

doi:10.3788/gzxb20144303.0322002

深空太阳天文台磁场望远镜主反射镜热分析

李蓉^{1,2}, 王森², 施浒立², 陈志平¹, 张巨勇¹

(1 杭州电子科技大学 机械工程学院, 杭州 310018)

(2 中国科学院国家天文台 太阳活动重点实验室, 北京 100012)

摘 要: 基于空间太阳望远镜已有的光机热集成研究, 结合其运载轨道修改、观测视场扩大等因素的调整, 获取了深空太阳天文台磁场望远镜主反射镜温度分布的定量结果. 采用光机热集成分析法, 结合主反射镜前期的支承方案, 获取了主反射镜在装夹状态下的热变形定量描述. 采用抛物面多项式和 Zernike 多项式拟合, 获取了主反射镜表面热变均方差值大于 $\lambda/40$ ($\lambda=533$ nm) 的热控准确度, 无法确保系统获取 $0.1''$ 的高分辨率成像目标, 验证了预研阶段热控方案的局限性. 提出修改主反射镜正三角的机框式支撑为六点支撑的建议, 为深空太阳天文台磁场望远镜热控准确度的提高、热控方案的优化提供技术参考.

关键词: 深空太阳天文台; 磁场望远镜; 光机热集成分析; 面型拟合; 热变形

中图分类号: TH751; P171

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2014)03-0322002-6

Thermal Analysis on the Main Reflector in Deep-space Solar Observatory

LI Rong^{1,2}, WANG Sen², SHI Hu-li², CHEN Zhi-ping¹, ZHANG Ju-yong¹

(1 School of Mechanical Engineering, Hangzhou Dianzi University, Hangzhou 310018, China)

(2 Key Laboratory of Solar Activity, National Astronomical Observatories, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100012, China)

Abstract: Based on the thermal control system of Space solar telescope, the temperature of primary mirror in deep-space solar observatory was simulated under new orbit and larger view. Based on the theory of thermal-structural-optical integrated analysis, thermal deformation of the primary mirror under supported condition was calculated. And the deformed surface point of the primary mirror is fitted using parabolic polynomial and Zernike formula. The Root Mean Square (RMS) of deformed surface was greater than $\lambda/40$ ($\lambda=533$ nm). It indicates the former thermal control system cannot meet its $0.1''$ diffraction limit quality. Owing to the former thermal control system meets the demands of optical design difficultly, the supporting system of mirror is suggested to be adjusted in order to decrease thermal deformation. The integrated analysis of primary mirror is useful for optimizing the thermal control system and supporting system of Deep-space solar observatory.

Key words: Deep-space Solar Observatory (DSO); Magnetic Field Telescope (MFT); Thermal-structure-optical integrated analysis; Surface figure fitting; Thermal distortion

OCIS Codes: 110.0110; 220.0220; 230.0230

0 引言

对达到衍射极限的高分辨率大口径太阳望远镜进行全日面局部观测时, 大密度太阳热能直接进入光学系统, 成为仪器的主要热源, 其热环境较一般天文望远

镜更为恶劣^[1-3]. 从热控角度看, 直接对日成像所接收到的大密度热流聚集在光学系统内, 将产生热弹性变形、热光学效应和应力光学效应, 所形成的温度环境和应力环境对系统成像质量产生严重影响, 特别是空基太阳望远镜, 温度环境对光学系统成像质量的影响更

基金项目: 国家自然科学基金(No. 11303007)、浙江省自然科学基金(No. LQ13E060004)和中国科学院太阳活动重点实验室开放课题(No. KLSA201315)资助

第一作者: 李蓉(1979-), 女, 讲师, 博士, 主要研究方向为光学仪器热控技术. Email: lirongjx@hdu.edu.cn

收稿日期: 2013-10-15; **录用日期:** 2013-11-25

<http://www.photon.ac.cn>

大^[4-6].一方面,空基太阳望远镜面临的空间热环境比地面更恶劣,其在轨运行时将面临空间低温热沉、太阳照射、地球红外辐射和地球阳光反照以及内部热源等多种热环境^[7-9].另一方面,随着观测需求的提高,空间太阳望远镜口径不断增大,光学元件的温度和应力分布不易保持均匀,从而影响成像质量^[10-11].空基太阳望远镜 SDO^[12-13]、Hinode^[14-15]、STEREO^[16-17]、HERSCHEL^[18]等都在不同程度上运用了光机热一体化研究技术.

空间太阳望远镜(Space Solar Telescope, SST)是我国在“十五”期间的预研项目,用于对太阳小尺度磁场精细结构的观测和研究,SST主镜的精密热控技术成为该项目的坚实基础^[19].根据“十二五”规划的空间探测目标,我国太阳物理学界对SST的科学目标做了调整,修改了其运载轨道并扩大了观测视场,改名为深空太阳天文台(Deep-space Solar Observatory, DSO)^[20].但是DSO的关键参量作了较大的调整后,必将影响主镜的热载荷分布情况.因此,需要进一步深化DSO的关键技术研究.

本文以DSO磁场望远镜(Magnetic Field Telescope, MFT)为具体研究对象,结合光机热一体化设计思想,构建精确有效的结构-热模型,通过仿真分析,探索DSO主反射镜的温度分布及相应热变形情况,探究提高大口径太阳望远镜热控准确度与光机热一体化集成技术与方法.

1 主反射镜的光机热集成分析

深空太阳天文台DSO-MFT口径达1 m,抛物面型主反射镜置于直径约1.2 m的薄壁圆筒结构的镜室内,整体装夹在长约4.5 m的主桁架内部的下方.为了实现0.1"成像分辨率目标(即达到衍射极限),要求在可见光波段观测时主镜面形的热畸变量控制在 $\lambda/40$ RMS(Root Mean Square)($\lambda=533$ nm)以内^[10].全日面太阳光进入MFT镜筒的热量超过千瓦,主反射镜位于

庞大的主镜筒内,热界面较多、热交换复杂、热控准确度高,其热控难度远大于一般望远镜的设计要求,如果单凭控制光学系统的温度分布来实现热控准确度,不仅成本过高,而且在技术上也难以实现.所以必须使用光机热集成分析和设计方法从根本上保证DSO-MFT能够达到衍射极限^[21-22].

SST的热控设计表明^[19],望远镜直接对日观测时,约1 037 W的热量进入望远镜系统,其中约848.5 W热量被主反射镜聚焦到焦面,约104 W的热量需要主反射镜的散热系统排散出镜筒后,才能将主镜温度控制在 $13^{\circ}\text{C}\sim 25^{\circ}\text{C}$ 范围内.预研阶段为了配合控制主反射镜面的热变形量,对主反射镜的支撑采取了结合正三角形的基框式定位方案,将主反射镜镜面热畸变量控制在 $\lambda/20\sim\lambda/40$ RMS($\lambda=533$ nm)内.

然而,DSO在SST的基础上对许多参量进行了较大调整,包括:将运载轨道调整为拉格朗日L1点晕(Halo)轨道;观测视场扩大近一倍;修正了观测波段.关键参量的前后调整对照见表1.由于SST热控设计难度大、不易实现,望远镜热载荷微小的变化都可能破坏原有热控方案的有效性,因此,对于DSO-MFT,首先需要验证前期的热控方案在新的热工况下是否仍然满足热控准确度.

表1 DSO调整参量对照

Table 1 Adjustments of parameters in DSO

Item	Previous parameter	Present parameter
Wavelength/nm	393~656	393~540
Field of view	$2.8' \times 1.5'$	$2.8' \times 2.8'$
Orbit altitude/km	730	15 000 000
Solar irradiance/ ($\text{W} \cdot \text{m}^{-2}$)	1 353	1 384
Launch vehicle	ZY-1	CZ-3B/G2

根据表1中调整的参量计算可知,DSO运载轨道的调整将增大约2.3%的太阳辐照强度,这将直接导致进入望远镜系统的热量增大至1 061 W,主反射镜散热系统需要排散的热量增至约106.4 W,如图1.

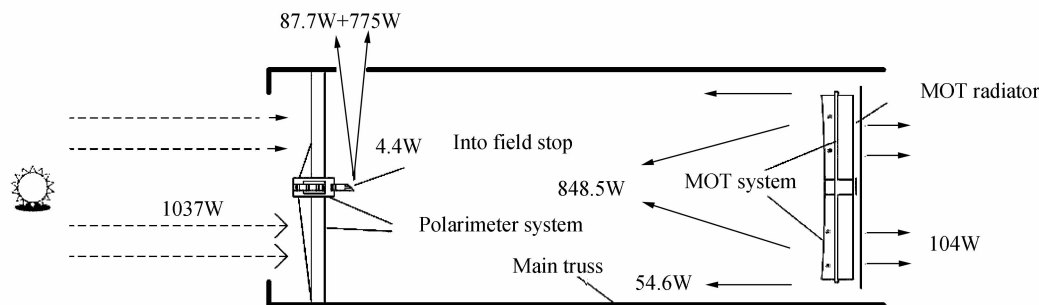


图1 DSO MFT主反射镜热流分布

Fig. 1 Distribution diagram of thermal flow in DSO MFT

本文在不改变系统结构设计及热控设计的前提下,分析DSO MFT位于拉格朗日L1点晕轨道时主反射镜的热效应及温度分布情况,并定量分析由此产生

的镜面热变形畸变RMS,方案流程如图2.同时,综合考虑卫星质量预算、运载能力、地面站的覆盖、空间辐射剂量和轨道衰减等因素,模拟计算所选取的轨道参

量见表 2.

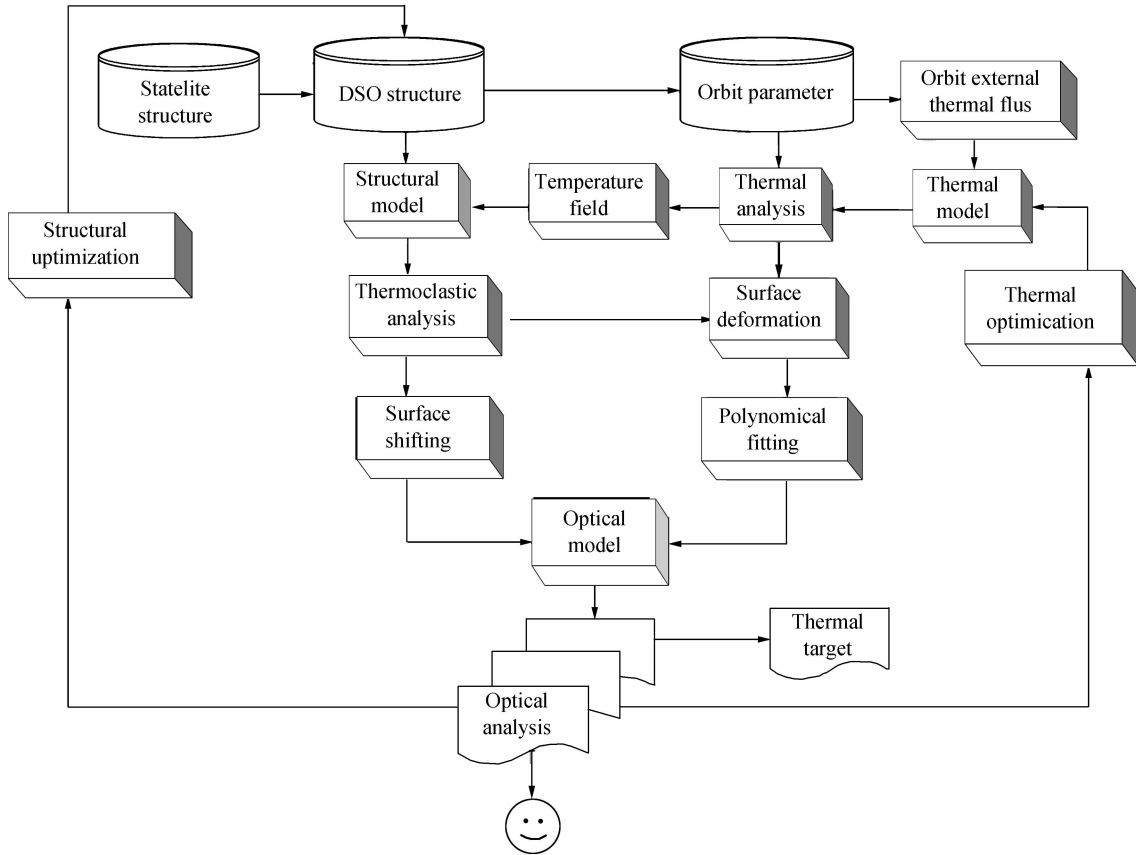


图 2 光机热集成分析流程

Fig. 2 Flow chart of thermal-structural-optical integrated analysis

表 2 DSO 轨道参量对照

Table 2 Orbit parameters of DSO

Item	Parameter
Orbit altitude/ $(\times 10^3 \text{ km})$	15 000
Semi-major axis/ $(\times 10^3 \text{ km})$	640.118
Eccentricity	0.989724
Angle of inclination/ $(^\circ)$	28.5
Longitude of ascending node	26.936
	$A_x = 2\ 200 \pm 10$
Orbital amplitude (Halo)/ $(\times 10^3 \text{ km})$	$A_y = 7\ 000 \pm 30$
	$A_z = 1\ 250 \pm 5$

2 主反射镜的热控方案

DSO-MFT 对日观测时有近 1 061 W 热量进入镜筒,主反射镜作为日光与热量的主要接收部件,其热量的交换情况直接影响镜体的温度分布.由于系统结构设计仅改变了主反射镜焦点处的视场光阑通光口径,主要对光阑后续的透镜系统产生影响.光阑前端的主反射镜的热载荷变化主要由系统运载轨道的改变造成.主反射镜热控设计的难点集中在两个方面:需要快速均匀地排散镜体所吸收的约 106.4 W 热量;需要保证支撑和定位结构的温度稳定性和温度梯度,避免过大的热变形导致镜体面形、方向和位置发生变化.

根据结构和光学设计的要求,不改变前期热控方案,采用在主反射镜后部设置辐射板来解决大热量的排散,同时保证镜体在径向和周向的温度均匀性.镜体轴向温度梯度导致的离焦误差通过光学后续系统的调焦解决^[19].

在镜体与支撑结构件的传热方面,选用与主镜材料热参量相近的钛合金,加快镜体热量通过支撑与定位结构件之间的有效散热,增强镜体与镜室的热匹配性.主镜材料与镜室材料的热力学参量见表 3.

表 3 镜体和镜室材料的热力学参量

Table 3 Thermal-structural parameters of mirror and mirror cell

Material	Zerodur	TC4
Density/ $(\text{kg} \cdot \text{m}^{-2})$	2530	4430
Young modulus/Pa	9.1×10^{10}	1.09×10^{11}
Poisson ratio	0.24	0.34
Specific heat/ $(\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot ^\circ\text{C})$	821	544.2
Thermal expansion	5×10^{-8}	8.5×10^{-6}
Conductive coefficient/ $(\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot ^\circ\text{C})$	1.64	8.8

热控方案中,主反射镜周围采用环形结构进行恒温控制,减少镜体周边与外环境的热交换,迫使镜体吸收的热量传导至底部辐射板集中散热,确保镜体周向温差减小.为了增加热辐射效果,钛合金主镜室和辐射

板的相对表面均镀银,形成高发射率辐射表面.镜室其他部位表面做发黑处理,涂黑漆.支撑镜室的主桁架表面采用 20 层双面镀铝的多层隔热材料包覆,外层为镀黑镍聚酰亚胺膜,镀黑镍面朝外.表面材料的物理参量见表 4.

表 4 表面材料的物理参量

Table 4 Physical parameters of surface materials

Material	Absorptivity	Emissivity
Black carburizing film	0.87	0.87
Single aluminized polyimide	0.36	0.6
White paint	0.187	0.87
Black paint	0.87	0.87

考虑到全日面太阳光进入望远镜镜筒后并非直接到主反射镜表面,存在一部分太阳光照射到主镜边缘的情况.为此,在主反射镜镜面中心处设置一个孔径光阑,将入射到镜体周围的热量反射到镜筒的主桁架内筒壁上,同时采用轴向与纵向的热管实现桁架结构的热均匀性.

在建立热分析模型过程中,系统内各部件间的装配连接,采用热导耦合方式,参量见表 5.

表 5 热耦合方式及其导热系数

Table 5 Thermal coupling method and related thermal conductivity

Style of thermal coupling	Heat transfer coefficient
Metal to metal	$180 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{C}$
Metal to nonmetal	$15 \text{ W} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{C}$

3 主反射镜的温度分布

基于 Patran/Nastran 热分析模型和结构分析模型自动转换的功能,将 DSO-MFT 主镜筒建成热-结构统一模型.主镜筒与位于主镜筒底部的主镜室热模型见图 3.

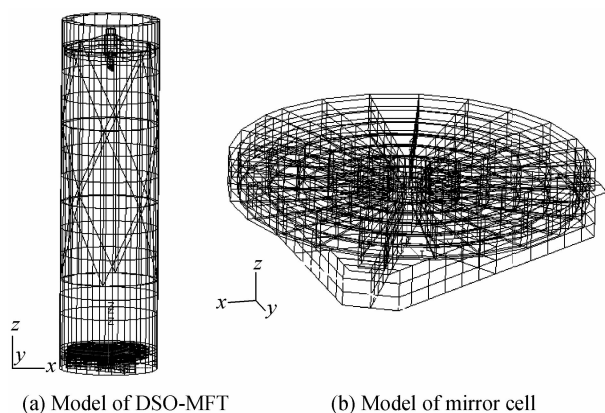


图 3 DSO-MFT 主镜筒与主镜室热分析模型

Fig. 3 Thermal analysis model of DSO-MFT and mirror cell

根据热控方案设置热分析模型后,通过 Nevada 软件计算望远镜位于 L1 点晕轨道对日观测时的外热流,设定主反射镜初始温度为 20 C ,通过 Sinda/G 软件完成模型整体的温度计算,获得主镜筒对日观测时的稳

态温度分布情况.

结合 Patran/Nastran 与 Sinda/G 软件的综合计算,主反射镜的温度分布情况见图 4.与预研阶段的热计算结果对比,主反射镜的温度水平总体升高,但镜体温度分布特点十分相似.主反射镜的最高温度 27.4 C 发生在主镜前表面的中心部位,最低温度 15.2 C 发生在镜体背部表面.镜体的温度分布情况与其热载荷集中在中部的特性一致.主反射镜前表面径向温度分布不均匀,大致呈三角形区域,这是由于主镜背部三角形支撑结构导热造成的.主反射镜中心孔和外圆柱面呈自前向后的温度递减规律,其径向温度梯度是由于定位镜体的中心套筒导热引起的.

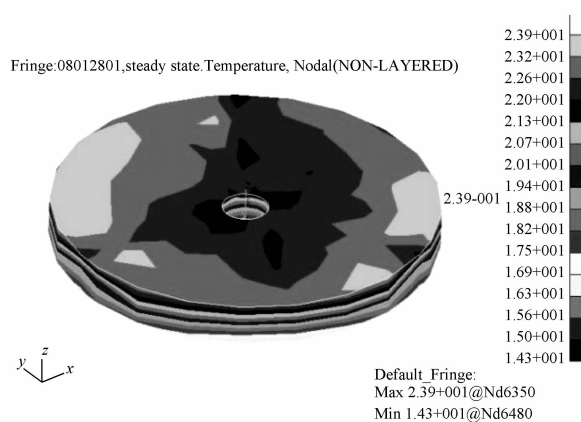


图 4 主反射镜温度分布 (C)

Fig. 4 Temperature distribution of the primary mirror (C)

与主镜直接接触传热的定位夹、中心套筒的温度水平也有所提高,分布特点由前向后产生温差.镜室底部的基框结构温差相对比较温度.

4 主反射镜的热变形分析

利用 Sinda/G For Patran 模块的切换功能,将主反射镜的温度分布情况通过节点温度载荷的形式转换到 Patran/Nastran 软件中,进一步计算主反射镜的热弹性变形.根据主反射镜的装夹方案,镜体轴向受 3 个 U 形定位夹压紧,径向通过镜体中心的定位环实现,其压紧力忽略.

热弹性计算时,镜体轴向 3 个 U 形定位夹处的单元约束轴向、周向、 x 轴、 y 轴位移为零,在此边界条件下模拟主反射镜在轨装夹状态下稳态温度场引起的热弹性变形分布情况,如图 5.

主反射镜变形包括沿光轴方向的移动、横向移动、绕光轴的转动以及表面变形等.前三种变形效应在一定范围内可通过 DSO 光学系统的热变形补偿系统予以适当补偿,表面变形则难以克服与补偿.在主镜热弹性变形结果中,可以得到一组描述反射镜面变形后面形坐标的离散数据,通过该组数据与未变形的原始镜面坐标相比,可以求出变形的 RMS 和 P-V 值.这些变

形包括了上述可补偿变形与不可补偿变形两个方面,因此仅仅通过镜面形变的笼统度量,难以对光学系统做出有的放矢的补偿和纠正。

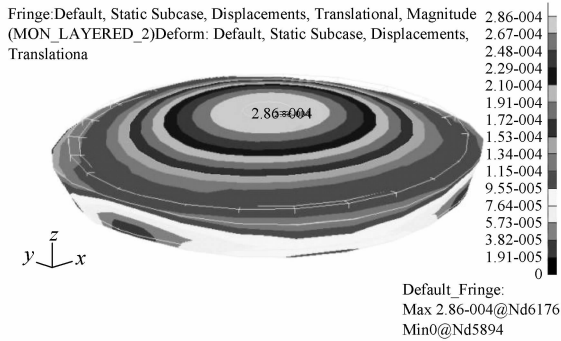


图5 主反射镜热变形分布情况(mm)

Fig. 5 Distribution of the thermal deformation in primary mirror (mm)

由于主光学望远镜(Main Optical Telescope, MOT)为抛物面镜,而热弹性变形属于微小变形,所以其热弹性变形计算所得的离散数据仍应近似为抛物面.采用抛物面形式的基函数来拟合主镜热弹性离散数据,可以得到主镜热变形的整体运动与主镜的焦距变化情况.求解抛物面多项式系数,评估拟合准确度,当拟合准确度满足需求时,便认为变形后的反射镜面形可以用拟合多项式函数来描述,而多项式中特征项的系数,代表了面形变形模式分量(如倾斜量、离焦量等)的度量,为主动补偿系统提供依据。

设 $oxyz$ 为主镜理论抛物面的坐标系.理论抛物面上点的坐标为 (x, y, z) ,抛物面的顶点位于原点 o ,抛物面的焦轴与 z 轴重合,主镜镜面的理论抛物面方程为

$$x^2 + y^2 = 4fz \quad (f > 0) \quad (1)$$

式中, f 为主镜焦距.主镜有限元模型中未变形的各镜面点均满足该方程。

设 $o'x'y'z'$ 为拟合抛物面的坐标系.拟合抛物面上点的坐标为 (x', y', z') ,抛物面的顶点位于原点 o' ,抛物面的焦轴与 z' 轴重合,则拟合抛物面方程为

$$x'^2 + y'^2 = 4f'z' \quad (2)$$

式中, f' 为拟合抛物面的焦距.设 h 为拟合抛物面的焦距相对原焦距的变化量,则

$$f = f' + h \quad (3)$$

设 u_a, v_a 和 w_a 分别是拟合抛物面顶点在理论抛物面坐标系 $oxyz$ 中的偏移量; Φ_x, Φ_y 和 Φ_z 分别是拟合抛物面焦轴绕理论抛物面坐标系 $oxyz$ 的 x 轴、 y 轴和 z 轴的转角.略去无穷小量的高次乘积项,则主镜上各点理论数据与热变形后数据间有如下关系

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & -\Phi_z & \Phi_y \\ \Phi_z & 1 & -\Phi_x \\ -\Phi_y & \Phi_x & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} u_a \\ v_a \\ w_a \end{bmatrix} \quad (4)$$

设未变形的主镜抛物面上任一点 P_i 的坐标为 $P_i(x_i, y_i, z_i)$,热变形后坐标为 $P_i(x_i + u_i, y_i + v_i, z_i + w_i)$.忽略抛物面上任意点处的影响面积的大小,取其面积影响因素的加权值为 1,则主镜热变形后各点到拟合抛物面法向偏差的平方为

$$\Delta^2 = [fx_i(u_i - u_a) + fy_i(v_i - v_a) - 2f^2(w_i - w_a) - 2fz_i h + y_i f(2f + z_i)\Phi_x - x_i f(2f + z_i)\Phi_y] / [4(f + z_i)] (\partial^2 \Omega / \partial v^2) \quad (5)$$

按照最小二乘法,最佳拟合抛物面的六个参量 $u_a, v_a, w_a, \Phi_x, \Phi_y, \Phi_z$ 和 h 应使 Δ^2 最小,式(5)右侧分别对这六个变量求偏导,且令偏导值为零,可以得到联立方程组,求解该方程组可以得到六个参量值,结果如表 6。

表 6 抛物面多项式拟合结果

Table 6 Surface fitting result using parabolic polynomial

Item	Numerical value
Deformation RMS/mm	2.0639e-5
f /mm	3.5e+3
Displacement in x direction/mm	6.3326e-6
Displacement in y direction/mm	7.4518e-6
Displacement in z direction/mm	-5.2312e-6
Rotation in x direction/rad	-2.3435e-7
Rotation in y direction/rad	2.8817e-7

通过抛物面多项式对主镜面形进行拟合分析,获得主镜表面热变形 RMS 值达 20.639 nm,超出了热控要求,说明前期的热控方案不能完全满足 DSO MFT 的热控需求,需要进一步改进。

另一方面,采用 Zernike 多项式对主反射镜面热变形量进行拟合.首先将 MOT 热变形计算得到的笛卡尔坐标系下的离散数据转换为光学软件能接受的基于垂度(sag)坐标系下的数据形式,然后进行数据归一化处理并运用 Zernike 多项式进行拟合.考虑到主镜形变主要由低阶模式分量引起,选用了 Zernike 多项式前 7 项形式,为

$$Z(x, y) = \sum_{n=0}^7 k_n z_n(x, y) = k_0 + k_1 \cdot x + k_2 \cdot y + k_3 \cdot (2xy) + k_4 \cdot (-1 + 2y^2 + 2x^2) + k_5 \cdot (y^2 - x^2) + k_6 \cdot (3xy^2 - x^3) \quad (6)$$

式中, z_n 是第 n 项 Zernike 多项式, k_n 是第 n 项 Zernike 多项式的系数。

通过 Zernike 多项式拟合主镜热变形得到了主镜相对 x 轴、 y 轴的倾斜量、离焦量、平移量以及各种象散量.虽然与抛物面拟合所求的分离模式不完全相同,但拟合结果也显示主反射镜面形热畸变量 RMS 值达到 21.783 nm,超出了热控要求指标 13.325 nm。

与前期 SST 主反射镜热模拟计算相比,在相同热控方案下 DSO-MFT 主反射镜的最高温度升高了近 1.5℃,但温度水平仍然小于热控目标的 25℃.另一方面,影响主反射镜热变形主要因素的径向温差增大了

近 0.6°C , 温控指标也非常接近控制目标的数值. 鉴于 DSO-MFT 热控设计难度大、热稳定性差, 如果单凭控制主反射镜的温度分布来实现热控准确度并保证成像质量, 将会极大地提高技术成本, 并且引入更多的热控影响因素, 热控稳定性难以保证, 甚至可能出现技术上难以实现的情况. 为此, 提出优先修改主反射镜的三点式侧面夹紧的支撑方案, 建议采用原有支撑方案的支撑点由三个增加到六个, 以减小主反射镜因夹具导热引起的径向温差.

5 结论

本文根据 DSO-MFT 主反射镜热控难度大、准确度高、运载轨道调整大的项目需求, 采用了热-机-光集成分析方法, 验证了预研阶段获取突破的热控方案的适用性. 采用抛物面多项式对主反射镜面型热变形进行拟合, 结果表明, 运载轨道的改变对系统的热控准确度影响较大, 预研阶段的热控方案不能完全满足新项目的要求, 需要进一步做相关的调整和设计. 鉴于 DSO-MFT 主反射镜最高温度、径向温差的超标范围较小的实际情况, 结合本项目热控难度大、热稳定性差的严峻现实, 针对三点式侧面夹紧式支撑方案提出了修改意见, 为 DSO-MFT 热控方案的优化与调整提供了技术参考.

参考文献

- [1] CHEN Rong-li, MA Zhen, YANG Wen-gang, *et al.* Thermal-optical analysis and tests for high resolution space camera[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2010, **39**(1): 2068-2071.
陈荣利, 马臻, 杨文刚, 等. 空间相机热光学分析与试验验证[J]. *光子学报*, 2010, **39**(1): 2068-2071.
- [2] SPAGNESI C, VANNONI M, MOLESINI G. Thermal effects in the solar disk sextant telescope[C]. *Optical Design and Engineering*. St. Etienne, France: Laurent Mazuray, 2004, **5249**: 746-753.
- [3] 陈恩涛, 傅伟纯, 李国强, 等. 空间太阳望远镜热控设计总体报告[R]. 北京: 中国空间技术研究院总体部, 2005.
- [4] YANG De-hua, JIANG Zi-bo, LI Xin-nan. Integrated thermal disturbance analysis of optical system of astronomical telescope [C]. *Modeling, Systems Engineering, and Project Management for Astronomy III*. Marseille, France: George Z. Angeli, 2008, **7017**: 70171N.
- [5] DWNIS S, COUCKE P, GABRIEL E, *et al.* Multi-application solar telescope: assembly, integration and testing [C]. *Ground-based and Airborne Telescopes III*. San Diego, California, USA: Larry M. Stepp, 2010, **7733**: 773335.
- [6] DWNIS S, COUCKE P, GABRIEL E, *et al.* Optomechanical & thermal design of the multi-application solar telescope for USO [C]. *Ground-based and Airborne Telescopes II*. Marseille, France: Larry M. Stepp, 2008, **7012**: 701235.
- [7] HOPKINS R C, CAPIZZO P, FINCHER S, *et al.* Spacecraft conceptual design for the 8-meter advanced technology large aperture space telescope (ATLAST)[C]. *Space Telescopes and Instrumentation 2010: Optical, Infrared, and Millimeter Wave*. San Diego, California, USA: Jacobus M. Oschmann, 2010, **7731**: 77312Q.
- [8] RIMMELE T, KEIL S L, KELLER C, *et al.* Technical challenges of the advanced technology solar telescope [C]. *Large Ground-based Telescopes*. Waikoloa, Hawaii, USA: Jacobus M. Oschmann, 2003, **4837**: 94-109.
- [9] SUEMATSU Y, KATSUKAWA Y, SHIMIZU T, *et al.* Short telescope design of 1.5m aperture solar UV visible and IR telescope aboard solar-C [C]. *Solar Physics and Space Weather Instrumentation IV*. San Diego, California, USA: Silvano Fineschi, 2011, **8148**: 81480D.
- [10] LI Rong, WANG Sen. Thermal analysis of the baffle structure of the solar space telescope[J]. *Science China: Physics, Mechanics and Astronomy*, 2010, **53**(9): 1755-1764.
- [11] VERDONI A P, DENKER C. The thermal control of the new solar telescope at big bear observatory [C]. *Ground-based and Airborne Telescopes*. Orlando, FL: Larry M. Stepp, 2006, **6267**: 62670M.
- [12] RIVERA R B, UHL D, SECUNDA M. Lessons learned for the NASA mission solar dynamics observatory [C]. *SPIE*, 2010, **7794**: 779403.
- [13] POSTMAN M, BROWEN T, SEMBACH K, *et al.* Advanced technology large-aperture space telescope: science drivers and technology developments [J]. *Optical Engineering*, 2012, **51**(1): 011007.
- [14] KATSUKAWA Y, SUEMATSU Y, TSUNETA S, *et al.* Modeling and verification of the diffraction-limited visible light telescope aboard the solar observing satellite HINODE [C]. *SPIE*, 2011, **8336**: 83360F.
- [15] ICHIMOTO K, TSUNETA S U, SUEMATSU Y, *et al.* The solar optical telescope onboard the solar-B [C]. *SPIE*, 2004, **5487**: 1142-1152.
- [16] DEFISE J M, HALAIN J P, MAZY E, *et al.* Design and test for the Heliospheric Imager of the STEREO mission [C]. *SPIE*, 2003, **4853**: 12-22.
- [17] THOMPSON W T, DAVILA J M, FISHER R R, *et al.* The COR1 inner coronagraph for STEREO-SECCHI [C]. *SPIE*, 2003, **4853**: 1-11.
- [18] ANTONUCCI E, ROMOLI M, GARDIOL D, *et al.* Ultraviolet and visible-light coronagraphic imager (UVCI) for HERSCHEL (helium resonance scattering in corona & heliosphere) [C]. *SPIE*, 2003, **4853**: 162-171.
- [19] LI Rong, SHI Hu-li. Thermal effect analysis of main structure in space solar telescope [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2011, **40**(12): 2425-2431.
李蓉, 施洪立. 空间太阳望远镜主光学望远镜热效应分析 [J]. *红外与激光工程*, 2011, **40**(12): 2425-2431.
- [20] DENG Yuan-yong, ZHANG Hong-qi. Progress in space solar telescope [J]. *Science in China Series: Physics, Mechanics & Astronomy*, 2009, **52**(11): 1655-1659.
- [21] POSTMAN M, BROWEN T, SEMBACH K, *et al.* Advanced technology large-aperture space telescope: science drivers and technology developments [J]. *Optical Engineering*, 2012, **51**(1): 011007-1-11.
- [22] DWNIS S, COUCKE P, GABRIEL E, *et al.* Multi-application solar telescope: assembly, integration and testing [C]. *Ground-based and Airborne Telescopes III*. San Diego, California (USA): Larry M. Stepp, 2010, **7733**: 773335.