复合材料在航天器结构中的应用与展望

石文静　　高　峰　　柴洪友

（空间智能机器人系统技术与应用北京市重点实验室，北京空间飞行器总体设计部，北京　100094）

文　摘　结合航天器结构的特点，阐述了我国航天器结构中复合材料的初步应用、快速发展、广泛应用和扩展应用过程。结合后续我国航天任务规划，展望了复合材料在航天器结构中的发展趋势。

关键词　复合材料，航天器结构，应用，展望

中图分类号：TB331　　DOI：10.12044/j.issn.1007-2330.2019.04.001

Application and Expectation of Composite in Spacecraft Structure

SHI Wenjing　　GAO Feng　　CHAI Hongyou

(Beijing Key Laboratory of Intelligent Space Robotic System Technology and Applications, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing　100094)

Abstract　Composites have been widely used among the developing process of spacecraft structures due to their outstanding performance. Based on the characteristic of spacecraft structures, the initial application, quick development, widely using and expanding applications have been reviewed in this paper. According to the future launching programing, the application trend of composites among spacecraft has also been illustrated.

Key words　Composite, Spacecraft structure, Application, Expectation

0　引言

复合材料因其具有质轻、高模量、高强度、可设计、耐高温、热稳定性优异、抗疲劳、抗腐蚀、工艺性好等优点，非常适合于对承载及轻量化均有极致要求的航天器结构[1-2]。从20世纪50年代开始，美国、俄罗斯、欧洲等国家已经开始利用复合材料的高强、高模、耐高温、轻质等特性将其应用于航天领域。随着复合材料技术的不断发展，其在航天领域中的应用水平不断提高、应用范围不断深入，目前基本已经覆盖了导弹、火箭、卫星、飞船等系统的所有结构中，包括承力结构、次级结构、防热（耐热）结构及其他功能结构等[3-5]。同时，随着航天技术的不断发展及各国探索领域的不断深远，对先进复合材料的需求亦在随之提升，先进复合材料的发展及应用已经成为航天领域公认的关键技术之一。NASA技术路线图（2015）[2]中明确指出，材料为航天后续关键技术，包括轻量化结构材料、计算设计材料、柔性材料、耐极端环境材料及特殊（功能）材料等。

在我国航天器研制领域，从航天器研制初期即开始应用复合材料，其应用贯穿我国航天器结构研制史，随着我国航天技术的不断进步，先进复合材料与型号需求在矛盾中相互引领、共同发展[1-7]。本文从我国航天器结构特点出发，以时间为轴综合阐述复合材料在我国航天器结构中的应用及发展历程，并结合后续航天任务规划，对复合材料在航天器结构中的发展趋势进行展望。

1　航天器结构简介

航天器为在地球大气以外宇宙空间执行探索、开发、利用太空及地球以外天体的特定任务的飞行器。根据是否载人可分为无人航天器和载人航天器。我国无人航天器包括卫星、空间探测器、货运飞船、空间平台等；载人航天器分为载人飞船、空间站、空间试验室等[7-9]。

航天器结构[7-9]是指为航天器提供总体构型，为

收稿日期：2018-12-14

第一作者简介：石文静，1984年出生，高级工程师，主要从事航天器结构设计、仿真与试验验证工作。E-mail：daizi8429@163.com

通信作者：高峰，研究员，主要从事航天器结构设计工作。E-mail：gaofeng_cast@163.com

各分系统仪器设备提供支撑，承受和传递载荷，并保持一定刚度和尺寸稳定性的部件或附件结构的总称。航天器结构根据其功能可分为 3 类。

（1）主承力结构：指与运载对接，实现载荷在火箭与航天器间的传递，构成主传力路径的结构，是航天器结构中的核心。目前我国航天器主承力结构形式主要包括：中心承力筒式，如 DFH-4 平台卫星；箱板式/板筒式，如小卫星；桁架式如嫦娥三号着陆器及壳体式，如载人神舟飞船。

（2）功能结构：指除了起传递载荷和支撑作用外还具有其他功能的结构，包括密封结构、多功能结构、防热结构、高尺寸稳定结构等。

（3）次级结构：指与主结构相连，用于支撑航天器上设备和保持航天器外形，与主结构共同构成航天器整体构型的附件结构，如蜂窝板、太阳翼基板、大型空间机械臂、伸展臂、天线反射面、设备、支架等。

2 复合材料在航天器结构中的应用

2.1 航天用复合材料

航天器结构设计显著的特点是刚度设计、强度校核，同时要求轻量化、耐空间（极端）环境。复合材料优异的比模量、比强度特性可以在满足刚度、强度要求的前提下，大幅提升结构承载比。同时复合材料突出的结构工艺一体化设计优势，可方便的实现结构性能的优化、增加结构新功能。

航天器结构中最为常见的复合材料主要包括碳纤维树脂基复合材料、凯芙拉纤维树脂基复合材料、金属基复合材料等[8-11]。根据功能不同，可将航天器结构中的复合材料分为两类：

（1）结构复合材料是航天领域中首先应用的复合材料，作为各种航天器的结构材料，用于承受和传递载荷、保证结构所需的强度和刚度、以及安装和保护航天器上的各种设备；

（2）功能复合材料是目前日益得到重视和发展的新型复合材料，可完成航天器的一种或几种特殊功能，例如，防热、透波、隐身（吸波）、抗辐射、耐磨、阻尼、导热等。

随着复合材料的发展，往往一种复合材料同时起着结构和功能的作用，因此结构复合材料和功能复合材料的界线已不明显。

2.2 复合材料在航天器结构中的应用历程

复合材料在我国航天器结构中的应用历程，经历了 4 个阶段：初步应用、快速发展、广泛应用及扩展应用。每个时期的特点可以从复合材料在主承力结构、次级结构、热防护结构的应用中体现。

2.2.1 初步应用

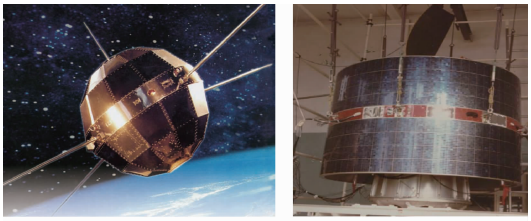
初步应用阶段对应 1970～1985 年，随着中国第一颗航天器东方红一号的研制，复合材料开始应用于航天器结构[8-9]。

2.2.1.1 承力结构

在这一阶段中，由于当时的中国航天不掌握大承载复合材料结构的设计技术，此时复合材料在承载结构中的应用仅限于次级结构。具有里程碑意义的典型产品为东方红一号及东方红二号。

1970 年成功发射的东方红一号，开启了我国航天器结构研制历程。其主结构为球形 72 面体铝合金蒙皮骨架式壳体结构，在结构中采用了玻璃纤维承力锥，见图 1（a），开启了复合材料在结构中应用的历程。

1984 年第一代通信卫星东方红二号［图 1（b）］成功发射，其主结构为钛波纹中心承力筒，除主结构外，卫星采用了 8 根碳纤维管胶接而成的空间桁架，此外其电池壳也尝试使用了复合材料。



(a) DFH-1　　(b) DFH-2

图 1　DFH-1 卫星与 DFH-2 卫星

Fig.1　DFH-1 satellite and DFH-2 satellite

2.2.1.2 防热结构

防热结构用复合材料是典型的功能复合材料。1975 年我国首颗返回式卫星成功发射，标示着我国突破了地球轨道返回式防热结构设计、试验及实现技术。自此，单次返回式卫星（地球轨道）防热体系及结构设计思想一直沿用至今。

返回式卫星防热结构采用全烧蚀防热技术，其防热材料为密度 1.2 g/cm^3 的酚醛-涤纶烧蚀防热（复合）材料，可以耐受热流密度为 3 MW/m^2 以上的气动加热环境[11]，如图 2 所示。



图 2　返回式卫星防热结构

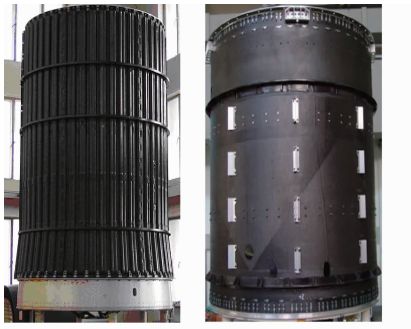
Fig.2　Thermal protection structure of recoverable satellite

2.2.2 快速发展

1985~1999 年随着结构设计仿真技术的发展,复合材料实现了在航天器结构中的大规模应用。

2.2.2.1 主承力结构

在掌握了复合材料大承载结构设计、仿真、验证及制造技术的基础上[7-8],这一时期复合材料成功应用至航天器主承力结构(平台)中。同时期亦掌握了碳蒙皮/铝蒙皮铝蜂窝夹层板的设计实现技术。具有里程碑意义的典型代表产品为东方红三号波纹承力筒[图 3(a)]以及资源一号蒙皮加筋承力筒[图 3(b)],此二者的诞生标志着我国掌握了大承载轻量化主承力结构设计技术,开启了我国大承载卫星研制的历程,航开器开始具备国际竞争力。配合碳/铝蒙皮铝蜂窝夹层板共同实现了东方红三号平台及资源一号平台的诞生,其结构质量比优于同期国内所有卫星。



(a) 波纹承力筒 (b) 蒙皮加筋承力筒

图 3 快速发展时期承力筒

Fig.3 Cylinders for quick development

2.2.2.2 太阳翼基板

太阳翼基板是最早应用复合材料的次级结构之一,在这一时期,我国攻克并全面掌握了刚性太阳翼稀疏网格面板设计与工艺技术(图 4)。1999 年我国自研的中型太阳翼资源一号、小型太阳翼实践五号首飞成功,至同年底自研大型东方红三号太阳翼在轨成功展开,标志着我国掌握了大、中、小型一次展开刚性太阳翼研制技术,全面实现太阳翼自研[12]。

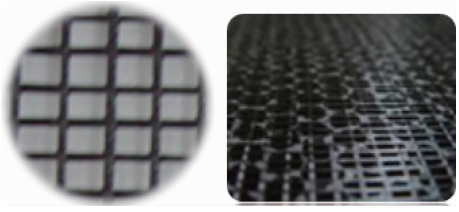


图 4 刚性太阳翼稀疏网格面板

Fig.4 Gridding panel

2.2.3 广泛应用

2000~2010 年是我国航天技术迅速发展的 10 年。随着先进复合材料技术、复合材料优化技术、先进成型工艺技术的突破,复合材料广泛应用于航天器各类结构中。

2.2.3.1 主承力结构

在掌握了大承载轻量化复材结构设计、仿真、优化、验证技术的基础上,成功研制了 DFH-4 平台蜂窝夹层承力筒[图 5(a)]、导航二期全复材波纹承力筒[图 5(b)]等主承力结构,并在蜂窝板技术的基础上突破了蜂窝板预埋/后埋技术。实现了结构承载比的大幅提升。

在 DFH-4 平台的基础上,采用优化技术[7,13],发展出了 DFH-3B、DFH-4E、DFH-4SP 等多个适应范围不同的通信卫星新平台,极大的提升了平台的灵活性及竞争优势。尼日利亚星、委内瑞拉星等卫星的成功发射标志着我国航天技术成功进军了国际市场,达到国际水平。



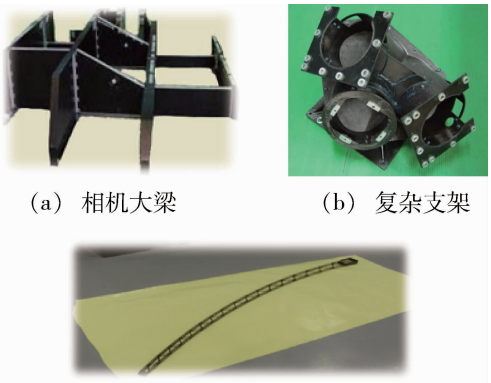
(a) 蜂窝夹层承力筒 (b) 全复材波纹承力筒

图 5 广泛应用时期的典型承力筒结构

Fig.5 The cylinder in widely-used period

2.2.3.2 次级结构

得益于复杂曲面复合材料结构设计与工艺成型技术的突破,复合材料大量应用至航天器次级结构中,使得大型、复杂的次级结构得以实现。包括相机大梁支架[图 6(a)]、大型在轨伸展臂、复杂结构支架[图 6(b)]、高精度天线阵、大型天线肋[图 6(c)]、高精度多曲面天线、耐高温发动机支架等[14]。



(a) 相机大梁 (b) 复杂支架

(c) 大型天线肋

图 6 典型次级结构

Fig.6 Typical secondary structure

2.2.3.3 太阳翼

经过数 10 年的自主创新，我国攻克了二维多次展开刚性太阳翼技术，发射数量大幅增加，形成了东三、东四（图 7）、遥感、导航等多个产品型谱，刚性太阳翼技术达到国际先进水平。2007 年，国内最大的刚性太阳翼东四平台太阳翼随尼日利亚星在轨成功展开，标志我国太阳翼产品实现了出口零突破。

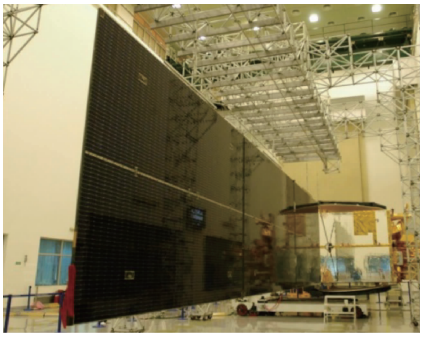


图 7 DFH-4 平台太阳翼

Fig.7 Solar array of DFH-4

2.2.3.4 防热结构

随着神舟 1 号载人飞船的成功回收，标志着我国突破了地球轨道载人返回防热结构设计、仿真、试验、实现技术。从 1999 年神舟 1 号发射成功至今，已经成功发射了 11 艘神舟飞船。

神舟飞船防热结构采用全烧蚀防热技术（图 8），主要防热材料为密度 0.71 g/cm^3 的酚醛玻璃钢填充耐烧蚀复合材料[9,15]。



图 8 飞船防热结构

Fig.8 Thermal protection structure of the Shenzhou sapceship

2.2.4 扩展应用

扩展应用阶段对应 2010 年至今，得益于材料、设计、工艺、设备多领域技术的井喷式创新，结构开始朝着多样化、功能化方向发展。同时，随着国产高模量碳纤维在原材料、成型、工艺控制及性能稳定性上的突破，航天器主承力结构及次级结构上开始大范围使用国产碳纤维复合材料。

2.2.4.1 主承力结构

在掌握编织、缠绕、梁板复合等设计、工艺、优化技术的基础上，这一时期涌现了大批多功能轻量化大承载平台，包括以桁架及梁板复合结构[16]为基础的 DFH-5 平台、探月二期、探月三期平台、桁架式多星发射的北斗三期平台、具有高尺寸稳定性载荷结构一体化的遥感卫星平台等。主承力结构逐步向多样化、功能化、轻量化发展。

2013 开始，在航天器结构中全面开始国产高模碳纤维 BHM3（图 9）的推广工作。截止目前为止，国产 BHM3 高模量碳纤维[17]已大范围应用于主结构及次级结构中，包括 DFH-5 平台主结构及蜂窝板、高轨遥感卫星主结构及蜂窝板、遥感平台相机结构、导航卫星主结构。

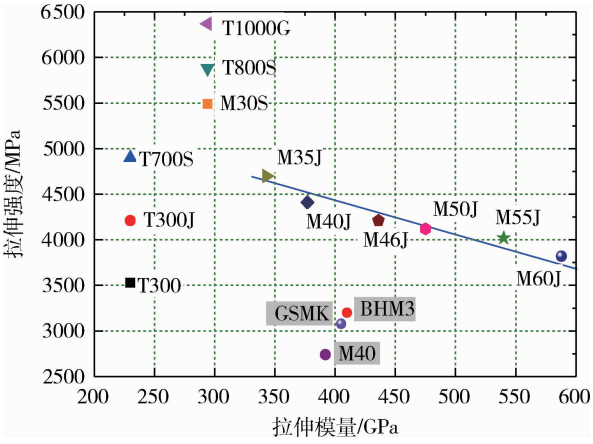


图 9 国产碳纤维 BHM3 性能

Fig.9 Tensile strength of BHM3 carbon fibers

2.2.4.2 次级结构

新材料及成型工艺、新型功能材料、优化设计技术的发展，促使这一时期的次级结构同样呈现出了多样化、大承载、轻量化、功能化的特点。大幅提高了航天器系统效率、扩大了结构功能范围。典型的产品包括复杂多向大承载接头、空间机械臂[图 10(a)]、高稳定一体化结构、大变形豆荚杆[18]、MFC 振动抑制结构[图 10(b)]等[19]。

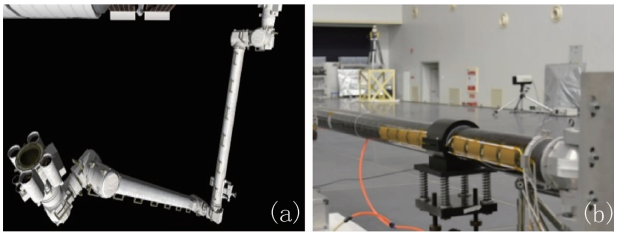


图 10 多功能次级结构

Fig.10 Functional secondary structure

太阳翼突破了二维二次展开、半刚性太阳翼、柔性太阳翼等先进技术，跻身国际先进水平，同时，绝大多数在研大、中、小型太阳翼基板均采用了国产碳纤

维，实现了材料自主可控。

2.2.4.3 防热结构

面对探月、重复使用等新任务带来的新挑战。这一时期中，在轻质、高热流密度新型防热材料技术突破的基础上，通过采用密度为 0.5 g/cm^3 的蜂窝增强低密度烧蚀防热材料体系，成功突破了月球轨道长时返回防热结构设计、仿真、试验、实现技术，保障了我国探月工程的顺利实施。同时对防热结构开展功能性设计，实现了可拆卸式防热结构设计与实现技术的突破，为后续重用航天器的顺利研制奠定基础。

3 复合材料在航天器结构应用中的展望

经过几十年的发展，中国航天已经从解决有无到撑起了国家脊梁，不久的将来将建设中国空间站、实现月球采样返回、火星巡视探测（图 11），后续还将继续开展小行星探测、木星探测，实现载人登月、建立月球基地、建立兆瓦级太阳能电站等。



图 11 火星巡视器

Fig.11 Mars Rover

面对高精尖卫星应用、深空探测、在轨服务等任务。未来复合材料在航天器结构中的应用将越来越广泛，其在航天器结构中的发展趋势可以归纳为：轻量化、功能化、智能化[20-23]。

3.1 轻量化

轻量化是航天器结构永恒的追求之一，面对后续任务的挑战，轻量化的主要需求方向如下。

（1）轻量化超大承载结构。深空探测、载人登月等任务要求的主结构承载能力较当前已有结构将提高数倍。亟需从新材料、新工艺中寻找思路，发展轻质超大承载结构构型、设计、工艺、一体化技术，实现超大承载轻量化结构设计技术质的改变。有学者研究大承载轻量化复合材料纺锤杆，实现了结构质量小于 4 kg 时承载能力大于 12 t。

（2）传统承载结构轻量化。通过新构型、新工艺、新材料的创新应用，实现传统承载结构轻量化，提升结构效率及产品竞争力。如采用缠绕成型工艺制造网格承力筒（图 12），相较同等承载能力的蜂窝承力筒，筒壳结构将减重 15%～20%、生产周期可缩短 1/2、并有效减少对先进碳纤维的依赖。

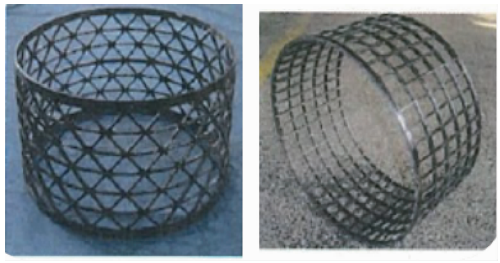


图 12 网格筒

Fig.12 Gridding cylinder

（3）耐极端环境承载结构轻量化。在火星探测、小行星探测等任务中，巡视器将面临在空间热、辐射、真空、大范围温度变化等极端环境下的大承载结构轻量化问题，亟需突破创新轻量化构型设计、耐极端环境结构材料一体化、创新制备工艺、耐极端环境功能材料等关键技术。

3.2 功能化

结构功能化，功能结构化是结构发展的必然趋势。复合材料结构功能化需求主要体现在以下方面。

（1）高导热高导电功能复合材料结构[24]。航天器在轨后向、背太阳面温差大，需要进行热控；系统中设备接地需要结构具有导电性。传统复合材料结构不具备导电及导热能力，开发高导热高导电功能复合材料结构，可大幅提高系统效率。亟需突破的技术包括高导热/导电复合材料结构设计技术、高导热/热稳定复合材料结构设计与优化、复合材料纤维与树脂热协调性设计技术等。

（2）超高尺寸稳定性一体化结构。超静、超稳、高分航天器面临微米级在轨尺寸稳定的新挑战。由于复合材料具有膨胀系数可设计的独特优势，因此是此类结构的首选材料之一。亟需突破微米级尺寸稳定结构设计、微米级结构变形仿真、微米级结构地面/在轨测量方法评价等技术。

（3）耐极端环境轻质防热结构。在火星探测、小行星探测等任务中，面临极端行星再入轻量化热防护结构问题，亟需开发具有极端轻质、高热流密度、耐极端环境的新型防热材料[25]；突破深空再入过程“气-固-热”耦合分析等技术。

3.3 智能化

载人航天、月球基地，载人登月、载人登火等任务，对结构提出了更高的要求：结构设计智能化、结构状态实时预报、结构变形可控可重构（图 13），具体表现如下。

（1）智能设计制造与数字孪生，为了解决传统以设计载荷为依据、结构设计裕度大、结构状态不精确

等问题，亟需开展以数字孪生为基础的智能设计及制造技术研究，实现全周期实际载荷辨识、全周期过程仿真及结构优化设计与智能制造。

（2）智能感知与监测，结构健康监控是实现结构状态感知与预报的重要手段，已经有诸多的研究成果，实现航天器结构在轨及全周期健康监控的工程化，仍需解决的关键问题为：传感器与结构连接相容性设计与评价准则、传感器在轨精度保持技术、结构在轨故障诊断策略等。

（3）信息感知与控制，在轨大尺度柔性天线、太阳能电站等大型在轨组装结构面临超大尺寸柔性结构分布式控制难题，亟需开展传感器-驱动器与结构连接相容性设计、基于控制效能的驱动系统适配技术、结构响应感知与识别、结构响应分布式控制策略等技术研究。

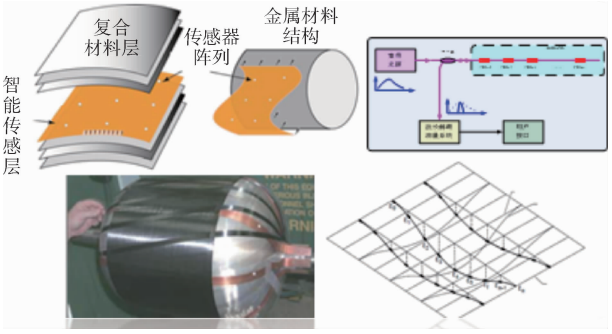


图 13　智能结构

Fig.13　Intelligent structure

4　结语

（1）复合材料有许多优异性能，尤其适用于航天器结构。其在航天器结构中的应用，贯穿整个航天器结构研制史，先后经历了初步应用、快速发展、广泛应用及扩展应用四个典型阶段。

（2）面对高精尖卫星应用、深空探测、在轨服务等后续航天任务需求，航天器复合材料结构将面临轻量化、大承载、耐极端环境、超稳、智能化等新问题、新挑战。

（3）航天领域对先进复合材料需求迫切，亟需以新工艺、新材料、新设计、新仿真、新设备等先进单项技术为切入点，加强单项技术的交叉与融合，提高系统集成创新能力，实现航天器系统的升级与变革。

参考文献

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J].复合材料学报，2007，24(1)：1-12.

[2] NASA.NASA technology roadmaps TA12：materials，structures，mechanical systems and manufacturing[M]. National Aeronautics and Space Administration，2015：TA12-13-TA12-25.

[3] 殷永霞，李皓鹏. 先进树脂基复合材料在中国航天器中的应用[J].航天返回与遥感，2018，39 (4)：101-107.

[4] 吴凯，张铁军，姚为，等.航天新型高性能材料的研究进展[J].宇航材料工艺，2017，47(6)：1-9.

[5] VASILIEV V V，RAZIN A F. Anisogrid composite lattice structures for spacecraft and aircraft applications [J]. Composite Structures，2006，76：182-189.

[6] ROBERT I M. Advanced composite structures research in Australia [J]. Composite Structures，2002，57：3-10.

[7] 陈烈民.航天器结构与机构[M].北京：中国科学技术社，2005.

[8] 袁家军.卫星结构设计与分析[M].北京：宇航出版社，2004..

[9] 陈烈民，杨宝宁.复合材料的力学分析[M].北京：中国科学技术出版社，2006..

[10] TANG J，STEPHEN K L LEE. Recent progress of applications of advanced composite materials in aerospace industry [J]. Spaceraft Environment Engineering，2010，27(5)：552-557.

[11] 董彦芝，刘芃，王国栋，等.航天器结构用材料应用现状与未来需求[J].航天器环境工程，2010，27(1)：41-44.

[12] 刘志全，杨淑利，濮海玲.空间太阳电池阵的发展现状及趋势[J].航天器工程，2012 21(6)：112-118.

[13] XIAO M L，ZHANG Y B，WANG Z H，et al. Tensile failure analysis and residual strength prediction of CFRP laminates with open hole[J]. Composites Part B-Engineering，2017，126：49-59.

[14] 陶积柏，朱大雷，董丰路，等.航天器用支架复合材料轻量化研究[J].复合材料学报，2016，33(5)：1020-1025.

[15] 李伟杰，刘峰，董彦芝，等.再入航天器防热层/金属结构热匹配评价方法研究[J].航天器工程，2013，22(3)：113-118.

[16] 盛聪，柴洪友，高峰，等.一种梁板复合结构的设计[J].航天器工程.2009，18(2)：62-67.

[17] 赵臻璐，陈维强，张玉生，等.BHM3 碳纤维及其氰酸酯基复合材料耐原子氧侵蚀性能[J].宇航学报，2016，37(5)：625-630.

[18] 冷劲松，兰鑫，刘彦菊，等.形状记忆聚合物复合材料及其在空间可展开结构中的应用[J].宇航学报，2010，31(4)：950-956.

[19] 王晓宇，从强，林秀娟，等.压电纤维复合物驱动应变性能的模拟和优化[J].中国有色金属学报，2015，25(11)：3113-3118.

[20] SHI W J，HU W P，ZHANG M，et al. A damage mechanics model for fatigue life prediction of fiber reinforced polymer composite lamina [J]. Acta Mechanica Solida Sinica，2011，24(5)：399-410.

[21] 陈祥宝，张宝艳，邢丽英.先进树脂基复合材料技术发展及应用现状[J].中国材料进展，2009，28(6)：2-12.

[22] 沈军，谢怀勤.先进复合材料在航空航天领域的研发与应用[J].材料科学与工艺，2008，16(5)：737-740.

[23] 杜善义，冷劲松，王殿富.智能材料系统与结构[M].北京：科学出版社，2001.

[24] 孔清，樊桢，余立琼，等.高导热 C/C 复合材料的发展现状[J].宇航材料工艺，2014，44(1)：16-23.

[25] 邹军锋，李文静，刘斌，等.飞行器用热防护材料发展趋势[J].宇航材料工艺，2015，45(4)：10-15.