

航空相机焦面组件相变温控设计及验证

郭亮^{1,2}, 吴清文¹, 丁亚林¹, 张洪文¹, 张继超¹, 冷雪¹, 李延伟¹

- (1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130033;
2. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 航空相机焦面组件是机载电子设备中具有严格温度要求的重要组件, 其工作期间温度过高产生的热噪声和暗电流将导致成像质量下降。讨论分析了某型航空相机焦面组件热设计的特点, 采用封装有相变材料的相变温控系统进行散热, 根据结构特点和导热路径, 给出了热设计方案。采用有限元数值分析方法, 建立了热平衡方程和热分析计算模型, 应用热分析软件 IDEAS-TMG 在给定温度边界条件下进行瞬态仿真分析, 给出了组件的热响应性能。热分析结果表明: 焦面组件和散热器工作温度范围分别为 18~31.1℃、18~28.2℃。所获得的分析结果能够满足热控指标要求。最后通过热实验对采用相变温控系统的热设计方案进行了验证, 验证实验结果与数值分析结果吻合较好, 结果对比最大偏差均不超过 5%, 验证了数值分析的正确性和温度预示的有效性。实验过程中焦面组件和散热器工作温度范围分别为 18~32.3℃、18~29.6℃。

关键词: 航空相机; 焦面组件; 相变温控; 热设计; 热分析; 热试验

中图分类号: V245.62 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2013)08-2060-08

Phase change thermal control design and verification of focal plane in aerial camera

Guo Liang^{1,2}, Wu Qingwen¹, Ding Yalin¹, Zhang Hongwen¹, Zhang Jichao¹, Leng Xue¹, Li Yanwei¹

- (1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;
2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: Focal plane in aerial plane, which has strict temperature requirement, is an important component in airborne electronic devices. The quality imaging of focal plane will fall off due to thermal noise and dark current generated during its working process. The characteristic of thermal design for focal plane in aerial camera was discussed and analyzed. Phase change system encapsulating phase change material was adopted to eliminate heat. According to the design feature and heat transfer path in focal plane, thermal design scheme of component was given. Thermal equilibrium equation and numerical analysis model of the heat transfer in focal plane were established by finite element analysis method. Based on the given temperature boundary condition, transient-state thermal analysis of component was carried out through IDEAS-TMG,

收稿日期: 2012-12-05; 修订日期: 2013-01-08

基金项目: 国防预研项目

作者简介: 郭亮(1982-), 男, 助理研究员, 博士生, 主要从事传热传质学、航空/航天相机热控制、热分析与热试验技术方面的研究。

Email: quoliang329@hotmail.com

导师简介: 吴清文(1968-), 男, 研究员, 博士生导师, 博士, 主要从事光学精密仪器 CAD/CAE 研究、空间光学传感器热控技术方面的研究。Email: wuqw@ciomp.ac.cn

which was a finite element thermal analysis software. The thermal response performance of focal plane was given. Thermal analysis results show that the operating temperature range of focal plane and radiator are 18-31.1 °C and 18-28.2 °C respectively. Simulation results obtained can meet the requirements of heat control. Thermal design scheme based on phase change is verified through thermal test, and there is a well consistency between the results derived from confirmatory test and numerical analysis. The maximum deviation between thermal analysis and thermal test are all not exceeding 5%. The correctness of numerical simulation and the validity of temperature prediction are verified. In thermal test, the operating temperature range of focal plane and radiator are 18-32.3 °C and 18-29.6 °C respectively.

Key words: aerial camera; focal plane; phase change thermal control; thermal design; thermal analysis; thermal test

0 引言

随着飞机综合性能越来越全面,机载电子设备的种类越来越多,性能越来越优良,体积、质量越来越小。这些因素直接导致机载电子设备的功耗密度越来越高。功耗密度大,意味着机载电子设备的热流密度高,在热设计不好的情况下,热流密度的增加会导致温度的升高^[1]。研究表明,电器设备的稳定性与工作温度直接相关,比如半导体器件接点温度每上升20 °C,电子设备故障率就会翻一倍^[2]。因此,机载电子设备良好的热设计成了系统设计的关键,这对可靠性要求高的航空航天电子系统而言,显得尤为重要。

航空相机是装载在飞机上获取地面目标的光学遥感器,随着航空技术的发展,航空相机在航空遥感、测量和侦察等领域发挥越来越重要的作用^[3]。焦面组件是航空相机的核心电子设备,其工作期间的温度水平和波动对成像质量的影响很大。为了避免 CCD 探测器可能受热噪声和暗电流的影响,对工作期间温度水平及稳定性必须予以考虑。目前航天光学遥感器焦面组件热设计已进行了较多研究工作^[4-6],而对于航空相机焦面组件来说,具有功耗大、体积小、工作时间长的特点,而且由于飞机的高速飞行和气流影响,航空相机外部很难像航天相机一样较为方便地设置散热面,有时甚至由于结构原因无法设置散热面,文中航空相机即是如此;同时高空中空气稀薄,对流换热作用有限,因此航空相机焦面组件的散热通道难以选择,这是制约焦面组件散热的关键问题。

相变温控是利用相变材料的相变过程储存或释放热量,实现对物体的温度控制。相变温控因具有结

构紧凑、节能可靠、经济节能等优点,早在20世纪60年代就被应用到航空航天电子设备温控上^[7]。随着国际和国内科学技术的发展,相变温控的应用范围越来越广^[8],典型的应用包括建筑物能量存储与利用装置、大功率电子设备的冷却散热、空调系统制冷/制热效率的提高、太阳能的吸收利用、热防护等许多方面^[9-13]。近年来相变温控在热红外隐身技术(TIS)方面的研究日益增多,应用范围有相变微胶囊型温控涂层^[14]、坦克高温表面相变红外抑制装置^[15]等。目前,随着电子设备向着小型化、高集成化方向的高速发展,相变温控所具有的独特性质使其在这些电子设备的温控上获得了广泛应用和高速发展^[16-19]。

热分析软件 IDEAS-TMG 可用于解决复杂传热问题,其功能包括热传导、对流、辐射和相变建模,能够模拟带翅片的散热器对流冷却等问题。文中根据航空相机焦面组件的温控需求,设计并制成了一种焦面组件相变温控装置,利用热分析软件 IDEAS-TMG 对此组件进行了瞬态热分析,并搭建了热实验平台。通过仿真结果以及实验结果的对比,分析了焦面组件的温控效果及其影响因素,验证了航空相机焦面组件热设计方案的正确性与可行性。

1 相变温控系统简述

相变温控系统主要由相变材料、导热增强体或导热填料和封装容器等三个主要部分组成^[20],封装在系统内部的相变材料是整个系统的核心,其作用是实现温控功能;导热增强体(金属泡沫、肋片、蜂窝等)或导热填料(金属粉、石墨粉等)的作用是提高相变材料的导热能力,减小相变过程中产生的温度梯

度,增强相变温控系统的性能;最外部的封装容器的作用是防止相变材料在相变过程中熔化所导致的液相流失(固-液相变)或升华导致的气相损失(固-固相变),使相变材料与被控部件外形相匹配。

文中航空相机焦面组件相变温控系统结构如图 1 所示,其中 A 区域为焦面组件与散热器之间的接触界面, B 区域为相变材料填充位置, C 区域为封装容器外盖与容器端面的接触面, D 区域为相变温控系统与相机主框架之间的安装面。

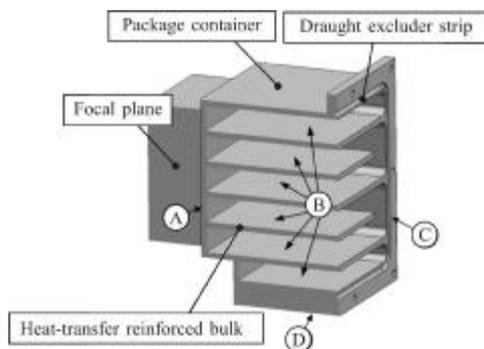


图 1 航空相机焦面组件相变温控系统

Fig.1 Phase change thermal control system of focal plane in aerial camera

1.1 焦面组件热控设计要求

焦面组件的热控指标为 $5\sim 35\text{ }^{\circ}\text{C}$,其工作模式为长时间连续工作,焦面组件热控设计需求主要有两点:一是要求焦面组件工作期间温升不超过最高允许温度,即不超过 $35\text{ }^{\circ}\text{C}$;二是尽量降低焦面组件工作期间温升速率。

鉴于焦面组件具有发热量大、热容量低、结构部件转动等不利于散热的特点,主要有两种解决渠道:一是热疏导,建立良好的导热通道,尽量降低沿途热阻,降低焦面组件工作温度;二是热存储,增大热容量,降低温升速率。对于第一种解决方法,由于较高的飞行速度和气流影响,相机外部散热面难以设置,因此这种方法作用有限。对于第二种解决方法,综合考虑航空相机重量、组件安装空间等因素,采用相变材料作为温控材料是较好的选择,可以有效限制焦面组件工作期间的温升速率、降低其最高温度。

1.2 相变材料选择

从工程应用的角度看,用于航天器热控的相变材料应具有以下特点^[21]:(1) 适合的熔化温度;(2) 相变潜热高;(3) 有较高的热导率和热扩散率;(4) 比

热大,密度大;(5) 熔化时体积变化小;(6) 蒸汽压低;(7) 熔化和凝固可靠且可逆;(8) 可用性好;(9) 费用低;(10) 与容器和填充材料相容;(11) 无毒和其他危害性;(12) 表面张力小;(13) 性能数据可用且有出处。

航空航天器所处温度环境均极为恶劣,同样要求温控装置具有性能可靠、质量轻、能耗低等优点,因此上述相变材料的特点同样符合航空相机的热控要求。石蜡类相变材料具有相变温度范围宽、相变潜热较高、相变过程可逆性好、稳定、无毒、无腐蚀、价格低廉等特点,石蜡的蒸汽压力较低($220\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时为 $1\ 217\text{ Pa}$),使用温度范围内发生燃烧的可能性小,是理想的电子设备温控用相变材料。而且如图 1 所示相变温控系统中,焦面组件的温控要求为 $0\sim 35\text{ }^{\circ}\text{C}$,区域 B 为相变材料的填充位置,经综合考虑,选择熔点为 $28\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的正十八烷作为相变温控系统填充材料。正十八烷的主要性能参数见表 1。焦面组件功耗为 7.5 W ,工作时间为 195 min ,所需填充的相变材料最小质量为 325 g ,需在满足相变材料最小填充质量的前提下进行散热器的设计与分析。

表 1 相变材料正十八烷主要性能参数

Tab.1 Main parameters for PCM $\text{C}_{18}\text{H}_{38}$

Parameters	Value
Molecular formula	$\text{C}_{18}\text{H}_{38}$
Melting point/ $^{\circ}\text{C}$	28.0
Latent heat of fusion/ $\text{J}\cdot\text{kg}^{-1}$	2.43×10^5
Density/ $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$	Solid: $814(27\text{ }^{\circ}\text{C})$
Heat conductivity/ $\text{W}\cdot(\text{m}\cdot\text{K})^{-1}$	0.1507
Specific heat/ $\text{J}\cdot(\text{kg}\cdot\text{K})^{-1}$	2.16×10^3
Melting expansibility	Negligible
Supercooling	Negligible
Consistency property	Most of materials
Toxicity	Nothingness
Remarks	White crystal; used in lunar rover

1.3 封装容器与导热增强方式选择

封装容器材料的选择首要考虑因素是与相变材料之间具有良好的相容性,其次是所用材料要具有良好的可加工性,除此之外,还应具有导热率高、密度小等特点。正十八烷与大多数常用工程材料如铝合金、不锈钢、钛合金等之间均有良好的相容性,因此,综合考虑相容性、导热性能、质量等各项因素,选择铝合金作为封装容器材料。

从表1中数据可以看出,正十八烷的导热率很低,导热通道沿程热阻较大。相变材料内部的传热过程是一个瞬态传热过程,每个时刻材料内部都存在着温差。因此,需要在相变温控装置中建立低热阻散热通道,提高相变温控系统的导热性能,降低相变材料内部温差,提高储热能力。增强导热的方式上目前有两种,一种是在相变材料中植入导热增强体,如金属泡沫、肋片、蜂窝等结构形式;另外一种是在相变材料中填充导热填料,如金属粉、石墨粉等。综合考虑质量、加工难度以及成本,选择铝肋片作为导热增强体,同时为强化导热增强效果,将铝肋片与封装铝容器一体成型制作,以降低散热通道沿程接触热阻。如图1中所示,共设置5片厚度为2mm的铝肋片作为导热增强体,如果不考虑散热器外表面的对流与辐射散热,可初步计算散热器的导热能力,散热器导热热阻 R_s 计算公式为:

$$R_s = \frac{1}{\frac{1}{\frac{L_F}{A_F \cdot \lambda_F}} + \frac{1}{\frac{L_X}{A_X \cdot \lambda_X}}} = \frac{L_F \cdot L_X}{A_F \cdot \lambda_F \cdot L_X + A_X \cdot \lambda_X \cdot L_F} \quad (1)$$

式中: L_F 、 L_X 分别为封装容器和相变材料等效导热长度,m; A_F 、 A_X 分别为封装容器和相变材料等效导热面积, m^2 ; λ_F 、 λ_X 分别为封装容器和相变材料导热率, $W/(mK)$ 。

封装材料与相变材料的等效导热长度相等, $L_F=L_X=0.052$ m,封装材料的等效导热面积为 $A_F=0.000964$ m^2 ,相变材料的等效导热面积为 $A_X=0.0036$ m^2 ,封装材料为铝合金,导热率为 160 $W/(mK)$,相变材料导热率为 0.1507 $W/(mK)$,将上述数据代入公式(1)中,计算得出图1中①区域至③区域之间的导热热阻为 0.336 $^{\circ}C/W$,当焦面组件功耗为 7.5 W时,①区域与③区域之间的最大温差为 2.52 $^{\circ}C$,初步分析结果表明散热器能够满足热控设计要求。

1.4 接触面热控措施

焦面组件与相变温控系统之间采取导热安装的方式,CCD器件所产生的热量通过图1中所示①区域导出到相变温控系统上,接触界面处涂敷导热脂以降低接触热阻。图1中所示③区域为封装容器外盖与容器端面的接触面,两者之间采用环形密封圈密封,接触界面处不做特殊处理。图1中所示④区域为相变温控系统与相机主框架之间的安装面,为充分利用相机主框架的显热储存,此处采取导热安装的方式,接触界面处涂敷导热脂以降低接触热阻。

2 热分析计算

热分析、热设计及热测试是解决电子设备过热问题、提高产品可靠性的主要技术,对于发现和解决电子设备热缺陷问题是不可缺少的技术手段。热分析技术能够缩短电子产品的研制开发周期、提高电子产品设计的合理性以及可靠性,通过对计算结果的对比分析能够为热设计优化提供依据。

2.1 热平衡方程组

根据能量守恒原理,通过焦面组件及其散热器与周围所处环境进行热交换的热平衡方程组,可以建立热分析计算模型。热平衡方程组为:

$$\begin{cases} Q_1 = Q_2 + Q_3 + Q_4 \\ Q_1 = \sum q_i \\ Q_2 = \frac{m_p L}{t} \\ Q_3 = \sum_{i=f,r} m_i c_i \frac{\partial T}{\partial \tau} \\ Q_4 = \sum_{i=f,r} H_i (T_i - T_c) A_i^c + \sum_{j=f,r} \frac{T_j - T_j^m}{R_j} A_j^m + \\ \sum_{k=f,r} \epsilon_n^k \Phi_k \sigma (T_k^4 - T_c^4) A_k^s \end{cases} \quad (2)$$

式中: Q_1 为焦面组件内部热源; Q_2 为相变材料熔化过程中吸收/释放的热量; Q_3 为焦面组件和散热器自身产生的能量变化; Q_4 为焦面组件和散热器与外部环境之间的换热量; q_i 为焦面组件发热功耗,W; m_p 为散热器中填充相变材料的质量,kg; L 为相变材料的相变潜热,J/kg; t 为焦面组件工作时间,s; m_f 、 m_r 分别为焦面组件、散热器的质量,kg; c_f 、 c_r 分别为焦面组件、散热器的热容, $J/(kg \cdot K)$; H_f 、 H_r 分别为焦面组件、散热器与外界环境的对流换热系数, $W/(m^2 \cdot K)$; T_f 、 T_r 分别为焦面组件、散热的温度,K; T_c 、 T_f^m 、 T_r^m 分别为环境温度、焦面组件及散热器安装面温度,K; A_f^c 、 A_r^c 分别为焦面组件、散热器外表面有效对流换热面积, m^2 ; R_f 、 R_r 分别为焦面组件、散热器安装面处接触热阻, $(m^2 \cdot K)/W$; A_f^m 、 A_r^m 分别为焦面组件、散热器安装面有效传导换热面积, m^2 ; A_f^s 、 A_r^s 分别为焦面组件、散热器外表面参与辐射换热的有效面积, m^2 ; ϵ_n^f 、 ϵ_n^r 分别为焦面组件、散热器的表面发射率; Φ_f 、 Φ_r 分别为焦面组件、散热器的辐射角系数; σ 为斯蒂芬-玻耳兹曼常数, $\sigma=5.67 \times 10^{-8}$ $W/(m^2 \cdot K^4)$ 。

2.2 有限元热分析模型

常物性、瞬态的温度场控制方程为：

$$\rho c \frac{\partial T}{\partial t} = \kappa \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial z^2} \right) + \Phi \quad (3)$$

式中： ρ 为材料密度； c 为材料热容； T 表示组件的温度； t 为时间； κ 为材料的导热率； Φ 表示组件内热源。经有限元空间离散后，瞬态热传导方程为：

$$K \cdot T + C \cdot \frac{\partial T}{\partial t} = P \quad (4)$$

式中： K 为热传导矩阵； T 为节点温度矩阵； C 为热容矩阵； $\frac{\partial T}{\partial t}$ 为节点温度对时间的导数矩阵； P 为温度载荷矩阵。对公式(3)采用向后差分，得：

$$\left(K + \frac{C}{\Delta t} \right) \cdot T_i = \frac{C}{\Delta t} \cdot T_{i-\Delta t} + P_i \quad (5)$$

通过上式迭代计算得出节点的温度矩阵。

考虑到焦面组件及其散热器的结构设计的特点以及散热方式的特殊性，通过对导热路径的合理简化和等效处理，建立了焦面组件及其散热器的热分析有限元模型，如图2所示。

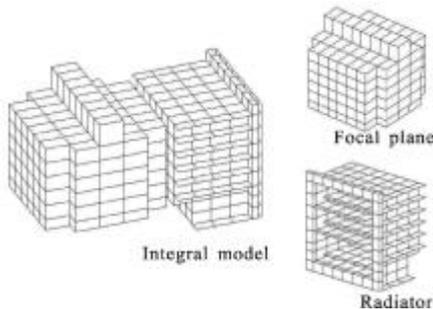


图 2 航空相机焦面组件热分析模型

Fig.2 Thermal analytic model of focal plane in aerial camera

热分析模型共划分了 3 480 个单元，模型中所用到的主要结构材料参数见表 2。

表 2 结构材料主要参数

Tab.2 Main parameters for materials

Material name	Emissivity: ϵ_h	Heat conductivity: $\lambda/W \cdot (m \cdot K)^{-1}$	Density: $\rho /kg \cdot m^{-3}$	Specific heat: $C /J \cdot (kg \cdot K)^{-1}$
A-alloy	0.8	140	2 800	921
Titanium alloy	0.8	8.8	4 440	678
Thermal conductive pad	/	3.5	3 100	1 000
Thermal conductive filler	/	1.5	2 600	1 000

2.3 瞬态热分析

瞬态热分析计算中，导热计算方法采用单元 CG (重心) 法。瞬态分析采用的控制方法为向后差分格式，求解方法采用 Conjugate Gradient(共轭梯度)法。按照焦面组件连续工作进行瞬态热分析，CCD 器件的峰值功耗为 7.5 W，计算总时间为 240 min，其中工作时间 195 min，功耗设定曲线如图 3 所示。

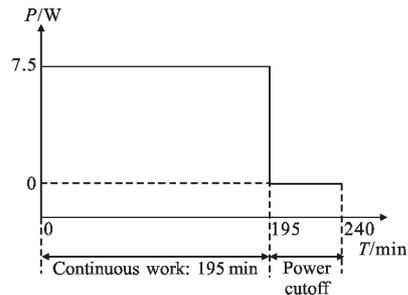


图 3 瞬态热分析功耗曲线

Fig.3 Power consumption curve of transient thermal analysis

瞬态分析过程中，考虑到焦面组件及散热器位于同一个设置在相机主框架上的热控区域内，在航空相机热控系统的保障下，相机主框架的温度可维持在 18℃。因此焦面组件及散热器安装面的初始温度可设置为 18℃。同时由于焦面组件及散热器处于相机内部，因此其所处环境温度同样设置为 18℃。当焦面组件开始工作后，随着热量的不断累积和传递，焦面组件及散热器的安装面之间会由于通过安装面的热量不同而出现 0.5℃温差，整机热分析结果表明此温差不会对相机整体温度分布以及焦面组件散热产生不利影响。

焦面组件及散热器在 $t=10\ 600\ s$ 时刻温度云图如图 4 所示，整个工作过程温度时间变化曲线如图 5

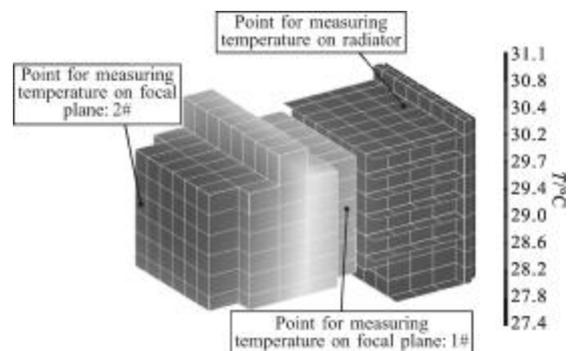


图 4 焦面组件及散热器温度分布云图($t=10\ 600\ s$)

Fig.4 Temperature distribution of focal plane and radiator in thermal analysis ($t=10\ 600\ s$)

所示。图中焦面组件 1# 传感器位置为焦面组件上靠近散热器的位置(最低温度处),焦面组件 2# 传感器位置为焦面组件上远离散热器的位置(最高温度处),具体位置见图 4。

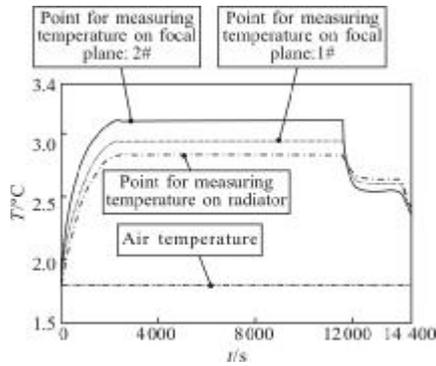


图 5 焦面组件及散热器温度-时间变化曲线

Fig.5 Temperature-time curves of focal plane and radiator

从图中温度分布及曲线趋势可以看出,自焦面组件 2# 传感器至焦面组件 1# 传感器,焦面组件的温度逐渐降低,散热器温度最低。焦面组件自身温差为 1.6 °C,焦面组件与散热器之间温差为 1.3 °C。整个工作过程中,焦面组件温度范围为 18~31.1 °C,工作初期温度急剧上升,最终最高温度稳定在 29.5~31.1 °C;散热器温度范围为 18~28.2 °C,工作初期温度急剧上升,最终最高温度稳定在 28.2 °C。

焦面组件及其散热器的热分析平均温度水平见表 3,从表中数据对比中可以看出焦面组件温度满足使用要求。

表 3 焦面组件及散热器热分析结果

Tab.3 Temperature of focal plane and radiator in thermal analysis

Component	Thermal control index/°C	Temperature/°C
Focal plane	5-35	18-31.1
Radiator	5-35	18-28.2

3 实验验证

热实验与热分析是相互补充、互为促进的,热实验获取的结果是光学传感器真实工作情况的反映,是验证热分析时所做的种种假设恰当与否的有效手段。通过两者的对比分析能够找出热分析时数学模型建立、材料属性、工作载荷以及其他初始条件和边

界条件的确定等方面的不足,可以验证数值分析的正确性和温度预示的有效性,并对热设计优化提供指导。

3.1 实验装置

焦面组件热试验装置如图 6 所示,焦面组件与散热器均按照实际工作状态进行安装,与设计状态一致;位于相机主框架上的焦面组件与散热器的安装部位采用等质量的钛合金块代替,确保代替用钛合金块的显热储存与安装面处主框架的状态一致。焦面组件上距离散热器的远端和近端分别粘贴 1 支测温传感器,散热器外壳处粘贴 1 支测温传感器。整个实验装置外部采取气流屏蔽罩降低外部环境的影响,气流屏蔽罩的内部尺寸约为焦面组件所处航空相机的内部空间的 1/3,与分析模型的设置一致;气流屏蔽罩内空气的初始温度为 18 °C,与分析模型的设置一致。整个实验装置放置在 18 °C 环境中达到温度平衡后开始进行测试。

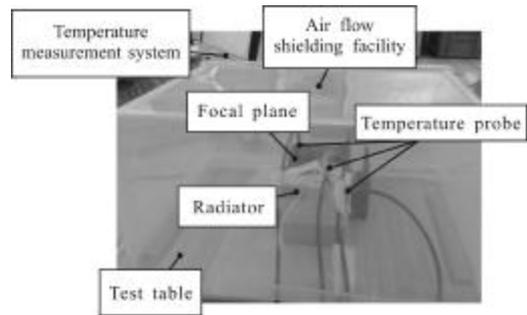


图 6 焦面组件热实验装置

Fig.6 Devices in thermal test of focal plane

3.2 实验结果与分析

对应瞬态热分析的工作模式、焦面组件及散热器的实验平衡温度曲线如图 7 所示。从实验结果曲线中可以看出,整个工作过程中,焦面组件的工作温度范围为 18~32.3 °C,散热器的工作温度范围为 18~29.6 °C。

实验过程中,气流屏蔽罩边缘漏气量参照相机实际状态进行设置,同时气流屏蔽罩有效地阻隔了罩内外的对流换热,有效地控制了整个实验装置的漏热量。随着焦面组件热量的散失,气流屏蔽罩内的空气温度由初始的 18 °C 逐渐上升至 20.3 °C,从图中曲线可以看出,焦面组件和散热器温度上升趋势与空气温度上升趋势是一致的,即焦面组件和散热器

在温度稳定阶段出现的温度缓慢上升是由于空气温度的升高而导致的。在实际使用过程中,焦面组件所处航空相机的内部空间要远大于实验中气流屏蔽罩的内部空间,并且焦面组件周围的组部件热容量远大于实验中气流屏蔽罩的热容量,因此可以忽略实验中出现的局部空气温度上升而影响焦面组件及散热器散热能力的情况。

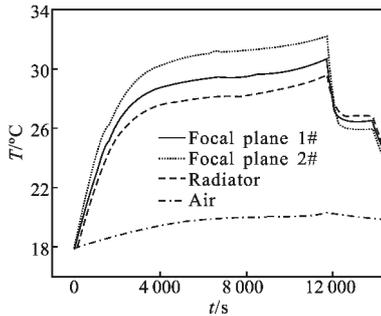


图 7 焦面组件及散热器热实验温度曲线

Fig.7 Temperature curves of focal plane and radiator in thermal test

焦面组件热分析结果与热实验结果对比见表 4。从表中数值可以看出,热分析结果与热实验结果吻合较好,结果对比最大偏差均在 5%以内,从上述结果分析可以看出,如果去除空气温度上升对实验件稳定温度的影响,结果对比偏差将会进一步降低。

表 4 热分析结果与实验结果对比

Tab.4 Comparison between thermal analysis and thermal test

Component	Thermal analysis result/°C	Thermal test result/°C	Maximum deviation
Focal plane	18-31.1	18-32.3	3.8%
Radiator	18-28.2	18-29.6	4.9%

4 结论

(1) 针对航空相机焦面组件及其相变热控系统建立了热平衡方程组,应用热分析软件 IDEAS-TMG 建立了详细的热分析模型,进行热分析计算,并进行了相应的实验验证。

(2) 瞬态分析结果表明工作期间焦面组件和散热器的温度范围分别为 18~31.1°C、18~28.2°C,满足热控指标要求。

(3) 验证实验结果与数值分析结果吻合较好,最大偏差不超过 5%,如果去除空气温度上升对实验件

稳定温度的影响,结果对比偏差将会进一步降低,验证了热分析结果的有效性;实验过程中焦面组件和散热器的工作温度范围分别为 18~32.3°C、18~29.6°C,满足热控指标要求。

参考文献:

- [1] Jin Huaqun. A study on forced air cooling and thermal control through phase-change of fusible material [J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2005, 21(6): 25-28. (in Chinese)
金华群. 强迫空气加相变散热研究 [J]. *电子机械工程*, 2005, 21(6): 25-28.
- [2] Mudawar I. Assessment of high-heat-flux thermal management schemes[J]. *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*, 2001, 24(2): 122-141.
- [3] Zhang Dexin, Ma Guangfu, Qu Guozhi. Design of super-wide-angle aerial reconnaissance CCD camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2010, 39(6): 1060-1065. (in Chinese)
张德新, 马广富, 曲国志. 宽角航空侦察 CCD 相机设计 [J]. *红外与激光工程*, 2010, 39(6): 1060-1065.
- [4] Ding Yanwei, Lu E. Thermal design of CCD driver and its temperature changing in the course of taking picture of space remote sensor[J]. *Optical Technique*, 2003, 29(2): 172-176. (in Chinese)
丁延卫, 卢镔. 遥感器 CCD 驱动器热设计及其在摄像过程中的温度变化[J]. *光学技术*, 2003, 29(2): 172-176.
- [5] Luo Zhitao, Xu Shuyan, Chen Liheng. Thermal control of high-power focal plane apparatus [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2008, 16(11): 2187-2192. (in Chinese)
罗志涛, 徐抒岩, 陈立恒. 大功率焦平面器件的热控制[J]. *光学精密工程*, 2008, 16(11): 2187-2192.
- [6] Guo Liang, Wu Qingwen, Yan Changxiang, et al. Thermal design and verification of CCD components in spectral imagers at steady and transient states [J]. *Optics and Precision Engineering*, 2010, 18(11): 2375-2383. (in Chinese)
郭亮, 吴清文, 颜昌翔, 等. 光谱成像仪 CCD 组件的稳态/瞬态热分析与验证 [J]. *光学精密工程*, 2010, 18(11): 2375-2383.
- [7] Zhou Wei, Zhang Fang, Wang Xiaoqun. Prospect of thermal control phase change in electronic devices [J]. *Chinese Journal of Electron Devices*, 2007, 30(1): 344-348. (in Chinese)
周伟, 张芳, 王小群. 相变温控在电子设备上的应用研究进展[J]. *电子器件*, 2007, 30(1): 344-348.
- [8] Belén Z, José M M, Luisa C F, et al. Review on thermal

- energy storage with phase change: materials, heat transfer analysis and applications [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2003, 23: 251-283.
- [9] Pasupathy A, Athanasius L, Seeniraj R V, et al. Experimental investigation and numerical simulation analysis on the thermal performance of a building roof incorporating phase change material (PCM) for thermal management [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2008, 28: 556-565.
- [10] Xu Weiqiang, Yuan Xiugan. Heat absorbing and releasing experiments with improved phase-change thermal storage canisters [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23: 306-311.
- [11] Nayak K C, Saha S K, Srinivasan K, et al. A numerical model for heat sinks with phase change materials and thermal conductivity enhancers [J]. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2006, 49: 1833-1844.
- [12] Halawa E, Saman W. Thermal performance analysis of a phase change thermal storage unit for space heating [J]. *Renewable Energy*, 2011, 36: 259-264.
- [13] Qiu Yifen, Jiang Nan, Wu Wei, et al. Heat transfer of heat sinking vest with phase-change material [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2011, 24: 720-725.
- [14] Hu Chuanxi, Yang Aidi, Liu Ying, et al. Phase change micro-encapsulation and thermal infrared stealth coating [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2009, 38(3): 485-488. (in Chinese)
胡传焯, 杨爱弟, 刘颖, 等. 相变微胶囊与热红外隐身[J]. *红外与激光工程*, 2009, 38(3): 485-488.
- [15] Bi Xiaoping, Zhou Guoyin, Lv Liangdong, et al. Heat transfer analyzing of phase change infrared restraining device on tank's high temperature surface [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(4): 838-842. (in Chinese)
毕小平, 周国印, 吕良栋, 等. 坦克高温表面相变红外抑制装置传热分析[J]. *红外与激光工程*, 2012, 41(4): 838-842.
- [16] Mustapha F, Hamid E Q, El K L. Thermal analysis of a phase change material based heat sink for cooling protruding electronic chips [J]. *Journal of Thermal Science*, 2009, 18(3): 268-275.
- [17] Wu Bin, Xing Yuming. Numerical investigation of phase change thermal control unit for portable electronic devices[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2010, 36(11): 1330-1334. (in Chinese)
吴斌, 邢玉明. 移动电子设备相变热控单元热性能的数值仿真 [J]. *北京航空航天大学学报*, 2010, 36(11): 1330-1334.
- [18] Maciej J. Thermal performance of heat spreader for electronics cooling with incorporated phase change material [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2003, 35: 212-219.
- [19] Ravi K, Wang X Q, Arun S M. Application of phase change materials in thermal management of electronics [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2007, 27: 2822-2832.
- [20] Alawadhi E M, Amon C H. PCM thermal control unit for portable electronic devices: experimental and numerical studies[J]. *IEEE Transactions on Components and Packaging Technologies*, 2003, 26(1): 116-125.
- [21] Hou Zengqi, Hu Jingang. *Spacecraft Thermal Control Technique: Theory and Application* [M]. Beijing: China Science and Technology Press, 2007: 177-188. (in Chinese)
侯增祺, 胡金刚. *航天器热控制技术-原理及其应用*[M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2007: 177-188.