

低地球轨道环境对材料的影响

湛永钟 张国定

(上海交通大学金属基复合材料国家重点实验室,上海 200030)

文 摘 综述了原子氧、空间辐射、热循环、高真空、微流星和空间碎片等低地球轨道环境因素对材料性能的影响;从地面模拟实验、材料研制与防护涂层的开发等方面提出了急需解决的问题,为空间站、人造卫星等低轨道航天器用材料的选择与研制提供了依据。

关键词 低地球轨道环境,空间材料,原子氧,热循环

Low Earth Orbit Environmental Effects on Materials

Zhan Yongzhong Zhang Guoding

(State Key Laboratory of Metal Matrix Composites, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200030)

Abstract Stability of materials in low Earth orbit environment (LEO) is one of the most important factors that were concerned for the selection of spacecraft materials. The effects of LEO environment, including those of atomic oxygen, space radiation, thermal cycling, vacuum, micrometeoroids and space debris on materials are described. Future research directions, such as ground-based simulation tests, development of materials and protective coatings are presented.

Key words Low earth orbit environment, Spacecraft material, Atomic oxygen, Thermal cycling

1 引言

低地球轨道距离地面 100 km ~ 1 000 km,是对地观测卫星、气象卫星、空间站等航天器的运行区域。由于低轨道空间环境很恶劣,它对航天器的影响一直为人们所关注。近二十几年来,人们利用飞行试验和地面模拟实验大量研究了低地球轨道环境对空间材料的影响。1990年,美国宇航局(NASA)回收了在低地球轨道中运行了69个月的“长期暴露装置”(LDEF),对多种航天器候选材料进行了低轨道环境效应的研究,结果表明^[1~3]:低地球轨道中的原子氧对材料表面的腐蚀可导致材料性能的退化,空间辐射使有机材料性能劣化,热循环造成材料尺寸

的不稳定和机械性能下降,微流星体和空间碎片的撞击造成材料机械损伤甚至破坏,而超高真空则会导致有机材料分解蜕变、放气。值得注意的是,这些因素往往协同作用,加速了材料的破坏,产生许多意想不到的结果。

随着开发利用空间资源的日益增长,对航天器的设计寿命(30年或更长)和可靠性提出了更高的要求,尤其是大型永久性载人空间站的建设,使得关于空间环境对材料影响的研究越来越显示出重要性和紧迫性。研究材料的低地球轨道环境效应,开发满足航天器性能要求且对空间环境有较好的适应性和耐久性的材料已成为一个热点课题。

收稿日期:2002-06-27;修回日期:2002-09-06

湛永钟,1975年出生,博士研究生,主要从事金属基复合材料的研究工作

宇航材料工艺 2003年 第1期

— 1 —

2 低地球轨道环境及其对材料的作用

低地球轨道空间环境很复杂,目前主要研究的是原子氧、热循环、空间辐射、高真空、微流星和空间碎片对材料的影响。

2.1 原子氧

原子氧是低地球轨道大气中的主要成分,由太阳紫外线分解氧分子而产生的,其密度并不高,且随着轨道高度、轨道倾角、太阳活动周期与季节等的不同而异。但当航天器以 8 km/s 左右绕道飞行时,原子氧撞击的束流密度可达 10^{13} O-atoms \cdot cm $^{-2}$ \cdot s $^{-1}$ ~ 10^{15} O-atoms \cdot cm $^{-2}$ \cdot s $^{-1}$ [4,5]。在如此高的撞击速度下,原子氧的平均撞击能为 5 eV^[6],这一能量足以使许多材料的化学键断裂并发生氧化;又由于原子氧本身是一种强氧化剂,因此造成材料质量损失、表面剥蚀和性能退化;它对有机材料的腐蚀作用还会产生可凝聚的气体生成物,进而污染卫星上的光学仪器及其它设备。

近二十几年来,国外许多学者通过航天飞机或不载人航天器将材料直接暴露在宇宙空间环境中,评定低地球轨道原子氧对各种材料体系的影响;并结合地面模拟实验对其机理进行了较为广泛的研究^[7]。结果表明,广泛应用于航天器的有机材料(环氧树脂、聚氨酯、聚酰胺、聚酰亚胺等)均受到原子氧腐蚀^[8]。显微分析发现,材料表面由于出现沟、槽、斑点等缺陷而变得粗糙^[9],并且生成挥发性的氧化物,使材料变得更加疏松,加速了原子氧穿过的速度,使表面被逐渐剥蚀。聚合物基复合材料经过原子氧腐蚀之后,表层树脂被侵蚀掉,将石墨纤维裸露在表面;大剂量的原子氧腐蚀可使复合材料外层的纤维与基体脱开,纤维被严重腐蚀,甚至断裂,降低了力学性能^[10]。当材料表面的保护涂层有小孔等缺陷时,下面的有机材料将受到原子氧的“挖空”作用,剥蚀出面积远大于小孔的深洞。关于无机材料的研究较少,有限的文献表明,它们具有较低的原子氧腐蚀率^[11,12];其中,碳、银、钽被迅速腐蚀而产生宏观变化;原子氧与碳反应形成挥发性氧化物,和银相互作用生成不粘合的氧化物层,造成表面剥蚀,与钽作用形成高蒸汽压的 OsO₄,产生质量损失。其它金属则具有相对较低的原子氧反应率。Al 氧化的生成产物 Al₂O₃ 与原子氧的反应率很低,因此铝箔是目前所应用的表面防护材料之一。材料与低地球

轨道原子氧的反映效率如表 1 所示^[8]。

表 1 材料与低地球轨道原子氧的反应效率
Tab.1 Reaction efficiencies of materials with atomic oxygen in LEO

材料	反应效率/ 10^{-24} cm ³ 原子 ⁻¹
卡普隆(聚酰亚胺膜)	3.0
迈拉(聚酯薄膜)	3.4
特德拉(聚氟乙烯)	3.2
聚乙烯	3.7
聚砜	2.4
石墨/环氧	2.6
环氧树脂	1.7
聚苯乙烯	1.7
聚苯并咪唑	1.5
硅酮 RTV-506	0.2
硅酮 DC6-1104	0.2
硅酮 T-650	0.2
硅酮 DC1-2577	0.2
25%聚硅氧烷/45%聚酰亚胺	0.3
黑色涂料 Z306	0.3~0.4
白色涂料 A276	0.3~0.4
黑色涂料 Z302	2.03
聚四氟高聚物	
特氟隆(TFE)	<0.05
特氟隆(FEP)	<0.05
碳(各种形态)	0.9~1.7
银(各种形态)	严重影响
钽	0.026
二氧化硅	0.0008
氧化铝	0.02
聚酯	严重影响
聚酯(含抗氧化剂)	严重影响
7%聚硅氧烷/93%聚酰亚胺	0.056

目前,美国、加拿大、法国等国家已对有机材料与原子氧的反应机理以及影响因素进行了一系列的基础性研究工作,建立了一些较为简单的模型^[13]。Liang 等人^[14,15]研究发现,材料在低地球轨道中与原子氧的作用主要是氧化反应,而不是通过原子氧宇航材料工艺 2003 年第 1 期

的冲刷或溅射。聚合物与原子氧的反应过程可分为两步,即原子氧扩散进聚合物表面、反应并产生低分子量气体产物^[16]。Legar 等人^[8,13]的研究结果表明,有机材料的反应效率在很大程度上取决于添加物,而并非材料本身的化学结构,原子氧的平动能大小也是一个重要因素。此外,许多学者也对试样温度、原子氧入射角、紫外线、材料成分和结构、材料表面形貌与缺陷等因素的影响进行了研究^[17~19];但原子氧与各材料体系反应的机理及解释模型仍有待于更进一步的发展。

2.2 热循环

航天器在低地球轨道运行期间反复进出地球阴影,环境温度交替变化。温度变化范围随轨道高度、季节和隔热措施的不同而有较大差别,一般在 -160 ~ +120 范围内变化^[20]。轨道周期约为 90 min,工作寿命为 30 年的航天器将承受 17 500 次左右的热循环。

长期的热循环作用会在结构中产生热应力,使材料发生疲劳。对于广泛应用于航天器上的复合材料,由于增强物(尤其是长纤维)与基体之间存在线膨胀系数差,或是不同取向的铺层间的线膨胀系数失配,都能造成热应力;热应力值随着使用温度和温度差值的增加而增大^[21,22]。当热应力足够大时,基体中便会产生微裂纹。Peters^[23]的研究表明,裂纹的形成过程受纤维体积比、纤维分布、界面性质、邻近铺层等因素的影响。地面模拟实验^[3]发现,用作空间站桁架结构的石墨/环氧树脂复合材料管在模拟热循环条件下,在树脂中产生了微裂纹。LDEF 反馈的信息^[24]表明,石墨/铝复合材料在经过 33 000 次热循环后发现铝基体中产生了塑性变形;同时试样的表面涂层上出现了大量的热疲劳裂纹。温度交变会进一步促进微裂纹的扩展,导致材料的热性能和机械性能明显下降^[2]。吴运学等^[25]通过模拟低轨道空间的温度变化,对金属基复合材料进行了研究。循环制度为每个循环从 -122 ~ +122 ,约 60 min,高温和低温各保温约 8 min。结果表明,在此制度下循环 100 次, SiC_p/LY12 板材、管材都没有明显损伤;正交的 SiC_f/Al 板材有一定损伤,但性能变化不大;45 的 SiC_f/Al 板也有一定损伤,且性能下降明显。

宇航材料工艺 2003 年 第 1 期

低地球轨道中的热循环还会使材料发生热变形。温度变化范围越大,结构的变形越严重^[26],可影响航天器各部件的正常工作。Zmcik 等人^[27]指出,空间温度交变造成的材料变形与线膨胀系数大小和热导率均有关。大的热变形可使人造卫星上的太阳能电池阵结构在轨道中展开困难,并可影响大型抛物面天线结构的尺寸精度。

2.3 空间辐射

材料在低地球轨道空间环境中主要受到紫外光辐射和带电粒子(质子和中子)辐射的作用。在高度为 400 km ~ 600 km 的轨道中运行的航天器,一般经受的带电粒子辐射年吸收剂量为 10^3 Gy,其粒子能量为 1 MeV ~ 2 MeV^[28]。紫外线来自太阳的电磁辐射,波长范围在 100 nm ~ 150 nm 之间,通量为 4×10^{11} cm² · s 提供的能量约占太阳总辐射能量的 8.73 %^[20]。

高能带电粒子通过两种方式损伤航天器表面材料,即电离作用和通过高能带电粒子轰击产生的原子位移作用^[29]。轨道的高度越大,带电粒子的吸收剂量增加越迅速。Bowles 等人^[30,31]研究发现,较大剂量的带电粒子辐射会使石墨的机械性能增加、热导率略有降低、尺寸稳定性变化(发生各向异性膨胀);而聚合物则发生交联和断链,使材料呈现脆性。Mauri 等人^[32]指出,空间粒子辐射改变有机材料和纤维增强复合材料的尺寸稳定性与机械性能。张建可等^[33]模拟空间环境,对石墨/环氧 648 复合材料进行了剂量为 10^3 Gy 的粒子辐照;结果表明,复合材料的脆性、硬度增加,拉伸强度和层间剪切强度有所降低。

在低地球轨道,太阳紫外辐射对材料具有更大的损伤作用。波长在 300 nm 以下的紫外光子的能量高于 376.6 kJ/mol,而有机聚合物分子的结合键能一般在 250 kJ/mol ~ 418 kJ/mol^[34];因此足以造成某些有机化学键的断裂。其破坏结果是使材料变脆,产生表面裂纹、皱缩等,使机械性能下降。飞行试验^[2,35]表明,紫外辐照还使聚合物基体严重变色,影响了光学性能。在某些情况下,紫外辐射的存在可进一步加剧原子氧对材料的侵蚀,使材料的质量损失显著增加^[36](表 2)。

金属材料 and 大部分无机非金属材料(陶瓷、离子盐、矿物等)的辐照稳定性优于有机材料。

表 2 部分材料的耐辐射阈值^[29]

Tab. 2 Radiation threshold value of selected materials

材料	允许辐照剂量/ Gy	材料性能变化 25 %的剂量
多聚苯乙烯	800	4 000
聚酯(有填充剂)	40	400
聚乙烯四邻苯二甲酸盐	30	100
聚合氯化乙烯	20	100
聚乙烯	20	100
酚醛树脂	3	10
天然橡胶	2	50
聚氯三氟乙烯	2	20
氯丁橡胶	2	6
聚酰胺(尼龙)	1	5
聚四氟乙烯	0.02	0.04

2.4 微流星与空间碎片

微流星和空间碎片也是低地球轨道航天器飞行中一个不可忽视的重要影响因素。在已回收的卫星上发现,由于空间碎片的碰撞,卫星表面已嵌入直径为几毫米的残片,并留有許多微流星的撞击痕迹^[2,24]。目前在太空中约有 3 000 t 的空间碎片,它们主要由运载火箭、废弃的航天器和因卫星老化而分离出的碎片组成。空间碎片以每年 10 % 的速度递增,加上数以万计的微流星体,它们与航天器有较高的碰撞概率。

微流星和空间碎片对材料的高速撞击可产生大的洼坑,导致结构严重变形;当速度足够高时,还使材料发生相变。在低地球轨道上运动的空间碎片速度约为 8 km/s,微流星体运动速度则高达约 20 km/s。在如此高的速度下,直径为 1 cm 的空间碎片可击穿 5 cm 厚的铝合金板。微流星/空间碎片撞击的累计效应将导致损伤传播,可引起材料的穿透、撕裂或严重层裂^[37,38]。Berthoud 等人^[39]研究了微流星/空间碎片对各种材料的撞击损伤,发现当碰撞能足够大时,铝、铜等塑性材料发生屈服及流动;玻璃、陶瓷等脆性材料由于开裂而受到大面积损伤;聚合物的破坏面积比金属更大,由紫外辐射造成的材料脆化加深了破坏程度。

2.5 高真空

低地球轨道航天器是运行在高真空的环境下的,其真空度大约为 1.33×10^{-7} Pa。高真空度导致

有机材料的放气,其产物包括水、吸附性气体、溶剂、低分子量添加剂以及分解产物等。可凝挥发性产物在光学观察系统或是电路表面上重新沉积会严重影响光学系统的性能,甚至引起电路失灵^[40]。同时,有机材料的放气还会引起材料性能的下降,材料尺寸发生变化,因此会对航天器结构的稳定性造成威胁。

NASA 要求低轨道航天器材料的总体质量损失 < 1 %,而可收集的挥发性凝聚物应 < 0.1 %^[34]。在低轨道环境下有机材料的质量损失是蒸发、升华、分解、降解等各种过程的综合效应引起的,根据材料的不同而有所差异。研究表明,由于热塑性树脂成型时无固化反应存在,不产生低分子挥发物,因此 C/PEEK 复合材料的质量损失 < 0.02 %,吸湿率 < 0.1 %,具有较高的抗真空性能;而一般碳/环氧的真空质量损失约为 0.35 % ~ 0.9 %,超过热塑性树脂的十倍以上,而吸湿率高于 0.2 %^[20]。Apollo 飞船的绕地飞行实验表明,在高真空环境下,由于航天器密封材料的硅橡胶中的挥发组分迅速挥发,从而老化、龟裂,成为影响了密封舱工作环境安全的巨大隐患^[41]。金属和陶瓷等无机材料在高真空环境下的放气和蒸发是微不足道的,因此高真空对其组织和性能的影响不大;但是高真空环境可使两种金属的表面粘合在一起,产生冷焊现象;所以高真空度是选择低轨道航天器材料时不可忽视的重要因素。

3 研究动向

3.1 地面模拟试验

研制高性能的地面模拟设备,研究原子氧、空间辐射对材料的作用机理;对材料进行加速暴露试验,获取原子氧与材料相互作用的数据;研究空间材料,特别是复合材料在热循环条件下的行为;模拟低地球轨道环境,探讨各因素的协同作用对材料的综合影响。

3.2 低轨道航天器用材料的研制

改善聚合物的空间环境适应性,开发新型热塑性树脂基复合材料;寻找质优价廉的增强物,开发更为简便的金属基复合材料制备工艺,降低材料成本,广泛探索铝、镁等轻金属基复合材料(尤其是颗粒增强型)作为空间结构材料的应用。

3.3 新型防护涂层材料的研制

开发质轻、价廉、能与基底结合牢固的新型涂
宇航材料工艺 2003 年 第 1 期

层,减少原子氧和空间辐射对材料的影响;减少防护涂层的缺陷,提高其柔韧性和耐磨性;探索涂层的热控作用。

4 结束语

随着开发利用空间资源的需求日益增长,人造卫星、空间站等低地球轨道航天器的数量逐渐增加,恶劣的空间环境对长设计寿命和高可靠性的航天器提出了更为苛刻的要求。在设计、制造低轨道运行的航天器过程中,选择关键部件的材料时,除保证其力学性能和相应的物理性能满足构件的受力、耐磨、导热等方面的要求外,还需考虑在空间环境中材料性能的稳定性。研究低地球轨道环境对空间用材料性能的影响,是一个重要的研究课题。

参考文献

- 1 Strganac T W, Letton A, Rock N I et al. Space environment effects on damping of polymer matrix carbon fiber composites. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2000;37(4):519~525
- 2 George P E, Dursch H W. Low earth orbit effects on organic composites flown on the long duration exposure facility. *Journal of Advanced Materials*, 1994;25(3):10~19
- 3 Thompson D F, Babel H W. Materials applications on the space station key issues and the approach to their solution. *SAMPE Quarterly*, 1989;21(1):27~33
- 4 Chamberlain J W. *Theory of planetary atmospheres*. New York:Academic Press,1978:26
- 5 Cazaubon B, Paillous A, Siffre J. Mass spectrometric analysis of reaction products of fast oxygen atoms-material interactions. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998;35(6):797~804
- 6 Arnold G S, Peplinski D R. Reaction of high-velocity atomic oxygen with carbon. *AIAA Journal*, 1984;24(4):673~677
- 7 Synowki R A, Hale J S, Wooliam J A. Low earth simulation and materials characterization. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1993;30(1):116~119
- 8 Leger L, Visentine J, Santos-Mason B. Selected materials issues associated with space station. *SAMPE Quarterly*, 1987;18(2):48~54
- 9 Baird J K. Low-earth-orbit atomic oxygen erosion of polymer surfaces. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998;35(1):62~65
- 10 Paillous A. Degradation of multiply polymer matrix composites induced by space environment. *COMPOSITES*, 1994;25(4):287~295
- 11 de Groh K K, Banks B A. Atomic-oxygen undercutting of long duration exposure facility aluminized-kapton multilayer insulation. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994;31(4):656~664
- 12 Tennyson R C. Protective coatings for spacecraft materials. *Surface and Coatings Technology*, 1994;68/69:519~527
- 13 Koontz S L, Albyn K, Leger L J. Atomic oxygen testing with thermal atom system: a critical evaluation. *Journal of Spacecraft*, 1991;28(3):315~323
- 14 Liang R, Gupta A. Mechanistic studies of kapton degradation in shuttle environments. *AIAA*, 83-2656,1983
- 15 Whitaker A F, Jang B Z. Oxygen plasma environment: its effects on polymers. *SAMPE Journal*, 1994;30(2):30~41
- 16 Whitaker A F, Jang B Z. Mass loss mechanisms of polymers in a radio frequency induced atomic oxygen environment. *Journal of Applied Polymer Science*, 1993;48(8):1341~1367
- 17 Iskanderova Z A, Kleiman J I, Gudimenko Y et al. Influence of content and structure of hydrocarbon polymers on erosion by atomic oxygen. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1995;32(5):878~884
- 18 Arnold G S, Peplinski D R. Reaction of atomic oxygen with polyimide films. *AIAA Journal*, 1985;23(10):1621~1626
- 19 Arnold G S, Peplinski D R. Reaction of atomic oxygen with carbon. *AIAA Journal*, 1986;24(4):673~677
- 20 Barnes J A, Cogswell F N. Thermoplastics for space. *SAMPE Quarterly*, 1989;20(3):22~27
- 21 Nairn J A. The strain energy release rate of composite microcracking-a variational approach. *Journal of Composite Materials*, 1989;23(11):1106~1129
- 22 Fukunaga H, Chou T W, Peters P W M et al. Probabilistic failure strength analysis of graphite/epoxy cross-ply laminates. *Journal of Composite Materials*, 1984;(18):339~356
- 23 Peters P M W. The influence of fiber, matrix and interface on transverse cracking in carbon fiber-reinforced plastic cross-ply laminates. *Composite Materials: Fatigue and Fracture*, 1992;2:103~107
- 24 Steckel G L, Le T D. Composites survive space exposure. *Advanced Materials & Processes*, 1991;(8):35~38
- 25 吴运学,王晓薇,张涛等. 碳化硅/铝复合材料热循环损伤的初步研究. *宇航材料工艺*, 1992;22(4):62~66
- 26 Tenney D R, Sykes G F, Bowles D E. Space environmentaleffects on materials. *AGARD Meeting on Environmental Effects on Materials for Space Applications*, 1982;24:1~6
- 27 Zimcik D G, Koike B M. Design of thermally stable graphite/ aluminum tubular structures for space applications. *SAMPE Quarterly*, 1990;21(2):11~16

(下转第 23 页)

4 结论

Resol 型预聚物在中性和弱酸性条件下热固化时预聚物间主要以醚键键接。在热解过程中的低温区, C—PF 分子内醚键断裂和脱羟甲基, 逸出 H₂O 和 CH₃OH 及其碎片。在 350 ~ 750 范围内, 主链在芳环—亚甲基间发生大量的键断裂而逸出多种酚类热解产物, 这是导致 C/C 复合材料制备中产生裂纹等缺陷的主要原因。

参考文献

- 1 李贺军. 炭/炭复合材料. 新型炭材料, 2001;16(2): 79~80
- 2 雷毅, 王俊山. 碳/碳复合材料用基体先驱体研究进展. 宇航材料工艺, 2000;20(5): 6~9
- 3 李崇俊, 马伯信, 金志浩. 酚醛树脂先驱体 C/C 复合材料研究: 硼酚醛树脂理化性能分析及固化热解过程研究. 新型炭材料, 2001;16(1): 19~24
- 4 王继刚, 郭全贵, 刘朗, 宋进仁. 白炭黑、B₄C 改性酚醛树脂热解过程的红外分析. 材料科学与工程, 2000;18(3): 73~76
- 5 Genier-Loustalot M F, Raffin G, Salino B, Paisse O. Phe-

nolic resins, Part 6. Identification of volatile organic molecules during thermal treatment of neat resols and resol filled with glass fibers. Polymer, 2000;41(19): 7123~7132

- 6 Gao Jungang, Liu Yanfang, Yang Liting. Thermal stability of boron-containing phenol formaldehyde resin. Polymer Degradation and Stability, 1999;63(1): 19~22
- 7 Trick K A, Saliba T E, Sandhu S S. A kinetic model of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon/phenolic composite. Carbon, 1997; 35(3): 393~401
- 8 Trick K A, Saliba T E. Mechanisms of the pyrolysis of phenolic resin in a carbon/phenolic composite. Fuel and Energy Abstracts, 1996; 37(3): 187
- 9 Cherng Chang, Tackett J R. Characterization of phenolic resins with thermogravimetry-mass spectrometry. Thermochimica Acta, 1991;192:181~190
- 10 Jurrich Ozaki, Wataru Ohizumi, Asao Oya. A TGMS study of poly(vinyl butyral)/phenol-formaldehyde resin blend fiber. Carbon, 2000;38(10): 1499~1524
- 11 Andre Knop, Walter Scheib. Chemistry and application of phenolic resins. London: Springer-Verlag, 1979:28

(编辑 李洪泉)

(上接第 5 页)

- 28 人造地球卫星环境手册. 工业出版社. 1971:43
- 29 都亨, 叶宗海. 低轨道航天器空间环境手册. 北京: 国防工业出版社, 1996:402
- 30 Bowles D E, Tompkins S S, Sykes G F. Electron radiation effects on the thermal expansion of graphite resin composites. Journal of Spacecraft and Rockets, 1986; 23(6): 625~629
- 31 Seehra S, Benton D, Rosen J et al. Effects of space environmental condition on graphite epoxy composites. In: 29th National SAMPE Symposium, 1984: 157~168
- 32 Mauri R E, Crossman F W. Space radiation effects on structural composites. In: AIAA 21st Aerospace Sciences Meeting, 1983; 8, 83-0591
- 33 张建可, 冀勇夫, 李智华等. 粒子辐照对碳纤维复合材料力学性能影响. 中国空间科学技术, 1998;18(1): 56~59
- 34 曾一兵, 张廉正, 于翘. 空间环境下的有机热控涂层. 宇航材料工艺, 1997;27(3): 18~20
- 35 Klein III T F, Lesieutre G A. Space environment effects on damping of polymer matrix carbon fiber composites. Journal of

Spacecraft and Rockets, 2000;37(4): 519~525

- 36 Koontz S, Leger L, Albyn K. Vacuum ultraviolet radiation/atomic oxygen synergism in materials reactivity. Journal of Spacecraft, 1990;27(3): 346~348
- 37 Ayala A, Murr L E. Some observations of multi-layer penetration by micrometeoroid particles in low-earth orbit. Scripta Metallurgica et Materialia, 1994;31(10): 1409~1412
- 38 Zolensky M, Atkinson D, See T et al. Meteoroid and orbital debris record of the Long Duration Exposure Facility's frame. Journal of Spacecraft, 1991; 28(2): 204~209
- 39 Berthoud L, Mandeville J C. Material damage in space from microparticle impact. Journal of Materials Science, 1997; 32(11): 3043~3048
- 40 Heinisch R P. Light scatter from contaminated spacecraft windows. AIAA, 71-472, 1971
- 41 Leger L J, Bricker R W. Apollo experience report: window contamination. NASA TND-6721, 1972

(编辑 任涛)