

文章编号 1004-924X(2009)07-1519-09

H α 和白光望远镜的热光学试验

吴明长^{1,2}, 杨世模¹, 陈志远¹, 古学东¹, 王 慎¹

(1. 中国科学院 国家天文台, 北京 100012; 2. 中国科学院 研究生院, 北京 100049)

摘要: H α 和白光望远镜(HWT)是中国空间太阳望远镜(SST)有效载荷之一, 为研究 HWT 的光学性能受温度环境的影响, 在进行地面观测工况下温度场测量和数值模拟的基础上, 确定了热光学试验的温度控制工况, 建立了一套热真空状态下的光学性能检测系统。该热光学试验系统由被测光学系统、真空系统、温度测量和控制系统以及波前检测系统组成。研究了系统中光楔镜结构、副镜结构、主镜结构、准直镜结构和成像镜结构这 5 个关键部位在不同温度控制工况下的光学性能。试验结果表明, 在副镜结构温度不高(低于 40 °C)的情况下, HWT 望远镜在地面观测工况下的光学性能约为 $\lambda/8$, 可以满足 $\lambda/6$ 的设计要求。以 HWT 为研究对象, 实施了 H α 和白光望远镜的热光学试验过程, 实现了对不同温度控制工况下的 HWT 系统进行光学性能检测, 探索的热光学试验思路和方法也适用于其它太阳观测光学望远镜。

关键词: 光学望远镜; 热光学试验; 真空; 温度控制; 光学检测

中图分类号: TH75; P111.41 **文献标识码:** A

Thermo-optical testing of H α and white telescope

WU Ming-chang^{1,2}, YANG Shi-mo¹, CHEN Zhi-yuan¹, GU Xue-dong¹, WANG Shen¹

(1. *National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China;*
2. *Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China*)

Abstract: The H α and White Telescope(HWT) is one of the payloads of the Chinese Space Solar Telescope(SST). To study the impact of the thermal environment on the optical performance of the HWT, the temperature conditions of the thermo-optical testing are designed on the basis of the measurement and numerical simulation of the ground observing condition. A thermo-optical testing system is established to test the optical performance of the HWT under a thermal vacuum condition. The thermo-optical testing system comprises mainly four sub-systems: an optical system to be tested, a vacuum system, a temperature measurement and control system, and a wavefront sensing system. The optical performance of the five important structures in the HWT system at the different temperature conditions is investigated, including the wedges, secondary mirror, primary mirror, collimation lens, and the imaging lens. The results show that when the temperature of the secondary mirror is lower than 40 °C, the optical performance of HWT is about $\lambda/8$, which satisfies the requirement of $\lambda/6$. This paper implements a thermo-optical testing procedure for the HWT under different temperature control conditions. The design ideas and test methods are also applicable in similar optical tele-

收稿日期: 2008-07-18; 修订日期: 2008-10-06.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(No. 10878018)

scope designs for the solar observation.

Key words: optical telescope; thermo-optical testing; vacuum; thermal control; optical test

1 引言

对于要求达到衍射极限的高分辨率望远镜,由于热弹性变形、热光学效应和应力光学效应的存在,温度环境和应力环境将对其成像质量产生重要影响。其中,热弹性变形造成的结构变形、光学元件面形和方位、间隔变化是对光学性能的主要影响因素。对于要求达到衍射极限以太阳为观测目标的空间光学望远镜,这种温度场对光学系统性能的影响就更加突出^[1]。

为了在设计和分析阶段综合考虑光、机、热等各分系统设计参数的相互制约关系,国际上广泛采用光机热一体化分析和设计方法^[2-10],这种方法将数据接口的处理,将热分析模型,力学有限元模型以及光学模型结合起来,分析在具体温度环境下运行的高分辨率光学系统的性能,这对于高性能光学系统的设计和维护具有重要意义。尽管如此,由于数值模拟在逼近真实物理情形时的局限,对于根据光机热一体化分析和设计原则构建的光机系统,其在既定温度环境下的光学性能需要进行热光学试验才能获得最终验证。热光学试验主要是通过主动或被动温度控制措施,对光学系统的关键部分进行必要的温度控制,形成一定的温度环境,并通过光学检测系统检测在相应温度环境下的光学性能,从而确定光学系统在相应温度环境下的光学性能是否满足要求,并且进一步获取光学性能随温度环境的变化规律。

本文以空间太阳望远镜(SST)有效载荷之一 H α 和白光望远镜(HWT)的地面样机为对象,建立了热光学试验系统,将 HWT 置于真空镜筒中,在 -0.1 MPa 的真空度下进行了系列温度控制工况下的热光学试验。

2 HWT 热光学试验系统的设计

HWT 热光学实验的目的是获得该望远镜在典型工况下的光学性能,考察其在设定温度环境

下能否满足设计要求,并且获得该望远镜光学性能随温度环境的变化关系,为同类光学仪器光机热一体化设计提供参考。HWT 热光学试验系统是在 HWT 地面试验样机和地面观测系统^[11]的基础上改造而成的,由 4 个基本系统组成:被测光学系统(HWT)、真空系统、温度测量与控制系统和光学波前检测系统。为减小地面振动对试验的影响,整个试验在气浮隔振的光学试验台上进行。

HWT 热光学试验的主要原理流程见图 1。

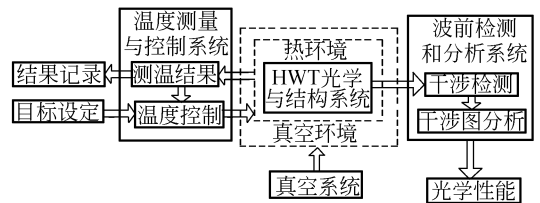


图 1 热光学试验系统原理流程图

Fig. 1 System flow of thermo-optical test

2.1 被测光学和结构系统

H α 与白光全日面望远镜有 H α 和白光两个光路,本试验仅以 H α 光路为研究对象。HWT 光学系统主要部分是由一块直径 12 cm 的抛物面镜和一块卡赛格林反射镜组成的卡赛格林系统,视场为 $42' \times 42'$,主焦比为 $F/3.5$,系统焦距为 1.24 m,系统焦比为 $F/10.4$,设计要求达到衍射极限。H α 光路原理如图 2 所示。

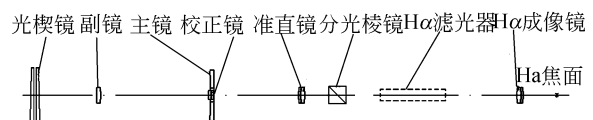


图 2 HWT 光学系统

Fig. 2 Optical system of HWT

HWT 望远镜的主反射镜和副镜材料为低热膨胀系数的微晶玻璃,光楔镜和改正镜采用 K9 玻璃,准直和成像镜采用 K9 和 ZF2 两种玻璃。HWT 结构框架为密度较小的 TA2 合金,主体为矩形框架结构,主副镜系统设计为一个单独的镜筒,如图 3 所示。有关材料的力学和热学特性

(20 °C)如表 1 所示。

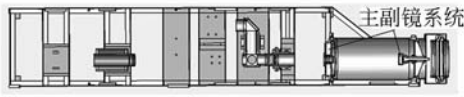


图 3 HWT 结构系统

Fig. 3 Structure system of HWT

表 1 有关材料的力学或热学性能

Tab. 1 Mechanical/thermal properties of materials

力学/热学性能	TA2 ^[12]	微晶玻璃 ^[13]	K9 ^[14]	ZF2 ^[14]
密度 ρ (g/cm ³)	4.5	2.53	2.53	4.09
弹性模量 E (GPa)	110	90.3	81.3	55.5
导热系数 λ (W/(m·K))	16.33	1.46	1.21	0.815
比热容 c (J/(g·K))	0.544	0.8	- *	- *
线胀系数 α (10 ⁻⁷ /°C)	80	0±0.5	75	77

* 参考熔石英在 20 °C 下比热容为 0.77 J/(g·K)

HWT 在真空环境下工作,工作时环境温度要保持在(20±5) °C内。要求在检测波长下卡氏焦点像质优于 $\lambda/6$;从卡氏焦点到系统焦点(不含滤光器)像质优于 $\lambda/6$ 。

2.2 真空系统

真空镜筒的外形以及 HWT 望远镜在真空镜筒内的安装位置如图 4 所示。真空系统由真空镜筒、真空泵和真空表组成。作为最关键部件,真空镜筒的设计紧密结合 HWT 望远镜的尺寸和形状,在满足试验需要的前提下有效降低了成本。真空镜筒由 3 个部分组成:前端盖,镜筒主体和后端盖。前后端盖上各有一光学真空窗,材料为 K9

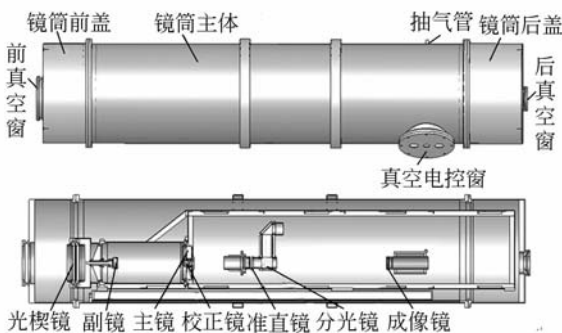


图 4 HWT 真空系统结构示意图

Fig. 4 Configuration of HWT vacuum system

玻璃。镜筒主体侧面有一真空电控窗和抽气管,电控窗上可以安装真空电接插件。试验前首先将 HWT 望远镜通过导轨推入并固定于真空镜筒内,然后分别装上前端盖、后端盖和电控窗盖,再通过真空抽气管与真空泵连接即可以抽真空。

2.3 温度测量与控制系统

2.3.1 地面观测状态下温度场测量和模拟结果

为获得 HWT 及镜筒内部的温度分布特征,根据 HWT 结构和光学系统的材料和结构状态,建立了热分析模型,以 20 °C 为镜筒内部和外部的环境温度,对地面观测状态下的温度场进行了模拟计算,参考 2004 年 3 月的测量结果^[11],给出典型的温度场分布特征如表 2 所示:

表 2 地面观测状态下温度场测量和模拟结果

Tab. 2 Measurement and numerical simulation results of temperature field under ground observing conditions

序号	计算或测量部位	模拟结果温度范围/°C	测量结果/°C
1	镜筒内环境	20.0	14.0
2	镜筒外环境	20.0	18.0
3	光楔镜结构	31.3~31.4	19.0
4	副镜结构	52.0~61.3	无数据
5	主镜室背	26.8~28.0	21.6
6	准直镜筒	22.7~22.9	16.7
7	成像镜座	20.6~20.9	14.6
8	焦面仪器	42.3~59.6	46.6

与对日观测状态的温度测量结果相对比,上述模拟结果与测量结果表现了基本一致的趋势,即:准直镜和成像镜位置的温度水平较低,焦面处较高(副镜结构因不便布置测点而未获得测量数据)。由于模拟计算的结果不仅表现了大致正确的温度分布特征,还可以给出结构件和光学件之间,以及光学件内部的温差分布,所以在确定试验温度工况时,以模拟计算的结果作为参考。

2.3.2 温度控制工况的确定

根据地面观测状态下的温度场测量和模拟结果,确定了温度控制系统的温度控制目标。确定对 5 个部位进行一定范围的温度控制,以考查温度环境对 HWT 光学性能的影响。这 5 个部位的温度控制范围如表 3 所示。

表 3 不同部位的温度控制范围参考值

Tab. 3 Reference values of temperature control ranges of different positions

序号	光学件	控制或测量部位	范围/℃
1	副镜	副镜笼外圈	30~34
2	光楔镜	光楔镜箱体外侧	55~65
3	主镜	主镜室后侧	28~32
4	准直镜	准直镜筒外侧	20~25
5	成像镜	成像镜座外侧	20~25

2.3.3 温度控制系统的研制和实现

根据控温范围的不同,5个部位的加热分别采用硅橡胶基底和玻璃纤维基底的电阻加热膜实现。加热膜在被加热表面的固定采用耐高温胶和防火导热胶带的方式,在不易紧密贴附的部位填充导热硅脂增强导热性能。根据不同部位的材料和受热面积,可以确定不同部位的加热功率,温度控制仪在现场安装检测后能够达到试验要求的控温范围,以及 $\pm 0.1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的精度要求和10 min以内的控温速度要求。为了适应非真空和真空两种状态下的温度控制,该温控仪还专门设计了自整定功能,并且选用耐真空和防火的元器件、连线和辅件。

总体目标的实现。

2.4 波前检测系统

HWT系统的焦面位于真空镜筒内部,为在真空镜筒外部进行波前检测,设计了中继镜系统,并利用中继镜系统和 Shack 干涉仪组合成为波前检测系统,所采用的 Shack 干涉仪工作波长为 $0.6563\text{ }\mu\text{m}$ 。利用组合的波前检测系统对 HWT 系统进行轴上点光学性能检测的原理如图 6 所示。

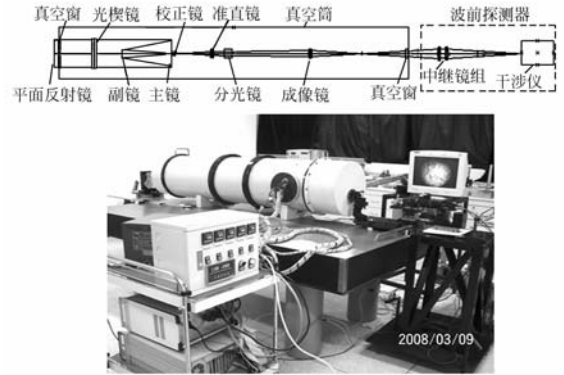


图 6 HWT 热光学试验系统原理图和照片
Fig. 6 Thermal optical testing system of HWT

3 温度分布对 HWT 光学性能的影响

根据地面观测状态下的温度场测量和模拟结果,确定了温度控制系统的温度控制目标。确定对 5 个部位进行一定范围的温度控制,以考查温度环境对 HWT 光学性能的影响。

3.1 真空度对 HWT 光学性能检测的影响

由于稳定状态下空气的折射率与真空的折射率差异很小,所以真空度对 HWT 光学系统的性能影响应当是很小的。但是地面条件下的光学检测是在真空容器中进行的,检测光线必须通过真空容器壁上的光学真空窗才能形成完整的检测光路;而真空窗内外压力差将导致真空窗发生位移、倾斜和变形,并有可能对系统光学性能的检测产生影响。为考查实际系统下因真空镜筒内外压力差而引起的真空窗变形对 HWT 系统光学性能检测的影响,将真空镜筒抽真空至 -0.1 MPa ,在此状态下调节干涉仪,获得最佳的干涉条纹图如图 7 所示。

对图 7 干涉图样进行处理,去除倾斜和离焦

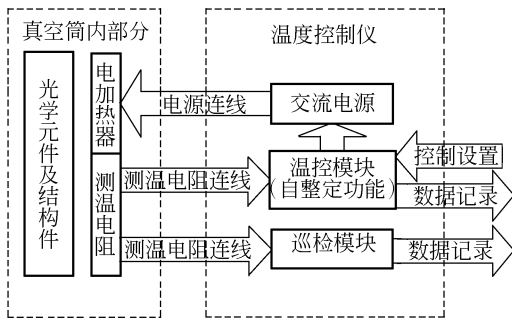


图 5 温控系统示意图
Fig. 5 Thermal control system

对地面观测状态下 HWT 温度场分布的数值模拟表明,对于具体的温度控制状态,光学部件与结构件之间有确定的温差,而在系统中直接对光学部件进行温度控制并且不损失光学系统的完整性从技术上很难实现,所以选择对光学部件结构件进行温度控制,以达到间接控制光学部件温度水平的目的。这种方式的缺点是不能直接控制光学部件的温度,其优点是易于实现并能从大致范围上控制光学部件的温度,并且不妨碍热光学试验

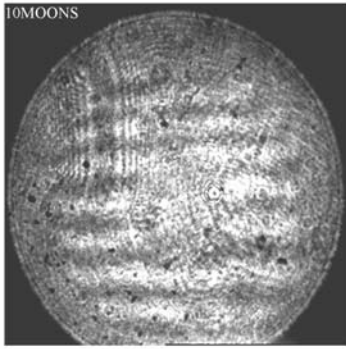


图 7 -0.1 MPa 真空度下的系统干涉图样
Fig. 7 Interferogram of system at 0.1 MPa

量,可以得到系统波前 rms 值。结果表明,在最大真空度下,包括真空窗在内的系统光学性能仍然优于 $\lambda/12$,接近 HWT 光学系统的光学性能。下文给出的进行各种温度控制状态下的试验结果,均是在 -0.1 MPa 真空度下检测获得的。

3.2 副镜结构温度变化

对于副镜结构,考虑从室温到 65 °C 的温度范围,以 5 °C 的间隔增加温度控制目标值。在每一个稳定的温度控制点上,获得不同状态下的干涉图样,并进行处理得到系统波前 rms 值,所得系统波前 rms 值随副镜结构温度变化的规律如图 8 所示:

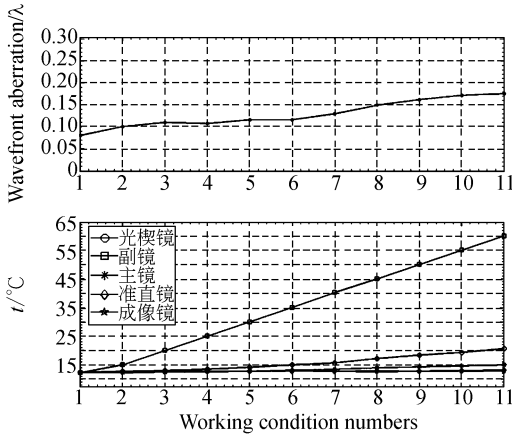


图 8 不同副镜结构温度下的系统波像差
Fig. 8 Wavefront rms of system varies with the temperatures of the structures of secondary mirror

图 8 结果表明,在该系列检测状态下,当副镜结构温度从室温变化到 65 °C 时,系统光学性能从约 $\lambda/11$ 降低到约 $\lambda/5$,这种最恶劣工况下的光学

性能已经不能满足系统要求的 $\lambda/6$ 。实际上,当副镜结构温度变化时,将同时导致光楔镜结构温度随之发生变化。后面的试验数据表明,光楔镜结构温度所受到的这种影响不会给系统光学性能带来显著改变。因此,图 8 即反映了副镜结构温度变化对系统光学性能的影响。

3.3 光楔镜结构温度变化

光楔镜位于系统最前部,设计光楔镜的目的是实现太阳像 $\pm 21'$ 像移的设计目标。在试验中,将光楔镜归至 0 位。参考地面观测状态下的温度场测量和模拟结果,设定其它 4 个部位温度控制目标为 20 °C,使光楔镜结构温度在 24~34 °C 之间变化,得到系统波前 rms 值随光楔镜结构温度变化的规律如图 9 所示:

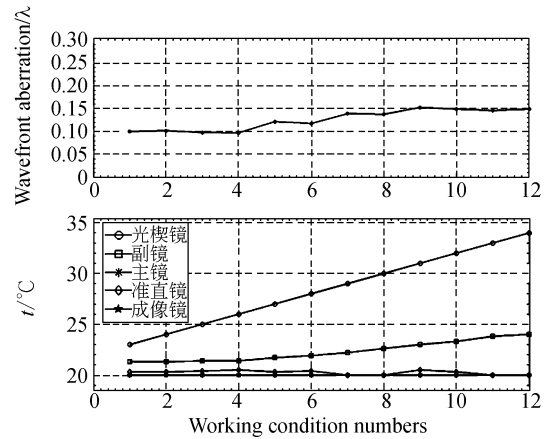


图 9 不同光楔镜结构温度下系统波像差
Fig. 9 Wavefront rms of system varies with the temperatures of the structures of wedges

可以看出,在该系列检测状态下,当光楔镜结构温度从 24 °C 变化到 34 °C 时,系统光学性能从约 $\lambda/10$ 降低到约 $\lambda/7$,不过这种最恶劣工况下光学性能仍然能够满足系统要求的 $\lambda/6$ 。实际上,其中有相邻的副镜结构温度变化的影响在内,因为可以看出,当光楔镜结构从 24 °C 被加热至 34 °C 时,受该加热过程影响,副镜结构温度将相应从 21 °C 变化至 24 °C。

3.4 主镜结构温度变化

使主镜结构温度在室温到 32 °C 之间变化,设定其它 4 个部位温度控制目标为 20 °C,获得系统波前 rms 值随主镜结构温度变化的规律如图 10 所示。

很明显,在该系列检测状态下,当主镜结构温度从初始温度变化到 32 °C 时,系统光学性能由优

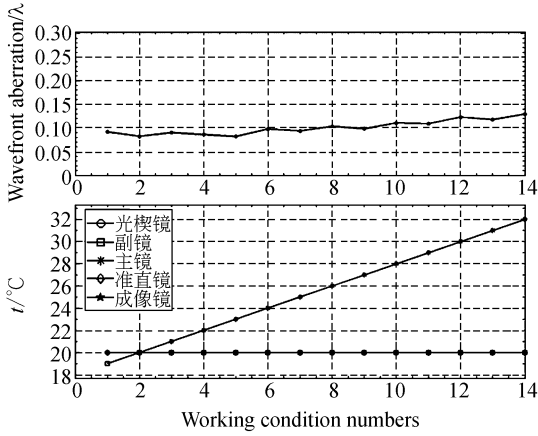


图 10 不同主镜结构温度下系统波像差

Fig. 10 Wavefront rms of system varies with the temperatures of the structures of primary mirror

于 $\lambda/10$ 降低到 $\lambda/8$ 左右,有所恶化,但仍然能够满足需求。这表明在当前的工作温度范围内,主镜结构温度变化对系统光学性能有少量影响,其原因可能有二,其一,HWT 主镜的口径较小,为 $\phi 120\text{ mm}$;其二,温度场数值模拟的结果表明,HWT 主镜内部的温差不大。

3.5 准直镜结构温度变化

为了获得系统波前 rms 值随准直镜结构温度变化的规律,设定其它 4 个部位温度控制目标为 20°C ,使准直镜结构温度在 $20\sim 25^\circ\text{C}$ 变化,所得结果如图 11 所示。

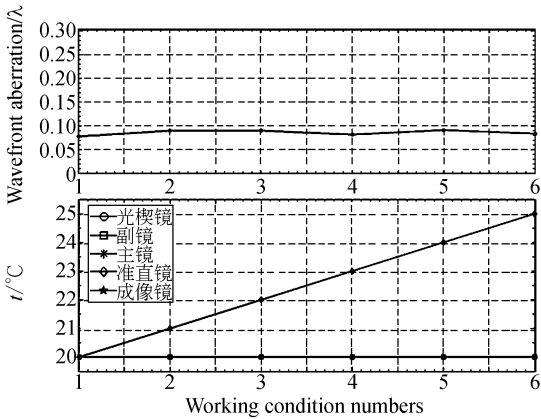


图 11 不同准直镜结构温度下系统波像差

Fig. 11 Wavefront rms of system varies with the temperatures of the structures of collimation lens

在该系列检测状态下,当准直镜结构温度从 20°C 变化到 25°C 时,系统光学性能基本保持在 $\lambda/10$ 左右,没有发生显著变化。这表明,在当前的工作温度范围内,准直镜结构温度变化对系统光学性能的影响很小。

3.6 成像镜结构温度变化

设定其它 4 个部位温度控制目标为 20°C ,使成像镜结构温度在 $20\sim 25^\circ\text{C}$ 变化,获得系统波前 rms 值随成像镜结构温度变化规律如图 12 所示:

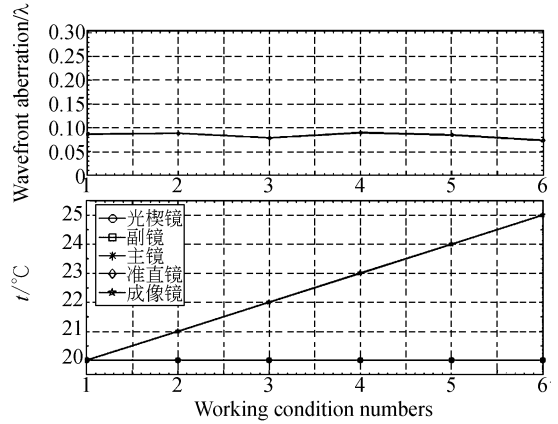


图 12 不同成像镜结构温度下系统波像差

Fig. 12 Wavefront rms of system varies with the temperatures of the structures of imaging lens

同样可以看出,在该系列检测状态下,当成像镜结构温度从 20°C 变化到 25°C 时,系统光学性能基本保持在 $\lambda/10$ 左右,没有发生显著变化。这表明,在当前的工作温度范围内,成像镜结构温度变化对系统光学性能的影响很小。

3.7 副镜、光楔镜和主镜结构温度同时变化

前文试验结果表明,系统光学性能对准直镜结构和成像镜结构的温度变化较不敏感,因此本文设定这 3 个部位的温度水平保持为 20°C ,而副镜结构、光楔镜结构和主镜结构的温度在相应温度区间内变化,如图 13 所示。分别获得了不同状态下的干涉图样,进行处理可以得到系统波前 rms 值,所得结果 rms 值随副镜结构、光楔镜结构和主镜结构温度变化的规律如图 13 所示。

很明显,在该系列检测状态下,系统光学性能从约 $\lambda/10$ 恶化到 $\lambda/4$ 。参考图 8、图 9 和图 10 给出的副镜结构、光楔镜结构和主镜结构的试验结果,可以看出,HWT 光学系统的光学性能受副镜

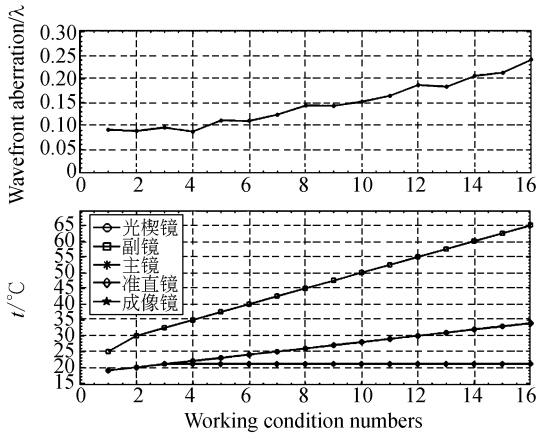


图 13 不同副镜结构、光楔镜结构和主镜结构温度下系统波像差

Fig. 13 Wavefront rms of system varies with the temperatures of the structures of secondary mirror, wedges and primary mirror

结构温度变化的影响最大。极端情况系统不能满足设计要求。同时,还可以看出,在副镜结构温度上升到约 40 °C 时,系统的光学性能变化为约 $\lambda/8$, 尚未恶化到不能接受的程度。因此,在进行实际热控设计时应采取主动或被动热控措施,及时排散副镜结构系统的热量,保证副镜结构系统的温度水平在 40 °C 以下。这样 HWT 在实际观测状态下的光学性能就能得到保证。以上数值模拟和物理试验是针对地面观测状态而实施的,但是其思路和方法同样可以为在空间环境中工作的 HWT 温度控制设计提供参考。

综合如上结果,可以得到当各部位温度发生相应范围的变化时,系统的光学性能变化如表 4 所示。

表 4 不同部位温度下的系统光学性能

Tab. 4 Optical performance at different temperature states

序号	部位	部件温度范围(°C)	系统波像差(λ)
1	光楔镜结构	23.0~34.0	0.097~0.153
2	副镜结构	17.2~65.0	0.080~0.176
3	主镜室结构	20.0~32.0	0.078~0.130
4	准直镜结构	20.0~25.0	0.078~0.091
5	成像镜结构	20.0~25.0	0.073~0.089

4 分析与讨论

在进行光学系统的热光学试验时,由于空气

湍流在空气被加热的情况下更加强烈,所以 HWT 系统的热光学试验必须在真空状态下进行。在地面检测状态下,考虑到真空窗在大气压力下的位移、倾斜和变形将会给系统测试带来的影响,确定在统一的一 0.1 MPa 真空度下进行系统光学性能检测。

综合考查副镜结构、光楔镜结构、主镜结构、准直镜结构和成像镜结构在不同温度控制工况下 HWT 系统的光学性能检测结果,可以得出结论: HWT 系统受副镜结构件温度变化的影响最大,光楔镜结构次之,主镜结构、准直镜结构和成像镜结构的温度变化对系统光学性能的影响最小。其中,由于 HWT 的主镜口径只有 120 mm,而且其温度水平并不高,因此主镜的温度改变并没有给系统光学性能带来特殊的变化。

由于试验条件的限制,目前并未实现测量和控制光学部件内部的温度分布,因此,上述温度工况对系统光学性能的影响可以认为是结构变形导致光学部件的位移、倾斜以及光学部件自身变形的综合结果。通过数值模拟可以看出,副镜和副镜结构件之间的温度差最大,其它光学部件内部的温度差很小。

从材料和结构特点上来看,虽然主镜和副镜材料采用了热膨胀率很低的微晶玻璃,但是主副镜系统的前后跨度约为 390 mm,当副镜支撑结构被加热时,主副镜结构系统前后温差将导致主镜和副镜之间的间隔发生变化,同时,加热条件不对称也会在一定程度上导致主副镜光轴发生倾斜。对于口径不大的主副镜系统来说,支撑结构因温度的位置和方向变化要远远大于主镜和副镜自身面形的变化。因此,对于 HWT 主副镜系统来说,设计的重要任务之一就是保持其支撑结构的稳定性和温度均匀性。目前 HWT 设计中采用的钛合金,其优点是密度小,导热系数大,不太贵,其缺点是热膨胀系数较大。

综合以上各因素,副镜及副镜结构件被确定为重点考查对象。实际上,HWT 结构设计时已经意识到副镜结构的敏感性,因此采用了单独的镜筒将副镜和主镜连接起来。现在看来,基于副镜结构温度水平对系统光学性能的影响,需要对副镜结构进行改进。可以从五个方面进行考虑:其一,在现有结构形式下,对副镜结构采取特殊的温度控制措施,使其温度水平控制在 40 °C 以下;

其二,改变现有的结构形式,使得温度的改变不会对副镜产生较大的位移和倾斜;第三,在考虑重量和价格的前提下,宜选用热膨胀系数较小的主副镜系统结构材料;第四,为优化温度分布,使温度更为均匀,宜采用导热系数较大的材料;第五,可以采用合适的温度控制措施,减小副镜及副镜结构件内部不同部位的温差。

5 结 论

本文以作为 SST 有效载荷之一的 HWT 望远镜的地面样机为对象,依据地面观测环境的测量和模拟结果,实施了 HWT 在真空状态下的热光学试验过程,实现了对不同温度控制工况下的 HWT 系统进行光学性能检测的试验目标。试验

参考文献:

- [1] ICHIMOTO K, NAKAGIRI M, SUEMATSU Y, *et al.*. Thermo-optical testing of the solar optical telescope of the Solar-B[J]. *Annual Report of the National Astronomical Observatory of Japan*, 2002,5:6-7.
- [2] 王红, 田铁印. 轴向温差对空间遥感器光学系统成像质量的影响[J]. *光学精密工程*, 2007,15(10):1489-1494.
WANG H, TIAN T Y. Effect of axial temperature difference on imaging quality of space remote sensor optical system[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2007,15(10):1489-1494. (in Chinese)
- [3] 杨烽, 陈时锦, 张伟. 空间光学遥感器光机热集成分析技术综述[J]. *光学技术*, 2005,31(6):913-917, 920.
YANG Y, CHEN SH J, ZHANG W. Review of thermal-structural-optical integrated analysis of space remote sensor[J]. *Optical Technique*, 2005,31(6):913-917,920.
- [4] CENGIZ K. WFC3 optical bench Structural Thermal Optical Performance (STOP) analysis and optimization[C]. *Swales Aerospace, Beltsville, MD, Peter Mulé, NASA/Goddard Space Flight Center, Beltsville, MD, AIAA*, 2003:2003-1530.
- [5] 吴清文, 卢泽生, 卢镔, 等. 空间光学遥感器热分析[J]. *光学精密工程*, 2002,10(2):205-208.
WU Q W, LU Z SH, LU E. Thermal analysis for a

结果表明,在副镜结构温度不高($<40\text{ }^{\circ}\text{C}$)的情况下, HWT 望远镜在地面观测工况下的光学性能约为 $\lambda/8$, 可以满足 $\lambda/6$ 的设计要求。在副镜结构、光楔镜结构、主镜结构、准直镜结构和成像镜结构这 5 个关键结构中,副镜结构的温度变化对系统光学性能的影响最大,是热光学试验结果对 HWT 望远镜建议改进的重点。本文的试验对模拟计算结果的验证提供了一种可行的手段,其探索的热光学试验思路和方法可以应用于其它光学望远镜的试验研究。

6 致 谢

非常感谢在本系列试验过程中刘祖义高级工程师的大量帮助。

- space optical remote sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2002,10(2):205-208. (in Chinese)
- [6] 李林, 王焯, 张丽琴, 等. 光学系统热效应及分析软件研制[J]. *北京理工大学学报*, 2002,20(1):112-114.
LI L, WANG X, ZHANG L Q, *et al.*. Thermal effects for optical system and design of an analysis program[J]. *Journal of Beijing Institute of Technology*, 2002,20(1):112-114. (in Chinese)
- [7] DOYLE K, GENBERG V, MICHELS G. *Integrated optomechanical analysis*[M]. Washington: Publication of SPIE, 2002.
- [8] 单宝忠, 陈恩涛, 卢镔, 等. 空间光仪光机热集成分析方法[J]. *光学精密工程*, 2001,9(4):377-381.
SHAN B ZH, CHEN E T, LU E, *et al.*. Thermal/structural/optical integrated analysis of space cameras[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2001,9(4):377-381. (in Chinese)
- [9] 宋修元. 典型光学元件及系统的温度效应[D]. 北京:北京理工大学, 1999.
SONG X Y. *Thermal effects of typical optical elements and systems*[D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 1999. (in Chinese)
- [10] MILLER J, HATCH M, GREEN K. Predicting performance of optical systems undergoing thermal/mechanical loadings using integrated thermal/structural/optical numerical methods[J]. *Optical Engineering*, 1981,20:166-174.
- [11] 陈志远. H_{α} 和白光望远镜研制及其空间环境试验研究[D]. 北京:中国科学院, 2004.

CHEN ZH Y. *Development and space environmental experiment research for $H\alpha$ and white light telescope (HWT)* [D]. Beijing: Graduate University of the Chinese Academy of Sciences, 2004. (in Chinese)

[12] 安继儒. 中外常用金属材料手册[M]. 西安: 陕西科学技术出版社, 1998.

AN J R. *Handbook of Chinese and Foreign Metal Materials Most in Use*[M]. Xi'an: Shan Xi Science

and Technology Press, 1998. (in Chinese)

[13] Schott product information: http://www.schott.com/advanced_optics/english/our_products/zerodur/zerodur.html[OL].

[14] 李士贤, 郑乐年. 光学设计手册[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 1990.

LI SH X, ZHENG L N. *Handbook of Optical Design*[M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 1990. (in Chinese)

作者简介:



吴明长(1974—),男,安徽肥东人,博士研究生,1995年于华中理工大学获得学士学位,1998年于清华大学获得硕士学位,主要从事空间天文仪器热光学方面的研究。E-mail: wmc@sst. bao. ac. cn



陈志远(1973—),男,河南开封人,博士,高级工程师,2004年于中科院国家天文台获得博士学位,主要从事空间天文仪器分析和环境试验的研究。E-mail: sat@sst. bao. ac. cn



古学东(1964—),男,河北沧州人,工学硕士,高级工程师,主要从事空间天文仪器分析以及机械设计和光机装校方面的研究。E-mail: xdgu@sst. bao. ac. cn

王 慎(1973—),男,河北沧州人,工学博士,高级工程师,1994年于四川大学获得理学学士学位,1997年于中科院光电技术研究所获工学硕士学位,2001年于北京理工大学获得博士学位,主要从事天文仪器方面的研究。E-mail: swang@sst. bao. ac. cn

导师简介:



杨世模(1954—),男,江苏南京人,研究员,博士生导师,主要从事空间天文仪器总体结构方面的研究。E-mail: ysm@bao. ac. cn