

可展开遮阳罩技术研究进展及其关键科学问题*

卫剑征¹, 林秋红², 林国昌¹, 谭惠丰¹

(1. 哈尔滨工业大学 特种环境复合材料技术重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150080;

2. 中国空间技术研究院总体部, 北京 100094)

摘要:可展开遮阳罩一般是由多层轻质柔性高精度无褶皱薄膜和展开支撑臂及其控制装置组成,在轨后展开支撑臂有序展开多层大面积薄膜实现光控制和热控制性能,能有效改善和防护空间航天器。针对可展开遮阳罩结构,依据一维轴向、二维平面与三维周向的展开方式分类总结国内外可展开遮阳罩技术的研究进展,并对不同遮阳罩结构形状、薄膜材料、层数与展开方式等进行对比分析;梳理出遮阳罩在杂光抑制、折叠与展开变形机理、极端环境下薄膜多场耦合、低温热控、太阳辐射光压力矩及其计算方法等方面的关键科学问题,并给出了中国研究遮阳罩的发展建议。

关键词:可展开;遮阳罩;热控薄膜;充气式;支撑臂

中图分类号:V445 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2018)01-056-11

Advances and key scientific problems in deployable sunshield structures

WEI Jianzheng¹, LIN Qiuhong², LIN Guochang¹, TAN Hui Feng¹

(1. National Key Laboratory on Advanced Composites in Special Environments, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China;

2. Overall Department, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: A deployable sunshield generally consists of layers flexible, wrinkle-free multilayer membranes with high precision, deployable booms and its control equipments. The deployable booms can orderly unfold the multilayer membrane after on-orbit to realize its light control and heat control performance, and it can effectively improve the protection on the aerospace systems. The state-of-the-art of domestic and international deployable sunshield structures were classified and summarized according to their deployable methods of one dimensional axial, two-dimensional plane and three-dimensional circumferential way, as well as the comparison to different structural design and the membrane materials. Some key scientific problems for the sunshields were presented in stray light suppression, folding and deployable deformation mechanism, more field coupling on membranes under the extreme environment, low temperature thermal control, and other aspects of solar pressure moment and computing methods. In addition, some recommendations were also given for the sunshield progress and research in China.

Key words: deployable; sunshield; thermal control membrane; inflatable; booms

遮阳罩,也叫作遮光罩、太阳防护屏、热防护屏、红外线防护屏或冷屏等,广泛应用于杂光控制和热控制结构。对于热控方式,能通过周边遮阳罩结构对来自太阳、月亮或地球的反射光等进行抑制,使航天器满足低温工作要求^[1];而抑制杂光的遮阳结构几何尺寸将影响到系统内温度分布与杂散光分布水平。合理确定遮阳结构的尺寸是大型高精度空间系统设计的重要内容^[2]。因为可展开遮阳罩初始处于折叠压紧的收拢状态,在轨解锁之后驱动展开遮阳罩,并长期暴露在太空环境中,所以,遮阳罩受到空间环境和热力学环境条件很严格的要求。这对遮阳罩提出了多项关键

科学问题,如杂光抑制设计、折叠与展开控制、轻质柔性薄膜及其涂层材料设计、低温热控和太阳辐射光压力矩等。

对于大型航天器结构,由于受到发射体积和重量限制,遮阳罩需具有高的展开可靠性和较小的面质比^[3]。美国 NASA 给出了目前至 2035 年左右的发展计划^[4],其中一些空间结构中采用了可展开遮阳罩技术,如下一代空间望远镜^[1](Next Generation Space Telescope, NGST)和 L2 轨道的詹姆斯韦伯太空望远镜 (James Webb Space Telescope, JWST)等^[3,5-6]的遮阳罩。但是,因为展开机构控制的精度和重复度、材料的低温可控

* 收稿日期:2017-02-26

基金项目:国家自然科学基金创新群体基金资助项目(11421091);中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(HIT. MKSTISP. 201609)

作者简介:卫剑征(1978—),男,山西新绛人,副教授,博士,硕士生导师,E-mail:weijz@hit.edu.cn

技术、遮挡面积等局限,目前有些遮阳罩未采用展开设计,如中国的风云二号的遮阳罩^[7]、中巴合作的 CIBERS 卫星^[8]、美国哈勃望远镜镜筒以及 ESA 红外对地观测卫星的遮阳罩^[9]。

1 可展开遮阳罩的特征

遮阳罩一般作为杂光控制和热控制结构,一般由若干层反射柔性薄膜、伸展臂、驱动系统和压紧器件等组成。伸展臂在驱动系统的作用下以有序方式展开受压紧薄膜,并支撑多层薄膜层保持一定的设计间距,使层与层之间的热传导率最小,逐层降低热量交换。依据系统结构功能,可设计为矩形、圆形或菱形、圆柱面形或圆锥面形等(如图 1 所示)。折叠薄膜管理控件用于有序展开控制和张紧薄膜,精确地控制张紧力能保持薄膜层相对平整和独立,并且能调节由于热收缩和材料蠕变而引起的薄膜尺寸变化。在应用于漫射光控制方面,遮阳罩能阻挡光学仪器外部的漫射光,降低光产生的噪声影响。在应用于热控制结构方面,遮阳罩用来削弱外部热源的热量对低温系统的热辐射转换。如设计圆柱形太阳罩的各层边缘被斜切,目的是使入射太阳光仅照射到向阳面层,受遮挡的器件在视角工作区域内能保持低温工作环境。

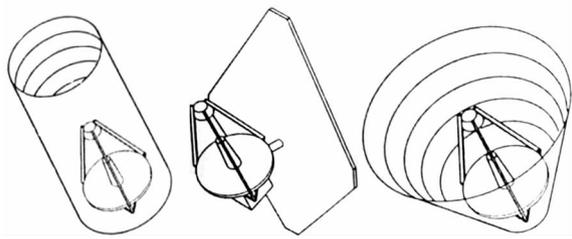


图 1 遮阳罩结构(左是圆柱面形,中间为矩形,右为圆锥面形)^[10]

Fig. 1 Sunshield structures (left: cylindrical, middle: rectangle, right: cone)^[10]

2 可展开遮阳罩结构的研究现状

可展开遮阳罩是空间可展开结构的应用之一,是在 20 世纪末随着航天科技的需求而发展的一种新型结构。Dew 等^[11]提出了多种不同概念的空间可展开结构,研究了相应的理论分析方法,并逐步将其应用工程实践。由于发射体积和质量的限制,遮阳罩需在发射前折叠收拢,入轨后按设

计有序平稳展开,实现在轨工作状态。依据其展开方式,可分为一维轴向展开、二维平面展开和三维周向展开;若按其驱动方式,可分为充气膨胀、机械展开或弹性展开等。

2.1 一维轴向展开方法

一维轴向展开是指,伸展臂或多个伸展臂同时向同一方向运动,如三棱柱桁架^[12]或充气伸展臂^[13-15]等。MITAR 是一种轻型可展望远镜的卫星,该结构的主镜和次镜直径分别为 0.40 m 和 0.10 m,间距为 0.52 m。发射阶段两个镜片折叠收拢,在轨后由 C 形弹性条将遮阳罩撑开,展开机构由八边形框架和弹性条构成。结果表明遮阳罩明显减小了太阳光辐射程度,为内部结构提供了稳定的热环境^[8]。该轴向展开机构的优点是不需要额外驱动力,缺点是可展开的尺寸较小,只适合一个自由度方向展开运动^[16]。李芸等基于空间环境计算太阳杂光抑制角,设计了一个三段式二级遮阳罩^[17]。而杜凯^[18]提出了套筒式嵌套连接的遮阳罩结构,并设计了四种不同的弹出方式,其中两种为无挡光环结构的遮阳罩,另外两种是带有挡光环的遮阳罩。

2.2 二维平面展开方法

二维平面展开方式是指遮阳罩通过外力驱动展开成型为平面或近似平面状,如菱形、正多变形或圆形等,它是可展开遮阳罩常用驱动展开方式之一。1996 年, NASA 针对 NGST 项目开展了两种遮阳罩方案,一个遮阳罩为尺度号(Yardstick),另一个为充气式展开遮阳罩(Inflatable Sunshield In Space, ISIS)^[19-20],这两种结构设计都采用四根面内垂直的十字形折叠伸展臂,菱形状薄膜展开面积约 240 m²,按 22.9 cm 间隔沿长对角线 Z 形收拢,之后再沿短对角线方向折叠^[21],收拢体积为直径 3.65 m、高度 0.7 m,中心是一个 1.7 m 的方孔^[22],其固有频率大于 50 Hz^[23]。两者均采用充气方式作为驱动力展开柔性薄膜,区别是:前者采用热固化技术,即伸展臂展开前需对管壁加热到 TG(玻璃化转变温度)之上再充入氮气,控制压差小于 70 kPa,充气速度约 0.61 m/min,充气展开成型之后再降到 TG 以下再次实现树脂的固化^[21];后者用增强条自支撑技术,展开后不需要能量。第二个不同的点是前者的遮阳罩^[24]为 6 层薄膜,而后者设计为 4 层薄膜。表 1 给出了两种结构的设计参数。

表 1 Yardstick 遮阳罩和 ISIS 设计参数
Tab. 1 Design parameters for Yardstick sunshield and ISIS

名称	ISIS	质量/kg	1/3 缩比 Yardstick 遮阳罩	质量/kg	质量比
柔性薄膜	4 层蒸汽沉积铝 (Vapor Deposition Aluminum, VDA) 的 Kapton [®] , 厚度均为 0.012 mm	2.58	6 层 VDA 涂层的 Kapton [®] , 第一层和最后一层厚度为 0.025 mm, 其余为 0.013 mm	5.52	0.47
支撑臂	热刚化复合材料, 直径 133 mm	7.87	压力刚化层合铝箔	4.30	1.83
充气系统	氮气	16.43	氮气	9.84	1.67
控制展开	卷轴、约束件、压紧轮	11.87	卷轴	6.00	1.98
包装箱	铝制箱体、隔板等	34.02	无包装箱, 仅有蜂窝板架	11.00	3.09
热控	包装箱和管的热控	1.36	包装箱和子系统热控	2.70	0.50
电控	指令控制器、数据采集卡等	9.09			
辅助部件	薄膜管理的压力板、薄衬和弹簧片	30.22	设计余量估算	6.76	4.47
总重量		113.44		46.12	2.46

充气展开方法也是应用于平面式遮阳罩的展开方法之一^[23,25], 这是因为其重量轻、折叠体积小和展开可靠性高。对于充气展开可靠性, 单个 3.0 m 长充气伸展臂已完成了在轨展开验证^[26]; 对于展开后薄膜结构, 重点是模型仿真分析及测试验证。Sandy^[21]给出了 NGST 遮阳罩的展开充气梁结构局部屈曲计算模型。Adams 等^[27]建立了该结构有限元模型, 预测外载荷作用下薄膜的应力状态和结构动力学响应。Wooldridge 等^[28]研究了遮阳罩的薄膜的热疲劳与热辐射性能, 表明薄膜涂层过程对薄膜拉伸强度的影响明显。薄膜的角点的支撑力不同产生的预应力状态不同, 文献^[29]给出了预应力的柔性薄膜遮阳罩结构动态特性。为了进一步考虑地面测试中重力对薄膜的影响, 避免柔性薄膜测试受地面空气阻力的影响, 1/10 缩比遮阳罩模型在真空罐内采用垂直与地面展开方式^[30], 角点处施加 1.452 N 的作用力进行动态性能测试, 结果表明由 4 层 Kapton 薄膜 (每层厚 12.5 μm) 组成的 1.5 \times 3.5 m 菱形遮阳罩结构的固有频率为 1.8 Hz^[31]。

二维机械展开方式中主要代表之一是 JWST 的遮阳罩^[32]。为了将太阳热量从 300 kW 降至 25 mW, 设计了 5 层可展开柔性薄膜, 可实现从阳面温度 85 $^{\circ}\text{C}$ 降低到 -233 $^{\circ}\text{C}$ ^[33]。该发射计划从 2013 年推迟到 2018 年^[34], 其原因与遮阳罩的热控薄膜和展开可靠性问题有关。展开臂设计原理为两个组合托架定轴转动展开, 并结合两个变直径的套筒杆定向运动, 逐步展开热控薄膜 (如图 2 所示)。而多层薄膜的有序展开是通过设计三种

部件来控制的。第一种是压力板部件, 即压住折叠薄膜阻止在发射过程中相互移动, 使折叠薄膜层内部保留最少的残余气体, 当薄膜展开到位后压力板缩回。之后是一系列微型弹簧片, 控制折叠薄膜一层接一层地从弹簧片下有序展开。最后是薄膜层间设计薄衬, 阻止运动的薄膜层间剪切摩擦荷载作用于下一层的展开薄膜。为验证 JWST 的遮阳罩结构设计的可行性, Goddard 飞行中心以 0.7 \times 1.7 m 的菱形状缩比模型进行了薄膜面内张拉测试, 并用有限元方法对比讨论了薄膜边缘的几何非线性问题^[35-36], 研究表明不同预应力作用下薄膜的第二主应力小于零时会引起褶皱。之后 Simmons 等^[37]围绕有涂层薄膜进行了薄膜的热分析和测试, 完成了 1/10 缩比模型的展开测试, 并进一步对 1/2 缩比模型进行了测试^[38]。Ewing 等^[39]进行了薄膜找形分析以及温度场分析, 给出了遮阳罩薄膜的优化设计方法。



图 2 JWST 展开与收拢状态^[38]

Fig. 2 Deployed and folded configuration of JWST^[38]

其次 ESA 设计了全球性天文干涉仪 (Global Astronomic Interferometer for Astrophysics, GAIA) 遮阳罩^[40], 该结构已于 2013 年 12 月在轨展开应用^[41]。它由 12 个 H 形的碳纤维 - 铝排架组成, 每个排架的底部设计 2 个筒直座, 有电机提供连

续机械扭矩,使排架平稳同步地由垂直展至水平,形成直径为 10.3 m 的圆平面,展开测试如图 3 所示。其中每个排架长 3.8 m,重量为 4.2 kg,测试了展开排架在 $-196 \sim 105$ °C 之间温度环境下结构的热弹性稳定性,使其对柔性薄膜不产生附加应力;测试了结构折叠收拢时固有频率为 31 Hz,展开后固有频率为 7 Hz^[41]。



图3 GAIA 遮阳罩的展开过程组图^[42]

Fig. 3 Deploying process of GAIA sunshield^[42]

另外,美国 JPL 实验室与 ATK 实验室提出了两种基于中心鼓的缠绕肋展开遮阳罩方案^[43],每个展开肋的截面设计为透镜状,第一个展开后遮阳罩的直径为 5.5 m,展开肋的屈曲安全系数大于 6.0,质量小于 100 kg,其固有频率为 2.79 Hz;另一个遮阳罩质量小于 500 kg,展开后直径为 22 m,支撑结构固有频率为 0.6 Hz。而且 JPL 的 Webb 等^[44]提出了一种抑制星体杂光的遮阳罩,外形为太阳花状,展开直径为 34 m,其收拢直径小于 5 m。展开结构中心体通过辐射状索与 Z 形折叠周边桁架连接,并在周边桁架附加花瓣状遮光片,花瓣状遮光片采用格子形式折叠薄膜结构实现展开变形(如图 4 所示),面型精度为微米级。国内 Zheng 等^[45]提出了一种扭力弹簧和齿轮铰组成可展开肋方案,设计约 200 折的支撑肋展开直径为 1000 m 的圆平面,其面密度小于 6.4 g/m^2 ,收拢容积为 $\Phi 3.6 \times h 5.3 \text{ m}$,满足超大型空间结构遮阳要求。

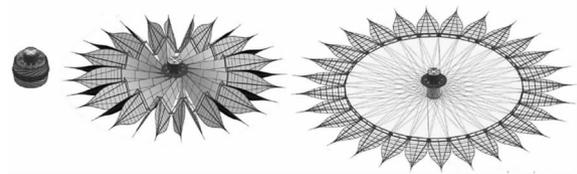


图4 太阳花状的遮阳罩展开^[44]

Fig. 4 Deployed sunflower configuration^[44]

2.3 三维周向展开方法

三维周向展开方式是指航天器的周向以柱面(锥面)或斜切柱面(锥面)等外形组成的遮阳罩。

如亚毫米波望远镜的遮阳罩^[46],结构设计为斜切角圆柱面形,直径为 3.65 m,通过周边沿轴向的 10 个不等高充气管展开 6 层的铝/Kapton[®]薄膜,并采用光固化方法提高结构的刚度。而 Batchelor 等^[47]对同类仪器的遮阳罩设计为周边桁架展开方式,不同点是采用碳纤维复合材料桁架展开遮阳薄膜。对于国际 X 射线天文(International X-ray Observatory, IXO)望远镜的遮阳罩,由 NASA、ESA 和 JAXA 三个机构在 2008 年合作立项,该结构以手风琴状折叠收拢为圆柱体形,直径约 4 m。展开机构设计方案有两种,一种是中间设计主动铰的连杆驱动机构,可伸长约 20 m;另一种由 3 个伸展臂驱动展开后高约 24 m,结构直径不发生变化,预计在 2020 年发射^[48]。展开后的两层隔热薄膜间隔设计为 100 mm,每个薄膜由镀 $6.25 \mu\text{m}$ 厚铝/Mylar[®]膜组成。之后,Wilson 等^[49]也对 IXO 遮阳罩进行了优化设计,研制了 1/10 的缩比模型,采用 Kresling 折叠方法验证了折叠展开方案可行性。

基于 JWST 的研究基础,NASA 开始了原始膨胀探测器(Primordial Inflation Explorer, PIXIE)的设计^[50],其遮阳罩设计为 4 层镀铝/Kapton[®]薄膜,收拢的遮阳罩采用单个系绳和制动器同时展开 4 层薄膜^[51],展开后最外层尺寸约 3.5 m。在此基础上,大型空间望远镜 ST-9 的遮阳罩设计为斜切棱锥形^[52],依据温控保持 80 K,设计有 5 层薄膜,采用 6 个不同长度变直径的伸缩管展开,展开后最大宽度大于 4 m,并研究了遮阳罩的张拉薄膜有无褶皱,以及不同的间距对温度的影响^[53]。关于周向展开遮阳罩的另一个应用是在太空中遮挡太阳光照射大型补给燃料罐^[54]。如液氢(沸点 -252.87 °C),直射 9 h 挥发量约为 30%,而采用遮阳罩后可降低到每天小于 1%。为此,Kutter 等提出了一种充气式展开的锥状遮阳罩方案^[11],结构设计为 6 个梯形面组成周向遮阳面,通过 6 个 T 字形充气梁实现展开 3 层薄膜。另外,采用同样的技术,国内徐彦等^[55]设计了一种充气展开遮阳罩结构,可实现径向和轴向依次展开,并对充气展开遮阳罩进行了静力分析和展开过程仿真。关于若干种遮阳罩设计总结见表 2。

表 2 若干种可展开遮阳罩设计

Tab. 2 Structures design of deployable sunshields

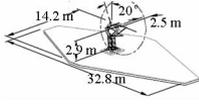
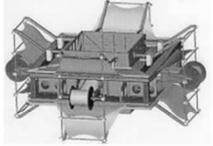
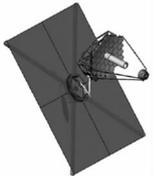
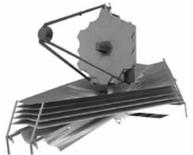
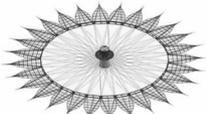
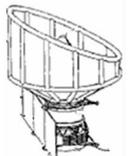
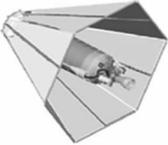
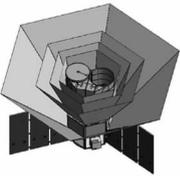
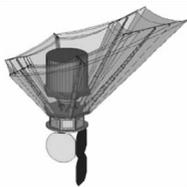
No.	遮阳罩名称	形状	尺寸	层数	薄膜材料	展开方式	文献	结构示意图
1	X 射线望远镜的遮阳罩	圆柱面形	高度 24 m; 直径 4 m	2	铝箔迈拉和达克纶玻璃纤维织物	桁架伸展臂驱动展开	[1] [48]	
2	下一代空间望远镜的尺度号遮阳罩	菱形	32.8 m × 14.2 m	6	Kapton [®] 薄膜	充气热刚化展开	[24]	
3	充气式展开遮阳罩	菱形	—	4	蒸汽沉积铝的 Kapton [®] , 厚度均为 0.012 mm	充气自支撑展开	[21] [27]	
4	ATLAST-9.2 的遮阳罩	矩形	28 m × 28 m	4	沿入射光方向 4 层均为 Si/Kapton [®] -E/铝	机械驱动展开	[56]	
5	詹姆斯·韦伯空间望远镜的遮阳罩	菱形	21.197 m × 14.625 m	5	沿入射光前两层是硅涂层/Kapton [®] -E/蒸汽沉积铝层; 其余是蒸汽沉积铝层/Kapton [®] -E/蒸汽沉积铝层	电机驱动 2 个组合托架后, 1 对变直径伸缩套杆驱动展开	[3] [5] [6] [32]	
6	宇宙膨胀试验探测器遮阳罩	正多边形	> 10 m	3	Al-Kapton [®] 薄膜	折叠弹性肋展开	[43]	
7	全球性天文干涉仪的遮阳罩	圆形	直径 10.2 m	2	多层隔热膜	机械电机展开碳纤维-铝排架	[40] [41] [57]	
8	太阳花状的遮阳罩	圆形附加花瓣形	直径 34 m	1	—	张拉索旋转展开 Z 形折叠桁架	[44]	
9	亚毫米波望远镜遮阳罩	斜切的圆柱形	直径 3.65 m	6	阳面蒸镀铝的 Teflon [®] ; 背面蒸汽沉积铝的 Kapton [®]	充气式展开	[46]	

表 2(续)

No.	遮阳罩名称	形状	尺寸	层数	薄膜材料	展开方式	文献	结构示意图
10	补给燃料罐的遮阳罩	锥形	—	3~5	蒸汽沉积银的 Teflon [®] 和蒸汽沉积铝的 Kapton [®]	充气式展开	[11]	
11	原始膨胀探测器 (PIXIE)	锥形	宽度 3.5 m	4	镀铝 Kapton [®] 薄膜、蜂窝铝和 M55J 碳纤维复合材料	弹射展开	[51] [50]	
12	空间望远镜 ST-9	斜切锥形	宽度 4 m	5	与 PIXIE 相同	变直径伸缩杆驱动展开	[52]	

3 关键科学问题

3.1 杂光抑制设计

大型航天器进行杂光抑制设计能保证其信噪比,依据不同仪器与不同的信噪比要求,遮阳罩的设计是不同的^[58]。其设计原则是不遮挡正常光线,无漏光,最小的渐晕^[59];结合温控与光控等功能需求,设计在轨展开结构形式(如圆柱面或平面结构等)、展开遮挡面积、薄膜层数与厚度、斜切度或挡光环等参数。对于圆柱面形或圆锥面形遮阳罩的杂光抑制设计是,最大孔径的上边缘光线不被次镜遮阳罩和中心消光筒遮挡,且最小孔径的下边缘光线也不被中心消光筒遮挡,如文献^[59]给出了遮阳罩结构设计几何关系。通常杂光抑制方法有:光阑与挡光板控制、涂层吸收、温度控制、薄膜平整度控制等。

3.2 折叠与展开变形机理

可展开遮阳罩设计目的是用伸展臂有序平稳地展开多层折叠的变形薄膜。展开机理包括两个方面:一方面是支撑臂的展开控制问题;另一方面是柔性折叠薄膜的分层逐次有序展开,实现薄膜的平整度和遮挡角度。支撑臂没有充分展开或某一层薄膜没有展开到位都会影响仪器的正常工作,严重时导致任务失败。所以研究展开变形机理、分析和测试方法是关键问题之一。对于展开支撑臂,需研究其折叠方式^[60]、驱动力、展开速度、方向和其角度,以及展开后支撑臂的张力、弯曲刚度与稳定性等问题。

对柔性薄膜的折叠与展开变形,首先是精确

设计多层薄膜的折叠收拢,如对于平面展开式的薄膜折叠方法主要有两种:一种是在两个正交方向上 Z 形折叠^[21];另一种是某方向上 Z 形折叠而在其垂直方向上卷曲折叠,即展开驱动力方向垂直于薄膜折叠线。其次是折叠的薄膜的压紧问题,因为在太空环境中无空气阻力和无重力影响,残余在折叠薄膜层里的少量气体会引起薄膜局部膨胀位移,易阻碍展开过程的有序性。最后是控制折叠的柔性薄膜在轨后有序展开,如是先上后下依次对称展开,还是先横向展开再纵向展开等,即如何精确控制多层的大面积柔性薄膜展开变形。

3.3 极端环境下薄膜多场耦合问题

大面积可展开遮阳罩的每层薄膜不仅要具有轻质、高曲率折叠、受压储存、抗撕裂和蠕变的基本力学等特性,还要能承受周期性变化的的大密度太阳能热流、X 射线、宇宙射线等复杂的空间环境条件^[22],所以必须掌握柔性薄膜在极端环境下力学、光学与热学等性能评估方法,研究材料在极端环境下的多场耦合问题,从而提高遮阳罩的寿命和遮光水平。

多层薄膜结构因最外层向阳侧受高温辐照,同时最内层薄膜受超低温环境影响,故对涂层薄膜的多场分析和测试方法是研究难点。而且在各层薄膜设计中,向阳侧薄膜表面的涂层研制是关键问题之一。因为向阳侧表面首先要降低粒子穿过遮阳罩第一层的能量和数量;其次是设计的第二层以及内层的反射薄膜,如镀银或铝的聚四氟乙烯^[11],须使入射光谱能被金属涂层有效地反射。同时,镀银

的聚四氟乙烯层合到 Kapton® 的背面上能提高使用寿命。另外,可选择其他的薄膜涂层,如锆^[61]或硅等。对于向阳层的薄膜层后侧面,由于受到向阳侧面遮挡,通常选择低辐射度的涂层。表 3 给出了几种常用薄膜涂层材料的吸收率和热发射率参数。研究也表明,薄膜的吸收率与其材料表面温度和入射波长有关,依据 Hagen-Rubens 关系^[62],在某温度时薄膜表面的吸收率 α 为:

$$\alpha = \frac{4\zeta}{\cos\theta (2 + \zeta/\cos\theta)^2} \quad (1)$$

式中: $\zeta = c\eta/R_s$, c 为光速、 R_s 为表面电阻率、 η 为磁导率; θ 为入射光角。

表 3 几种常用薄膜材料参数表

Tab. 3 Membrane material parameters

材料类型		吸收率 α	热发射率 ε	α/ε
双面镀铝的 Kapton ^[63]	外/内侧	0.14	0.05	2.80
镀金的	外侧	0.35	0.81	0.43
玻璃布 ^[63]	内侧	0.21	0.03	7.0
镀银的 Teflon ^[63]	外/内侧	0.10	0.85	0.12
	通常	0.40	0.74	0.54
硅	L2 轨道 5 年	0.43	0.72	0.60
	L2 轨道 10 年	0.44	0.71	0.62
	通常	0.44	0.69	0.64
锆	L2 轨道 5 年	0.42	0.66	0.64
	L2 轨道 10 年	0.41	0.65	0.63

3.4 低温热控问题

在空间环境中,如何实现一个低温环境是可展开遮阳罩的关键问题之一^[64,34],如 JWST 设计的总温控制在 30 K^[33]。这个问题一般需要考虑四个因素,即薄膜设计层数、各层设计的角度^[65]、冷侧面辐射度和薄膜平整度保持^[10]。首先,对于遮阳罩薄膜的层数设计,主要依据被防护系统对温度和热阻的条件,确定几层无褶皱的遮阳薄膜以及层与层的间距。因为通过优化设计层间间距能使更多的能量从层间逸散出,则更少的能量会传递到冷侧面。如 NGST 遮阳罩设计了 6 层薄膜,各层间距沿入射光方向依次为 300\300\400\300\300 mm^[28],用蒙特卡洛算法^[33]分析了 4 层薄膜传热性能,如表 4 所示。

表 4 不同层的传热参数^[33]Tab. 4 Heat transfer summary between different layers^[33]

	温度/ K	辐射传热到 下一层/W	热传导到下 一层/W	热阻到下 一层/(K/W)
第一层	231	78.5	3.91	29.4
第二层	116	5.89	1.02	54.9
第三层	60	0.689	0.256	85.9
第四层	30	0.042	0.026 6	752
结构体	18	0.002 82	0.010 45	1340

第二是角度设计^[62]。当包装体积不变情况下,可通过调整各层薄膜的角度,使每层薄膜与其相邻张拉薄膜构成一个二面角^[32,56],即 V 形散热片,一方面可快速实现向外散热,另一方面还可减小光压力矩。第三是冷侧面辐射度。若在冷侧面设计低辐射率的涂层,则会形成一个温度高但反射能量更少的表面;高辐射率的表面却相反,它吸收热量少,反射的能量更多。第四是层间薄膜平整度。要求展开后张拉薄膜无褶皱^[32],则张拉薄膜的第二主应力应大于零,主应变不小于零,为此一般薄膜边缘优化设计为曲线边^[38],使薄膜具有高平整度,对光线形成镜反射,否则将会产生漫反射。镜反射用更少的反射次数使光子到了遮阳罩的边缘并逸散到太空中,且镜反射引起的温度比漫反射的温度约低 10 K。对于光控制或热控制的多层遮阳罩,依据 Stefan-Boltzmann 定律^[66],多层薄膜的热通量为:

$$Q = A\varepsilon'\sigma(T_H^4 - T_C^4) \quad (2)$$

式中, Q 是热通量, A 是遮阳罩面积, T_H 是薄膜层热面温度, T_C 是薄膜层的冷面温度, σ 是 Stefan-Boltzmann 比例常数,它等于 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$, ε' 是有效热发射率。对于薄膜材料,有效热发射率越低,多层遮阳罩的隔热性能越好。对于理想的多层薄膜遮阳罩结构,有效热发射率可表示为:

$$\varepsilon' = \frac{\varepsilon}{(N-1)(2-\varepsilon)} \quad (3)$$

式中, ε 为薄膜热发射率, N 是遮阳罩薄膜层数。

3.5 太阳辐射光压力矩及其计算方法

太阳光辐射到遮阳罩上出现透射、吸收和反射现象^[67],多层的遮阳薄膜虽然减少透射、增加吸收和反射,但是遮阳罩扩散大部分太阳能时不能维持均匀散热,于是在该照射方向产生一个额外的合力,这种太阳光压作用力在遮阳罩将产生一个扰动力矩,这会对航天器姿态控制产生明显

影响^[68]。目前的一种光压计算方法是采用 ESA 标准公式^[57],为:

$$p = \frac{4.57}{d^2} \mu N m^{-2} \quad (4)$$

式中, d 为太阳与遮阳罩之间的距离(单位为 AU)。采用微分算法,取遮阳罩表面的任意面元 dA ,则该微元上产生的外力 $d\mathbf{f}_{\text{tol}}$ 是由吸收 $d\mathbf{f}_{\text{abs}}$ 、镜反射 $d\mathbf{f}_{\text{spec}}$ 和漫反射 $d\mathbf{f}_{\text{dif}}$ 三者的线性叠加^[69],即:

$$d\mathbf{f}_{\text{tol}} = d\mathbf{f}_{\text{abs}} + d\mathbf{f}_{\text{spec}} + d\mathbf{f}_{\text{dif}} \quad (5)$$

$$\begin{cases} d\mathbf{f}_{\text{abs}} = -pC_{\text{abs}} \cos\varphi \mathbf{u}_{\text{sun}} dA \\ d\mathbf{f}_{\text{spec}} = -2pC_{\text{spec}} \cos^2\varphi \mathbf{u}_{\text{N}} dA \\ d\mathbf{f}_{\text{dif}} = -pC_{\text{dif}} \left(\frac{2}{3} \cos\varphi \mathbf{u}_{\text{N}} + \cos\varphi \mathbf{u}_{\text{sun}} \right) dA \end{cases} \quad (6)$$

于是该微元对平面遮阳罩引起的光压力矩为:

$$d\mathbf{M} = \mathbf{r}_{\text{CoM}} \times d\mathbf{f}_{\text{tol}} \quad (7)$$

其中: $C_{\text{abs}} + C_{\text{spec}} + C_{\text{dif}} = 1$; \mathbf{r}_{CoM} 是微元到遮阳罩质心的距离; φ 为太阳光线与遮阳罩外法向的夹角; \mathbf{u}_{sun} 和 \mathbf{u}_{N} 分别为遮阳罩指向太阳位置的单位矢量和其法向单位矢量。

另一种是从整体受力计算光压力矩,当遮阳罩的理想光压中心 CP 与整体结构质心 CM 一致时或当遮阳罩正对太阳时光压作用力过矩心时,遮阳罩在任何倾角上的合力矩为零。但当遮阳罩远离太阳时,则会有光压力矩产生,如图 5 所示。太阳倾角越大,质心远离向阳面的距离越大,则光压力矩就越大。假设太阳光作用在面积为 A 的平面式遮阳罩上,产生最大的光压力矩 T_{max} 为^[70]:

$$T_{\text{max}} = |F_n R_n| + |F_\tau R_n| \quad (8)$$

$$F_n = -AP_s \left\{ (1 + F_s \beta) \cos^2\varphi + \left[\frac{2}{3} (1 - F_s) \beta + 0.63\alpha \right] \cos\varphi \right\} \quad (9)$$

$$F_\tau = AP_s \alpha \cos\varphi \sin\varphi \quad (10)$$

其中:太阳光压力 F_n 和 F_τ 为在遮阳罩薄膜表面的法向和切向分量, R_n 和 R_τ 分别为压力分量到

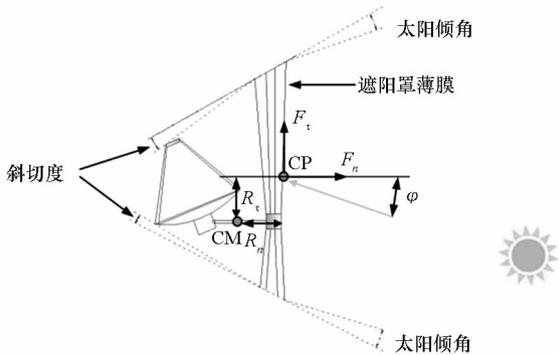


图5 太阳辐射光压力矩分析示意图

Fig.5 Solar torque caused by solar pressure

质心的距离; α 为薄膜的吸收率,则反射率为 $\beta = 1 - \alpha$, F_s 为反射光的摩擦;在 1 AU 距离,光速为 2.998×10^5 km/s 时,太阳光压 P_s 为 4.56×10^{-6} N/m²。

当遮阳罩远离太阳倾斜时,有三种方法可以减小光压力矩或将不平衡扭矩变为平衡扭矩。第一种方法是将遮阳罩的向阳侧面设计为一个弯曲面或二面角面,可控制两轴上的扭矩;第二种是设计一个转动自由度驱动器^[69],每天控制小增量调整片跟踪与太阳辐射光压扭矩的变化;第三种是调整遮阳罩局部的反射强度。

4 结论

针对柔性可展开遮阳罩,围绕可展开支撑臂设计、多层有序展开控制、柔性薄膜管理、材料性能与热变形等研究问题进行分类讨论。从国际发展来看,未来航天向大型化^[4]、轻型化、模块化、多任务多功能方向发展,于是对可展开遮阳罩技术的需求也将越来越强。目前其技术研究和工程应用还不成熟,其内在的科学问题还有待进一步深入研究。针对我国航天任务应用的可展开遮阳罩,建议可开展以下几方面的工作。

1) 依据在轨有效载荷的工作温控要求,结合杂光来源特点和对杂光规避性能,设计和优化可展开遮阳罩结构外形、质心和光压中心、展开薄膜面积、层数与层间距等参数,给出支撑臂折叠展开方法、驱动力与展开速度关系;探讨热-结构耦合振动响应与抑制等问题,掌握薄膜展开后遮光的入射和发射角度等控制方法,并优化结构的比刚度和比强度,提高结构面质比。

2) 优化薄膜折叠方法和有序展开过程控制方法,建立折叠与展开过程中小应变大位移的热弹性力学和动力学分析模型,研究实现多层、多折薄膜平稳有序展开,并解决遮阳罩多层柔性薄膜局部折痕、损伤、褶皱与非均匀张力以及层间摩擦力学等问题,实现多层、多折、多向与多维的同步有序低冲击展开。

3) 完善低温与超低温极端环境下柔性薄膜材料制备及其薄膜低温涂层厚度的均匀性控制方法,掌握柔性薄膜在极端环境下力学、光学与热学等性能评估方法,研究材料在极端环境下的多场耦合问题以及大面积薄膜结构多尺度动力学问题,探讨在轨长寿命条件下材料蠕变与松弛等热力学行为。

4) 采取地面测试与演示验证试验相结合,重点掌握柔性可展开低频密频结构动态特性,研究

在热真空、超低温环境下力学与光学等测试方法以及实验表征与调控手段,完善仿真分析模型,提升结构在轨应用水平。

参考文献 (References)

- [1] Johnston J D, Ross B D, Blandino J, et al. Development of sunshield structures for large space telescopes [J]. *Proceedings of the SPIE*, 2003, 4850: 209–220.
- [2] 李蓉, 王森, 施浒立. 空间太阳望远镜主光学望远镜内遮光罩热效应[J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(11): 2974–2978.
LI Rong, WANG Sen, SHI Huli. Thermal effect on inner-shield in main optical telescope of solar space telescope[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(11): 2974–2978. (in Chinese)
- [3] Lillie C F, Dailey D, Polidan R S. Large aperture telescopes for launch with the Ares V launch vehicle [J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(3/4): 374–381.
- [4] Ubertaini P, Gehrels N, Corbett I, et al. Future of space astronomy: a global road map for the next decades [J]. *Advances in Space Research*, 2012, 50: 1–55.
- [5] Clampin M. The James Webb space telescope (JWST) [J]. *Advances in Space Research*, 2008, 41: 1983–1991.
- [6] Gardner J P, Mather J C, Clampin M, et al. The James Webb space telescope [J]. *Space Science Reviews*, 2006, 123(4): 485–606.
- [7] 沈易, 李欣耀, 陈福春. 风云二号辐射计的红外杂散光抑制研究[J]. *红外*, 2013, 34(8): 1–5.
SHEN Yi, LI Xinyao, CHEN Fuchun. Research on suppression of stray infrared light in FY-2 radiometer[J]. *Infrared*, 2013, 34(8): 1–5. (in Chinese)
- [8] Scaduto L C N, Carvalho E G, Santos L F, et al. Baffle design and analysis of stray-light in multispectral camera of a brazilian satellite [C]//*Proceedings of Annals of Optics*, 2006.
- [9] Reixa J M, Passvogel T, Crone G, et al. The Herschel/Planck programme, technical challenges for two science missions, successfully launched [J]. *Acta Astronautica*, 2010, 66(1/2): 130–148.
- [10] Jenkins C H M. Gossamer spacecraft: membrane and inflatable structures technology for space applications [M]. Virginia, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2001.
- [11] Dew M, Allwein K, Kutter B, et al. Design and development of an in-space deployable sun shield for the Atlas centaur [C]//*Proceedings of AIAA SPACE Conference & Exposition*, AIAA-2008-7764, 2008.
- [12] 陈务军, 关富玲, 董石麟, 等. 空间可展桁架结构展开过程分析的理论和方法 [J]. *浙江大学学报(工学版)*, 2000, 34(4): 382–387.
CHEN Wujun, GUAN Fuling, DONG Shilin, et al. Theory and approach of deployment analysis for deployable space truss structures [J]. *Journal of Zhejiang University (Engineering Science)*, 2000, 34(4): 382–387. (in Chinese)
- [13] 卫剑征, 毛丽娜, 杜星文. 空间卷曲折叠管充气控制展开动力学研究 [J]. *工程力学*, 2009, 26(1): 227–232.
WEI Jianzheng, MAO Lina, DU Xingwen. Study for inflatable control deployment dynamics of rolled booms [J]. *Engineering Mechanics*, 2009, 26(1): 227–232. (in Chinese)
- [14] Fang H F, Lou M, Hah J. Deployment study of a self-rigidizable inflatable boom [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(1): 25–30.
- [15] Puig L, Barton A, Rando N. A review on large deployable structures for astrophysics missions [J]. *Acta Astronautica*, 2010, 67(1/2): 12–26.
- [16] 胡亮. 空间可展遮光罩的结构设计分析与仿真 [D]. 杭州: 浙江大学, 2011.
HU Liang. Structural design, analysis and simulation of a deployable sun shield [D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2011. (in Chinese)
- [17] 李芸, 相里斌, 李立波. 一种新型空间相机遮光罩的设计与仿真 [J]. *光电工程*, 2010, 37(7): 41–44.
LI Yun, XIANG Libin, LI Libo. Design and simulation of the baffle of a new type space camera [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2010, 37(7): 41–44. (in Chinese)
- [18] 杜凯. 光学系统弹出式遮光罩研究 [D]. 北京: 中国科学院大学, 2014.
DU Kai. Self-deployable baffle in the optical system [D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)
- [19] Carey J, Cadogan D, Pacini L, et al. Inflatable sunshield in space (ISIS) versus next generation space telescope (NGST) sunshield—a mass properties comparison [C]//*Proceedings of 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, AIAA-2000-1569, 2000.
- [20] Seery B, Smith E. NASA's next generation space telescope: visiting a time when galaxies were young [J]. *Optics & Photonics News*, 1998, 9(7): 29–34.
- [21] Sandy C R. Next generation space telescope inflatable sunshield development [C]//*Proceedings of Aerospace Conference Proceedings*, IEEE, 2000, 6: 505–519.
- [22] Wooldridge E M, Powers C E. Evaluation of thin films for the next generation space telescope (NGST) sunshield [J]. *Proceedings of SPIE*, 1998, 3356: 134–140.
- [23] Pacini L K, Lou M C, Johnston J D, et al. Sunshield technology and flight experiment for the next generation space telescope [J]. *Proceedings of SPIE*, 2000, 250 (sl-3): 884–893.
- [24] Bely P Y, Perrygo C, Burg R. NGST “Yardstick” mission [R]. Next Generation Space Telescope Project Study Office and Goddard Space Flight Center, 1999.
- [25] Pacini L, Kaufman D, Adams M, et al. Next generation space telescope (NGST) pathfinder experiment inflatable sunshield in space (ISIS) [R]//Warrendale, PA: SAE International, 1999.
- [26] Wei J Z, Tan H F, Wang W Z, et al. Deployable dynamic analysis and on-orbit experiment for inflatable gravity-gradient boom [J]. *Advances in Space Research*, 2015, 55(2): 639–646.
- [27] Adams M L, Culver H L, Kaufman D M, et al. Design and flight testing of an inflatable sunshield for the NGST [C]//*Proceedings of 41st Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*, AIAA-2000-1797, 2000.
- [28] Wooldridge E M, Powers C E, Townsend J A, et al. Effects of manufacturing and deployment on thin films for the NGST sunshade [C]//*Proceedings of 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, AIAA-2001-1349, 2001.

- [29] Fang H F, Lou M C. Analytical characterization of space inflatable structures—an overview [C]//Proceedings of 40th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit, AIAA - 1999 - 1272, 1999.
- [30] Johnston J D, Ross B, Blandino J R, et al. Development of sunshield structures for large space telescopes [J]. SPIE Proceedings, 2003, 4850: 209 - 220.
- [31] Pappa R S, Lassiter J O, Ross B P. Structural dynamics experimental activities in ultra-lightweight and inflatable space structures [C]//Proceedings of 19th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA - 2001 - 1263, 2001.
- [32] Greenhouse M A. The James Webb space telescope: mission overview and status [C]//Proceedings of AIAA SPACE Conference & Exposition, AIAA - 2012 - 5100, 2012.
- [33] Chui T, Bock J, Holmes W, et al. Thermal design and analysis of a multi-stage 30 K radiative cooling system for EPIC [J]. Cryogenics, 2010, 50(9): 633 - 637.
- [34] Franck R A. Thermal design, build, and test of the JWST aft optics subsystem [J]. Cryogenics, 2014, 64: 235 - 239.
- [35] Johnston J D, Blandino J R, McEvoy K C. Analytical and experimental characterization of gravity-induced deformations in subscale gossamer structures [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 762 - 770.
- [36] Johnston J D, Blandino J R, Black J, et al. Structural analysis and testing of a subscale sunshield membrane layer [C]// Proceedings of 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA - 2003 - 1742, 2003.
- [37] Simmons D D F, Smith R C. Spacecraft design to support a large cryogenic telescope science mission near the second lagrange point of the earth-sun system [C]//Proceedings of Space Conference and Exhibit, AIAA - 2004 - 5989, 2004.
- [38] Waldie D D, Gilman L N. Technology development for large deployable sunshield to achieve cryogenic environment [C]// Proceedings of Space Conference and Exhibit, AIAA - 2004 - 5987, 2004.
- [39] Ewing A P, Back J M, Schuettelpelz B M, et al. James Webb space telescope sunshield membrane assembly [C]// Proceedings of 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA - 2009 - 2156, 2009.
- [40] Pereira C, Urgoiti E, Pinto I. The structure of the GAIA deployable sunshield assembly [C]//Proceedings of 12th European Conference on Space Structures, Materials and Environmental Testing, SP - 691, 2012.
- [41] Milligan D, Rudolph A, Whitehead G, et al. ESA's billion star surveyor-flight operations experience from Gaia's first 1.5 years [J]. Acta Astronautica, 2016, 127: 394 - 403.
- [42] Kourou Project Team. Pyrotechnic and 24 bangs: the sunshield deployment [EB/OL]. [2016 - 12 - 20]. <http://blogs.esa.int/gaia/2013/10/15/with-pyrotechnic-and-24-bangs-the-sunshield-deployment/>.
- [43] Williams R B, Agnes G S, Crumb D. Lightweight deployable sunshade concepts for passive cooling for space-based telescopes [C]//Proceedings of 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA - 2008 - 1774, 2008.
- [44] Webb D, Hirsch B, Bach V, et al. Starshade mechanical architecture & technology effort [C]//Proceedings of 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA - 2016 - 2165, 2016.
- [45] Zheng F, Chen M, He J. Analyses of a huge space shield to weaken the global warming [C]//Proceedings of AIAA SPACE Conference & Exposition, AIAA - 2012 - 5174, 2012.
- [46] Tsuyuki G T, French L C. On-orbit temperature distribution of a submillimeter-telescope primary-reflector panel [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1995, 32(5): 885 - 889.
- [47] Batchelor M, Adler D, Trogus W. New plans for first far infrared and sub-millimetre space astronomy mission for 2007 [J]. Advances in Space Research, 1996, 18(11): 185 - 188.
- [48] Robinson D W, McClelland R S. Mechanical overview of the international X-Ray observatory [C]//Proceedings of IEEE Aerospace Conference, 2009.
- [49] Wilson L, Pellegrino S. Origami sunshield concepts for space telescopes [C]//Proceedings of 54th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA - 2013 - 1594, 2013.
- [50] Shirron P J, Kimball M O, Fixsen D J, et al. Design of the PIXIE adiabatic demagnetization refrigerators [J]. Cryogenics, 2012, 52(4/5/6): 140 - 144.
- [51] DiPirro M, Fixsen D, Kogut A, et al. Design of the PIXIE cryogenic system [J]. Cryogenics, 2012, 52(4/5/6): 134 - 139.
- [52] DiPirro M, Tuttle J, Mattern A, et al. Subscale cryo-thermal tests of a large 4 K space telescope [J]. Proceedings of the SPIE, 2006, 6275: 1 - 11.
- [53] Kogut A, Fixsen D J, Chuss D T, et al. The primordial inflation explorer (PIXIE): a nulling polarimeter for cosmic microwave background observations [J]. Journal of Cosmology and Astroparticle Physics, 2011(7): 025.
- [54] Kutter B F, Practical F Z, O'Neil G, et al. A practical affordable cryogenic propellant depot based on ULA's flight experience [C]//Proceedings of AIAA SPACE Conference & Exposition, AIAA - 2008 - 7644, 2008.
- [55] 徐彦, 关富玲. 新型充气展开遮阳罩设计方案研究和仿真分析 [J]. 航天返回与遥感, 2011, 32(2): 55 - 63.
XU Yan, GUAN Fuling. The design and simulation research of new inflatable sunshield structure [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2011, 32(2): 55 - 63. (in Chinese)
- [56] Oegerle W R, Feinberg L D, Purves L, et al. ATLAST - 9.2m: a large-aperture deployable space telescope, space telescopes and instrumentation [C]//Proceedings of Optical, Infrared, and Millimeter Wave, 2010, 7731: 77312M.
- [57] Keil R, Risquez D, Leeuwen F V, et al. An attitude model for the spacecraft of the ESA mission gaia [J]. Acta Astronautica, 2011, 69(9/10): 869 - 881.
- [58] 郝云彩, 肖淑琴, 王丽霞. 中国空间科学技术星载光学传感器消杂光技术现状与发展 [J]. 中国空间科学技术, 1995(3): 40 - 50.
HAO Yuncai, XIAO Shuqin, WANG Lixia. Status and development of stray light elimination technology for spaceborne optical sensors [J]. Chinese Space Science & Technology, 1995(3): 40 - 50. (in Chinese)
- [59] 石栋梁, 肖琴, 练敏隆. “高分四号”卫星相机杂散光分析与抑制技术研究 [J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(5): 49 - 57.
SHI Dongliang, XIAO Qin, LIAN Minlong. Research on stray light analysis and restrain of GF - 4 satellite camera [J].

- Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(5): 49 – 57. (in Chinese)
- [60] 卫剑征, 谭惠丰, 杜星文. 空间充气管展开动力学研究进展[J]. 力学进展, 2008, 38(2): 177 – 189.
WEI Jianzheng, TAN Hui Feng, DU Xingwen. Research progress of deployment dynamics of space inflatable booms[J]. Advances Mechanics, 2008, 38(2): 177 – 189. (in Chinese)
- [61] Esther A C M, Dey A, Sridhara N, et al. A study on degradation of germanium coating on Kapton used for spacecraft sunshield application [J]. Surface & Interface Analysis, 2016, 47(13): 1155 – 1160.
- [62] Paine C G, Bradford C M, Dragovan M C, et al. A parametric design tool for large space telescope sunshields[J]. Proceedings of the SPIE, 2006, 6265: 62652R.
- [63] Allwein K, Dew M, Kutter B, et al. Atlas centaur sun shield design and testing, an update [C]//Proceedings of AIAA SPACE Conference & Exposition, AIAA – 2009 – 6587, 2009.
- [64] Bronowicki A J. Vibration isolator for large space telescopes[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(1): 45 – 53.
- [65] Bruce R, Baudouy B. Cryogenic design of a large superconducting magnet for astroparticle shielding on deep space travel missions [J]. Physics Procedia, 2015, 67: 264 – 269.
- [66] 崔文, 王家松, 宝音贺西. 光压摄动对卫星姿态轨道耦合的影响分析 [J]. 空间科学学报, 2012, 32(3): 424 – 429.
CUI Wen, WANG Jiasong, BAOYIN Hexi. Analysis of solar pressure perturbation impacting on satellite attitude-orbit coupling [J]. Chinese Journal of Space Science, 2012, 32(3): 424 – 429. (in Chinese)
- [67] 刘瞰, 赵志萍. 卫星太阳光压力矩计算中有效作用面积的计算[J]. 南京理工大学学报, 2007, 31(6): 684 – 688.
LIU Tun, ZHAO Zhiping. Method to calculate effective area used in computation of solar radiation torque of satellite [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2007, 31(6): 684 – 688. (in Chinese)
- [68] Risquez D, Leeuwen F V, Brown A G A. Dynamical attitude model for Gaia[J]. Experimental Astronomy, 2012, 34(3): 669 – 703.
- [69] Harvie E, III, Rowe J, Tsui Y J. Performance analysis of the GOES trim tab solar pressure torque angular momentum control[J]. Proceedings of the SPIE, 1996, 2812: 741 – 752.
- [70] 曹鼎汉. 斯特藩 – 玻尔兹曼辐射定律及其应用[J]. 红外技术, 1994(3): 46 – 48.
CAO Dinghan. Stefan-Boltzmann radiation law and its application[J]. Infrared Technology, 1994(3): 46 – 48. (in Chinese)