

文章编号 2095-1531(2016)04-0463-09

# 非对称空间光学遥感器主动 热控系统多目标优化设计

张帆\*, 李景林, 孙斌, 张军, 王书新

(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:**针对大口径、离轴、非对称结构的空空间光学遥感器主动热控功率最小分配的难题,提出一种基于多目标遗传算法的功率优化方法。首先根据空间相机结构建立有限元模型。然后,凭借设计者的经验,根据相机结构特点及大致热分布规律,初步划分热控区域,规划设计变量和目标变量。之后,将设计变量和目标变量代入多目标遗传算法求出 Pareto 最优解集。最后,在最优解集中选出合适的功率分配代入到仿真模型中进行计算,得到优化后的功率分配及温度场。对某离轴三反空间相机进行了功率优化和地面热平衡试验。经 TMG 仿真计算,优化后整机波动范围在低温工况和高温工况分别降低了 4.76% 和 35.7%,并且总功耗降低了 6.85%。经地面热平衡试验表明,整机温度场温差控制在  $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$  以内,满足  $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$  的指标要求。

**关键词:**遥感器;热设计;多目标遗传算法

中图分类号:TP394.1; TH691.9 文献标识码:A doi:10.3788/CO.20160904.0463

## Design of asymmetric space optical remote sensor active thermal control system by multi-objective optimization

ZHANG Fan\*, LI Jing-lin, SUN Bin, ZHANG Jun, WANG Shu-xin

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

\* Corresponding author, E-mail: zhangfan@ciomp.ac.cn

**Abstract:** As for active thermal control problem of minimum power allocation in space optical remote sensor with large diameter, off-axis, symmetric structure, a power optimization method based on multi objective genetic algorithm is proposed in this paper. First of all, according to the spatial structure of the camera a finite element model is created. The next, heat distribution is divided by the experience of the designer's depending on the camera structural characteristics. Design variables and target variables are selected. Then, we plug the design variables and target variables into the multiple objective genetic algorithm and Pareto sets are obtained.

收稿日期:2016-03-14;修订日期:2016-04-28

基金项目:国家高技术研究发展计划(863计划)资助项目(No. 863-2-5-1-13B)

Supported by National High-tech R&D Program of China(No. 863-2-5-1-13B)

Finally, suitable power allocation is selected from the set of optimal solution and substituted into the simulation model. Then the optimization of power distribution and temperature field are obtained. In this paper an off-axis three mirrors space camera is optimized and tested. After optimization and TMG simulation, the total temperature difference is reduced by 4.76% under low temperature condition and 35.7% under high temperature condition. The result of the heat balance shows that the temperature field of the whole camera is controlled within  $\pm 0.5\text{ }^{\circ}\text{C}$  or less, which is far less than the target requirements of  $\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

**Key words:** remote sensor; thermal design; multi-objective genetic algorithm

## 1 引言

随着空间光学遥感器技术的不断发展,为实现遥感器体积小、重量轻、大视场、高分辨力的特点,非对称离轴光学系统已经成为空间光学遥感器的重要发展趋势<sup>[1]</sup>。同轴光学系统的优点是圆周对称,从结构设计、加工装调和空间热控等各方面难度小,缺点是视场小,难以实现宽覆盖高分辨成像的要求。而随着人们对信息资源的要求越来越高,我国开始研制非对称离轴光学系统的遥感技术,这种光学系统的优点是可以同时实现高分辨力与宽覆盖的要求,但非圆对称的离轴系统对加工、检测、装校都带来相当大的困难。同样,为了形成宽视场非圆周对称的结构,必须采用长条状反射镜<sup>[2]</sup>。长条反射镜和非圆周对称的光学系统对温度变化产生的热变形不能像同轴光学系统一样通过调整焦距得到补偿,所以非对称光学系统对温度变化要比对称结构同轴光学系统敏感得多。采用分区域多点热控的方法,将遥感器分成若干个热控区域分别控制,能够实现温度和温差同时控制的要求,并且能够得到比较均匀的温度分布。但是由于各区域之间并不是独立存在的,是相互影响、相互制约的关系,而且卫星上电能稀缺,如何在功率最少的情况下,进行合理的功率分配成为热设计的难题。

本文结合中科院长春光机所预研的高分辨率宽幅相机的设计工作,借鉴国内外空间光学遥感领域最新研究成果,运用 CAD/CAE 等先进手段,将空间遥感器主动热控设计与多目标遗传算法相结合,提出了解决高分辨率空间宽幅相机热扰动问题的热控系统优化设计方法。

## 2 功率优化算法

### 2.1 遗传算法

遗传算法(Genetic Algorithms)是一种借鉴生物界自然选择和自然遗传机制的高度并行且具有自适应性的搜索算法。最初由美国学者 John Holland<sup>[3]</sup>创建,到了 20 世纪 80 年代,遗传算法逐步走向成熟,并开始应用到人工智能和工业系统中,且表现出良好的应用前景<sup>[4-5]</sup>。

工程中的优化问题往往比较复杂,多学科交织,其目标函数可能是多峰、非线性、不连续函数;设计变量和约束函数也可能是线性、非线性、连续或离散变量的集。传统的梯度优化和直接搜索算法很难找到全局优化的解,而遗传算法为解决这类复杂的优化问题提供了新的思路 and 手段。

### 2.2 多目标遗传算法

如果一个最优化问题存在多个优化目标时,我们便称之为多目标优化问题。针对多目标优化问题的遗传算法称之为多目标遗传算法<sup>[6]</sup>。

传统的遗传算法是将各个目标函数乘以加权因子后,转为单目标函数进行优化。这样减少了目标函数的个数,但是却增加了加权因子。加权因子确定过程的准确性,直接影响优化的结果,而且非常敏感。另外,即使加权因子能够准确给出,也存在着多个目标函数无法比较或者相互冲突的现象,优化得到的结果不一定能够使得所有目标函数都能够达到最优<sup>[7]</sup>。而多目标遗传算法的出现,解决了这个问题。

图 1 给出了多目标遗传算法的基本流程。多目标遗传算法引入 Pareto 解集的概念<sup>[8]</sup>。Pareto 解集中的目标是相互制约、相互影响的,一个目标

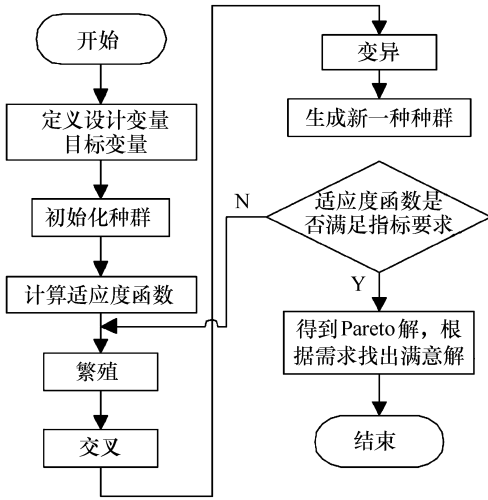


图1 多目标遗传算法框图

Fig.1 Diagram of multi-objective genetic algorithm

性能的改善是以另一个或多个目标性能的降低为代价的。一般来说,无法使 Pareto 解集中的多个目标同时达到最优,只能在折中和让步后,得到 Pareto 最优解。

### 3 热设计过程与模型建立

#### 3.1 热设计的基本原则

空间相机热设计的本质是通过控制相机在轨内外热交换过程来保证空间相机工作在允许的温度范围内。空间相机的热设计需要根据飞行任务的需求,综合考虑光、机、电、热,结合相机工作的光机结构特点、热光学要求、热环境特性,采用相关热设计准则,保证航天相机整个生命周期内整机温度分布不超过规定的范围,并且具有可靠性高、功耗低的特点。因此热控系统设计一般采用以下原则<sup>[9-10]</sup>:

- (1) 优先采用被动热控技术,如隔热、导热、涂层、散热面等;
- (2) 采用必要的主动热控技术,如电加热薄膜及其 PID 闭环温度控制;
- (3) 充分借鉴国内外成熟的热控技术和实施工艺;
- (4) 采用适当的冗余和降额设计,提高系统的可靠性。

在满足可靠性要求基础上,系统的质量和功耗尽量小。

#### 3.2 建立传感器热设计模型

对于本文涉及的非对称结构空间光学传感器,由于其结构复杂,为了形成宽视场,其反射镜必须做成长条形,这样的反射镜结构对温度变化非常敏感,镜面变形无法通过调整焦距进行补偿,这给热控设计提出了更高的要求。另外,由于大视场的要求,在整个传感器上需要一个很宽的通光窗口,在传感器上便形成一个很大的直接对外的窗口,这给热控制系统设计带来了很大的难度,而且整个系统的非圆周对称性,容易造成温度的不均匀,在结构上的不对称性,要求整个系统的温差更小,否则,更容易造成光学元件的倾斜、位移以及镜体变形。所以,TMA 非对称结构光学传感器的热设计比同轴对称结构热设计更加困难<sup>[11-12]</sup>。

针对以上问题,本文根据某离轴三反(TMA)空间光学传感器实际结构特点,考虑采用分区域多点热控的方法,希望能够实现分区域独立加热控制,各区目标温度能够分别设置,各区控制参数可分别设定,实现温度和温差同时控制的要求。将整机分为 18 个热控区域,各热控区域的输入功率可单独控制,具体分区见图 2,区域代号见表 1,采用这种方法既便于研制阶段的修改和试验,又能够更有效地得到更均匀的温度分布。但带来的

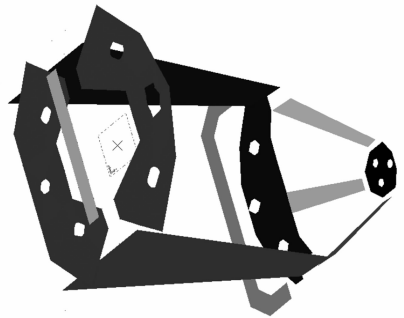


图2 某非对称结构空间光学传感器热控区域分布图

Fig.2 Thermal control area distribution of a space optical remote with non-symmetrical structure

问题是,由于区域数目多,一个区域的温度变化也会对其它区域产生影响,加之节约卫星电能与热

控温度分布均匀之间的矛盾,给卫星热控系统

设计带来了更大的难度。通常的设计流程是设计—验证—再设计—再验证……的流程,首先根据经验给各热控区域功率设定一个初值,然后进行热分析,看是否满足热控指标的要求,如果不满足,根据温度场分布再对各热控区的功率域进行调整,然后再验证,重复以上工作直到满足热控指标要求为止,如图3所示。

表1 相机热控分区

Tab.1 Thermal control district of cameras

| 序号 | 加热区位置 | 序号  | 加热区位置  |
|----|-------|-----|--------|
| H1 | 左梁前段  | H10 | 遮光罩2   |
| H2 | 左梁后段  | H11 | 遮光罩3   |
| H3 | 右梁前段  | H12 | 遮光罩4   |
| H4 | 右梁后段  | H13 | 三镜对应背板 |
| H5 | 次镜背板  | H14 | 主镜对应背板 |
| H6 | 折迭镜背板 | H15 | 支撑架1   |
| H7 | 支撑板   | H16 | 支撑架2   |
| H8 | 焦面    | H17 | 支撑架3   |
| H9 | 遮光罩1  | H18 | 电控箱    |

采用图3的设计方法对相机进行了热控功率的分配,找到了一组满足热控指标的结果见表2,温度场分布见图4。从结果可以看出,低温工况温度为 18.8 °C ~ 21.5 °C,高温工况温度为 19.1 °C ~ 21.9 °C,满足热控指标要求,热控总功率为130 W。

表2 常规方法分区热控功率分配

Tab.2 Power distribution of common subarea thermal control

| 序号  | 设计功率/W | 序号  | 设计功率/W |
|-----|--------|-----|--------|
| H1  | 8      | H10 | 5      |
| H2  | 8      | H11 | 5      |
| H3  | 16     | H12 | 5      |
| H4  | 16     | H13 | 15     |
| H5  | 4      | H14 | 16     |
| H6  | 12     | H15 | 3      |
| H7  | 6      | H16 | 3      |
| H8  | 0      | H17 | 3      |
| H9  | 5      | H18 | 0      |
| 总功率 |        | 130 |        |

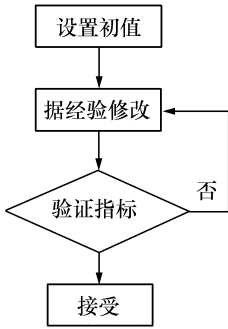
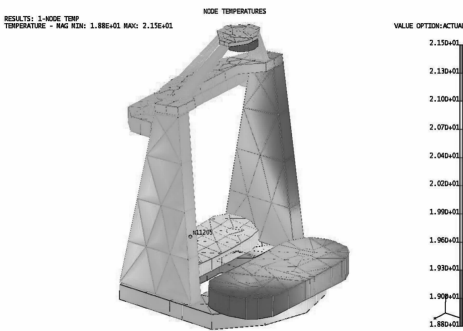
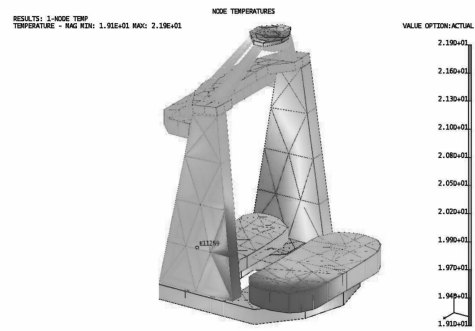


图3 常规主动热控设计流程

Fig.3 Framework of common active thermal control design



(a) 低温工况温度分布  
(a) Cryogenic temperature distribution



(b) 高温工况温度分布  
(b) Temperature distribution under high temperature conditions

图4 稳态温度分布

Fig.4 Steady-state temperature distribution

根据常规的设计流程,能够完成相机的主动热控设计,但这种设计方法对设计人员的经验依

赖性较强,经验丰富的设计人员可以短期内就能设计出满足热控指标的功率分布,如果经验不足

的设计人员,可能会花费很长的设计时间,甚至根本无法找到合理的功率分布。但由于卫星上的能量来源主要靠太阳帆板,总功率值有限,分配到主动热控的功率就非常稀缺,因此设计的主动热控总功率在满足热控指标的前提下越少越好,所以就算是有经验的设计人员,设计出满足热控指标的功率分布,也不一定是最优解。虽然对热控区域进行了分区热控,但各热控区域之间也并不是独立存在的,区域和区域之间存在着相互影响、相互制约的关系。分析区域和区域之间的函数关系以及各区域之间的功率变化对某一反射镜灵敏度的关系,对更好地进行传感器热控设计具有很大的指导意义。针对这种情况本文采用一种多目标算法来解决这种问题。

## 4 对某航天相机的功率优化

### 4.1 平台的选择

本文选择 Isight4.0 软件集成 Ideas6.1 作为优化平台。Isight4.0 由赛特达(SIGHTNA)公司开发,始创于2002年,致力于中国企业数字化和信息化。赛特达最早将数字化工业设计优化技术 Isight 引入中国,为广大客户提供“系统整合,流程统一,参数优化,协同设计”的完全解决方案。Isight 软件具有灵活而方便的多学科流程集成能力,全面而强大的设计优化算法库,仿真优化模型及数据管理能力,监控、后处理和数据挖掘能力,高可扩展性和开放性,分布并行高性能计算能力,跨平台能力,高可靠性等特点。获得了国内航空、航天、船舶、汽车、电子、兵器等部门的认可<sup>[13]</sup>。

### 4.2 优化问题的解析

#### 4.2.1 设计变量

根据3.2节相机稳态分析结果,建立优化模型,将主动热控中输入功率值作为设计变量,为了减少设计变量的数量降低运算时间,将表2中H9~H12遮光罩整合为一个变量H9,去掉焦面H8和电箱H18,设计变量见表3。

表3 设计变量编号及位置

Tab.3 Designed variable number and location

| 编号 | 加热区位置 | 编号  | 加热区位置  |
|----|-------|-----|--------|
| H1 | 左梁前段  | H9  | 遮光罩    |
| H2 | 左梁后段  | H10 | 三镜对应背板 |
| H3 | 右梁前段  | H11 | 主镜对应背板 |
| H4 | 右梁后段  | H12 | 支撑架1   |
| H5 | 次镜背板  | H13 | 支撑架2   |
| H6 | 折透镜背板 | H14 | 支撑架3   |
| H7 | 支撑板   |     |        |

#### 4.2.2 目标变量

选取模型中一些关键位置的节点作为目标变量,见表4。

表4 目标变量编号及位置

Tab.4 Target variable number and location

| 编号  | 代表区域 | 节点号   | 目标/℃ |
|-----|------|-------|------|
| ZJ  | 主镜   | 12058 | 20   |
| CJ  | 次镜   | 10368 | 20   |
| SJ  | 三镜   | 11244 | 20   |
| ZDJ | 折叠镜  | 11655 | 20   |

#### 4.2.3 约束

限制设计变量在一定范围内,范围越大,计算时间越长。约束见表5。

表5 设计变量的约束

Tab.5 Constraints of the designed variables

| 编号 | 上边界/mW          | 下边界/mW            | 编号  | 上边界/mW          | 下边界/mW            |
|----|-----------------|-------------------|-----|-----------------|-------------------|
| H1 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ | H9  | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |
| H2 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ | H10 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |
| H3 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ | H11 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |
| H4 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ | H12 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |
| H5 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ | H13 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |
| H6 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ | H14 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |
| H7 | $1 \times 10^6$ | $5.6 \times 10^7$ |     |                 |                   |

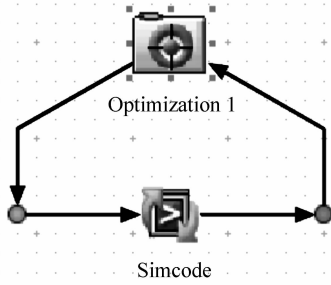


图 5 多目标优化循环结构

Fig. 5 Loop structure of multi-objective optimization

4.2.4 软件的集成

本文使用 Isight4.0 软件,集成 NX-Ideas V6.1 解算器,采用 NSGA-II 算法进行优化,种群数目为 12,遗传 20 代,交叉概率 0.9,交叉分布指数 10,变异分布指数 20,初始化方法随机。一共计算 241 个循环,其循环结构见图 5。

4.3 优化结果分析

4.3.1 优化结果

经 72 h 的运算,其结果如图 6。其中黑色线条的为 Pareto 值,即从全局角度考虑的可行优化结果。

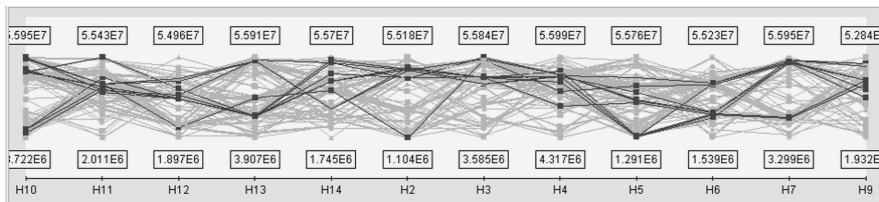


图 6 运算结果中的 Pareto 解集

Fig. 6 Pareto set in calculation results

4.3.2 优化后结果 TMG 仿真

4.3.2.1 低温工况

低温工况为相机寿命的早期,假定卫星于夏至时间发射,其太阳常数为  $1\ 309\ \text{W}/\text{m}^2$ ,与卫星本体连接的热接口界面温度按照  $0\ \text{℃}$  考虑,相机不工作,热控加电状况。选图 6 中的一条黑线作为优化结果,经过整理后,优化结果见表 6,利用轨道热分析软件 TMG 进行低温工况热分析,稳态分析结果和主镜某点瞬态分析结果见图 7。从结果中可以看出优化后低温工况下相机温度水平在  $18.8\ \text{℃} \sim 20.8\ \text{℃}$ 。

表 6 整理后的优化结果

Tab. 6 Optimization results after finishing

| 编号 | 优化结果 | 编号  | 优化结果  |
|----|------|-----|-------|
| H1 | 7    | H9  | 18.2  |
| H2 | 8.3  | H10 | 15.2  |
| H3 | 16   | H11 | 15.8  |
| H4 | 12.3 | H12 | 3     |
| H5 | 3    | H13 | 3     |
| H6 | 10.5 | H14 | 2.8   |
| H7 | 6    | 总功率 | 121.1 |

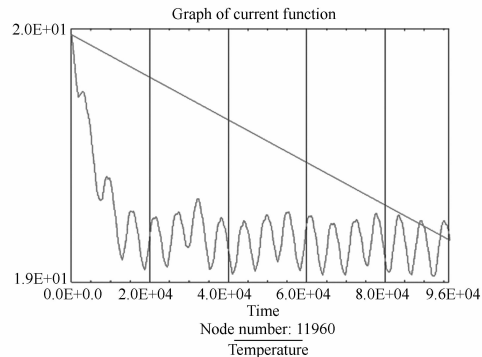
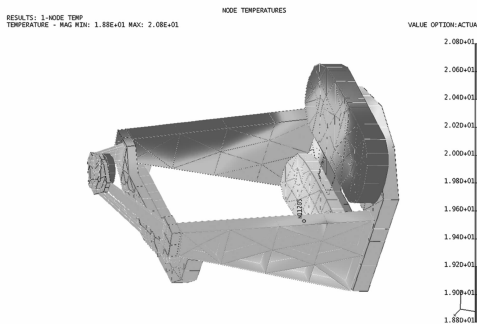


图 7 优化后低温工况温度分布

Fig. 7 Cryogenic temperature distribution after optimization

### 4.3.2.2 高温工况

高温工况为相机使用寿命的末期,假定卫星于冬至时间发射,其太阳常数为  $1\ 399\ \text{W}/\text{m}^2$ ,与卫星本体连接的热接口界面温度按照  $20\ \text{℃}$  考虑,

相机工作,热控加电,相机外部表面热控涂层参数  $(\alpha/\varepsilon)$  退化。稳态分析结果和主镜某点瞬态分析结果见图8所示。从结果可以看出,相机温度水平在  $19.1\ \text{℃} \sim 20.9\ \text{℃}$ 。

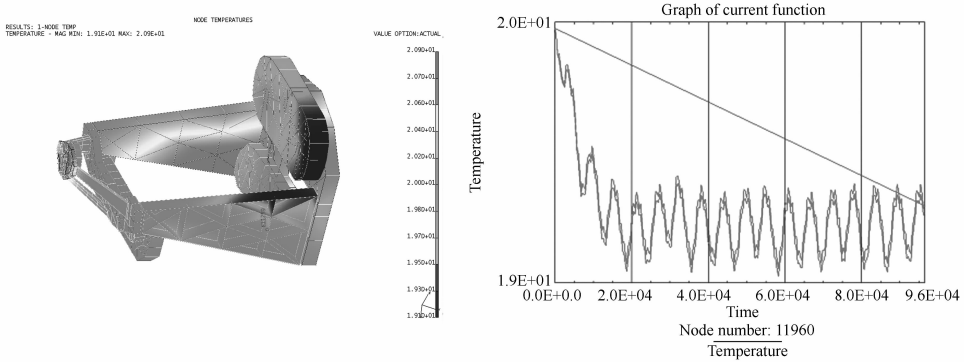


图8 优化后高温工况温度分布

Fig. 8 Temperature distribution under high temperature conditions after optimization

表7 优化前后稳态分析结果对比

Tab. 7 Results contrast of steady-state analysis before and after optimization

| 名称  | 优化前/ $^{\circ}\text{C}$ |             | 优化后/ $^{\circ}\text{C}$ |             | 优化率/ $\%$ |      |
|-----|-------------------------|-------------|-------------------------|-------------|-----------|------|
|     | 低温工况                    | 高温工况        | 低温工况                    | 高温工况        | 低温工况      | 高温工况 |
| 主镜  | 18.8 ~ 19.5             | 19.0 ~ 19.9 | 18.8 ~ 19.4             | 19.0 ~ 19.6 | 14.3      | 33.3 |
| 次镜  | 18.8 ~ 19.0             | 20.0 ~ 20.1 | 18.8 ~ 19.0             | 20.0 ~ 20.1 | 0         | 0    |
| 三镜  | 20.7 ~ 20.9             | 20.4 ~ 20.7 | 20.7 ~ 20.8             | 20.4 ~ 20.6 | 50        | 33.3 |
| 折叠镜 | 19.7 ~ 20.1             | 20.3 ~ 20.4 | 19.8 ~ 20.1             | 20.3 ~ 20.4 | 25        | 0    |
| 整机  | 18.8 ~ 20.9             | 19.1 ~ 21.9 | 18.8 ~ 20.8             | 19.1 ~ 20.9 | 4.76      | 35.7 |
| 总功耗 | 130 W                   |             | 121.1 W                 |             | 6.85%     |      |

## 5 试验验证

试验目的在于验证热设计的正确性,考核热控分系统的能力;获取整机温度数据,修正热分析数学模型<sup>[14]</sup>。

### 5.1 试验装置与环境

采用地面热平衡试验,验证装置采用  $4\ \text{m}$  真空罐模拟太空环境,如图9。采用红外加热笼模拟外热流,采用电加热膜模拟星平台和载荷舱。试验真空度优于  $1.3 \times 10^{-3}\ \text{Pa}$ ,罐内热沉温度低于  $-173.15\ \text{℃}$ 。试验分为4个工况,分别为低温  $20\ \text{℃}$  工况、低温  $24\ \text{℃}$  工况、高温  $16\ \text{℃}$  工况和高温  $20\ \text{℃}$ ,分别考验在太阳常数变化和热控涂层老化等因素影响下,相机温度的平衡能力<sup>[15]</sup>。

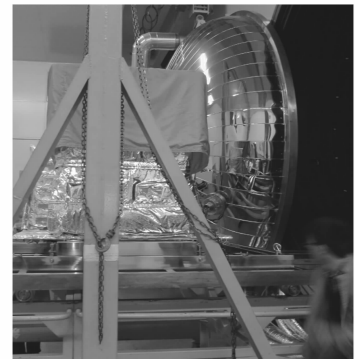


图9 热平衡试验装置

Fig. 9 Thermal balance testing device

### 5.2 试验结果与分析

低温工况是将外热流设为最小值,与卫星平台的接口温度设为低温,热控系统目标温度分别

设为 20 °C 和 24 °C。考验相机在趋于低温的条件下,维持 20 °C 和 24 °C 工作的能力。如果能够维持 24 °C 工作,对维持 20 °C 工作就具备一定余量。

反之,高温工况是将外热流设为最大值,与星平台的接口温度设为高温,热控系统目标温度设为 16 °C 和 20 °C,考验相机在趋于低温的条件下,维持 16 °C 和 20 °C 工作的能力。

图 10 给出了低温 24 °C 工况温度曲线,图 11 为高温 16 °C 工况温度曲线。从曲线中可以看出,除焦平面和电子学单机未采用热控措施外,其他区域温度能够控制在  $\pm 0.5$  °C 以内,满足  $\pm 2$  °C 的热控指标要求,热设计合理。

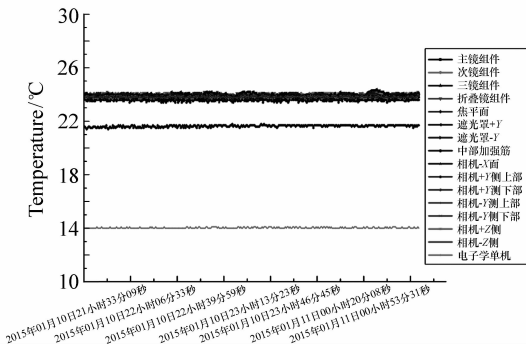


图 10 低温 24 °C 工况温度曲线

Fig. 10 Cryogenic temperature curves at 24 °C

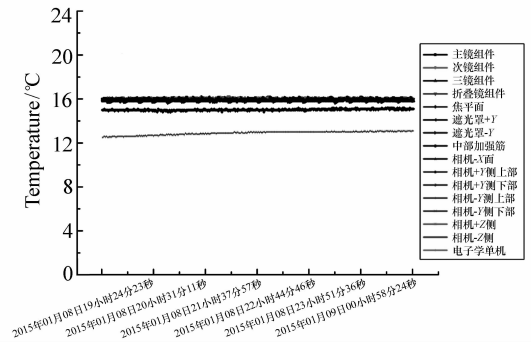


图 11 高温 16 °C 工况温度曲线

Fig. 11 Temperature curves of high temperature conditions at 16 °C

## 6 结论

本文首次采用多目标遗传算法对非对称结构光学遥感器进行了优化设计,优化前后结果对比见表 7。从对比结果中可以看出,利用多目标优化算法对非对称结构空间光学遥感器热设计进行优化是成功的,其中主镜温差在低温工况和高温工况下分别降低了 14.3% 和 33.3%,三镜降低了 50% 和 33.3%,折叠镜降低了 25% 和 0%,整机温差降低了 4.76% 和 35.7%,并且所消耗的总功率降低了 8.9 W。该结果对遥感器的热设计具有一定意义。

## 参考文献:

- [1] 卢铨,颜昌翔,吴清文,等.空间光学遥感器环境适应性设计与试验研究[J].中国光学与应用光学,2009,10(5):364-376.  
LU E, YAN CH X, WU Q W, et al.. Research on adaptability of optical remote sensors in mechanical and space thermal environments[J]. *Chinese J. Optics and Applied Optics*, 2009, 10(5):364-376. (in Chinese)
- [2] 辛宏伟,关英俊,李景林,等.大孔径长条反射镜支撑结构的设计[J].光学精密工程,2011,19(07):1560-1567.  
XIN H W, GUAN Y J, LI J L, et al.. Design of support for large aperture rectangular mirror[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(07):1560-1567. (in Chinese)
- [3] HOLLAND J H. *Adaptive of Natural and Artificial Systems*[M]. Michigan:University of Michigan Press, 1975.
- [4] GOLDBERG D E. *Genetic Algorithm in Search, Optimization and Machine Learning*[M]. Reading, Massachusetts: Addison Wesley Longman, Inc, 1989:152-154.
- [5] DAVIEL D. *Handbook of Genetic Algorithm*[M]. New York:Van Nostrand Reinhold, 1991:345-248.
- [6] DEB K, AGRAWAL S, PRATAP A, et al.. A fast elitist non-dominated sorting genetica algorithm for multi-objective optimization; NSGA-II[C]. Proceedings of the Parallel Problem Solving from Nature VI Conference. Paris France, 2000:848-859.
- [7] 李小玉,郑建华,吴霞,等.基于多目标遗传算法的太阳高纬探测器轨道设计[J].空间科学学报,2011,31(5):653-

658.

LI X Y, ZHENG J H, WU X, *et al.*. Sun polar probe trajectory design based on multi-objective genetic algorithm[J]. *Chin. J. Space Sci.*, 2011, 31(5):653-658. (in Chinese)

- [8] VAN VELDHUIZEN D A, LAMONT G B. Multiobjective evolutionary algorithms: analyzing the state-of-the-art[J]. *Evolutionary Computation*, 2000, 8(2):125-147.
- [9] 訾克明, 吴清文, 李泽学, 等. 空间光学传感器的热设计实例及仿真分析[J]. 计算机仿真, 2008, 25(12):77-80.  
ZI K M, WU Q W, LI Z X, *et al.*. Simulation analysis of a space optical remote-sensor's thermal design[J]. *Computer Simulation*, 2008, 25(12):77-78. (in Chinese)
- [10] 杨献伟, 吴清文, 李书胜, 等. 空间光学传感器热设计[J]. 中国光学, 2011, 4(2):139-146.  
YANG X W, WU Q W, LI SH SH, *et al.* Thermal design of space optical remote sensor[J]. *Chinese Optics*, 2011, 4(2):139-146. (in Chinese)
- [11] 张星祥, 任建岳. TMA 空间相机性能稳定性的全状态分析与测试[J]. 红外与激光工程, 2014, 43(9):2996-3004.  
ZHANG X X, REN J Y. Analysis and testing on imaging-performance stability of TMA space camera at various states [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(9):2996-3004. (in Chinese)
- [12] 任建岳, 陈长征, 何斌, 等. SiC 和 SiC/Al 在 TMA 空间遥感器中的应用[J]. 光学精密工程, 2008, 16(12):2537-2543.  
REN J Y, CHEN CH ZH, HE B, *et al.*. Application of SiC and SiC/Al to TMA optical remote sensor[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(12):2537-2543. (in Chinese)
- [13] 王书新, 李景林, 张帆, 等. 响应面模型的大口径空间反射镜优化[J]. 红外与激光工程, 2013, 42(S2):291-297.  
WANG SH X, LI J L, ZHANG F, *et al.*. Optimization of large aperture space reflector based on RSM[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2013, 42(S2):291-297. (in Chinese)
- [14] 陈立恒, 李延春, 罗志涛, 等. 空间相机大功率 CCD 器件的热设计与热试验[J]. 光学精密工程, 2011, 19(9):2117-2122.  
CHEN L H, LI Y CH, LUO ZH T, *et al.*. Thermal design and testing of CCD for space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(9):2117-2122. (in Chinese)
- [15] 韩冬, 吴清文, 陈立恒, 等. 空间相机热设计中的极端工况确定[J]. 光学技术, 2009, 35(6):843-850.  
HAN D, WU Q W, CHEN L H, *et al.*. Determination of extreme working conditions for attitude-varied space camera in thermal design[J]. *Optical technique*, 2009, 35(6):843-850. (in Chinese)

#### 作者简介:



张帆(1979—),男,辽宁锦州人,博士,助理研究员,2003年于宁波大学获得学士学位,2008年、2011年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所分别获得硕士、博士学位,主要从事空间相机光机结构、热设计及仿真分析方面的研究。E-mail:zhangfan@ciomp.ac.cn