



航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

中国科技核心期刊

“北京三号”卫星热真空试验方法

常静 裴一飞

Method for thermal vacuum test of Beijing-3 Satellite

CHANG Jing, PEI Yifei

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2024054>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

MEO卫星双星并行真空热试验技术

Technologies for parallel vacuum thermal test of twin MEO satellites

航天器环境工程. 2021, 38(2): 153–159 <https://doi.org/10.12126/see.2021.02.006>

一种用于单机热真空试验快速升降温的调温平台设计及应用

Design and application of a temperature control platform used for rapid heating and cooling in thermal vacuum test

航天器环境工程. 2020, 37(2): 166–171 <https://doi.org/10.12126/see.2020.02.011>

基于组合热流模拟策略的遥感卫星热平衡试验设计与验证

Design and validation of thermal balance test for a remote sensing satellite based on combined heat flow simulation approach

航天器环境工程. 2024, 41(4): 497–502 <https://doi.org/10.12126/see.2023174>

组合热流模拟方法在某型号载荷真空热试验中的应用

Investigation of combined heat flux simulation method for spacecraft thermal test

航天器环境工程. 2020, 37(2): 148–153 <https://doi.org/10.12126/see.2020.02.008>

卫星有源相控阵高热流微尺度器件热设计与验证

Thermal design and verification of high heat flux microscale devices in active phased array of satellite

航天器环境工程. 2024, 41(5): 574–580 <https://doi.org/10.12126/see.2024030>

相控阵天线热真空试验控温方法

Method for temperature control of phased array antenna in thermal vacuum test

航天器环境工程. 2024, 41(2): 190–194 <https://doi.org/10.12126/see.2023022>

“北京三号”卫星热真空试验方法

常静¹, 裴一飞^{2*}

(1. 航天东方红卫星有限公司; 2. 北京卫星环境工程研究所: 北京 100094)

摘要: “北京三号”卫星具有任务模式复杂、电子设备集成度高和功耗大等特点, 如何提高外热流模拟的针对性、高效完成整星热真空试验是试验设计的关键。文章基于对该星热控设计和仪器设备工作特点的分析, 从外热流的调节、星上加热回路状态设置和星上设备工作模式设置等方面提出协同调整红外笼模拟外热流和卫星内热源的温度控制方法。热真空试验结果表明: 星上设备温度得到有效控制, 均未超过验收级试验温度的上下限; 4 个循环的设备温度一致性好。该温度控制方法有效验证了星上设备在热真空环境下的工作能力, 为未来类似卫星热真空试验提供了经验参考。

关键词: 北京三号卫星; 热真空试验; 外热流; 内热源; 热设计

中图分类号: V416

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2025)01-0052-06

DOI: [10.12126/see.2024054](https://doi.org/10.12126/see.2024054)

Method for thermal vacuum test of Beijing-3 Satellite

CHANG Jing¹, PEI Yifei^{2*}

(1. DFH Satellite Co. Ltd.; 2. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering: Beijing 100094, China)

Abstract: The Beijing-3 satellite features complex mission modes, high electronic device integration, and significant power consumption. Enhancing the effectiveness of external heat flux simulation and ensuring efficient completion of the entire satellite thermal vacuum test is crucial for the test design. Based on the analysis of the thermal control design and operational characteristics of the onboard equipment for the Beijing-3 satellite, a temperature control method involving the coordinated adjustment of the infrared cage and internal heat sources through regulating the onboard heating circuit status and setting the operating modes of onboard equipment, was proposed. The thermal vacuum test results show that the onboard equipment temperatures were effectively controlled, all within the acceptance-level test temperature limits, maintaining good temperature consistency across the four cycles. This method has effectively verified the operational capabilities of the satellite equipment under thermal vacuum conditions, offering experience and a reference for future thermal vacuum tests of similar satellites.

Keywords: Beijing-3 satellite; thermal vacuum test; external heat flux; internal heat source; thermal control design

收稿日期: 2024-05-05; 修回日期: 2025-01-09

引用格式: 常静, 裴一飞. “北京三号”卫星热真空试验方法[J]. 航天器环境工程, 2025, 42(1): 52-57

CHANG J, PEI Y F. Method for thermal vacuum test of Beijing-3 Satellit[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2025, 42(1): 52-57

0 引言

“北京三号”卫星是一颗智能中成像演示验证卫星,采用了新一代超敏捷、超稳、超高精度(三超)的CAST3000E卫星平台,并配备了小卫星领域最大口径和最高分辨率的光学相机^[1]。相比领域内其他平台的卫星,该卫星任务模式复杂,星上电子设备集成度高,功耗大,短期工作设备的温升大;同时,作为新一代平台卫星,其构型布局以及设备配置与领域内卫星也有较大的区别:这些因素都给整星系统级热真空试验的实施增加了难度。

对于重要航天器,GJB 1027A—2020规定在出厂前进行系统级热真空验收试验,以检验产品的工艺制造质量,暴露材料和工艺制造缺陷^[2]。中国空间技术研究院标准Q/W 1222A—2021《航天器热真空试验技术要求》^[3]明确规定天器验收级热真空试验高低温循环时按照如下要求执行:

1)对于没有主动热控的组件,应有不少于80%的组件其高低温工况温度变化范围不低于32℃;每个组件的上、下限值均不应超过其验收级所对应的温度上下限值,一般应留有3~5℃的余量;若在航天器热真空试验前进行热平衡试验^[4],则组件温度应在热平衡试验高低温工况极端温度的基础上外扩一定的温度值,一般为5~10℃;

2)对于有主动热控的组件,其热真空试验温度也应在热平衡试验高低温工况极端温度基础上外扩,一般应达到热设计温度范围,均不应超过其验收级所对应的温度上下限值,一般应留有3~5℃的余量;

3)试验循环次数为4次,首末高、低温循环各保持8h,中间循环各保持4h。

“北京三号”卫星系统级热真空试验以热平衡试验为基础,试验时采用红外加热笼(以下简称“红外笼”)进行外热流模拟^[5]。首先进行热平衡试验,获得卫星在极端高低温工况下的平衡温度,并取得红外笼在各工况下的回路电流值^[6];然后根据热平衡试验结果确定热真空试验高低温工况的拉偏温度^[7],并调整各工况下的红外笼回路电流值;最后结合热控设计时星上加热回路以及设备工作状态,对卫星进行高低温工况下的性能考核。

本文针对“北京三号”卫星及其热控的特点,给

出其热真空试验方案和试验中所采取的措施,旨在研究如何提高外热流模拟的针对性以提高试验效率,为类似卫星的热真空试验提供参考。

1 整星热控设计简介

“北京三号”卫星的热控设计以被动设计为主、主动设计为辅^[8],主要采用以下方法^[9]:

1)在平均外热流较小的舱板上,通过离散优化布置散热面,降低外热流变化的不确定性;在外热流大且变化剧烈的区域,采用多级隔热技术减小对卫星的温度扰动,为高精度、高稳定性的主动指向超静平台提供良好的温度边界。

2)在温度要求高或短期工作设备附近采取以电加热为主的主动热控措施,以保证设备不工作时的温度水平。例如:对于主动指向超静平台,采用自带散热面+比例/开关的高精度闭环控温的自适应热设计,以满足高精度和高稳定性的温控需求,并实现与卫星结构的力热解耦。

3)利用热管、设备涂层以及导热填料等改善舱内仪器设备之间的换热,减小设备之间的温差,使整星温度场更加均匀。

4)星上光学相机主体的热控设计与传统相机的类似,主体与整星隔热安装,并覆盖多层以减小载荷舱其他设备对其温度的影响;相机主体内电子学的热量通过热管传导至安装在卫星侧板上的散热面。其中,同步控制盒的热耗较小,而相机热控资源又相对匮乏,故未设计其专用散热面,只将其与主承力框隔热安装,不覆盖多层,以辐射换热方式向卫星舱内散热,因此,舱内环境温度的变化会直接影响到同步控制盒的温度。

2 热真空试验方案

散热面是热真空试验时热量进出整星的主要通道,对星上设备的温度控制有非常重要的作用。最终确定在“北京三号”卫星热真空试验中采用调节热控散热面的外热流和星上主动控温加热回路的开关,以及调整设备工作状态的多维协同的控温策略,以实现星上设备高低温工况的考核。

试验前,根据“北京三号”星上设备的热特性,识别出对温度敏感的设备有蓄电池、星敏感器、控制力矩陀螺(CMG)线路、平台陀螺以及应答机等;

试验过程中,根据设备的温度变化实时调整控温策略,确保设备温度不超过其验收级温度的上下限值。

2.1 调节外热流

外热流的调节是热真空试验中控制星上设备升、降温的主要手段。在小卫星领域,通常采用红外笼模拟热试验中的外热流。在多数情况下,红外笼的设计输入来自热平衡试验对外热流的需求;但热平衡试验中外热流的调节常采用分区控制方法,由于影响的星上设备较多,导致精细控温相对困难。为此,在热真空试验前,先识别卫星星表热控状态(如散热面、红外笼的分区及其相对应的星上设备的布局)以及星内热耗大、散热困难、温度范围

窄且对温度敏感的设备;再以热平衡试验的需求为前提,提出热真空试验对红外笼的设计需求,例如红外笼加热带条的方向和分区加热回路数量等。

调节外热流可以采用热流计闭环控制^[10]、分区回路电流开环控制,或两种控制模式综合应用。开环控制的特点是设备针对性高,设备温度响应速度快;但需要预先设置控制参数,对设备温度变化的适应能力较差,安全性相对较低。闭环控制的优点是安全性好,能够根据设备温度变化自动调整控制参数;缺点是设备针对性差,温度响应速度相对较慢。根据“北京三号”卫星的热控设计特点,对整星热真空试验时的外热流进行了分析,如图1所示,并针对敏感设备提出了热真空试验对外热流调节的要求。

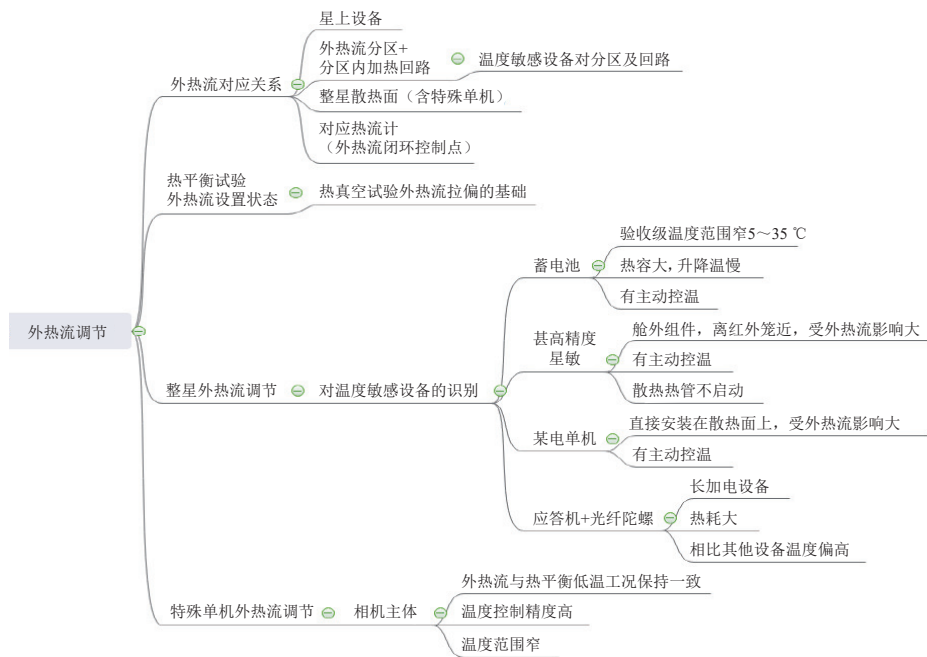


图1 “北京三号”卫星热真空试验外热流调节分析

Fig. 1 Analysis of external heat flux adjustment for thermal vacuum test of Beijing-3 satellite

2.2 调整星上加热回路状态设置

在星上布置加热回路是主动热控制的重要手段,通过调节加热功率来控制设备温度。这种控制方式具有自主调节能力强、调节精度高等优点,能够实现设备温度的精确控制。根据“北京三号”卫星热控分系统之主动加热回路的设计,分析了热真空试验时星上加热回路的状态,如图2所示,根据分析结果可相应调整星上加热回路状态的设置。

2.3 调整星上设备工作状态

“北京三号”卫星配置的超高精度光学载荷及相关设备均为短期工作设备,星上还有长期工作设备。星上设备的工作状态会直接影响其温度变化。根据卫星在轨任务的设计,对热真空试验时星上设备的状态进行分析(如图3所示),并制定相应的温控策略。为了保证对光学相机主体的高精度控温,在降温过程中,可断电设备应断电,不可断电的仪器设备或分系统则应以最小功耗状态工作。

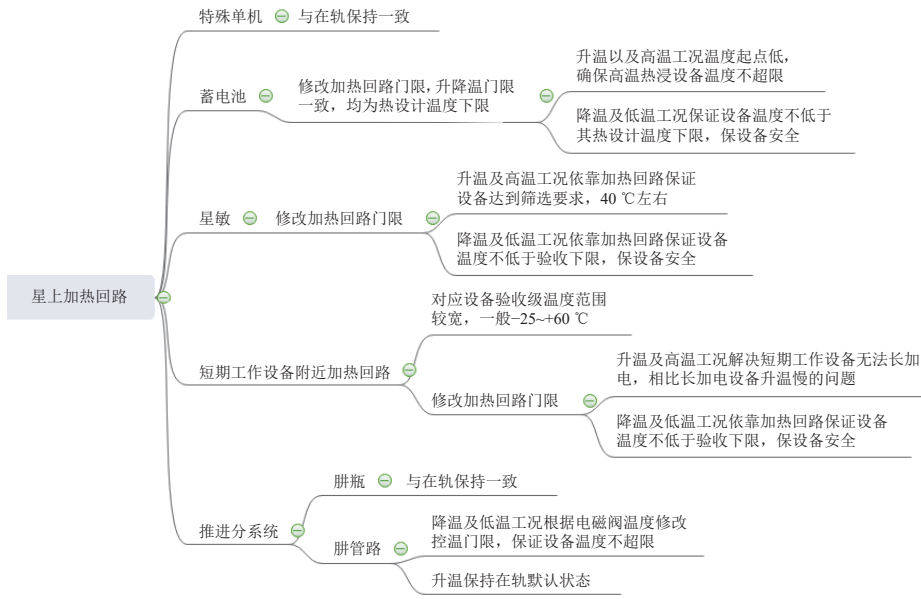


图 2 “北京三号”卫星热真空试验星上加热回路状态设置分析

Fig. 2 Analysis of onboard heating circuits configuration for thermal vacuum test of Beijing-3 satellite

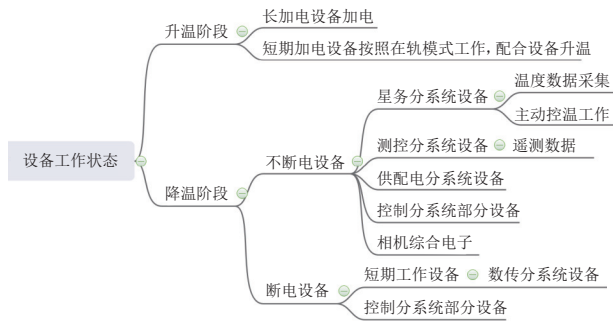


图 3 “北京三号”卫星设备工作状态分析

Fig. 3 Analysis of operational status of Beijing-3 satellite equipment

3 热真空试验实施

根据试验方案, 2022 年 5 月在北京卫星环境工程研究所 KM4 空间环境模拟器完成了“北京三号”卫星的热平衡试验和热真空试验。其中, 热真空试验完成 4 个循环的高低温工况, 首末循环工况保持 8 h, 中间循环保持 4 h, 总用时约 150 h。

3.1 试验措施

3.1.1 外热流的调节

1) 热真空试验前, 根据图 1 的外热流对应关系的分析结果, 以热平衡试验外热流模拟需求为基础, 重点针对温度敏感设备调整了红外笼分区加热带条的方向及加热回路数量, 使其有独立可以调节的加热回路; 试验实施时根据设备温度变化有针对性地整对应的外热流。

2) 首循环外热流的模拟采用热流计闭环控温的方式, 并记录外热流稳定时的回路电流, 后续循环则采用分区回路电流开环与热流计闭环综合控制的方式。

3) 天上光学载荷所对应的外热流与热平衡试验高低温工况的外热流保持一致。

4) 对于突出星表的电子设备, 如星敏, 可以通过外热流与设备加热回路相结合的方法保证设备在试验中的温度满足要求。升温及高温工况阶段, 可以适当降低设备对应的外热流, 而将加热回路阈值调整至预期达到的高温温度, 最终使加热回路始终有一定的占空比, 这样设备温度就可以始终处于安全温度范围内。

3.1.2 星上加热回路状态设置

1) 天上光学载荷对应的加热回路状态与其在轨飞行状态保持一致, 试验时不做修改。

2) 天上蓄电池设计有主动控温加热回路。由于该设备热容大, 升降温慢, 验收级温度范围相对较窄, 整星热试验时蓄电池温度的变化范围约 20℃, 设备验收的高温上限比大多数电单机至少低 15℃, 所以试验时较难实施控温。为了保证该设备的安全, 利用其温度变化缓慢的特点, 在降温及低温工况, 将设备主动控温阈值设置在其热设计温度下限附近; 在升温及高温阶段, 同样采用较低的控温阈值, 降低设备升温的起点, 超过主动控温阈值上限

时加热回路不再工作,从而使蓄电池温度仅与其环境变化相关。

3)“北京三号”卫星的星敏感器突出整星舱板表面超过 100 mm, 试验时由于距离红外笼近而受外热流影响大。外热流闭环控制是以舱板上安装的热流计为控制点, 为防止升温及热浸时过高的外热流给星敏感器带来安全隐患, 降低了星敏感器对应的红外笼分区的闭环控制目标值, 通过修改设备加热回路的控温阈值来保证其温度在预计目标范围内。

4)在轨短期工作的设备, 如数传分系统和光学载荷分系统, 因无法长期加电, 所以其温度上升较慢。为了缩小长、短期设备之间的温差, 试验升温阶段可对设备附近的加热回路按照预计达到的目标温度(如+40℃左右)进行控温阈值设置, 以加速设备升温; 降温阶段由于短期工作设备不加电, 所以温度下降较快, 此时可以利用加热回路来保证设备的温度始终处于安全范围内。

5)整星推进分系统设备, 如肼瓶和肼管路等, 均设计有加热回路。肼瓶温度可以很好地控制在目标温度范围内, 无需再调节控温阈值。然而, 在降温及低温工况下, 受肼管路加热回路影响的电磁阀温度接近验收级温度的下限。为此, 通过调整肼管路加热回路的阈值, 增大加热回路的工作占空比, 可有效提高电磁阀的温度。

3.1.3 星上设备工作模式设置

1)升温阶段, 整星采用载荷近实传模式以配合整星升温; 当设备温度接近预期目标时, 应考虑载荷短期工作时的温升, 以有效防止设备温度超上限。

2)降温阶段, 对数传分系统设备和控制分系统部分设备(如星敏、陀螺等)实施断电, 当断电设备温度接近启动温度下限时应及时加电; 对于不可断电的设备应调整至最小功耗状态。例如, 相机综合电子内的热控模块保持加电以确保相机主体的测控温, 其中的视频处理模块则应断电。

3.2 试验结果

试验过程中, 星上设备温度得到有效控制, 均未超其验收级试验温度的上下限; 4个循环的设备温度一致性好, 不同循环的设备高低温差在 3℃ 以内, 测控分系统设备温度见图 4。本次热真空试验主要结果见表 1。

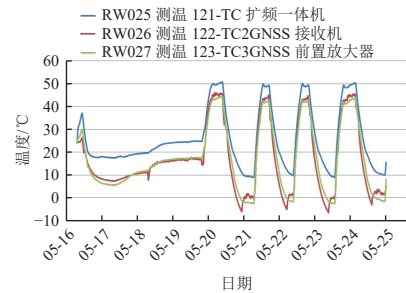


图4 “北京三号”卫星热真空试验测控分系统设备温度曲线
Fig. 4 Temperature profiles of thermal vacuum test of Beijing-3 satellite's TT&C subsystem equipment

表1 “北京三号”卫星热真空试验主要结果

Table 1 Key results of Beijing-3 satellite thermal vacuum test

项目	热真空试验结果
高低温拉偏	1)4个循环94.5%以上的非主动控温设备高低温温差超过32℃; 2)光学载荷部件中主镜的最高温度为24.92℃, 未超过载荷要求的25℃温度上限。
与热平衡试验温度比较	1)非主动控温设备:有拉偏, 拉偏幅度>5℃的设备占比97.4%; 2)主动控温设备:96%的设备有一定幅度的拉偏。
与验收级试验温度比较	所有设备的温度均不超其验收级温度上下限
温度一致性	所有设备在不同循环的高低温温差在3℃以内

4 结论

“北京三号”卫星的整星系统级热真空试验结果表明:

1)试验前将卫星构型布局、热控设计以及试验外热流设计相结合, 提出以热平衡试验为基础的热真空试验外热流模拟需求, 显著提高了该卫星热真空试验外热流模拟的针对性;

2)试验时采用目标温度闭环控制与分区回路

电流开环控制相结合的方式, 既保证了卫星的安全, 又提高了星上设备的变温速率;

3)在试验实施中, 充分利用了星上主动控温加热回路, 有效提升了整星温度场的均匀性。

综上, 通过对“北京三号”卫星试验技术状态的梳理及分析, 采用红外笼模拟外热流的多维协同温度控制方案有效验证了星上设备在热真空环境下的工作性能, 并且提高了试验效率。该试验的成功

实施, 不仅为“北京三号”卫星的发射奠定了坚实基础, 也为后续卫星热真空试验提供了经验和参考。

参考文献 (References)

- [1] 赵键, 杨芳. 中国高分辨率敏捷小卫星的技术创新及应用实践[J]. *航天器工程*, 2021, 30(6): 23-30.
ZHAO J, YANG F. Technical innovation and application of Chinese agile small satellites[J]. *Spacecraft Engineering*, 2021, 30(6): 23-30.
- [2] 运载器、上面级和航天器试验要求: GJB 1027A—2020[S], 2021-01-16: 63-64.
- [3] 中国空间技术研究院. 航天器热真空试验技术要求: Q/W 1222A—2021[S], 2021: 1-10.
- [4] 航天器热平衡试验方法: GB/T 34515—2017[S], 2017-11-01: 1-12.
- [5] 贾阳, 徐丽, 刘强, 等. 红外加热笼模拟航天器瞬变外热流的方法研究[J]. *中国空间科学技术*, 2001, 21(2): 53-59.
JIA Y, XU L, LIU Q, et al. The Research of simulation method of dynamic flux of spacecraft by infrared heating cage[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2001, 21(2): 53-59.
- [6] 高庆华, 毕研强, 王晶, 等. 红外加热笼进行瞬态外热流模拟的优化方法[J]. *航天器环境工程*, 2017, 34(3): 284-289.
GAO Q H, BI Y Q, WANG J, et al. Optimization method for transient heat flux simulation with infrared heating cage[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2017, 34(3): 284-289.
- [7] Test requirements for launch, upper-stage and spacevehicles: SMC Standard SMC-S-016[S]. 2017-09-05: 107-108.
- [8] 苗建印, 钟奇, 赵啟伟, 等. 航天器热控制技术[M]. 北京: 北京理工大学出版社, 2018: 73-74.
- [9] 刘伟, 黄兴, 李挺豪, 等. 北京三号 A/B 卫星热设计及验证[J]. *航天器工程*, 2023, 32(3): 93-100.
LIU W, HUANG X, LI T H, et al. Thermal design and verification of BJ-3A/B satellites[J]. *Spacecraft Engineering*, 2023, 32(3): 93-100.
- [10] 顾苗, 刘劲松. 真空热试验中闭环温度控制参数分析[J]. *航天器环境工程*, 2010, 27(5): 611-615.
GU M, LIU J S. Parameter analysis for closed-loop temperature control in vacuum thermal test[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2010, 27(5): 611-615.

(编辑: 王 洋)

一作简介: 常 静, 高级工程师, 主要从事航天器环境试验设计的研究。

*通信作者: 裴一飞, 研究员, 主要从事航天器真空热试验技术的研究。