

高分辨力空间传感器次镜支撑设计

辛宏伟¹, 杨近松, 高明辉¹, 关英俊², 张学军¹

(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. 长春工业大学 机电工程学院, 吉林 长春 130012)

摘要: 长焦距空间传感器次镜热控实施难度大、发射动态响应大, 因此, 必须具有较宽的温度适应范围和较高的动态刚度。文中阐明了次镜支撑方式的基本原则, 并从材料选择、消热设计等角度出发, 设计了一种柔性支撑结构; 对该支撑的 3 个柔性环节进行了灵敏度分析, 得到了各自对次镜面形精度影响的程度; 通过优化设计确定了该支撑的尺寸参数, 并对次镜组件进行了有限元分析; 最后进行了组件的动力学试验和热试验。分析表明, 15℃均匀温升工况下, 次镜面形 RMS 为 9.8 nm, 组件一阶固有频率为 153 Hz; 试验表明, 15℃均匀温升工况下, 次镜面形精度满足成像要求, 组件一阶固有频率为 150 Hz, 各项静态指标满足设计要求。

关键词: 空间相机; 离轴 TMA; 反射镜; 柔性支撑; 有限元分析

中图分类号: V447.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2011)09-1724-06

Support design for secondary mirror of high resolution space telescope

Xin Hongwei¹, Yang Jinsong, Gao Minghui¹, Guan Yingjun², Zhang Xuejun¹

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. School of Mechatronic Engineering, Changchun University of Technology, Changchun 130012, China)

Abstract: In space telescopes with long focal length, the secondary mirror should be designed with high dynamic stiffness and an adaptability of wide range temperature because its thermal control is difficult to be implemented in orbit and its dynamic response is very large during launch. Firstly, the design principle of secondary mirror's support was specified, and a flexible support was designed from the views of material selection and thermal design. Secondly, three flexible links were analyzed by sensitivity analysis and their effects on surface figure accuracy were found, then the final sizes of the flexible support were obtained. Subsequently, an elaborate finite element analysis was made. Finally, dynamic and thermal test were made. Analysis shows that the secondary mirror's RMS is 9.8 nm under 15℃ uniform temperature rise, the first order natural frequency is 150 Hz. Tests show that the RMS is 6.9 nm, the first order resonance frequency is 153 Hz. Analysis and tests verify that the support meets all design indexes.

Key words: space camera; off-axis three mirror anastigmatic; reflecting mirror; flexible support; finite element analysis

收稿日期: 2011-01-22; 修订日期: 2011-02-19

基金项目: 国家 863 计划(2009AA7020107)

作者简介: 辛宏伟(1970-), 男, 副研究员, 主要从事空间光学传感器 CAD/CAE 及光机结构优化设计方面的研究。

Email: xinhwciomp@sina.com

0 引言

在长焦距、大孔径、高分辨率离轴三反^[1-3]空间传感器中,次镜一般为圆孔径,且其孔径相对于主镜要小得多,但其距离传感器与卫星的安装基面最远。在这一区域,通常是传感器热控位置的最末端,直接面对太空的冷空间,次镜的工作环境温度变化较传感器的其他部位要更加剧烈。同时,由于次镜处在传感器的最高位置,在发射运载过程中,卫星载体传递给传感器振动输入会逐级放大,次镜及其支撑结构所承受的动态力学环境将会变得更加恶劣。

在反射镜及其支撑结构设计中,需要综合考虑地面装调、发射、在轨运行等各环境因素的影响^[4],其支撑结构设计任务就是要最大限度的提高反射镜的环境适应能力。一方面要求反射镜在重力、温度载荷作用下满足面形精度和位置精度要求;另一方面要求反射镜组件具有足够高的一阶固有频率,以免在发射过程中反射镜系统与整机或运载工具发生共振;最后,反射镜的支撑结构必须具有足够高的强度,在发射阶段不破坏或发生塑性变形。除了考虑反射镜结构系统的动、静态刚度、强度和热尺寸稳定性要求外,还要使系统质量最轻^[5-6]。而这些指标要求对支撑结构设计来说通常是相互矛盾的,成功的反射镜支撑结构设计就是在这些矛盾中寻求平衡,使系统整体性能指标达到最优。

文中所研究的次镜孔径为 $\Phi 330\text{ mm}$,反射波段为可见光到近红外波段($0.45\sim 1.11\text{ }\mu\text{m}$)。光学成像对次镜提出的指标要求为:反射镜在自重和 $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ 均匀温变载荷工况下,面形精度满足 $PV\leq \lambda/10$, $RMS\leq \lambda/50$ ($\lambda@632.8\text{ nm}$),倾角变化不大于 $6''$ 。根据系统的指标要求,提出在次镜支撑中设置消热结构^[7],并结合有限元灵敏度分析和优化设计方法,对次镜支撑结构进行了优化设计,并通过动力学和热光学试验验证了次镜组件设计的合理性。

1 次镜支撑方式

在空间传感器反射镜的支撑结构设计中,要根据支撑设计的基本原则选取具体的支撑方式,其中包括结构形式的选取和支撑结构材料的选取。

1.1 支撑设计的基本原则

在轨工作的环境下,由于热控的限制,传感器的

环境温度水平总是在一定范围内发生变化,反射镜相对于加工状态发生一定程度的热变形,这种热变形最终将降低反射镜的面形精度,进而导致系统成像质量下降。为确保反射镜在轨热环境下的面形精度,一方面需要采用较高精度的热控措施,另一方面要从反射镜支撑结构设计角度出发,采用合理、有效的消热结构,来确保热环境下反射镜的面形精度。支撑设计的基本要求是:一方面起定位、支撑作用,承受外界载荷作用;另一方面要起到消热作用。主要体现在:(1) 利于反射镜温度变形能的释放:反射镜如产生温度自由变形,相当于其温度变形能较大程度上被释放掉。支撑结构的刚度选择要合理,不可对反射镜的自由变形进行阻挡,要利于镜体结构温度变形能的释放。(2) 外界载体热变形能的吸收:与反射镜的温度变形相似,传感器的整体结构在环境温度变化时,也可以产生一定程度的变形,此时这个变形将以热应力的形式,通过支撑结构向反射镜传递,此时反射镜的支撑结构必须能对载体的变形能予以大部分吸收,以保证反射镜的面形质量。无论是反射镜还是载体的温度变形能,必须通过反射镜的支撑结构进行有效的卸载,改善反射镜的温度应力环境。在支撑结构上的某些部位进行刚度弱化,即设置一定程度的柔性环节,是对反射镜的自身或外界温度变形释放或吸收最为有效的办法。

1.2 次镜支撑方式

次镜的支撑方式通常有两种,其一为周边支撑,将次镜设置在镜座中间,镜体周边采用胶层粘接的形式,通过柔性过渡件与镜室固定到一起。这种方式工艺简单,容易实现,但次镜的定位精度差,且要设计一个较大的镜室结构,整个组件尺寸较大;其二为三点弹性铰链定位的方式,这种方式支撑的反射镜的温度适应性较高,但各相互接触的零件需经过非常严格的工艺处理,否则反射镜的光学稳定性较低。

综合考虑质量及次镜组件的热环境适应性要求,文中选取了三点弹性铰链支撑方法。次镜采用 SiC ^[8]材料制作,考虑到材料的热特性匹配,选择与 SiC 材料线胀系数相近的钢(4J32)作为反射镜背部支撑孔与支撑结构相连接的镶嵌件,支撑结构件选择高比刚度、高强度、低密度且加工工艺成熟的钛合金(TC4)制作,与支撑结构件相连的背部刚性支撑板

则采用高比刚度、低线胀系数的铝基复合材料(SiC/Al)制作。具体材料属性见表 1。

表 1 反射镜组件材料属性

Tab.1 Material properties of mirror component

Material	ρ /g·mm ⁻³	E /GPa	λ /Wm ⁻¹ ·K ⁻¹	α 10 ⁻⁶ /K	μ
SiC	3.1	400	140	2.3	0.18
4J32	8.1	141	13.9	2.4	0.25
TC4	4.44	109	6.8	9.2	0.29
SiC/Al	2.94	213	235	8.0	0.23

1.3 柔节的设计

柔节设置的基本原则是满足消热功能的实现,最终目的是卸载反射镜或外界传递来由于温度变形产生的变形能,因此,柔节应该设置在离次镜最近的位置,在这里拟设置在镶嵌件和支撑芯轴上。对于三角板,由于是与外界连接的主要连接部件,如果在三角板上设置柔节,离反射镜的质心较远,必然会引起静态和动态刚度的急剧下降,所以不适宜设置柔性。

在支撑芯轴和镶嵌件上设置柔节的基本形式和部位如图 1 所示,主要是依靠弹性片簧的基本原理,并充分利用次镜结构轴对称的特点,柔性部位进行严格的径向设置,因此视为将次镜与外界间进行某些程度上的隔离。

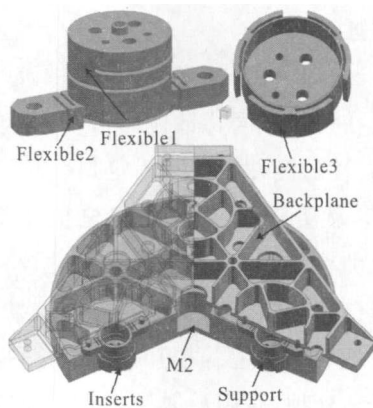


图 1 反射镜柔性支撑结构

Fig.1 Flexible support for mirror

2 次镜支撑结构优化设计及有限元分析

次镜支撑结构的优化设计以有限元分析技术为基础,以柔性环节的厚度为设计变量,求得同时满足反射镜模态要求和温度适应性最理想的结构参数,

主要包括灵敏度分析和参数优化设计过程。

2.1 灵敏度分析

通过灵敏度分析,可以定性的对次镜柔性结构设置的几种方案进行考察,确定每种方案的尺寸参数对次镜温度载荷下面形精度影响灵敏度系数的高低,从中优选出最优化的设计方案。再对这个方案进行详细的优化设计,可以大大地提高优化的可靠性,缩短设计周期。

采用有限元分析技术对相对应柔节厚度进行求偏导数,公式(1)中的 3 个偏导数就是相对应柔节的灵敏度。

$$\begin{cases} \frac{\partial \delta}{\partial d_1} = \frac{\delta(d_1 + \Delta d_1, d_2, d_3) - \delta(d_1, d_2, d_3)}{\Delta d_1} \\ \frac{\partial \delta}{\partial d_2} = \frac{\delta(d_1, d_2 + \Delta d_2, d_3) - \delta(d_1, d_2, d_3)}{\Delta d_2} \\ \frac{\partial \delta}{\partial d_3} = \frac{\delta(d_1, d_2, d_3 + \Delta d_3) - \delta(d_1, d_2, d_3)}{\Delta d_3} \end{cases} \quad (1)$$

以三处柔性环节的厚度为设计变量,经灵敏度分析可知,在芯轴底部 Flexible1 柔性环节的厚度 d_1 对反射镜面形精度的影响最大,呈现正相关态势。在均匀温变载荷作用下,当它的厚度越大时,其面形精度的 PV 值越大,面形精度越低。在芯轴端部的 Flexible2 柔性环节的厚度 d_2 灵敏度次之,但由图 2 可知,底部和端部耦合作用之后灵敏度最大,因此,为使得反射镜具有更高的温度适应性,需要将两处的柔性环节进行耦合使用。镶嵌件上设置的柔性环

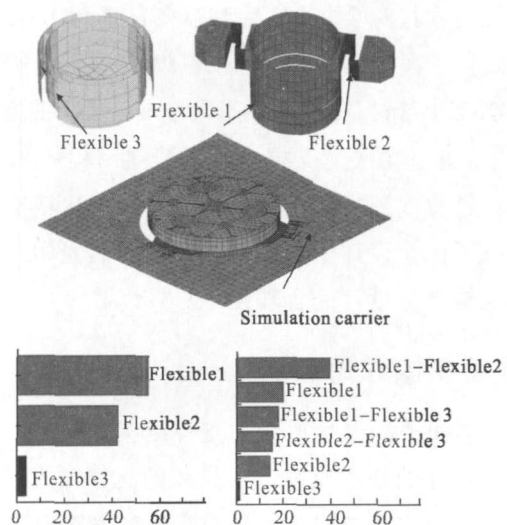


图 2 有限元模型灵敏度分析结果

Fig.2 FE model and sensitivity analysis results

节 Flexible3 厚度 d_3 对反射镜的温度适应性几乎没有影响,所以可以剔除。

2.2 柔性支撑结构参数优化

在确定柔节设置的基本位置和灵敏度之后,可以对反射镜的支撑结构进行进一步优化设计,而参数优化是最合理有效的方法。将对环境适应性灵敏度最大的两个参数 d_1 、 d_2 设为设计变量,优化的约束条件为整个组件的一阶固有频率大于 150 Hz。在此情况下求得最小的值,优化的目标函数如公式(2)所示。经过多次迭代,求得柔节厚度的可选择区。

$$\begin{cases} d=[d_1 \ d_2] \\ \min PV(d) \\ s.t \text{ modal}(d) \geq 150 \end{cases} \quad (2)$$

通过参数优化结果可知,当芯轴底部柔性 Flexible1 厚度取 4 mm,端部柔性 Flexible2 取 3 mm 时,次镜组件一阶固有频率大于 150 Hz。

2.3 有限元分析结果

确定了次镜支撑结构的具体参数后,还需要对次镜组件进行全面的静力学、动力学和热特性分析,来全面评价反射镜结构系统的性能指标。具体的分析内容为:(1)3个方向的重力载荷作用下次镜的面形精度和倾角;(2)15℃均匀温升工况下反射镜面形精度;(3)次镜组件模态分析及正弦和随机振动载荷下的芯轴柔节应力分析和次镜动态加速度响应。表2为自重及15℃温升作用下次镜变形分析结果。

表2 自重及15℃温升作用下反射镜变形分析结果

Tab.2 Analysis results of mirror under gravity and 15℃ uniform temperature rise

Secondary mirror	RMS/nm	R:X/(")	R:Y/(")
Design index	15.82	4	4
X direction	11.5	0.1	0.2
Z direction	12.2	0.2	0.15
Y direction	7.5	0.3	0.5
15℃ uniform temperature rise	9.8	—	—

从分析结果可见,15℃均匀温升载荷下次镜面形误差最大,但RMS值也接近满足要求;自重下面形精度及绕X轴和绕Y轴的倾角均小于设计指标要求,分析结果显示反射镜具有足够高的静态刚度

和热尺寸稳定性。

通过模态分析可以考查反射镜结构系统的动态刚度,表3中次镜组件前三阶模态分析结果表明:次镜组件在正弦振动频率(0~100Hz)范围内没有共振区。

表3 反射镜组件模态分析结果

Tab.3 Modal analysis results of mirror component

Order	Frequency /Hz	Vibration model describing	Vibration model cloud
1	153	Mirror vibration along Y axis	
2	162	Mirror vibration along X axis	Fig.3
3	173	Mirror rotate along X axis	

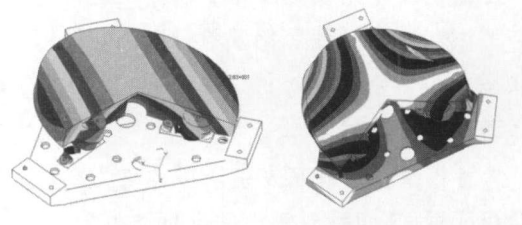


图3 反射镜组件的前2阶振型图

Fig.3 The first 2nd-order vibration model

次镜组件的正弦振动与随机振动载荷输入载荷见表4,次镜动态响应及柔节应力计算结果如表5所示。

表4 动态测试输入条件

Tab.4 Dynamic testing input conditions

Sinusoidal vibration X,Y,Z axis		Random vibration X,Y,Z axis	
Frequency/Hz	Value	Frequency/Hz	Value
5-15	5.56 mm	20-100	3 dB/oct
15-60	8 g	100-600	0.03 g ² /Hz
60-65	Drop to 6 g	600-2 000	-3 dB/oct
65-100	6 g	G_{ms}	6.15 grms
Loading speed	2 oct/min	Loading time	120 s

经对次镜组件3个方向的正弦和随机振动工况下的支撑结构应力分析可以看出,最大峰值应力发生在随机振动的Y方向,其值为220.2 MPa,远小于钛合金(TC4)的屈服应力877 MPa,有足够的安全裕度,所以支撑结构强度满足设计指标要求。

表 5 柔性支撑应力计算结果

Tab.5 Stress calculation results of flexible support

Response frequency/Hz		Flexible support:material for TC4		
		sine/MPa	Random/MPa	
			$g_{ms}=3\text{ g}$	
			Peak stress	Average stress
X direction	100	38		132
	206		152.6	
Y direction	100	36		102
	158		165.7	
Z direction	100	20		134.6
	188		181.1	

3 试验测试

在优化设计完成的情况下,对反射镜组件进行动态测试和环境温度变化试验,以确定反射镜的最终状态。

3.1 动态响应测试

为考核次镜组件在发射阶段的动力学环境下的安全可靠,需对反射镜组件进行动力学试验。试验中采用铝合金作为 SiC 反射镜的替代材料。动态测试主要考核以下内容:

3 个方面的共振频率测试,考察测试结果是否落在共振区,并与有限元分析对比,考察有限元分析误差。经测试,一阶模态为 118 Hz,为 Y 向平动,与有限元分析误差相比较最大误差为 6%。

为模拟传感器本体对次镜组件振动输入条件,根据传感器整体工程分析结果,对次镜组件正弦输入按基本输入放大 5 倍处理。测试结果表明:正弦振动在 100 Hz 的最大加速度响应为 1.3 倍,随机振动加速度均方根加速度最大为 3.2 倍,全部满足系统总体要求。

强迫振动后进行模态回扫测试,并与振前模态测试结果相比较。根据经验及系统要求,振动前后的模态测试结果不可相差太大,否则即意味着强迫振动导致连接环节(如销钉和螺钉)的松动,或支撑零部件产生了严重的结构变形,此时反射镜组件的稳定性会大大降低。

作为检测项目之一,在次镜和后托板上,粘贴小反射镜作为基准镜,用于振动前后反射镜指向精度的变化,如图 4 所示。

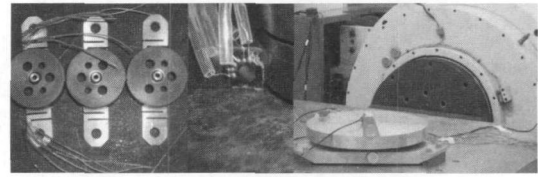


图 4 应变片粘贴位置及组件的振动测试

Fig.4 Strain gauge paste position and component of vibration test

根据有限元的分析结果,在柔节强度最薄弱的弹性环节处粘贴应变片,对振动过程中柔节的应力进行实时检测,以此作为柔节破坏性考察的主要依据。

对强迫振动后 3 个方向一阶频率与振前的频率图进行叠加对照,频率漂移最大误差仅仅为 0.5 Hz,见图 5;振后俯仰及方位两个方向小反射镜的指向精度测量最大变化量为 0.6";柔节在正弦振动 100 Hz 时(Y 向)最大应力响应为 15 MPa,随机振动峰值(Y 向)应力为 160 MPa,平均应力为 130 MPa,都远远低于钛合金材料的屈服极限,见图 6 和图 7。试验结果

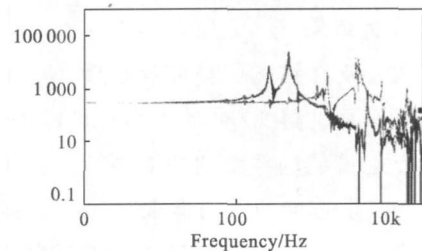


图 5 强迫振动前后 Y 向模态测试叠加对比

Fig.5 Comparison of modal test curves along Y axis before and after vibration

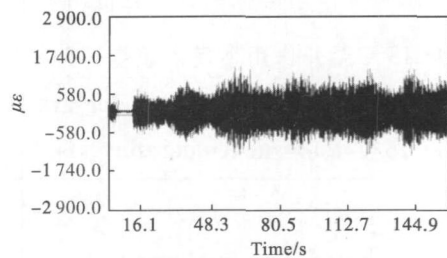


图 6 Y 向随机振动柔节应力测试

Fig.6 Stress test curve in random vibration along Y axis

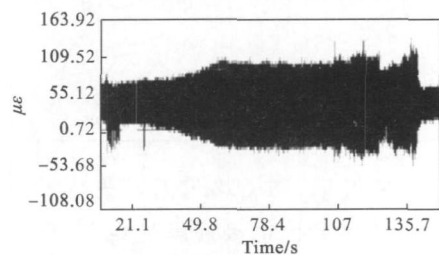


图 7 Y 向正弦振动柔节应力测试

Fig.7 Stress test curve in sinusoidal vibration along Y axis

表明,芯轴上设置的柔节在振动测试中没有发生破坏,振后状态良好。

3.2 环境温度变化试验

在确保芯轴柔节在振动中不会产生任何破坏的前提下,采用实际结构零部件进行装配、研磨反射面。反射面完成后,在实验室状态下,将室内温度进行15℃温升拉偏,用干涉仪对反射镜面形精度(波相差)进行检测,以模拟工作环境温度变化对反射镜的影响,并对干涉图进行比较,从而判断次镜的光学性能是否保持稳定。图8为温升15℃前后反射镜波相差减图,其中的波相差的变化量仅为1%,说明次镜在要求的温度变化的环境中工作时,仍具有较高的稳定性和可靠性,满足成像需求。

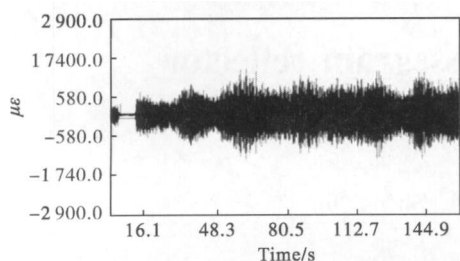


图8 15℃温升次镜干涉检测

Fig.8 Interference detection of secondary mirror under 15℃ uniform temperature rise

4 结论

文中针对某空间遥感器的次镜温度适应性的较高要求,论述了设置柔性支撑对温度变形能进行吸收,改善反射镜所处的应力环境的必要性,并依此进行了详细的支撑结构设计,提出了三种柔节的设置方式。通过灵敏度分析,确定了采用芯轴的端部和底部的柔性环节耦合使用,能够使次镜适合系统所提出的15℃环境温度变化。并利用参数优化进行了芯轴柔性的优化设计,确定了支撑结构具体的结构参数。分析及试验结果表明:在正弦扫描振动和随机振动试验后柔性支撑没有发生任何破坏,环境温升15℃次镜面形精度满足成像需求。

参考文献:

[1] Lu Wei, Fu Danying, Tao Jiasheng. 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] Chen Haofeng, Li Yingcai, Fan Chao, et al. Design of off-axial three-mirror reflective optical system with large field-of-view and long focal length [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2007, 28(S): 142-145. (in Chinese)

陈浩峰,李英才,樊超,等.宽视场长焦距离轴三反射镜光学系统的设计[J].光子学报,2007,28(S):142-145.

[3] Zhang Keke, Ruan Ningjuan, Fu Danying. 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.国外空间用三反离轴相机发展分析与思考[J].航天返回与遥感,2008,29(3):63-70.

[4] Ren Jianyue, Chen Changzheng, 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.

[5] Xin Hongwei. Structural stability analysis of space remote sensor [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2003. 辛宏伟.空间遥感器结构稳定性分析[D].长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,2003.

[6] Sun Baoyu. Structural dynamic character research of lightweight and large field of view optical remote sensor [D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2004.

孙宝玉.轻型大视场光学遥感器结构动态特性研究[D].长春:中国科学院长春光学精密机械与物理研究所,2004.

[7] Keith B Doyle, Victor L Genberg, Gregory J Michels. Integrated Optomechanical Analysis[M]. USA: SPIE, 2002.

[8] Zhang Xuejun, Li Zhilai, Zhang Zhongyu. Space telescope aspherical mirror structure design based on SiC material [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2007, 36(5): 577-582. (in Chinese)

张学军,李志来,张忠玉.基于SiC材料的空间相机非球面反射镜结构设计[J].红外与激光工程,2007,36(5):577-582.