

文章编号 1004-924X(2017)11-2923-08

大型空间红外相机多反光学系统桁架杆框架的设计

翟 岩*

- (1. 长春理工大学, 吉林 长春 130022;
2. 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:针对大型空间红外相机对复杂支撑功能且重量小、刚度高的需求,本文设计了一个全部由桁架杆互相支撑形成的框架,并通过结构分析、工艺试验和力学试验验证了框架的可行性和可靠性。该框架由 58 根碳纤维支撑杆和 21 个接头组合形成相机的主支撑结构,可支撑多个周向分布的光学组件,且满足框架总质量不超过 55 kg 的要求。介绍了框架的装调和胶接方法和步骤,进行了有限元分析和力学试验,验证了三角形封闭的桁架杆结构在黏接强度降低的情况下,仍能够在相机受力状态下具有足够的安全裕度。力学试验得到框架的一阶谐振频率为 90.4 Hz,满足一阶谐振频率不低于 60 Hz 的要求,与有限元分析结果相符。

关键词:空间红外相机;桁架结构;有限元分析;力学试验

中图分类号:V447.3;V416 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172511.2923

Design of truss framework of multi-mirror optical system for large-scale space infrared camera

ZHAI Yan*

- (1. Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China;
 2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)
- * Corresponding author, E-mail: zhaiy163@163.com

Abstract: To meet the requirements of a large-scale space infrared camera for a lighter weight and higher rigidity framework with complex support function, a framework entirely formed by trusses was designed. Then, the feasibility and reliability of the frame were demonstrated by structure analysis, technological test and mechanical test. The framework was combined by 58 carbon fiber struts and 21 joints to form the main support structure of the camera. It could support most of optical modules in circumference distribution and could meet the weight requirement less than 55 kg. The methods and steps for gluing the subassemblies were described particularly, then the finite element analysis and mechanical experiment were used to verify that the triangle enclosed truss structure in stress state could offer an adequate safety margin even if the adhesive strength was reduced. Mechanical experiment results show that the basic frequency of the framework is 90.4 Hz, which is consistent with the results of finite element analysis and higher than the limited frequency of 60 Hz.

Key words: space infrared camera; truss structure; finite element analysis; process experiment

收稿日期:2017-04-13;修订日期:2017-06-10.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 61405191)

1 引言

随着离轴反射式空间遥感相机分辨率的提高,相机的口径变大、焦距增长^[1],相机的框架尺寸变大,光程变长。为减小相机的体积,需要设置一块或多块反射镜来折转光路,这使得相机框架更为复杂,安装环节以及框架自身的变形所导致的误差可能超过光学设计过程中对误差的要求,造成光学系统整体效果不能达到设计要求。

常用的支撑结构主要有整体式(包括整体铸造框架结构、薄壁筒式结构等)、桁架式以及两者组合支撑等方式^[2]。中小型同轴空间相机多采用薄壁筒式结构,例如 Wordview-1、Geoeye-1 等相机,大型同轴相机主次镜系统多采用桁架式结构,例如哈勃空间望远镜(Hubble Space Telescope, HST)^[3];大型离轴三反系统多采用框架与桁架杆组合支撑方式,如 LandSat-7 搭载的光学成像遥感器。张雷、贾学志等介绍了同轴和离轴空间相机的碳纤维桁架结构^[3-5];Paul R. Yoder, Jr. 在其论著中较为详细地分析了主次镜系统桁架结构支撑方式^[6];刘磊在其硕士论文中分析了某轻型离轴三反式空间相机前后框架与桁架杆组合的支撑方式^[7];辛宏伟等介绍了某大型离轴三反系统桁架与框架组合支撑结构的设计^[8]。

对于焦距较短的离轴反射式相机,其框架主要采用薄壁筒式结构^[9]。对长焦距相机,为减小体积,常设置多块反射镜折转光路^[10],考虑到光阑的设计,框架上需要有更多的支撑点固定反射镜和光阑,导致框架重量占整机重量的比例增大。针对这些情况,需要一种既能够提供复杂支撑而且重量小、刚度高的框架。

本文针对某红外离轴反射式相机需求,设计了一种全部以桁架杆组成的大型轻质框架,通过分析、工艺试验及力学试验验证了框架的可行性和可靠性。

2 设计目标

本文所述的框架应用于某空间红外相机中,相机的光路如图 1 所示。

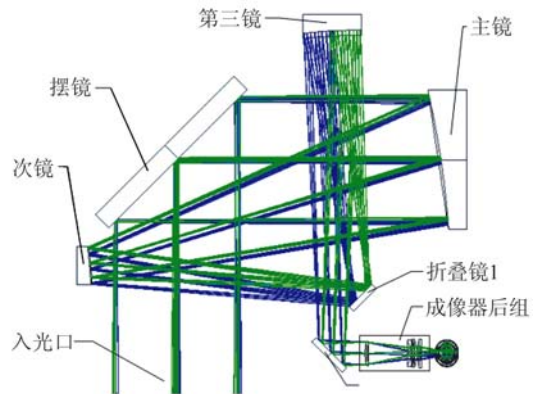


图 1 某空间相机光学系统

Fig. 1 Optical system of a space camera

系统主要由摆镜、主镜、次镜、第三镜和成像器后组组成,为降低主次镜之间的距离和第三镜与成像器后组之间的距离,分别设置了折叠镜 1 和折叠镜 2。系统所包含的全部光学零件及其支撑组件设计完成后,模型重量约 140 kg。考虑到整机质量要求不超过 200 kg,整机一阶固有频率大于 60 Hz,对框架基本设计要求如下:提供 6 块反射镜组件的安装接口,重量不超过 55 kg,整机谐振频率不低于 60 Hz。

3 框架设计

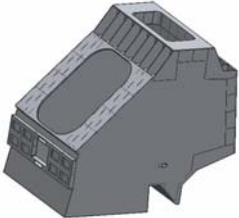

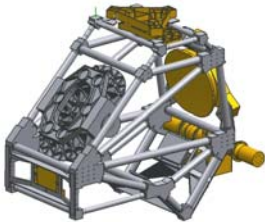
由光学系统图可以看到,包括成像器后组在内一共 7 个光学组件,与入光口一起分布在光学系统的周围,虽然各光学组件间留有缝隙,但基本上将整个光路都包围在内。

框架在材料的选择方面主要需要考量的是材料的力学性能与热性能^[11]。航天相机通常对质量要求较高,常用密度较低、弹性模量相对较大的材料,如钛合金材料。近年来,复合轻质材料也被广泛应用于航天工程领域,分为金属基复合材料和非金属复合材料。金属基复合材料主要为铝基复合材料,根据加入的非金属材料的种类和比例不同,分为高体份铝基碳化硅复合材料、低体份铝基碳化硅复合材料和低体份铝基硼合金材料等。非金属复合材料主要是指碳纤维材料。另外,目前铍铝合金材料以其密度低、弹性模量高的特点也可适应航天相机的需求。

根据光学设计,初步设计了 3 种形式的框架结构,金属件壁厚均为 4 mm,接口处加厚至

6 mm。通过对 3 种形式的框架赋以 8 种不同材料进行有限元分析,得到如表 1 的数据。

表 1 各结构有限元分析结果
Tab.1 Finite element analysis results of structures

序号	结构形式	设计特点	材料	框架质量	谐振频率/Hz
1		传统的整体式框架设计形式。 加强筋布置在内部	铸造钛合金材料	108	42.7
			高体份铝基复合材料	72.2	56.3
2		框架由包围在光路周围的连续多次曲面组合形成	铸造钛合金材料	42.9	67.1
			低体份铝基复合材料	27	82.4
			低体份硼合金材料	27	83.7
3		由支撑杆及接头相互支撑组合形成	碳纤维材料(m40)	19.5	110
			钛合金接头-碳纤维支杆	57.35	94.1
			全钛铝合金材料	33.85	115

采用第 1 种结构形式的框架刚度不满足设计需求中“整机谐振频率不低于 60 Hz”的要求。易与星平台上的其它部件产生扰频,因此框架的第一种结构形式不适于此相机。

采用第 2 种结构形式的框架重量可满足设计要求,但仅有采用碳纤维材料的框架在进行整机计算时能够满足整机的刚度要求。

采用第 3 种结构形式的框架可满足全部设计要求。

通过对第 3 种框架采用不同材料的加工性能、由加工带来的成本及加工过程中对环境及加工人员的影响等方面进行比较后,最终选用了采用钛合金接头、碳纤维支撑杆组合形成的框架。

框架的设计方法在梅贵、翟岩等发表的《离轴多反射镜系统支撑结构的设计与装调》^[13]中有较详细的论述,在此不再复述。框架如图 2 所示(增加了结构用于支撑入光口光阑)。

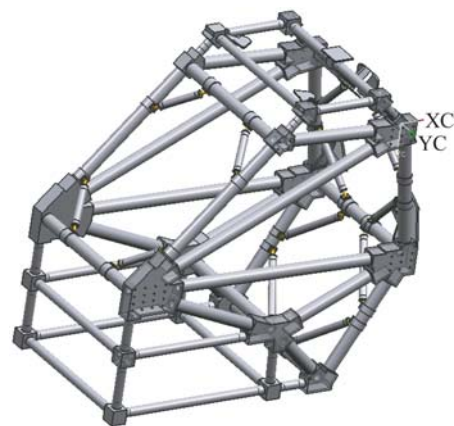


图 2 空间相机桁架结构示意图
Fig.2 Truss model of a space camera

各光学组件与框架的关系如图 3 所示。

框架有 20 个主要接头,1 个辅助接头,42 根主要支撑杆,16 根辅助支撑杆。接头全部为铸钛合金材料,壁厚 4 mm,接口处壁厚 6~8 mm。支撑杆材料为 m40 材料,主支撑杆外径 50 mm,壁厚 5 mm,辅助支撑杆外径有 36 mm 和 30 mm 两

种规格,壁厚 2.5 mm。框架体积 1 700 mm×1 600 mm×1 000 mm,整个框架重量 54.75 kg,其中钛合金材料共 31.71 kg,碳纤维材料共 23.04 kg。框架质量仅占相机总质量的 27.4%,是目前国内设计的空间光学遥感相机中质量比重最低的。

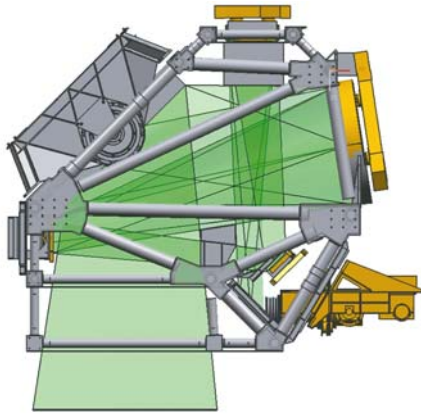


图 3 各光学组件与框架的关系图

Fig. 3 Relationship of optical components and truss model

为提高碳纤维支撑杆与钛合金杆接头的同轴定位精度,在支撑杆的两个端头处各增加设计了一个定位止口,如图 4 所示,用以与间隙保持隔圈配合保证胶接厚度精度的确定性。



图 4 碳纤维支撑杆端头处的定位止口

Fig. 4 Positioning side at the end of carbon fiber support rods

4 有限元分析

结合框架的结构特点建模,分析计算时将框架与卫星平台连接处 6 自由度全约束,有限元模型的坐标系定义同实体模型坐标系,如图 5 所示。

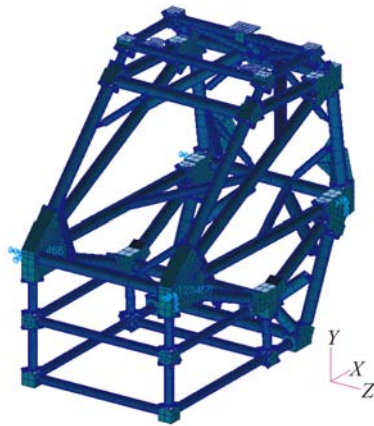


图 5 桁架的有限元模型

Fig. 5 Finite element analysis model of Truss

计算框架 3 个方向的工作基频和装配完光学组件后的整机基频,分析结果如表 2 所示。其中发射方向 Y 向一阶固有频率最高,Z 向一阶固有频率最低。整机各向一阶固有频率相比框架约低 22~36 Hz。

表 2 框架与整机模态分析结果

Tab. 2 Mode analysis results of truss and camera (Hz)

方向	框架分析结果	整机分析结果
Z	94.10	71.76
X	133.52	111.18
Y	169.73	134.52

5 工艺试验

框架的结构采用了由 3 根杆和 3 个连结组成的三角形结构。三角形结构的稳定性最好。但由于其组合后的稳定性好,其装配过程只能采用三角形的 3 条边同时装配的方式,如图 6 所示。图中的上图是三角形结构的最终形式,是将结构件布置成下图的形式,对 3 个接头同时进行挤压形成的。在装配过程中,3 根杆件同时插入接头,接头的运动路径各自为一个弧形,预先涂抹的胶层将受到挤压,使各接头和对应杆件之间的胶层不均匀,导致粘接处的抗拉强度降低。在框架实际装配中需要将 16 根杆同时插入接头,其抗拉强度将进一步降低,因此安排了工艺力学试验,考察在胶层不均匀时,杆件与接头的粘接力。

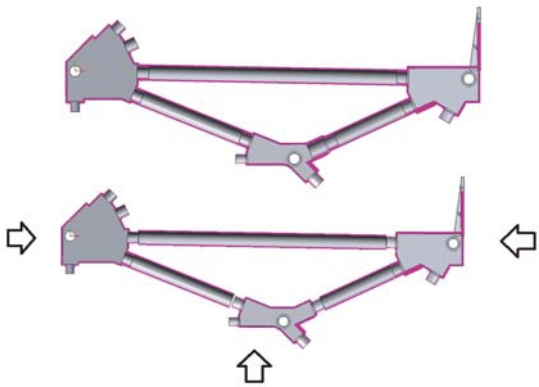


图 6 三角形桁架结构装配示例

Fig. 6 Example of triangular truss assembly

为此制造了一个 1:1 比例的 16 根杆模型进行粘接力测试试验。模型的接头处以螺钉连接成设计形状,便于其后的拉力试验。图 7 所示接头依照图 6 中左侧的接头设计,其中的大孔在接头装配时可作为定位孔,在拉力试验时作为承力工装孔。

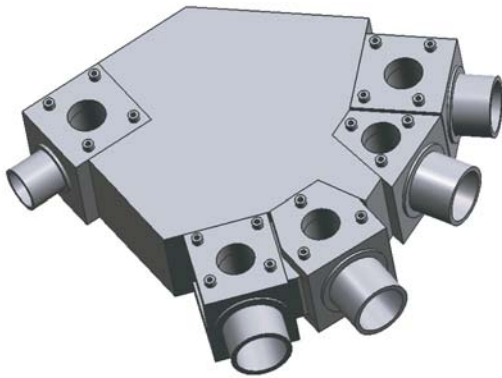


图 7 用于拉力工艺试验的杆接头

Fig. 7 Connectors for pull force process experiment

试验模型的杆件和接头材料均为 45 钢,壁厚、长度均与实际设计相同。装配时将如此设计的 10 个接头及 16 根支撑杆位置对应安置好,在接头及支撑杆内部粘接部位按照粘接工艺涂胶后,将 10 个接头的 32 个粘接端插入支撑杆内孔,待胶彻底干透后,将接头上的各螺钉卸下,形成拉力试验件。将试验件用拉力试验机拉断,测试应力大小。测试中应力最低的 5 个接头处的结果如表 3 所示。

表 3 实测拉开力表

Tab. 3 Test results of pull force

序号	完全粘接时的拉开力/KN	与实际安装情况相符时的拉开力/KN	计算获得的最大拉力/KN	安全系数
1	45.87	8.154		4.64
2	45.96	8.290		4.72
3	46.96	8.408	1.758	4.78
4	45.90	8.594		4.89
5	46.11	9.094		5.17

通过比较完全粘接时的拉开力和与实际情况相符时的拉开力,可以看到实际情况下的拉开力约为完全粘接时拉开力的 20%。通过有限元分析,获得桁架接头处的应力最大值为 1.758 KN,远小于表 3 的拉力试验结果,是可以满足桁架刚度需求的,并留有足够大的安全裕度。

6 组装与装调

胶接是一个十分复杂的过程,每一个环节都能对胶接性能产生较大的影响。只有制定完善的工艺流程,并严格执行,才能确保胶接性能^[12]。

6.1 工装准备

为方便组装与装调,得到最终适用于成像系统的框架,设计了一套专用工装,包含两块互为镜像的安装基板、3 根导向柱、若干压板与顶块,并准备了标定用的立方镜组件、千分尺和 0.5"经纬仪等工具。

6.2 初装调与初标定

根据图纸标注尺寸分别调整各钛合金接头位置,修整碳纤维支撑杆的长度及端头角度,使呈镜像关系的两个桁架杆平面中各接头位置符合图纸中尺寸公差要求,然后将两个桁架杆平面分别用压板固定在两个对应的工装板上。根据检验所得数据,制造一一对应的、与对应接头伸出端小间隙配合的柱状工装,将两个压在工装板上的桁架杆平面连接在一起。在工装板上的不同方位安装 3 对立方镜组件,并用 0.5"经纬仪标定出对应立方镜的角度关系。

将与接头配合的柱状工装撤出,使用 3 个导向柱支撑两块工装板,并将竖直放置的碳纤维支撑杆装入并对准两侧的钛合金接头,将上部的工

装板落下。修整垂直碳纤维支撑杆的长度及端头角度,使框架的高度符合图纸标注的尺寸公差要求。此时上部的工装板及桁架杆平面的重量完全由 3 根导向柱承担,全部碳纤维支撑杆均可以绕自身轴线自由转动,如图 8。



图 8 框架初装配完毕

Fig. 8 Truss after first fit together

检测框架的各机械尺寸,满足图纸设计要求。测量两个工装板上立方镜的角度关系,并与测量的机械尺寸做校核,两者数据互相符合即为初装调完毕,记录初装调的最终数据以备与总成后的数据进行比对。

6.3 胶接总成

将初装调的框架完全解体,清理碳纤维杆件和钛合金接头。在钛合金接头的根部套间隙保持隔圈,如图 9 所示。



图 9 间隙保持隔圈

Fig. 9 A maintaining spacer for gap

间隙保持隔圈与碳纤维杆的止口内径和杆接头外径都为过渡配合,杆接头外径与碳纤维杆内径为

间隙配合,使碳纤杆内径与钛合金接头外径保持确定的同轴度公差,如图 10 所示。

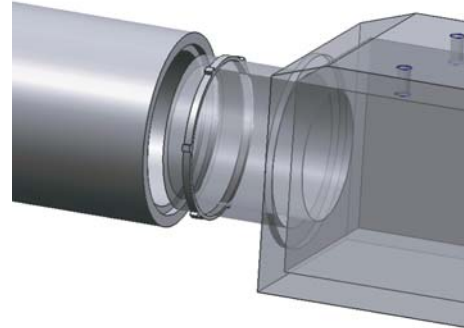


图 10 间隙保持隔圈、碳纤杆与接头的关系图

Fig. 10 Relationship of maintaining spacers of gap, carbon fiber rods and rod joints

在各碳纤维杆内径粘接表面及钛合金接头的外径表面涂胶处涂适量 J133 环氧树脂胶,根据初装调所记录的数据复位各接头、各杆件位置关系,直至整个框架各可测量数据与初装调所测数据符合,即完成框架的粘接工作,进入待胶干状态。

7 试验验证

为了消除桁架杆由于黏合剂固化产生的应力,实测在给定力学试验条件下的响应情况,检测胶接结构强度、刚度及稳定性,对固化完成的桁架进行了振动试验^[13]。

7.1 力学试验

力学试验包括:3 个方向 0~2 000 Hz 范围内 0.2 g 特征试验和正弦、随机振动。试验谐振频率结果如表 4、图 11 所示。

表 4 框架力学试验结果

Tab. 4 Mechanical test results of truss (Hz)

方向	有限元分析	随机振动试验后
Z	94.10	90.47
X	133.52	129.35
Y	169.73	163.23

由表 4 可见,试验组件 Z、X、Y 3 个方向的基频分别为 90.47、129.35 和 163.23 Hz,试验结果

与设计分析结果相吻合,误差小于 4%。通过对比振动试验前后曲线,振动试验前和振动试验结束时框架两次的实验数据曲线中谐振峰数值接近,可见桁架的胶粘结构能够承受住发射时产生的力场变化作用,是有足够的刚度和强度。图 11 为反射镜组件 Z 方向随机试验振动后复测 0.2 g 特征扫描试验曲线。

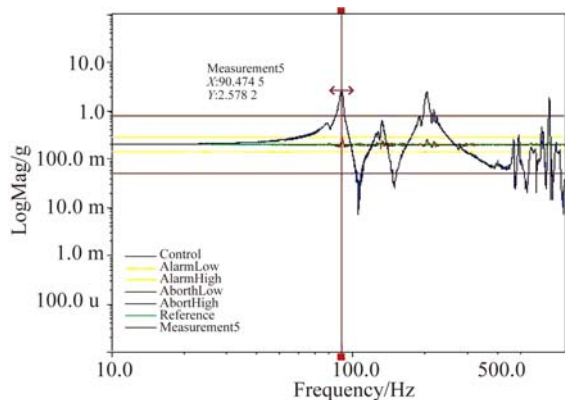


图 11 Z 向 0.2 g 特征扫描曲线

Fig. 11 Test curve of Z direction with 0.2 g

从表 4 和图 11 可以看出,框架的结构刚度与有限元分析结果接近,可见有限元分析结果可以在一定程度上反应真实结果。根据有限元分析的整机一阶谐振频率,可认为满足总体对整机一阶谐振频率不低于 60 Hz 的要求。

7.2 后续加工及稳定化试验结果

由于框架是由多根支撑杆和众多的接头组合装配形成,各光学组件的安装平面为一个二维平面,在框架上由分布在不同接头上的 3~4 相互不连接平面组合形成,经三坐标测量机检测平面度约为 0.01 mm,在系统装调中将极大的延长镜头装配时间。为提高镜头的装配效率,需要通过机械加工获得具有较高平面度的光学组件安装

表面。

将框架以类似图 8 所示形式安装在加工中心的转台上,切削加工框架周边 7 个光学组件安装平面。经三道加工工序,最终光学组件安装平面的平面度全部优于 0.001 mm。

在机械加工后,框架又经历了静止试验、高真空试验及应力均化试验后,复测了 Z、X、Y 三个方向的 0.2 g 特征扫描试验曲线,试验结果如表 5 所示。

表 5 框架复测力学试验结果

Tab. 5 Mechanical retest results of truss (Hz)

方向	有限元分析	复测特征扫描试验结果
Z	94.10	90.41
X	133.52	128.05
Y	169.73	162.73

比较表 4 和表 5 试验结果,在经历了机械加工及一系列试验后,两者结果近似未发生改变,可以认为此框架的结构强度和稳定性保持不变,其结构刚度可满足设计要求。

8 结 论

本文针对某红外离轴反射式相机为减小体积采用了设置多块反射镜折叠光路的特点,设计了全部以桁架杆互相支撑形成的框架,并通过试验得到了桁架装配时产生的胶分布不均匀对框架的强度不会产生颠覆性影响的结论。框架支撑了多个周向分布的光学组件,通过有限元分析和力学试验,验证了整机谐振频率满足不低于 60 Hz 的要求,并且整机重量满足小于 200 kg 的要求。

参考文献:

- [1] 李志来. 长焦距空间相机主次镜间桁架支撑结构设计[J]. 激光与红外, 2012, 42(1):89-93.
LI ZH L. Truss support structure design between primary mirror and secondary mirror in long focal length space camera [J]. *Laser & Infrared*, 2012, 42(1):89-93. (in Chinese)
- [2] 李威, 刘宏伟. 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[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] 郭权峰. 同轴三反空间相机结构稳定性研究[D]. 北京:中国科学院研究生院, 2012.

GUO Q F. *Research on structure stability of three-*

- mirror cassegrain space camera* [D]. Beijing: Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, 2012. (in Chinese)
- [4] 张雷, 姚劲松, 贾学志, 等. 同轴空间相机碳纤维复合材料桁架结构的研制[J]. 光学精密工程, 2012, 20(9):1967-1973.
ZHANG L, YAO J S, JIA X ZH, *et al.*. Development of trusses made of carbon fiber composites for coaxial space remote sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(9):1967-1973. (in Chinese)
- [5] 贾学志, 张雷, 金光. 空间相机桁架支撑结构满应力优化设计与试验[J]. 空间科学学报, 2013, 33(3):346-352.
JIA X ZH, ZHANG L, JIN G. Optimum design based on full stress ruler and test for truss of space camera [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2013, 33(3):346-352. (in Chinese)
- [6] PAULR Y Jr. *Opto-Mechanical Systems Design* [M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press, Taylor & Francis Group, 2006:706-729.
- [7] 刘磊. 空间光学遥感器轻型支撑结构研究[D]. 北京: 中国科学院研究生院, 2006.
LIU L. *Research on Light-weight Frame of the Space Optical Remote Sensor* [D]. Beijing: Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, 2006. (in Chinese)
- [8] 辛宏伟, 关英俊, 柴方茂. 离轴空间遥感器主支撑结构设计[J]. 光学精密工程, 2012, 20(6):1257-1264.
XIN H W, GUAN Y J, CHAI F M. Design of main support of off-axis space remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(6):1257-1264. (in Chinese)
- [9] 关英俊, 徐宏, 李志来, 等. 大型离轴空间相机桁架支撑结构的设计[J]. 光电工程, 2014, 41(12):7-13.
GUAN Y J, XUN H, LI ZH L, *et al.*. Design of truss support structure for large off-axis space camera [J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2014, 41(12):7-13. (in Chinese)
- [10] 魏磊, 张雷, 谢鹏, 等. 大型离轴三反空间相机前框架优化设计与试验[J]. 光子学报, 2017, 46(5):78-85.
WEI L, ZHANG L, XIE P, *et al.*. Optimization design and test for the front frame of a large off-axis TMA space camera [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2017, 46(5):78-85. (in Chinese)
- [11] 李畅, 何欣, 刘强. 高体份 SiC/Al 复合材料空间相机框架的拓扑优化设计[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(8):2526-2531.
LI C, HE X, LIU Q. Design and topology optimization of space camera frame fabricated by high volume fraction SiC/Al composite material [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(8):2526-2531. (in Chinese)
- [12] 张凯, 何欣, 崔永鹏. 空间相机机身桁架装配工艺[J]. 红外与激光工程, 2011, 40(1):91-95, 122.
ZHANG K, HE X, CUI Y P. Assembly technology of frame structure of space camera's body [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, 40(1):91-95, 122. (in Chinese)
- [13] 梅贵, 翟岩, 苗健宇, 等. 离轴多反射镜系统支撑结构的设计与装调[J]. 光学精密工程, 2015, 23(8):2280-2287.
MEI G, ZHAI Y, MIAO J Y, *et al.*. Design and alignment of support structure for off-axis multi-mirror system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(8):2280-2287. (in Chinese)

作者简介:



翟岩(1974—),男,吉林长春人,副研究员,1997年于长春光学精密机械学院获得学士学位,2012年于吉林大学获得硕士学位,主要从事空间遥感器总体设计的研究。E-mail: zhaiy163@163.com