估需在模型内部定义清晰合理的逻辑架构。在脉冲激光移除空间碎片这一物理过程当中,数字化评估系统需模拟出空间碎片在脉冲激光加载前后的轨道参数和热力参数,并以基于物理模型的三维动画形式予以展示。图 20 给出了数字化评估系统的数据传输逻辑流程。其中,动力学本体模型主要用于模拟空间碎片受脉冲激光加载下的动力学特性;脉冲载荷模型根据到靶激光参数计算碎片表面的等离子体羽流演化及动态演化的反喷冲量,并以空间力的形式作用于碎片模型上;轨道模型根据空间碎片速度进行轨道运算以及在不同坐标系下的位置变换;地球模型则负责提供物理计算所需的相关地球参数。

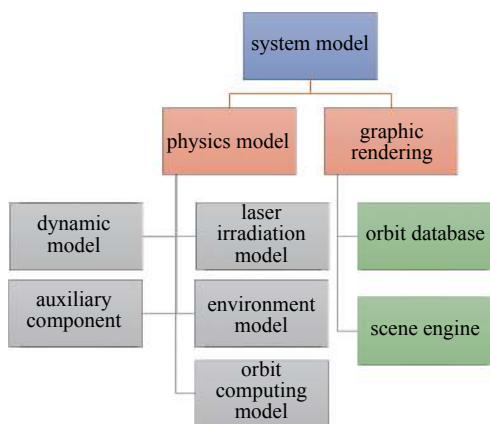


Fig. 19 Structure of model-based evaluation of laser removal of space debris

图 19 基于模型的激光移除空间碎片数字化评估架构图

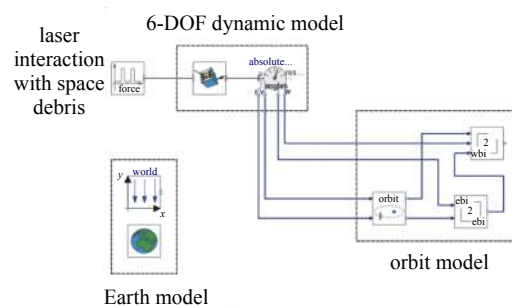


Fig. 20 The logic of data flow in the evaluation system

图 20 数字化评估系统的数据流传输逻辑

如图 21 所示,数字化评估系统在输出端既可在微观层面上实时计算/展示这一物理过程中等离子体羽流的压力、温度、密度等物理量的变化,也可同时评估脉冲激光加载下冲量耦合系数、轨道高度、降轨速率等宏观物理参数的效应,并以多视图的形式进行结果呈现。由于系统的核心模型均经过与实验结果的校核,数字化评估的结果也具有较高的置信度和可靠性。在不同的需求条件下,该系统可实现对不同激光加载参数所产生的碎片清除效能全物理过程评估,支撑不同空间应用的结果验证及数据调用。

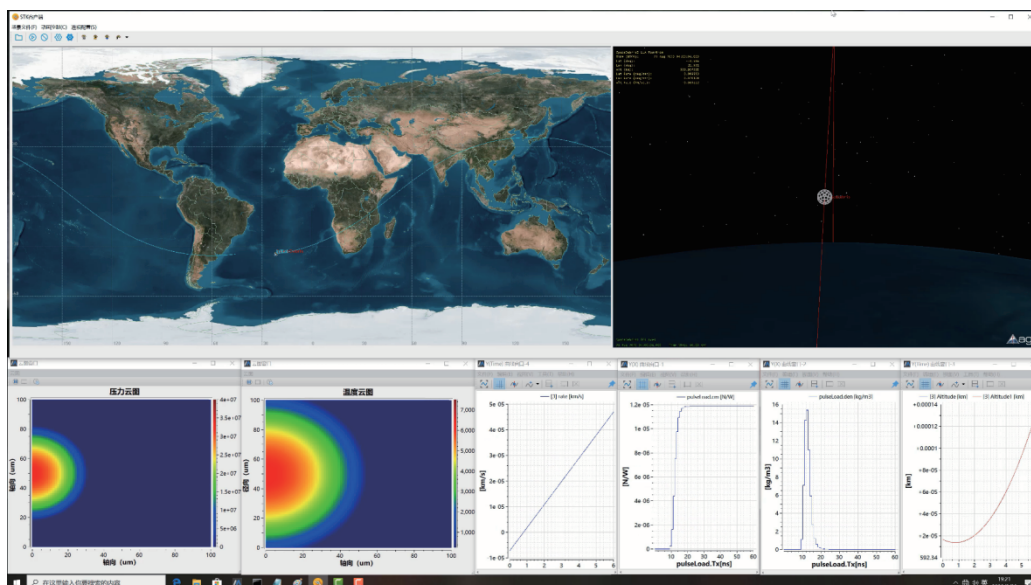


Fig. 21 The output user-interface for the evaluation system of laser removal of space debris

图 21 脉冲激光移除空间碎片数字化评估界面

2.3 激光移除空间碎片的问题与挑战

从当前移除空间碎片技术的发展趋势来看,天基脉冲激光移除空间碎片的技术方案已逐渐成为主流,方案的可行性也基本得到了地面实验和仿真模拟的验证,目前面临的技术难点和挑战主要有以下几个方面。

首先是在平台的一体化设计方面,国内外各技术团队目前主要着力于各分系统的研制,对于集激光发射、探测跟瞄、控制管理、后效评估、能源系统于一体的天基移除平台的研究还比较有限,对于固体/光纤激光器在近地空间的温度、电磁、射线环境下的环境适应性研究还有待探索。

其次,当前对脉冲激光移除空间碎片的降轨能力分析已有了较为深入的论证,但对移除策略的研究还比较欠缺。如何选取优化的激光参数、移除场景、轨道规划将贯穿未来平台建设的立项论证、平台设计、在轨应用、运行维护的各个环节。具有激光移除空间碎片全物理过程评估、高效迭代、多模型兼容的数字化评估技术可能成为未来移除策略研究的一个重要方向。

最后,由于空间碎片大都具备不规则构型和无控运行的特点,如何实现对这些碎片的精确离轨控制是当前尚未解决的一个难点。未来对于小碎片质心识别、微扰动下的碎片轨道预估、碎片烧蚀过程中的姿态演变等问题的研究还需进一步深入。

3 展望与建议

经过前期几十年的探索,脉冲激光移除空间碎片已成为人类应对日益恶化的空间碎片问题极具前景的技术方案。随着近地轨道资源的日益枯竭,主动移除空间碎片已不仅仅是大国责任的体现,还蕴含着巨大的商业价值。在现阶段技术条件下,天基激光移除平台即使保守估计的5~10 km 驱离范围,其产生的“干净”轨道资源价值也是不可限量的。大功率小型化激光器上天对航天技术的发展也有很大的推动最用。通过对平台一体化设计、移除策略、精确控制离轨技术的进一步研究,技术方案的可行性将进一步提升,天基激光移除空间碎片一定会成为未来各大国技术竞争的制高点之一。

参考文献:

- [1] 郑永超, 赵思思, 李同, 等. 激光空间碎片移除技术发展及展望[J]. 空间碎片研究, 2020, 20(4): 1-10. (Zheng Yongchao, Zhao Sisi, Li Tong, et al. Current status and development of laser active debris removal technology[J]. Space Debris Research, 2020, 20(4): 1-10)
- [2] Le May S, Gehly S, Carter B A, et al. Space debris collision probability analysis for proposed global broadband constellations[J]. *Acta Astronautica*, 2018, 151: 445-455.
- [3] 王钊, 杨东春, 康志宇. 空间碎片主动移除任务的相关法律问题[J]. 北京航空航天大学学报(社会科学版), 2015, 28(2): 44-48. (Wang Zhao, Yang Dongchun, Kang Zhiyu. Legal matters about space debris removing[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics (Social Sciences Edition), 2015, 28(2): 44-48)
- [4] Kessler D J. Collisional cascading: the limits of population growth in low earth orbit[J]. *Advances in Space Research*, 1991, 11(12): 63-66.
- [5] 江海, 刘静. 空间碎片与空间交通管理[J]. 空间碎片研究, 2019, 19(1): 39-44. (Jiang Hai, Liu Jing. Space debris and space traffic management[J]. Space Debris Research, 2019, 19(1): 39-44)
- [6] Klinkrad H. Space debris: models and risk analysis[M]. Berlin: Springer, 2006.
- [7] 罗刚桥. 空间碎片减缓措施及其研究对策[J]. *中国空间科学技术*, 2001, 21(6): 33-42. (Luo Gangqiao. The mitigation measures of space debris and the strategy of study[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2001, 21(6): 33-42)
- [8] Šilha J. Space debris: optical measurements[M]//Kabáth P, Jones D, Skarka M. Reviews in Frontiers of Modern Astrophysics. Cham: Springer, 2020: 1-21.
- [9] Pool R. Scrapheap in the sky [Technology space debris][J]. *Engineering & Technology*, 2021, 16(3): 44-47.
- [10] 龚自正, 杨继运, 代福, 等. CAST空间碎片超高速撞击试验研究进展[J]. *航天器环境工程*, 2009, 26(4): 301-306. (Gong Zizheng, Yang Jiyun, Dai Fu, et al. M/OD hypervelocity impact tests carried out in CAST[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2009, 26(4): 301-306)
- [11] 罗斌强, 张旭平, 郝龙, 等. 7 km/s以上超高速发射技术研究进展[J]. *爆炸与冲击*, 2021, 41: 021401. (Luo Binqiang, Zhang Xuping, Hao Long, et al. Advances on the techniques of ultrahigh-velocity launch above 7 km/s[J]. *Explosion and Shock Waves*, 2021, 41: 021401)
- [12] 王国语. 空间碎片管辖权及主动清除的法律依据[J]. 北京理工大学学报(社会科学版), 2014, 16(6): 103-109. (Wang Guoyu. The jurisdiction of space debris and the legal basis of active space debris removal[J]. Journal of Beijing Institute of Technology (Social Sciences Edition), 2014, 16(6): 103-109)
- [13] 李怡勇, 陈勇, 李智, 等. 对一种利用人造粉尘清除空间碎片新方法的理论分析[J]. *空间科学学报*, 2015, 35(1): 77-85. (Li Yiyong, Chen Yong, Li Zhi, et al. Theoretic analysis on a new technique of dust-based active debris removal[J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2015, 35(1): 77-85)
- [14] 王小皖, 张峰, 申麟, 等. 空间平台电力绳系离轨装置技术研究[J]. 空间碎片研究, 2020, 20(2): 22-31. (Wang Xiaoding, Zhang Feng, Shen Lin, et al. An EDT de-orbiting equipment for spacecraft[J]. Space Debris Research, 2020, 20(2): 22-31)
- [15] Mark C P, Kamath S. Review of active space debris removal methods[J]. *Space Policy*, 2019, 47: 194-206.
- [16] Kelly P W, Bevilacqua R, Mazal L, et al. TugSat: removing space debris from geostationary orbits using solar sails[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2018,

- 55(2): 437-450.
- [17] Colombo C, Rossi A, Vedova F D, et al. Drag and solar sail deorbiting: re-entry time versus cumulative collision probability[C]//68th International Astronautical Congress (IAC 2017). IAF, 2017: 3535-3553.
- [18] Soulard R, Quinn M N, Tajima T, et al. ICAN: a novel laser architecture for space debris removal[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 105(1): 192-200.
- [19] Sanger E. On the theory of photon rocket[J]. *Engineer Archive*, 1953, 21(3): 213-226.
- [20] Kantrowitz A. Propulsion to orbit by ground-based laser[J]. *Astronautics and Aeronautics*, 1972, 10(5): 74-76.
- [21] Phipps C R, Albrecht G, Friedman H, et al. ORION: clearing near-Earth space debris using a 20-kW, 530-nm, Earth-based, repetitively pulsed laser[J]. *Laser and Particle Beams*, 1996, 14(1): 1-44.
- [22] Van Der Pas N, Lousada J, Terhes C, et al. Target selection and comparison of mission design for space debris removal by DLR's advanced study group[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 102: 241-248.
- [23] Shan Minghe, Guo Jian, Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, 80: 18-32.
- [24] 杜配冰, 刘钰, 陈志华, 等. 基于多项式混沌的激光大气传输湍流效应不确定度量化[J]. *现代应用物理*, 2021, 12(2): 29-34. (Du Peibing, Liu Yu, Chen Zhihua, et al. Uncertainty quantification for turbulence effect of laser propagation in atmosphere based on polynomial chaos[J]. *Modern Applied Physics*, 2021, 12(2): 29-34)
- [25] 赵璐, 王静, 郭苗军, 等. 基于微扰法研究涡旋光束在大气中传输的热晕效应[J]. *光电子·激光*, 2021, 32(5): 532-540. (Zhao Lu, Wang Jing, Guo Miaojun, et al. The thermal blooming effect of vortex beam propagation in the atmosphere is studied by perturbation method[J]. *Journal of Optoelectronics·Laser*, 2021, 32(5): 532-540)
- [26] Schall W O. Laser radiation for cleaning space debris from lower earth orbits[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2002, 39(1): 81-91.
- [27] Vasile M, Maddock C, Saunders C. Orbital debris removal with solar concentrators[C]//61st International Astronautical Congress. 2010.
- [28] Vetrivano M, Thiry N, Vasile M. Detumbling large space debris via laser ablation[C]//2015 IEEE Aerospace Conference. IEEE, 2015: 1-10.
- [29] 杨武霖, 陈川, 余谦, 等. 天基激光驱动空间碎片降轨效果仿真研究[J]. *航天器环境工程*, 2018, 35(3): 217-222. (Yang Wulin, Chen Chuan, Yu Qian, et al. Simulation of space debris de-orbiting by space-based laser ablation[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2018, 35(3): 217-222)
- [30] 吴波, 金星. 激光辐照下圆锥体空间碎片的激光烧蚀力与力矩分析方法[J]. *空间碎片研究*, 2019, 19(4): 28-33. (Wu Bo, Jin Xing. Laser ablation force and moment analysis method for conical space debris under laser irradiation[J]. *Space Debris Research*, 2019, 19(4): 28-33)
- [31] Bennet F, Conan R, D'Orgeville C, et al. Adaptive optics for laser space debris removal[C]//Proceedings of SPIE 8447. Adaptive Optics Systems III. 2012: 844744.
- [32] Liedahl D A, Rubenchik A, Libby S B, et al. Pulsed laser interactions with space debris: target shape effects[J]. *Advances in Space Research*, 2013, 52(5): 895-915.
- [33] Phipps C R. Laser space debris removal: now, not later[C]//Proceedings of SPIE 9255. XX International Symposium on High-Power Laser Systems and Applications 2014. 2015: 92553Q.
- [34] Phipps C R. L'ADROIT-A spaceborne ultraviolet laser system for space debris clearing[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 104(1): 243-255.
- [35] Phipps C R, Bonnal C. A spaceborne, pulsed UV laser system for re-entering or nudging LEO debris, and re-orbiting GEO debris[J]. *Acta Astronautica*, 2016, 118: 224-236.
- [36] 陈川, 杨武霖, 余谦, 等. 激光驱动接力移除空间碎片的小卫星星座及可行性研究[J]. *宇航学报*, 2019, 40(2): 156-163. (Chen Chuan, Yang Wulin, Yu Qian, et al. A laser driven relay small satellite constellation for space debris active removal and feasibility study[J]. *Journal of Astronautics*, 2019, 40(2): 156-163)
- [37] 赵剑衡. 激光清除空间碎片分析[C]//第十四届全国物理力学学术会议缩编文集. 2016: 1. (Zhao Jianheng. Analysis on laser removal of space debris[C]//Condensed Proceedings of the 14th National Conference on Physical Mechanics. 2016: 1.)
- [38] 金云声, 张兴卫, 谭福礼, 等. 干涉式冲量摆测试装置及其双精度数据处理方法[J]. *光学学报*, 2017, 37: 0512001. (Jin Yunsheng, Zhang Xingwei, Tan Fuli, et al. Testing device based on interferometric ballistic pendulum and its double precision data processing method[J]. *Acta Optica Sinica*, 2017, 37: 0512001)
- [39] 叶继飞, 洪延姬. 基于扭秤的激光干涉差动测量微小冲量方法[J]. *应用光学*, 2013, 34(6): 990-994. (Ye Jifei, Hong Yanji. Laser interference differential measurement of micro impulse based on torsion balance[J]. *Journal of Applied Optics*, 2013, 34(6): 990-994)
- [40] Afanas'ev Y V, Basov N G, Krokhin O N, et al. Gas-dynamic processes in irradiation of solids[J]. *Soviet Physics Technical Physics*, 1969, 14(5): 669-676.
- [41] Sprangle P, Esarey E, Ting A. Nonlinear theory of intense laser-plasma interactions[J]. *Physical Review Letters*, 1990, 64(17): 2011-2014.
- [42] Holmes B S, Maher W E, Hall R B. Laser-target interaction near the plasma-formation threshold[J]. *Journal of Applied Physics*, 1980, 51(11): 5699-5707.
- [43] Shih C Y, Wu Chengping, Shugaev M V, et al. Atomistic modeling of nanoparticle generation in short pulse laser ablation of thin metal films in water[J]. *Journal of Colloid and Interface Science*, 2017, 489: 3-17.
- [44] Mahmood S, Rawat R S, Springham S V, et al. Material ablation and plasma plume expansion study from Fe and graphite targets in Ar gas atmosphere[J]. *Applied Physics A*, 2010, 101(4): 695-699.
- [45] Schmitz T A, Koch J, Günther D, et al. Characterization of aerosol plumes in nanosecond laser ablation of molecular solids at atmospheric pressure[J]. *Applied Physics B*, 2010, 100(3): 521-533.
- [46] 袁红, 童慧峰, 李牧, 等. 强激光加载真空中铝靶冲量耦合的数值模拟[J]. *激光技术*, 2012, 36(4): 520-523. (Yuan Hong, Tong Huifeng, Li Mu, et al.

- Numerical simulation of impulse coupling to aluminum in laser ablation in vacuum[J]. *Laser Technology*, 2012, 36(4): 520-523)
- [47] Pakhomov A V, Gregory D A. Ablative laser propulsion: an old concept revisited[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(4): 725-727.
- [48] Phipps C R, Baker K L, Libby S B, et al. Removing orbital debris with pulsed lasers[J]. *AIP Conference Proceedings*, 2012, 1464(1): 468-480.
- [49] Phipps C R, Boustie M, Chevalier J M, et al. Laser impulse coupling measurements at 400 fs and 80 ps using the LULI facility at 1057 nm wavelength[J]. *Journal of Applied Physics*, 2017, 122: 193103.
- [50] D'Souza B C. Development of impulse measurement techniques for the investigation of transient forces due to laser-induced ablation[D]. Los Angeles: University of Southern California, 2007.
- [51] Phipps C R Jr, Turner T P, Harrison R F, et al. Impulse coupling to targets in vacuum by KrF, HF, and CO₂ single-pulse lasers[J]. *Journal of Applied Physics*, 1988, 64(3): 1083-1096.
- [52] Phipps C, Luke J, Funk D, et al. Laser impulse coupling at 130 fs[J]. *Applied Surface Science*, 2006, 252(13): 4838-4844.
- [53] Munafò A, Alberti A, Pantano C, et al. A computational model for nanosecond pulse laser-plasma interactions[J]. *Journal of Computational Physics*, 2020, 406: 109190.
- [54] Scharring S, Eisert L, Lorbeer R A, et al. Momentum predictability and heat accumulation in laser-based space debris removal[J]. *Optical Engineering*, 2018, 58: 011004.
- [55] 常浩, 金星, 叶继飞, 等. 激光功率密度对纳秒激光烧蚀冲量耦合影响的数值模拟[J]. *推进技术*, 2013, 34(10): 1426-1431. (Chang Hao, Jin Xing, Ye Jifei, et al. Numerical simulation of laser power density effect on nanosecond laser ablation impulse coupling[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(10): 1426-1431)
- [56] 方英武, 赵尚弘, 杨丽薇, 等. 地基激光辐照近地轨道小尺度空间碎片作用规律研究[J]. *红外与激光工程*, 2016, 45: 229002. (Fang Yingwu, Zhao Shanghong, Yang Liwei, et al. Research on action rules of ground-based laser irradiating small scale space debris in LEO[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45: 229002)
- [57] 王卫杰, 李怡勇, 罗文, 等. 天基激光清除空间碎片任务分析[J]. *系统工程与电子技术*, 2019, 41(6): 1374-1382. (Wang Weijie, Li Yiyong, Luo Wen, et al. Mission analysis on removal of space debris with space-based laser[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2019, 41(6): 1374-1382)
- [58] 王治, 万峰, 吴剑锋, 等. 卫星总装过程异构数据物联集成技术研究[J]. *西北工业大学学报*, 2020, 38(S1): 44-52. (Wang Zhi, Wan Feng, Wu Jianfeng, et al. Research on integration technology of heterogeneous data of satellite assembly process[J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2020, 38(S1): 44-52)