

文章编号 1674-2915(2011)03-0201-12

碳纤维复合材料在航天领域的应用

李威, 郭权锋

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:综述了碳纤维复合材料的应用现状和发展前景。首先,概述了碳纤维的分类和力学性能以及碳纤维复合材料的特性;重点介绍了碳纤维复合材料在国内外航天领域,特别是在卫星结构、运载火箭、精密支撑构件以及空间镜体等方面的应用情况。指出了目前碳纤维复合材料的主要问题是湿热效应。最后,结合我国国情,对碳纤维复合材料需要解决的问题提出了一些建设性的措施。

关键词:碳纤维复合材料;空间相机;湿热效应

中图分类号:V447; V25 **文献标识码:**A

Application of carbon fiber composites to cosmonautic fields

LI Wei, GUO Quan-feng

(*Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

Abstract: Applications and development of Carbon Fiber Composites(CFRPs) are overviewed in this paper. Firstly, the classification and mechanical properties of carbon fibers are described, and the characteristics of CFRPs are discussed. Then, the applications of CFRPs to cosmonautic fields at home and abroad are introduced, especially in satellite structures, carrier rockets, precision components and space mirrors. By taking some experiments for examples, it points out that the hydrothermal effect is main problem for CFRPs. Finally, some constructive ideas are put forward based on national conditions in the course of CFRP development.

Key words: carbon fiber composite materials; space camera; hydrothermal effect

收稿日期:2011-01-26;修订日期:2011-03-25

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 60507003)

1 引言

随着科技的发展和进步以及各国对空间光学遥感器的进一步需求,空间遥感器必然向高分辨率、长焦距、大口径、大视场、大体积而质量更轻的方向发展^[1],然而,发展质量更轻的空间光学遥感器,必须采用性能优异的轻质结构材料,碳纤维复合材料(CFRP)的应用是实现这一要求的最好途径之一。

CFRP 是以树脂为基体,碳纤维为增强体的复合材料^[2]。碳纤维具有碳材料的固有其本征特性,又有纺织纤维的柔软可加工性,是新一代军民两用的增强纤维。它优异的综合性能是任何单一材料无法与其比拟的,现在已经成为先进复合材料的主要增强纤维之一。

CFRP 是 20 世纪 60 年代中期崛起的一种新型结构材料,一经问世就显示了强大的生命力^[3,4]。当今,在众多的先进复合材料中,CFRP 在技术成熟度与应用范围方面的表现尤为突出,它所具有的高比强度和比模量、性能可设计和易

于整体成形等诸多优点,可以满足航天结构高结构效率的要求,易于得到尺寸稳定的结构。自从 CFRP 被广泛应用于军事、民用各个领域,尤其是航空航天领域后,其所展现出的优异特性使它已经成为一种不可或缺,同时又不可多得的多功能的特种工程材料。现在,CFRP 已经与铝合金、钛合金、合金钢一起成为航空、航天领域的四大结构材料^[5]。

2 碳纤维的分类和力学性能

按照原丝种类,碳纤维的原丝主要有 PAN 原丝、沥青纤维和粘胶丝。由这三大类原丝生产出的碳纤维分别叫做 PAN 基碳纤维、沥青基碳纤维和粘胶基碳纤维。其中,PAN 基碳纤维占据主流地位,产量占碳纤维总量的 90% 以上,粘胶基碳纤维还不足 1%。

航天用碳纤维的应用以高强、中模为主,高模也有少量应用。在各大碳纤维生产厂中,日本东丽公司^[6]的品种较多,性能较好。表 1 为其产品的力学性能。

表 1 碳纤维性能
Tab. 1 Properties of carbon fibers

纤维牌号	每束纤维根数	抗拉强度/MPa	抗拉模量/GPa	伸长率/%	线密度/(g·km ⁻¹)	密度/(g·cm ⁻³)
T300	1 000	3 530	230	1.5	66	1.76
T300J	3 000	4 210	230	1.8	198	1.78
T400H	3 000	4 410	250	1.8	198	1.8
T700S	12 000	4 900	230	2.1	200	1.8
T1000G	12 000	6 370	294	2.2	485	1.8
M35J	6 000	4 700	343	1.1	225	1.76
M40J	6 000	4 410	377	1.2	225	1.77
M46J	6 000	4 210	436	1.0	223	1.84
M50J	6 000	4 120	475	0.8	216	1.88
M55J	6 000	4 020	540	0.8	218	1.91
M60J	3 000	3 920	294	1.3	100	1.94
M30	1 000	3 920	294	1.3	56	1.7
M30S	18 000	5 490	294	1.9	745	1.73
M30G	18 000	5 100	294	1.7	745	1.73
M40	1 000	2 740	392	0.7	61	1.81
M50	1 000	2 450	490	0.5	60	1.91

3 CFRP 的特性

CFRP 属于各向异性材料,与金属材料相比,材料本身及其结构上都有其独特的特点:

(1) 密度小^[5]。CFRP 的密度与镁和钛基本相当,是其他几种金属材料密度的 0.20~0.57 倍(按碳纤维 M40JB 计算),一般来讲,采用 CFRP 作为结构件材料可使结构质量减轻 30%~40%。

(2) 比强度、比模量高^[6]。用比强度(材料的拉伸强度与密度之比)和比模量(弹性模量与密度之比)的比较,很好地说明了 CFRP 在轻质高强方面的优越性。CFRP 的轻质高强性能最为显著,其比强度比钢高 5 倍,比铝合金高 4 倍;比模量则是其它结构材料的 1.3~12.3 倍。若将这种性能优越的材料用在空间遥感器的结构构件中,必然会有助于解决许多传统材料无法解决的难题。

(3) 设计上的先进性^[7]。碳纤维增强复合材料是一种各向异性材料,表现出显著的各向异性,在沿纤维轴方向和垂直于纤维轴方向的电、磁、导热、比热、热膨胀系数以及力学性能等,都有明显的差别。CFRP 的各向异性给设计带来较多的可选择性。CFRP 的铺层取向可以在很宽的范围进行调整,由于铺层的各向异性特征,可通过选择合适的铺层方向和层数来满足强度、刚度和各种特殊要求,以获得满足使用要求、具有最佳性能质量比的复合材料结构,这为结构的优化设计开辟了巨大的发展空间,是各向同性材料所无法比拟的。

(4) 良好的抗疲劳特性。疲劳破坏是指材料在大小和方向随时间发生周期性变化的载荷(即交变载荷)作用下,产生裂纹和断裂的现象。在 CFRP 中存在着许许多多的碳纤维和树脂基体界面,这些大量的界面能够阻止裂纹的扩展,延迟疲劳破坏的发生。复合材料比金属材料的耐疲劳性能高很多。通常情况下金属材料疲劳强度极限为拉伸强度的 40%~50%,而碳纤维增强聚合物基复合材料的疲劳极限可以达到拉伸强度的 70%~80%,说明在长期交变载荷条件下工作时复合材料构件的寿命高于传统材料构件。

(5) 抗振性能好。受力结构的固有频率除和

结构几何形状和尺寸有关外,还和材料的比模量平方根成正比。根据特点(2)中对于比模量的分析可知,CFRP 具有较高的固有频率,同时复合材料基体纤维界面有较大的吸收振动能量的能力,因而材料的阻尼较高,这些特性都有利于提高复合材料结构的抗振性能。

(6) 高温性能好。铝合金在温度 400℃ 时,其弹性模量几乎下降到零,强度也显著下降。碳纤维-铝合金复合材料在 400℃ 高温下,强度和弹性模量基本无变化。有的 CFRP 具有很好的烧蚀性能。弹头和再入飞船可借助表面烧蚀材料保护自身并保持其内部温度正常。

(7) 破损安全性高。从力学的角度来看,CFRP 内部存在着的大量界面以及碳纤维本身承载的特点,使其成为典型的超静定体系。研究表明复合材料的破坏需经历基体损伤、开裂、界面脱粘、纤维断裂等一系列过程,使用过程中,碳纤维复合材料构件即使过载而造成少量纤维断裂,其载荷也会通过基体的传递分散到其它完好的纤维上去,使整个构件不会在短时期内丧失承载能力,表现出较高的结构破损安全性。

(8) 易于大面积整体成形。由于 CFRP 的树脂基体是高分子材料,虽然在 CFRP 的成形过程中,对其进行理论分析和机理预测比较困难,但是对于批量生产而言,当工艺流程文件确定后,CFRP 构件的制作比较简单。许多方法可被用于 CFRP 构件的成形,其中包括整体共固化成形,这种成形技术大大减少了零件和紧固件的数量,简化了生产工序,缩短了生产周期。例如,美国洛克希德·马丁公司试制的 JSF 战斗机的复合材料垂直安定面,复合材料的零件数目减少到 1 个,原先众多的钣金铆接件被取代,取消了 1 000 多个机械紧固件,既简化了工序,又节省了工时,使装配协调问题更简单,制造成本减少了 60%。此外,树脂基复合材料构件可采用拉拔、注射、缠绕、铺放技术进行,并容易实现成形自动化。

减轻结构重量对空间光学遥感器等航天仪器具有特殊重要的意义^[8,11]。CFRP 所具有的上述优异特性,若应用于航天结构,可比常规的金属结构减重 30% 左右,对减轻质量和可设计性而言是最具发展和应用潜力的先进材料。目前,CFRP

已经被广泛应用在国内外航天领域中^[12]。人们甚至将 CFRP 在航天结构上应用的规模视为衡量航天结构先进性的重要标志之一。

4 CFRP 在国外航天领域的应用

CFRP 在国外航天领域的应用主要体现在卫星结构、运载火箭、精密支撑结构件及光学镜体 4 大方面。

4.1 在卫星结构上的应用

(1) 卫星本体结构

由于 CFRP 具有较高的比强度、较大的比刚度和良好的抗疲劳性能等特性,适于用来制造卫星本体的结构。CFRP 在卫星本体上的应用主要包括卫星外壳、中心承力筒和各种仪器安装结构板等。

在法国电信一号通信卫星^[3]本体结构中,带有 4 条环形加强筋的中心承力筒是由 CFRP 制成的,它通过螺栓连接在由 CFRP 制成的仪器平台上。卫星的蒙皮是由 T300 CFRP 制成。由于 CFRP 的比模量高,在日本 JERS-1 地球资源卫星壳体内部的 $\phi 500$ mm 的推力筒、仪器支架、8 根支撑杆和分隔环都使用了 M40JB CFRP,此外,卫星的外壳、一些仪器的安装板均采用了碳纤维/环氧蜂窝夹层结构。

(2) 卫星能源系统—太阳电池阵结构

卫星在太空中工作所需要的电能是由太阳电池阵提供的,用电量较大。卫星发射时,大型太阳电池阵通常都是折叠的,在空中进行展开,面积较大,不能采用金属件制成。由于 CFRP 具有质量轻、比强度高、比刚度大以及线膨胀系数小的特点,因此,大型太阳电池阵通常采用 CFRP。由德国 MBB 公司研制出并已应用于轨道试验卫星的一种刚性太阳电池阵是由 CFRP 面板、薄壁方形梁和铝蜂窝胶结而成,面积为 11.4 m^2 。应用在国际通信卫星 V 号^[13]上的太阳能电池帆板的面积为 18.12 m^2 ,也采用了 CFRP,每个帆板的长为 7 m,宽为 1.7 m。德国 MBB 公司研制的另外一种太阳电池阵是半刚性的,其上面的方形桁架采用了 CFRP。

(3) 卫星通信系统—天线结构

天线是任何卫星都不可缺少的星载设备,它一般均安装于卫星外表面,当观察一颗卫星时,天线往往是最容易看到的部分,不同用途的卫星通常需要不同用途的天线,即便同一颗卫星,为了完成不同的功能要求,往往需要多种天线,如美国 ACTS^[14]卫星(如图 1 所示)上包含着各种用途的反射天线、接收天线、遥控天线和 C 波段全向天线等。

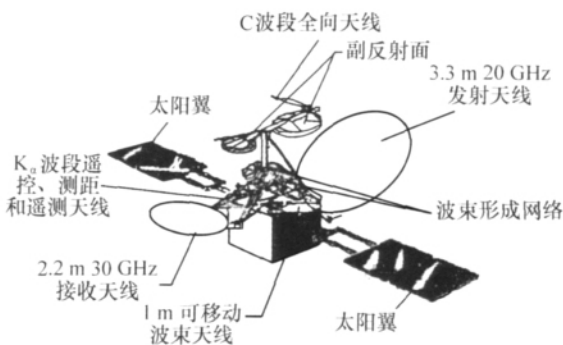


图 1 美国 ACTS 卫星

Fig. 1 Advanced communication technology satellite

卫星上安装的大型抛物面天线等强方向天线要求在温度急剧变化的空间环境中仍然能够保持稳定的外形,这就需要采用线膨胀系数极小的材料,即具有较好的热稳定性。由于 CFRP 的可设计性,可以通过选择碳纤维的单层铺设角、铺层比和铺层顺序来获得抛物面天线所要求的刚度、强度以及极小的线膨胀系数。大型抛物面天线一般采用高强度和高刚度的 CFRP 蜂窝夹层结构,能承受主动段的静、动力载荷,以及良好的微波反射特性等。

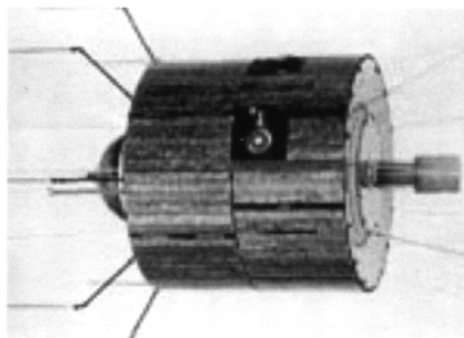


图 2 ATS 卫星

Fig. 2 Applications technology Satellite

国外在卫星结构中较早应用 CFRP 的是应用技术卫星(ATS-F)(如图 2 所示)上的天线支撑桁架。为了使天线支撑桁架具有较高的结构刚度和较低的线膨胀系数,采用了 8 根 CFRP 制成的 $\phi 66.3\text{ mm}$,长度为 4.4 m 的圆柱形支撑杆组成桁架结构。用 CFRP 制成的桁架在满足使用要求的前提下,比相同结构的铝合金桁架质量减轻约 50%^[8]。国外用 CFRP 制成的卫星天线见表 2。

表 2 国外其它卫星天线应用 CFRP 的情况
Tab.2 Application of CFRP in foreign satellite antennas

卫星名称	天线反射器内容	所用主要材料
美国国防气象卫星	精密天线反射器	Gy-70 石墨/环氧
ERS-4 卫星	大型可展开式天线	碳纤维/环氧
RCA 通信卫星	整体式单壳反射器	碳纤维/环氧、凯芙拉/环氧面板,蜂窝夹层结构
国际通信卫星 V	喇叭天线、抛物面天线、太阳电池阵基板	碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构
美国应用技术卫星 F 和 G 型	反射器桁架结构	Gy-70 石墨/环氧
德国 TV-SAT 直播卫星	高精度天线塔	碳纤维/环氧
欧洲海事通信卫星	抛物面天线	碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构
法国电信 1 号通信卫星	抛物面天线及支架	碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构
日本 ETS-6 地球同步轨道卫星	舱体、半刚性轻型太阳能帆板、天线塔	碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构
日本 JERS-1 地球资源卫星	反射器桁架结构	碳纤维/环氧面板蜂窝夹层结构

日本东丽公司近年来连续推出的 T800 和 T1000 等高强度纤维和 M40J、M50J、M55J 及 M60J 等高模量碳纤维,使 CFRP 在卫星上的应用正大量从次承力结构件转入主承力结构件。

4.2 在运载火箭方面的应用

在运载火箭方面,由于 CFRP 具有耐高温、比强度高和比模量高等力学特性,常被应用在火箭的排气锥体、发动机的盖、壳体、燃烧室、发动机喷管、喉衬、扩散段以及整流罩等部位。目前,运载火箭上所采用的 CFRP 件在质量上比铝合金构件节省约 10% ~ 25%。

美国空军实验室 1997 年在国家导弹防御系统试验项目(BMDO CEP)支持下,成功设计并制造了以 CFRP 为加强筋的 AGS 整流罩^[3](如图 3 所示),重量仅 37 kg,同类型铝合金防护罩重 97 kg,运用纤维缠绕技术实现了自动化生产,工艺周期缩短 88%,比同类型蜂窝夹层结构制造复合材料整流罩减重 40%,成本降低 20%。

美国、日本、法国的固体发动机壳体主要采用 CFRP,如美国三叉戟-2 导弹^[3]、战斧式巡航导

弹、大力神-4 火箭、法国的阿里安娜 2 型火箭(如图 4 所示)、日本的 M-5 火箭等发动机壳体,其中使用量最大的是美国赫克里斯公司生产的抗拉强度为 5.3 GPa 的 IM-7 碳纤维,性能最高的是日本东丽公司生产的 T800 碳纤维,抗拉强度为 5.65 GPa,杨氏模量为 300 GPa。

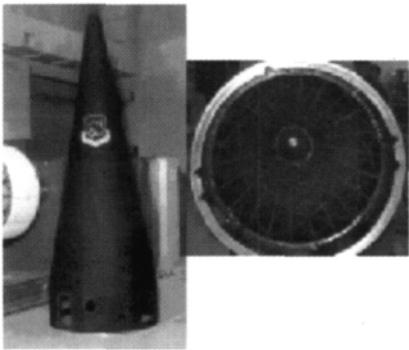


图 3 CEP 火箭有效载荷整流罩
Fig.3 Payload fairing of CEP launch rocket



图 4 法国的阿丽亚娜火箭
Fig. 4 Ariane rocket from French

4.3 在精密支撑构件上的应用

随着空间技术的发展和轻质复合材料的牵引,CFRP 作为结构件逐步应用于空间光学遥感仪器结构中,尤其应用在支撑各光学元件的精密结构件中,且有逐步增长的趋势。

美国 NASA 的哈勃空间望远镜中有一台叫作 FOC(FAINT OBJECT CAMERA) ^[4] 的相机(如图 5所示)。这是一台包括滤光镜、折叠镜、光屏以及检测器等多个通道的复杂光学系统的微弱目标相机。这些光学元件都安装在由高模量碳纤维/环氧复合材料制成的光学平台上。这个光学平台的纵向线膨胀系数为 $0 \pm 0.2 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$, 横向线膨胀系数为 $-0.3 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$, 在复杂的空间环境条件下都具有非常好的尺寸稳定性,可以观测到 27 等星。

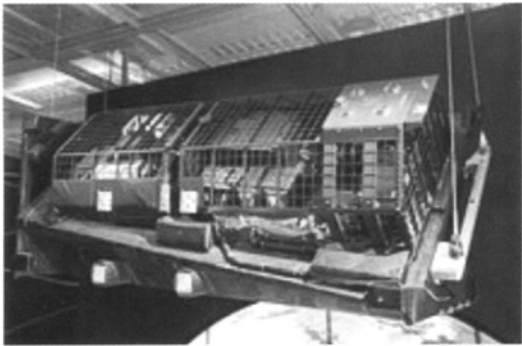


图 5 美国的 FOC 相机
Fig. 5 American faint object camera

美国哈勃空间望远镜的主支撑结构采用了



图 6 哈勃望远镜碳纤维桁架式支撑结构
Fig. 6 CFRP truss structure on Hubble space telescope

CFRP 制成的精密桁架结构(如图 6 所示)。采用桁架设计是为了使主镜和次镜能够达到间隔漂移 $3 \mu\text{m}$, 偏心 $10 \mu\text{m}$, 倾斜 $2''$ 的对准精度 ^[7]。该桁架结构由 3 个直径为 2.4 m 、横截面为“工”字形的支撑环和 48 根 2.13 m 长的支撑杆构成,这些构件都有严格的线膨胀系数要求,48 根支撑杆的线膨胀系数为 $0.025 \pm 0.035 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{F}$, 3 个支撑环的线膨胀系数为 $0.25 \pm 0.15 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{F}$ 。每根支撑杆的结构都是由两种碳纤维组成的多层复合材料,T50 纤维(2 层)平行于支撑杆的纵轴放置,而 T300 纤维(1 层)与该轴呈 $\pm 59^{\circ}$ 放置。3 个支撑环设计成网状结构,由 3 层 T300/934 纤维组成,每一层厚 0.33 mm 。支撑环的盖是多层复合



图 7 国际紫外线探测卫星
Fig. 7 International UV explorer satellite

材料,由 2 层 0° 铺层的 T50 纤维和 1 层 $\pm 40^{\circ}$ 铺层的 T300 纤维构成。通过分析和测试证明,该

CFRP 桁架结构可以达到工作环境下高稳定性的要求。

在“国际紫外线探测卫星”(如图 7 所示)上,为了保证卫星的探测效果,经过详细的计算,要求卫星本体的轴向膨胀 $< 2\text{ }\mu\text{m}$ 。常用的一些金属材料不能达到这个指标要求,因此,通过铺层设计采用了 16 根由碳纤维/环氧复合材料制成的桁架结构来支撑光学元件,不受空间温度变化的影响。

4.4 在空间光学镜体上的应用

为了满足空间光学传感器中光学系统的高分辨率、小体积、轻质量的要求,CFRP 不仅大量应用在精密支撑构件上,而且正在向精度和稳定性很高的空间光学镜体上发展。

美国复合材料光学制造公司(Composite Optics, Inc., cot) 从 20 世纪 80 年代开始研究发展 CFRP 镜面成型技术^[18]。1995 ~ 1996 年间,研制出了 5 种小型的镜面,有平面型和球面型的,制造精度在 $1\sim 2\text{ }\mu\text{m RMS}$ 之间^[19]。

20 世纪 80 年代,欧洲空间局开展了 XMM 研究,采用了高模量碳纤维/环氧复合材料制造镜面,并获得了初期成功^[20]。20 世纪 90 年代后期,为了降低空间天文望远镜的质量,提高望远镜的动力学特性,NASA 戈达德宇航中心采用 M55J/EX1515 碳/氰酸酯复合材料,应用离子束抛光等技术获得了 $\phi 420\text{ mm}$ 、表面粗糙度 $< 1\text{ nm}$ 、面密

度 $< 2\text{ }000\text{ g/m}^2$ 的镜面^[21~23],对空间天文望远镜有极为重要的意义。

目前,采用 CFRP 所制造的镜面精度已能达到红外的精度,具有可见光精度的光学镜体还没有研制出来,相信随着未来碳纤维和树脂基体的进一步开发,采用特殊的光学加工技术,大口径、高精度的可见光甚至是紫外的空间光学镜体会研制成功,并且应用于空间光学传感器中。

5 CFRP 在国内航天领域的应用

我国在航天领域对 CFRP 结构的研究始于 70 年代,自从 1984 年我国东方红 1 号卫星上首次使用碳纤维/环氧复合材料以后,CFRP 在我国卫星的构件、大型运载火箭以及空间相机上获得了广泛的应用。

5.1 在国产卫星上的应用

目前,在我国自行研制的卫星结构中,大量采用 CFRP 结构。因为卫星结构纯属有效载荷,减重的经济效益很大,又因其空间环境恶劣,要求卫星结构的尺寸和性能稳定、变形一致,所以在卫星的主体骨架结构、外壳结构、太阳能电池板组件、桁架结构、天线结构、仪器安装板和支架结构等都在不断扩大使用 CFRP。CFRP 在国内卫星的应用情况见表 3。

表 3 国内卫星应用 CFRP 的构件
Tab.3 Application of CFRP to satellite at home

结构件名称	最大件尺寸/mm	产品结构要素
波纹承力筒	高: 1 983, 锥段大端内径: 1 162	碳纤维波纹筒、对接框、环框、纵桁组成
夹层结构板	1 668 × 158; 1 250 × 1 985	碳纤维面板、铝蜂窝芯子
太阳电池阵基板	1 755 × 2 581	碳纤维网格面板、铝蜂窝芯子
连接架	2 581 × 750; 2 581 × 810	碳纤维方管、钛合金接头
支架	950 × 2 030	碳纤维型材、铝合金接头
消旋支架	高: 580, 大端外径: 887	8 根碳纤维管(长 652)、铝合金接头
电池梁	“工”字型, 750 × 54 × 44	碳纤维和钛合金混杂结构
喇叭天线	高约 280, 大端直径约 250	CFRP 本体, 镀铜、金等
支撑筒	高约 300, 大端直径约 140	CFRP、双锥两端法兰

5.2 在大型运载火箭上的应用

近 10 多年来,我国已经在多种型号的大型运载火箭,特别是上面级结构中广泛采用 CFRP,有

效地减轻了上面级结构质量,对提高运载火箭发射有效载荷的能力具有十分明显的效果。CFRP 在大型运载火箭的应用大致经历了由 70 年代的

简单零部件,次承力件转化到 80 年代以来大型部 中的具体应用实例见表 4。
段复杂结构,主承力结构件。CFRP 在运载火箭

表 4 CFRP 在我国运载火箭上的应用
Tab. 4 Application of CFRP to carrier rocket at home

名称	结构要素	应用
卫星接口支架	碳纤维蒙皮、桁条、对接框、弹簧支架、开口加强的卫星支架	CZ-2E 火箭
	碳纤维蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构卫星支架 (1 700 mm×1 200 mm×700 mm)	CZ-3 火箭
加筋壳	碳纤维蒙皮、桁条、环框、对接框、开口加强的加筋结构	火箭结构
梁	碳纤维“工”形截面整体成型 碳纤维“□”形截面整体成型	火箭结构 仪器舱结构
“K”形梁	碳纤维工字型截面梁、构成组合梁,形成外圆直径 3 000 mm	仪器舱结构
环向加强框	碳纤维帽形加强框,各类直径均可实现	箭体加筋壳结构
碳纤维筒	质量:约 1 000 kg	被采用
整流罩	碳纤维蒙皮、铝蜂窝芯子构成的夹层结构。 直径达到 4.2 m,长达 11 m	CZ-3 火箭 CZ-2E 火箭等
有效载荷支架	碳纤维蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构,上端 $\varphi 2\ 700\text{ mm}$, 下端 $\varphi 3\ 240\text{ mm}$,高 550 mm	CZ-2C/FP 支承有效载荷
“井”字梁	由 4 根变截面“工”字型梁整体成型而成,形成外圆 $\varphi 2\ 700\text{ mm}$	CZ-2C/FP 分配

5.3 在空间相机结构件上的应用

CFRP 应用在我国自行研制的空间相机上始于 20 世纪末 21 世纪初,最初只是应用在对强度要求较高的结构件中,如空间相机遮光罩(如图 8



图 8 空间相机遮光罩
Fig. 8 Lens hood of space camera

所示)、光阑板、空间相机支架(如图 9 所示)等,所用的 CFRP 的型号为 T300 或 T700。基于 CFRP 的可设计性,自 2003 年以来,高模量的 CFRP 逐步应用于空间相机的精密支撑结构件中,尤其是在对刚度要求较高、线膨胀系数要求极为严格的连接在光学元件之间的精密支撑结构件

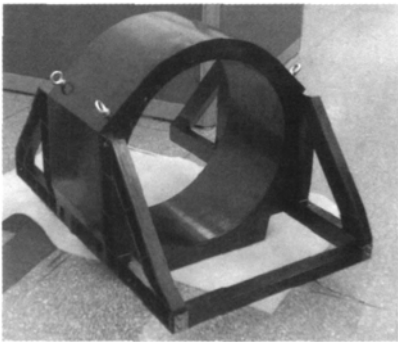


图 9 空间相机支架
Fig. 9 Bracket of space camera

的应用越来越广泛,且有逐步增长的趋势。如在某空间相机中连接在各光学元件之间的“零”膨胀系数支撑杆(如图 10 所示),所用的 CFRP 型号为 M40JB。我国在近年发射的某卫星中搭载的高分辨率空间相机,构成该相机光学系统的主镜、次镜、第三反射镜及折叠镜都安置在由 M40JB CFRP 制成的相机框架(如图 11 所示)上,该相机框架具有较高的尺寸稳定性,能够保证相机在轨获得清晰的图像,这是我国首次在航天领域使用 CFRP 作为高精度光学元件的精密支撑结构件并

获得成功。

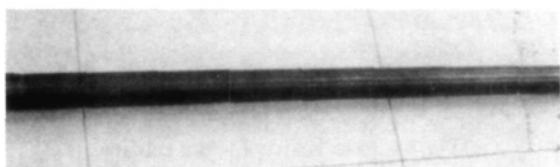


图10 “零”膨胀系数支撑杆

Fig. 10 Pole with “0” thermal expansion coefficient

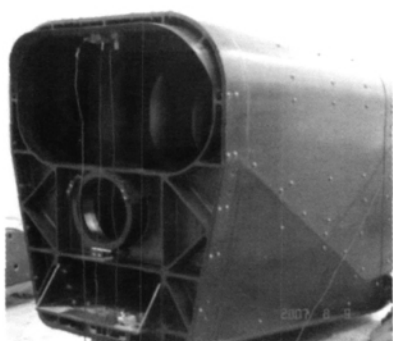


图11 空间相机精密框架

Fig. 11 Precision frame of space camera

5.4 在空间光学镜体上的研究进展

文献 [20] 指出,2001 年,天文光学技术研究正与南京航空航天大学协作,共同开展 CFRP 用于光学镜面的课题研究,预计不久的将来可以研制出用 CFRP 制成的光学镜面。

6 CFRP 的湿热效应

CFRP 在大气中存储和使用时,水分与温度的作用会使 CFRP 的力学性能明显下降。CFRP 的基体是树脂,树脂吸湿后会引引起体积膨胀,不仅会产生湿热变形与应力,同时还会降低材料本身的刚度和强度 [24]。吸湿后的 CFRP 在真空中一段时间后会产生产放气现象,引起材料本身尺寸和质量的变化。

为了验证 CFRP 在湿热条件下的尺寸稳定性,作者对由 M40JB 碳纤维/环氧体系制成的某空间相机主镜间精密支撑连接筒做了严酷的湿热试验。为了更加全面地了解 CFRP 连接筒对湿

热环境的适应性,将湿热试验分为两个阶段,即按地面机载电子设备的湿热条件和按航天设备的湿热条件分别进行,先按照地面、机载电子设备的试验条件进行 5 个循环的湿热试验(1 个循环为 24 h),然后按照航天设备的湿热条件进行 10 个循环的湿热试验(1 个循环为 12 h)。图 12 为 CFRP 连接筒在湿热箱中准备做试验的照片。



图12 CFRP 连接筒湿热试验

Fig. 12 Moist heat experiment of CFRP connecting cylinder

湿热试验后采用光学测量方法来测量连接筒两个端面的相对角度变化量。经过光学测试,湿热试验后连接筒两个端面的角度变化量为 $18''$,超出了要求的 $10''$ 的精度。通过严酷的湿热试验,证明了 CFRP 对湿热有较大的敏感性。

1984 年 4 月,NASA 提供的长期暴露试验装置在近地轨道环境下暴露了 5 年零 9 个月。对搭载的 CFRP 试样空间暴露后的力学性能分析表明,断裂韧性明显下降,对弹性模量的影响也很大,拉伸、弯曲和层剪强度都有不同程度的降低。表面分析表明,近地轨道暴露使环氧树脂基体和碳增强纤维发生了侵蚀。空间暴露后试样发生了明显的质量损失,同时有析气现象发生,使试样的尺寸发生了很大变化 [25~29]。

目前,国内外许多业内人士对 CFRP 的湿热效应做了大量深入的研究,一些对湿热不敏感的树脂基体相继涌现,使 CFRP 对空间复杂环境的适应性逐步增强,质量损失和尺寸变化越来越小,为 CFRP 更加广泛地应用于高精密的航天仪器提供了有力保障。

7 建设性措施

(1) 目前,我国国产的 CFRP 的性能、质量、价格以及供货能力等方面还远远不能满足国防、航空航天以及民用领域的需求^[30~31],尤其在航天领域大多使用国外进口的高性能纤维。为了改变我国在高性能 CFRP 方面长期依赖进口的局面,应该重点研制出满足空间领域条件特殊需要的碳纤维。

(2) 在研究 CFRP 力学性能的同时,对 CFRP 的湿热效应做进一步的研究,使湿热效应对复合材料结构件的力学性能影响降到最小。加强长时间空间环境对 CFRP 性能影响的研究工作。

(3) 注意国外新发展的 CFRP 的新内容、新技术和新理论。选择一些有条件、有基础的单位,深入地进行研究。

(4) 加强有关复合材料的教育工作,培养高水平人才,注意拓宽他们的学术知识面,因为复合

材料的学术内涵是综合性和多学科性的。

8 结束语

CFRP 作为先进复合材料的首选已经广泛应用于航空航天等领域,而且需求不断增长,发展前景看好。CFRP 应用的多少已成为衡量一个国家在航天领域发展水平的重要标志之一。随着科学技术的不断进步,碳纤维的产量将不断增大,质量逐渐提高,生产成本稳步下降,各种性能优异的 CFRP 将会越来越多地出现在航天领域中。航天遥感仪器的先进性标志之一是结构的先进性,CFRP 是实现结构先进性的重要物质基础。我国在航天领域对 CFRP 的需求会不断增大,却面临着国外技术的封锁和我国技术储备的不足。因此,必须坚持自主创新,在碳纤维复合材料的制造、设计、性能测试等方面有新的突破,为我国空间事业的发展做出更大的贡献。

参考文献:

- [1] 刘磊,高明辉. 空间大口径望远镜可展开式反射镜单元镜支撑技术 [J]. 光学 精密工程,2005,13(3):127-134.
LIU L,GAO M H. Support technique of deployable unit mirror in space large aperture telescope [J]. Opt. Precision Eng., 2005,13(3):127-134. (in Chinese)
- [2] 张骏华,盛祖铭,孙继同. 复合材料结构设计指南 [M]. 北京:北京宇航出版社有限公司,1999.
ZHANG J H,SHENG Z M,SUN J T. Design Guide of Composites Constructure [M]. Beijing: Beijing Yuhang Publishing Company,1999. (in Chinese)
- [3] 中国航空研究院. 复合材料结构设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社,2001.
Chinese Aviation Academe. Design Handbook of Composites Constructure [M]. Beijing: Aviation Industry Press,2001. (in Chinese)
- [4] 李威,刘宏伟. 空间光学传感器中碳纤维复合材料精密支承构件的结构稳定性 [J]. 光学 精密工程,2008,16(11):2173-2179.
LI W,LIU H W. Structure stability of precision component made of carbon fiber composite in space optical remote sensor [J]. Opt. Precision Eng.,2008,16(11):2173-2179. (in Chinese)
- [5] 陈绍杰. 复合材料设计手册 [M]. 北京:航空工业出版社,1990.
CHEN S J. Design Handbook of Composite Material [M]. Beijing: Aviation Industry Press,1990. (in Chinese)
- [6] 赵稼祥. 东丽公司碳纤维及其复合材料的进展 [J]. 高科技纤维与应用,2000(6):53-56.
ZHAO J X. The progress in carbon fibers and composite materials in toray [J]. Hi-tech Fiber Appl.,2000(6):53-56. (in Chinese)
- [7] 丁亚林,田海英,刘立国,等. 一种提高碳纤维复合材料框架结构应用性能的结构技术 [J]. 光学 精密工程,2003,11(3):287-290.
DING Y L,TIAN H Y,LIU L G,et al.. Use of pre-embedded parts to improve the performance of carbon fiber framework [J]. Opt. Precision Eng.,2003,11(3):287-290. (in Chinese)

- [8] 田海英,关志军,丁亚林,等. 碳纤维复合材料应用于航天光学遥感器遮光镜筒 [J]. 光学技术,2003,29(6):704-706.
TIAN H Y, GUAN ZH J, DING Y L, *et al.*. Carbon fiber composite material used in space optical instrument [J]. *Opt. Technique*, 2003, 29(6): 704-706. (in Chinese)
- [9] 沃西源. 国外先进复合材料发展及其在卫星结构中的应用 [J]. 航天返回与遥感, 1994, 15(3): 53-62.
WO X Y. Applications of advanced composites in foreign space structure [J]. *Spacecraft Recovery Remote Sensing*, 1994, 15(3): 53-62. (in Chinese)
- [10] 常军,翁志成. 宽覆盖、离轴空间相机光学系统的设计 [J]. 光学精密工程, 2003, 11(1): 55-57.
CHANG J, WENG ZH CH. Design of optical system in wide cover, abaxial space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 11(1): 55-57. (in Chinese)
- [11] 李威,刘宏伟,郭权锋,等. 空间相机主次镜间的薄壁筒和支杆组合支撑结构 [J]. 光学精密工程, 2010, 18(12): 2633-2641.
LI W, LIU H W, GUO Q F, *et al.*. Combined supporting structure of thin wall joint cylinder and supporting bar between primary mirror and second mirror in space camera [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(12): 2633-2641. (in Chinese)
- [12] 林再文,刘永琪,梁岩,等. 碳纤维增强复合材料在空间光学结构中的应用 [J]. 光学精密工程, 2007, 15(8): 1181-1185.
LIN Z W, LIU Y Q, LIANG Y, *et al.*. Application of carbon fiber reinforced composite to space optical structure [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8): 1181-1185. (in Chinese)
- [13] 张晓虎,孟宇,张炜. 碳纤维增强复合材料技术发展现状及趋势 [J]. 纤维复合材料, 2004(1): 50-53.
ZHANG X H, MENG Y, ZHANG W. The state of the art and trend of carbon fiber reinforced composites [J]. *Fiber Composites*, 2004(1): 50-53. (in Chinese)
- [14] 房海军,涂彬. 碳纤维复合材料卫星天线反射面型面精度稳定性分析 [J]. 航天返回与遥感, 2007, 28(1): 67-71.
FANG H J, TU B. Stability analysis of CFRP reflecting surface in satellite antenna [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2007, 28(1): 67-71. (in Chinese)
- [15] 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.
DU SH Y. Advanced composite materials and aerospace engineering [J]. *Acta Materiae Composite Sinica*, 2007, 24(1): 1-12. (in Chinese)
- [16] LYON R G, DORBAND J E, HOLLIS J M. Hubble space telescope faint object camera calculated point-spread function [J]. *Appl. Optics*, 1997, 36(8): 1752-1765.
- [17] YODER Jr P R. *Opto-Mechanical Systems Design* [M]. 3rd ed. [S·1·]: Taylor & Francis Group, 2008: 706-710.
- [18] 盛磊. 用碳纤维复合材料制造轻型空间光学镜面 [J]. 航天返回与遥感, 2003, 24(1): 52-56.
SHENG L. Lightweight space mirrors from carbon fiber composites [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2003, 24(1): 52-56. (in Chinese)
- [19] ROMEO R C. CFRP composites for optics and structures in telescope applications [J]. *SPIE*, 1995, 2543: 154-161.
- [20] 郝伟娜,姚正秋,陈汉良. 碳纤维复合材料用于光学镜面 [J]. 光学技术, 2001, 27(6): 505-506.
HAO W N, YAO ZH Q, CHEN H L. Carbon fiber composite material used in optical mirror [J]. *Opt. Technique*, 2001, 27(6): 505-506. (in Chinese)
- [21] CONNELL S J, Abdel Abusafieh. Lightweight space mirrors from carbon fiber composites [J]. *SAMPE J.*, 2002, 38(4): .
- [22] 贾承德,玄秀兰,贺福. 碳纤维轻体光学反射镜镜体的试制 [J]. 新型炭材料, 2000, 15(1): 12-17.
JIA CH D, XUAN X L, HE F. Manufacture of the light CF reinforced mirror for optical reflection [J]. *New Carbon Mater.*, 2000, 15(1): 12-17. (in Chinese)
- [23] VINSION J R. *The Behavior of Sandwich Structure of Isotropic and Composite Materials* [M]. Boca Raton: CRC Press, 1999.
- [24] 姜利祥,何世禹,杨士勤,等. 碳(石墨)/环氧复合材料及其在航天器上应用研究进展 [J]. 材料工程, 2001(9): 39-

46.

JIANG L X, HE SH Y, YANG SH Q, *et al.*. Application of carbon(graphite) fiber/epoxy composites in the spacecraft and the research on their behaviors [J]. *Mate. Eng.*, 2001(9) : 39-46. (in Chinese)

[25] SHARON K R, PHILLIP E P, JOYCE A B. Evaluation of atomic oxygen resistant protective coatings for fiberglass-epoxy compo sites in LEO, PB 89-21100 [R]. NASA, 1989.

[26] BLAND A S, GARY H P. Preliminary findings of the LDEF materials special investigation group, PB 92-24807 [R]. NASA, 1992.

[27] BOURASSA R J, GILLIS J R, ROUSSLANG K W. Atomic oxygen and ultraviolet radiation mission total exposures for LDEF experiments, PB 92-24808 [R]. NASA, 1992.

[28] BOR Z J, BIANCHI J, LIU Y M, *et al.* Space environmental effects on polymer compo sites: research needs and opportunities, PB 94-31035 [R]. NASA, 1994.

[29] HOLLY G, JAMES P W. Surface characterization of LDEF carbon fiber/polymer matrix composites, PB 95-23900 [R]. NASA, 1995.

[30] 陈绍杰. 先进复合材料的现状和趋势 [J]. *高科技纤维与应用*, 2001, 26(6) : 1-5.

CHEN SH J. Current situation and trend of advanced composite materials [J]. *Hi-Tech Fiber & Appl.*, 2001, 26(6) : 1-5. (in Chinese)

[31] 陈祥宝. 先进树脂基复合材料研究进展 [J]. *航空工程与维修*, 2001(3) : 14-16.

CHEN X B. Development of the advanced polymer matrix composite [J]. *Aviation Maintenance & Eng.*, 2001(3) : 14-16. (in Chinese)

作者简介:李 威(1970 —), 男, 吉林长春人, 博士, 研究员, 主要从事空间光学遥感器的总体设计、结构设计及分析等方面的研究。E-mail: leew2006@ciomp. ac. cn

郭权锋(1979 —), 男, 河南禹州人, 博士研究生, 助理研究员, 主要从事空间相机光机结构方面的研究。

E-mail: viking2000@sohu. com