DOI: 10.3901/JME.2020.13.156

空间增阻薄膜结构研究进展及关键技术*

彭福军^{1,2} 恽卫东^{1,2} 耿海峰^{1,2}

(1. 上海宇航系统工程研究所 上海 201108;

2. 上海市空间飞行器机构重点实验室 上海 201108)

摘要: 概述空间碎片的严峻形势和碎片减缓领域未来趋势, 梳理国内外小卫星星座计划, 介绍卫星离轨规范问题最新进展; 提出空间增阻薄膜结构技术因成本低、技术成熟度高, 对不同规格低轨道类航天器具有很好适用性, 最易于推广应用于空间碎片减缓; 对空间增阻薄膜结构技术国内外发展现状进行梳理, 并提出空间增阻薄膜结构主要关键技术, 对增阻薄膜结构构型设计技术、长寿命材料技术、折叠展开技术和低成本设计技术等进行分析。分析表明, 未来星座计划迅速发展将进一步加剧空间碎片严峻形势; 现有的碎片减缓规则不能满足要求, 新的规则将很快推出, 对增阻离轨薄膜结构技术提出了迫切需求; 目前空间增阻薄膜结构的主要关键技术都取得了突破, 并已完成搭载验证, 具备用于卫星离轨的条件。

关键词: 空间碎片; 离轨; 薄膜结构

中图分类号: V423

Advancement and Key Technologies of Deployable Membrane Structure for Space Debris Removal

PENG Fujun^{1,2} YUN Weidong^{1,2} GENG Haifeng^{1,2}

(1. Shanghai Institute of Aerospace System Engineering, Shanghai 201108;

2. Shanghai Key Laboratory of Spacecraft Mechanism, Shanghai 201108)

Abstract: The status of space debris and removal technology were introduced at first. The development of small satellite constellation and study on de-orbit specification of satellite were summarized. The advancement of the space debris removal membrane structure was proposed due to its unique properties such as low cost, high degree of technological maturity and good applicability for all kinds of LEO satellites. Key technologies associated with the membrane structure were presented, such as structure configuration design technology, long life membrane technology, fold and deploy technology, low cost design technology, and the approaches to solve these key problems were introduced. The analysis showed that the status of space debris will be even more threatening due to the rapid development of small satellite constellation, new de-orbit specification of satellite will be promulgated soon, the application of space debris removal membrane structure was urgently demanded. The main technologies associated with the membrane structure had been studied and tested in space flight, the technique will be widely applied in the future.

Key words: space debris; de-orbit removal; membrane structure

0 前言

空间碎片是人类航天活动的伴随产物, 它泛指分布在航天器轨道上并丧失功能的一切有效载荷、火箭箭体以及由它们爆炸或相互碰撞产生的碎片。空间碎片的存在严重地威胁着在轨运行航天器的安

全, 它们和航天器的碰撞会直接造成航天器系统故障, 甚至导致航天器完全解体或爆炸。同时空间碎片的不断产生对有限的轨道资源也构成了严重威胁, 尤其是当某一轨道高度的空间碎片密度达到一个临界密度时, 碎片之间的链式碰撞过程将会造成轨道资源的永久性破坏^[1]。

空间碎片问题日益受到国际航天领域的密切关注。美国、俄罗斯、欧洲、日本等都认识到空间碎片潜在的威胁, 纷纷投入大量的人力、物力、财力进行了大量有关空间碎片减缓的研究工作, 其中,

* 国防科技工业局空间碎片专项资助项目(KJSP2016040203)。20190901收到初稿, 20200313收到修改稿

国内外多家单位提出了利用空间增阻薄膜结构, 来减缓空间碎片的严峻形势, 其基本思想是, 利用薄膜结构大展收比的特点, 设计收拢状态小巧的离轨装置, 安装在卫星外壁板上, 在卫星寿命结束后启动, 展开大面积薄膜结构, 利用低轨稀薄大气阻力, 大幅加速卫星轨道衰减, 显著缩短航天器轨道滞留时间, 留出宝贵的轨道资源^[2]。

本文首先介绍空间碎片严峻形势和碎片减缓技术的发展现状, 然后对增阻薄膜结构构型设计技术、长寿命材料技术、折叠展开技术和低成本设计技术等进行分析。

1 空间碎片减缓需求

1.1 空间碎片的趋势

太空垃圾日益影响空间安全, 目前约有超过 2/3 的太空垃圾滞留在近地轨道空间, 在轨正常运行航天器仅占到在轨目标数量的 6%, 而各类空间碎片占 40%, 故障航天器占 26%, 无法利用的运载末子级占到 18%。近地轨道空间碎片的飞行速度通常在 7~8 km/s, 对在轨正常运行航天器构成极大威胁。

近年来, 小卫星的发展呈现井喷态势, 纵观各国提出的发展规划, 今后十余年, 发射入轨的小卫星将数以千计, 但由于小卫星普遍寿命短、可靠性低, 必将显著加剧空间碎片的严峻形势^[3]。

1.1.1 国内外的小卫星星座计划

2017 年, 全球共发射 500 kg 以下的小卫星 310 颗, 占同期入轨航天器总数的 70.5%, 2017 年小卫星发射数量翻倍增长, 处于历史最高发射水平^[4], 如图 1 所示。

图 1 近 5 年全球成功入轨小卫星数量

美国 SpaceX 公司推出全球高速卫星互联网计划“Starlink”, 是一个总数量达万余颗的庞大星座计划; 该计划分两批进行, 第一批发射 4 425 颗卫星, 第二批发射 7 518 颗卫星, 然而, 2018 年末, SpaceX 公司对 Starlink 做出修订, 将第一批次第一

阶段的发射数量由 1 600 颗减少至 1 584 颗, 并将卫星轨道从 1 150 km 降低至 550 km, 此次修订的目的正是在于减少如此庞大数量的卫星对近地空间造成的影响。

美国行星公司(Planet)发起了立方星星座计划“鸽群星座”, 该星座为低轨遥感卫星星座, 采用 3U 标准立方星组成; 目前, 已发射入轨 140 颗卫星。

一网公司(ONEWEB)计划发射卫星星座, 为美国提供 Ku 和 Ka 频段宽带互联网服务, 该星座计划由 720 颗低地球轨道(LEO)卫星组成。

美国开普勒通信公司(Kepler)正在推进全球立方体卫星星座, 提供窄带通信服务, 实现地面及空间中所有物体的互联; 该星座由 LEO 轨道 140 颗 Ku 频段卫星组成, 计划于 2022 年前完成星座部署。

瑞士宇宙投射公司正在构建“宇宙广播”(Astrocast)低轨小卫星星座, 提供远程监测、定位服务、预防性维护保养和智能数据采集等服务; 该星座由 64 颗小卫星组成, 并计划在 2021 年完成星座组网。

我国的小卫星产业经过数年的发展, 在市场的驱动以及国家相关政策引导下, 参与单位越来越多, 已有一些组织发布了各自的小卫星星座的计划^[5]。

中国航天科技集团东方红卫星移动通信有限公司正在推进“鸿雁星座”计划, 可在全球范围内提供移动通信、宽带互联网接入、物联网等应用服务; 该星座将由 300 多颗低轨道小卫星及全球数据业务处理中心组成, 预计到 2022 年完成系统一期 60 颗卫星的组网和运营。

中国航天科工集团提出了“虹云工程”, 致力于构建一个星载宽带全球移动互联网络, 提供全球无缝覆盖的宽带移动通信服务。计划发射 156 颗卫星, 在距离地面 1 000 km 的轨道上组网运行, 计划在 2022 年完成星座部署。

中国航天科工四院启动了“行云工程”天基物联网卫星组建工作, 建设低轨窄带通信卫星星座, 打造覆盖全球的天基物联网; 该工程计划发射 80 颗行云小卫星, 其首颗试验验证星“行云试验一号”已于 2017 年 1 月成功发射入轨。

上海欧科微航天科技有限公司提出了由 40 颗卫星组成的低轨“翔云星座”计划, 旨在构建低轨卫星通信星座; 其首颗试验卫星“嘉定一号”已于 2018 年 11 月发射升空, 计划于 2020 年左右完成星座部署。

北京九天微星科技发展有限公司提出了“星座+物联网应用服务”的部署计划, 由 72 颗轨道高度

700 km 的百公斤级卫星组成; 计划 2019 年以“一箭四星”方式启动星座组网和正式商用, 预计于 2021 年完成部署长光卫星技术有限公司计划发射 138 颗卫星组网, 为用户提供全球范围内高分辨率遥感信息产品。

另外, 一些高校、甚至是中学都开展了基于科研教育和实验的小卫星的研制。

1.1.2 离轨规范问题

近些年, 轨道碎片减缓领域取得了一些重大进展。国际上, 联合国和平利用外层空间委员会在 2007 年通过《太空碎片减缓指南》, 以限制太空活动产生危险太空碎片。机构间空间碎片协调委员会(IADC)也在 2007 年更新《太空碎片减缓指南》, 目前已在研究低地球轨道区域的轨道碎片数量, 并已发布大型低轨卫星星座研究成果。美国国内, NASA 制定了《限制轨道碎片的程序规定》和《限制轨道碎片的流程》, 并已更新用于评估合规的软件。NASA 轨道碎片项目办公室最近也发布了一篇关于大型星座研究报告, 阐述在研低轨大型星座对轨道碎片问题产生的影响, 并提出相关建议。

卫星技术和商业模式的迅速发展, 使卫星数量和轨道类型显著增加, 小型低成本卫星的扩散急剧加速。美国联邦通信委员会近期拟对现有的碎片减缓规则做出修订, 这是联邦通信委员会自 2004 年通过该规则以来启动的首次重大修订, 可能会对某些卫星星座的部署计划产生影响, 并缩短某些试验卫星的在轨寿命。主要修订内容包括以下内容。

(1) 在 650 km 以上的轨道上运行的卫星, 委员会还要求申请人先将其部署在 650 km 以下的轨道上, 检查完毕后再将它们移动到目标运行轨道。

(2) 计划将短期任务卫星的在轨寿命设置修订为不超过任务寿命的两倍, 而此前, 用于技术演示验证的低地球轨道卫星可在几周内完成任务, 但将在轨道上停留长达 25 年。

(3) 要求非地球静止轨道卫星申请人证明其航天器在在轨寿命期间, 与大型物体碰撞的概率不大于 0.001, 计划将该度量指标修订为限制整个卫星系统, 即整个星座与大型物体碰撞的概率不大于 0.001。

在卫星技术快速发展、商业航天崛起的今天, 美联邦通信委员会借鉴国际和美国国内最新的碎片减缓指南和标准, 全面考虑卫星发展对太空碎片产生的影响, 对信息披露和卫星运行要求提出修订建议, 这将改进并进一步明确其碎片减缓规则, 减少未来碎片的产生, 为营造一个安全、秩序良好的太空环境做出贡献。

1.2 空间碎片减缓技术现状

目前上天的小卫星, 普遍没有考虑寿命结束后的离轨问题, 而各国已经提出的包括激光清除、机械臂抓捕、飞网抓捕等废弃卫星主动清除手段, 都需要成本相对高昂的空间平台支持。故针对未来增量卫星, 采用碎片减缓手段是大势所趋。

碎片减缓的主要手段包括电力绳系离轨和薄膜结构增阻离轨技术。电力绳系离轨技术是将绳索的一端附着在空间碎片上, 向下将展开长达数千米的缆绳, 释放并激活缆绳终端装置, 使缆绳通电。在太空中, 带电绳索切割地磁场会产生电动拉力, 利用这种拉力, 对空间碎片实施减速降轨, 最终进入大气层烧毁。薄膜结构增阻离轨技术是利用薄膜结构大展收比的特点, 设计收拢状态小巧的离轨装置, 安装在卫星外壁板上, 在卫星寿命结束后启动, 展开大面积薄膜结构, 利用低轨稀薄大气阻力, 大幅加速卫星轨道衰减, 最终进入大气层烧毁。

纵观各类空间碎片清除和减缓技术, 空间增阻薄膜结构技术成本低、技术成熟度高, 对不同规格的低轨道类航天器具有很好的适用性, 是最易于推广应用的空间碎片清除技术。

2 增阻薄膜结构最新研究进展

目前, 美国、英国、日本等正大力发展空间增阻薄膜结构技术, 并已多次实现成功的在轨飞行试验。我国也开展了多年的薄膜结构技术研究, 突破了主要的关键技术, 完成了地面样机的研制和测试, 具备了进一步工程化研制和推广应用的基础。

2.1 美国

NanoSail-D 任务目的是测试并演示验证大型、低质量、大面积的薄膜帆的离轨能力^[6], 如图 2 所示。这种离轨能力可用于携带结束任务的卫星和空间碎片重返大气层并完全燃烧。NanoSail-D 是一个基于立方星平台的正方形薄膜帆面, 帆面面积 10 m^2 , 采用单面镀铝聚酰亚胺薄膜材料制备, 支撑杆采用弹性碳纤维薄壁杆, 截面呈人字形, 卷绕收拢, 依靠应变能释放带动帆面展开, 结构简单轻便^[7]。飞行验证系统采用被动姿态稳定, 利用永磁铁定向在磁力线方向上, 然后依靠大气阻力将薄膜帆飞行器被动稳定在最大拖拽力姿态上^[8]。2010 年 11 月 19 日, NanoSail-D 薄膜帆飞行器发射升空, 被发送到离地球 330~685 km 的轨道上, 于 2011 年 1 月 20 日展开; 2011 年 12 月, 在超期工作之后, NanoSail-D 重新进入大气层并烧毁。

图2 NanoSail-D 实物照及在轨展开效果图

美国行星协会“LightSail”项目研制了一个规格为 3U(10 cm×10 cm×30 cm)的立方体卫星^[9](CubeSat),如图 3 所示。“LightSail”由四个三角形的帆板组成^[10],展开面积约为 32 m²,材料为聚酯薄膜,整星重量约为 10 kg。2015 年 5 月 20 日,“LightSail”薄膜帆航天器发射升空,进入高度为 800 km 的预定轨道,成功进行了薄膜帆的在轨展开试验,在稀薄大气阻力的作用下,薄膜帆展开 7 天后就再入大气层并烧毁。

图3 LightSail 实物照及在轨展开照片

2.2 英国

“DeorbitSail 计划”是由英国萨里空间中心(SSC)进行快速离轨实验的项目,目的在于探究清理太空垃圾的可行性^[11]。当 DeorbitSail 抓捕太空垃圾后打开薄膜帆,在气阻作用下,DeorbitSail 便会携带太空垃圾重返大气层并燃烧殆尽,如图 4 所示。“DeorbitSail”也是采用 3U 立方星平台作为薄膜帆的载体^[12],与“Lightsail”的规格几乎一致。2015 年 7 月 10 日,DeorbitSail 发射成功,但此次任务中,帆面未能成功展开^[13]。2018 年 6 月,萨里空间中心联合欧洲多家研究机构,在国际空间站成功释放试验卫星,开展“太空碎片移除”系列试验项目,包括薄膜帆展开与增阻离轨技术^[14]。

图4 Deorbit Sail 展开状态模型图

2.3 日本

日本 Nihon 大学提出了在纳卫星上配备用于主动离轨的充气薄膜帆面^[15],如图 5 所示,为 10 kg

以下的纳卫星研制了薄膜帆离轨系统,其总质量低于 800 g,收拢体积低于 800 cm³,展开面积为 1.44 m²。

图5 日本 Nihon 大学薄膜帆地面样机

2.4 荷兰

荷兰空间创新方案研究组织(Innovative solutions in space BV, ISIS)针对欧洲 CubeSat 纳卫星从 900 km 圆轨道主动离轨设计了一款薄膜帆面离轨装置(De-orbit device, iDod)。iDod 形如金字塔,如图 6 所示,总质量 94 g,由一根中心长管和四根短管支撑四块三角形膜面,收藏于卫星电池阵下方一个 83 cm×83 cm×15 cm 的空间中,收纳率可达 20%。在卫星寿命结束后采用充气方式展开,采用冷气发生器,可产生 0.12 L 的气体,充气压力为 0.097~0.176 MPa^[16]。

图6 CubeSat 配备的 iDod 离轨装置

2.5 加拿大

加拿大在“先进航天试验卫星-7”(CanX-7)上布置了 4 面三角形“阻力帆”,来测试增阻薄膜帆降低弹道系数、增加大气阻力和加速卫星轨道衰减离轨效果,每一面“阻力帆”面积约 1 m²,采用弹性杆弹开薄膜帆面,如图 7 所示。2017 年 5 月,CanX-7 成功展开了“阻力帆”,离轨试验取得成功,实际测得数据与理论数据吻合。

图7 加拿大离轨帆地面试验

2.6 波兰

波兰启动了 PW-Sat2 项目, 目的是验证离轨帆的展开性能和离轨效果。该薄膜帆采用四根弹性杆, 每根支撑杆采用两根截面 C 形的片簧组合而成, 帆面与支撑杆同步卷绕收拢在约 1U 的立方星平台内, 入轨后, 展开边长约 2 m 的正方形帆面, 离轨帆与卫星平台采用锥形弹簧, 在轨后, 依靠锥形弹簧弹性恢复使得离轨帆与平台间隔开, 如图 8 所示。该卫星于 2018 年 12 月发射入轨, 并成功展开离轨薄膜帆^[17]。

图 8 波兰离轨帆在轨展开效果图

2.7 国内研究进展

上海宇航系统工程研究所在“十二五”期间, 承担了国家民用航天预研项目“深空探测太阳帆技术”, 提出了太阳极区探测的 150 m×150 m 太阳帆方案, 并突破了主要关键技术。在此基础上, 针对空间碎片离轨需求, 提出了低成本薄膜帆式离轨标配装置方案, 研制了两种典型规格的离轨帆产品, 均采用弹性支撑杆支撑正方形薄膜帆面(图 9): ① 针对立方星平台, 设计了收拢包络 $\Phi 60$ mm×40 mm 的标准模块, 展开面积约 2.3 m², 质量 180 g; 目前产品已完成全部地面性能测试和环境试验考核, 计划于 2019 年发射入轨, 开展离轨试验; ② 针对 50 kg 级的微纳卫星, 设计了展开面积达 25 m² 的标准模块, 采用电动机驱动四根人字形薄壁杆展开正方形薄膜帆面, 产品收拢包络 150 mm×150 mm×150 mm, 质量约 3.8 kg。该产品也通过了地面性能测试与环境摸底试验, 预计 2020 年左右搭载发射。

图 9 上海宇航系统工程研究所离轨帆产品

哈尔滨工业大学提出了一种标准模块化的具有快速主动离轨功能的立方体卫星^[18], 如图 10 所示, 其核心为超轻充气自维型全向增阻球。充气增阻球离轨系统主要包括充气结构增阻球、充气控制系统。该增阻球采用 5 μ m 厚度的超轻高性能薄膜, 通过充气可控展开, 球面上布置非连续自维型增强条形成张力回路, 可在轨无压力自维型。收拢截面尺寸 10 cm×10 cm, 可应用于标准模块化立方星。

图 10 哈工大增阻薄膜球概念图

南京理工大学提出了“淮安号”恩来星计划, 进行基于薄膜帆技术的主动离轨技术研究^[19], 该立方体卫星采用两单元结构, 质量 2.475 kg, 其薄膜帆采用双面镀铝的聚酰亚胺薄膜, 质量约为 300 g。展开后薄膜帆面积约为 1.2 m², 收拢状态下体积为 $\Phi 70$ mm×60 mm, 如图 11 所示。薄膜帆通过提高卫星在轨飞行过程中所受到的大气阻力, 加速卫星的离轨, 避免成为太空垃圾。

图 11 南京理工大学离轨帆产品照片及在轨展开效果图

3 空间增阻薄膜结构关键技术

空间增阻薄膜结构需要在轨自主展开大面积薄膜面, 其折叠收拢状态及展开状态面临复杂的空间环境考验^[20]; 为达到理想离轨效果, 需要综合考虑结构构型、低轨大气密度变化、卫星姿态变化等多方面因素影响^[21]; 需要突破的关键技术主要包括增阻薄膜结构构型设计、长寿命材料技术、折叠展开技术、低成本设计等。

3.1 增阻薄膜结构构型设计技术

空间增阻薄膜结构的构型是决定其增阻离轨效果的最重要因素。结构构型设计需要考虑以下几个方面的要求: ① 能够有效增大面质比(阻力面积/质

量); ② 能够在低轨稀薄大气作用下有效产生阻力; ③ 提供在空间碎片姿态变化情况下的综合离轨效果; ④ 构型要易于折叠收拢; ⑤ 构型要利于展开过程有序可控; ⑥ 构型要满足长期在轨的结构稳定性要求。为满足上述要求, 国内外相关研究机构提出了几类典型的构型方案^[22-23], 主要分为平面型、球/锥型、多面体型, 如图 12 所示。

图 12 几类典型的增阻薄膜结构构型

其中, 大多数研究机构提出的方案都是平面型, 其优点是结构展收比大, 即能以极小的收拢包络, 展开大面积薄膜结构, 极大提高空间碎片面质比, 平面薄膜的易于收拢规整、有序展开; 缺点是飞行姿态变化的情况下, 平面结构的阻力面积不断变化。球/锥型构型多数是采用充气展开方式, 其优点是无论在何种飞行姿态下, 都能保证较大的阻力面积, 但收拢体积较大, 且曲面结构的折叠收拢较为复杂, 展开也难以做到规整有序, 且充气展开结构面临刚化或局部加强问题, 无法像平面薄膜结构那样仅采用微米级薄膜构成主结构, 而刚化可能带来更大的收拢包络和功耗需求。多面体型是在平面型的基础上, 能够在不同飞行姿态下保持较大阻力面积, 相比与球/锥型, 其平面薄膜的更易于收拢规整, 有序展开, 但收拢体积相对平面型要明显增大。

考虑到空间碎片多数为不可控状态, 故其飞行姿态一直在变化中, 平面增阻以结构简单可靠、收拢体积小为优势, 在相同平台资源下, 可展开更大阻力面, 是相对比较经济可行的方案。

3.2 增阻薄膜结构长寿命材料技术

离轨过程, 空间增阻薄膜结构处于低轨飞行环境, 要长期暴露在高温交变、原子氧、紫外辐射等恶劣的太空环境中, 其薄膜材料和支撑杆, 都需要进行恶劣环境下的寿命设计^[24]; 由于增阻薄膜折叠展开, 对膜面带来折痕, 因此, 折痕部位的原子氧防护是研究的难点; 此外, 柔性材料在复杂空间环境下的性能演化、改进与防护、设计与制备工艺以及材料性能测试与评价等方面也需开展深入研究^[25]。

原子氧对航天器表面的高温氧化、高速撞击会使大部分有机材料受到严重侵蚀, 产生质量损失、厚度损失, 机械参数退化, 造成结构材料强度下降; 原子氧防护技术研究主要集中在研究防原子氧涂层^[26]。原子氧防护涂层分为有机涂层和无机涂层两大类。有

机防护涂层主要有聚硅氧烷、聚硅氮烷、聚硅氧烷-聚酰亚胺共聚物、氟化聚合物 Teflon、聚氟磷腈聚合物等。无机防护涂层主要有 SiO_2 、 SiO_x 、 $\text{SiO}_x/\text{含氟聚合物}$ 、 Al_2O_3 、 MgF_2 、 Si_3N_4 、ITO、TO、Ge、 TiO_2 、ITO/MgF₂、Al 和 Au 等。有机防护涂层有较好的柔韧性, 不易出现裂纹, 与航天器表面的有机基底材料结合牢固。但是真空出气现象较严重, 在空间环境因素作用下容易出现老化、裂纹等现象。无机涂层原子氧防护性能良好, 制作工艺简单, 成本较低, 但是柔韧性较差, 在加工、处理、应用过程中由于弯曲会产生裂纹, 为原子氧提供“潜蚀”通道。

3.3 增阻薄膜结构折叠展开技术

空间增阻薄膜结构主要依靠张拉应力成形和承载^[27]。在收拢和展开过程中, 由于膜面的松弛状态及负载约束条件限制, 给薄膜折叠路径的优化、压紧方式及传力路径的设计与操作实施带来了较大困难^[28]。带支撑杆膜面的折叠展开, 既需要考虑膜面自身的折叠、压紧与防护, 也需要综合考虑与支撑杆展开过程协调^[29]。

美国和英国提出的离轨帆方案, 膜面和支撑杆采用五点张拉方案^[30], 即采用四根支撑杆的末端与四块三角形膜面末端连接, 此外, 四块三角形膜面的中心与平台连接, 共计五个连接点, 这种结构方案, 其优势在于膜面和支撑杆可以分别进行收拢压紧^[31], 缺点在于膜面受支撑杆作用力集中, 且膜面的折叠方式必须适应支撑杆的直线伸出过程, 膜面的展开过程容易出现缠绕失效的情况。日本、波兰和国内一些单位提出的离轨帆方案^[32], 相比前述五点张拉方案, 其膜面和支撑杆采用全粘接方式, 这种方案的优势在于膜面与支撑杆同步收拢, 不需要分别压紧, 实现了同步释放, 膜面受力状态更好, 缺点在与自主弹开过程膜面与支撑杆运动过程可控性差, 对于面积更大的膜面, 容易出现展开过程支撑杆与膜面之间运动不协调^[33], 损伤膜面, 故不适应大面积膜面的展开。此外, 圆球、圆锥薄膜面的折叠展开涉及不可展曲面的折叠展开, 其折叠过程更为复杂, 相应折叠效率较低。

支撑结构主要分弹性支撑杆类和充气管类, 其中, 弹性杆的截面可以采用多种构型^[34], 包括: 人字型, C 型, 豆荚型, O 型等^[35], 其共同特点是在收拢前, 将弹性杆截面压扁, 然后进行卷曲收拢^[36], 展开过程中, 依靠弹性杆的截面恢复, 获得支撑刚度^[37]。美国和英国的增阻薄膜结构中, 针对薄壁杆的收拢, 设计了以电动机驱动为动力源的展开机构(图 13), 展开过程中, 通过机构中的弹簧约束力限制弹性杆的变形, 使得弹性杆在电动机驱动下旋转

运动,从压扁卷曲状态逐步恢复至直杆构型。利用 1U 的收拢空间,可展开四根长度 4 m 左右的支撑杆。日本、波兰和国内一些单位研制的增阻薄膜结构,针对立方星平台,设计展开面积 $1\sim 4\text{ m}^2$ 的小型离轨帆,采用弹性杆卷绕收藏,解锁后自主弹开的方案,这种结构方案,省去电动机驱动,进一步降低系统复杂度,也相应提高了系统可靠性。

图 13 几类典型的增阻薄膜展开机构

3.4 增阻薄膜结构低成本设计技术

在各类离轨技术中,成本因素非常重要。针对现有的碎片或失效卫星,利用空间服务平台进行抓捕拖拽也能实现离轨,但这些措施的技术门槛高、成本十分高昂。目前提出的低成本离轨手段中,电力绳和薄膜结构增阻离轨,可采用与航天器搭载发射的方式,无需额外的发射成本;而且,由于增阻薄膜结构具有极大的展收比,发射状态体积收拢小,基本无需额外的载荷空间;其运行过程,不需要额外携带推进剂。从离轨过程控制的角度看,增阻薄膜结构离轨过程中无需系统进行控制,适应各类意外失效的航天器离轨需求;相比之下,采用电力绳离轨,需要长期带电运行,且飞行姿态控制复杂;增阻薄膜结构的展开多采用无源弹性展开或电动机驱动一次性展开到位,无需长期在轨带电运行。

增阻薄膜结构要进一步降低研制成本,主要考虑的因素包括:① 材料的问题,要能够采用商用成熟的薄膜材料,并耐受空间环境;② 是否涉及电动机展开(弹性展开最为简便,但缺点在于对更大面积薄膜膜面的适应性还需要进一步研究);③ 压紧与解锁的问题(是否涉及火工品的使用);④ 与小卫星的匹配性:应不影响小卫星本身研制流程;⑤ 需要针对不同规格的小卫星匹配不同规格的增阻薄膜结构,成本相应匹配。

4 结论

随着卫星技术和商业模式的迅速发展,未来的星座计划将日趋庞大。现有的碎片减缓规则不能满足要求,新的规则将很快推出,对增阻离轨薄膜结构技术提出了迫切需求。目前离轨薄膜帆结构的主要关键技术都取得了突破,并已完成搭载验证,具备了用于微纳卫星离轨的条件。对于大型卫星的离

轨,还需要对大尺寸的离轨薄膜结构的一些关键技术进行进一步攻关,可望在 2~3 年内达到工程应用的成熟度。

参 考 文 献

- [1] NOCK K T, GATES K L, AARON K M. Gossamer orbit lowering device for safe and efficient de-orbit[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics. AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, August 2-5, 2010, Toronto, Ontario Canada. Washington: AIAA, 2010: 7824.
- [2] MINGHE S, GUO J, GILL E. Review and comparison of active space debris capturing and removal[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2016, 80: 18-32.
- [3] 陆震. 小卫星和微纳卫星应用现状与挑战[J]. 兵器装备工程学报, 2018(6): 1-7.
LU Zhen. Status and trends of the small satellite and micro-nano satellites[J]. Journal of Weaponry and Equipment Engineering, 2018(6): 1-7.
- [4] 何慧东,付郁. 2017 年全球小卫星发展回顾[J]. 国际太空, 2018(2): 51-56.
HE Huidong, FU Yu. 2017 year in review: World small satellites[J]. Space International, 2018(2): 51-56.
- [5] 何异舟. 小卫星技术与产业发展研究[J]. 电信网技术, 2017(10): 29-33.
HE Yizhou. Study on technology and industrialization of small satellites[J]. Telecommunications Network Technology, 2017(10): 29-33.
- [6] ADELI S N. Attitude control and deployment of nano-solar sail spacecraft[D]. Guildford: University of Surrey, 2011.
- [7] JOHNSON L, WHORTON M, HEATON A. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission[C]// International Academy of Astronautics, Sixth IAA Symposium on Realistic Near-Term Advanced Scientific Space Missions, July 6-9, 2009, Aosta, Italy. Paris: IAA, 2009: 505.
- [8] ALHORN D C, CASAS J P. NanoSail-D: The small satellite that could[C]// National Aeronautics and Space Administration, 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites, Aug 8 2011, AMES Research Center, Huntsville: NASA, 2011: 27.
- [9] NEHRENZ M T. Initial design and simulation of the attitude determination and control system for LightSail-1[R]. San Luis Obispo: CPSA, 2010.
- [10] BIDDY C, SVITEK T. LightSail-1 solar sail design and

- qualification[C]// Jet Propulsion Lab. Proceedings of the 41st Aerospace Mechanisms Symposium, May 16-18, 2012, Pasadena, Ca. Pasadena: JPL, 2012: 1319.
- [11] HILLEBRANDT M, MEYER S, ZANDER M. Deployment testing of the de-orbit sail flight hardware[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, January 5-9, 2015, Kissimmee, Florida. Washington: AIAA, 2015: 0434.
- [12] STOHLMAN O R, LAPPAS V. Deorbisail: A deployable sail for de-orbiting[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 8-11, 2013, Boston, Massachusetts. Washington: AIAA, 2013: 1806.
- [13] STOHLMAN O R, FERNANDEZY J M. Testing of the deorbisail drag sail subsystem[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 8-11, 2013, Boston, Massachusetts. Washington: AIAA, 2013: 1807.
- [14] STOHLMAN O R, SCHENK M, LAPPAS V. Development of the Deorbisail flight model[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, Spacecraft Structures Conference, January 13-17, 2014, National Harbor, Maryland. Washington: AIAA, 2014: 1509.
- [15] MIYAZAKI Y, KINOSHITA N. A deployable membrane structure for de-orbiting a nano satellite[C]// International Academy of Astronautics. 58th International Astronautical Congress, September 24-28, 2007, Hyderabad, India. Paris: IAA, 2007: 4508.
- [16] MAESSEN D C, BREUKELLEN E D. Development of a generic inflatable de-orbit device for CUBESATS[C]// International Academy of Astronautics. 58th International Astronautical Congress, September 24-28, 2007, Hyderabad, India. Paris: IAA, 2007: 6306.
- [17] RYSZAWA E, ROSZKOWSKI D. PW-Sat2 preliminary design review[R]. Warsaw: WUT, 2016.
- [18] 谭惠丰, 侯一心. 高性能主动离轨立方体卫星[R]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
- TAN Huifeng, HOU Yixin. High performance de-orbit cubesat[R]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.
- [19] 曾玉堂. 立方体卫星制动帆离轨装置的设计与研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2017.
- ZENG Yutang. Design of drag sail for de-orbit of cubesat[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2017.
- [20] FITIÉ A, BREUKELLEN E, ROTTEVEEL J. Inflatable aerobrake for end-of-life de-orbit of nanosatellites performance evaluation and collision risk assessment[C]// International Astronautical Federation, 59th International Astronautical Congress, September 29 - October 3, 2008, Glasgow, United kingdom. Paris: IAF, 2008: 2398-3406.
- [21] TSUDA Y, SAIKI T, FUNASE R. Generalized attitude model for spinning solar sail spacecraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(4): 1.
- [22] SECHELI G, VIQUERAT A, AGLIETTI G. Mechanical development of a novel inflatable and rigidizable structure[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, January 4-8, 2016, San Diego, California, USA. Washington: AIAA, 2016: 1220.
- [23] SATOU Y, MORI O, OKUIZUMI N. Deformation properties of solar sail IKAROS membrane with nonlinear finite element analyses[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, January 5-9, 2015, Kissimmee, Florida. Washington: AIAA, 2015: 0436.
- [24] ONO G, MATSUMOTO J, MIMASU Y. Development of mission devices and sub-systems on sail for world's first solar power sail IKAROS[J]. Japanese Rocket Society, 2012, 27(1): 38-53.
- [25] 沈自才, 张帆, 赵春晴. IKAROS 太阳帆的关键技术分析启示[J]. 航天器工程, 2012(4): 101-107.
- SHEN Zicai, ZHANG Fan, ZHAO Chunqing. Key technology analysis and enlightenment of IKAROS solar sail[J]. Spacecraft Engineering, 2012(4): 101-107.
- [26] 陈罗婧, 王沫, 吕秋杰. 国外太阳帆薄膜材料选择及帆面展开方式研究进展[J]. 空间电子技术, 2015(3): 18-26.
- CHEN Luoqing, WANG Mo, LÜ Qiuji. Recent progress on solar sail membrane materials and deployment technology[J]. Space Electronic Technology, 2015(3): 18-26.
- [27] ARYA M, PELLEGRINO S. Deployment mechanics of highly compacted thin membrane structure[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, Spacecraft Structures Conference, January 13-17, 2014, National Harbor, Maryland. Washington: AIAA, 2014: 1038.
- [28] SHIRASAWA Y, MORI O, SAWADA H. A study on membrane dynamics and deformation of solar power sail demonstrator IKAROS[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics. 53rd AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC

- Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 23-26, 2012, Honolulu, Hawaii. Washington: AIAA, 2012: 1747.
- [29] TSUDA Y, MORI O, FUNASE R. Achievement of IKAROS—Japanese deep space solar sail demonstration mission[J]. *Acta Astronautica*, 2013, 82: 183-188.
- [30] SAWADA H, SHIRASAWA Y, MORI O. On-orbit result and analysis of sail deployment of world's first solar power sail IKAROS[J]. *Japanese Rocket Society*, 2012, 27(1): 54-68.
- [31] SHIRASAWA Y, MORI O, MIYAZAKI Y. Analysis of membrane dynamics using multi-particle model for solar sail demonstrator IKAROS[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics. 52nd AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 4-7, 2011, Denver, Colorado. Washington: AIAA, 2011: 1890.
- [32] TORISAKA A, SATOH Y, AKITA T. Membrane space structure with sterical support of booms and cables[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, January 4-8, 2016, San Diego, California, USA. Washington: AIAA, 2016: 1217.
- [33] ARYA M, LEE N, PELLEGRINO S. Wrapping thick membranes with slipping folds[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2nd AIAA Spacecraft Structures Conference, January 5-9, 2015, Kissimmee, Florida. Washington: AIAA, 2015: 0682.
- [34] BOUSQUET P, DUPUY C, BONNEFOND T. De-orbiting microscope spacecraft by drag enhancement[C]// International Academy of Astronautics. 57th International Astronautical Congress, October 2-6, 2006, Valencia, Spain. Paris: IAA, 2006: 6405.
- [35] THOMAS G M. Prototype development and dynamic characterization of deployable cubesat booms[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics. 51st AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, April 12-15, 2010, Orlando, FL, United States, Washington: AIAA, 2010: 2907.
- [36] ROYBAL F A, BANIK J A, MURPHEY T W. Development of an elastically deployable room for tensioned planar structures[C]// American Institute of Aeronautics and Astronautics, 48th AIAA/ ASME/ ASCE/ AHS/ ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, April 23-26, 2007, Honolulu, Hawaii. Washington: AIAA, 2007: 1838.
- [37] SOBEY A R. Design and development of NEA scout solar sail deployer mechanism[C]// National Aeronautics and Space Administration, 43rd Aerospace Mechanisms Symposium, May 4-6, 2016, AMES Research Center. Huntsville: NASA, 2016: 14.

作者简介: 彭福军(通信作者), 男, 1969 年出生, 博士, 研究员。主要研究方向为空间结构与机构技术。

E-mail: pfj_tj@126.com

恽卫东, 男, 1985 年出生, 硕士, 高级工程师。主要研究方向为空间结构与机构技术。

E-mail: clarence04@163.com