

小型红外相机结构设计与分析

杨利伟,李志来,辛宏伟,徐宏,樊延超

(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:为使某飞行设备携带的小型红外相机在宽温度范围及恶劣动力学环境下能够良好成像,开展了红外相机光机结构设计。首先对光学系统及整机工作环境进行了分析,确定了光机结构采用全铝机身;其次对核心部件——主镜的支撑结构进行了详细研究,分析说明了主镜传统支撑方式的局限性,确定了主镜与支撑采用一体化设计的方案,该设计同样适用于次镜;接着根据相机尺寸选择了主次镜间支撑结构;然后根据光学系统设计了合理的遮光罩;最后,对相机过载适应性、温度适应性及模态进行了有限元分析,分析结果表明:该小型红外相机的光机结构能够满足设计指标要求。

关键词:小型红外相机; 宽温度范围; 全铝机身; 一体化设计; 有限元分析

中图分类号: V445.8; TH16 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2015)10-3025-07

Design and analysis for structure of small infrared camera

Yang Liwei, Li Zhilai, Xin Hongwei, Xu Hong, Fan Yanchao

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

Abstract: In order to make small infrared camera carried by a flight equipment can be well in a wide temperature range and bad dynamic environment, opto-mechanical structure of camera was designed. Firstly, the optical system and working environment were analyzed, according to design experience of the similar products, all-aluminum body were used for the opto-mechanical structure; Secondly, the core component-primary mirror support structure was studied in detail. By reason of limitations of traditional primary mirror support structure, integrative design was used for primary mirror support structure. this design was equally applicable to secondary mirror. Thirdly, thin-wall canister was used for the support structure between primary and secondary mirrors according to size of camera. And then, rational baffle was designed according to the optical system. Lastly, overload adaptability, temperature adaptability and modes of camera were analyzed. Results show that opto-mechanical structure of small infrared camera meets design requirements.

Key words: small infrared camera; wide temperature range; all-aluminum body; integrative design; FEA

收稿日期:2015-02-07; 修订日期:2015-03-13

作者简介:杨利伟(1980-),男,副研究员,硕士,主要从事空间光学遥感器光机结构设计方面的研究。Email:13604415684@126.com

0 引言

随着红外探测技术发展,红外热成像技术在空间和军事上的应用越来越广泛,在近年来局部冲突中发挥着重要作用。与可见光相机相比,红外相机有较强的适应性和隐蔽性,近年来在空间光学和军事光学仪器应用中表现出明显优势^[1-5]。红外相机的装调环境和工作环境差别巨大,在实验室装调时,环境温度是恒定的,一般为室温,温度变化较小;在卫星遥感平台或航空平台上工作时,环境温度是变化的,且变化范围较大,例如航空相机的环境温度一般为 $-40\sim 80\text{ }^{\circ}\text{C}$,形成了“窄温装调、宽温工作”的装调-工作模式,这给光学设计、结构设计、光机加工、光学装调都带来了许多问题。因此,在光学系统设计或光机结构设计的过程中有必要采用特定技术来消除温度效应的影响,使光学系统能够在较大的温度范围内保持良好的成像质量^[6]。

从光学系统角度来讲,目前红外光学系统分为两种:一种是透射式光学系统,例如 WHIRC 近红外相机、FourStar 近红外相机等^[7]。另一种是反射式光学系统,例如 IRAS 望远镜、Spitzer 空间望远镜、Ralph 望远镜、Nano-JASMINE 望远镜等^[8-10]。无论是透射式光学系统还是反射式光学系统,在进行光机结构设计时,首要考虑因素就是光学元件与镜座线胀不匹配的问题。如果镜座设计不好,当温度变化较大时,镜座就会挤压光学元件,导致出现像差,甚至将光学元件挤碎。因此,需对镜座热膨胀进行补偿。对热膨胀进行补偿有多种方法,一种方法为在镜座上开柔性槽,通过柔性槽变形来吸收线胀不匹配导致的热应力,另一种方法就是使用同一种材料设计所有关键零部件,从而保证光学元件与机械零件均匀地膨胀和收缩。第一种方法对于两种光学系统都适用,而第二种方法仅适用于反射式光学系统,这是因为透镜折射率会随温度而变化,从而影响光学性能。

文中论述的红外相机采用反射式光学系统,由于工作环境非常恶劣,温差较大,因此采用全铝机身进行光机结构设计,其难点在于核心部件主镜的支撑结构设计。虽然全铝机身结构避免了线胀不匹配导致的热应力,但如果加工或装配不当,则会引入装配应力,从而影响成像质量。文中提出了一种新的主

镜支撑结构,保证了装配应力与热应力不会传递到主镜镜面上,从而保证相机成像质量。

1 设计输入

文中论述的红外相机采用 Cassegrain 型折反式光学系统,主镜和次镜均为非球面反射镜,光学系统如图 1 所示。其他设计输入为:主镜通光口径为 $\Phi 120\text{ mm}$,系统工作波段为 $7.7\sim 10.3\ \mu\text{m}$,工作温度为 $-55\sim 80\text{ }^{\circ}\text{C}$,最大过载为 50 g ,整机基频不小于 100 Hz ;在宽温或过载条件下,主次镜相对倾角不大于 $60''$,相对位移不大于 $200\ \mu\text{m}$,主镜面形 RMS 值不大于 80 nm ,次镜面形 RMS 值不大于 15 nm 。光机结构设计难点在于:在宽温或过载条件下,如何使主次镜相对位置及主镜面形精度满足设计要求。

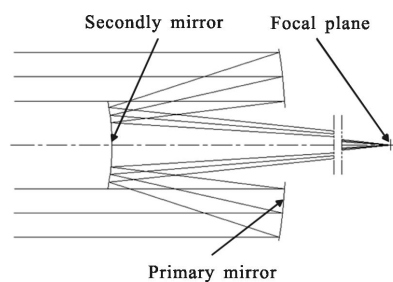


图 1 红外光学系统

Fig.1 Infrared optical system

2 光机结构设计

2.1 机身材料选择

根据光学系统可以确定出相机光机结构的关键零部件,即主镜、次镜及主次镜间支撑结构。参照国内外同类相机设计经验,文中以“使用同一种材料设计所有关键零部件”为方案,进行光机结构设计。为便于描述,将能够设计所有关键零部件的材料称之为全机身材料。常用的全机身材料有以下几种:铝、铍、RBSiC、铍铝合金等,其材料特性见表 1。铝作为全机身材料广泛应用于红外光学系统,具有以下几个方面优势:(1) 铝具有较小的密度、适中的比刚度和比强度、良好的热导率,是作为航天结构件与光学元件的理想材料;(2) 铝具有良好的加工工艺,很容易加工成形;(3) 与其他适合做光学元件的材料相比,铝的成本更加低廉。根据以上分析,文中选择铝作为全机身材料。

表 1 全机身材料物理特性

Tab.1 Physical property of all-body materials

Materials	CTE(α) / $10^{-6} \cdot K^{-1}$	Young's modulus(E) /MPa	Density(ρ) / $10^3 \text{ kg} \cdot \text{m}^{-3}$	Thermal conductivity(k)/ $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$
Aluminum	23.6	682000	2.68	167
Beryllium	11.3	289000	1.85	216
RBSiC (RB-30%Si)	2.64	310000	2.92	158
Be-Al Alloy	13.9	193000	2.1	210

2.2 主镜支撑结构设计

主镜是小型红外相机核心部件,其面形精度直接决定系统像质好坏,合理的支撑结构是保证主镜面形的关键。进行主镜支撑结构设计时需考虑很多因素,相机工作环境、主镜公差分配、主镜装调工艺、主镜与支撑结构的连接方式、支撑结构的加工工艺与装配工艺、螺钉预紧力产生的装配应力等。对于全铝机身相机来说,应优先考虑装配应力与热应力对镜面面形的影响。主镜常用的支撑方式有周边支撑、背部支撑、中心支撑等。要想实现主镜与支撑结构的连接,无论采用何种支撑方式,传统的做法都是通过粘接剂将二者胶接在一起。即使采用粘接厚度较薄、模量较低的粘接剂,也不可避免地会引入装配应力与热应力,原因如下:首先,胶层在固化期间的体缩会产生较大装配应力,该装配应力在后期装调、存放及在轨运行过程中会逐渐释放,导致反射镜面形逐渐变坏,从而影响系统成像质量;其次,在宽温工作环境下,胶层的热胀冷缩会产生较大热应力,该热应力会对镜面面形产生较大影响,从而影响系统像质。

为避免引入粘接剂导致的装配应力与热应力,提出了主镜与支撑一体化设计的方案,该方案的设计思路为:采用一块坯料设计主镜及其支撑结构,在镜体背部设计辐射状支耳三处,在支耳末端设计连接孔,通过连接孔,主镜可与相机主体直接连接,从而省去了粘接剂与支撑结构的环节。为便于描述,将此方案称之为一体化主镜。一体化主镜不仅解决了粘接剂带来的问题,还解决了镜体与支撑结构线胀不匹配的问题,主镜的温度适应性得到了极大提高。

除此之外,由于省去了镜体与支撑结构装配的环节,主镜的研制流程得到了简化。

由于主镜在加工、装调完毕后需固定在相机主体结构上,固定时,零件制造误差、螺钉预紧力、配作销孔时产生的切削热都会带来装配应力,导致镜面偏移或变形,这其中以螺钉预紧力产生的影响最为显著。因此,需在螺钉传力路径上设置柔性环节,以阻止螺钉预紧力带来的装配应力传递到镜面上。由于柔性环节的壁厚一般都很薄,只能采取加工应力较小的电火花线切割加工,因此,在结构设计时必须考虑柔性环节加工工艺,留出足够的加工空间与装夹位置。根据以上分析,设计的一体化主镜如图 2 所示。

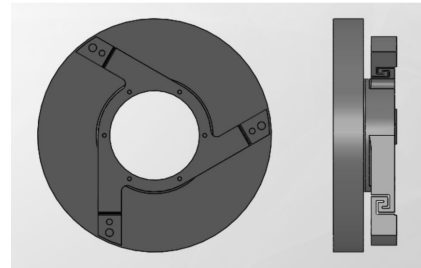


图 2 一体化主镜结构图

Fig.2 Sketch of integrative primary mirror

2.3 次镜支撑结构设计

常用的次镜支撑结构是三翼对称支撑、四翼梁式的十字中心支撑以及四翼梁偏置结构,这些支撑形式具有结构简单、制造方便等优点^[1]。为最大限度地降低遮拦比,文中采用三翼辐形的结构形式。进行次镜支撑结构设计时,需要解决遮拦比和刚度之间的矛盾:既不能产生较大遮拦面积,又要满足刚度要求,最终的设计为二者相互平衡的结果。次镜支撑结构设计与主镜一样,为避免引入粘接剂带来的装配应力与热应力,次镜与支撑采用一体化设计,设计结果如图 3 所示。

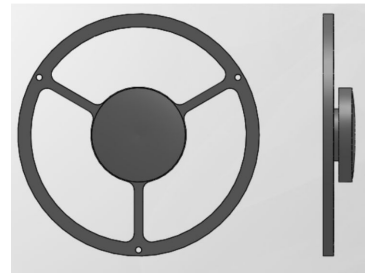


图 3 一体化次镜结构图

Fig.3 Sketch of integrative secondary mirror

2.4 主次镜间支撑结构设计

目前,空间相机可采用的主次镜间支撑结构有薄壁筒式和桁架式两种。桁架式支撑结构适用于尺寸较大的相机,优点是轻量化程度高,可大大降低整机质量,缺点是装配工艺较复杂,易引入装配应力;薄壁筒式支撑结构适用于尺寸较小的相机,优点是便于装配,缺点是轻量化程度低。由于文中论述的相机主次镜间隔较小,主次镜间支撑结构采用薄壁筒即可。

2.5 遮光罩设计

遮光罩设计的主要原则有两个:一是要保证光学元件及像面不被遮挡,二是要避免一次杂光直接到达像面。一般来说,Cassegrain型折反式光学系统应至少设计两个遮光罩,即外遮光罩和内遮光罩。外遮光罩的作用为遮挡大角度入射的光线,内遮光罩的作用为遮挡经由次镜边缘以一定角度入射的、直接穿过主镜中心孔到达后续系统的光线。外遮光罩的长度不能随意选择,常常受到系统结构尺寸的限制。长度越长,一阶振动频率越低,结构上就很难实现,而且外遮光罩也不能完全抑制一次杂光的影响。内遮光罩应该在外遮光罩的长度确定后来设计,基本法则为:内遮光罩应该能够遮挡从次镜边缘入射直接穿过主镜中心孔的光线,而不会遮挡从入瞳边缘入射的边缘视场光线,以及从次镜边缘入射的边缘视场光线。根据光学系统特点,在薄壁筒前端设置了外遮光罩,在主镜中心孔处设置了内遮光罩,遮光罩材料与主结构一致。利用杂光分析软件对整个光学系统进行了杂光分析,分析结果表明:遮光罩对杂散光能够产生很好的抑制效果。

最终设计的全铝相机整机结构如图 4 所示。

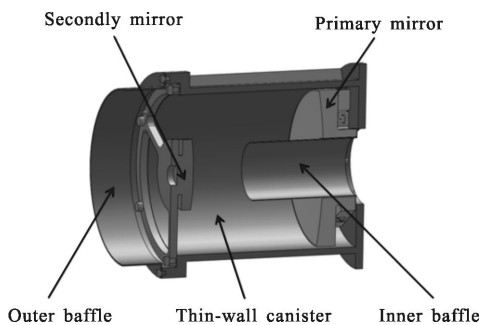


图 4 全铝相机整机结构图

Fig.4 Sketch of all-aluminum camera

3 整机有限元分析

3.1 整机有限元模型

为验证设计结果的正确性,对整机进行了有限元分析。整机有限元模型如图 5 所示。详尽细致的有限元网格是得到准确结果的必要条件,但不是充分条件。除此之外,还需正确模拟相机的边界条件。在对相机进行静力学和热弹性分析时,传统计算方法大多是将约束条件施加于相机本体外机械接口上,这是不合理的。因为相机外部约束为机架,而机架既非刚体,也非零线胀体,机架重力变形与热变形会通过机械接口传递给相机本体,对相机产生不可忽视的影响。因此,在进行有限元分析时,应建立机架与相机组合体的有限元模型,并将约束施加在机架对外接口上,然后再进行有限元分析。根据总体提供的机架三维模型建立了有限元模型,材料同样为铝。机架与相机组合体有限元模型如图 6 所示。整个模型边界条件为在机架四周八个点施加六自由度全约束。

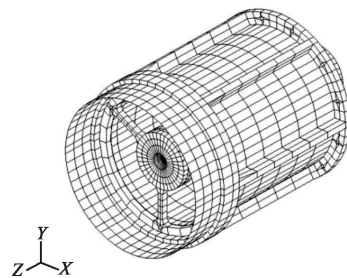


图 5 整机有限元模型

Fig.5 FEM of all-aluminum camera

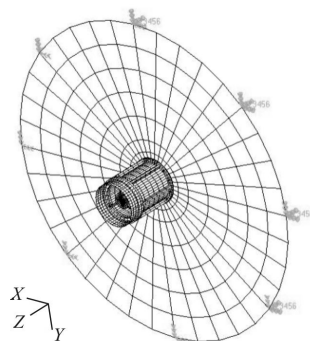


图 6 整机及机架组合体有限元模型

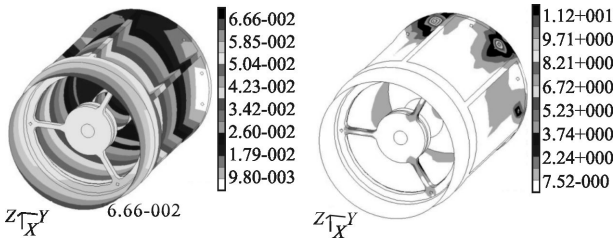
Fig.6 FEM of camera and mount assembly

需要说明的是,即使将约束施加在机架上,也不能完全准确地模拟实际工况。因为机架外部约束为

飞行设备, 而飞行设备既不是刚体, 也不是零线胀体, 其重力变形与热变形也会通过机械接口传递给机架, 然后再传递给相机。因此要想更加准确地模拟实际工况, 还需考虑飞行设备的影响。但由于飞行设备结构复杂, 很难进行详细网格划分, 且由于传递路径较长, 其重力变形与热变形对相机本体影响不大, 因此文中只考虑机架对相机的影响。

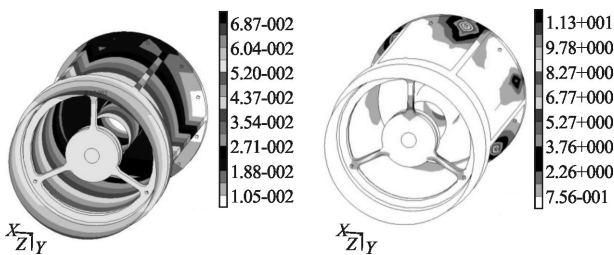
3.2 过载适应性分析

相机安装在某飞行设备上。飞行设备工作时, 相机三个方向(X, Y, Z)都将承受最大 50 g 的加速度载荷, 在如此恶劣力学环境下, 相机零部件不应发生破坏或屈服变形, 光学性能不能降低。为此, 对相机进行了过载适应性分析, 相机变形云图与应力云图如图 7 所示, 由图可知, 在 Z 向过载工况下, 整机最大应力为 70 MPa, 出现在相机对外接口部位, 该应力远小于材料的屈服极限, 因此, 相机不会发生破坏或屈服变形; 利用面形分析软件对主次镜相对倾角、刚体位移及面形精度进行了分析, 分析结果见表 2, 由表可知, 主次镜最大相对倾角为 39", 最大相对位移为 33.2 μm, 主镜最大面形误差 RMS 值为 30.5 nm, 次镜最大面形误差 RMS 值为 5.3 nm, 满足使用要求。



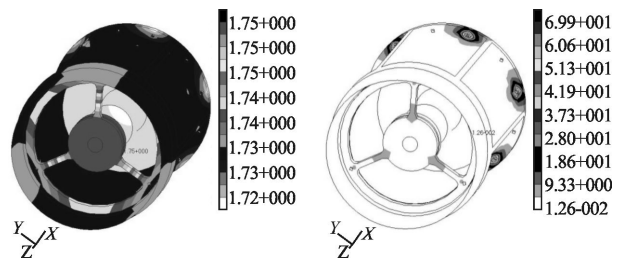
(a) X 向过载时相机变形与应力云图

(a) Deformation and stress plot of camera under overload along X direction



(b) Y 向过载时相机变形云图与应力云图

(b) Deformation and stress plot of camera under overload along Y direction



(c) Z 向过载时相机变形云图与应力云图

(c) Deformation and stress plot of camera under overload along Z direction

图 7 相机过载适应性分析结果

Fig.7 Analysis results for overload adaptability of camera

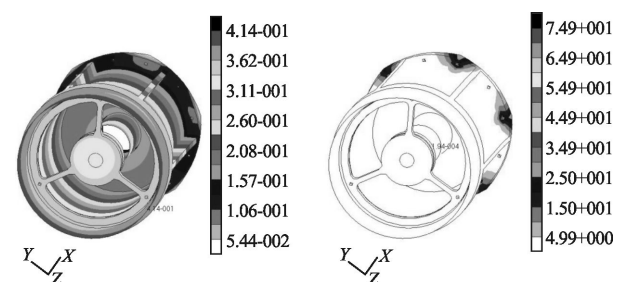
表 2 过载对相对倾角、相对位移及面形精度的影响

Tab.2 Influence on tilt, displacement and surface figure accuracy under overload

Cases	Tilt/(")	Displacement /μm	RMS/nm	
			Primary mirror	Secondly mirror
Overload along X direction	39	32.4	30.5	5.2
Overload along Y direction	39	33.2	30.5	5.3
Overload along Z direction	0	10	15.8	2.5

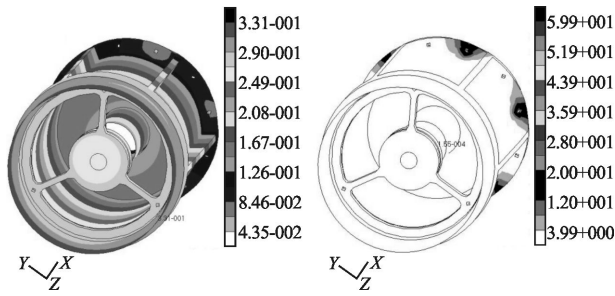
3.3 温度适应性分析

在-55~80 °C温度载荷作用下, 对整机进行了温度适应性分析, 分析结果如图 8 所示。在温度载荷作用下, 整机最大应力为 75 MPa, 出现在薄壁筒与机架的机械接口上, 该应力远小于材料的屈服极限, 即不会屈服变形。利用面形分析软件对主次镜相对倾角、刚体位移及面形精度进行了分析, 分析结果见



(a) -55°C 温度载荷下相机变形云图与应力云图

(a) Deformation plot and stress plot of camera at -55°C



(b) 80 °C温度载荷下相机变形云图与应力云图

(b) Deformation plot and stress plot of camera at 80 °C

图 8 相机温度适应性分析结果

Fig.8 Analysis results for temperature adaptability of camera

表 3, 由表可知, 主次镜最大相对倾角为 3.5", 最大相对位移为 188 μm, 主镜最大面形误差 RMS 值为 63 nm, 次镜最大面型误差 RMS 值为 8.5 nm, 满足使用要求。

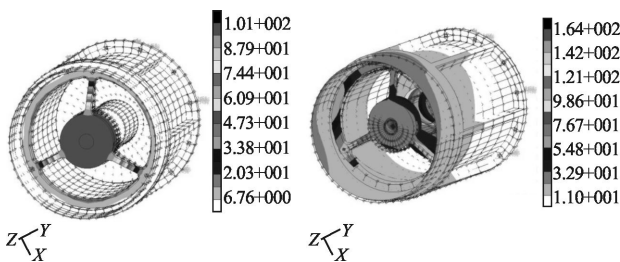
表 3 温度载荷对倾角、位移及面形精度的影响

Tab.3 Influence on tilt, displacement and surface figure accuracy under temperature load

Cases/°C	Tilt/(")	Displacement /μm	RMS/nm	
			Primary mirror	Secondly mirror
-55	3.5	188	63	8.5
80	2.8	150	50.4	6.8

3.4 模态分析

模态分析的目的是考核结构动态刚度, 在约束状态下对整机进行了模态分析。由于模态分析的对象是整机, 而不是整机与机架组合体, 因此约束位置不再是机架对外接口, 而是整机对外接口。分析结果如图 9 所示。结果显示: 整机一阶模态为 763 Hz, 振型

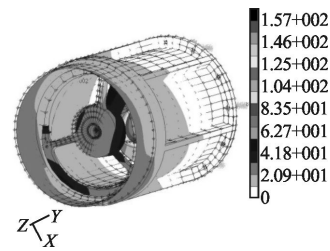


(a) 一阶模态(763 Hz)

(a) Mode 1(763 Hz)

(b) 二阶模态(1 147 Hz)

(b) Mode 2(1 147 Hz)



(c) 三阶模态(1 147 Hz)

(c) Mode 3(1 147 Hz)

图 9 相机模态分析结果

Fig.9 Analysis results for mode of camera

为次镜沿 Z 轴平动; 整机二阶模态为 1 147 Hz, 振型为薄壁筒前端沿 Y 轴平动; 整机三阶模态为 1 147 Hz, 振型为薄壁筒前端沿 X 轴平动。由于整机一阶固有频率远大于 100 Hz, 因此整机动态刚度满足设计指标要求。

4 结论

文中针对某飞行设备搭载的小型红外相机开展了环境适应性设计, 根据相机工作环境, 确定了相机采用全铝机身。光机结构设计难点在于主镜支撑结构设计, 文中分析说明了主镜传统支撑方式的局限性, 提出了主镜与支撑一体化设计方案, 一体化主镜避免了粘接剂产生的装配应力与热应力, 提高了主镜稳定性。一体化设计同样适用于次镜。根据机身尺寸, 确定了主次镜间支撑结构为薄壁支撑筒结构。利用有限元分析软件对相机过载适应性、温度适应性及模态进行了分析, 分析结果表明: 该小型红外相机的光机结构能够满足设计指标要求。随着红外成像技术与非球面金属反射镜设计、加工技术的提高, 红外成像系统必将有越来越好的发展前景。

参考文献:

[1] Wang Wenfang, Yang Xiaoxu, Jiang Kai, et al. Stray light analysis of catadioptric infrared optical system with large field[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(1): 138-142. (in Chinese)
王文芳, 杨晓许, 姜凯, 等. 大视场红外折反光学系统杂散光分析[J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(1): 138-142.

[2] Wang Jian, Jing Lei, Guo Banghui, et al. Optical design of catadioptric infrared panoramic sky camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(3): 648-652. (in Chinese)

- 王健, 荆雷, 郭帮辉, 等. 折反式红外全景天空相机光学系统设计[J]. *红外与激光工程*, 2013, 42(3): 648-652.
- [3] Wang Yanxin. Analysis on several issues of infrared imaging guided technology [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(1): 26-32. (in Chinese)
王延新. 红外成像导引技术应用中若干问题的分析[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(1): 26-32.
- [4] Dong Keyan, Wang Jian, Sun Qiang, et al. Design of an airborne dual field-of-view middle wave infrared optical system[J]. *Chinese Optics*, 2012, 5(6): 596-601. (in Chinese)
董科研, 王健, 孙强, 等. 机载双视场中波红外光学系统优化设计[J]. *中国光学*, 2012, 5(6): 596-601.
- [5] Qu Hemeng, Zhang Xin. Design of an airborne dual field-of-view middle wave infrared optical system [J]. *Chinese Optics*, 2014, 7(4): 622-630. (in Chinese)
曲贺盟, 张新. 高速切换紧凑型双视场无热化红外光学系统设计[J]. *中国光学*, 2014, 7(4): 622-630.
- [6] Shen Honghai, Wang Guohua, Ding Jinwei, et al. Application of active-athermal compensation to airborne IR optical systems[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18(3): 593-601. (in Chinese)
沈宏海, 王国华, 丁金伟, 等. 主动补偿无热化技术在机载红外光学系统中的应用 [J]. *光学 精密工程*, 2010, 18(3): 593-601.
- [7] Stephen A Smee. A precision lens mount for large temperature excursions [C]//SPIE, 2010, 7739: 77393O-1-77393O-13.
- [8] Paul R Yoder. Opto-mechanical Systems Design[M]. Beijing: China Machine Press, 2008: 651-652. (in Chinese)
Paul R Yoder. 光机系统设计[M]. 北京: 机械工业出版社, 2008: 651-652.
- [9] Hegge M J, Baer J W, Hardaway L M R, et al. Diamond turned, light weight, athermal, visible TMA telescope for the planned new horizons mission to pluto [C]//SPIE, 2005, 5877: 58770K-1-58770K-9.
- [10] Masahiro Suganuma, Yukiyasu Kobayashi, Naoteru Gouda, et al. Aluminum-made 5-cm reflecting telescope for Nano-JASMINE[C]//SPIE, 2006, 6265: 626545-1-626545-12.
- [11] Zhao Hongchao, Zhang Jingxu, Yang Fei, et al. Preloading eight-vane spider for supporting structure of secondary mirror [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2013, 21(5): 1199-1204. (in Chinese)
赵宏超, 张景旭, 杨飞, 等. 预紧式八翼梁次镜支撑结构的动力学分析[J]. *光学 精密工程*, 2013, 21(5): 1199-1204.