

空间光学系统的热分析

牛晓明 卢 镔 赵 鹏

(中国科学院长春光学精密机械研究所, 长春130022)

摘要 利用有限元方法对空间光学系统在各种空间热环境下的传热学及热力学响应进行了模拟仿真,通过对温度梯度分布的分析,采取了相应的热控手段,使系统的温度响应明显减小。

关键词: 有限元法; 空间光学系统; 热控

1 引言

对于在太空飞行器(飞船、卫星等)内部工作的空间光学系统来说,虽然可以避免太空中恶劣的热环境如太阳的照射及太空中其它粒子的热辐射的直接影响,但仪器与飞行器舱体、各仪器之间、仪器本身各部分之间仍存在着以一定形式进行的热传递,如热辐射、热传导,在具有一定传播介质的条件下也可能具有对流换热情况产生。对于空间光学系统来说,为了保证成像质量,各光学元件除应具有较好的抵抗各种环境中机械载荷干扰的能力即具有较高的动态刚度外,还应具备较好的热稳定性。

由于热交换的存在,环境中的热载荷以三种边界条件的形式作用于光学系统,从而使光学元件中产生温度梯度。大量事实表明,即使产生零点几度的温度变化也可能使光学元件的热变形达到微米级,而这将足以对大型光学系统的成像质量产生致命的影响,为此,在确定光学系统中温度分布梯度的基础上,采用一定的热控手段,使光学系统内的温度分布趋于合理,是工程设计人员需要解决的一个重要问题。

目前国际上通常采用的热控手段可分为主动式热控和被动式热控两种类型,主动热控的效果好、见效快,但往往增加结构的复杂性和系统的能量消耗;被动式热控的形式简单,易于实现,但往往见效慢,不易控制。本文对某空间光学系统进行了各种热边界条件下的热分析,在此基础上通过采用一定的热控手段,有效地减小了光学系统中的温度梯度分布。

2 热分析模型的建立

2.1 系统结构及有限元划分

空间光学系统结构示意图如图1所示。光学系统主要由主镜、次镜、校正镜组成。整个仪器结构通过镜筒下面的支架与舱壁相连。镜筒后端内部分布有电机。为了正确反映光学元件内的温度梯度分布及考虑到热惯性的存在,光学元件采用体单元划分。在关键的热的传递路径上网格划分应密些,对于那些对系统分析计算影响不大的一些复杂的部件,在考虑到热容等效的前提下做成刚体单元,由体单元生成,其质量、质心位置及与基体连接方式均与实际情况一致。由于电机为系统内部热源,要产生大量的热量,为正确反映电机及系统之件的热传递,将其简化为柱状体单元,其外表面积及与基座的连接方式均按实际情况进行等效。整个结构的有限元模型共有单元5063个,节点7570个。

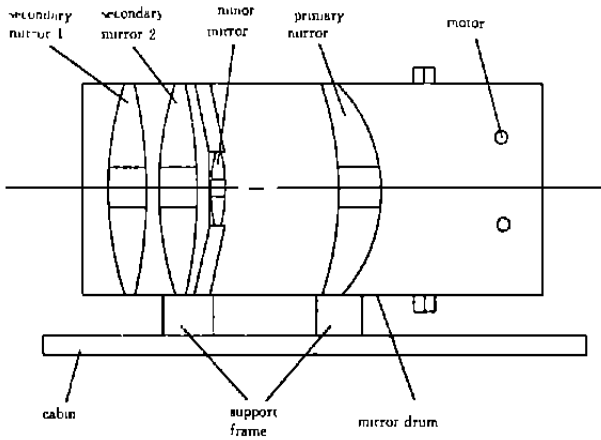


Fig. 1 Optical system structure

2.2 热环境条件及工况

空间光学系统在工作时受到的主要热环境激励为:

系统与舱壁表面之间存在热辐射,并通过支架有热传导产生;由于舱内存在空气对流,因此系统内还将产生对流换热。由于电机发热,使其成为内部热源,其与周围介质存在热传导及热辐射,热载荷示意图见图2。

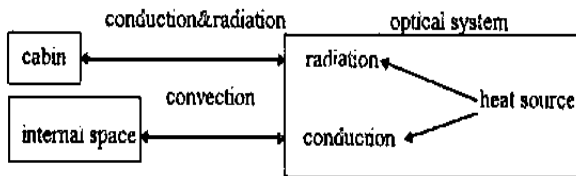


Fig. 2 Thermal load

工况一:系统结构均匀温升1 到25 。由于系统中各元件热胀系数不同,当结构整体经受相同温度的温升时各部分的变形不同,导致结构中产生热应力,因此通过均匀温升条件下的

热力学分析可以检验结构中各构件材料热胀系数的匹配性。

工况二: 由于飞行器在太空中不断改变其角度, 使得其舱壁温度在太阳照射等环境的作用下将产生较大的变化, 因此应将舱壁温度作为热边界条件加以考虑, 在这里考虑到比较恶劣的情况, 取舱壁温度为 -10 , 将其加载于支架端部的节点上。由于电机工作时持续发热, 考虑到极限情况, 以电机持续工作两小时为时间段进行瞬态温度场的分析, 其初始温度为 21 。电机热源以单元热功率的形式加于电机单元上, 热传递方式为热传导及热辐射。

工况三: 考虑另外一种极限情况, 取舱壁温度为 45 , 电机工作两小时进行瞬态温度场分析, 初始温度为 21 , 传热方式为热传导及热辐射。

3 热分析结果及热控

利用有限元分析软件 PATRAN/THERMAL 进行计算后得到系统温度分布如表1所示

Tab. 1 Temperature distribution

CASE	front	middle	rear
2	18.322	18.551	36.846
3	23.072	23.20	37.503

note: front—edge of secondary mirror

middle—primary mirror

rear—motor

系统温度随时间变化如表2、表3所示。

Tab. 2 Temperature variation—CASE2()

Time (Min)	axial			radial			rear		
	T_a	T_b	ΔT	T_o	T_i	ΔT	T_{max}	T_{min}	ΔT
12	20.997	20.999	$2.7E-3$	20.999	21.000	$-5.4E-4$	26.903	17.509	9.3944
36	20.754	20.876	$1.2E-1$	20.938	20.998	$6.0E-2$	27.992	14.611	13.381
60	20.166	20.691	$2.2E-1$	20.721	20.976	$2.5E-1$	29.050	13.033	16.017
84	19.683	19.448	$-2.4E-1$	20.389	20908	$5.2E-1$	31.846	11.894	19.951
120	18.322	18.552	$2.3E-1$	19.805	20.712	$9.1E-1$	36.846	10.602	26.244

T_a — joint of minor mirror and mirror drum

T_b — joint of primary mirror and mirror drum

T_o — edge of primary mirror

T_i — middle of primary mirror

Tab. 3 Temperature variation—CASE3()

Time (Min)	axial			radial			rear		
	T_a	T_b	ΔT	T_o	T_i	ΔT	T_{max}	T_{min}	ΔT
12	21.002	21.000	- 1.6E- 3	21.000	21.000	- 4.0E- 4	26.903	21.001	5.903
36	21.189	21.100	- 8.9E- 2	21.048	21.001	- 4.6E- 2	27.993	21.149	6.844
60	21.645	21.504	- 1.4E- 1	21.216	21.019	- 2.0E- 1	29.059	21.655	7.404
84	22.201	22.123	- 7.8E- 2	21.478	21.072	- 4.1E- 1	32.116	22.492	9.62
120	23.072	23.207	1.3E- 1	21.953	21.232	- 7.2E- 1	37.503	23.899	13.60

T_a —joint of minor mirror and mirror drum

T_b —joint of primary mirror and mirror drum

T_o —edge of primary mirror

T_i —middle of primary mirror

光学系统在空间温度场作用下的位移如表4所示:

Tab 4 displacement of optical elements

CASE	primary/ minor mirror			secondry mirror 1			secondry mirror 2		
	radial	axial	slant	radial	axial	slant	radial	axial	slant
	mm	mm	sec	mm	mm	sec	mm	mm	sec
criterion	5.00E- 3	20.00E- 3	3.00	10.00E- 3	100.0E- 3	3.80	40.00E- 3	100.0E- 3	2.00
1	1.78E- 3	31.10E- 3	- 3.12E- 6	28.80E- 3	- 25.1E- 3	- 8.27E- 7	- 28.8E- 3	- 18.7E- 3	- 8.40E- 7
2	6.85E- 3	93.00E- 3	8.33	- 6.43E- 3	- 21.9E- 3	9.81	- 4.96E- 3	- 21.8E- 3	2.29
3	12.24E- 3	15.91E- 3	4.06	2.59E- 3	2.88E- 3	4.53	3.06E- 3	2.31E- 3	1.92

由以上热分析结果可以得出如下结论: 当考虑舱壁热传导、热辐射及内部热源作用时, 由表4可以看出, 系统温度沿光轴方向逐渐升高, 前部两支架之间温度变化较为平缓, 后部由于电机发热使温度陡然升高, 而两支架及与镜筒连接处由于舱壁温度的传递具有较大的温度梯度。由于主镜为光学系统中的重要光学元件, 而它离内部热源及支架较近, 因此其温度受热源及舱壁温度影响较大, 由表2可以看出, 主镜心轴处温度较高, 而外圆周处温度较低, 而从表3可以看出与工

况二相反的情况, 这说明舱壁温度对主镜温度的分布及温度梯度的方向的改变起主要作用。由表1可以看出, 由于电机的存在, 使得系统温度持续上升, 在连续工作两小时后结构内最大温度可达37.5, 若不将这部分热量及时排出, 将对光学系统产生较大影响。由表4可以看出, 在

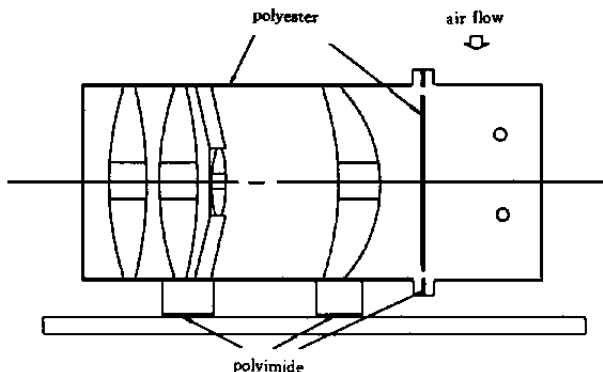


Fig. 3 Thermal control scheme

均匀温升4 的条件下,各光学元件在光轴方向产生较大位移,由于位移较大,很难通过热控手段加以改进,可通过附加的补偿机构进行调整。由以上结果可以看出,在空间温度环境作用下,整个系统大部分性能指标不能满足要求,需采取热控手段加以改进。

为了尽量降低能量消耗,热控应立足于被动式热控方式进行。为了保证光学系统的正常工作,经热控后系统应达到如下要求:光学系统元件内温度分布应均匀,由于其温度不均匀而产生的元件热变形应保持在允差之内;应保持整个系统温度在限定范围之内,电机表面温度应控制在35 之内。

由系统结构图1可以看出,整个系统从结构上可以分为两大部分,光学系统集中在前部,而热源集中在后部,为此可以采用隔离的办法使电机的热量尽量少地传递到前边的光学系统中去,为了达到这一目的,可以采取加隔热材料的方法。首先用隔热材料将系统前部包裹起来,隔热材料由具有低发射率和低反射率的间隔物组成,这样使舱壁对镜筒的热辐射传热大为降低,同时在支架与舱壁连接处及系统前后部连接处加隔热材料,这样使舱壁温度和电机发热引起的温升传导至光学系统中的部分大为降低。由于采取隔热措施,使光学系统与外界热交换大大减小,增加了热惯性,使光学元件的热稳定性大大提高。为了降电机产生的热量尽快排除,应增加系统的散热能力,为此可采取将系统内元件表面及仪器内外表面涂黑等办法使表面辐射系数达到0.9以上,增大其辐射散热能力。在一定条件下可通过在舱内加通风的方法加快舱内及仪器内部的热量流通。热控示意图如图3所示。

通过计算得到采取热控措施后系统温度分布如表5所示。热控后光学系统温度分布如表6所示。温控前后主镜径向温差比较如图4所示,结构后端温度比较如图5所示。

Tab. 5 Result comparison() (cabin temperature— 45)

	front			primary mirror			rear		
	T_{max}	T_{min}	ΔT	T_o	T_i	ΔT	T_{max}	T_{min}	ΔT
before	23.207	23.702	0.130	21.953	21.232	0.720	37.50	23.89	13.61
after	21.036	21.00	0.036	21.005	21.000	0.005	31.65	21.00	10.65

Tab. 6 Temperature variation after thermal control()

Time (Min)	axial			radial			rear		
	T_a	T_b	ΔT	T_o	T_i	ΔT	T_{max}	T_{min}	ΔT
12	21.000	21.000	1.9E- 6	21.000	21.000	0.0E0	26.903	21.000	5.903
36	21.000	21.001	6.2E- 4	21.000	21.000	1.9E- 6	27.993	21.000	6.993
60	21.000	21.005	4.8E- 3	21.000	21.000	- 1.5E- 3	29.052	21.000	8.052
84	22.000	22.014	1.4E- 2	21.000	21.000	- 6.3E- 3	30.009	22.000	9.099
120	23.000	23.036	3.6E- 2	21.001	21.001	- 5.0E- 3	31.651	23.000	10.651

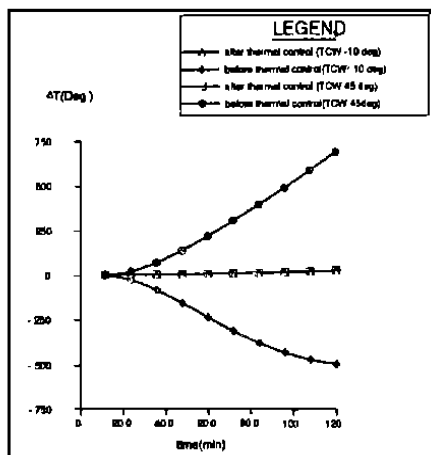


Fig. 4 Temperature vary with time on primary mirror

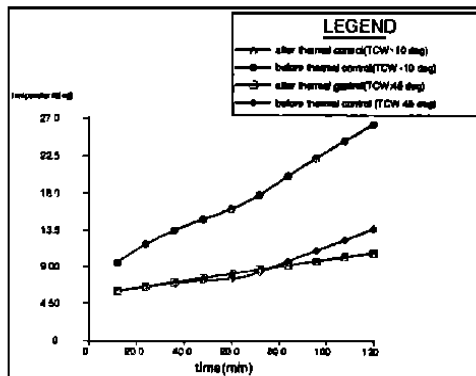


Fig. 5 Temperature vary with time on rear part of camera

4 结 论

由表5、表6可见,热控以后系统的温度分布更加均匀,光学元件的热稳定性大大提高,光学系统的轴向、径向温差均有大幅度降低,电机表面的温度得到控制,由图4、5可见,温控后温度变化十分平滑,主镜在电机工作期间的径向温差已经很小,电机发热引起的温升得到控制,光学系统元件的温差及变形均满足要求。

5 结 束 语

通过计算发现,从热控的效果来看,热传导、热辐射及对流这三种传热方式中,对流换热所起的作用最大,热传导次之,热辐射最小,根据这一结论,可以在热控手段上采取相应的措施,在综合考虑各方面条件的情况下,采取最好的热控手段。为了检验计算结果,还应与实验测试结合起来,才能更好地发挥有限元法的作用,为工程设计提供科学的依据。

Thermal Analysis of Space Optical System

Niu Xiaoming, Lu E and Zhao Peng

(*Changchun Institute of Optics and Fine Mechanics,
Chinese Academy Sciences, Changchun 130022*)

Abstract

This paper takes the analysis of temperature and thermal-induced displacement distribution of space optical systems by the means of CAE, thermal control measure is adopted based on analysis and simulation, the thermal responses are greatly reduced.

Key words: FEM, Space optical system, Thermal control

牛晓明 男, 1968年生, 1990年获北京理工大学工程力学学士学位, 1995年获中国科学院长春光学精密机械研究所光学仪器硕士学位, 现主要从事光学仪器 CAD/CAE 工作。