

文章编号 1004-924X(2009)11-2820-08

高体份 SiC/Al 复合材料在无人机载 光电稳定平台中的应用

程志峰^{1,2}, 张 葆¹, 崔 岩³, 王忠素¹,
刘家燕¹, 王 平¹, 苏东风^{1,2}, 刘小涵^{1,2}

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100039;

3. 北京航空材料研究院 先进复合材料国防科技重点实验室, 北京 100095)

摘要:采用无压浸渗复合方法并利用自行研制的专用工艺设备, 用高体份(55%~57%)SiC/Al 复合材料制备了机载光电稳定平台的内框架, 并将其作为有效载荷的主承力框架。由于该材料结构承载功能优异(弹性模量为 213 GPa, 比模量比铝合金、钛合金及钢高出近 2 倍), 热控功能好(其热膨胀系数低于钛合金, 热导率接近纯铝, 达到 235 W/(m·K), 与常用的铝合金材料相比, 整个内框架最大变形量减少了 60%, 基频提升了 65%, 轻量化效果的并减低了热控负荷。检测结果表明, 系统的稳定精度达到 20 μ rad。本项研究首次将 SiC/Al 复合材料应用于机载光电稳定平台, 为航空新材料的应用做出了有效的探索。

关键词: SiC/Al 复合材料; 机载光电稳定平台; 内框架

中图分类号: V447.3; V257 文献标识码: A

Application of high volume fraction SiC/Al composites to unmanned airborne photoelectric platforms

CHENG Zhi-feng^{1,2}, ZHANG Bao¹, CUI Yan³, WANG Zhong-su¹,
LIU Jia-yan¹, WANG Ping¹, SU Dong-feng^{1,2}, LIU Xiao-han^{1,2}

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China*; 2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China*; 3. *National Key Laboratory of Advanced Composites, Beijing Institute of Aeronautical Materials, Beijing 100095, China*)

Abstract: By using the self-manufactured special processing equipment, the inner frame of a unmanned airborne optoelectronic stabilization platform is fabricated by the aluminum matrix composites with high volume fraction (55%~57%) SiC particles based on a pressureless infiltration technology. Benefiting from the composite's good mechanical properties, such as ultra-high modulus (the Young's modulus is 213 GPa and the specific modulus is approximately three times of those of Al, Ti, and

收稿日期: 2009-07-02; 修订日期: 2009-08-11.

基金项目: 武器装备预研基金资助项目(No. 51460040104ZK1001); 预研项目(No. 51312010412)

steel), low thermal expansion coefficient and very high thermal conductivity ($235 \text{ W/m} \cdot \text{K}$), the inner frame has decreased the maximum deformation by 60% and increased the fundamental frequency by 65% as compared with those of aluminum alloy materials, respectively. Therefore, a significant lightening effect is achieved and the thermal control load is also reduced. The test result indicates that the stable accuracy of the system achieves $20 \mu\text{rad}$. The research applies the SiC/Al composites to airborne photoelectric platforms for the first time, which makes an effective exploration for the new aviation material's application.

Key words: SiC/Al composite; airborne photoelectric stable platform; inner frame

1 引言

机载光电系统的性能水平已成为提高现代军机预警、侦察及作战效能的一个决定性因素,这些系统的外在特征正朝着小型化、轻量化的方向持续发展;而其内在品质则向着高可靠、高精度、稳定性好、长寿命等高性能化目标不断迈进。这一发展趋势使得传统的微电子、光电子系统载体材料(多为金属材料)面临着严峻的挑战,即由于设计自由度很有限而无法实现其机械性能与特定物理性能的理想匹配,特别是优异的结构承载功能与良好的热控制功能的集成。所以,传统材料愈发不能满足航空微电子、光电子系统的轻量化、高性能化及结构/功能一体化技术发展需求,而亟待研制结构/热控一体化的新型材料^[1-3]。

以机载侦察及导弹导引所必需的光电稳定平台为例。这些平台长期以来以铝合金作为其主要结构材料,但过高的热膨胀系数使铝合金平台结构抗热载荷作用的能力很差,即随着环境温度的变化,结构尺寸及其基准面之间的形位精度发生了较大的变化,进而直接影响系统的测量精度、视轴稳定和图像清晰度等关键技术指标。因此,降低平台结构材料的热膨胀系数势在必行。而对于结构/热控一体化的多功能 SiC/Al 复合材料,它的热膨胀系数预期可以比铝合金低 60% 之多,若将之用于平台结构,仅此一点就将对提高平台系统精度稳定性产生显著贡献。多功能 SiC/Al 复合材料除具有低膨胀优势外,其比模量预期可以比铝合金高出近 2 倍,这不仅可使结构件大幅度减重、实现系统的轻量化目标,同时还将使构件的平均谐振频率提高约 60%~70%,进而使整个

系统的谐振频段显著后移、减小振动放大、提高系统稳定性。另外,上述平台还对其构件的导热性能有所要求,热传递速度快一方面可减小系统的热平衡时间和缩短方位对准的准备周期,另一方面可增加惯导系统的热平衡控制刚度,提高温度控制精度^[4-7]。

本文研究了结构/热控一体化多功能高体份(55%~57%)SiC/Al 复合材料的特性和制备,因其具有超高的模量及超高的比模量等优异的机械性能,以及低膨胀、高导热、导电等良好的物理性能,故采用该种材料制备了无人机载光电稳定平台的内框架,从而提高了航空光电稳定平台及惯导平台在力/热双重载荷作用下的系统精度稳定性,同时能够实现系统的轻量化目标,使有效载荷的使用空间显著增大。本文的研究结果已直接在具体的典型件上进行了验证性应用。

2 材料的制备及组织、性能测试

2.1 复合材料板材的制备^[8]

本文提出的高体份 SiC/Al 复合材料无压浸渗制备内框架基本工艺流程如下:首先,选择适宜品质及粒度的 SiC 颗粒,将其装入耐高温模具中并将其堆积密度精确控制在 55%~57% 内。然后,采用完全是自行研制的无压浸渗专用设备(均温区直径达 1 m),在无需施加任何外压的情况下,温度 $800 \text{ }^\circ\text{C}$,氮气气氛下保温数小时,即可实现 SiC 颗粒密堆积体与熔铝之间的高质量无压浸渗复合,从而获得完整、致密的复合材料坯锭。

2.2 材料组织、性能的测试与分析方法

(1) 材料的微观结构及相组成采用德国 Leica 的 DMRA/E 型光学金相显微镜、JEM-2010

透射电子显微镜,断口观察采用 Amray-1000B 扫描电子显微镜。

(2) 材料的密度测试按照 GB/T 1423—1996、依据阿基米德原理,用排水法测定。

(3) 材料的热膨胀系数按 GJB 332—1987 的规定进行(测试范围为室温至 100 ℃)。

(4) 材料的抗弯强度按 GB/T 5593—1996 的规定进行,测试抗弯强度的同时以贴电阻应变片的方法测定弹性模量。

(5) 复合材料及其产品中铝基体的残余应力采用 X-3000 型 X 射线应力测定仪测定。

3 材料质量检测评价

3.1 材料的微观组织结构特征

从金相照片(图 1)可以看出, SiC 颗粒(呈黑灰色)均匀地分布于铝合金基体之中,铝合金基体(呈白色)渗入充分,材料十分致密、无可观测到的组织缺陷,这说明材料及产品内部的冶金质量不仅达到而且明显超过了航空 II 类铸件的技术要求。通过图像分析与统计,复合材料中 SiC 颗粒的体份比达到了预先设计的 55% 左右。从透射电镜照片(图 2)可以看出, SiC 颗粒与铝合金基体的界面结合状况良好,且无任何界面反应产物,为预期的物理冶金结合。这说明优选出的制备工艺参数是合理的,获得的界面状态是理想的,结构/热控一体化多功能 SiC/Al 复合材料的细微观结构理论设计方案得以全面实现。

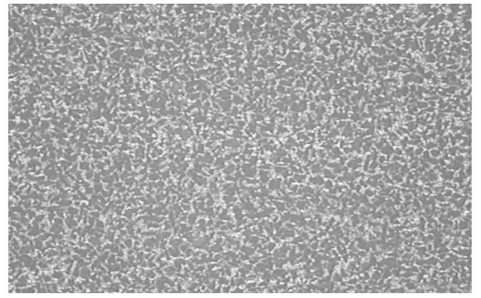


图 1 无压浸渗高体份 SiC/Al 复合材料的金相照片
Fig. 1 OM micrograph of high volume fraction SiC/Al composites fabricated by pressureless infiltration

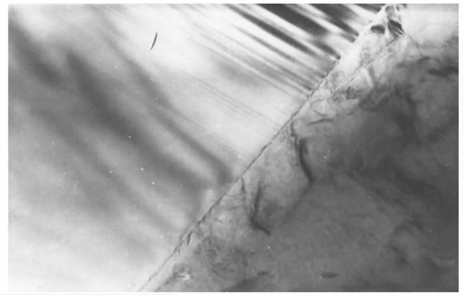


图 2 无压浸渗高体份 SiC/Al 复合材料界面的 TEM 像
Fig. 2 TEM image of interface of high volume fraction SiC/Al composites fabricated by pressureless infiltration

3.2 材料的物理性能

表 1 给出的是本文采用无压浸渗法获得的航空光电稳定平台用 SiC/Al 复合材料与传统金属结构材料的性能对比^[9]。

表 1 传统光机结构材料与高体份 SiC/Al 复合材料的性能对比

Tab. 1 Comparison of properties between high volume fraction SiC/Al composites and traditional structural materials for optomechanical systems

	密度 (g/cm ³)	热膨胀系数 (×10 ⁻⁶ /K)	热导率 W/(m·K)	弹性模量 (GPa)	比模量 (×10 ⁵ m)
铝合金 (2A12)	2.78	22.7	120	70	25.2
钛合金 (TC4)	4.44	9.1	6.8	109	24.5
碳 钢 (45#)	7.81	11.6	48	200	25.6
SiC/Al 复合材料	2.94	7.9	198	213	72.4

由表 1 可以看出,航空光电稳定平台用 SiC/Al 复合材料其热膨胀系数比铝合金低 65%,比 45# 钢低 32%,也略低于钛合金;其比热导率铝

合金高 65%,比 45# 钢高出 3 倍;其弹性模量是铝合金的 3 倍,是钛合金的 2 倍,比 45# 钢略高;与铝、钛、钢相比,复合材料的比模量高出近 2 倍,

平均谐振频率高出近 70%。

通过这些对比可以发现:将多功能 SiC/Al 复合材料用于航空光电稳定平台,不仅可使结构件大幅度减重、实现系统的轻量化目标,同时还将使构件的乃至整个系统的谐振频段显著后移、平台系统的稳定精度及可靠性得以提高,环境适应性能明显改善,有效载荷的使用空间显著增大。

3.3 内框架的加工及质量检测评价

3.3.1 内框架的加工及检验

本文制备的无人机载光电平台的内框架基本加工方法为:平面的获得及其尺寸与形位公差控制通过在磨床上平磨来实现;板材侧面形状的获得通过线切割实现;组成内框架的 6 块 SiC/Al 复合材料板的连接通过超声波振动钎焊来实现,钎料为 Zn-Al 合金。内框架坯锭尺寸为 650 mm×500 mm×85 mm,如图 3 所示。

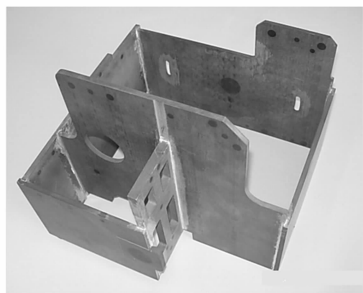


图 3 航空光电稳定平台内框架

Fig. 3 Inner frame of aviation photoelectric stable platform

内框架的表面质量主要采用目视方法检查,对疑似缺陷处用 4 倍或 4 倍以上放大镜进一步确认。只在鉴定检验时采用轮廓仪对产品的表面粗糙度进行实测,而在质量一致性检验时,仅用经轮廓仪实测的、表面粗糙度达到产品图样要求的样品作为标样,通过目视对比来判定受试样品的表面粗糙度是否合格。

航空光电稳定平台零部件的结构尺寸检验按常规机械零件的检验方法进行。

3.3.2 复合材料制件残余应力

对本文研制的结构/热控一体化多功能 SiC/Al 复合材料及其产品中铝基体的残余应力采用 X-3000 型 X 射线应力测定仪测定,测定结果表明:成功地获得了近“零”残余应力状态(-26.3 ± 9.2 MPa)。这是本文提出的一种去除或减小

SiC/Al 复合材料基体残余拉应力新的思路和方法所取得的效果。通常情况下 SiC/Al 复合材料基体中残余拉应力较大,可达 100~200 MPa^[10]。

3.3.3 航空光电稳定平台内框架的焊缝质量

内框架的 6 块 SiC/Al 复合材料板之间是靠超声波振动钎焊来连接的。通过对焊缝中心部位显微组织(图 4)观察可发现:母材表面氧化膜去除彻底,焊缝与母材结合界面良好,焊缝中无夹杂、缩孔、气孔等缺陷,焊缝宽度为 2~3 个 SiC 颗粒宽度,大部分焊缝区域有 SiC 颗粒分布,形成了 SiC-焊缝基体合金的复合结构的焊缝。

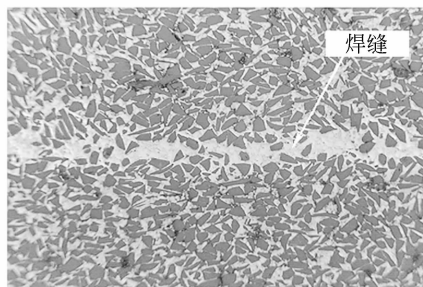


图 4 焊缝中心部位显微组织(×50)

Fig. 4 Microstructure of weld center(×50)

进一步放大焊缝组织(图 5)发现, SiC 增强相颗粒与焊缝基体合金界面结合良好,无微裂纹等缺陷,表明在超声波作用下焊缝基体合金可较好的润湿 SiC 颗粒,形成了良好的结合界面。

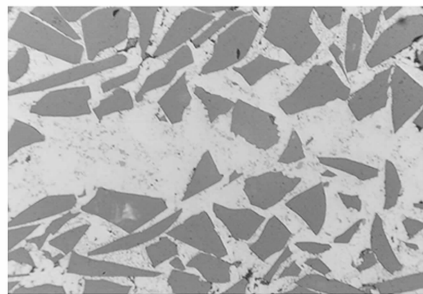


图 5 进一步放大焊缝组织(×250)

Fig. 5 Weld organizations of further enlargement(×250)

焊缝中有时发现局部区域增强相较多,如图 6。但放大该区域发现 SiC 颗粒无聚团现象,与基体结合依然良好,如图 6 右侧所示。这是由于超声波的弥散作用效果较好所致。显而易见,这是最为理想的焊缝组织,有利于提高整体结构组织

及性能的均匀性,避免组织及性能在焊缝处发生阶跃,从而抑制应力集中。

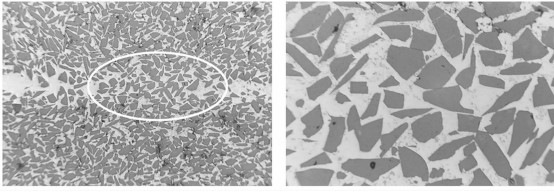


图 6 增强体颗粒含量较高的焊缝局部区域(左图×50,右图×200)

Fig.6 Weld local area of high volume fraction reinforced particles (left×50, right×200)

本文还对焊缝的力学性能进行了测试:焊接接头试件采用推剪施力形式,此时母材受到的是压应力。图 7 为接头的宏观断口形貌。

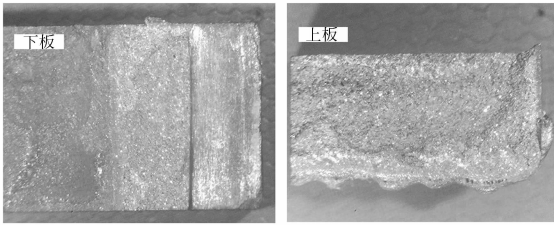


图 7 焊接接头宏观断口形貌

Fig.7 SEM morphology of fracture surface of welded joints

由图 7 可见,接头剪切断裂截面不平齐,断裂部位不是纯焊缝区域,属于混合断裂特征,局部断裂发生在焊缝区域,局部发生在近焊缝的母材区域。接头剪切强度为 126 MPa。

通过上述分析可以得出这样的结论:结构/热控一体化多功能 SiC/Al 复合材料采用超声振动液相连接方法可形成良好的接头,焊缝形成了 SiC-基体合金的复合结构,SiC 颗粒与基体合金结合界面良好,接头的剪切强度为 126 MPa。

4 框架结构的有限元分析

作为有效载荷安装的基板,内部分别装载激光测距机、红外热像仪、可见电视镜头等有效载荷。其强度和刚度必须得以保证,才能有效的保证载荷工作的可靠性,同时也是光电平台的精度得以满足的基础。因此,对平台关键件主内承力框架进行静力学分析及模态分析提高其刚度及机械固有频率是十分必要的^[11]。

4.1 光电平台主承力框架静力学分析

在 UG 软件平台建立内框架三维实体模型,并对框架结构进行合理的简化。通过有限元分析软件 MSC/Nastran 建立有限元模型,并采用合理单元进行网格划分。

对内框架进行有限元网格划分时,由于结构比较均匀,无明显过薄及悬梁结构,因此统一采用六面体实体网络。网格划分过程中尽量使单元大小均匀,保证有限元网格的协调性要求。程序具有对模型的细小特征、孔、圆角及其它细节自动应用网格控制的功能,在内框架的轴孔处用进行网格的细化。框架分别选用铝合金和铝基复合材料进行分析。整个框架共划分为 7 827 个单元,16 409 个节点。

根据实际的工作情况,对内框架的分析需要包括以下 3 种工况。

(1) 载荷 1:自重载荷(包括框架本身的重力与 3 个传感器的重量所施加在框架上产生的载荷)。将这 3 种集中质量用质量单元定义并在软件中通过 MPC 连接。根据质量和惯性等效原则,确定载荷的中心点,在此点建立和实物相同的质量点,用 MPC 和相关节点连接。

(2) 载荷 2:内框架受直流力矩电机驱动产生的扭矩。在有限元分析中等效为力偶加在相应的节点上。方向是绕两轴孔的中心连线。施加的力偶的大小由公式 1 得到。

$$F = \frac{M}{nd} = \frac{5}{4 \times 0.017} = 73.53 \text{ N}, \quad (1)$$

其中, F 为等效的力, M 为力矩电机转矩, n 为所等效的力的个数, d 为框架上轴孔直径。

(3) 约束条件:在框架转动轴处限制 3 个移动和 2 个转动自由度,只允许其绕 X 轴转动,添加一个自定义约束。

图 8 给出了加载后的内框架有限元模型图。

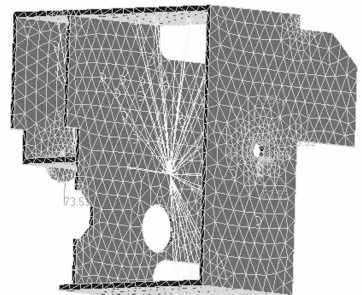
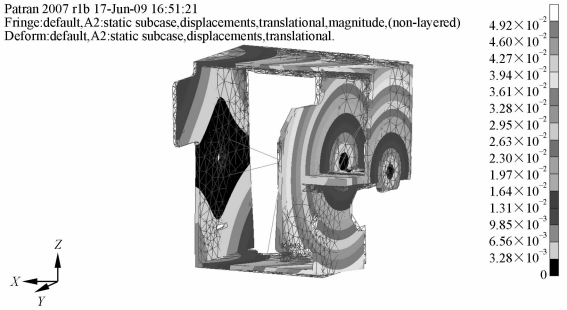


图 8 加载后内框架有限元模型图

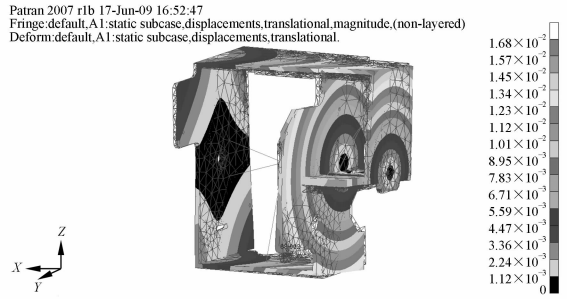
Fig.8 FEM graphics of loaded inner frame

图 9 给出了分析得到的框架位移和应力变形云纹图。分析图示结果可见,采用铝基复合材料后,得益于该材料优异的结构承载功能,结构最大变形由铝合金的 0.049 2 mm 迅速下降至 0.016 8 mm。同时,结构的最大应力值二者大致相当。在满足结构强度要求的同时,有效的降低了由于结构变形引起的视轴变化,有效的提升了系统稳定精度。



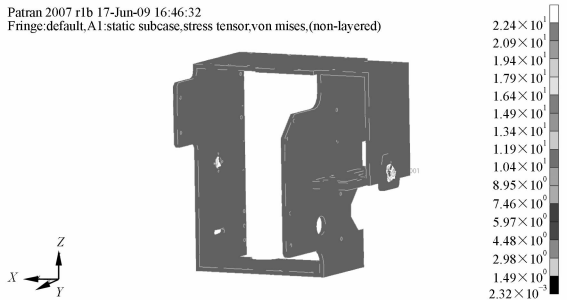
(a) 铝合金框架位移变形图

(a) Deformation of aluminum alloy frame displacement



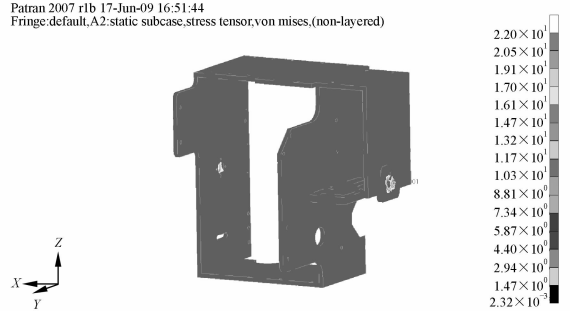
(b) 铝基复合材料框架位移变形图

(b) Deformation of aluminum matrix composites frame displacement



(c) 铝合金框架应力变形图

(c) Deformation of aluminum alloy frame stress



(d) 铝基复合材料框架应力变形图

(d) Deformation of aluminum matrix composites frame stress

图 9 有限元分析结果云纹图

Fig. 9 Cloud map of finite element analysis results

4.2 光电平台主承力框架动力学特性研究

模态分析是对结构动态特性的解析分析和实验分析,其结构动态特性用模态参数表示。在数学上模态参数是力学系统运动微分方程的特征值和特征向量;在试验方面则是试验测得的系统的固有频率、阻尼和振型。而有限元模态分析主要目的是计算平台框架模态参数,其中包括各阶相应的频率、振形、质量、刚度和阻尼,对平台框架进行模态分析,为结构设计与研究提供动态特性数据,有利于合理安排谐振点的位置改善平台的动态特性。为了保证精度要求框架必须有良好的刚度,使框架工作在外界机械扰动下不至于产生共振。低频直接反应了系统的刚度特性,所以本文着重分析前 4 阶固有频率。框架结构的前几阶固有频率越大,结构的动态刚度越高,整体结构的比刚度也越高。

表 2 列出了内框架的前 4 阶固有频率(Hz),其中基频由 145 Hz 提高至 244 Hz,提高了将近 65%,结构的动刚度得以很大程度的提升,增加了系统的可调试性和抗干扰能力。

表 2 前四阶固有频率(单位:Hz)

Tab. 2 The first four-order natural frequencies(Unit: Hz)

阶数	铝合金	复合材料
1	145	244
2	178	300
3	199	333
4	331	557

5 系统稳定精度检测及外场试飞

5.1 稳定精度检测

检测中心根据系统实际工作情况,检测出具详细的检测报告。最终各项指标均符合要求,尤其是方位稳定精度为 $20 \mu\text{rad}$,达到了很高的精度,这得益于铝基复合材料在平台的内框架方面的应用。

5.2 外场试飞验收

装有本文研制的铝基复合材料内框架的无人机随系统共进行了 5 个架次的部队定型考核试飞。在长航时试验飞行中,光电平台在空中连续工作 36 h 7 min 无故障。这次飞行不仅飞机本身开创了国内无人机史上的长航时记录,光电平台

也开创了国内空中恶劣环境下连续工作无故障最长时间记录,充分体现了系统的高可靠性。

6 结 论

成功地采用无压浸渗复合新方法和自行研制的专用工艺设备,用高体份 SiC/Al 复合材料制备了无人机载光电稳定平台的内框架,材料制件残余应力很小,焊缝质量良好,材料的总体性能达到了国际先进水平。该项研究得益于该材料优异的结构承载功能及热控功能,结构的平均谐振频率提高大约 65%,最大变形量减少了 60%,从而使该系统在振动载荷作用下的精度稳定性显著提高,因此可替代铝合金、钛合金用作航空光电平台升降盘、安装盘、主承力框架、基板等关键构件。

参考文献:

- [1] 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)
- [2] 李威,刘宏伟. 空间光学传感器中碳纤维复合材料精密支撑构件的结构稳定性[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)
- [3] 高明辉,刘磊,任建岳. 空间相机反射镜碳化硅材料性能测试[J]. 光学精密工程, 2007, 15(8):1170-1174.
GAO M H, LIU L, REN J Y. Characteristic test of SiC for space camera's mirror [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8):1170-1174. (in Chinese)
- [4] KUNZE J M, BAMPTON C C. Challenges to developing and producing MMCs for space applications [J]. *JOM*, 2001, 4:22-25.
- [5] RAWAL S. Metal-matrix composites for space applications [J]. *JOM*, 2001, 4:14-17, 51.
- [6] ZUFIA A, HAND R J. The production of Al-Mg alloy/SiC metal matrix composites by pressureless infiltration[J]. *Journal of Materials Science*, 2002, 37(5):955-961.
- [7] ZWEBEN C. Metal-matrix composites for electronic packaging[J]. *JOM*, 1992, 44(7):15-23.
- [8] 崔岩,李丽富,李景林,等. 制备空间光机结构件的高体份 SiC/Al 复合材料 [J]. 光学精密工程, 2007, 15(8):1175-1180.
CUI Y, LI L F, LI J L, *et al.*. High volume fraction SiC/Al composites for space-based optomechanical structures[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007, 15(8):1175-1180. (in Chinese)
- [9] 任建岳,陈长征,何斌,等. SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间传感器中的应用[J]. 光学精密工程, 2008, 16(12):2537-2542.
REN J Y, CHEN CH ZH, HE B, *et al.*. Application of SiC and SiC/Al to TMA optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(12):2537-2542. (in Chinese)
- [10] 崔岩. 碳化硅颗粒增强铝基复合材料的航空航天应用[J]. 材料工程, 2002(6):3-6.
CUI Y. Aerospace applications of silicon carbide particulate reinforced aluminum matrix composites [J]. *Materials Engineering*, 2002(6):3-6. (in Chinese)
- [11] 杨洪涛. 四框二轴光电稳定平台框架有限元分析及结构优化[D]. 长春:长春光学精密机械与物理研究所, 2006.

YANG H T. *Finite element analysis and structure optimization of the photoelectric stable platform with four frames and two axes*[D]. Changchun;

Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, 2006. (in Chinese)

作者简介:



程志峰(1979—),男,山东临沂人,助理研究员,博士研究生,2005年于大连理工大学获得硕士学位,主要从事光电仪器结构设计及优化分析等方面的研究。E-mail:chengzhif2004@yahoo.com.cn

崔岩(1969—),男,黑龙江人,研究员,博士,主要从事金属基复合材料的制备及应用研究。E-mail:yan62128.cui@sohu.com

王忠素(1977—),女,黑龙江双城人,助理研究员,硕士,主要从事光电仪器结构设计与分析等方面的研究。E-mail:wzs1998@yahoo.com.cn

刘家燕(1968—),女,吉林长春人,高级工程师,学士,主要从事光电仪器结构设计等方面的研究。E-mail:liujy_224@sina.com

王平(1982—),男,黑龙江齐齐哈尔人,研究实习员,硕士,主要从事光电仪器结构设计方面的研究。E-mail:wangping_2002@163.com

苏东风(1978—),男,河南睢县人,博士研究生,助理研究员,主要从事光电仪器结构设计方面的研究。E-mail:cc_sdf@126.com

刘小涵(1978—),女,吉林长春人,博士研究生,主要从事光电仪器结构设计方面的研究。E-mail:liuxiaohancimp@sohu.com

导师简介:



张葆(1966—),男,吉林磐石人,研究员,工学博士,博士生导师,主要从事航空光电成像技术的研究。E-mail:cleresky@vip.sina.com

●下期预告

拼接镜主动光学共焦实验

林旭东^{1,2},陈涛¹,王建立¹,刘欣悦¹,杨飞¹,张景旭¹,
明名¹,张丽敏¹,陈宝刚¹,李宏壮¹,王富国^{1,2}

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,吉林长春 130033;

2. 中国科学院研究生院,北京 100039)

为了实现对拼接镜的共焦调整,建立了拼接镜主动光学共焦实验系统。实验中,拼接镜由三块对边长 300 mm 的正六边形子镜组成,子镜为球面,曲率半径为 2 000 mm。采用 Shack-Hartmann 传感器进行共焦测量,用六个微位移平移台对两块子镜的离焦和倾斜进行调整。每个子镜对应 Shack-Hartmann 的 36 个子孔径,用子孔径产生的像点位置偏移计算子镜之间的共焦误差,通过微位移平台调整,可控制子镜的轴向离焦误差优于 1 μm rms,倾斜误差在两维方向上均优于 0.02" rms。实验表明,该方法适用于大型拼接镜面望远镜的共焦标定和实时调整。