引用格式：YANG Wen-gang, FAN Xue-wu, WANG Chen-jie, *et al*. Design and Test of Thermo Electric Cooling System for Space Based Telescope Detector Assembly[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, **49**(8):0822001
杨文刚，樊学武，王晨洁，等. 天基望远镜探测器组件热电制冷系统设计与试验[J]. 光子学报，2020，**49**(8)：0822001

天基望远镜探测器组件热电制冷系统设计与试验

杨文刚[1,2]，樊学武[1]，王晨洁[1]，秦德金[1]，李宝鹏[1,2]，杜云飞[1]，凤良杰[1]，赵惠[1]，高伟[1]
（1 中国科学院西安光学精密机械研究所，西安 710119）
（2 中国科学院大学，北京 100049）

摘　要：天基空间望远镜探测器必须采用主动制冷方式以满足其噪声抑制需求. 为此，采用热电制冷为核心技术，开展了探测器热电制冷器封装设计、热电制冷器热排散系统设计、热电制冷控制系统设计，并从抑制寄生漏热、降低热电制冷器热排散路径热阻两方面进行了优化，以减小热电制冷器输入功率及辐射散热面积. 根据帕尔帖效应、焦耳效应、傅里叶效应，获得了净制冷量、热端散热热阻、热端边界温度等环境特性参数与热电制冷器输入电流、电压、功率等工作特性参数间的关系，并分析了制冷热负荷、热端散热热阻与热电制冷器输入功率间的敏感度. 研制了望远镜鉴定产品，并开展了真空热平衡试验. 试验结果表明系统设计合理有效，能够将探测器制冷至－75℃温度水平，稳定度可达到±0.2℃. 基于环境条件及热电制冷器工作参数等试验数据，对比并修正了热分析模型. 研究结果可为类似空间望远镜热电制冷系统的研制提供参考和借鉴.

关键词：空间望远镜；热电制冷；热设计；热平衡试验
中图分类号：TP73；TH743　　**文献标识码**：A　　**doi**：10.3788/gzxb20204908.0822001

Design and Test of Thermo Electric Cooling System for Space Based Telescope Detector Assembly

YANG Wen-gang[1,2], FAN Xue-wu[1], WANG Chen-jie[1], QIN De-jin[1], LI Bao-peng[1,2], DU Yun-fei[1], FENG Liang-jie[1], ZHAO Hui[1], GAO Wei[1]
(1 *Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics*, *Chinese Academy of Sciences*, *Xi'an* 710119, *China*)
(2 *University of Chinese Academy of Sciences*, *Beijing* 100049, *China*)

Abstract: Active cooling must be utilized to meet the need for the space-based telescope which need very low detector noise level . The precise thermal control measures based on thermo-electric cooling technique are utilized and especially the package system and heat rejection system of thermo-electric coolers and its cotroller system are designed respectively. The parasitic heat load to the detector and the heat path resistances are optimized to reduce the input power and the radiator size. Based on the Peltier effect and Joule effect and Frourie effect, the relations between the enviroments parameters and working parameters are analyzed. The enviroments parameters include the heat pumped requirements, the thermal resistance between the hot side and the sink and the hot side sink temperature, while the working parameters include the current, voltage and input power of coolers. The sensitivity between the heat loads, thermal resistance and the input power are especially researched. The qualification model of the telescope is developed and the

基金项目：国家自然科学基金(No.61107008)
第一作者：杨文刚(1980—)，男，正高级工程师，博士研究生，主要研究方向为空天光电系统热管理及总体技术. Email: yangwg@opt.ac.cn
导师(通讯作者)：樊学武(1970—)，男，研究员，博士，主要研究方向为空间光学技术. Email: fanxuewu@opt.ac.cn
收稿日期：2020-05-09；**录用日期**：2020-06-16

thermal vaccum and balance test are accomplished. The test results show that the system design are appropriate and effective, the detector temperature is controlled at −75±0.2℃. Based on the test environments conditions and the cooler's working parameters, the thermal analysis model are discussed and corrected. These lessons can provide some reference for the development of thermo-electric cooling system of the similar space based telescope.

Key words: Space based telescope; Thermo electric cooler; Thermal design; Thermal vacuum and balance test

OCIS Codes: 220.4830; 350.6090; 280.0280; 030.4280; 040.6808

0 引言

针对空间暗弱目标的天文观测，天基平台空间观测可以避免地基或者空基观测条件下大气带来的不利影响，多年来国内外开展了多个空间天文望远镜项目研制．由于观测目标信号极其微弱，为了满足观测需求，要求系统具备极高的灵敏度和极低的噪声．对于望远镜最为关键的焦面探测器而言，必须抑制其暗电流噪声，最有效的手段就是通过制冷将其温度控制在较低的水平．天基平台制冷方式有热电制冷器（Thermo Electric Cooler, TEC）、机械制冷、工质消耗式制冷、辐射制冷等多种方式，需要综合考虑制冷指标、可靠性、寿命、振动特性、系统兼容性、轨道环境及仪器特性等确定最佳的制冷方案[1]．TEC由于无运动部件、无振动、尺寸小、重量轻、寿命长、可靠性高，可实现制冷和加热双向精密闭环温度控制等特点，还可以作为热电发生器或热能传感器，因而在军工、航空航天、科学仪器、生物医药等领域得到了广泛应用，尤其在天基领域如星敏感器、激光器、探测器制冷等场合得到了大量应用[2-3]．但TEC生产厂商众多，材料特性与生产工艺不一、热电特性复杂，如果不从系统上详细分析和研究，实际制冷性能往往不满足预期．近年来国内较多注重对热电制冷温度控制系统开展研究，如徐娟娟等[4]研究了一种基于比例积分微分（Proportion Integration Differentiation, PID）控制与遗传算法相结合的高精度控制系统；黄岳巍[5]等研究了一种大功率激光二极管恒温控制系统．国际上，较多地针对热电制冷器分析仿真方法进行研究，PEABODY H[6]等编制了一套热电制冷分析软件，DU J[7]等提出了一种简化的点源热电制冷特性分析与仿真计算方法．但是对于天基空间制冷系统，由于卫星轨道热环境和仪器自身热特性复杂，国内外还缺乏以系统工程的方法开展天基平台探测器制冷全系统分析仿真、优化设计与试验验证．因此，本文从系统工程角度出发，从设计阶段开展详细分析，研究制冷负荷和热阻等封装及环境参数对TEC工作特性的影响规律和敏感程度，以针对性地进行优化设计，并在研制和生产过程中作为关键项目予以控制．同时，通过进行充分的地面试验验证，对各种参数进行全面跟踪及维护，以验证并确保系统最终性能．

1 望远镜简介及探测器热控指标

卫星轨道高度为600 km，轨道倾角为29℃，采用空间惯性定向方式．望远镜安装在卫星舱内，遮光罩伸

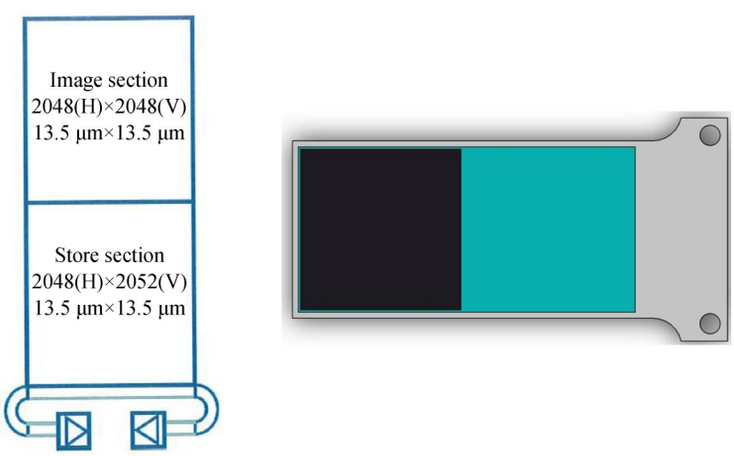


图1 探测器表面示意图

Fig.1 Telescope detector surface schematic

出舱外．望远镜口径为 Φ450 mm，焦距为 3 600 mm，成像波段为 450～950 nm．焦面探测器选用 E2V 公司 CCD42-80 器件，像元尺寸为 13.5 μm×13.5 μm，像元数为 2 048×4 100（成像区像元数为 2 048×2 048，存储区像元数为 2 048×2 052），探测器尺寸为 28.4 mm×58.1 mm，探测器表面如图 1 所示．根据科学任务需求，望远镜探测能力需达到＋22.5 Mv（信噪比＞5），根据暗电流抑制要求，提出探测器热控指标为－75±2℃．

2 望远镜及轨道热环境特性分析

为了实现探测器热控指标，需要详细分析望远镜自身及卫星轨道热环境特性．对于低轨天基平台而言，卫星轨道空间外热流包括太阳直射、地球红外辐射、地球反照太阳辐射，受卫星姿态和指向的约束，太阳辐射可以通过合理选择散热面朝向进行规避，但地球红外和地球反照外热流难以抑制，必须详细分析这些轨道外热流的构成及其特性[8]．望远镜在轨工作模式为长期工作，工作期间需要将其探测器温度一直维持在－75±2℃，由于望远镜主体工作温度为＋15～＋20℃，卫星舱内工作温度为－10～＋45℃，必须采用独立的制冷及散热系统将探测器进行制冷，并将制冷系统废热传至卫星外部辐射散热面，最终排散至宇宙冷黑空间．若采用被动制冷方案，极限制冷温度可由辐射散热面极限温度进行估算，辐射散热面极限温度主要受轨道外热流的约束[9-10]．

根据能量守恒定律，对于辐射散热面，若仅考虑轨道外热流，有

$$\alpha_s \cdot q_{solar} \cdot A_r + \alpha_s \cdot q_{albedo} \cdot A_r + \varepsilon_h \cdot q_{ir} \cdot A_r = \varepsilon_h \cdot \sigma \cdot A_r \cdot T_r^4 \tag{1}$$

式中，α_s 为辐射散热面太阳吸收率，取值 0.12（按典型无机白漆特性）；q_{solar} 为辐射散热面到达的太阳辐射外热流密度；A_r 为辐射散热面面积；q_{albedo} 为辐射散热面到达的地球反照太阳辐射外热流密度；q_{ir} 为辐射散热面到达的地球红外辐射外热流密度；ε_h 为辐射散热面红外发射率，取值 0.92（按典型无机白漆特性）；$\sigma = 5.67 \times 10^{-8}\ \mathrm{W \cdot m^{-2} \cdot K^{-4}}$ 为斯蒂芬-波尔兹曼常数；T_r 为辐射散热板温度．

采用（Net Energy Verification And Determination Analyzer，NEVADA）软件进行轨道外热流计算，结果如图 2 和表 1 所示．从中可以看出，对于地球低轨卫星而言，在合理规划辐射散热面朝向后，太阳照射外热流可以完全规避，但仍然会受到较大地球红外热流和一定程度地球反照外热流的影响，且在整个轨道周期内外热流波动较为剧烈[11]．为了保证整个寿命和任务周期的性能，以寿命末期极端最大外热流工况进行分析[12]．在最大外热流工况下，辐射散热面周期平均吸收总外热流为 101.7 W/m²，根据式（1）进行计算，可以得

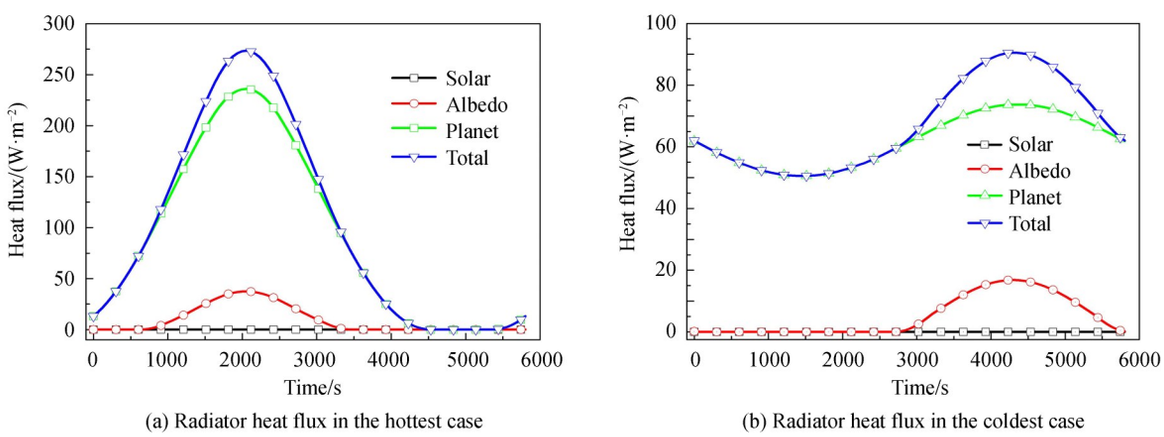


图 2 极端工况辐射器空间环境热流

Fig.2 Space environmental heat flux on radiator in extreme cases

表 1 极端高温和低温工况辐射器吸收的空间环境外热流

Table 1 Space environmental heat flux absorbed by the radiator in the hottest and coldest case

Case	$q_{solar\,min}$	$q_{solar\,max}$	$q_{albedo\,min}$	$q_{albedomax}$	q_{irmin}	q_{irmax}	$q_{total\,min}$	$q_{total\,max}$	$q_{average}$
Hottest case	0	0	0	37.4	0	236.0	0	273.4	101.7
Coldest case	0	0	0	16.8	50.5	73.7	50.5	90.5	67.1

到辐射面极限温度约－62.9℃.若采用被动制冷方式,探测器温度必然高于－62.9℃,不能满足－75℃指标需求,同时由于外热流呈现出剧烈波动的特点,必须采用主动精密制冷方案.鉴于TEC的诸多优点,采用TEC热电制冷为核心技术,结合望远镜及卫星轨道特点,开展了探测器组件精密热设计.

3 探测器组件精密热设计

探测器组件热控系统如图3所示,可分为探测器热电制冷器封装系统、TEC热排散系统、TEC控制系统三部分.探测器位于望远镜焦面,安装在卫星舱内,辐射散热面安装于卫星舱外,通过TEC热排散系统实现TEC组件热排散,TEC驱动控制及冷热端温度采集由TEC电源及控制器实现.

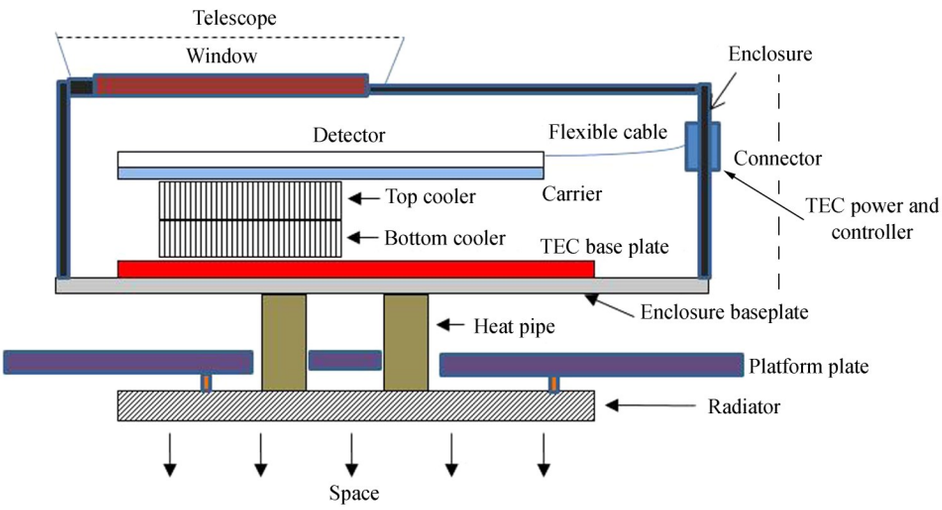


图3 探测器组件热控系统示意图

Fig.3 Schematic of thermal control system for the detector assembly

3.1 探测器热电制冷器组件封装设计

为了尽量减小封装箱体导热漏热,探测器仅靠TEC进行支撑,探测器信号、电源、温度传感器等通过柔性电缆与封装箱体连接.除此之外,探测器热电制冷器组件与封装箱体无其他接触环节.为了实现较大的制冷温差,采用两个单级热电制冷器堆叠的方案.上级TEC冷端与探测器背部直接接触,上级TEC热端与下级TEC冷端直接接触,下级TEC热端固定在热导率较高、热膨胀系数与TEC陶瓷板相匹配的钼合金底板上,以支撑整个组件.上下级TEC分别采用LAIRD公司的型号分别为CP14-71-10L,CP14-71-06L的两款TEC.其主要机械特性参数如图4所示,探测器与TEC封装三维模型如图5所示.

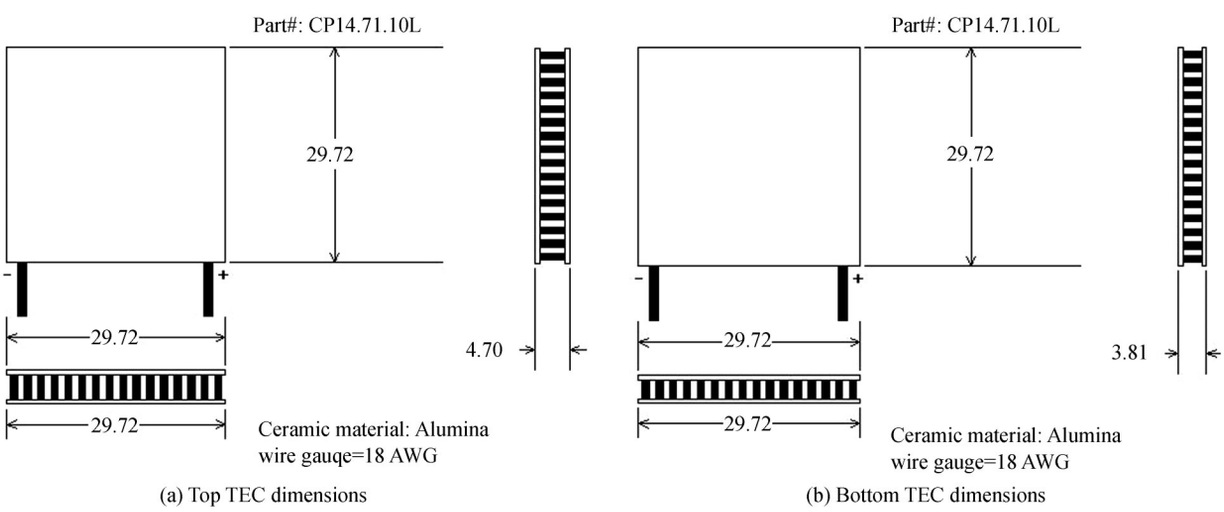


图4 上下级TEC机械特性

Fig.4 Mechanical parameters of the top TEC and bottom TEC

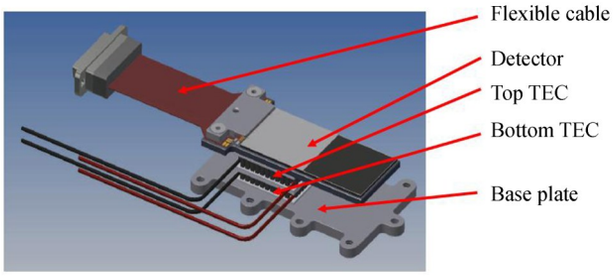


图5　探测器与TEC封装三维模型
Fig.5　Package 3D model of detector and TECs

3.2　TEC热排散系统设计

为了保证TEC制冷性能，需要将其热端发热进行有效排散．对于天基空间望远镜而言，其最终热沉为宇宙冷黑空间．为此，需要设计自TEC热端至宇宙冷黑空间的高效热排散系统．TEC热端发热首先通过钼合金基板扩散至焦面箱基板，焦面箱基板外侧采用热管收集热量，并将其传递至卫星舱外辐射散热板，最终通过热辐射方式排散至宇宙冷黑空间．TEC热排散路径如图6所示．

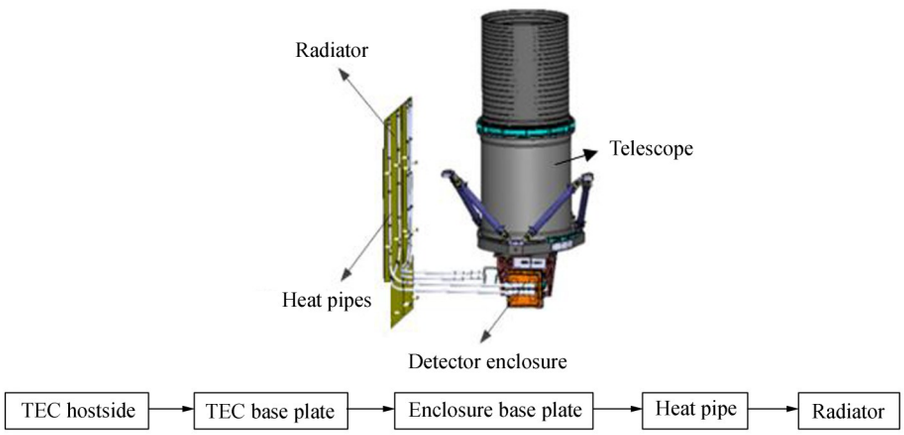


图6　TEC热排散路径及三维模型
Fig.6　Heat rejection path and 3D model

热排散系统传热各界面间填涂导热填料，以减小接触热阻．热管为铝氨槽道热管，外径为Φ15 mm．为了增强辐射散热板散热能力，散热板正面喷涂低吸收发射比（α_s/ε_h=0.12/0.92）的无机白漆．为减小外部环境漏热，将散热系统各元件与外部环境采取热隔离措施．CCD箱体、热管外表面及散热板背部均包覆15单元MLI．为了减小望远镜主体通过探测器箱体对热排散系统的漏热，探测器箱体采用低热导率的钛合金．为了减小卫星舱体对散热板的漏热，对散热板与卫星舱板间进行隔热安装．

3.3　TEC控制系统设计

TEC控制硬件基于80C32E单片机实现控制，通过温度采集模块采集封装在探测器表面的PT1000铂电阻温度，结合PID控制算法，通过TEC驱动模块实现TEC电流控制，最终实现探测器温度的闭环控制[13]．TEC控制系统硬件部分包括：CPU二次电源模块，CPU控制模块，TEC二次电源模块，温度采集及TEC驱动模块，TEC驱动控制系统原理如图7所示．

TEC控制算法通常分为开环控制算法与闭环控制算法两种[10]．开环控制算法直接设定TEC工作于恒定电流．闭环控制算法根据冷端实时温度，与设定目标温度进行比对，按照PID算法将给定值与输出值构成偏差，将偏差的比例、积分、微分通过线性组合构成控制量，对被控对象进行控制确定TEC实时工作电流．由于探测器时间常数较小，控制周期设定为1 s，并可根据情况修改．

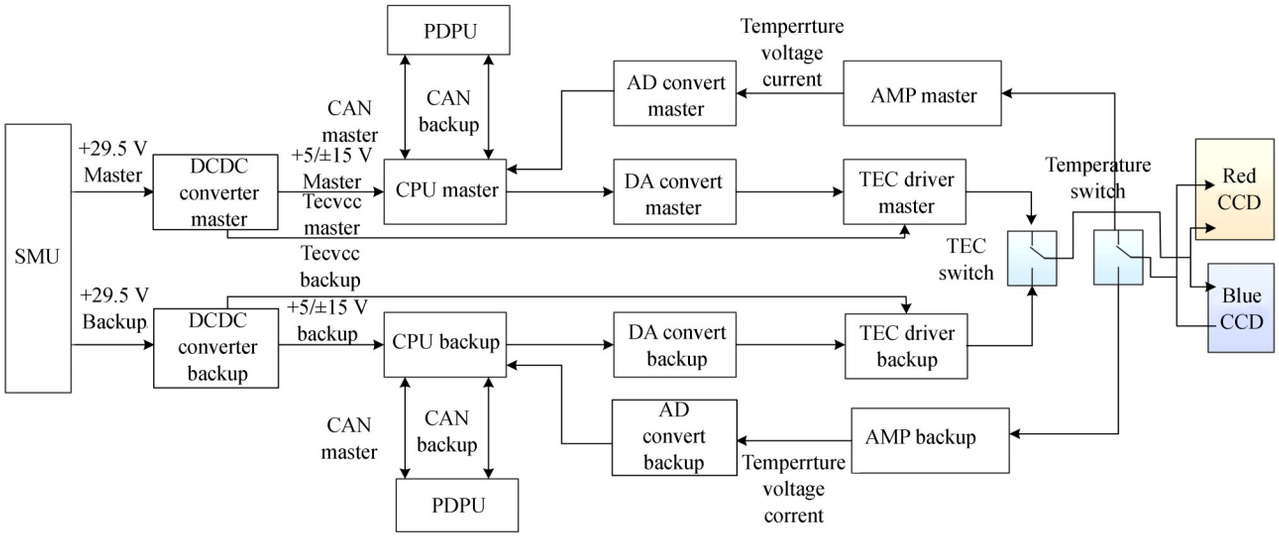


图7 TEC驱动控制原理

Fig.7 Scheme of TEC drive and control system

3.4 寄生传热抑制

为了保证系统制冷性能,除了提高TEC热电制冷器性能、强化TEC热端热排散系统性能、设计TEC控制系统以外,还必须做好由于结构、电子学等部件对系统的各种寄生传热抑制.其中,最主要的就是减小由温度相对较高的环境通过辐射及导热方式向温度较低的探测器的寄生漏热.为此提出以下措施:将CCD箱体内表面进行镀金处理、TEC安装底板内表面进行抛光处理,以减小辐射项漏热;用于连接望远镜主体与CCD箱体的结构件采用隔热设计,仅采用4组钛合金螺钉及2组销钉进行安装,CCD箱体采用低热导率的钛合金材料,用于隔离较高温度水平(+15～+22℃)光机主体对探测器及TEC热排散系统的热传导.同时将CCD偏置、驱动等前端电子学电路布局至外部独立机箱,以减小对探测器的寄生漏热,并且在该箱体与CCD箱体间采取隔热设计.为了减小探测器电缆的漏热,采用低热阻柔性薄膜电缆实现CCD电源及信号连接,并采用低热导率聚酰亚胺垫块进行隔热安装.

4 TEC热电制冷工作特性分析

4.1 TEC热电制冷原理

TEC热电模块可以作为热泵或直流发电装置,其工作原理如图8所示.如果一个直流电加载在热电器件上,热电器件将成为热泵.改变电流方向,会切换吸热和放热表面.若给热电器件两端加载一定的温度梯度,将会产生电流.改变温度梯度方向,电流方向将会切换.在热泵模式下,流经热电模块的电流一旦确定,就能够确定热电模块冷端和热端的吸热量和放热量.

TEC冷端净制冷量Q_c(单位为W)为

$$Q_c = 2N\left\{\alpha I T_c - [(I^2\rho)/(2G)] - k\Delta T G\right\} \tag{2}$$

式中,N为热偶对数量;α为塞贝克系数,单位为V/℃;I为TEC电流,单位为A;T_c为TEC冷端温度,单位为℃;ρ为TEC电阻率,单位为Ω•cm;G为TEC几何系数,即热偶截面积与高度之比,单位为cm;k为热偶对热导率,单位为W•cm^{-1}•K^{-1};ΔT为TEC冷热端温差,单位为℃.

TEC电压V(单位为V)为

$$V = 2N(I\rho/G + \alpha\Delta T) \tag{3}$$

TEC性能系数(Coefficient of Performance, COP)C_{cop}为

$$C_{cop} = Q_c/(IV) \tag{4}$$

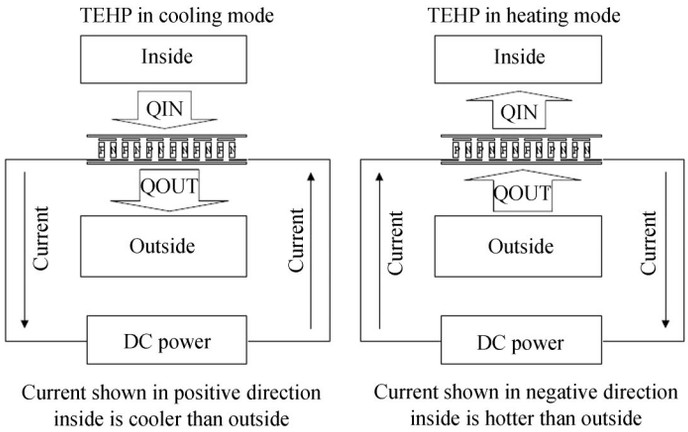


图8　热电制冷器制冷及加热模式工作原理

Fig.8　TEC working principles of cooling mode and heating mode

4.2　TEC制冷负荷分析

根据辐射传热原理，辐射项热负荷为

$$Q_r = \varepsilon\sigma A(T_0^4 - T_1^4) \tag{5}$$

式中，ε为探测器各表面发射率，σ为斯蒂芬波尔兹曼常数，A为各区域面积，T_0、T_1分别为箱体温度和探测器温度．根据探测器厂家测试数据，成像区红外发射率为0.45，存储区红外发射率为0.05，其余区域红外发射率为1.0，探测器底座红外发射率为0.825．箱体温度假定为0℃，探测器温度为－75℃．根据式(5)，可分别计算出探测器各区域接受到的辐射项热负荷．由于探测器与封装箱体间仅存在通过柔性电缆的导热漏热，为此还需计算通过柔性电缆向探测器的导热热负荷，即

$$Q_c = KB(T_0 - T_1)/D \tag{6}$$

式中，K为柔性电缆等效热导率，可以根据柔性电缆构成材料及热导率特性计算，B为柔性电缆传热截面面积，D为柔性电缆长度．计算出从箱体到探测器经电缆的导热寄生热负荷为70 mW．

根据探测器测试数据，其主动热耗Q_{active}约140 mW．

因此，对探测器而言，为将其制冷至－75℃，总的热负荷为

$$\sum Q = Q_r + Q_c + Q_{active} \tag{7}$$

经上述分析，总制冷量$\sum Q$为853 mW，考虑一定设计余量，确定制冷负荷指标为1 000 mW．TEC制冷负荷分析结果如表2所示．

表2　TEC制冷量需求分析结果

Table 2　Heat pumped requirements analysis results of TEC

Radiation heat load/mW		Conduction heat load/mW	Active heat load/mW	Total heat loads (no margin)	Total heat loads (including margin)
To image area (ε_h=0.45)	80	70	140	853	1 000
To storage area (ε_h=0.05)	9				
To silicon area (ε_h=1.0)	28				
To SiC area (ε_h=0.825)	525				

4.3　上下级TEC工作特性分析

确定了上级TEC制冷负荷后，根据冷热端温度及式(2)～(4)可分析出TEC工作电流、电压、输入功率及热端发热等工作特性[14]．为保证系统工作性能，下级TEC冷端应将上级TEC热端发热全部予以抽吸，即

上级TEC热端发热应作为下级TEC冷端的制冷负荷，上级TEC热端温度应作为下级TEC的冷端温度，同样可以分析出下级TEC工作电流、工作电压、输入功率及热端发热等工作特性．表3为上下级TEC热电特性参数，表4为上下级TEC工作特性分析结果．

表3 上下级TEC热电特性参数

Table 3 Thermo-electric parameters of the top and bottom TEC

Part No.	N	$\alpha/(\mathrm{V\cdot K^{-1}})$	$\rho/(\Omega\cdot\mathrm{cm})$	$k/(\mathrm{W\cdot cm^{-1}\cdot K^{-1}})$	G/cm	Q_{MAX}/W	I_{MAX}/A	V_{MAX}/V	ΔT_{MAX}/℃
CP14,71,10,L1,W4.5	71	1.934×10^{-4}	9.2×10^{-4}	1.61×10^{-2}	0.077	18.7	3.9	8.6	68
CP14,71,06,L1,W4.5	71	1.934×10^{-4}	9.2×10^{-4}	1.61×10^{-2}	0.118	28.7	6.0	8.6	67

表4 上下级TEC工作特性分析

Table 4 Performance analysis of the top and bottom TEC

Parameters	Top TEC	Bottom TEC
Part No.	CP14-71-10L	CP14-71-06L
Heat loads of TEC	1 W	4.92 W
Cold side temperature of TEC	−75℃	−52.5℃
Hot side sink temperature of TEC	−52.5℃	−30℃
Hot side thermal resistance of TEC	0.05 K/W	0.05 K/W
Input voltage of TEC	2.39 V	3.06 V
Input current of TEC	1.64 A	2.87 A
Input power of TEC	3.92 W	8.77 W
Hot side heat dissipation of TEC	4.92 W	13.69 W

4.4 制冷负荷及热端热阻敏感度分析

TEC实际工作特性与制冷负荷、热端热阻特性有着密切关联，必须对其开展分析和研究．以上级TEC为研究对象，分析在热端边界温度−52.5℃，制冷目标温度−75℃条件下，制冷负荷分别为0 W、0.5 W、1 W、2 W，热端热阻在0.05～0.5 K/W范围内的TEC输入功率、TEC热端发热特性变化，如图9所示．

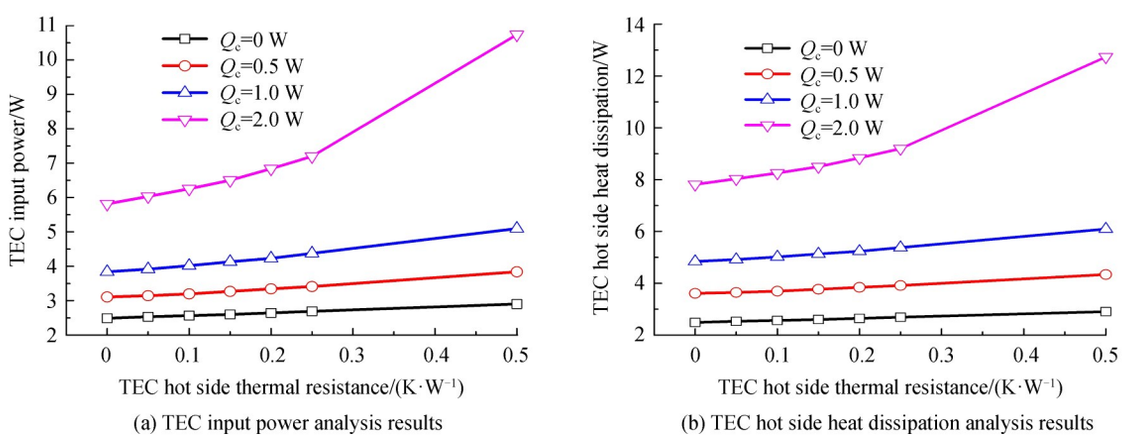


图9 制冷热负荷和热阻对输入功率的敏感度分析

Fig.9 Sensitivity analysis of the cooling heat loads and thermal resistance on the input power

从图9可以看出：同样条件下，制冷负荷越大，热阻越大，TEC所需的输入功率越大，相应热端发热也越大；净制冷量即使为0，为保证探测器稳定在制冷目标温度，TEC也需要一定的输入功率，以满足冷热端温度控制及各类效应间的能量平衡需求；随着净制冷量的提高和热阻的加大，TEC输入功率的增加有放大的趋势．

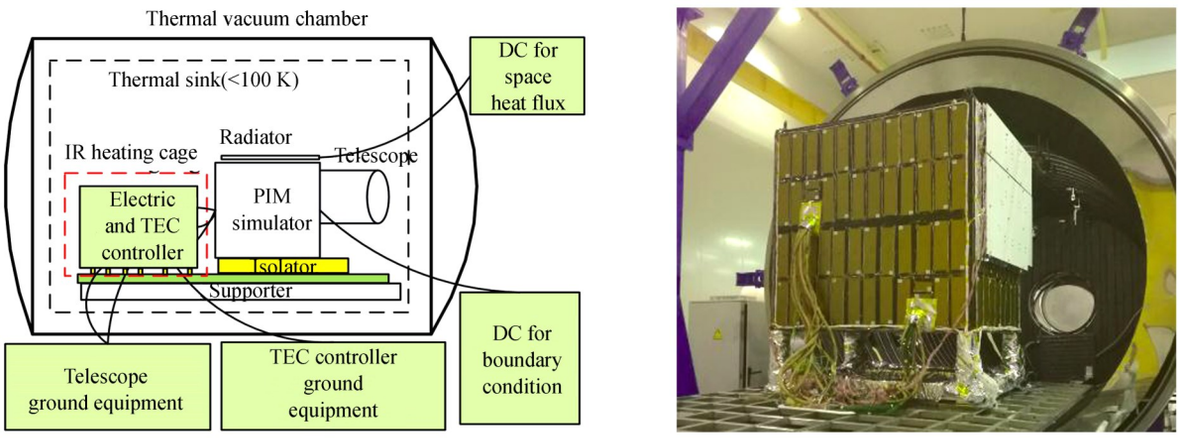
上述分析表明TEC实际工作特性与制冷负荷和热端热阻有着密切关联，制冷负荷越低，热端热阻越低，TEC功率及热端发热越小．为了减小功率消耗，应综合采用减小TEC冷端制冷负荷、减小TEC热端热阻的

措施.但无论制冷负荷还是热端热阻,实际中无法直接准确测量,只能依靠设计和分析手段予以控制,实际系统工作性能也只能依靠实验进行验证并修正制冷负荷及热端热阻.为此,需要开展系统热平衡试验予以修正各种工程参数并验证系统性能.

5 系统热平衡试验及结果

5.1 系统热平衡试验方案设计

系统热平衡试验示意如图10所示,试验在KM3真空罐内进行,真空度优于1.3×10^{-3} Pa,热沉温度低于100 K,满足宇宙真空冷黑背景模拟要求.通过模拟小舱模拟卫星边界温度、通过直流程控电源模拟辐射散热面轨道外热流[15].通过主体控温仪控制望远镜主体在+15℃至+22℃,通过TEC控温仪控制TEC工作.探测器、望远镜鉴定产品如图11~12所示.



(a) Layout of system thermal balance test

(b) Photograph of system thermal balance test

图10 系统热平衡试验

Fig.10 System thermal balance test

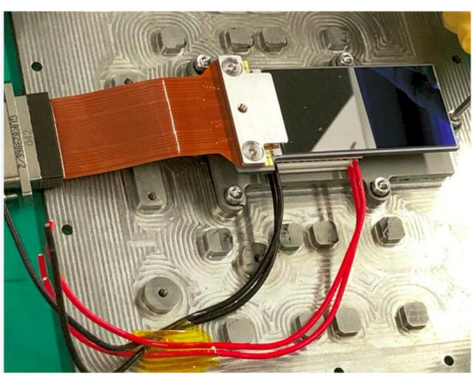


图11 CCD探测器组件鉴定产品

Fig.11 Qualification model of CCD assembly

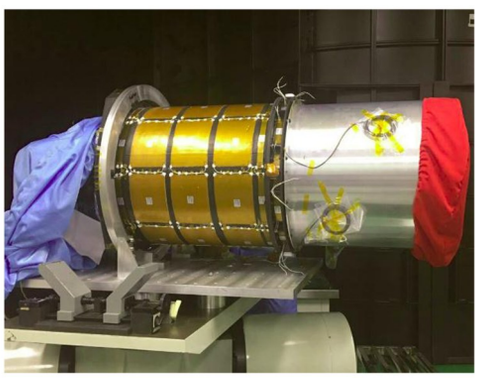


图12 望远镜鉴定产品

Fig.12 Qualification model of the telescope

5.2 热平衡试验结果

基于极端高温工况达到热平衡状态下四个轨道周期内的试验数据,探测器温度、TEC热端温度、CCD箱体温度分别如图13~15所示.TEC电流、TEC电压、TEC输入功率试验结果如图16~18所示.

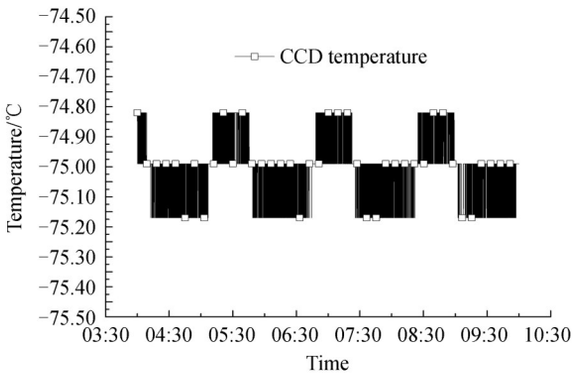


图 13 探测器温度试验结果

Fig.13 Detector temperature test results

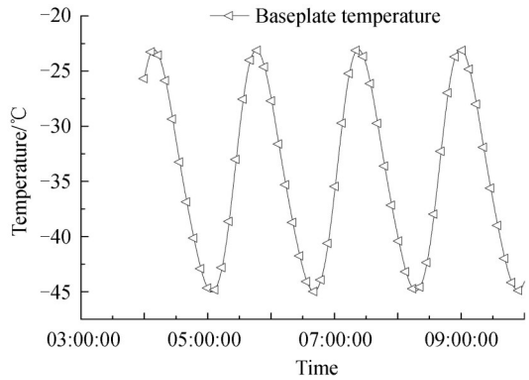


图 14 TEC 热端温度试验结果

Fig.14 TEC hot side temperature test results

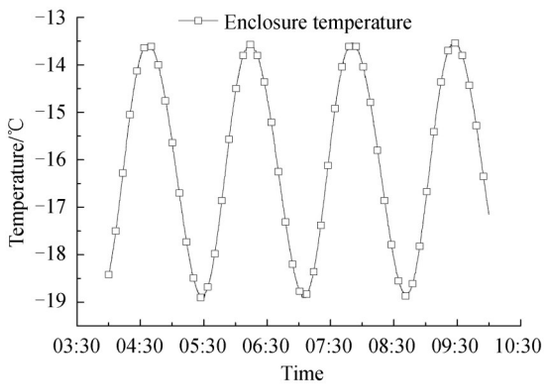


图 15 CCD 箱体温度试验结果

Fig.15 CCD enclosure temperature test results

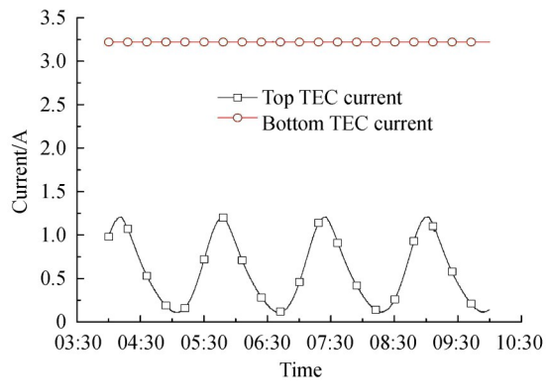


图 16 TEC 电流试验结果

Fig.16 Current test results of TECs

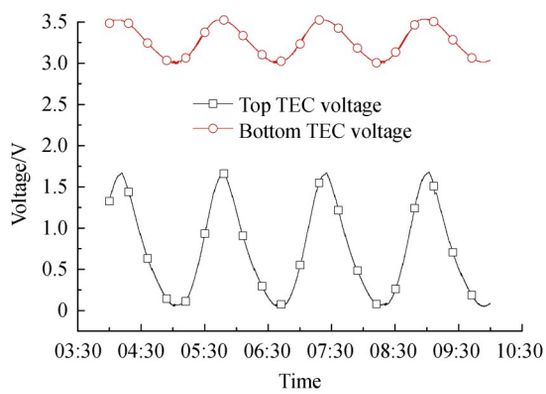


图 17 TEC 电压试验结果

Fig.17 Voltage test results of TECs

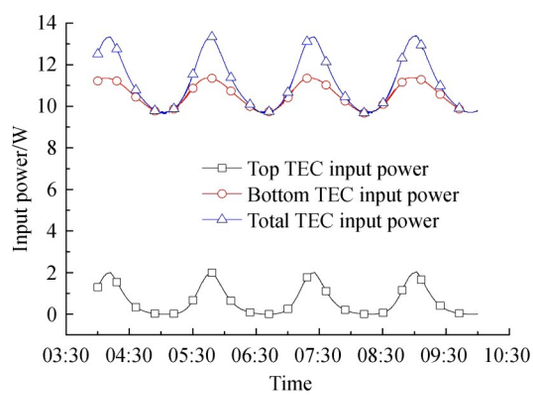


图 18 TEC 输入功率试验结果

Fig.18 Input power test results of TECs

5.3 试验结果讨论

从试验结果可以看出，系统设计能够实现CCD制冷至－75℃温度水平，稳定度可以达到±0.2℃，满足指标要求．对比分析实验的环境特性参数及工作特性参数，结果见表5与表6.

从试验结果可以看出：

1）探测器箱体温度及热端散热边界温度水平有差异，需要修正制冷负荷．分析时，CCD箱体温度按照0℃考虑，热端散热边界温度为-30℃.但实际试验中受望远镜内外环境及TEC实际发热的综合影响，CCD箱体平均温度约－15℃，TEC热端散热边界平均温度约－34℃，均优于分析值．探测器箱体温度水平偏低将导致箱体至CCD的寄生漏热项及制冷负荷低于分析值．根据辐射项与绝对温度的四次方成正比，导热项与温

表5　TEC环境特性参数分析值与试验值对比

Table 5　TEC environment parameters comparison between simulation and test

Results	Heat load/W	Detector temp/℃	Hot side boundary temperature of top TEC/℃	Hot side thermal resistance of top TEC/($K\cdot W^{-1}$)	Hot side boundary temp of bottom TEC/℃	Hot side thermal resistance of bottom TEC/($K\cdot W^{-1}$)	Temperature difference of top TEC	Temperature difference of bottom TEC
Analysis	1	−75	−52.5	0.05	−30	0.05	22.5	22.5
Test	0.7	−75	−65	0.065	−34	0.065	10	31

表6　TEC工作特性参数分析值与试验值对比

Table 6　TEC working parameters comparison between simulation and test

Results	Current of top TEC/A	Voltage of top TEC/V	Input power of top TEC/W	Cop of top TEC	Current of ottom TEC/A	Voltage of bottom TEC/V	Input power of bottom TEC/W	Cop of bottom TEC	Total input power/W	Total heat dissipation/W	Total COP
Analysis	1.64	2.39	3.92	0.26	2.87	3.06	8.77	0.56	12.7	13.7	0.08
Test	0.7	0.9	0.63	1.11	3.2	3.3	10.9	0.12	11.6	12.3	0.06

差成线性关系，可修正CCD制冷的寄生热负荷辐射项约为410 mW，导热项热负荷约为51 mW. 因此，修正后CCD制冷至−75℃制冷热负荷为0.7 W.

2）上下级TEC实际制冷热负荷分别为0.7 W、1.33 W，冷热端温差分别为10℃、31℃. 而修正前分析值分别为1 W、4.92 W，冷热端温差分别为22.5℃. TEC总输入功率平均值约11.53 W，TEC总发热约12.23 W，与分析值偏差约10%. 通过将热端热阻由0.05 K/W修正为0.065 K/W，TEC工作特性与实际试验结果相符，进一步表明了热阻对实际工作性能的敏感性.

3）实际试验时，下级TEC在消耗了10.9 W输入功率、性能系数为0.12的情况下，实现了31℃的温差，为上级TEC制冷至目标温度创造了良好的条件. 上级TEC作为探测器温度闭环制冷的直接环节，仅消耗了0.63 W输入功率就实现了CCD的制冷需求，其性能系数达到了1.11.

通过系统热平衡试验，验证了系统制冷性能，获取了TEC实际环境特性和工作特性. 在此基础上，修正了制冷负荷及热端热阻，进一步验证了系统设计的有效性和分析方法的正确性.

6　结论

对于天基空间望远镜而言，为了保证探测器制冷深度及必要的工程余量，需要确保制冷热负荷、界面热阻、边界温度具有足够的工程余量. 分析和试验表明需要从系统工程角度详细考虑探测器与TEC封装特性、望远镜内外热环境、热排散系统特性、TEC控制系统特性，这些因素对于系统制冷能力及资源消耗具有较高的敏感性. 为此，必须开展从器件级至系统级的多学科一体化精密设计，以确保系统性能. 试验结果表明，基于堆叠式双级TEC热电制冷及精密热控为核心技术的系统热设计是有效合理的，能够实现CCD的制冷温度指标需求，系统设计具有足够的工程余量，对于其他天基制冷系统也具有一定的借鉴意义.

参考文献

[1] DAVID G. Spacecraft thermal control handbook volume i: fundamental technologies[M]. 2nd ed. E1 Segundo, California: The Aerospace Press, 2002: 473-487.

[2] RIFFAT S. Thermoelectrics: a review of present and potential applications [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2003, **23**: 913-935.

[3] NARASIMHA S, PATRICK J, SUDHIR B, *et al*. Nano engineering: fabrication, properties, optics, and devices VII [C]. SPIE, 2010, **7764**: 776409.

[4] XU Juan-juan, CHEN Chen, YANG Hong-jun. Temperature control system for diode laser based on PID control and genetic-algorithm[J]. *Journal of Shenyang University of Technology*, 2017, **39**(4): 449-453.
徐娟娟，陈晨，杨洪军. 基于PID控制和遗传算法的半导体激光器温控系统[J]. 沈阳工业大学学报，2017，**39**(4)：

449-453.

[5] HUANG Yue-wei, CUI Rui-zhen, GONG Ma-li, *et al*. TEC based thermostat system for high-power semiconductor laser [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, **35**(2):143-147.
黄岳巍,崔瑞祯,巩马理,等.基于TEC的大功率LD恒温控制系统的研究[J].红外与激光工程,2006,**35**(2):143-147.

[6] PEABODY H, STAVELY R, MAIDT D, *et al*. Development of a thermo-electric cooler simulation routine for the wide field camera 3 thermal model[C]. SAE, 2006-01-2114.

[7] DU J, AU M, ZAVALA L, *et al*. Simple method for modeling thermoelectric cooler (TEC) performance of single-emitter semiconductor-laser packages with concentrated heat sources[C]. SPIE, 2010, **7583**: 75830I.

[8] MARTIN D. Spacecraft thermal control handbook volume II: cryogenics[M]. E1 Segundo, California: The Aerospace Press, 2002: 1-12.

[9] CHOI M. Thermal considerations of SWIFT XRT Radiator at −35℃ or colder in low earth orbit [C]. AIAA, 2000, **2906**: 585-594.

[10] CHOI M. AZW-LA-II White paint on swift: lessons learned from first time flying on spacecraft radiators [C]. AIAA, 2004, **5685**: 1-7.

[11] CHOI M. Maintaining swift XRT CCD temperature at -50℃ or colder after TEC power supply failure [C]. AIAA, 2005, **5588**: 1-11.

[12] BAGGET S, HILL R, KIMBLE R, *et al*. High energy, optical, and infrared detectors for astronomy III[C]. SPIE, 2008, **7021**: 70211Q.

[13] SUN Miao, SHEN Li-mei, CHEN Huan-xi, *et al*. Performance analysis and optimization of thermoelectric cooling semiconductor lasers[J]. *Refrigeration and Air Conditioning*, 2017, **17**(10): 29-33.
孙淼,申利梅,陈焕新,等.热电冷却半导体激光器的性能分析与优化[J].制冷与空调,2017,**17**(10):29-33.

[14] JI Zhi-jian, YANG Ping, LV Zhi-jia, *et al*. Theoretical analysis and experimental research on optimal operation conditions of TEC refrigeration system[J]. *Refrigeration and Air Conditioning*, 2015, **15**(2): 47-50.
纪志坚,杨萍,吕志家,等.TEC制冷系统最佳运行工况的理论分析与试验研究[J].制冷与空调,2015,**15**(2):47-50.

[15] PEABODY H, STAVELY R, BAST W, *et al*. Lessons learned from the wide field camera 3 TV1 and TV2 thermal vacuum test campaigns[C]. SAE, 2008-01-2038.

Foundation item: Natural Science Foundation of China (No.61107008)