

功能型复合材料在深空探测任务中的应用研究进展

白刚¹ 肖伟¹ 高峰² 张剑³ 张正¹

(1 北京空间飞行器总体设计部,北京 100094)

(2 国家纳米科学中心,北京 100190)

(3 中国运载火箭技术研究院,北京 100076)

文 摘 分析了深空航天器面临的复杂空间环境以及对航天用功能型复合材料的需求,系统综述了耐高低温、抗宇宙射线、电磁屏蔽等深空探测环境用功能型复合材料的研究进展,最后,展望了功能型复合材料在深空探测领域中的潜在应用。

关键词 复合材料,深空探测,极端环境

中图分类号:TB33

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2021.05.005

Research Progress on Application of Functional Composite Materials in Deep Space Exploration Mission

BAI Gang¹ XIAO Wei¹ GAO Feng² ZHANG Jian³ ZHANG Zheng¹

(1 Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094)

(2 National Center for Nanoscience and Technology, Beijing 100190)

(3 China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076)

Abstract The complex space environment faced by deep space spacecraft and the demand for functional composites for aerospace are analyzed. The research progress of new functional composites for deep space exploration environment such as high and low temperature resistance, cosmic ray resistance and electromagnetic shielding is systematically summarized. Finally, the potential application of functional composites in the field of deep space exploration is prospected.

Key words Composites, Deep space exploration, Extreme environment

0 引言

近年来,我国航天事业发展迅速,北斗导航系统、神舟系列飞船、天宫实验室陆续成功服役。多型号航天器的发展推动了航天科研工作者对近地球太空环境的更深层次认识,恶劣的太空环境对设备的可靠性提出了苛刻的要求,而设备的可靠性很大程度上依赖于材料的长期服役性能。在此期间,国内科研工作者在高性能碳纤维复合材料、高性能金属材料、耐空间环境涂层等诸多材料领域取得了长足的进步,有力地保障了我国航天器对各种近地太空环境的需求。但是随着国家“深空探测”战略的实施,月球、火星、小行星将是未来航天科研工作者的主战场^[1-3]。

“一代材料,一代装备”,深空探测将面临更为复杂、严酷的太空环境,不同探测任务会面临完全不同

的空间环境。为此,需要针对特定深空探测任务,探测并分析任务所面临的太空环境条件,以提高航天器可靠性为原则,逐条分解并归纳出各种材料在特殊太空环境下的性能需求,从需求端为科研工作者提供材料研发方向。苛刻的太空环境是造成航天器异常的主要原因之一,是未来深空探测工程应用关注的重点,高能射线辐照、极端高低温交变、复杂电磁环境等太空环境会导致航天器主体材料发生微观物理化学变化,并引发航天器结构损伤,甚至导致结构破坏,影响航天器的功能甚至寿命^[4]。根据不同需求,未来深空探测可以分为短期探测和长期运行基地两种,需要研究材料在极端高温或低温、高强度宇宙射线辐射等恶劣环境的结构和性能演变,并依此对材料的使用寿命进行评估。

碳纤维复合材料因其“轻质高强”的特性使其在“轻

收稿日期:2021-06-22

第一作者简介:白刚,1980年出生,硕士,高级工程师,主要从事航天器结构设计工作,E-mail:gb_501@126.com

量化”要求严苛的航天器中大量使用。在深空探测中, 高低温交变环境会引起碳纤维复合材料结构件树脂基体内部出现微裂纹, 导致碳纤维复合材料结构件尺寸发生变化甚至分层, 而宇宙射线、太阳电磁辐射、高能粒子、等离子体、原子氧会导致复合材料树脂基体侵蚀、老化, 最终影响复合材料整体结构的性能和服役寿命, 而释放的小分子会附着在航天器电子设备上, 严重影响星载设备的功能和性能^[5-10]。

为了满足深空探测器在高低温交变、宇宙射线、电磁辐射等空间环境的使用要求, 具有特定功能的复合材料成为航天材料研究领域的一大热点, 本文将对特定空间环境条件下功能型复合材料性能需求以及研究进展进行分析和归纳总结。

1 耐高、低温环境复合材料研究进展

高低温是深空探测器面临的共性问题, 与卫星和载人飞船相比, 深空探测器面临的温度环境更为苛刻。通常深空环境下的温度为 $-270.3\text{ }^{\circ}\text{C}$, 表面阳光直射时月球表面温度高达 $127\text{ }^{\circ}\text{C}$, 而夜晚温度可以降低至 $-183\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温度变化超过 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。火星表面温度相对温和, 白天温度可达 $20\text{ }^{\circ}\text{C}$, 而夜晚温度可以降低至 $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温差有时会接近约 $200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。金星大气层中约96%是 CO_2 , 温室效应明显, 平均表面温度高达 $462\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[11]。探测器需要满足深空环境温度的同时, 可能还需要满足瞬时的温度环境, 例如探测器降落过程中, 可能面临 $200\sim 1\,000\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的高温环境。碳纤维复合材料的主要应用一般温度为 $-253\sim 350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

1.1 耐高温复合材料研究进展

深空探测器耐高温可以分为两个类型: 一是短期耐高温材料; 二是长期服役耐高温材料。



图1 火星巡视器着陆状态及“祝融号”火星车

Fig. 1 Landing status of Mars patrol and "Zhurong" rover

以“祝融号”火星探测器(图1)为例, 在高速下降阶段, 飞行器的速度高达 $2\times 10^4\text{ km/h}$, 保护探测器的隔热罩温度最高可以达到 $1\,500\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。虽然有隔热罩保护, 探测器也可能需要具备 $200\sim 250\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的耐高温能

力。而到达火星表面时, 由于火星表面温度相对温和, 对碳纤维复合材料没有耐高温的要求。复合材料中纤维承受高温能力较强, 其耐高温性能主要受制于树脂基体, 在深空探测领域使用的耐高温树脂主要有氰酸酯(Cyanate resin)、双马来酰亚胺树脂(Bismaleimide)、聚酰亚胺树脂(Polyimide)以及邻苯二甲腈树脂(Phthalonitrileresin)。

1.1.1 氰酸酯

氰酸酯单体是一种酚衍生物, 由双酚或多酚与氢氰酸反应而成, 含有两个及以上的氰酸酯官能团($-\text{OCN}$), 因其官能团中的氧原子和氮原子具有较高的电负性, 在受热和有催化剂存在的情况下, 通过环化反应形成三嗪环结构, 由于其结构具有高度的对称性, 可以阻止其分子结构基团旋转, 使得氰酸酯固化后具有高的玻璃化温度(T_g)^[12-14]。双酚A型氰酸酯的 T_g 高达 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$, 而具有酚醛分子结构的酚醛型氰酸酯的 T_g 更是高达 $350\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上, 在航天航空耐高温领域有着广泛的应用潜力, 例如, 瑞士的Lonza公司使用酚醛型氰酸酯开发出用于第四代战斗机F35的透波雷达整流罩系统^[15]。三菱化学宣布推出以氰酸酯树脂为基体的碳纤维预浸料新品, 兼具出色的高强度和耐热性。三菱化学利用自身积累的技术优势, 通过将原材料技术与催化剂技术相结合, 创造性地开发出一款氰酸酯树脂并制备成碳纤维预浸料。该产品不仅具备碳纤维的韧性和强度, 并且能耐受 $250\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的高温。三菱化学希望将其应用范围从汽车行业扩展到航空航天等领域^[16]。

1.1.2 双马来酰亚胺

双马来酰亚胺是以马来酰亚胺为活性端基的双官团化合物, 是聚酰亚胺树脂体系派生出来的一类热固性树脂, 被美国NASA誉为“综合性能最优异的热固性基体树脂”^[17-19]。根据分子结构不同, 双马来酰亚胺的 T_g 为 $200\sim 400\text{ }^{\circ}\text{C}$, 在航空工业领域应用广泛。美国F22战斗机大量使用型号为5250-4双马来酰亚胺树脂, 通过自动铺丝工艺制备了平尾枢轴结构, 通过蜂窝夹层复合工艺制备了机翼操作面。5250-4树脂的使用温度为 $-59\sim 204\text{ }^{\circ}\text{C}$, 最高连续使用温度 $204\text{ }^{\circ}\text{C}$, 短期使用温度可达 $232\text{ }^{\circ}\text{C}$ ^[20]。我国研制的5405、803、QY系列等牌号BMI树脂也已大量应用于多种型号的军机、民机及航天器用耐高温复合材料构件中。

1.1.3 聚酰亚胺树脂

氰酸酯和双马来酰亚胺树脂不能满足 $300\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以上的高温需求, 热固性聚酰亚胺是分子主链上带有酰亚胺基团的双官能团低分子量单体或预聚物或它们的混合物, 制得的复合材料具有优异的耐热性能

和较高的力学性能,最高使用温度超过 300 °C^[21-23]。美国 PMR-15 长期使用温度高达 310~320 °C,其复合材料结构主要应用于耐高温结构和次级结构,广泛用于飞机发动机和导弹的整流罩等耐高温构件^[24]。为了满足更高等级耐高温的需求,美国 NASA 等相关单位又陆续开发出多种新型聚酰亚胺树脂,如 PMR-II-50、AFR-700 等。PMR-II-50 和 AFR-700 在 371 °C 下具有优异的热稳定性,其中 AFR-700B 树脂基复合材料已应用于 F-22 发动机上,以代替钛合金作压气机的静子结构和机身导管^[25-26]。随后,又开发出 T_g 超过 350 °C 的乙炔基端封的聚酰亚胺和苯乙炔端封的聚酰亚胺,美国 San Diego 复合材料公司目前以此树脂为基体制备碳纤维复合材料并生产新型导弹的全尺寸弹脊^[27]。

1.1.4 邻苯二甲腈树脂

邻苯二甲腈树脂是以邻苯二甲腈封端并作为交联基团的耐高温有机树脂,其由于分子含有强极性基团-CN,在经过 375 °C 甚至更高的温度固化后,形成苯基均三嗪环和酞菁等芳杂环结构,使其 T_g 高达 500 °C,赋予了材料具有优异的耐热性和热稳定性^[28-29]。邻苯二甲腈树脂的力学性能可与聚酰亚胺媲美,且具有更高的断裂韧度和拉伸强度。此外,邻苯二甲腈树脂具有优异的阻燃性能,是目前唯一可以达到美国海军易燃标准(MIL-STD-2031)的热固性聚合物^[30-31]。

目前,美国的 Maverick 公司已经向市场推出了商业化的邻苯二甲腈树脂产品,被命名为 MVK-3。中国科学院化学研究所赵彤等^[32]开发了多种分子结构的邻苯二甲腈树脂,其中 APN10 树脂制备的碳纤

维增强复合材料力学性能保持率较高,热氧稳定性优异。400 °C 的保持率超过 60%,450 °C 的保持率超过 50%。

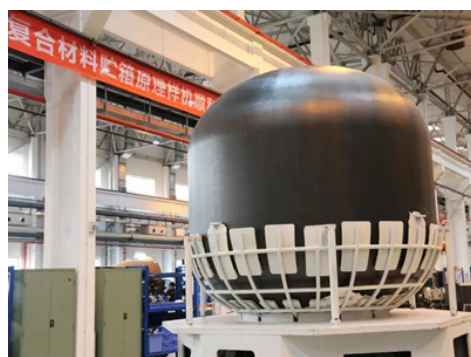
1.2 耐低温复合材料研究进展

深空探测器在空间飞行和近地行星服役期间,均会面临极端低温环境的考验。例如:木星、火星的地表温度最低可达-140 °C,天王星、冥王星、海王星的地表温度均低于-210 °C。复合材料作为深空探测器结构使用时,必须考虑其低温环境下的长期服役性能。就航天器而言,复合材料一般用于制造液氢、液氧低温容器以及深空探测器的复合材料结构件。

轻质高强的碳纤维复合材料低温推进剂贮箱是未来航天器贮箱的发展方向,其“轻量化”水平直接决定了运载火箭的推重比、性价比等服役性能。推进分系统占箭体结构总重的 50% 以上,因此,设计轻量化的贮箱是未来提高火箭载荷比的关键技术之一^[33-35]。然而,作为低温推进剂贮箱的结构材料,碳纤维复合材料必须具备耐超低温环境的能力,例如,液氧的温度为-183 °C,液氢的温度为-253 °C。在极端低温环境中,高分子处于玻璃态,分子链段运动受限,抗冲击性能降低,导致碳纤维复合材料产生微裂纹并持续扩展而失效。为了提高复合材料的极端低温耐受性,一般需要对树脂基体进行改性:(1)设计具有柔性链段的热固性树脂体系,增加其在极端低温环境下分子链的转动能力;(2)通过掺杂碳纳米管、石墨烯、纳米无机颗粒、纳米橡胶等纳米材料,提高树脂性能的同时,利用其尺寸小可以改变裂纹扩展方向的作用,提高复合材料的极端低温耐受性^[36-38]。



(a) Space X 公司低温贮箱



(b) 中国运载火箭技术研究院低温贮箱

图2 低温储箱

Fig. 2 Cryogenic tank

目前,低温贮箱已经广泛使用碳纤维复合材料制备。美国的 Delta 系列航天飞行器制造公司(MDA)早在 1987 年就开始对耐低温碳纤维复合材料

贮箱进行研究,他们针对氢分子渗透和耐低温复合材料力学性能等关键技术进行攻关,并于 20 世纪 90 年代试制成功复合材料液氢贮箱^[39]。随着纳米科

技的兴起,纳米二维材料被用于提高树脂基体的气体阻隔性能,NASA的Glenn研究中心通过纳米层状材料改性环氧树脂,使其在热胀系数降低了30%的同时韧度提高了100%,用此树脂制备的复合材料贮箱氢渗漏率降低了5倍^[40]。2016年美国Space X公司成功研制出火星运输飞船用碳纤维燃料贮箱,该贮箱直径12 m,是迄今为止最大的低温燃料贮箱[图2(a)]^[41]。2021年1月22日,中国运载火箭技术研究院成功首制了直径为3.35 m的低温液氧贮箱[图2(b)],与金属贮箱相比,该贮箱在减重30%的同时还具有更优的强度^[42]。

1.3 高低温交变环境对复合材料的影响

深空探测器在月球、火星表面服役期间,要经受白昼和黑夜温度差为200~300℃的温度交变环境。碳纤维复合材料中的碳纤维和树脂之间的热膨胀系数差别巨大,在长期的高低温交变服役环境中,热应力和热膨胀系数的不匹配会导致纤维与树脂之间界面破坏,进而产生微裂纹导致复合材料产生结构性失效。谭伟等^[43]研究了高低温老化对碳纤维增强复合材料层间力学性能的影响,发现碳纤维复合材料失效问题主要是纤维/基体界面开裂引起的,纤维发生断裂并且断面比较光滑,说明老化使纤维丝与基体的界面结合力显著下降。SHIN等^[44]研究了-70~100℃热循环对碳纤维复合材料力学性能的影响,结果表明,随着热循环次数的增加,碳纤维复合材料的拉伸强度和模量呈指数趋势衰减。哈尔滨工业大学的GAO等^[45]研究了热循环(-180~140℃)对M40J/AG-80碳纤维复合材料力学性能的影响,结果表明其弯曲强度呈现先增加后减小的趋势。

为了提高极端高、低温交变环境下复合材料的长期服役性能,采用与低温碳纤维复合材料类似的方法,即通过提高树脂基体分子链的柔韧性、减小树脂与碳纤维的热膨胀系数差异、掺杂纳米材料降低树脂基体的微裂纹扩展等技术手段^[46-48]。

2 宇宙射线及电磁屏蔽防护复合材料研究进展

深空探测航天器需要长时间在星际空间飞行,如火星探测器飞行时间长达300 d以上。除了低温环境外,高强度宇宙射线辐射也同样严重威胁着深空探测器以及碳纤维复合材料的可靠性与安全性^[49-53]。

2.1 宇宙射线防护复合材料研究进展

在银河系内部,存在高能量的宇宙射线,这些射线由87%的质子、12%的氦气以及1%的重核(电荷范围为3到28)组成。当质子高速作用于航天器材料时,通过一系列碰撞将材料本体原子的电子撞出产生电子散射,质子损失能量并造成材料电离^[54]。

研究表明,质子与屏蔽材料相互作用过程中的能量损失随着屏蔽材料的荷质比的增大而增大,原子核中没有中子的氢元素具有最高的荷质比,是质子辐射的最佳屏蔽元素。鉴于低原子序数材料具有良好的抗辐射防护效果,理论上不论固态、液态、气态的氢都是理想的质子抗辐射防护物质。具体到工程材料方面,一些聚合物由于其较高的氢含量也作为辐射屏蔽材料,聚乙烯的氢含量高达15%,具有优异的质子屏蔽能力,但是鉴于聚乙烯缺乏足够的强度,无法用作结构材料,超高分子量聚乙烯纤维(UHMWPEF)是目前世界上比强度和比模量最高的纤维,其分子量在 $(1\sim 5)\times 10^6$,兼具优异的辐射屏蔽性能和力学性能,常用于质子防护材料使用^[55-57]。

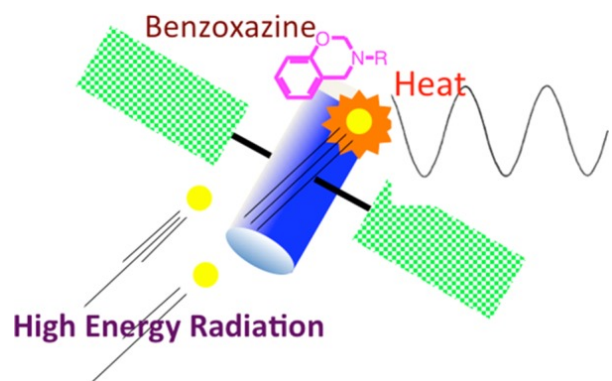


图3 超高分子量聚乙烯/聚苯并噁嗪富氢复合材料

Fig. 3 UHMWPE/Hydrogen-rich benzoxazine resins composite

ZHONG等^[58]制备了UHMWPE/纳米改性环氧树脂复合材料,并使用1 GeV的³⁵Cl离子、高量离子作为宇宙射线重离子辐射源进行复合材料的射线防护实验,结果表明UHMWPE/纳米改性环氧树脂复合材料具有很高的射线屏蔽效能。John D. DesJardins等^[59]研究了质子辐射对超高分子量聚乙烯纤维性能的影响。Hatsuo Ishida研究了超高分子量聚乙烯/聚苯并噁嗪富氢复合材料用于空间辐射防护(图3),研究结果表明:高氢含量的3BOP-daC12的射线屏蔽性能可以与聚乙烯媲美,并优于传统的环氧树脂(Cytec CYCOM 934)。制备的多功能UHMWPE纤维/聚(3BOP-daC12)复合材料兼具优异的力学性能和辐射屏蔽性能。美国宇航局将UHMWPE纤维/聚(3BOP-daC12)复合材料的样品作为材料的一部分送往国际空间站实验12(MISSE-12)进行在轨试验,MISSE-12于2019年秋季开始,持续1年。Hatsuo Ishida在另一篇文章的研究结果表明,与铝相比UHMWPE/聚(3BOP-daC12)复合材料比强度提高325%,预计等效辐射剂量减少31%。奥尔塔里斯辐射模拟也证明了UHMWPE/Poly(3BOP-daC12)的屏蔽性能接近纯聚乙烯,估计在一个区域内的差异小

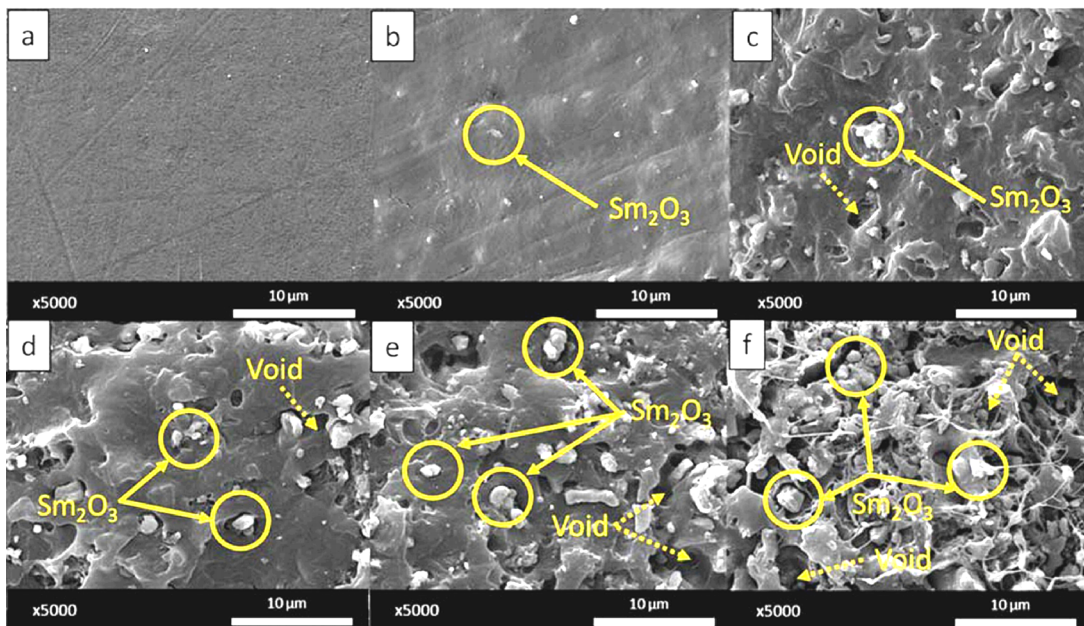
于3%密度为 15 g/cm^3 [60-61]。

2.2 中子防护复合材料研究进展

在深空探测过程中,深空探测器可能会遭受空间初级中子以及高能射线与物质相互作用产生的次级中子的辐照损伤。空间中子主要来自太阳和宇宙辐射中存在的中子,但是由于中子的半衰期较短,仅有10.80 min,为此太阳系内的中子主要为太阳辐射产生。次级中子主要是由高能重离子与舱体被动屏蔽材料发生复杂相互作用而产生的。中子与航天器器件材料相互作用可能诱发位移、损伤效应、单粒子效应,会导致材料性能退化或器件损伤,并严重威胁航天员的健康。为此,深空探测器的中子屏蔽也是必须考虑的关键问题[62-63]。

目前所使用的中子屏蔽材料主要是由各种中子吸收剂填料与混凝土、金属、高分子复合材料等,与

地球上利用重金属或钢筋混凝土进行中子防护相比,深空探测器对屏蔽材料的轻量化设计要求更高。而低密度的高分子及其复合材料在深空探测领域更具有优势。轻质高强、高屏蔽性能的聚合物复合材料是深空探测的研究方向。在这方面,热固性微纳米复合材料被认为是设计有效衰减中子辐射屏蔽的合适材料。TOYENA等[64]通过球磨分散的方法制备了 $\text{Sm}_2\text{O}_3/\text{UHMWPE}$ 复合材料(图4),研究结果表明其中子屏蔽性能随着 Sm_2O_3 含量的增加而提高。KIM等[65]研究了多种纳米材料(B_4C 、 BN 等)对高密度聚乙烯中子屏蔽性能的影响,结果表明,与微米粉体材料相比,纳米改性高密度聚乙烯具有更高的中子屏蔽性能。ADELI等[66]通过 B_4C 改性双酚A环氧树脂制备中子屏蔽材料,研究结果表明, B_4C 的尺寸越小,在相同含量下,其中子的屏蔽性能越高。



注:(a)~(f)分别为添加0、10%、20%、30%、40%、50%(w) Sm_2O_3 粉末的样品。

图4 $\text{Sm}_2\text{O}_3/\text{UHMWPE}$ 复合材料电镜照片

Fig. 4 SEM images of $\text{Sm}_2\text{O}_3/\text{UHMWPE}$ composites

2.3 原子氧防护材料研究进展

低地球轨道大气主要由原子氧和氮气组成,原子氧具有极强的氧化性能,氧化性比分子氧强很多。原子氧的碰撞动能为5.3 eV,所产生的作用与 $4.8 \times 10^4\text{ K}$ 的高温接近。这种强烈的高温氧化和高速碰撞作用会对材料造成严重的侵蚀。航天器在低地球轨道环境中与原子氧相撞,表面材料会被原子氧的较高的平动能所氧化和侵蚀,造成材料内部结构破坏,影响航天器的性能并最终造成航天器的使用寿命下降。因此,国内外航天专家一致认为在低地球轨道中,原子氧是造成航天器材料破坏的主要因素[67]。

研究表明,由于各种有害条件的共同作用,聚合物复合材料在低地球轨道环境中的降解速度加快。每种低地球轨道的危险条件都会对表面产生不同的降解效果。XPS结果表明,处理后的样品表面发生了断链和氧化反应。经AO处理的样品表面生成更多的C—O和C=O双键官能团。ToF-SIMS数据中 $\text{C}_3\text{H}_7\text{NO}^+$ 离子的相对离子浓度表明,在全条件下处理的样品的氧化反应是其他部分处理样品的两倍。XPS结果表明,处理后样品表面氧浓度最高,碳浓度最低。与其他处理样品相比,真空下AO处理样品的断链率和挥发物损失率最高。另外,在部分处理的样品中,用AO处理的样品显示出最高的氧化速率。

扫描电镜(SEM)结果表明, AO处理后的样品表面产生白色特征, 表明了断裂、氧化和交联的综合作用。在VTCUV样品表面发现的高对比度沉积物可能是由于冷却过程中的冷凝和再沉积造成的。经过16次热循环后, VTC表面未出现微裂纹。

AWAJA等^[68]研究表明, 在多种空间环境因素的共同作用下, 复合材料在低地球轨道降解速度加快, 材料表面产生了严重的断链和放气现象。赵小虎等^[69]通过地面模拟试验研究了原子氧对碳纤维复合材料的剥蚀效应, 结果表明, 原子氧对环氧树脂基体具有较强的剥蚀作用, 而对碳纤维影响不明显。为了能够有效降低原子氧侵蚀对航天器高聚物的影响, 一般会在高聚物表面涂覆不与原子氧反应的保护涂层, 如 SiO_2 和 Al_2O_3 等, 或者通过改变材料表面的元素组成, 采用表面硅烷化等措施, 硅氧键在原子氧的侵蚀下不易断裂, 并且不会像传统的含碳高聚物一样与原子氧发生反应, 对基质材料起到有效的保护作用。

碳纤维复合材料作为航天器的主要结构材料, 暴露在原子氧环境的时间越久, 损伤越大。在轨运行期间, 原子氧能够持续对树脂基体剥蚀, 降低复合材料的机械性能和热性能。为了防止原子氧对树脂基体的侵蚀, 延缓碳纤维复合材料性能衰退, 文献^[70-73]通过掺杂无机纳米颗粒提高聚合物抗原子氧侵蚀的研究成果, 用高含量POSS、纳米 SiO_2 等无机颗粒改性复合材料树脂基体, 在碳纤维复合材料遭受原子氧辐照时, 纳米材料在复合材料树脂表面形成一层无机钝化层, 从而阻止原子氧对氰酸酯树脂基体内部的持续侵蚀, 提高复合材料的在轨寿命。

2.4 深空紫外防护材料研究进展

空间环境中的紫外线波长为 $1 \sim 400 \text{ nm}$, 按照波长可以分为真空紫外($10 \sim 200 \text{ nm}$)和近紫外($200 \sim 400 \text{ nm}$)。虽然太阳紫外辐照能量在整体太阳总辐

照量中所占比例很小, 但是紫外光子能量很高, 波长范围为 $100 \sim 200 \text{ nm}$ 的紫外辐照的能量约为 $628 \sim 1256 \text{ kJ/mol}$, 其能量足以致使聚合物发生光化学反应, 导致结合能较低的 $\text{C}-\text{C}$ 、 $\text{C}-\text{O}$ 、 $\text{C}-\text{N}$ 化学键断裂, 破坏高分子材料的化学结构, 进而导致材料性能退化。就碳纤维复合材料而言, 树脂基体吸收紫外辐射能量后, 会导致树脂基体分子链断裂, 纤维与树脂界面强度下降, 表面形成微裂纹造成碳纤维复合材料表面开裂^[74-75]。为了提高聚合物的抗紫外性能, 国内外一般通过掺杂氧化铈、二氧化钛等具有紫外屏蔽功能的纳米材料提高聚合物的抗紫外性能^[76-77]。

JIANG等^[78]通过在环氧树脂掺杂纳米 TiO_2 颗粒提高材料的力学性能和抗真空紫外性能, 结果表明加入纳米 TiO_2 后, 碳纤维复合材料表面无明显损坏, 且其质量损失率更低。饶续等^[79]首先制备了改性埃洛石纳米颗粒, 之后将改性埃洛石纳米颗粒用于提高复合材料耐紫外性能, 结果表明 $\text{PEI/TiO}_2\text{-HNT-1}$ 纳米粒子具有优异的紫外屏蔽性能, 经过长达 500 h 的辐照老化试验后, 复合材料的弯曲性能无明显变化。

2.5 电磁屏蔽复合材料研究进展

为了降低空间环境以及探测器内电子设备电磁辐射的干扰, 电磁屏蔽材料被广泛应用于关键电子设备。近年来, 随着纳米材料的发展, 以碳纳米、石墨烯为主的新型电磁屏蔽材料得到快速的发展。ZENG等人设计并制备了各向异性的仿生蜂窝多孔状复合材料, 提出取向孔形貌对电磁屏蔽性能具有重要影响的新机理。作者通过在聚氨酯/碳纳米管复合材料中引入取向的蜂窝状多孔结构, 证明当电磁波传播方向垂直于取向的蜂窝孔道时, 多孔结构能够增加电磁波在孔道内的多重反射和散射, 大幅度提高材料的电磁屏蔽性能^[80-81]。



(a) Nanocomp碳纳米管膜



(b) 德国HPS公司设计的电磁屏蔽箱

图5 电磁屏蔽材料及结构

Fig. 5 Electromagnetic shielding material and structure

ZENG 等^[82]结合电纺技术及化学镀层技术,研发了一类金属(铜、银)包裹的高分子纳米纤维微孔膜,该低密度复合材料厚度为 $2.5\ \mu\text{m}$ 时在超宽频率波段(约200 GHz)下屏蔽效能可高达50 dB,其面比屏蔽效能参数为目前最高值。在工程应用方面,Nanocomp 科技制造了基于碳纳米管的片状电磁屏蔽材料,用于保护木星探测器免于静电放电。此种新型碳纳米管布尽管在导电性和力学性能还存在一些缺陷,但是在某些轻量化应用中具备取代铜以及其他传统材料的潜力。美国宇航局(NASA)曾将碳纳米管布用作“朱诺号”深空探测器的辐射保护罩中^[83]。

Nanocomp 科技的碳纳米管(CNT)材料在某些飞行系统姿态控制电机支柱和主要引擎室上形成表面层[图5(a)]。与传统的电磁屏蔽材料铝箔需要与复合材料粘结不同,在复合材料制备时,Nanocomp 薄膜可以直接附于表层,一体固化成型。德国 HPS 公司设计的电磁屏蔽箱,在树脂中添加碳纳米管,主要应用于 Satellites, Space Platforms (Telecom, Earth Observation, Navigation),该产品提高了散热电子元器件的热控能力,预期替代目前用的铝制电磁屏蔽盒[图5(b)]^[84],另外该公司还开发了碳纳米管改性环氧树脂黏结剂以及金属夹层碳纤维复合材料。

2.6 智能复合材料在深空探测环境中的应用

智能材料(Intelligent material)是一种能感知外部刺激,能够判断并适当处理且本身可执行的新型功能材料,国内外科研工作者在此领域也进行了大量的研究。马玉钦等^[85]人对高导热石墨烯-碳纤维混杂增强热致形状记忆复合材料研究进展及发展趋势进行了研究,指出了该热致 SMPC 未来有待深入研究的方向。哈尔滨工业大学的冷劲松教授致力于形状记忆聚合物及其复合材料,电致活性聚合物及其应用方面的研究。

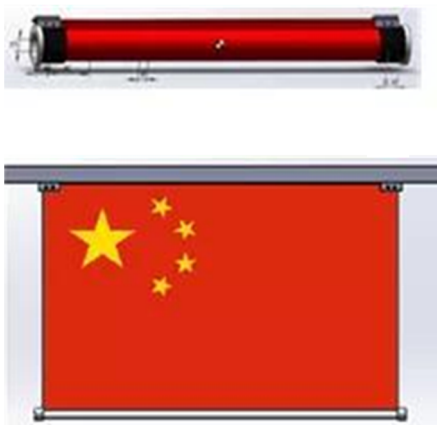


图6 中国国旗锁紧展开机构释放国旗展开

Fig. 6 Chinese flag lock and unfold mechanism to release the national flag unfold

最近,其团队研制了中国国旗锁紧展开机构(图6)、变结构锁定及多级伸展结构和落火监视相机转动装置共3个产品,通过精细的力学理论分析、巧妙的智能结构设计和多次反复迭代的极端环境试验验证,解决了低温、辐照等极端恶劣服役环境下,长时间锁定、低冲击可靠展开的关键技术难题。在国际上首次实现形状记忆聚合物复合材料结构在深空探测工程中的应用,标志着我国在智能材料及其在航天器结构的应用领域处于国际前列^[86]。

3 结束语

在未来深空探测任务中,探测器会遭受高低温、宇宙射线、电磁辐射等复杂空间环境,对作为探测器主体结构的复合材料提出了更高的要求,具有耐特定空间环境特性的功能型复合材料是未来发展方向。就航天器总体设计单位而言,针对任务需要,有针对性总结并归纳共性问题,有的放矢地开发适合特定服役环境的新型复合材料,形成系列化产品库,再进行特定深空探测任务时,通过对产品库内已有产品进行改进或重组,满足服役环境材料性能需求,是未来深空探测高性能复合材料的发展方向。

参考文献

- [1] 赵琦,王兆琦,赵源. 亚洲国家主要月球与深空探测任务发展[J]. 中国航天,2021(3):61-66.
- [2] ZHAO Q, WANG Z Q, ZHAO Y. Development of major lunar and deep space exploration missions in Asian countries [J]. Aerospace China, 2021(3):61-66.
- [3] 张扬眉. 2020年国外深空探测领域发展综述[J]. 国际太空,2021(2):31-35.
- [4] ZHANG Y M. Overview of foreign deep space exploration in 2020[J]. Space International, 2021(2):31-35.
- [5] 吴季. 深空探测的现状、展望与建议[J]. 科技导报, 2021,39(3):80-87.
- [6] WU J. Deep space exploration: Status, expectation and suggestion [J]. Science & Technology Review, 2021, 39(3):80-87.
- [7] GUBBY R, Evans J. Space environment effects and satellite design [J]. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2002, 64:1723-1733.
- [8] ARNOLD G S, PEPLINSKI D R. Reaction of high-velocity atomic oxygen with carbon [J]. AIAA Journal, 1986, 24(4):673-677.
- [9] EGUSA S, SEGUCHI T. Polymer composites as magnet materials: irradiation effects and degradation mechanism of mechanical properties [J]. Journal of Nuclear Materials, 1991, 179: 1111-1114.
- [10] 陈国珍,林国成. 低地球轨道带电粒子辐射环境对航天器的影响[J]. 中国空间科学技术, 1994, 14(6):43-48.
- [11] CHEN G Z, LIN G C. Energy particle environment on low earth orbit and its effects on spacecraft [J]. Chinese Space Science and Technology, 1994, 14(6):43-48.
- [12] GAO Y, JIANG S, YANG D, et al. A study on radiation

effect of < 200 keV protons on M40J/epoxy composites[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research Section B: Beam Interactions With Materials and Atoms, 2005, 229(2): 261-268.

[9] PIRLOT C, MEKHALIF Z, FONSECA A, et al. Surface modifications of carbon nanotube/polyacrylonitrile composite films by proton beams[J]. Chemical Physics Letters, 2003, 372(3/4): 595-602.

[10] BHADRA S, KHASTGIR D. Degradation and stability of polyaniline on exposure to electron beam irradiation (structure-property relationship) [J]. Polymer Degradation & Stability, 2007, 92(10): 1824-1832.

[11] 杨春信. 金星气球环境分析与热动力研究[J]. 航空动力学报, 2012, 27(11): 2505-2510.

YANG C X. Study of environment analysis and thermodynamic on Venus balloon [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(11): 2505-2510.

[12] ZALDIVAR R J. Lessons learned in the processing of polyurethane resin composites [R]. New York: Aerospace Report, 2011.

[13] SHIMP D A, CHIN B. Electrical properties of cyanate ester resins and their significance for applications [J]. Blackie Academic and Professional, 1994: 230-257.

[14] KORSHAK V V, GRIBKOVA P N, DMITRIENKO A V, et al. Thermal and oxidative thermal degradation of polycyanates[J]. Vysokomol Soed, 1974, 6(1): 15-21.

[15] 王志强. 树脂基结构/透波复合材料研究进展[R]. 中国航空报, 2015-11-03.

WANG Z Q. Research progress of resin based structural/transparent composites[R]. China Aviation News, 2015-11-03.

[16] MCC Develops highly heat-resistant and high-strength carbon fiber prepreg. https://www.m-chemical.co.jp/en/news/2021/_icsFiles/afieldfile/2021/03/19/20210317_Prepreg_Eng.pdf.

[17] 王慧杰. 航空复合材料树脂基体的现状及发展[J]. 复合材料学报, 1995, 12(4): 35-38.

WANG H J. Present state and future development of the resin matrix in aircraft composite materials [J]. Acta Materialia Sinica, 1995, 12(4): 35-38.

[18] 王德志, 王鑫, 刘立柱, 等. 双马来酰亚胺共聚改性及性能[J]. 复合材料学报, 2017, 34(5): 1088-1094.

WANG D Z, WANG X, LIU L Z, et al. Preparation and properties of the modified bismaleimide systems [J]. Acta Materialia Sinica, 2017, 34(5): 1088-1094.

[19] 陈宇飞, 郭红缘, 耿成宝, 等. 聚醚醚酮和烯丙基化合物改性双马来酰亚胺复合材料微观结构及力学性能[J]. 复合材料学报, 2018, 35(11): 3081-3087.

CHEN Y F, GUO H Y, GENG C B, et al. Microstructure and mechanical properties of bismaleimide composites modified with poly (ether ether ketone) and allyl compounds [J]. Acta Materialia Sinica, 2018, 35(11): 3081-3087.

[20] LUO H Y, ROY S, LU H B. Dynamic compressive behavior of unidirectional IM7/5250-4 laminate after thermal oxidation [J]. Composites Science and Technology, 2012, 72(2): 159-166.

[21] 杨家义, 杨博峰, 郑国运, 等. 热固性聚酰亚胺树脂成型工艺研究进展[J]. 功能材料, 2018, 49(2): 2054-2059.

YANG J Y, YANG B F, ZHENG G Y, et al. Research progress of moulding process for thermosetting polyimide resins, Journal of Functional Materials, 2018, 49(2): 2054-2059.

[22] WILSON D. PMR-15 pressing, properties and problems[J]. British Polym, 1998, 20(5): 405-416.

[23] VUONG T T. Effect of -18 °C storage on PMR-15 polyimides resins[J]. Inter Sample, 1989(8-11): 98-111.

[24] HUNTER A B. Quality assurance of PMR-15 [C]. Washington, D C: NASA Conference Publication, 1987: 375-389.

[25] LEE A. Kinetics of network re-formation in hydrolytic degraded AFR700B polyimides resins [J]. High Performance Polymers, 1996, 8(4): 475-489.

[26] THORP K E G, ROY A K, CRASTO A S. Effect of isothermal aging on the relaxation spectra of AFR700B [C]. proceeding of International SAMPE Technical Conference, F, 1996.

[27] WHITLEY K S, COLLONS T J. Mechanical properties of T650-35/AFR-PE-4 at elevated temperatures for lightweight aeroshell designs [R]. NASA-20060013437-2006014400.

[28] 宗立率. 主链含三芳基均三嗪结构耐高温树脂的合成与性能[P]. 大连:大连理工大学, 2015.

ZONG L L. Synthesis and properties of heat-resistant resins bearing phenyl-s-triazine moieties in backbones [P]. DALIAN: Dalian University of Technology, 2015.

[29] 傅佳艺. 高性能邻苯二甲腈树脂的新型固化剂的研究[P]. 大连:大连理工大学, 2015.

FU J Y. Study on new curing agents of high-performance phthalonitrils resins [P]. Dalian: Dalian University of Technology, 2015.

[30] KELLER T M, PRICE T K. Amino-cured bisphenol-linked phthalonitrile resins [J]. J Macromol Sci. Chem., 1982, 18: 931-937.

[31] KELLER T M, GRIFFITH J R. Synthesis and polymerization of fluorinated phthalonitrile monomers [J]. ACS Org Coat Plast Chem. Pre. Pr., 1978, 39: 546-548.

[32] 周恒. 新型耐高温邻苯二甲腈树脂体系的设计、合成与性能研究[P]. 北京:中国科学院化学研究所, 2012.

ZHOU H. Design, synthesis and property study on high-temperature resistant phthalonitrile resin systems [P]. Beijing: Institute of Chemistry, Chinese Academy of Sciences, 2012.

[33] ROBINSON M J, STOLTZFUS J M, OWENS T N. Composite material compatibility with liquid oxygen [C]. Structures, Structural Dynamics, and Materials conference, 1997.

[34] 黄诚, 刘德博, 吴会强, 等. 我国航天运载器复合材料贮箱应用展望[J]. 沈阳航空航天大学学报, 2016, 33(2): 27-35.

HUANG C, LIU D B, WU H Q, et al. Application prospects of composite propellant tanks in domestic launch vehicles [J]. Journal of Shenyang Aerospace University, 2016, 33(2): 27-35.

[35] 于建, 晏飞. 可重复使用运载器复合材料低温贮箱应用研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(6): 19-22

YU J, YAN F. Study on application of composite cryogenic aerospace materials [J]. <http://www.yhclgy.com> 2021年 第5期

tank for reusable launch vehicle [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2009, 35(6):19–22

[36] LEE S S, KIM S C. Morphology and properties of polydimethylsiloxane-modified epoxy resin [J]. *Journal of Applied Polymer Science*, 2015, 64(5):941–955.

[37] UDIIN M F, SUN C T. Improved dispersion and mechanical properties of hybrid nanocomposites [J]. *Composites Science and Technology*, 2010, 70(2):223–230.

[38] LIU S L, FAN X S, HE C B. Improving the fracture toughness of epoxy with nanosilica-rubber core-shell nanoparticles [J]. *Composites Science and Technology*, 2016, 125:132–140.

[39] ROBIBSON M J. Composite structures on the DC-XA reusable launch vehicle [J]. *Journal of Advanced Materials*, 1997, 28(3):9–18.

[40] MILLER S, MEADOR M. Polymer-layered silicate nanocomposites for cryotank applications [C]. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.

[41] MOSHER D. The trickiest part of Elon Musk's Mars spaceship—a giant black orb—just passed a critical test [EB/OL]. [2016, 11, 16]. <http://businessinsider.com/spacex-carbon-fiber-fuel-tank-ocean-hip-test-2016-11>.

[42] <https://baijiahao.baidu.com/s?id=1689770187547460941&wfr=spider&for=pc>, 中国航天报. <https://baijiahao.baidu.com/s?id=1689770187547460941&wfr=spider&for=pc>, China Aerospace news.

[43] 谭伟, 那景新, 任俊铭, 等. 高低温老化对碳纤维增强复合材料层间力学性能的影响 [J]. *吉林大学学报(工学版)*, 2020, 50(4):1324–1332.

TAN W, NA J X, REN J M, et al. Effect of high and low temperature aging on interlaminar mechanical properties of carbon fiber reinforced composites [J]. *Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition)*, 2020, 50(4):1324–1332.

[44] SHIN K B, KIM C G, HONG C S, et al. Prediction of failure thermal cycles in graphite/epoxy composite materials under simulated low earth orbit environments [J]. *Composites Part B-Engineering*, 2000, 31(3):223–235.

[45] GAO Y, HE S, YANG D Z, et al. Effect of vacuum thermo-cycling on physical properties of unidirectional M40J/AG-80 composites [J]. *Composites Part B-Engineering*, 2005, 36(4):351–358.

[46] FENG Q, LIU Y, PENG Y H, et al. Enhanced cryogenic interfacial normal bond property between carbon fibers and epoxy matrix by carbon nanotube [J]. *Composites Science & Technology*, 2014, 104(19):59–65.

[47] 赫玉欣, 张丽, 朱伸兵, 等. 碳纳米管的表面改性对环氧树脂低温(77 K)冲击性能及热膨胀系数的影响 [J]. *复合材料学报*, 2012, 29(4):56–62.

HE Y X, ZHANG L, ZHU S B, et al. Effects of functionalized MWCNTs on the impact strength at cryogenic temperature (77 K) and coefficient of thermal expansion of MWCNTs/epoxy resin [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2012, 29(4):56–62.

[48] 李浩, 碳纳米管/环氧树脂复合材料高低温弹性模量宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2021年 第5期

的分子模拟与实验研究 [P]. 北京:北京化工大学, 2016.

LI H. Molecular simulation and experimental analysis on elastic modulus of swcnts/epoxy composites at high-low temperature [P]. Beijing:Beijing University of Chemical Technology, 2016.

[49] BARTHEL J, SARIGUL-KLIJN N. Importance of spherical shell models for radiation shielding designs on space missions [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2019, 56(5):1658–1661.

[50] BOND D K, GODDARD B, SINGLETERRY R C, et al. Evaluating the effectiveness of common aerospace materials at lowering the whole body effective dose equivalent in deep space [J]. *Acta Astronautica*, 2019, 165(10):68–95.

[51] GARG K, BHATNAGAR S. Galactic cosmic energy spectrum based simulation of total equivalent dose in human phantom [M]. XXII DAE High Energy Physics Symposium, 2018:353–356.

[52] GATES M M, LEWIS M J. Optimization of spacecraft orbit and shielding for radiation dose [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1994, 31(3):447–452.

[53] KARTASHOV D, SHURSHAKOV V. Analysis of space radiation exposure levels at different shielding configurations by ray-tracing dose estimation method [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 144(3):320–330.

[54] BARTHEL J, SARIGUL-KLIJN N. Radiation production and absorption in human spacecraft shielding systems under high charge and energy Galactic Cosmic Rays: Material medium, shielding depth, and byproduct aspects [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 144(3):254–262.

[55] WILSON J W, THIBEAULT S A, CUCINOTTA F A, et al. Issues in protection from galactic cosmic rays [J]. *Radiat Environ Biophys* 1995, 34:217–222.

[56] ZEITLIN C, GUETERSLOH S, HEILBROMN L, et al. Shielding and fragmentation studies [J]. *Radiat Prot Dosim* 2005, 116:123–124.

[57] PORTER R S, KANAMTO T, ZACHARIADES A E. Property opportunities with polyolefins: a review Preparations and applications of high stiffness and strength by uniaxial draw [J]. *Polymer* 1994, 35:4979–4983.

[58] ZHONG W H, SUI G, JANA S, et al. Cosmic radiation shielding tests for UHMWPE fiber/nano-epoxy composites [J]. *Composites Science and Technology*, 2009, 69:2093–2097.

[59] CUMMINGS C, LUCAS E M, MARRO J A, et al. The effects of proton radiation on UHMWPE material properties for space flight and medical applications [J]. *Advances in Space Research*, 2011, 48:1572–1577.

[60] WINROTH S, SCOTT C, ISHIDA H. Structure and performance of benzoxazine composites for space radiation shielding [J]. *Molecules*, 2020, 25:4346–4360.

[61] IGUCHI D, OHSSHI S, GHIZELLE J E, et al. Development of hydrogen-rich benzoxazine resins with low polymerization temperature for space radiation shielding [J]. *ACS Omega*, 2018(3):11569–11581.

[62] 张紫霞, 魏志勇, 方美华, 等. 空间环境中子效应及测量技术 [J]. *装备环境工程*, 2009, 6(4):5–11.

ZHANG Z X, WEI Z Y, FANG M H. Neutron radiation effects of space environment and measuring technique [J]. *Equipment Environmental Engineering*, 2009, 6(4): 5-11.

[63] 文轩, 安恒, 杨生胜, 等. 空间 neutron 探测器能量响应仿真分析及验证[J]. *核技术*, 2020, 43: 120401.

WEN X, AN H, YANG S S, et al. Simulation analysis and verification of energy response of space neutron detector [J]. *Nuclear Techniques*, 2020, 43: 1-9.

[64] TOYENA D, WIMOLMALAB E, SOMBATSOMPOB N, et al. $\text{Sm}_2\text{O}_3/\text{UHMWPE}$ composites for radiation shielding applications: Mechanical and dielectric properties under gamma irradiation and thermal neutron shielding [J]. *Radiation Physics and Chemistry*, 2019, 164: 108366-108374.

[65] KIM J, LEE B C, UJM Y R, et al. Enhancement of thermal neutron attenuation of nano- B_4C , -BN dispersed neutron shielding polymer nanocomposites [J]. *Journal of Nuclear Material*, 2014, 453: 108366-108374.

[66] ADELI R, SHIRMARDI S P, AHMADI S J. Neutron irradiation tests on $\text{B}_4\text{C}/\text{epoxy}$ composite for neutron shielding application and the parameters assay [J]. *Radiation Physics and Chemistry*, 2016, 127: 140-146.

[67] BANKS B A, SNYDER A, MILLER S K, et al. Atomic-oxygen undercutting of protected polymer in low earth orbit [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2005, 41(3): 335-339.

[68] AWAJA F, MOON J B, Zhang S N, et al. Surface molecular degradation of 3D glass polymer composite under low earth orbit simulated space environment [J]. *Polymer Degradation and Stability*, 2010, 95: 987-996.

[69] 赵小虎, 沈志刚, 邢玉山. 碳纤维/环氧复合材料的原子氧剥蚀效应试验研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2002, 28(6): 668-670.

ZHAO X H, SHEN Z G, XING Y S. Experimental Investigations of atomic oxygen effects on a carbon fiber/epoxy resin composite material [J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2002, 28(6): 668-670.

[70] TAGAWA M, YOKOTA K, OHMAE N, et al. Volume diffusion of atomic oxygen in alpha- SiO_2 protective coating [J]. *High Performance Polymers*, 2000, 12(1): 53-63.

[71] MUTIKAINEN R. Multiple layer coating scheme to protect polymer films from atomic oxygen erosion [J]. *Thin Solid Films*, 1994, 238(2): 248-257.

[72] SANDERS M L, ROWLANDS S, COOMBS P G. Selfhealing UV barrier coating for flexible polymer substrate: USA, US5790304[P]. August 4, 1998.

[73] ZIMCIK D G, WERTHEIMER M, BALMAIN K B, et al. Plasma-deposited protective coatings for spacecraft application [J]. *J Spacecraft Rockets*, 1991, 8(6): 652-57.

[74] 李磊. 国际紫外线防护标准 801(UV Standard 801)

的介绍[J]. *纺织导报*, 2011(10): 147-148.

LI L. Introduction of UV standard 801 [J]. *China Textile Leader*, 2011(10): 147-148.

[75] ALFRED T N, MAHESH H, SHAIK J. Influence of nanoclay on the durability of woven carbon/epoxy composites subjected to ultraviolet radiation [J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2013, 21(3): 222-236.

[76] SUNG L P, NADAL M E, MCKNIGHT M E, et al. Optical reflectance of metallic coatings: Effect of aluminum flake orientation [J]. *Journal of Coatings Technology*, 2002, 74(932): 55-63.

[77] CHANG X T. The anti-ultraviolet light (UV) aging property of aluminium particles/epoxy composite [J]. *Progress in Organic Coatings*, 2016, 101: 305-308.

[78] JIANG L X, HE S Y, ZHUANG D Y. Resistance to vacuum ultraviolet irradiation of nano- TiO_2 modified carbon/epoxy composites [J]. *Journal of Materials Research*, 2003, 18(3): 654-658.

[79] 饶续. 改性埃洛石增强碳纤维/环氧复合材料的耐低温循环性能和耐紫外辐照性能研究[D]. 合肥: 合肥工业大学.

RAO X. Study on cryogenic cycling properties and ultraviolet radiation properties of carbon fiber/epoxy resin composites reinforced with modified halloysite [D]. Hefei: Hefei University of Technology.

[80] ZENG Z H, CHEN M J, LI W W, et al. Lightweight and anisotropic porous MWCNT/WPU composites for ultrahigh performance electromagnetic interference shielding [J]. *Adv. Funct. Mater.*, 2016, 26: 303-310.

[81] Zeng Z H, JIN H, CHEN M J, et al. microstructure design of lightweight, flexible, and high electromagnetic shielding porous multiwalled carbon nanotube/polymer composites [J]. *Small*, 2017, 13: 1701388-17013966.

[82] ZENG Z H, WANG C X, SIQUEIRA G, et al. Nanocellulose-MXene biomimetic aerogels with orientation-tunable electromagnetic interference shielding performance [J]. *Adv. Mater.*, 2020, 32: 1908496-1908505.

[83] [https://www. businessnhmagazine. com/article/nanocomp-looks-to-space-and-beyond](https://www.businessnhmagazine.com/article/nanocomp-looks-to-space-and-beyond)

[84] http://www. hps-gmbh. com/wp-content/uploads/2015/06/HPS-Flyer-CFRPE-BoxSpace_3. pdf

[85] 马玉钦, 赵亚涛, 许威, 等. 高导热石墨烯-碳纤维混杂增强热致形状记忆复合材料研究进展及发展趋势[J]. *复合材料学报*, 2020, 37(10): 2367-2375.

MA Y Q, ZHAO Y T, XU W, et al. Research status and development trend of high thermal conductivity graphene-carbon fiber hybrid reinforced shape memory plastic composite [J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 37(10): 2367-2375.

[86] http://news. cnr. cn/native/city/20210611/t20210611_525511058. shtml