

文章编号 1004-924X(2008)11-2173-07

空间光学遥感器中碳纤维复合材料 精密支撑构件的结构稳定性

李 威, 刘宏伟

(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: 为了研究应用于大口径空间光学遥感器中由碳纤维复合材料(CFRP)制成的精密支撑构件的结构稳定性, 设计并研制了连接在主、次镜间的 CFRP 连接筒。由给定的主、次镜间角度变化量计算出连接筒前端面的最大挠度, 根据实际载荷情况建立等效力学模型, 计算连接筒轴向弹性模量, 结合复合材料层压板理论, 确定碳纤维铺层的合理形式。然后, 运用 ANSYS 软件对有限元模型进行分析, 计算主、次镜间的角度变化量和支撑结构的模态分布。最后, 通过量级递增的力学试验, 采用光学测量方法测量主、次镜间角度变化量, 验证 CFRP 连接筒的结构稳定性。实验结果显示: 主、次镜间角度变化量 $< 10''$, CFRP 支撑构件一阶基频 > 75 Hz。CFRP 支撑构件满足主、次镜间角度变化量要求, 具有较好的结构稳定性。

关键词: 空间光学遥感器; 碳纤维复合材料; 结构稳定性; 光学测量

中图分类号: TP73; V257 **文献标识码:** A

Structure stability of precision component made of carbon fiber composite in space optical remote sensor

LI Wei, LIU Hong-wei

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

Abstract: In order to study the structure stability of fine support components made of Carbon Fiber Reinforced Polymer (CFRP) in a large-aperture space optical remote sensor, a CFRP joint cylinder between primary mirror and second mirror was designed and manufactured. The maximum deflection was calculated in the light of the angle change between primary mirror and second mirror, and the mechanical model of the joint cylinder was established according to actual load. The axial elastic modulus based on the model was calculated and the an appropriate layer sequence CFRP was determined by composite laminate theory. Then, the angle between the two mirrors and the modal distribution of support structure were calculated based on software ANSYS. Finally, the structure stability was validated by the crescent mechanic test and optical measurement method. The results show that the angle displacement between primary mirror and second mirror is less than $10''$, the first-order natural frequency of CFRP support component is greater than 75 Hz. CFRP support has better structure stability.

收稿日期: 2008-08-06; 修订日期: 2008-09-03.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 60507003)

ty, which satisfies the requirement of general technologic index.

Key words: space optical remote sensor; Carbon Fiber Reinforced Polymer(CFRP); structure stability; optical measurement

1 引言

空间光学遥感器在对地观察、太空探测等领域具有重要的科学和军事意义^[1],目前,各国对空间遥感器的应用需求越来越广泛,对其结构材料性能的要求也越来越高。碳纤维复合材料(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^[2]。目前,CFRP 以其密度小,比强度、比模量高,抗疲劳性能好,抗振性能好,高温性能好,成型工艺好,材料性能可以设计,热稳定性好^[3]等优点在空间结构上已经有了广泛的研究与应用。国外在卫星结构中较早应用 CFRP 的是美国的应用技术卫星(ATS-F)上的天线支撑桁架,此桁架由 8 根直径为 66.3 mm,长度为 4.4 m 的 CFRP 圆管制成,以达到高的刚度和低的热膨胀系数要求^[4]。20 世纪 80 年代初,美国的太空望远镜和射电望远镜同样采用了经特殊设计制造的 CFRP 来代替金属制作桁架^[5]。此后,在国际通信卫星 V、RCA 通信卫星、法国电信 I 号卫星、欧洲海事通信卫星、西德 TV-SAT 直播卫星以及日本的 JERS-1 地球资源卫星的抛物线天线、高精度天线塔、舱体、卫星本体的主承力结构中开始广泛使用 CFRP 蜂窝夹层、桁架等结构形式^[4]。随着空间技术的发展和轻质复合材料的牵引^[6],CFRP 作为结构件逐步应用于空间光学遥感仪器结构中^[7-8],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。如美国 NASA 公司的空间望远镜采用长约 3 m、直径为 1.68 m 的 CFRP 圆筒壳体安装望远镜的光学组件,由于 CFRP 低的热膨胀系数,能够保持望远镜稳定的焦距长度;又如在“国际紫外线探测”卫星上,组装了 16 根 CFRP 的圆筒作为光学系统的支撑部件,可以保证轴向热膨胀低于 2 μm ,不受空间温度变化的影响^[4]。为了满足空间光学遥感器中光学系统的高分辨率、小体积、轻质量的要求^[9],从 20 世

纪 90 年代开始,国外已经尝试将 CFRP 用来制作空间光学镜体,20 世纪 90 年代后期,美国 NASA 戈达德宇航中心经过深入的研制工作,用 M55JCFRP 制作出了表面粗糙度 $<1 \text{ nm}$ 、面密度 $<2 000 \text{ g/m}^2$ 、直径 420 mm 的光学镜面。采用 CFRP 制造的镜面精度高、质量轻,具有极好的动力学特性,对空间光学遥感器有极为重要的意义^[10-11]。CFRP 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。

我国在空间领域对复合材料的研究是从 20 世纪 60 年代开始的,70 年代中期至 80 年代初,我国将 CFRP 应用在地球同步通信卫星和气象卫星上,主要体现在:蜂窝夹层结构太阳电池壳、仪器安装板、蜂窝夹层结构抛物面天线反射器、天线反射板、支撑结构件、支撑筒等^[4]。在空间光学遥感器领域,CFRP 主要被应用在遮光罩、遥感器支架、光阑板等强度要求较高的结构件中,对于具有较高刚度要求,尤其是连接在光学元件之间的精密支撑结构件很少见。本文从实际应用角度出发,设计并研制了大口径空间光学遥感器中连接在高精度的主、次镜之间的 CFRP 精密连接筒,对其建立等效力学模型,计算相关参数和确定铺层的合理形式,利用有限元法对连接筒进行分析计算,通过试验和光学测量方法验证连接筒的结构稳定性。试验和检测结果表明,主、次镜之间的 CFRP 精密连接筒具有较好的结构稳定性。

2 设计

2.1 等效力学模型建立

图 1 为某空间光学遥感器主、次镜位置关系示意图。主、次镜间间距为 760 mm,光学设计给出次镜相对主镜的角度变化量为 $T_x \leq 10''$, $T_y \leq 10''$ 。

对于可见光同轴三反系统,比较成熟的主、次镜之间连接的形式有桁架式和连接筒式。桁架式主要应用于振型设计,但一阶频率往往较低,所以采用工艺成熟的筒式结构。除了刚性的考虑外,

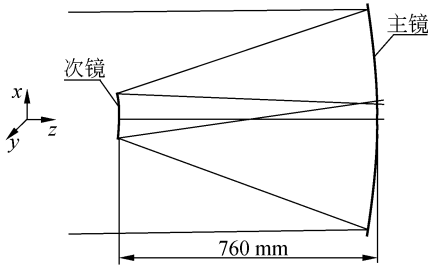


图 1 主、次镜间的位置关系

Fig. 1 Position relation between primary mirror and second mirror

还要综合力学环境和热环境的要求。普通的航天合金材料不能满足上述的要求,而 CFRP 是一种高比刚度的新型复合材料,特别是其材料性能的可设计性,使得在航天相机结构中得到广泛应用。因此,主、次镜的连接形式采用 CFRP 的筒式结构。

主、次镜间通过连接筒联系在一起,由已知的次镜相对主镜的角度变化量($10''$)可以容易计算出连接筒前端面的最大挠度 y_{max} 。根据连接筒在主、次镜间实际结构中的安装位置,其力学模型可以归结为:主、次镜间光学间距为 L ,连接筒在左端负载 P_1 (模拟次镜组件质量),悬臂长为 L_1 ,右端负载 P_2 (模拟主镜组件质量),悬臂长为 L_2 的情况下,前端端面挠度为 y_{max} ,其等效的力学模型如图 2 所示。

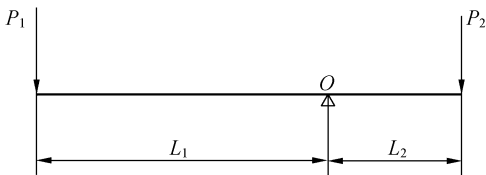


图 2 连接筒力学模型

Fig. 2 Mechanic model of joint cylinder

图 2 中,系统支点 O 处固定,左端为次镜组件模拟件,右端为主镜组件模拟件,其最大挠度为^[12]:

$$y_{max} = P_1 L_1^3 / 3EI . \quad (1)$$

具体到该连接筒结构,光学系统的光路和结构总体尺寸决定了连接筒的最小内径 d 和外径

D ,式(1)中 $I = \pi(D^3 - d^3) / 64$,可求得该连接筒的弹性模量 E 为 30 GPa,根据实际工程经验对设计余量 3~4 倍的考虑,所设计的 CFRP 连接筒的轴向弹性模量 $E_{axis} > 120$ GPa,周向弹性模量 $E_{circ} \geq 80$ GPa。

2.2 铺层设计的合理形式

碳纤维复合材料(CFRP)连接筒是由单层板按照不同的角度铺设而成的层压板,单层板厚度较薄,固化后厚度为 0.15 mm,呈面内正交各向异性的特性。CFRP 连接筒的设计,就是通过选择单层铺设角、铺层比、铺层顺序获得所要求达到的层压板刚度参数。层压板由多层单层板组成,其典型的结构如图 3 所示。

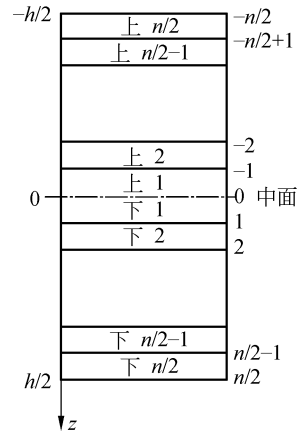


图 3 层压板示意图

Fig. 3 Sketch chart of laminate

图 3 中, h 表示层压板的厚度, n 表示碳纤维复合材料的铺层层数。根据复合材料经典层压板理论,层压板的物理方程可表示为^[13]:

$$\begin{Bmatrix} N^* \\ M^* \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A^* & B^* \\ B^* & D^* \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon^0 \\ \gamma \end{Bmatrix}, \quad (2)$$

式中, A^* 为层压板拉伸刚度矩阵, B^* 为层压板耦合刚度矩阵, D^* 为层压板弯曲刚度矩阵。碳纤维层压板的设计采用刚度为设计目标的方法,得出构成层压板的单层板的铺层角度、层数和顺序,使得 A^* 、 B^* 、 D^* 的等数值满足设计要求。

在铺层设计时,工程上为了保证工艺的成熟性并简化设计,一般多采用对称型的铺层方式,消除耦合刚度,即 $B^* = 0$ 。所以,层压板刚度设计一般从 A^* 矩阵开始,通过调整参数来得到 D^* 矩

阵系数,其计算公式为:

$$A_{ij}^* = \frac{2}{n} \sum_{k=1}^{n/2} \bar{Q}_{ij}^{(k)} [k - (k-1)], \quad (3)$$

$$D_{ij}^* = \frac{8}{n^3} \sum_{k=1}^{n/2} \bar{Q}_{ij}^{(k)} [k^3 - (k-1)^3], \quad (4)$$

式中 $\bar{Q}_{ij}^{(k)}$ 为第 k 层的偏轴刚度。

单层板选择高模量的 M40JB 碳纤维/环氧体系,其单层板的性能见表 1。单层板的厚度和连接筒的壁厚决定了铺层的总数为 28 层,通过软件编程,计算出最优的铺层结果为(沿 CFRP 连接筒轴向方向为 0°): $0^\circ/2.6 \text{ mm}/90^\circ/1 \text{ mm}/45^\circ/0.2 \text{ mm}/-45^\circ/0.2 \text{ mm}$ 。经过优化后的 CFRP 连接筒的轴向弹性模量为 152 GPa,周向弹性模量为 80 GPa,满足设计要求。

表 1 M40JB/环氧单向板性能数据

Tab. 1 Function data of M40JB unilateralism

项目	设计值
0° 拉伸模量	220 GPa
90° 拉伸模量	9.34 GPa
0° 压缩模量	200 GPa
90° 压缩模量	9.2 GPa
剪切模量	6.2 GPa
泊松比	0.27
密度	1.55 g/cm ³
单层厚度	0.15 mm

2.3 CFRP 连接筒结构形式

CFRP 连接筒最大外形尺寸为 $\Phi 750 \text{ mm} \times 645 \text{ mm}$,前后两端都具有法兰连接面,后端法兰连接主镜组件,前端法兰连接次镜组件。前后法兰之间设置 3 条环形筋,用来增加连接筒的环向刚度。CFRP 连接筒结构如图 4 所示。

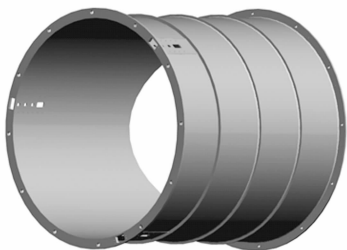


图 4 CFRP 连接筒结构图

Fig. 4 Structure of CFRP joint cylinder

3 工程分析

对经过铺层设计和结构设计后的 CFRP 连接筒施加次镜组件模拟件的实际载荷,用 ANSYS 软件对整个 CFRP 精密支撑构件在 $-x$ 和 $-y$ 方向重力作用下分析次镜相对于主镜的角度变化 T_y 和 T_x 。图 5 和图 6 分别为 CFRP 连接筒在 $-x$ 方向和 $-y$ 方向下的变形云图。

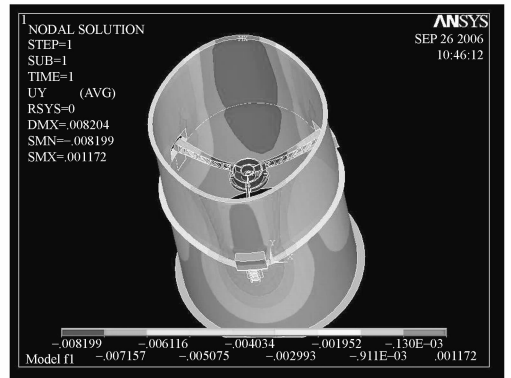


图 5 CFRP 连接筒 $-x$ 方向变形图

Fig. 5 Metabolism of CFRP joint cylinder ($-x$)

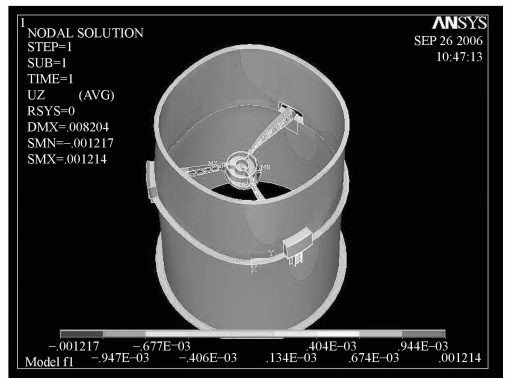


图 6 CFRP 连接筒 $-y$ 方向变形图

Fig. 5 Metabolism of CFRP joint cylinder ($-y$)

经过工程分析,CFRP 连接筒在 $-x$ 方向重力作用时,次镜 x 方向平移 0.008 2 mm,相对于主镜的角度变化为 $T_y = 2.1''$,CFRP 连接筒在 $-y$ 方向重力作用时,次镜 y 方向平移 0.008 5 mm,相对于主镜的角度变化为 $T_x = 2.3''$,满足次镜相对于主镜变化为 $10''$ 的指标要求。

此外,利用工程分析软件对该 CFRP 连接筒组件进行了模态分析,分析结果显示,组件的一阶基频为 85 Hz,满足空间光学遥感器要求的一阶

基频 >70 Hz 的要求。

4 实验与检测

4.1 实验前准备

为了验证大口径空间光学遥感器 CFRP 精密连接筒的结构稳定性,通过量级逐增的力学环境试验,采用光学的测量方法测定力学振动前后次镜相对于主镜的角度变化量是否满足光学设计的要求是较好地判定连接筒结构稳定性的有效方法。图 7 是 CFRP 连接筒力学试验的结构简图。

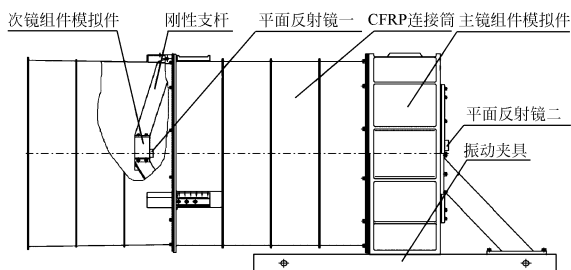


图 7 CFRP 连接筒力学试验结构图

Fig. 7 Mechanic testing structure of joint cylinder

在图 7 中,CFRP 连接筒右端面与主镜组件模拟件相连,主镜组件模拟件兼作振动夹具的一部分;连接筒左端面通过三根刚性支杆与次镜组件模拟件连接。为了定量地检测振动前后次镜相对于主镜的角度变化量,将两个面形精度很高的平面反射镜一和平面反射镜二分别粘接在次镜组件模拟件和主镜组件模拟件的后端面上,通过光学经纬仪可以测量振动前和振动后两个平面反射镜之间的方位角和俯仰角变化,也就是说可以判定经动力学振动试验后次镜相对于主镜的变化情况,从而可以验证 CFRP 连接筒的结构和尺寸稳定性。

4.2 CFRP 连接筒力学试验

将图 7 中所示的 CFRP 连接筒力学试验件放置在振动台上,按空间环境实验条件进行振动量级逐增的 3 个方向的正弦扫描振动(频谱区为 5~100 Hz,幅值分别为 1.5、3.0、6 g)和随机扫描振动(频谱区为 10~2 000 Hz,均方根加速度值分别为 2.6、7.8、9.68 grms)实验,在实验过程中最大响应发生在次镜组件模拟件前端,最大响应为 150 g,放大倍率为 25 倍,CFRP 连接筒最大响

应为 128 g,发生在筒前端面,放大倍率为 21 倍,CFRP 连接筒力学试验件一阶基频为 80 Hz,满足空间光学遥感器要求的一阶基频 >70 Hz 的要求,CFRP 连接筒完好无损。图 8 是 CFRP 连接筒力学试验件在进行一个方向力学振动时的照片。

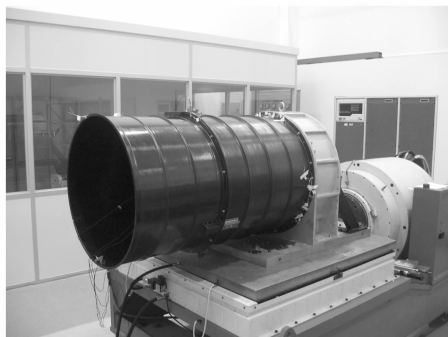


图 8 CFRP 连接筒力学试验照片

Fig. 8 Mechanic testing photo of joint cylinder

4.3 CFRP 连接筒的结构稳定性检测

采用光学测量方法定量地验证 CFRP 连接筒振动前后的结构稳定性。具体方法为:振动前将 CFRP 连接筒力学试验件放置在一个稳定的平台上,在平台上架设 0.5" 莱卡经纬仪,使分别粘贴在次镜组件模拟件后端面的平面反射镜一(简称次镜)和主镜组件模拟件后端面的平面反射镜二(简称主镜)同时进入经纬仪视场,通过精度为 0.5" 的莱卡经纬仪可以分别测出次镜和主镜的方位角和俯仰角,次镜和主镜的方位角差值即为次镜相对于主镜的方位角变化量,次镜和主镜的俯仰角差值即为次镜相对于主镜的俯仰角变化量。每次力学振动实验(共有 3 个量级的振动)后

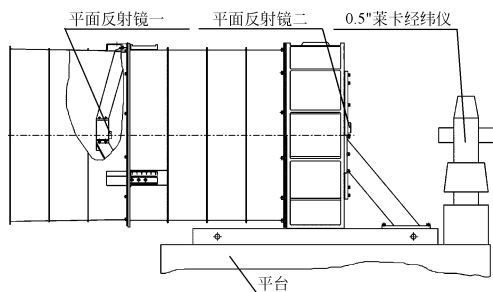


图 9 CFRP 连接筒结构稳定性检测装置

Fig. 9 Structure stability measurement setting of CFRP joint cylinder

均用这种方法测量主、次镜间的方位角变化量和俯仰角变化量,将测量值和振前测量值求差,并同光学设计给出的次镜相对于主镜的角度变化量相比较,即可判定 CFRP 连接筒的结构稳定性。CFRP 连接筒结构稳定性检测装置如图 9 所示。

考虑到重力变形的影响,CFRP 连接筒力学

试验件在振动前后均在 3 种状态下进行测量,即力学试验件在水平直立状态(0°)、 $+90^\circ$ 状态和 -90° 状态。每种状态下次镜和主镜均测量 10 组数据,然后取算术平均值。表 2、表 3 和表 4 分别为 CFRP 连接筒在振动量级逐增的力学试验振动前后的检测数据。

表 2 连接筒振动量级 I 前后的检测数据

Tab. 2 Measurement data of test I

状态	振前		振级 I (1.5 g, 2.6 grms)后		振前、振后比较(")	
	方位偏角 $\Delta 1$ (")	俯仰偏角 ϕ_1 (")	方位偏角 $\Delta 2$ (")	俯仰偏角 ϕ_2 (")	$ \Delta 1 - \Delta 2 $	$ \phi_1 - \phi_2 $
水平(0°)	415.6	604.2	413.1	601.5	2.5	2.7
$+90^\circ$	413.8	606.3	411.1	603.3	2.7	3.0
-90°	416.4	603.1	413.6	600.9	2.8	2.2
重力变化影响	2.6	3.2	2.5	2.4		

表 3 连接筒振动量级 II 前后的检测数据

Tab. 3 Measurement data of test II

状态	振前		振级 II (3 g, 7.8 grms)后		振前、振后比较(")	
	方位偏角 $\Delta 2$ (")	俯仰偏角 ϕ_2 (")	方位偏角 $\Delta 3$ (")	俯仰偏角 ϕ_3 (")	$ \Delta 2 - \Delta 3 $	$ \phi_2 - \phi_3 $
水平(0°)	413.1	601.5	417.4	605.5	4.3	4.0
$+90^\circ$	411.1	603.3	415.0	608.1	3.9	4.8
-90°	413.6	600.9	418.4	605.1	4.8	4.2
重力变化影响			3.4	3.0		

表 4 连接筒振动量级 III 前后的检测数据

Tab. 4 Measurement data of test III

状态	振前		振级 III (6 g, 9.68 grms)后		振前、振后比较(")	
	方位偏角 $\Delta 3$ (")	俯仰偏角 ϕ_3 (")	方位偏角 $\Delta 4$ (")	俯仰偏角 ϕ_4 (")	$ \Delta 3 - \Delta 4 $	$ \phi_3 - \phi_4 $
水平(0°)	417.4	605.5	411.9	599.9	5.5	5.6
$+90^\circ$	415.0	608.1	409.7	604.3	4.7	5.8
-90°	418.4	605.1	412.6	600.3	5.8	4.8
重力变化影响			2.9	4.4		

从表 2~表 4 可以看出,随着振动量级的不断增大,次镜相对于主镜的角度变化量逐渐增大,最大为 $5.8''$, $<10''$ 的指标要求;同时连接筒在 3 种不同状态下(0° 、 $+90^\circ$ 、 -90°)由于重力影响所造成的次镜相对于主镜的角度变化量最大为 $4.4''$,表明重力对于主次镜间的角度变化量较小。通过实验和检测表明 CFRP 连接筒在经受大量

级振动实验后具有较好的结构稳定性。

5 结 论

本文从实际应用的角度出发,设计并研制了连接在主次镜之间的 CFRP 连接筒来验证大口径空间光学遥感器碳纤维复合材料精密支撑构件

的结构稳定性。首先,由光学设计要求的指标计算 CFRP 连接筒的前端面最大挠度,建立等效力学模型,计算连接筒轴向弹性模量并确定合理的碳纤维铺层形式。然后通过工程分析的方法,计算主次镜间的角度变化量和结构的模态分布。最

后,通过量级逐增的力学实验和光学检测方法验证 CFRP 连接筒的结构稳定性。实验结果表明:主次镜间的角度变化量 $<10''$,CFRP 支撑构件一阶基频 >75 Hz,应用于大口径空间光学遥感器的 CFRP 精密支撑构件具有较好的结构稳定性。

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] 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)
- [3] 张骏华,盛祖铭,孙继同. 复合材料结构设计指南[M]. 北京:宇航出版社,1999.
ZHANG J H,SHENG Z M,SUN J T. *Design Guide of Composites Constructure* [M]. Beijing:Yu Hang Publishing Company,1999. (in Chinese)
- [4] 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)
- [5] 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]. *Optical Technique*,2001,27(6):505-506. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] SEUMM J E,PHNCHON G E. Graphite/epoxy material characteristics and design techniques for airborne instrument application[J]. *SPIE*,1982,309:188-198.
- [8] CCONNELL S J,DODSOM K J,FRIEDMAN Z, *et al.*. Design progression of an all-composite primary mirror for the FIRST telescope[J]. *SPIE*,2000,4013:173-183.
- [9] 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)
- [10] CONNELL S J, ABUSAFIEH A. Lightweight space mirrors from carbon fiber composites [J]. *SAMPE Journal*,2002,38(4):46-55.
- [11] ROBERT C R. CFRP composites for optics and structures in telescope applications [J]. *SPIE*,2543:154-161.
- [12] 刘达. 工程力学[M]. 西安:西北工业大学出版社,1996.
LIU D. *Engineering Mechanics* [M]. Xian:Northwestern Industry University Press,1996. (in Chinese)
- [13] 陈绍杰. 复合材料设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1990.
CHEN SH J. *Design Handbook of Composite Material* [M]. Beijing:Aviation Industry Press,1990. (in Chinese)

作者简介:李 威(1970—),男,吉林长春人,副研究员,主要研究方向为空间光学遥感器的结构设计及分析。E-mail: leew2006@ciomp. ac. cn