

文章编号 1674-2915(2009)02-0079-06

碳/环氧复合材料在航天有效载荷支撑结构中的应用

张军强, 颜昌翔

(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: 为了满足航天有效载荷轻型化、高比强度、高比模量的要求, 分析了航天有效载荷支撑结构常用工程材料的优缺点; 阐述了碳/环氧复合材料在航天有效载荷承力支撑结构中应用的可行性; 介绍了该材料在航天有效载荷中的实际应用及相关设计方法。用优化设计后的碳/环氧复合材料支撑机构支撑 80 kg 重的有效载荷, 在正弦振动和随机振动试验过程中碳纤支撑座没有发生破坏, 而质量相对于铝合金结构降低了近 30%。结果表明, 碳/环氧复合材料应用于航天有效载荷支撑结构中是可行的。

关键词: 碳/环氧复合材料; 航天有效载荷; 支撑结构; 结构设计

中图分类号: V214.8 **文献标识码:** A

Application of carbon/epoxy composites to support structures of space payloads

ZHANG Jun-qiang, YAN Chang-xiang

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

Abstract: In order to meet the requirements of light weights, high specific strength and high specific moduli for a space payload, the advantages and disadvantages of the engineering materials used in the supports of the space payload were analyzed, and the feasibility of the application of the carbon/epoxy composites to the support structures was explored. The design methods of the carbon/epoxy composites were introduced by the actual application in space fields. Finally, a carbon/epoxy composite structure was designed and fabricated to support a 80 kg weight payload and to undergo both sine and random vibration tests. Experimental results indicate that the structure can resist the acceleration of the random vibration tests in a structural basic frequency of 103.6 Hz successfully, while the mass has reduced almost 30% as compared with that of the structure made by Al alloy materials. It is shown that the carbon/epoxy composites can be used as the support structures of the space payloads.

Key words: carbon/epoxy composite; space payload; support structure; structure design

1 引言

近30年来,人类在空间技术领域取得了长足进步,空间仪器正朝着小型化、轻型化及高精度方向发展。空间仪器轻型化设计的主要技术途径除传统的总体设计、光学系统轻型优化设计之外,光机结构设计和结构材料选择已是至关重要的环节。过去光机结构设计采用的一些传统材料已经不能完全满足现阶段空间仪器的多方面性能要求^[1,2]。

在国外,作为目前最先进复合材料之一的碳/环氧树脂复合材料,以其轻质高强、耐高温、抗腐蚀、高阻尼特性、尺寸稳定性及抗疲劳等优点已越来越多地被航天结构所采用。美国的“海盗号”火星轨道飞行器和 ACTS 卫星、法国电信 I 号卫星、德国的 TV-SAT 直播卫星等都大量采用了碳/环氧树脂复合材料,在降低系统质量、提高尺寸稳定性方面取得了显著的效果^[3~5]。

随着我国航天事业的发展,空间结构对工程材料的性能要求也越来越高。以碳/环氧树脂材料为代表的先进复合材料正逐渐被研究并应用于空间结构的设计中^[6],已实现了以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^[7]。

本文在分析碳/环氧树脂复合材料特点的基础上,阐述了碳/环氧树脂复合材料在航天有效载荷支撑结构中应用的可行性,探讨了碳/环氧树脂复合材料产品结构设计的基本内容,最后结合实际工程项目,论述了材料选择和结构设计的可行性。

2 碳/环氧复合材料在航天有效载荷支撑结构中的应用

2.1 航天有效载荷支撑结构对材料性能的要求

航天有效载荷支撑结构为载荷的承力结构,几乎承受了有效载荷的全部质量,影响载荷整体的力学性能。受到航天有效载荷所处特殊空间环境和发射成本等因素的影响,航天有效载荷支撑结构对所用材料提出了严格的要求:

(1) 质量

为了降低发射成本,确保航天器进入规定的空间轨道,在飞行器质量一定的情况下,对有效载荷有严格的质量限制。单从质量角度考虑,要尽量采用密度低的材料。

(2) 机械性能

为了提高结构和机构的刚度和强度,满足有效载荷在发射、运输和在轨工作期间正常运行的需求,须采用高模量和高强度的材料。高比模量和高比强度特性是空间有效载荷结构材料满足轻量化要求的重要特征。

(3) 物理性能

由于有效载荷有可能暴露在温差大、高辐照的真空环境中,对材料的物理性能有严格的要求。要求材料具有小线膨胀系数、抗辐射以及良好的尺寸稳定性。此外,为了防止污染,对材料的真空出气和可凝挥发物也有限制要求。

在我国,航天有效载荷支撑结构用工程材料主要有钛合金、铝合金、镁合金等,其材料性能如表1所示。

表1 常用航天材料性能

Tab.1 Properties of space materials in common use

序号	材料	密度 $\rho(10^{-6}\text{kg}/\text{mm}^3)$	弹性模量 E/MPa	线胀系数 $\alpha(10^{-6}/\text{K})$	抗拉强度 $\sigma_b/\sigma_{0.2}(\text{MPa})$	泊松比 μ
1	铝合金 7A09	2.8	69 580	23.6	490	0.33
2	铸铝 ZL24(S)	2.7	67 620		254.8	0.32
3	镁合金 G04	1.84 ~ 1.85	44 000	25 ~ 26	300	0.33
4	钛合金 TC4	4.44	106 820	9.1	877.1	0.34

铝合金的主要特点是密度较低,有较好的比模量和比强度值,具有良好的制造工艺性能和较

低的成本。镁合金的主要特点是密度低,有很好的比模量和比强度值,但成本高且工作温度一般

不超过 150 ℃。钛合金与其它合金相比,具有很多优点:比强度值很高、线膨胀系数很小、高低温机械性能良好,但是比模量较低、切削性能较差、成本较高。

2.2 碳/环氧复合材料用于载荷支撑的可行性

在我国,应用最为广泛的碳/环氧复合材料主要有 T700、M40 等,哈尔滨玻璃钢研究院在碳/环氧复合材料制作工艺方面有一定的研究^[8]。该院研制的碳/环氧复合材料构件典型力学性能如下:

- (1) $\rho = 1.5 \sim 1.6 \text{ g/cm}^3$ 。
- (2) $E_x = 76.54 \text{ GPa}; E_y = E_z = 65.16 \text{ GPa};$
 $G_{xy} = G_{yz} = G_{zx} = 29.54 \text{ GPa};$
 $\mu = 0.27$ 。
- (3) 层板最上一层拉伸失效强度为 158.39 MPa。
- (4) 层板最上一层压缩失效强度为 288.13 MPa。

由此可见,碳/环氧复合材料的密度只有铝合金的 3/5、钛合金的 1/3、钢的 1/5,在综合性能上与铝合金相当,但比刚度、比强度均高于铝合金^[9],特别是它具有很高的比模量值,很符合航天有效载荷支撑结构材料的需求^[10]。

在满足强度和刚度要求的情况下,采用碳纤维/环氧复合材料可比铝合金结构减重 30% 以上;与钛合金相比,结构质量轻、热膨胀系数小;与钢材料相比,质量可以减轻 50% 以上。

对于航天有效载荷支撑结构材料选择,强度条件是很容易满足的,关键是刚度是否满足要求。碳/环氧复合材料以其优越的高比刚度、高比强度、高尺寸稳定性等优点越来越多地被航天有效载荷结构所采用。

2.3 碳/环氧复合材料产品设计

虽然碳/环氧复合材料在性能方面有许多优势,但是用其设计、生产合格的构件还是有别于常见金属合金。在国内,已有专门的机构研究碳纤维产品的铺层设计和制作工艺。林再文等人研究了空间光机结构中应用碳/环氧复合材料产品的工艺方法^[8];丁亚林等人探讨了提高碳纤维复合材料结构性能的预埋技术措施,给出了预埋件的选取原则和几种典型结构形式^[5]。本文将在此基

础上,从结构设计和预埋件设计两方面讨论碳/环氧复合材料产品整体设计的基本原则。

2.3.1 碳/环氧复合材料构件结构设计准则

碳/环氧复合材料产品的成型工艺有多种,最常见的有缠绕成型和对模模压成型:纤维缠绕成型工艺适宜制作轴类结构产品;对模模压成型工艺适宜制作有理想分型面的产品。在产品阶段充分考虑构件的工艺性不仅能降低工艺难度、提高产品质量,在一定程度上也能降低成本。碳/环氧复合材料产品结构设计主要有以下几点原则:

(1) 等壁厚原则

不管是纤维缠绕成型工艺还是对模模压成型工艺,都是先将纤维单向板缠绕在特定的成型模具上,经过高温定型处理制作而成。理论和实践证明,在缠绕过程中纤维丝的连续性是非常重要的,它将直接影响高温定型后产品的力学性能。

为保证纤维丝的连续性,在结构件设计过程中,相邻侧壁需遵循等壁厚原则。每个独立的铺层中纤维丝不发生断裂,使纤维丝的受力能均布于整个结构件中,防止局部应力破坏,提高整体力学性能。

(2) 等强度原则

碳/环氧复合材料属于各向异性材料,即使对其铺层按准正交各向同性进行设计,产品在沿纤维铺层方向的力学性能也明显优于垂直于铺层方向。为此,结构设计不能完全使用传统金属构件设计方法,要通过结构设计加强垂直于铺层方向强度,保证整体结构的等强度。最常用的方法是在构件受力方向上合理分布加强筋,增加产品在纤维方向受拉伸作用的有效面积。

(3) 易脱模原则

碳/环氧复合材料产品一般都是模具成型制作而成,这涉及到产品与模具之间的脱模问题。在结构设计阶段充分考虑到构件的脱模性能,能提高产品的成品率和产品的综合性能。实践证明,合适的拔模角、恰当的倒角以及平滑的侧壁过渡等金属铸件的设计方法可以提高碳/环氧复合材料产品的拔模性能。

2.3.2 预埋件设计

由于碳/环氧复合材料本身的各向异性和特

殊制作工艺,成型以后的基体不宜进行机械加工,否则将破坏基体纤维的连续性,影响力学性能。为保证碳/环氧复合材料构件的安装精度及使用性能要求,通常在碳/环氧复合材料基体上预先放置金属构件,通过加工预埋件保证构件精度。

预埋件绝大部分都选用钛合金材料,这种材料具有很好的比强度和比刚度值。预埋件的种类按照不同功能可分为螺钉预埋件、销钉预埋件、面接触预埋件等。

(1) 螺钉预埋件

碳/环氧复合材料属于单向性材料,直接在纤维基体上加工螺纹孔强度很低,螺纹牙很容易发生破坏,对于需要螺钉紧固的构件,螺钉预埋件是必要的。

螺钉预埋件的螺纹一般都是预先加工出来,然后用胶粘接在纤维基体内。为了防止在拧紧螺钉的过程中预埋件发生径向旋转和轴向窜动,一般将预埋件做成如图1所示的方头法兰结构,必要时可以在外径上滚花以增加粘接强度。

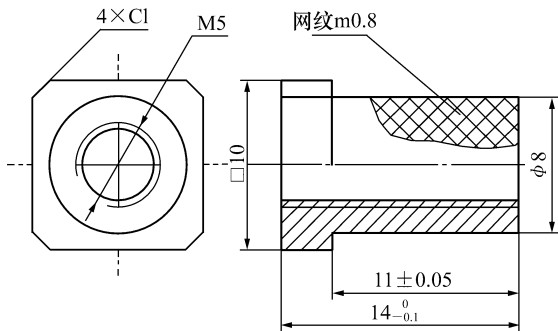


图1 螺纹孔预埋件

Fig. 1 Tap hole pre-embedded part

(2) 销钉预埋件

螺钉连接只能紧固不能定位,在需要精密定位的场合,需要用销钉保证。销钉预埋件和螺纹预埋件的结构设计类似,同样要防止预埋件发生绕轴向旋转和轴向窜动。为了保证销钉和销孔正确配合,销孔一般在预埋件与纤维基体粘合后加工。

(3) 面接触预埋件

由于纤维的加工性能较差,100 mm × 100 mm 面积平面度仅为 0.1 mm 左右,表面质量和尺寸

公差等也得不到很好的保证,直接加工纤维基体一般不能满足要求,面接触预埋件则能很好地解决这一问题。

在纤维基体制作过程中加入预埋件,成型以后通过精加工预埋件来保证合适的定位尺寸和形位公差值。纤维基体的不同形状和使用场合的不同决定了预埋件的形状,通过采用方头法兰、外径滚花、打定位销等措施可以保证预埋件在基体中不发生位移。

3 工程实例

根据某型号航天有效载荷主体支撑的需要,使用碳/环氧复合材料设计制作了如图2所示的支撑结构。该结构中使用了螺钉预埋件、销钉预埋件和轴瓦预埋件(面接触预埋件)来保证结合强度,支撑座质量为 1.4 kg。支撑结构通过螺钉约束,将质量为 80 kg 的有效载荷通过 4 个轴安装在支撑结构上,在正弦和随机振动试验条件下进行了振动试验,试验过程中碳纤支撑座没有发生破坏。可见,使用碳/环氧复合材料设计制造的主体支撑结构满足了强度和刚度要求,而相对于使用铝合金质量降低近 0.7 kg,减重 30%。

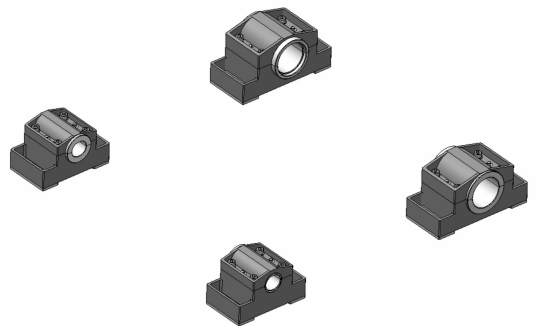


图2 某型号航天有效载荷主体支撑座

Fig. 2 Main supports of payload

表2 正弦振动试验条件

Tab. 2 Test conditions of sinusoidal vibration

频率范围/Hz	鉴定级幅值/g
10 ~ 17	3.24
17 ~ 60	7.2
60 ~ 100	3.36
加载扫描率	2oct/min

4 结 论

本文从航天有效载荷支撑结构对材料性能的要求出发,分析了碳/环氧复合材料用于航天有效载荷支撑的可行性,介绍了碳/环氧复合材料产品结构设计的基本原则以及相关的预埋件技术。最后给出的工程实例证明,优化设计的碳/环氧复合

材料支撑座在整机鉴定级正弦振动试验过程中没有发生破坏,且满足整机刚度要求而质量相对于铝合金结构降低了30%。随着碳/环氧复合材料制作工艺水平的不断提高和结构设计研究的不断深入,具有较高比刚度值和比模量值的碳/环氧复合材料必将在空间结构,特别是承力结构的设计中得到更广泛的应用。

参考文献:

- [1] 乌崇德,傅丹鹰,益小苏. 空间光学遥感器的发展对先进复合材料的需求[J]. 宇航材料工艺,1999,(4):11-15.
WU C D, FU D Y, YI X S. Demands of advanced composite materials on developing space optical remote sensors[J]. *Cosmic Mater. Tech.*, 1999, (4):11-15. (in Chinese)
- [2] 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 composite[J]. *Fiber Compos.*, 2004, (1):50-53. (in Chinese)
- [3] 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 Recove. Rem. S.*, 1994, 15(3):53-62. (in Chinese)
- [4] 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 Recove. Rem. S.*, 2007, 28(1):67-71. (in Chinese)
- [5] 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[J]. 光学精密工程,2003,11(3):297-288.
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)
- [6] 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. Tech.*, 2003, 29(6):704-706. (in Chinese)
- [7] 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)
- [8] 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 fibre reinforced composite to space optical structure[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8):1181-1185. (in Chinese)
- [9] 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 Mater. Compos. Sinica*, 2007, 24(1):1-12. (in Chinese)
- [10] 陈烈民. 航天器结构材料的应用和发展[J]. 航天返回与遥感,2007,28(1):58-61.
CHEN L M. Application and development of astronautic structural material[J]. *Spacecraft Recove. Rem. S.*, 2007, 28(1):58-61. (in Chinese)

作者简介:张军强(1981—),男,江苏泰州人,研究实习员,主要从事光机结构设计方面的研究。

E-mail:zjq1981_81@163.com

颜昌翔(1973—),男,湖北洪湖人,副研究员,博士,主要从事空间光学遥感技术方面的研究。

E-mail: yanex@ciomp.ac.cn

《发光学报》(双月刊)

中文核心期刊(物理学类;无线电电子学、电信技术类)

《发光学报》是中国物理学会发光分会与中国科学院长春光学精密机械与物理研究所共同主办的中国物理学会发光分会的学术会刊。该刊是以发光学、凝聚态物质中的激发过程为专业方向的综合性学术刊物。

《发光学报》于1980年创刊,曾于1992年,1996年,2000年和2004年连续四次被《中文核心期刊要目总览》评为“物理学类核心期刊”,并于2000年同时被评为“无线电电子学、电信技术类核心期刊”。2000年获中国科学院优秀期刊二等奖。现已被《中国学术期刊(光盘版)》、《中国期刊网》和“万方数据资源系统”等列为源期刊。英国《科学文摘》(SA)自1999年;美国《化学文摘》(CA)和俄罗斯《文摘杂志》(AJ)自2000年;美国《剑桥科学文摘社网站》自2002年;日本《科技文献速报》(CBST, JICST)自2003年已定期收录检索该刊论文;2008年被荷兰“Elsevier Bibliographic Databases”确定为源期刊。2001年在国家科技部组织的“中国期刊方阵”的评定中,《发光学报》被评为“双效期刊”。2002年获中国科学院2001~2002年度科学出版基金“择重”资助。2004年被选入《中国知识资源总库·中国科技精品库》。

本刊内容丰富、信息量大,主要反映本学科专业领域的科研和技术成就,及时报道国内外的学术动态,开展学术讨论和交流,为提高我国该学科的学术水平服务。

《发光学报》为双月刊,A4开本,144页,国内外公开发行。国内定价:40元,全年240元,全国各地邮局均可订阅。《发光学报》欢迎广大作者、读者广为利用,踊跃投稿。

主管单位:中国科学院

主办单位:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

地址:长春市东南湖大路3888号《发光学报》编辑部

邮编:130033

电话:(0431)86176862, 84613407

E-mail:fgxbt@126.com

国内统一刊号:CN 22-1116/O4

国际标准刊号:ISSN 1000-7032

国内邮发代号:12-312

国外发行代号:4863BM

http://www.fgxb.org