

太阳帆材料研究进展

刘彪 冀棉 杨士勇

(中国科学院化学研究所高技术材料实验室,北京 100190)

文 摘 太阳帆飞船由于无需动力等优势近年来引起了各国科学家的研究兴趣,并在深空探测领域具有重要的应用前景。太阳帆的结构设计和材料选择是影响其性能的重要因素,本文结合太阳帆飞行环境的特点,介绍了太阳帆的基本结构和飞行原理,重点针对目前几种比较典型的太阳帆设计,对其支撑材料以及帆面薄膜材料进行了综述,并分析了各种材料和设计的性能特点。

关键词 飞行器,太阳帆,结构,材料

Recent Progress on Solar Sail Materials

Liu Biao Ji Mian Yang Shiyong

(Laboratory of Advanced Polymer Materials, Institute of Chemistry, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190)

Abstract Non-powered solar sails are arousing more and more research interest all over the world in recent years, which have significant potential applications in deep-space exploration due to their unique advantages. The structures and materials are critical factors for solar sails. According to the flight environment of solar sails, this paper introduced their basic structures and mechanisms, and reviewed the deployable boom materials and sail membrane materials for some typical solar sail designs. The features of different materials and designs were also discussed.

Key words Aircraft, Solar sail, Structure, Materials

0 引言

太阳帆飞行器是利用太阳光压产生的推力为动力进行空间探测的。当光子的动量作用在反射平面上时,其造成的冲量会形成推力;当反射面足够大时(如边长为 100 m 的正方形帆面),就会形成比较可观的推力;在这种推力作用下,太阳帆飞行器会被逐渐推进到很高的飞行速度。因此,这种航天器正在逐步引起各国科学家的高度关注,目前从地面试验到空间飞行试验,都在不断地取得突破性进展^[1-2]。

太阳帆材料对飞行器的性能具有重要的影响^[3]。为了使飞行器获得更大的加速度,减轻太阳帆承力结构的有效载荷,使太阳帆面的展开更加容易和安全,研制更加轻质的太阳帆材料成为太阳帆航天器发展的核心问题。除轻质外,太阳帆材料还必须具有优异的空间稳定性,耐高低温性能,优良的综合力学性能及易于成型和大面积制备等特点。本文对太阳帆用主要结构及材料进行概述。

1 太阳帆的结构设计

太阳帆主要由帆面薄膜、支撑结构、太阳帆展开组件等组成。为了减轻其质量,增大受力面积,需要采用超大、超轻、超薄的太阳帆面。目前,太阳帆面用薄膜主要采用聚酰亚胺或聚酯薄膜;为了增大帆面对太阳光线的反射率,通常在薄膜表面蒸镀一层铝箔。

太阳帆的支撑架一般采用碳纤维复合材料,并要求其帆面和支撑结构都能够折叠或者卷曲收藏,这对支撑架的选择和设计是一个很大的挑战。目前太阳帆的构型主要由两种:一种是以日本 Ikaros 为代表的旋转型太阳帆;另一种是较为常见的刚性太阳帆。

旋转型太阳帆是利用旋转离心力将帆面展开,并保持形状^[4]。这种设计可以不使用支撑结构,实现更高的质量效率;刚性太阳帆则采用支撑架为太阳帆面提供支撑作用,实现三轴稳定。

2 太阳帆用主要材料

目前,开展太阳帆研究项目的机构主要有德国航空航天局(DLR)、欧洲航天局(ESA)、美国航空航天局(NASA)及其相关机构、美国行星学会(The Plane-

收稿日期:2013-03-15;修回日期:2013-06-03

作者简介:刘彪,1986年出生,博士研究生,主要从事高性能聚酰亚胺树脂基复合材料的研究。E-mail:liubiao@iccas.ac.cn

tary Society)、日本宇宙航空开发机构(JAXA)、英国萨里大学萨里航天中心(Surrey Space Center)等,但至今只有 JAXA 的 Ikaros 太阳帆和 NASA 的 Nano Sail-D 进行了空间飞行试验。

2.1 DLR-ESA 太阳帆^[1, 5-8]

1999 年,欧洲航天局和德国宇航中心联合开发了 20 m × 20 m 的太阳帆模型,并且进行了地面模拟展开试验,2009 年又进行了失重飞行中支撑架的模拟展开实验。DLR-ESA 太阳帆采用 4 块等腰直角三角形的聚合物薄膜和 4 根 14 m 长的支撑架结构(图 1)。

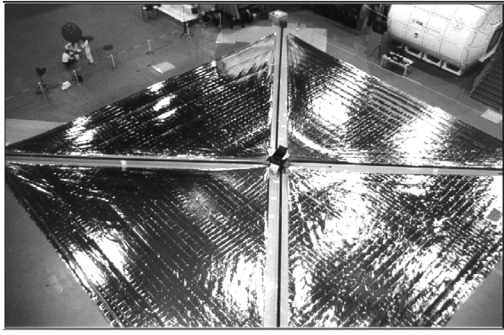


图 1 DLR 研制的太阳帆

Fig.1 Solar sail developed by DLR

太阳帆面同时验证了 3 种聚合物薄膜材料,包括:(1)厚度为 12.0 μm 的 Mylar 聚酯(PET)薄膜,其正面镀铝;(2)厚度为 7.5 μm 的聚酰亚胺 Kapton 薄膜,两面镀铝;(3)厚度为 4.0 μm 的聚萘酯(PEN)薄膜,两面镀铝。图 2 是 PEN 和 Kapton 薄膜的化学结构。

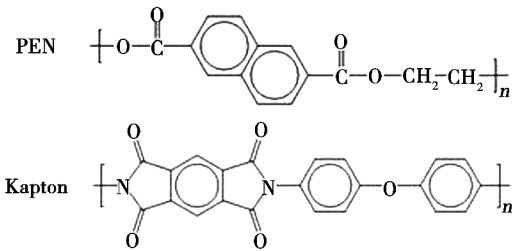


图 2 PEN 和 Kapton 薄膜的化学结构

Fig.2 Chemical structures of PEN and Kapton

验证 3 种薄膜材料的目的在于评估不同薄膜的可操作性和工艺性能。聚酰亚胺 Kapton 薄膜由于具有优良的空间稳定性和耐高低温性能而成为首选材料;厚度为 4.0 μm 的 PEN 薄膜具有最薄的厚度,同样易于操作,并且能够进行大面积的制备。薄膜正面的涂层通常采用铝,其背面通常还会蒸镀高发射率的涂层,如铬等。表 1 是 DLR 太阳帆面的主要技术参数。

表 1 中的相关计算包括了薄膜边缘和角上的增强结构。使用更薄的薄膜材料可以有效地降低面密度,同时粘接材料对整体质量的贡献也不可忽视,需要尽可能降低粘接面积。除了上述 3 种薄膜材料,DLR 原计划采用 JPL(NASA 喷气推进实验室)提供宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013 年 第 4 期

的 3.0 μm 厚的 Mylar 薄膜,正面镀铝,背面镀铬,其面密度仅为 6.36 g/m²,不过最终因故未能在此太阳帆上进行验证。

表 1 DLR 太阳帆帆面部分参数

Tab.1 Some parameters for DLR sail membranes

| 帆面区域 | 材料 | 厚度/ μm | 薄膜带宽 度/mm | 薄膜带 数目/条 | 帆面积 /m ² | 区域质 量/kg | 区域面密 度/g·m ⁻² |
|------|--------|-----------|--------------|-------------|------------------------|-------------|-----------------------------|
| A | Kapton | 7.5 | 1410 | 7 | 82.6 | 1.0 | 12.4 |
| B | Kapton | 7.5 | 1410 | 7 | 82.6 | 1.0 | 12.4 |
| C | PEN | 4.0 | 515 | 19 | 82.6 | 0.8 | 10.5 |
| D | Mylar | 12.0 | 628 | 15 | 82.6 | 1.6 | 18.9 |

太阳帆采用碳纤维复合材料(CFRP),4 根沿正方形对角线分布的各长 14 m 的支撑杆。通过树脂注射成型(RI)技术,由超薄的碳纤维织物浸渍聚合物树脂溶液,首先得到单层预浸料厚度只有 10 μm 数量级的预浸料,成型后得到两条截面为 Ω 形状的柔性超薄板带;将其两个边缘进行粘接,成为管状的支撑杆材料。这种支撑杆可以卷曲缠绕在中心轴上。为了进一步提高支撑杆的耐热性能和空间稳定性,拓宽应用范围,DLR 的研究人员还开发出表面包覆 Kapton 薄膜的 CFRP 支撑杆(图 3)^[6]。

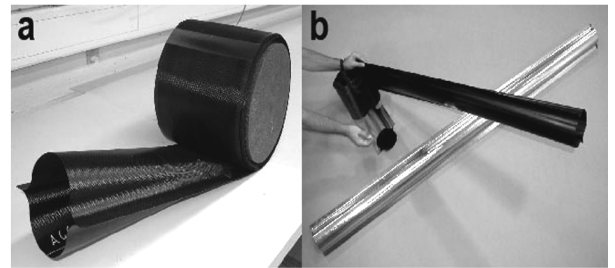


图 3 可展开的 CFRP 支撑杆材料

Fig.3 Deployable CFRP boom materials

(b)图有、无 Kapton 包覆的支撑杆对比

为了便于支撑杆充气刚化,可将厚度为 12 μm 的气密性薄膜袋装填在中空的支撑杆管中(类似于车内胎的作用)。当展开时向其中充气,使支撑杆逐步展开,使支撑杆在展开后具有足够的刚度。表 2 是支撑杆的部分技术参数。

表 2 CFRP 支撑杆的刚度和弯曲力矩¹⁾

Tab.2 Stiffness and buckling moments of CFRP booms

| 方向 | 刚度 | 方向 | 弯曲力矩 |
|--------|---------------------------------|-------|--------------------|
| | 非线性有限元 分析结果/N·m ² | | 非线性有限元 分析结果/N·m |
| EI_x | 5113 | M_x | 69.6 |
| EI_y | 5559 | M_y | 46.9 |
| EI_z | 2539 | M_z | 23.5 |

注:1) x =bending about curved stiffeners; y = bending about the plane flanges; z = torsion.

DLR 支撑杆采用 T300/环氧 ($E_f = 230$ GPa) 和 M30/环氧 ($E_f = 294$ GPa) 复合材料。目前,已经对这些材料进行了静态拉伸、脱气及热/真空老化测试。

2.2 Ikaros 太阳帆^[9-10]

Ikaros 是日本宇宙航空研究开发机构 (JAXA) 研制的太阳帆飞船。2010 年, Ikaros 成功在空间展开, 成为世界上首个试飞成功的太阳帆飞船。

Ikaros 采用边长约为 14 m 的正方形薄膜帆, 质量约 300 kg, 表面 5% 的面积贴覆着柔性薄膜太阳能电池组件(图 4)。

Ikaros 的帆面采用了两种聚酰亚胺薄膜材料, 厚度均为 7.5 μm (表 3), 聚酰亚胺-2 薄膜由芳香族四酸二酐(a-ODPA) 制备, 具有优良的热封接性, 可以通过热压实现 2 层薄膜的自身粘接。

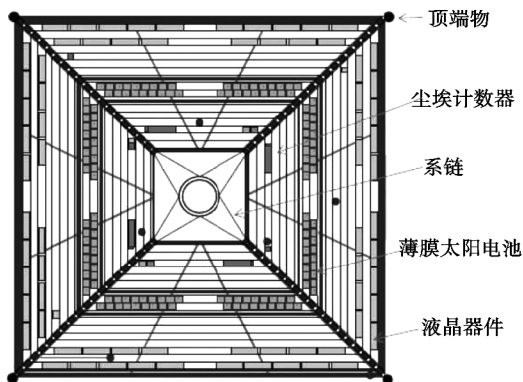


图 4 Ikaros 太阳帆的结构

Fig. 4 Structure of Ikaros solar sail

在靠近 Ikaros 帆面边缘的地方装备有若干个液晶组件, 通过电流的通断改变其透光状态, 从而产生转动力矩, 以控制太阳帆的方向。

表 3 Ikaros 太阳帆采用的聚酰亚胺薄膜材料

Tab. 3 Polyimides used in Ikaros solar sail

| 材料 | 弹性模量/GPa | 断裂强度/MPa | 断裂伸长率/% | 厚度/ μm | 面积/ m^2 | 质量/kg | 铝膜厚度/nm |
|--------|----------|----------|---------|-------------------|------------------|-------|---------|
| 聚酰亚胺 1 | 3.8 | 263 | 74 | 7.5~8.5 | 144.3 | 1.64 | 80 |
| 聚酰亚胺 2 | 3.2 | 132 | 90 | 7.5~8.5 | 19.4 | 0.206 | > 80 |

2.3 Nano Sail-D 太阳帆^[2,11-12]

美国 NASA 开发的 Nano Sail-D 太阳帆, 属于小型项目。2010 年 11 月发射升空, 成功进入近地轨道并进行了展开实验。

Nano Sail-D 的帆面薄膜材料采用了 2.0 μm 厚的 CPI 聚酰亚胺薄膜, 正面镀有 100 nm 的铝箔, 帆面积约 10 m^2 。CPI 薄膜是高透明性含氟聚酰亚胺材料, 由 ManTech SRS 公司制造, 其使用温度从低温到 200 $^{\circ}\text{C}$ 以上, 具有优异的耐紫外线辐射性能, 而且具有热封接性, 已经通过了一系列地面性能验证(紫外、电子辐射、质子和微流星体等), 并应用于一些商用

GEO 卫星和 NASA 的材料评估任务。

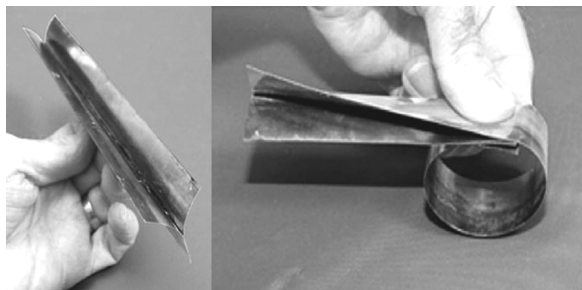


图 5 Nano Sail-D 支撑材料

Fig. 5 Boom materials for Nano Sail-D

Nano Sail-D 支撑杆是一种可卷曲的人字形金属支撑杆, 由美国空军研究实验室研制, 可以绕在轴上, 其储存的形变能量提供了支撑杆和帆面展开的驱动力(图 5 和图 6)。NanoSail-D 仅限于小型卫星通信和地球轨道应用。

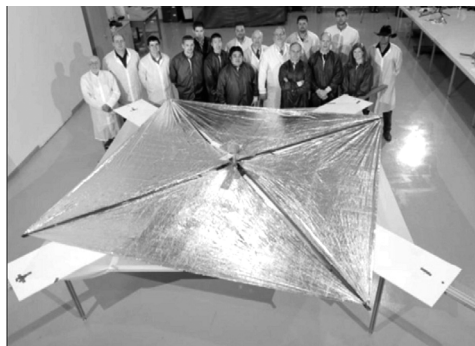


图 6 Nano Sail-D 外观

Fig. 6 Appearance of Nano Sail-D

2.4 ATK 和 L'Garde 的太阳帆^[2,11-15]

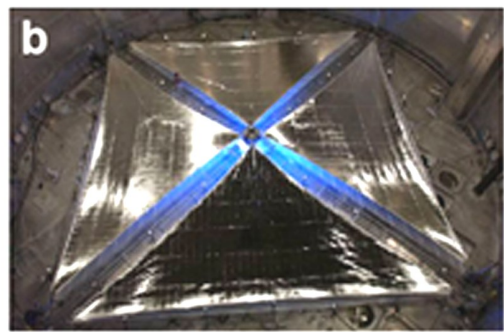
NASA 授权 ATK Space Systems 和 L'Garde Inc. 分别开展边长 20 m 太阳帆的研制项目, 两家研制的太阳帆尺寸均为 20 m \times 20 m, 采用四根 14 m 长的支撑架(图 7)。

ATK 采用的帆面材料为 2 μm 厚的 CPI 聚酰亚胺薄膜, 正面镀有 100 nm 的铝, 背面无镀层; 而 L'Garde 采用的帆面材料为 2 μm 厚的 Mylar 聚酯薄膜, 正面为 100 nm 的铝镀层, 背面为 20 nm 的铬镀层。这两种材料均通过了地面试验和空间飞行的验证, 在长期暴露试验中虽然可能有强度上的损失, 但由于作用在太阳帆上的力足够低, 所以能够满足太阳帆飞行的要求。

两种太阳帆支撑架采用了不同的展开机理。ATK 采用一种碳纤维复合材料制成的纤细的桅杆结构(mast), 可将展开后 14.2 m 长度的桅杆支撑架卷曲压缩至 12 cm, 压缩率可达 0.85%。支撑架展开后截面直径大约为 40 cm, 线密度为 70 g/m。这种设计除了利用碳纤维复合材料自身的强度外, 更多地依靠了结构的设计强度。

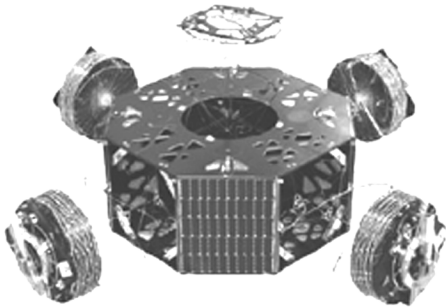


(a) ALK研制样品

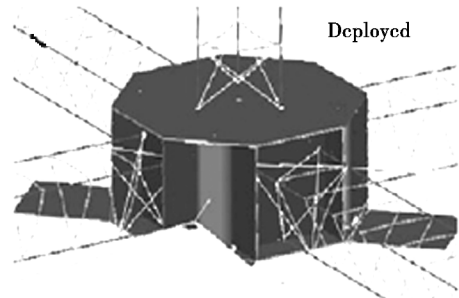


(b) L' Garde研制样品

图7 20 m×20 m 太阳帆
Fig.7 20 m×20 m solar sail



(a) 展开时



(b) 展开后

图8 ATK研制的桅杆式支撑结构

Fig.8 The mast structures of ATK solar sail

L' Garde 采用可充气式的管状支撑杆结构。主体材料采用沿伸展方向的单向纤维复合材料,浸渍树脂为一种低温硬化(Cold-Temperature Rigidizable)的树脂,可以在-20℃下实现硬化。支撑杆外部表面有Kavlar 纤维螺旋型的包裹,以对单向纤维结构进行加固;内部表面采用Kapton 和 Mylar 薄膜进行封装,以

提高横梁的剪切载荷。支撑杆整体的线密度可达 36 g/m,显著低于 ATK 太阳帆的。

3 正在研制的太阳帆新材料

美国 William and Mary 大学研究了一种一步法合成表面覆有银箔的聚酰亚胺薄膜^[16],其合成路线见图9。

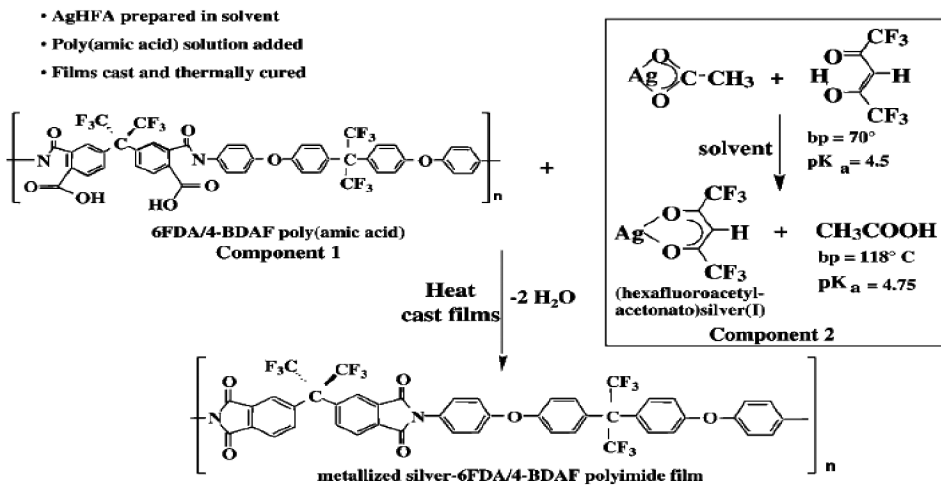


图9 表面金属化的聚酰亚胺薄膜的合成

Fig.9 Synthesis of surface-metallized polyimide film

将 AgHFA 和 6FDA/4-BDAF 聚酰胺酸的 DMAc 溶液混合,加热至 300℃ 固化,得到了高反射率、表面金属化、柔性的聚酰亚胺薄膜,其中的银含量很低。实验

采用不同的表征方式对比了不同热处理温度下得到的薄膜的反射率,发现在 275 ~ 300℃ 固化得到的薄膜反射率最高,可以达到约 90%,300℃ 继续处理将导致薄

膜的反射率降低。所得到的表面银化的聚酰亚胺薄膜具有良好的热稳定性,而且可保持其固有力学性能,有望应用于包括太阳帆在内的空间飞行器。

德国和澳大利亚的研究人员研究了一种可以在近地轨道进行光聚合的复合材料^[17]。可充气式的支撑架结构在展开前较柔软以便进行储藏,而展开后需要具有一定的强度以对太阳帆进行支撑。对材料进行钢化处理的一个较理想方法是在空间环境中材料的化学聚合,而在这种环境下的聚合反应会受到各种因素的影响,包括微重力条件、高真空、原子氧、紫外辐射、热循环、高能电子等。研究人员模拟了近地轨道的空间环境,对可充气式结构的光聚合进行了各种影响因素的试验和分析。实验采用的材料是紫外固化树脂 R36-43Xi 以及 R43 R53 R36/38 组分的混合物,增强纤维采用玻纤织物。模拟结果显示,在温度、辐照等因素的共同作用下,复合材料的模量发生显著变化,可以发生高效率的光引发聚合反应,从而使支撑材料得到硬化处理。这种技术可以用于地球轨道大尺寸的充气式结构,尤其是太阳帆的支撑结构。

4 空间环境对太阳帆材料的影响

在宇宙的空间环境中,存在着各种来源的辐射和不利于材料的环境因素,包括电子辐射,紫外辐照,原子氧侵蚀等。作为实际应用的太阳帆,必须要考虑到这些因素的影响。NASA Mashall 研究中心的研究人员对几种太阳帆候选材料的电子辐射耐受性进行了研究^[3]。

实验条件采用了低能电子测试系统,可以模拟空间环境中的电子辐射。采用 95 keV 的电子射线能量对两种表面镀铝的薄膜材料(表 4)进行模拟暴露试验,试验结果表明,镀铝 Kapton 薄膜在 95 keV 电子辐照能量和辐照总通量约为 706 Mrad 的条件下,材料的性能没有产生明显的变化,而镀铝 Mylar 薄膜在相同条件下其性能很明显地发生劣化,表明聚酰亚胺薄膜比 Mylar 聚酯薄膜具有更好的耐电子辐射性。

表 4 太阳帆面材料的参数

Tab. 4 Some parameters for materials of sail membranes

| 试样 | 基底材料 | 基底厚度/ μm | 正面铝镀 层厚度/nm | 背面铝镀 层厚度/nm |
|----|--------|-------------|----------------|----------------|
| A | Mylar | 2.5 | 50 | 50 |
| B | Kapton | 8.0 | 30 | 20 |

5 结语

随着太阳帆技术的快速发展,国外正在加大力度研制更加轻质、反射率更高、超大面积的太阳帆材料;而国内相关研究还比较少,目前只针对太阳帆材料的制备技术开展一些理论研究。随着未来太空资源竞争的逐步加剧,太阳帆航天器作为一种新型的航天器将发挥极其重要的作用。因此,加大太阳帆材料的研制力度,对于新一代太阳帆飞行器的发展具有重要意义。

参考文献

- [1] Leipold M, et al. Solar sail technology development and demonstration[J]. Acta Astronautica, 2003, 52(2/6): 317-326
- [2] Johnson L, et al. Status of solar sail technology within NASA[J]. Advances in Space Research, 2011, 48(11): 1687-1694
- [3] Albarado T L, et al. Electron exposure measurements of candidate solar sail materials[J]. Journal of Solar Energy Engineering-Transactions of the Asme, 2005, 127(1): 125-130
- [4] Fernandez J M, Lappas V J, Daton-Lovett A J. Completely stripped solar sail concept using bi-stable reeled composite booms[J]. Acta Astronautica, 2011, 69(1/2): 78-85
- [5] Straubel B J M, Wiedemann M. Ultralight deployable booms for solar sails and other large gossamer structures in space[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(7/8): 984-992
- [6] Christoph Sickinger L H. Deployment strategies, analyses and tests for the cfrp booms of a solar sail[C] // European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, 2002, CNES, Toulouse, France
- [7] Herbeck L, et al. Development and test of deployable ultra-lightweight cfrp-booms for a solar sail[C] // European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Proceedings, 2001, 468: 107-112
- [8] Leipold M H, Sickinger R C. Large sar membrane antennas with lightweight deployable booms[C] // 28th ESA Antenna Workshop on Space Antenna Systems and Technologies 2005, ESA/ESTEC
- [9] Mori O H, Funase S R. First solar power sail demonstration by IKAROS[C] // 27th International Symposium on Space Technology and Science 2009, Tsukuba
- [10] Tsuda Y, et al. Flight status of IKAROS deep space solar sail demonstrator[J]. Acta Astronautica, 2011, 69(9/10): 833-840
- [11] Johnson L, et al. NanoSail-D: A solar sail demonstration mission[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(5/6): 571-575
- [12] Johnson L, Young R M, Montgomery E E. Recent advances in solar sail propulsion systems at NASA[J]. Acta Astronautica, 2007, 61(1/6): 376-382
- [13] Murphy D M, et al. Demonstration of a 20-m Solar Sail System[C] // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference 2005, Austin, Texas
- [14] Johnson L, et al. Solar sail propulsion: enabling new capabilities for heliophysics[R]. 2010 NASA Technical Report
- [15] Young R M, Adams C L. TRL assessment of solar sail technology development following the 20-meter system ground demonstrator[R]. Hardware Testing, 2010, NASA, Technical Report
- [16] Davis L M, et al. Silver-polyimide nanocomposite membranes: macromolecular-matrix-mediated metallization of an aromatic, fluorinated polyimide yielding highly reflective films at low metal concentrations[J]. Journal of Applied Polymer Science, 2007, 103(4): 2409-2418
- [17] Kondyurin A B, Vogel L R. Photopolymerisation of composite material in simulated free space environment at low earth orbital flight[J]. European Polymer Journal, 2006, 42(10): 2703-2714

(编辑 吴坚)

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2013年 第4期