

文章编号 1004-924X(2007)08-1181-05

# 碳纤维增强复合材料在空间光学结构中的应用

林再文,刘永琪,梁岩,董鹏,王明寅,李晓丹

(哈尔滨玻璃钢研究院,黑龙江 哈尔滨 150036)

**摘要:**测试了碳纤维/环氧复合材料的力学性能,设计并测试了热膨胀系数,然后测试了空间辐射后的材料性能,并研究了在空间光学结构中应用碳纤维/环氧复合材料制品的工艺方法。研究表明:碳纤维/环氧复合材料具有高的比强度和比刚度,较铝合金结构可以减重 30% 以上;碳纤维/环氧复合材料的热膨胀系数可以根据需要进行设计,在需要的方向上可以设计成“零”或负的热膨胀系数;在空间辐射条件下,碳纤维/环氧复合材料性能良好,其总质量损失为 0.15%、可挥发的冷凝物质为  $7.66 \times 10^{-5}$  g/g、24 h 水汽回吸率为 0.12%。结果表明,碳纤维/环氧复合材料具有优良的性能指标,在空间光学结构中有广泛的应用。

**关键词:**碳纤维/环氧;复合材料;空间结构

**中图分类号:**V447.3;V257.13 **文献标识码:**A

## Application of carbon fibre reinforced composite to space optical structure

LIN Zai-wen, LIU Yong-qi, LIANG Yan, DONG Peng, WANG Ming-yin, LI Xiao-dan

(Harbin FRP Institute, Harbin 150036, China)

**Abstract:** The mechanical properties of carbon/epoxy composites and their Coefficient of Thermal Expansion(CTE) were tested and the material property after radiation in space was tested. Finally, a processing method of carbon/epoxy composites in the application of space optical structure was studied. The research results show that the weight of optical structure made from carbon/epoxy composite with high specific strength and stiffness can be reduced more 30% than that of aluminum alloy. The CTE of carbon/epoxy composites can be designed as “zero” or “negative” in a certain direction according to requirement. Carbon/epoxy composites have excellent performances under the condition of radiation in space, so that they have a wide application in space optical structure. The experiments give several conclusions, which is Total Mass Loss(TML) of 0.15%, Collected Volatile Condensable Materials(CVCM) of  $7.66 \times 10^{-5}$  g/g, and Water Vapor Regained(WVR) of 0.12%.

**Key words:** carbon/epoxy; composite; space structure

## 1 引言

碳纤维/环氧复合材料在国外空间结构上应用极为广泛,1972年美国福特宇航通信公司率先为“海盗号”火星轨道飞行器研制成碳纤维/环氧复合材料蜂窝夹层结构天线反射器,随后在国际通信卫星、法国电信 I 号卫星、阿拉伯通信卫星以及瑞典的通信卫星的主承力结构中开始广泛使用碳纤维/环氧复合材料夹层壳、加筋壳、方形构架等新型结构形式。采用碳纤维/环氧复合材料,可以显著地提高卫星结构的技术性能。例如德国的直播卫星(TV-SAT)和法国的直播卫星空间网架结构由于采用碳纤维/环氧复合材料,显著提高了天线精度,降低了结构随空间温度变化产生的变形,取得了显著的效果<sup>[1]</sup>。随着空间技术的发展和轻质复合材料的需求,碳纤维/环氧复合材料作为结构件逐步用于空间遥感仪器结构中,且有逐步增长的趋势<sup>[2]</sup>。为满足空间相机的光学系统的高分辨率、大视场、小体积、轻质量的要求<sup>[3]</sup>,并实现小卫星为平台的遥感器设计的小型化、轻型化、低功耗的目标<sup>[4]</sup>,国外用碳纤维/环氧复合材料研制空间光学镜体,使其结构更轻,尺寸稳定性更高<sup>[5]</sup>。

近些年,随着我国科学技术的发展,空间结构对工程材料的性能要求也越来越高,除要求材料具有轻质、高强的性能外,还有很多其他的性能指标要求。如要求材料在一定温度场内热变形达到最小或趋于零,使结构在恶劣的空间热环境条件下严格保持尺寸稳定性等。碳纤维/环氧复合材料以其优越的高比强度、高比刚度、透波性、电绝缘或导电性、抗冲击、高阻尼特性、零或负热膨胀系数、尺寸稳定性、抗疲劳等优点越来越多地被空间结构所采用。空间光学结构如光学平台、精密仪器支撑结构件、太空望远镜支架、碳纤维轻体光学反射镜镜体等陆续开始采用碳纤维/环氧复合材料<sup>[6]</sup>。碳纤维/环氧复合材料的密度只有  $1.5 \sim 1.6 \text{ g/cm}^3$ ,是钢的  $1/5$ 。通常情况下,采用碳纤维/环氧复合材料可以比铝合金结构减重  $30\%$  以上,与钛合金相比,结构质量轻、热膨胀系数小,与殷钢材料相比,质量可以减轻  $50\%$  以上。

## 2 基础研究

碳纤维/环氧复合材料的性能由作为增强材料的碳纤维和作为基体材料的环氧树脂确定,也就是说材料性能不仅仅取决于增强材料纤维,树脂基体也起了非常关键的作用。因此,在确定增强材料的同时要选择适当的树脂体系,研制满足要求的树脂配方。一方面,作为空间结构,通常对结构的刚度要求很高,所以广泛选用具有高模量的碳纤维做增强材料,同时由于碳纤维本身具有负的热膨胀系数,因此由碳纤维作为增强材料的复合材料可以设计成接近于“零”或负的热膨胀系数。为了使研究成果更具普遍性,本文中增强材料选用了占有国际高性能碳纤维市场  $35\%$  份额的日本东丽公司生产的碳纤维<sup>[7]</sup>,表 1 给出了该公司生产的碳纤维两种常用的性能,一种是高强度,另一种是高模量。另一方面,作为空间结构,复合材料的基体材料通常选用高性能的环氧树脂体系,要求具有耐高低温、高强度、高模量的特性。为了给设计提供更准确的设计参数,本文研究并测试了 T700/TDE-85 复合材料的材料性能,表 2 给出了实测的复合材料单向板性能。

表 1 碳纤维性能

Tab. 1 Properties of carbon fibre

型号	强度 (MPa)	模量 (GPa)	延伸率 (%)	密度 ( $\text{g/cm}^3$ )	热膨胀系数 ( $\times 10^{-6}/\text{C}$ )
T700	5 000	235	2.1	1.78	-0.74
M40JB	4 500	384	1.2	1.78	-1.23

表 2 碳纤维/环氧复合材料单向板性能

Tab. 2 Lamina properties of carbon/epoxy composites

项 目	T700/TDE-85	M40JB/TDE-85
0°拉伸强度(MPa)	2 100	1 705
0°拉伸模量(GPa)	146	235
90°拉伸强度(MPa)	24	20
90°拉伸模量(GPa)	11.6	9.3
0°压缩强度(MPa)	1 050	960
0°压缩模量(GPa)	110	195
90°压缩强度(MPa)	132	95
90°压缩模量(GPa)	9.2	7.7
层间剪切强度(MPa)	75	66
密度( $\text{g/cm}^3$ )	1.57	1.57
纤维体积含量(%)	60	60

## 2.1 热膨胀系数的设计

碳纤维/环氧复合材料除了具有高比强度、高比模量等显著优点外,一个突出优点就是可以设计成接近于“零”或负的热膨胀系数。而这是空间光学结构,尤其是用于光学精密仪器上的空间结构件所要求的关键技术指标,例如和主镜直接接触的支撑材料就要求其线胀系数应与所选主镜材料的线胀系数良好匹配<sup>[8]</sup>。这就使碳纤维/环氧复合材料在不同热环境温度下具有良好的尺寸稳定性。文献[9]给出了复合材料热膨胀系数计算公式,根据该公式本文设计了某种轴向模量183 GPa、热膨胀系数 $-0.8 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  (25 $^{\circ}\text{C}$ )的碳纤维/环氧复合材料杆件。为了验证设计的准确性,对杆件的轴向模量和热膨胀系数进行了实测,实测值为轴向模量181.6 GPa,热膨胀系数 $-0.788 \times 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$  (25 $^{\circ}\text{C}$ )。对比实测值和计算值可以看出,计算值是准确的。

## 2.2 空间辐射后的性能研究与测试

用于空间结构的材料必须满足空间环境的要求,空间环境包含的内容很多,本文只对碳纤维/环氧复合材料空间辐射后的力学性能变化和污染参数进行研究和测试。

对于碳纤维/环氧复合材料的空间污染参数,碳纤维是稳定的相,大多数情况下,环氧树脂是对环境敏感的相,在空间会出现真空出气,同时伴有冷凝物质挥发,出现质量损失。不同的使用情况有不同的技术要求,比如欧洲空间环境要求总质量损失(TML) $<1\%$ ,可凝挥发物(CVCM)则应低于总质量的0.1%。但这不是材料能否使用的绝对界限,材料能否使用还要根据具体情况确定。总的来说,高性能环氧树脂及其复合材料可以满足空间使用要求。表3给出了T700/TDE-85环氧体系复合材料在空间辐射前后的力学性能和污染参数。应该指出的是该数据是在试验件没有进

行任何处理的情况下测得的,如果试验件经过一定的工艺后处理,测试结果会有很大改进。从表3可以看出,对于空间辐射及热环境,碳纤维/环氧复合材料表现出良好的性能。

其中表3测试环境为:

真空度 $\leq 5 \times 10^{-3}$  Pa;

紫外辐照波长:200~400 nm;

累积辐照剂量:27.45 kcal/cm<sup>2</sup>。

## 3 工艺成型技术

碳纤维/环氧复合材料的成型工艺有多种,本文重点研究了四种常用的工艺成型技术。这些工艺成型技术可以制作成各种形状复杂的结构件,有的结构件甚至是金属工艺无法实现的。

### 3.1 纤维缠绕成型工艺(FW)

纤维缠绕成型工艺是复合材料成型中最常用的工艺成型技术之一,适宜研制轴对称结构和部分对称结构的产品,缠绕成型工艺是机械化程度较高的成型工艺,复合材料材质及方向性均匀,质量稳定,可靠性高。图1是用缠绕成型研制的“零”膨胀系数杆件,通过合理设计缠绕角,可以使杆件沿着轴向的热膨胀系数接近“零”或负

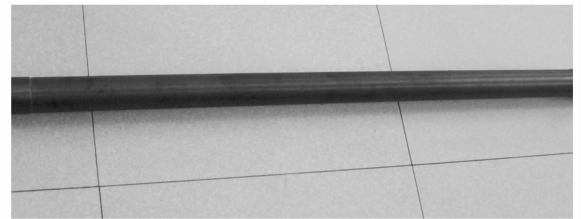


图1 “零”膨胀系数杆件

Fig. 1 Pole with “0” coefficient of thermal expansion



图2 空间相机遮光筒

Fig. 2 Lens column of space camera

表3 T700/TDE-85 环氧复合材料在空间环境下的性能

Tab. 3 Properties of T700/TDE-85 composite in space

	弯曲强度 (MPa)	层间剪切 强度(MPa)	可凝挥发 物(g/g)	质量损失 (%)	24 h水汽回 吸率(%)
未受辐 照样件	1 833	74.8	$2.38 \times 10^{-5}$	0.15	0.15
受辐照 样件	1 806	74.3	$7.66 \times 10^{-5}$	0.15	0.12

值,这种杆件也是空间结构采用较多、工艺最成熟的产品之一。图 2 是采用缠绕成型工艺研制的遮光筒,产品结构尺寸为外径 200 mm、长 250 mm、壁厚 1 mm 的圆筒,其中筒内壁的光栏片只有 0.5 mm 厚,这是金属结构在工艺上很难达到的。

### 3.2 对模模压成型

对模模压成型是利用阴阳模成型技术,该工



图 3 空间相机遮光罩

Fig. 3 Lens hood of space camera

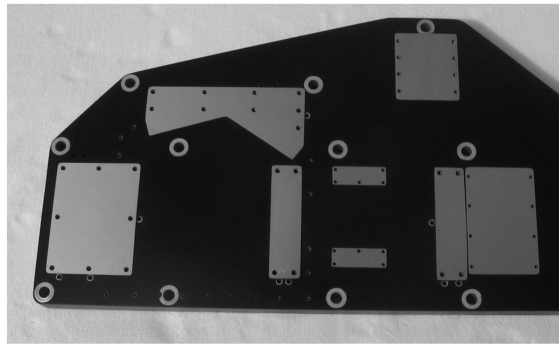


图 4 空间相机基板

Fig. 4 Base board of space camera

艺的优点是产品内外表面平整光洁,产品致密,图 3 是采用对模模压成型的相机遮光罩,外廓尺寸为 1 100 mm×1 000 mm×400 mm。图 4 是采用对模模压成型的空间光学相机的基板,结构尺寸为 800 mm×500 mm×40 mm 的加筋框架结构。

### 3.3 真空袋法成型

真空袋法成型采用普通的湿法铺层技术,通常可获得高纤维含量的制品,较湿法铺层浸胶工艺孔隙率低。

### 3.4 预浸料(高压釜)成型

预浸料(高压釜)成型采用人工铺放成型、高压釜固化技术,可精确地调整树脂含量,可靠地得到高纤维含量,产品优点是空隙率含量低。

## 4 结 论

由以上研究可知:

(1)碳纤维/环氧复合材料的热膨胀系数可以根据需要进行设计,在某一需要的方向可以设计成“零”或负的热膨胀系数;

(2)碳纤维/环氧复合材料具有高的比强度和比刚度,较铝合金结构可以减重 30% 以上;

(3)碳纤维/环氧复合材料具有良好的尺寸稳定性,可以满足空间结构的要求;

(4)在空间辐射条件下,T700/TDE-85 环氧体系复合材料有着良好的性能,其总质量损失为 0.15%、可挥发的冷凝物质为  $7.66 \times 10^{-5}$  g/g、24 h 水汽回吸率为 0.12%。

## 参考文献:

- [1] 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 composite in foreign space structure[J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 1994, 15(3): 53-62. (in Chinese)
- [2] 丁亚林, 田海英. 一种提高碳纤维/环氧复合材料框架结构应用性能的结构技术光学[J]. 光学 精密工程, 2003, 11(3): 287-288.  
DING Y L, TIAN H Y. Use of pre-embedded parts to improve the performance of carbon fibre framework[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 11(3): 287-288. (in Chinese)
- [3] 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)
- [4] 刘宏伟, 张芹. 基于有限元分析的长条状主镜支撑结构设计[J]. 光学 精密工程, 2003, 11(6): 555-557.  
LIU H W, ZHANG Q. Design of strip primary mirror supporting structure based on finite element analysis[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2003, 11(6): 555-557. (in Chinese)

- [5] CONNELL S J, ABUSAFIEH A. Lightweight space mirrors from carbon fiber composites[J]. *SAMPE Journal*, 2002, 38(4):46-55.
- [6] 贾承德, 玄秀兰, 贺福. 碳纤维轻体光学反射镜镜体的试制[J]. *新型碳材料*, 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 Materials*, 2000, 15(1):12-17. (in Chinese)
- [7] 贺福. 碳纤维及其应用技术[M]. 第1版, 北京:化学工业出版社, 2004.  
HE F. *Carbon Fibre & Technique of Application* [M]. The first edition, Beijing: Chemical Industry Press, 2004. (in Chinese)
- [8] 吴清文. 空间相机中主镜的轻量化技术及其应用[J]. *光学精密工程*, 1997, 5(6):69-80.  
WU Q W. Application of lightweight technique in the main mirror of space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 1997, 5(6):69-80. (in Chinese)
- [9] 刘锡礼, 王秉权. 复合材料力学基础[M]. 第1版, 北京:中国建筑工业出版社, 1984.  
LIU X L, WANG B Q. *The Theory of Composite Mechanics* [M]. Beijing: Chinese Architecture Industry Press, 1984. (in Chinese)

作者简介:林再文(1966—),男,哈尔滨玻璃钢研究院教授级高级工程师,主要从事先进复合材料结构设计和工艺技术方面的研究。E-mail: linzaiwen@126.com