

长条形空间反射镜轻量化及其支撑结构设计

关英俊¹, 辛宏伟²

(1. 长春工业大学机电工程学院, 吉林 长春 130012; 2. 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033)

摘要:为保证空间反射镜在空间应用环境中保持高位置精度和面形精度,实现良好成像,从结构材料的选择、反射镜轻量化设计及支撑结构设计三个方面对某长条形空间反射镜进行了详细的结构设计。提出了一种底面局部开口、三角形加强筋的轻量化形式,反射镜采用背部三点支撑方案,通过合理设计柔性支撑结构参数,使反射镜保证了高刚度和热尺寸稳定性要求。采用有限元法对反射镜系统进行了静、动态特性和热特性分析。分析结果表明:自重及5℃均匀温变载荷工况下,反射镜面形精度达到 $\lambda/10$ PV, $\lambda/50$ RMS($\lambda = 632.8$ nm);反射镜组件一阶固有频率230 Hz,具有足够高的动静态刚度和热尺寸稳定性,满足空间应用要求。

关键词:空间相机;长条形反射镜;柔性支撑;轻量化;有限元分析

中图分类号:V445.8 **文献标识码:**B

Lightweight and support design for rectangular space mirror

GUAN Ying-jun¹, XIN Hong-wei²

(1. School of Mechatronic Engineering, Changchun University of Technology, Changchun 130012, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Changchun 130033, China)

Abstract: In order to meet the requirements of high location accuracy and surface figure accuracy for space mirror, material selection, lightweight pattern and the design of support were taken into account in the design of a rectangular space mirror. A new design with local open bottom, triangular hole light-weighting structure is proposed. Mirror with the back three-point support scheme, through the rational design of flexible support structure parameters is adopted to ensure high stiffness and thermal dimensional stability. By using finite element analysis (FEA) technique, the static and dynamic stiffness as well as thermal characteristics of the mirror component are analyzed. Analysis results indicate that the surface accuracy reach to $\lambda/10$ PV, $\lambda/50$ RMS($\lambda = 632.8$ nm) under gravity and 5℃ uniform temperature change, the first order natural frequency of the primary mirror component is 230 Hz, which can meet the requirements of space application.

Key words: space camera; rectangular mirror; flexible support; lightweight; finite element analysis

1 引言

随着空间对地观测技术的发展,对空间光学遥感相机提出了越来越高的要求。为了同时满足轻型、大视场和高分辨率的需求,离轴三反射镜消像散(TMA)光学系统以其无色差、无中心遮拦、可优化变量多,在提高光学系统视场的同时能极大地改善系统的成像质量等优点得到了越来越多的应用^[1-2]。然而,由于光学系统采用离轴反射式系统,光机结构具有非轴对称特点,相对于同轴轴对称结构形式的空间遥感相机,对其支撑结构形式和结构热稳定性提出了更严格的要求。特别是离轴 TMA

系统中的长条形反射镜的镜体及支撑结构设计更是光机结构设计中的难点和关键技术。本文从光机材料选择、反射镜轻量化设计^[3-4]和反射镜支撑结构设计^[5]三个方面对某空间长条形反射镜系统进行了详细结构设计,并利用有限元分析方法对所设计的反射镜组件进行了静、动态和热特性分析。分析

基金项目:国家“863”高技术研究发展计划项目(No. 863-2-5-1-13B)资助。

作者简介:关英俊(1978-),男,满族,讲师,博士,主要研究工作是空间光学仪器 CAD/CAE。E-mail:gyj5460@sohu.com

收稿日期:2010-07-19;**修订日期:**2010-08-19

结果表明,所设计的长条形反射镜系统具有足够高的静动态刚度和热稳定性,能够满足设计指标要求。

2 长条形反射镜结构设计

离轴 TMA 空间光学遥感相机中最关键的核心光学元件之一就是长条形空间反射镜。空间反射镜要求在空间应用环境中具有足够高的位置精度和面形精度来保证成像质量,同时反射镜系统还要经历反射运载过程中严酷的动力学环境考验,不发生塑变和破坏。这就要求在材料选择、轻量化设计和支撑结构设计等方面对反射镜进行设计和综合性能分析。

2.1 反射镜材料的选择

针对空间遥感相机所经历的环境特点^[6],空间反射镜的材料选择主要应满足以下要求:

(1)高比刚度。由于镜体工作在空间微重力环境中,而镜体的加工、检测和装调是在地面重力场中进行的,所以要求反射镜重力变形小,这就要求反射镜材料具有高的比刚度。比刚度是衡量材料力学性能的重要方法,其定义为材料的弹性模量与密度的比值,即 E/ρ ,高比刚度材料应具有高弹性模量和低的密度。

(2)高热稳定性。在评价材料的热性能方面主要考虑材料的导热系数和线胀系数两个物理参量,高导热和低线胀是材料选择的目标。材料的热稳定性 λ/α 即材料的导热系数与材料的热膨胀系数的比值可以作为材料选择的依据,热稳定性越大的材料其对温度变化越不敏感。

(3)辐射稳定性。在空间工作环境中,镜体将受到宇宙高能射线的辐射,受到辐射后要求反射镜应在形状和物理性质方面保持稳定。一般来说,原子系数低的材料辐射稳定性好。

除了考虑以上性能,还要综合考虑材料的成本和机械加工性能等。经综合分析比较,本文所研究的反射镜选用的材料属性如表 1 所示。

表 1 反射镜材料属性

材料	密度 ρ g/mm^3	弹性模量 E/GPa	导热系数 λ $W/(m \cdot K)$	热胀系数 α $/(10^{-6} \cdot K^{-1})$	泊松比 μ
SiC	3.20	400	155	2.4	0.18
Zerodur	2.53	91	1.64	0.05	0.24
ULE	2.21	67	1.31	0.03	0.17
Be	1.85	287	216	11.4	0.043
Al	2.70	68	167	22.5	0.33
Si	2.33	131	137	2.6	0.42

从表 1 可见, SiC 材料具有较高比刚度,较好的热稳定性,与传统反射镜材料相比具有明显的优势。综合考虑材料的性能、采购渠道、经济合理性等因素,本文中长条形反射镜材料选用反应烧结 SiC。

2.2 反射镜轻量化设计

本文所研究的反射镜是口径为 $865\text{ mm} \times 256\text{ mm}$ 的大口径长条形反射镜。反射镜轻量化结构形式决定了反射镜最终的使用性能,包括抗变形能力、热性能、减重比及表面的光学质量等。反射镜轻量化设计主要考虑支撑点的位置和数量、镜厚比、轻量化孔形状、加强筋厚度、反射镜面板厚度和背部开口形式等。

针对圆形反射镜 Hall^[7] 给出了反射镜重力变形与最少支撑点数量的经验公式; Roberts^[8] 等人给出了反射镜镜厚比与自重变形的经验公式; Valente 和 Vukobratovich^[9-10] 研究了 1 m 口径熔石英材料反射镜的各种轻量化形式对抗变形能力和减重比等指标的影响。归结起来可知,反射镜支撑要以最少的支撑点数得到满足刚度要求的反射镜结构;在相同刚度的前提下,背部开放式结构一般要比未轻量化的实体镜厚约 20%,而背部封闭式镜体结构可做到比实体镜薄约 20%。虽然针对于长条形反射镜支撑点数、镜厚比等参数的选择没有固定的经验公式(主要是由于长条形反射镜的长宽比随不同光学系统变化较大),但在长条形反射镜镜体设计中可以参考圆形反射镜的设计规律,然后利用有限元数值分析计算工具,通过多次迭代、试算找到满足设计要求且综合性能最优的结构方案。根据反射镜尺寸形状特点,初步选定背部三点支撑方案,支撑点位尽量选择反射镜整体受力均匀位置,然后在后续的分析计算中再微调支撑点位。一般来说,对于长条形反射镜背部轻量化选择三角形轻量化孔,一方面是由于三角形轻量化孔网格效应低于正方形和蜂窝形轻量化孔,另一方面,三角形轻量化孔形式刚度较大。

反射镜具体结构参数由有限元分析结果最终确定。图 1 是两种不同的长条形反射镜背部开口形式,图 2 为镜厚为 50 mm 的背部局部开口反射镜水平和竖直放置状态下的重力变形云图,表 2 列出了不同厚度和背部开口形式反射镜在自重作用下的面形精度。

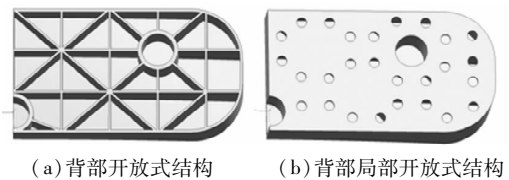


图 1 反射镜轻量化结构

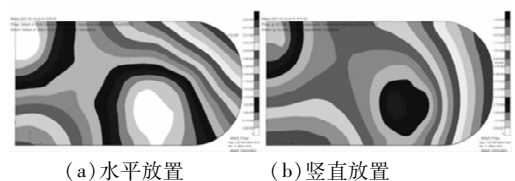


图 2 反射镜重力变形云图

表2 不同结构参数反射镜重力作用下的面形精度

镜体厚度/mm		PV/mm		质量/kg
		水平	竖直	
50	背部开放	55.2	22.8	10.8
	背部局部开放	38.2	10.2	12.5
60	背部开放	47.1	24.0	11.9
	背部局部开放	32.6	10.5	13.6
70	背部开放	38.7	24.7	13.6
	背部局部开放	30.6	10.9	14.8

从分析结果可以看出,相同镜厚情况下背部局部开口结构形式面形精度较背部开口结构形式无论在水平放置状态还是在竖直放置状态下面形精度都有很大提高。根据对比分析,最终选择背部局部开口结构,内部排布三角形轻量化孔,镜厚 50 mm,反射板厚 5 mm,背板厚 4 mm,加强筋厚 4 mm(最小可做到 3 mm),支撑孔直径 $\phi 64$ mm。

3 反射镜支撑结构设计

在反射镜支撑结构设计中,采用柔性支撑技术可以解决大口径反射镜的过定位安装、热环境变化等因素导致的反射镜面形精度降低问题。它是建立在合理的支撑结构刚度的基础之上的,采用柔性支撑技术是以牺牲支撑结构件刚度来改善反射镜所受的应力环境,从而提高光学元件的表面质量。

从静力学和热弹性变形的角度来考虑,采用柔性支撑结构可以改善反射镜的应力环境,提高光学元件表面质量,但从动力学角度来考虑,它却带来负面影响:一方面,由于支撑结构件采用柔性结构,支撑件本身刚度必然降低,这样将导致反射镜组件以至整个仪器系统整体动态刚度降低,即系统一阶固有频率降低,很容易与运载工具发生共振遭到破坏,从而导致整个任务的失败;另一方面,为了降低柔性结构的刚度更好的适应空间环境,支撑结构需要采用小尺寸或薄壳形式,在卫星发射运载过程中的振动、冲击和过载等动力学环境很容易使柔性环节发生塑性变形甚至断裂。塑性变形可导致遥感器中各光学元件离轴、倾斜等位置度误差加大,其中任何一块光学元件的离轴量或倾斜量超差都会降低遥感器的成像质量,而柔性结构发生断裂不仅会造成遥感器本身的破坏,还极有可能导致其他相关任务的失败。

通过大量的实际工程分析工作和力学试验结果,本文认为,将柔性支撑结构成功应用到空间光学遥感相机反射镜结构系统中,必须依靠合理的结构设计、准确可靠的结构力学性能分析以及相应的力学试验工作。如何在满足系统动态刚度的前提下,

尽量增加支撑结构的柔性,选择理想的结构参数是柔性支撑结构设计的关键。

柔性铰链结构由于具有体积小、无机械摩擦、无空回及运动灵敏度高等优点而被广泛应用于微位移机构等精密机械。本文选取一种如图 3 所示的双轴圆弧柔性铰链作为主镜的柔性支撑结构。

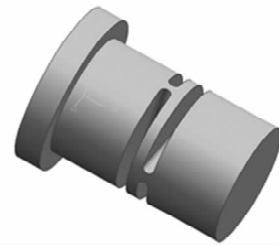


图3 双轴圆弧柔性铰链示意图

由于两个圆弧豁口只是在方向上十字正交,其余参数相同,所以只需分析单个圆弧铰链参数在外力 F 和弯矩 M 作用下的转角刚度。参见文献[11]可知,转角刚度 K 随柔性铰链最薄处厚度 t 值的增大成二次方规律增大,而当 $R \geq 2$ mm 时, K 值对柔性铰链圆弧半径 R 的变化不敏感,所以在进行柔性铰链参数设计时,首先根据结构尺寸和加工工艺性确定 R 的尺寸,然后利用有限元分析技术调整 t 值大小来调整反射镜组件支撑刚度,并最终满足结构刚度和热尺寸稳定性要求。本文所研究的反射镜柔性铰链的最终参数确定为 $R = 5$ mm, $t = 3$ mm。

反射镜的具体支撑结构为:反射镜支撑孔内通过胶黏接镶嵌套筒(4J36),套筒与柔性铰链(TC4)通过螺钉连接,柔性铰链与背板(高体分 SiC/Al)通过螺钉连接。支撑结构材料属性如表 3 所示。

表3 反射镜支撑结构材料属性

材料	密度 ρ g/mm^3	弹性模量 E/GPa	导热系数 λ $W/(m \cdot K)$	热胀系数 α $/(10^{-6} \cdot K^{-1})$	泊松比 μ
4J36	8.3	150	14.7	2.4	0.25
TC4	4.4	114	9.6	8.9	0.29
SiC/Al	3.0	180	140	8.2	0.20

4 长条形反射镜组件工程分析

反射镜组件结构分析是在反射镜及其支撑结构初始结构设计的基础上,采用有限元分析的方法对在不同边界条件和不同工况下对反射镜的性能进行分析。并根据分析结果,判断反射镜是否满足设计指标要求,如果不满足还要对结构提出相应的修改意见,调整镜体各参数,最终使反射镜满足设计要求。

4.1 有限元建模

在三维模型的基础上,利用有限元前后处理软

件 MSC/Patran 建立了反射镜组件的有限元模型。有限元模型的质量直接关系到分析结果的准确性和精确性,对于空间反射镜组件,由于其分析精度要求较高,面形精度通常为纳米级,所以要求其有限元模型对于对称结构必须严格满足结构的对称性,连接的一致性。本反射镜组件采用高精度的 HEX8 单元进行了有限元网格划分。有限元模型如图 4 所示。共划分 74310 个结点,45766 个单元。

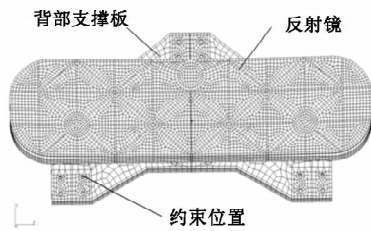


图4 反射镜组件有限元模型

材料属性:材料属性如表 1 和表 3 所示。

边界条件和载荷工况:反射镜组件边界条件定义为背部支撑三角板上与相机主支撑结构相连接的 12 个螺钉孔 6 自由度全约束。共分 4 个工况:

[工况 1、2]分别为在 x, y 向施加 $1 g$ 重力载荷;

[工况 3]为组件整体施加 5°C 均匀温升载荷;

[工况 4]计算约束状态下反射镜组件模态。

4.2 分析结果

计算反射镜组件在 x, y 两个方向的重力变形主要是为了考查反射镜在加工、检测状态下的位置及面形精度。而计算 5°C 均匀温升载荷作用下反射镜的面形精度是为了考查反射镜组件的热尺寸稳定性。分析结果如表 4 所示。从分析结果可见反射镜在静态载荷作用下的最大面形误差为峰谷值 $PV = 62.7 \text{ nm} (\lambda/10, \lambda = 632.8 \text{ nm})$, 均方根值 $RMS = 12.5 \text{ nm} (\lambda/50)$, 满足设计指标要求。

表4 重力和温升工况下反射镜面形

工况		PV/nm	RMS/nm
1 g 重力	x	62.7	12.5
	y	52.3	11.5
5 $^{\circ}\text{C}$ 均匀温升		55.8	10.9

去除重力和温度载荷,在约束状态下利用 Lanczos 法提取主镜组件前 4 阶模态,结果如表 5 所示,各阶振型如图 5 所示。

表5 反射镜组件前 4 阶模态

阶次	f_n/Hz	振型
1	230	反射镜沿着 x 轴摆动
2	265	反射镜沿着 y 轴摆动
3	277	反射镜绕着 z 轴转动
4	327	反射镜绕着 x 轴转动

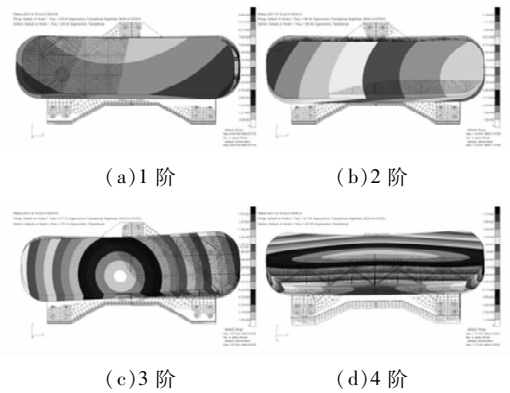


图5 反射镜组件前 4 阶模态

从模态分析结果可见,反射镜组件一阶固有频率为 230 Hz , 远远高于运载工具和整机一阶固有频率,在发射运载阶段的动力学环境中不会发生共振,结构动态刚度足够高。

5 结论

大口径长条形反射镜及其支撑结构设计是离轴 TMA 空间遥感相机研制的关键技术之一。为降低外界环境对反射镜面形精度的影响,在反射镜设计过程中应充分重视材料选择、轻量化方案选择、支撑结构选择及相关参数确定,寻求能够满足反射镜静态刚度和热稳定性指标要求的结构形式。本文以某型 TMA 空间光学遥感相机长条形反射镜为研究对象,对其进行了详细的结构设计与分析。有限元分析结果表明:反射镜在重力载荷和 5°C 均匀温变载荷工况下面形精度能达到 $\lambda/10 \text{ PV}$, $\lambda/50 \text{ RMS}$, 主镜组件一阶固有频率 230 Hz , 具有足够高的动静态刚度和热尺寸稳定性,能够满足空间应用要求。本文的分析内容和结构形式也对其他同类空间光学遥感相机反射镜系统结构设计具有一定的参考和借鉴意义。

参考文献:

- [1] Lu Wei, Fu Dan-ying, Tao Jia-sheng. Structural configuration analysis of off-axis TMA based on finite element method [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2007, 28(2): 34-38. (in Chinese)
卢威, 傅丹鹰, 陶家生. 基于有限元法的离轴 TMA 结构选型分析 [J]. 航天返回与遥感, 2007, 28(2): 34-38.
- [2] Zhang Ke-ke, Ruan Ning-juan, Fu Dan-ying. Analysis and consideration of development of overseas space off-axis TMA system camera [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2008, 29(3): 63-70. (in Chinese)
张科科, 阮宁娟, 傅丹鹰. 国外空间用三分离轴相机发

- 展分析与思考[J]. 航天返回与遥感, 2008, 29(3): 63-70.
- [3] Cui Yong-peng, He Xin, Zhang Kai. Characteristic analysis of reflector's material used by space camera [J]. Laser & Infrared, 2010, 40(4): 418-421. (in Chinese)
崔永鹏, 何欣, 张凯. 某空间用主反射镜的设计[J]. 激光与红外, 2010, 40(4): 418-421.
- [4] Yan Yong, Jin Guang, Yang Hong-bo. Lightweight structural design of space mirror[J]. Infrared and Laser Engineering, 2008, 37(1): 97-101. (in Chinese)
闫勇, 金光, 杨洪波. 空间反射镜结构轻量化设计[J]. 红外与激光工程, 2008, 37(1): 97-101.
- [5] Guo Jiang, He Xin. Design of support for primary mirror of space remote sensing camera [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(9): 1642-1647. (in Chinese)
郭疆, 何欣. 大口径空间遥感相机主反射镜支撑设计[J]. 光学精密工程, 2008, 16(9): 1642-1647.
- [6] Ren Jian-yue, Chen Chang-zheng, He Bin, et al. Application of SiC and SiC/Al to TMA optical remote sensor [J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(12): 2537-2543. (in Chinese)
任建岳, 陈长征, 何斌, 等. SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用[J]. 光学精密工程, 2008, 16(12): 2537-2543.
- [7] Yoder P. Opto-mechanical system design [M]. Cooperate Marcel Dekker Inc, 1993.
- [8] Friedman E. Photonics rules of thumb [M]. New York: McGraw Hill, 2003.
- [9] Vukobratovich Daniel. Introduction to optomechanical design [M]. SPIE Short Course SC014, 2003.
- [10] Ahmad A. Handbook of optomechanical engineering [M]. Boca Raton; CRC Press, 1997.
- [11] Sun Bao-yu. Design and analysis on the flexible structure of the optical reflector based on the computer aided engineering [J]. Opto-Electronic Engineering, 2009, 36(1): 103-106. (in Chinese)
孙宝玉. 基于 CAE 的光学反射镜柔性结构设计与分析 [J]. 光电工程, 2009, 36(1): 103-106.
-