

文章编号 1004-924X(2018)07-1741-08

## 外露式星载光机电设备热设计的间接验证

刘绍然<sup>1\*</sup>, 刘百麟<sup>1</sup>, 罗志涛<sup>2</sup>, 杨清波<sup>3</sup>

(1. 中国空间技术研究院 通信卫星事业部, 北京 100094;

2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;

3. 哈尔滨工业大学 可调谐激光技术国家级重点实验室, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:**星载光机电设备兼有光学系统和运动机构的特点,前者温度指标要求高,后者构型复杂并且相对星体其他部分运动,这给热设计的验证带来困难。文章以光机电设备激光通信终端为例,提出了热设计的间接验证方法,即通过地面试验数据修正热分析模型、再由热分析模型预示在轨温度,进而验证热设计。设计了热平衡试验,并根据试验结果修正了模型,修正后的试验模型计算结果与试验结果基本一致,81%的测温点偏差小于 5℃,模型较好地反映了真实的热物理状态,其预示的在轨温度可用于验证热设计。对比了轨道计算温度与飞行温度,81%的测温点偏差小于 4℃,证明了间接验证方法的正确和有效,满足星载激光通信终端的应用要求。所述的验证方法显著降低了热试验的难度,对多姿态与高温度指标的光机电设备具有借鉴意义。

**关键词:**光机电设备;激光通信;热平衡试验;热模型修正

中图分类号:V416 文献标识码:A doi:10.3788/OPE.20182607.1741

## Indirect validation method of thermal design for exposed opto-electro-mechanical instrument on satellite

LIU Shao-ran<sup>1\*</sup>, LIU Bai-lin<sup>1</sup>, LUO Zhi-tao<sup>2</sup>, YANG Qing-bo<sup>3</sup>

(1. *Institute of Telecommunication Satellite,*

*China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China;*

2. *Chang chun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,*

*Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;*

3. *National Key Laboratory of Tunable Laser Technology,*

*Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)*

*\* Corresponding author, E-mail: lsrvv@163.com*

**Abstract:** Satellite-borne opto-electromechanical instruments preserve both optical systems and mechanism properties; the former has a strict requirement for temperature, and the latter has a complex structure and is constantly moving. This is a challenge to the test validation of the thermal characteristics. A case study of the indirect validation method of the thermal design for the optical communication terminal is presented. The indirect validation method may be utilized to predict the in-orbit temperature through the thermal analytical model, which is corrected using temperature data in

收稿日期:2017-12-08;修订日期:2018-01-24.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 11504068, No. 11404082, No. 61503096)

the thermal balance test. The thermal balance test and model correction have been made. Very good correlation was demonstrated between the computed results of the proposed model and the measured test data; a deviation of 81% is less than 5 °C. Thus, the model is appropriate for use in validation of thermal design. Comparing the thermal analytical results to the flight results, the deviation of 81% is less than 4 °C. This demonstrates the accuracy and the effectiveness of the indirect validation method, and the method meets the application requirements of optical communication terminals on satellites. The proposed indirect validation method greatly reduces the difficulty of thermal testing and is of certain reference value to altitude-varied and high temperature precision opto-electromechanical instruments.

**Key words:** opto-electro-mechanical instrument; optical communication; thermal balance test; thermal model correction

## 1 引言

星载光机电设备在卫星上有两种安装方式:即裸露于太空中或在航天器内部。当其裸露于卫星外部时,由于外热流、冷黑空间及其他设备的遮挡,使光机电设备朝向太阳的表面温度与空间冷背景之间的最大温差可达几百摄氏度,温度分布十分不均匀。为保证光学系统和运动机构的性能,光机电设备的热设计是其设计的重要环节。光机电设备激光通信终端是复杂的光、机、电、热多学科综合设计组件,位于 GEO 卫星平台的顶部,前端为开口结构,所带来的问题是外热流的变化显著,既有交替历经日照和阴影所引起的周期交变外热流作用,还有工作时在短时间内的的大角度旋转所引起的非周期变化外热流作用,这些给热设计的验证带来挑战。

对于航天器及其设备的热设计,目前国内采用最多的是直接验证方法。直接验证方法的基本思路是:在地面热平衡试验中,力求真实模拟试验件的在轨状态,包括其轨道外热流、与整星或其他部分的辐射耦合关系、工作模式及设备热耗等,直接获得在轨各工况下的温度分布,从而对其热设计结果进行评价<sup>[1-3]</sup>。

对于大型光机电设备激光通信终端来说,光学部件自身温度场指标要求高,对空间热环境变化敏感;旋转部件的构型复杂,与星体其他部分的辐射耦合处于动态变化过程中<sup>[4]</sup>。这些特点使热设计的试验验证有多项区别于普通星载设备热平衡试验的特殊要求,如:对旋转部件不同部分、不同方向的外热流模拟困难,若采用非接触式的红

外笼、红外灯等方式,难以对构型复杂、距离加热元件远近不一的多个不同热物性表面吸收外热流进行准确模拟;而采用接触式的加热片方式,在不能破坏光学表面的同时又必须适应试验件持续转动的情况。受试验条件的限制,终端转动部分与星体其他部分的辐射耦合关系、午夜太阳入侵镜筒的动态热流难以模拟,甚至为避免地面试验中引入配重的热容和遮挡影响,其转动状态也难以保持,因此不得不放弃直接验证方法,寻求间接验证。

本文针对外露式星载光机电设备激光通信终端热设计验证的问题,提出间接验证方法,详细介绍了试验方案和热模型修正,并利用在轨数据证明了验证方法的正确性。

## 2 终端结构和空间热环境

星载激光通信终端主要由光学天线、光学平台和二维转台伺服机构组成。光学天线用于信号光和信标光的接收和发射,采用卡塞格伦光学系统设计,主要由光学主镜、光学次镜、光学镜筒(遮光罩+天线温控筒)及天线支撑结构(光学基板、次镜支架及安装座)组成<sup>[5-6]</sup>;光学平台安装有 CCD 等光学元件和中继光路;二维转台伺服机构是终端进行瞄准、捕获和跟踪的指向调节机构,采用经纬仪式结构形式,主要由结构体(U 框(方位轴)和 O 框(俯仰轴))、轴承电机和光电码盘三部分组成<sup>[7]</sup>,在电机驱动下二维转台带动光学天线和光学平台实现方位、俯仰两轴转动控制。

终端安装在 GEO 卫星对地板外表面北侧,与地面光通信时,天线光轴与对地板法线方向近

乎平行指向地心。GEO 空间热源主要是太阳辐射,由外热流变化规律可知,卫星对地面外热流变化最为剧烈。终端在轨运行时,每个轨道周期(24 h)有 12 h 处于向阳区,接受强度变化的太阳辐照;其余 12 h 则于背阳区,不受太阳辐照。在终端系统设计时,为保障在轨光学天线温度场在工作温度范围内,在向阳区内午夜前后 3.5 h 时段进行规避日光机动,当太阳照射北(南)半球时,光学天线向南(北)偏转规避 40°,规避期间终端休眠<sup>[8]</sup>。同时,卫星对地板外表面布局紧凑,终端周围分布着体形庞大的仪器舱、馈源塔、微波天线、地敏罩等,对二维转台遮挡严重。复杂的构型、热相关设备的遮挡、在轨避光机动,以上三者共同造成终端吸收外热流的变化加剧。

为减少空间热环境对终端的温度影响,对其采取相应的热设计措施。主要包括:终端与卫星间使用隔热垫,进行传导热隔离;终端外表面包覆多层隔热组件,进行辐射热隔离,以弱化空间环境诱导产生的终端温度场振荡;镜面镀高反射膜,镜组背部及结构体内表面均作表面处理,以达到较高的发射率;为镜筒设置遮光罩,用于阻挡进入镜筒的太阳热流,内表面涂覆消光漆,外表面粘贴 F46 散热涂层,将吸收的太阳辐射排散至冷黑空间;电机、码盘、平台等发热部位壳体表面粘贴 OSR 散热涂层,用来降低温度;在主镜安装座、次镜安装座、光学平台、天线温控筒、U 框和 O 框上设置主动控温加热器用于补偿冷时段损失掉的热

量,同时分区控制以减少温度差。具体方案可参见文献[5]和[7]。

为预示终端在轨温度,建立了详细的热分析模型,并完成了轨道温度场仿真,图 1 为终端有限元模型示意图,为便于显示,模型中隐去了多层和热相关部件的模型。模型中非规则形体按体积等效和热等效简化处理为规则体,忽视结构加强筋、倒角、螺钉及垫片,但考虑计算热阻;卫星及终端各表面一般视为漫发射和漫反射表面,对于镜面或辐射透过材料,按实际性质考虑为镜反射表面或透过性材料。模型中使用的主要热物性参数见表 1。表中 15 单元多层隔热组件当量有效发射率为 0.02;10 单元多层隔热组件为 0.03;5 单元多层隔热组件为 0.05。

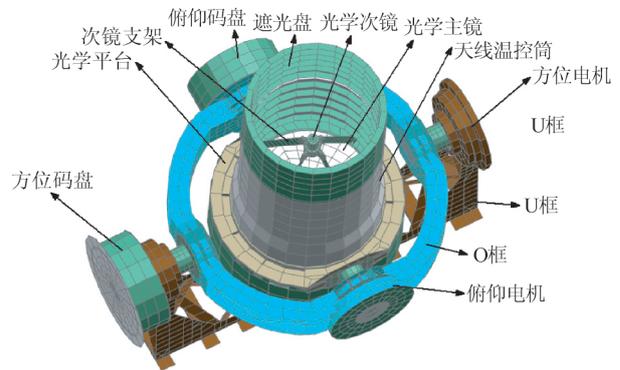


图 1 激光通信终端有限元模型

Fig. 1 Finite element model of laser communication terminal

表 1 热模型中使用的光学天线各部件热物性参数

Tab. 1 Thermophysical properties of optical antenna used in thermal model

序号	材料	密度 $\rho$ / ( $\text{kg} \cdot \text{m}^{-3}$ )	热导率 / ( $\text{W} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )	比热容 / ( $\text{J} \cdot \text{kg}^{-1} \cdot \text{K}^{-1}$ )	太阳吸收率 (BOL/EOL)	发射率	部位
1	微晶玻璃(正面/背面)	2 530	1.6	800	0.01	0.01/0.5	主镜
2	熔石英(正面/背面)	2 200	1.4	891.7	0.01	0.01/0.04	次镜
3	镁铝合金	1 900	117	921			温控筒/遮光罩
4	钛合金	4 500	5.4	678	0.85	0.85	光学平台、U 框、O 框
5	铝合金	2 800	170	921			电机、码盘端盖
6	紫铜	8 400	398	386			导热铜索
7	镀铝聚酰亚胺膜				0.35/0.55	0.67	
8	F46 膜				0.15/0.4	0.68	
9	消光漆				0.95	0.85	
10	OSR				0.135/0.22	0.79	
11	镀金				0.25	0.05	涂层、膜

### 3 热设计的间接验证

#### 3.1 验证方法

由于终端构型复杂、外热流变化剧烈,可使用的试验资源不能满足直接验证热设计的需求,转而提出间接验证方法:

(1)热平衡试验的首要目的从通常的直接预示在轨温度验证热设计,修改为验证热分析模型的正确性;

(2)利用终端在轨模型仿真太阳直射热流、星平台反射太阳热流和星平台对终端的红外辐射;

(3)终端鉴定件参与试验,试验中正常工作。但由于地面机动时使用的配重结构对热状态影响较大,试验中不进行终端机动,仅模拟非机动状态下各部位间的实际辐射耦合关系;

(4)根据模型验证的需要,设置合适的试验工况;

(5)建立与试验状态一致的热分析试验模型,

其中终端本身的模型采用轨道模型,试验中的边界温度根据实测数据设定,施加的热流和内热源以热载的形式设定;

(6)通过对比分析各工况试验结果与试验模型计算结果,验证热分析模型的正确性,必要时对热分析模型进行修正;

(7)将修正后的终端热分析模型置于整星和轨道环境中,按在轨状态正常工作,对其在轨温度分布进行预示,从而对其热设计进行验证。

#### 3.2 热平衡试验

##### 3.2.1 试验系统

试验系统由空间环境模拟器、激光通信终端、对地板模拟件、试验支架、直流电源、温度采集设备、终端温控仪等组成,如图 2 所示。终端鉴定件按热设计方案进行热控实施,并按试验设计方案改装后,光学天线光轴与对地板法线方向平行,隔热安装于对地板模拟件上,置于空间环境模拟器(热沉温度 $<100\text{ K}$ ,真空度 $<1\times 10^{-3}\text{ Pa}$ )内进行热平衡试验。

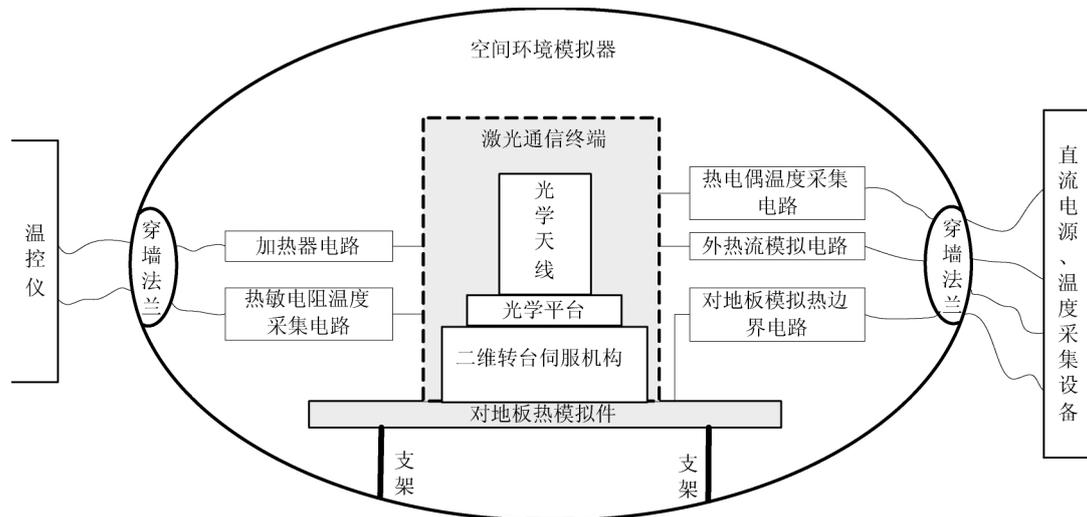


图 2 热平衡试验系统图

Fig. 2 Thermal balance experiment system

##### 3.2.2 外热流模拟

外热流模拟需要考虑兼顾不同方向、不同热物性的表面在高低温工况下的吸收热量,为了精确模拟终端剧烈变化的外热流并兼顾瞬态工况,采用计算与试验相结合的外热流施加方法,对太阳直射热流、星平台反射太阳热流、星平台对终端的红外辐射进行模拟。选用薄膜型加热片式外热流模拟器,

并针对不同表面作了适应性设计,具体描述如下:

对于多层隔热组件的表面状态,将加热片粘贴在聚酰亚胺膜上,然后挂在多层外表面,模拟多层所吸收的外热流。对于粘贴 OSR 片(F46 膜)的散热表面,根据背面是否可粘贴加热片采取两种措施:(1)将加热片粘贴在散热面背面,正面按原设计粘贴 OSR 片或 F46 膜;(2)将加热片粘贴

在被模拟表面,外表面喷涂 OSR 替代涂层(F46 膜替代涂层),模拟散热面所吸收的外热流。对于遮光罩、镜筒等内表面消光环,自身具有较大的导热系数,将加热片粘贴在消光环的沟槽中,外表面喷涂消光漆,模拟瞬时吸收外热流。对于镀金面,考虑基底为导热率较高的铝合金材料,不破坏其表面状态,吸收外热流施加到周边多层包覆区域表面。对于主、次镜等不能破坏表面状态的光学部件,吸收外热流施加到镜筒内表面。

### 3.2.3 热边界模拟

对终端和卫星对地板间的热传导进行模拟。对地板模拟件使用铝合金材料,上、下表面粘贴加热器与热电偶,用于模拟对地板边界温度;并在上表面(终端安装面)包覆多层隔热组件,下表面(与试验支架连接面)粘贴低发射率的镀铝聚酰亚胺

膜。终端与对地板间连接件的材料、连接方式和连接表面状态与终端的真实安装热接口一致。

### 3.2.4 热耗模拟

试验过程中,终端的工作模式为通信模式时,电机、码盘和 CCD 等发热部件正常加电工作,其发热特性与设计状态一致,不再额外设计热耗模拟加热回路。

### 3.3 试验工况

终端实际飞行中只有瞬态温度场存在,而无稳态工况。而在终端的热平衡试验中,为了方便修正热分析模型的热耦合系数,设计了稳态试验工况,同时设计准瞬态试验工况用于修正终端瞬态热分析模型。根据终端在轨工作模式,结合空间外热流变化规律和边界温度控制范围,设计高、低温极端试验工况 4 个,见表 2 所示。

表 2 试验工况  
Tab.2 Test cases

试验工况	空间外热流状态	边界温度/°C	终端工作模式
转移轨道稳态低温	无	-5	休眠模式
初期分点稳态低温	终端正常避光机动,取 24 h 轨道周期平均外热流 (分点太阳常数:1 367 W/m <sup>2</sup> )	-5	通信模式
末期分点准瞬态高温	终端正常避光机动,取 24 h 轨道周期外热流 (分点太阳常数:1 367 W/m <sup>2</sup> )	35	避光机动期间休眠模式, 其余时间通信模式
末期夏至准瞬态高温	终端正常避光机动,取 24 h 轨道周期外热流 (冬至太阳常数:1 414 W/m <sup>2</sup> )	35	避光机动期间休眠模式, 其余时间通信模式

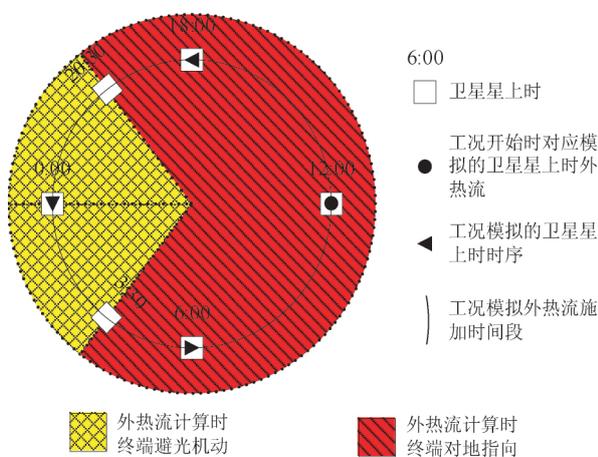


图 3 准瞬态工况中外热流模拟示意图

Fig. 3 Simulated heat flux in quasi-transient case

对于准瞬态工况,在外热流施加时,以 30 min

为一个时间段阶梯式施加积分平均外热流,重复进行若干个周期的循环试验,直至终端的温度场达到周期稳定,修正模型时只采纳稳定后的温度数据。工况开始时刻为卫星上当地时 12:00,按 12:00、18:00、0:00(24:00)、6:00、12:00 的顺序循环,工况终止时刻为第 3 天的卫星上当地时 00:00。外热流施加时序见图 3 所示。

### 3.4 热模型修正及结果讨论

采用实测数据修正热模型的方法很多,例如最小二乘法外、统计回归分析法、卡尔曼滤波法和最优估计法等,从应用效果上看,目前对于一些简单模型修正效果较好,但对于复杂模型的修正仍存在一些困难。实际上,整个模型修正过程中优化过程仅是其中的一小部分,真正制约复杂模型修正的主要问题是误差定位,误差定位不准确直

接影响修正精度<sup>[9]</sup>。误差定位应有先验的知识积累支持,需要丰富的建模和工程经验。

本文采用依据物理概念、经验数据对终端热模型不完善之处进行直接修正和试算的半经验-试凑法进行研究,这种方法的基本策略是先外后内、先从整体后到局部。比较试验数据和热分析结果的差别,先后进行了多层组件当量辐射率、主动控温加热器施加方式、接触热阻等项的修正。分别如下:

(1)多层隔热材料漏热:由于终端结构复杂,同时多层组件热性能受实际工艺实施的效果影响较大,多层隔热组件实施后的包覆效果与热分析模型中的理想效果存在差距,不可避免地存在漏热,将有效发射率在 0.03~0.1 范围内进行调整,这在文献[10]及其参考文献的取值范围内;

(2)二维转台的网格:二维转台内表面有着复杂的加强筋,在原模型中被简化成平板,在修正后的模型中,被充分细化以反映太阳热流吸收表面和温度分布;

(3)热物性参数:替代涂层、镀金表面等与设计值不同,表面辐射特性根据试验值重新设置;

(4)主动控温加热器位置:加热器实际安装位置及非均匀功率布置反映到模型中,以更好地反映其温度分布;

(5)主动控温加热器功率:由于供电回路线损的存在,加热器实际加热功率与设计值有偏差,对模型按照实际功率进行了修改;

(6)轴承热阻:根据试验中的温差值,轴承连接处的热阻被重新计算并赋值;

(7)接触热阻:根据试验结果,修改相关部件间的计算接触热阻,对于干接触、加导热填料 GD414 硅橡胶、加导热脂等不同的接触表面状态,接触传热系数分别在 50~150 W/(m<sup>2</sup>·°C)、500~2 000 W/(m<sup>2</sup>·°C)和 500~2 000 W/(m<sup>2</sup>·°C)的合理范围内进行调整。

作出上述的修正后,模型被用于分析热平衡试验工况,分析数据与试验温度结果对比见表 3,表中所列数据为终端指标监测点温度值。由表可知,用修正后热模型获得的计算值与试验值接近,稳态工况下,77%测温点的计算值与试验值偏差小于 2 °C,其他部件的偏差小于 6 °C,其中在转移轨道工况俯仰电机和码盘试验值温度偏低,是由于主动控温加热器功率不足,指标监测点温度不受控,而热分析模型中控温加热器占空比同样达到 100%,虽然温度偏差反映为 5.9 °C 和 4.8 °C,周边非监测点热电偶温度差值小于 5 °C;瞬态工况下,81%测温点的计算温度范围与试验值偏差小于 5 °C,其他部件的偏差小于 7 °C。

表 3 试验结果与模型计算结果的对比

Tab. 3 Comparison of test data and analysis results

(°C)

位置	转移轨道		初期分点		末期分点		末期夏至	
	试验值	计算值	试验值	计算值	试验值	计算值	试验值	计算值
主镜 1	20.2	21.1	22.1	22.4	21.8~31.6	20.5~28.2	22.0~27.2	20.3~21.8
主镜 2	19.7	20.5	21.9	22.8	21.5~30.6	20.3~27.8	21.7~26.6	20.2~21.2
主镜 3	19.1	20.3	21.7	22.1	21.2~28.7	20.2~27.5	21.3~26.8	20.3~22.0
次镜	22.1	23.2	23.3	22.6	21.6~44.0	16.0~37.0	21.6~29.8	16.8~22.9
光学基板 1	20.0	20.6	23.1	23.1	23.3~27.9	21.0~24.0	23.0~27.6	22.1~23.0
光学基板 2	18.6	20.3	22.7	22.5	22.3~26.7	21.5~23.2	22.1~28.4	21.7~23.5
光学基板 3	19.9	20.7	22.9	22.3	22.6~26.8	21.2~23.0	22.5~26.9	21.3~23.6
方位电机	24.7	25.9	24.0	24.2	23.7~26.8	23.8~26.3	22.6~26.5	23.5~26.1
方位码盘	5.0	4.4	18.2	21.0	20.7~26.8	18.5~26	22.6~26.5	23.2~26.4
俯仰电机	18.0	23.9	24.9	25.8	24~26.5	23.7~25.8	23.4~33.7	23.3~31.1
俯仰码盘	13.5	18.3	25.9	25.0	24~26.5	24.0~25.7	23.4~26.4	23.6~26.3
U 框	22.7~30.0	27~29.8	25.4~29.8	28.1~33.5	27~31.5	27.5~37	27.0~33.2	27.7~37.8
O 框	10.3~15.7	14.1~18.9	24.3~25.8	22.7~26.0	21.7~31.4	22.5~29.4	23.6~37.3	22.6~32.6

修正后的热模型获得的计算结果与试验结果基本一致,尤其是主镜、次镜、光学基板等关键位置温度符合较好,局部位置受试验条件和边界条件等复杂情况的影响有小幅偏差,但不影响计算模型的正确性。本文的热模型修正方法可行且有效,修正后的模型较好地反映了真实的热物理状态,可用于在轨飞行的温度预示,验证热设计。

## 4 在轨温度对比

激光通信终端于2017年发射,目前在轨运行状态良好。选择在轨2个典型时刻温度数据和模型计算结果进行比对。其中计算值是根据实际在轨机动、涂层退化和工作状态设置模型,仿真得到的轨道温度结果。

表4 在轨数据与模型计算结果的对比  
Tab.4 Comparison of flight data and analysis results (°C)

位置	2017年4月20日		2017年6月20日	
	在轨值	计算值	在轨值	计算值
主镜1	22.7~54.4	21.5~52.6	22.7~48.8	21.7~48.0
主镜2	22.6~51.8	20.8~50.0	22.6~49.8	20.9~47.1
主镜3	21.9~51.1	20.9~49.3	21.9~49.7	21.0~47.5
次镜	22.8~66.5	22.0~66.3	22.9~66.2	22.0~62.8
光学基板1	22.2~52.3	21.0~48.4	22.3~50.4	21.0~45.6
光学基板2	21.4~52.3	20.9~47.1	21.3~51.4	20.9~45.4
光学基板3	22.6~51.5	21.3~50.3	22.7~49.7	21.4~46.1
方位电机	23.5~35.8	23.8~36.4	23.5~35.2	23.9~36.7
方位码盘	23.4~26.5	23.9~26.1	23.4~26.7	23.6~26.0
俯仰电机	23.4~38.8	24.0~36.8	23.4~41.4	23.9~37.2
俯仰码盘	22.0~38.0	24.0~37.6	22.0~35.0	23.9~36.2
U框	27.0~38.2	27.9~42.6	27.0~39.1	27.9~42.6
O框	23.6~45.1	23.0~44.4	23.5~42.3	23.3~41.4

从表4中数据可看出,在轨温度与分析计算结果相比,81%测温点的偏差小于4°C,其他部件的偏差在6°C之内,进一步说明修正后的模型可有效验证热设计,同时证明间接验证方法的正确性。

## 5 结论

本文以星载激光通信终端为例,提出外露式星载光机电设备外热流变化剧烈,较难准确模拟,从而不能在地面热平衡试验中直接进行热设计验证。针对此问题,采用间接验证方法完成了热设计验证:

(1)采用计算与试验相结合的外热流施加方法,使用加热片式外热流模拟器,并针对不同表面进行适应性设计,完成了热平衡试验,相似试验对象可参考设计;

(2)热模型修正是间接验证方法的一项重要内容,本文分析了试验值与计算值存在偏差的原

因,对终端热模型中的单元划分和热网络方程进行了修正,由修正的热模型计算温度值与试验值的比较表明终端热模型修正有效,可用于在轨温度预示。对比轨道计算温度与飞行温度,证明了间接验证方法的正确性;

(3)在间接验证方法中,热平衡试验的主要目的由获得卫星在轨运行的温度转变为提供热分析模型修正的必要数据,修正后的热分析模型预示在轨温度,进而验证热设计。间接验证方法相较于传统的直接验证方法,可节省试验经费,降低试验难度,在同类光机电设备的热设计验证试验中,可借鉴参考。

## 6 致谢

中国空间技术研究院的[华诚生]研究员和周佐新研究员在试验方案设计方面给予了宝贵的指导。在此一并致以衷心的感谢!

## 参考文献:

- [1] 范含林,文耀普. 航天器热平衡试验技术评述[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(2): 63-68.  
FAN H L, WIN Y P. Review on the thermal balance test for spacecraft [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2007, 24(2): 63-68. (in Chinese)
- [2] 刘强,贾宏,贾阳,等. 航天器瞬态热平衡试验技术的新探索[J]. 航天器环境工程, 2002, 19(3): 20-25.  
LIU Q, JIA H, JIA Y, *et al.*. New Idea About the Technology of Transient Thermal Balance Test of Spacecraft [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2002, 19(3): 20-25. (in Chinese)
- [3] 耿利寅,彭方汉,王甜甜,等. 星载大型旋转部件的热平衡试验方法[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(3): 280-285.  
GENG L Y, PENG F H, WANG T T, *et al.*. A method of thermal balance test for space large rotating payloads [J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2013, 30(3): 280-285. (in Chinese)
- [4] 谭立英,吴世臣,韩琦琦,等. 潜望镜式卫星光通信终端的 CCD 粗跟踪[J]. 光学 精密工程, 2012, 20(2): 270-276.  
TAN L Y, WU SH CH, HAN Q Q, *et al.*. Coarse tracking of periscope-type satellite optical communication terminals [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2012, 20(2): 270-276. (in Chinese)
- [5] 刘百麟,周佐新,李健,等. 地球静止轨道空间星载激光通信光学天线热控技术[J]. 中国激光, 2017, 44(3): 0306003.  
LIU B L, ZHOU ZX, LI J, *et al.*. Thermal control technology for optical antenna in geostationary orbit space satellite-borne laser communication [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2017, 44(3): 0306003. (in Chinese)
- [6] 刘伟达,康一丁,李小明,等. 星载激光通信系统遮光罩的优化设计[J]. 光学 精密工程, 2017, 25(2): 342-350.  
LIU W D, KANG Y D, LI X M, *et al.*. Optimized design of baffle in satellite laser communication system [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2017, 25(2): 342-350. (in Chinese)
- [7] 刘百麟,刘绍然,周佐新. GEO 星载经纬仪式激光通信终端二维转台伺服机构热设计[J]. 红外与激光工程, 2016, 45(9): 0922003.  
LIU B L, LIU SH R, ZHOU Z X, *et al.*. Thermal control study of the 2D gimbal servo mechanism of GEO satellite-borne laser communication terminal [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(9): 0922003. (in Chinese)
- [8] 刘绍然,刘百麟. 午夜太阳入侵对光通信天线温度场影响及规避策略研究[J]. 中国激光, 2016, 43(11): 1106002.  
LIU SH R, LIU B L. Impact of midnight solar intrusion on temperature of satellite-borne laser communication antenna and design of sunlight avoidance [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2016, 43(11): 1106002. (in Chinese)
- [9] 张忠,程昊,原凯,等. 高温环境下结构动力学模型修正方法研究[C]. 中国航天科技集团公司第十专业信息网 2016 年学术交流会, 北京: 北京卫星环境工程研究所, 2016: 117-123.  
ZHANG ZH, CHENG H, YUAN K, *et al.*. The model updating method of structure under high temperature environment [C]. *10<sup>th</sup> professional information network of CASC, Beijing: Beijing institute of spacecraft environment engineering*, 2016: 117-123. (in Chinese)
- [10] 易桦,黄金印. 星外管路多层隔热组件热参数确定方法[J]. 航天器工程, 2013, 22(3): 53-57.  
YI H, HUANG J Y. Method for determining thermal performance of MLI wrapped on exposed propulsion lines [J]. *Spacecraft Engineering*, 2013, 22(3): 53-57. (in Chinese)

## 作者简介:



刘绍然(1988—),男,安徽亳州人,工程师,2008 年于中国农业大学获得学士学位,2011 年于中国空间技术研究院获得硕士学位,主要从事卫星总体和热控制系统方面的研究。E-mail: lsrvv@163.com