

## 航空航天装备

## centrifugal 用热控装置设计

鲁亮

(中国工程物理研究院总体工程研究所, 四川 绵阳 621900)

**摘要:** **目的** 评估飞行器产品在飞行过程对热-离心综合环境的适应性, 研制一套热-离心综合环境试验用热控装置。**方法** 从热-离心试验需求出发, 完成综合试验系统总体研制目标及系统方案设计。针对高  $g$  值离心环境 (离心加速度值  $\geq 90g$ ) 下的热载荷加载需求, 开展基于热传导的热载荷加载方法研究, 并完成适用于高  $g$  值环境的热控装置硬件布局优化设计。提出基于分段包络思想的产品响应温度梯度分布效应模拟方法及实现, 减少过试验考核。**结果** 利用该热控装置完成了热-离心综合环境功能验证试验, 设置最大加速度为  $92g$ , 保载时间为  $3\text{ min}$ , 最高加热温度为  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ , 最大温升速率为  $3\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ ,  $3$  温区控制, 升温过程中, 温度误差优于  $\pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。**结论** 该热-离心综合环境试验用热控装置可用于飞行器产品热-离心综合环境试验的考核。

**关键词:** 热-离心综合环境试验; 高  $g$  值离心环境; 热控装置设计; 分段包络; 硬件布局优化; 类模糊-分段自整定控制; 温度梯度分布; 多温区

中图分类号: TJ02

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2023)03-0022-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2023.03.003

## Design of Thermal Control Device for Thermal-centrifugal Compound Environment Test

LU Liang

(Institute of System Engineering, China Academy of Engineering Physics, Sichuan Mianyang 621900, China)

**ABSTRACT:** The work aims to develop a heat test apparatus to evaluate the environmental adaptability of the aircraft products under the thermal-centrifugal compound environment. In this work, the functions and index of the apparatus were formulated from the needs of the test, especially the way to heat under heat transmission form and the optimal design of hardware layout under the high  $g$ -value (centrifugal acceleration value,  $\geq 90\text{ g}$ ) centrifugal environment. The simulation and implementation method of the response temperature gradient distribution based on segmented envelope thoughts was proposed to reduce excessive test. A thermal-centrifugal compound environment functional verification test for the thermal control device was carried out with the maximum acceleration of  $92\text{ g}$ , a load keeping period of  $3\text{ min}$ , the maximum heating temperature of  $150\text{ }^{\circ}\text{C}$ , and the maximum temperature rising rate of  $3\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$ . In 3-temperature zone control, the deviation of the temperature during temperature rise was superior to  $\pm 1.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ . The thermal control device for the thermal-centrifugal compound environment test can be used

收稿日期: 2022-05-29; 修订日期: 2022-07-28

Received: 2022-05-29; Revised: 2022-07-28

基金项目: 国防科工局装备技术基础科研项目 (20GJBDTG001)

Fund: Basic Equipment Technology Research Program Funded by State Administration of Science, Technology and Industry for National Defense (20GJBDTG001)

作者简介: 鲁亮 (1986—), 男, 硕士。

Biography: LU Liang (1986-), Male, Master.

引文格式: 鲁亮. centrifugal 用热控装置设计[J]. 装备环境工程, 2023, 20(3): 022-029.

LU Liang. Design of Thermal Control Device for Thermal-centrifugal Compound Environment Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2023, 20(3): 022-029.

for examination of aircraft products in thermal-centrifugal compound environment tests.

**KEY WORDS:** thermal-centrifugal compound environment test; high g-value acceleration environment; design of thermal control device; segmented envelope; optimization of hardware layout; class fuzzy-segmented self-tuning control; temperature distribution gradually; multiple temperature zone

飞机、载人航天器、导弹等飞行器在快速飞行阶段,除了承受惯性载荷外,还承受气动热载荷的共同作用<sup>[1-5]</sup>。单一环境参数作用下,会导致飞行器产生 1 种或多种不同影响,而多种环境因素的共同作用则可能对飞行器性能指标造成综合性、复杂的影响。如惯性载荷使飞行器出现超重现象,高温环境容易诱发电子器件功能失效,在高温、热应力及惯性载荷的共同作用下,飞行器产品结构可能会发生变形,甚至影响运动部件的正常工作等<sup>[6-10]</sup>。因此,环境试验标准如 GJB 150A 及美军标 MIL-STD-810H 中均指出,综合环境试验可能比一系列连续的单个试验更能代表实际环境效应,使用环境中遇到这些条件时,可进行综合环境试验。

美、欧各国自 20 世纪起,先后建立了各类热-离心综合环境试验设备<sup>[11-14]</sup>。如约翰逊宇航中心、爱德瓦兹空军基地等研究机构均具备开展最大加速度 $\geq 30g$ 、最高加热温度 $\geq 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的热-离心综合环境试验能力,但更多细节性资料未见报道。国内方面,张海军<sup>[15]</sup>、何闻等<sup>[16-20]</sup>利用温度箱研制了最大加速度为  $10g$  的小型样机,并采用有限元分析的办法建立了密封舱体结构离心加速度与热的耦合关系式。韩澈<sup>[21]</sup>、王智勇等<sup>[22-24]</sup>、夏刚等<sup>[25]</sup>对热-离心耦合机理进行了分析,指出此种耦合是客观存在的,很难直接消除,提出可使用强迫对流等办法提高温度场均匀性。2014 年,北京强度环境研究所采用石英灯及石墨加热器,研制了热-离心综合试验设备,形成了最大加速度 $\geq 100g$ 、最高加热温度 $\geq 600\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的试验能力。然而,飞行器在快速飞行阶段响应温度呈现梯度分布特征,目前热-离心综合环境试验中还未见温度梯度分布模拟的相关报道。

综上所述,热-离心综合环境试验技术手段还十分缺乏。相对于离心环境下温度稳态控制,基于产品动态升温过程的热模拟试验技术要求更为严格,尤其是针对产品升温过程中热梯度分布效应的精确模拟,涉及离心环境下传热特征分析及热加载方式设计、多场耦合环境下载荷协同加载及控制技术研究等。本文以飞行器产品热-离心综合环境试验任务为研究对象,对离心环境下热载荷动态加载方式进行系统研究,研制了一套热-离心综合环境试验用热控装置,设计了验证试验,并利用该试验装置对模拟试验件进行了热-离心综合环境试验,提出了后续试验改进方法,为飞行器产品环境适应性评估提供了技术支持。

## 1 装置总体研制目标及技术方案设计

### 1.1 总体研制目标

热控装置主要用于飞行器热-离心综合环境试验考核,各项指标设计应适用于热-离心综合环境。最高加热温度方面,应能够满足飞行器产品最大响应温度的热模拟需求。同时,考虑到飞行器产品不同部位受热时呈现梯度分布特征,装置应具备基于响应温度的分区热加载及控制能力。温控指标方面,目前尚未有现行的热-离心综合环境试验标准,可参考 GJB 150A 中温度允差的规定进行设计。热控装置的各项功能实现是基于现有离心机设备,因此在加热功率、设备体积、布局等方面应结合实际离心机情况进行综合考虑。

装置总体研制目标如下:可实现三温区加热;单温区具备  $10\text{ kW}$  的加热能力,输出功率调节范围为  $0.0\sim 100.0\%$ ;单温区加热范围满足室温 $\sim 150\text{ }^{\circ}\text{C}$ ,升温速率在  $0\sim 6\text{ }^{\circ}\text{C}/\text{min}$  可调(典型试验件);设计冗余硬件,具备硬件容错功能;最大加速度可达  $90g$ 。

### 1.2 系统方案设计

装置总体设计技术路线如图 1 所示。装置设计时,需满足高  $g$  值离心环境热加载可靠设计、产品相应温度梯度分布效应模拟、试验过程热载荷精确控制等要求。针对  $90g$  高  $g$  值离心环境对温度场耦合效应明显的情况,设计时对具体耦合情况进行了分析,提出采用热传导方式的热载荷加载设计方案,并同时开展载荷加载优化设计,提高热加载的有效性和可靠性。分析了高  $g$  值环境下对热控装置的影响,提出了系统硬件及布局优化设计方案。为了满足基于产品响应温度梯度分布效应等效模拟的需求,开展了基于产品响应温度梯度分布特征的建模分析,从热量大小进行比较,给出分段包络的条件设计方案。为了实现热-离心综合试验全历程范围温度的高精度控制要求,借鉴模糊控制思想,设计了类模糊-分段自整定控制算法。

## 2 热控装置关键模块设计

### 2.1 高 $g$ 值离心环境热载荷加载方式及热控装置空间布局优化设计

#### 2.1.1 基于热传导的载荷加载方式设计

热-离心综合环境试验过程中,离心机的转动对

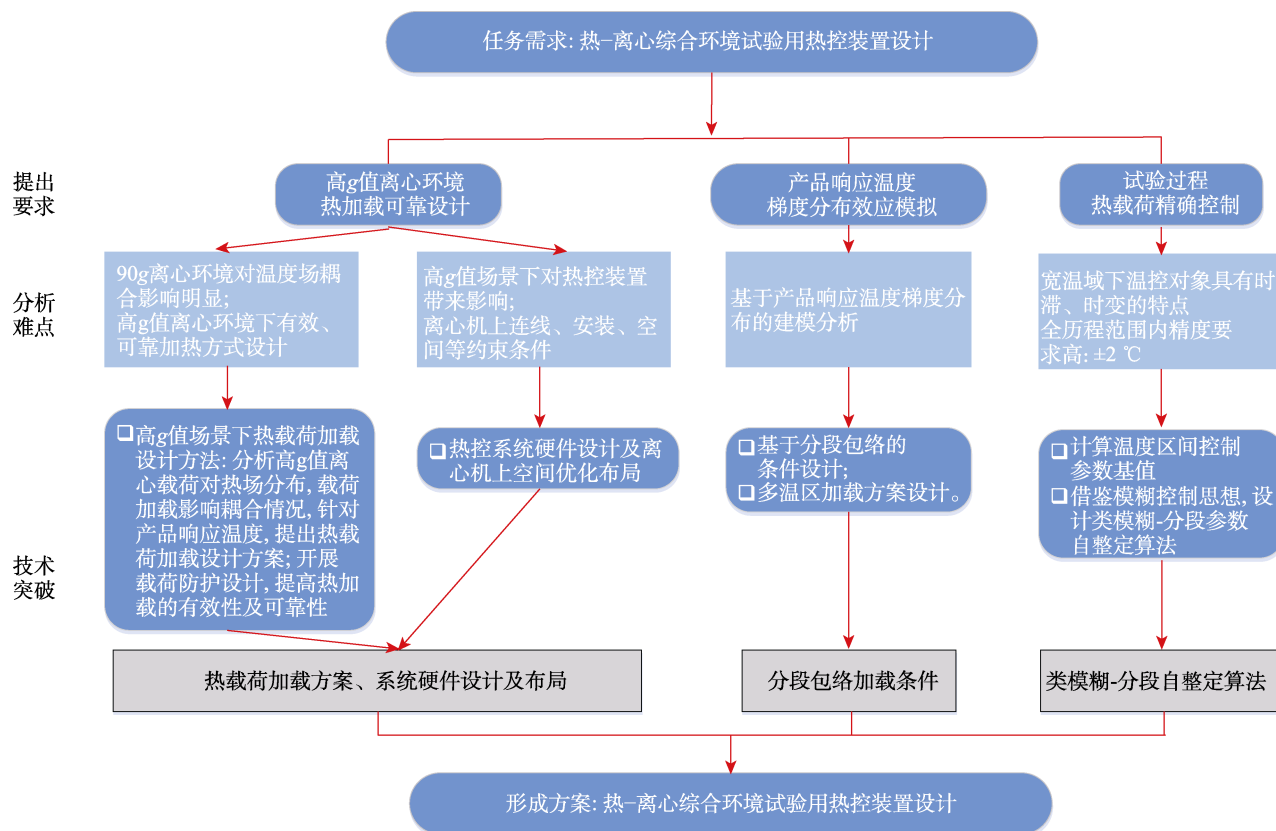


图1 热控装置总体设计  
Fig.1 Overall design of thermal control device

试验件周围空气分布造成明显影响,考虑到现有离心机设备对加热装置空间、质量、配电等方面的约束,不宜增设温度箱或相关对流传热方式为主的热控装置。采用辐射式传热的加热元件,如石英灯等是开展热-离心综合环境试验的方法之一。但由于辐射加热方式所需功率较大,需要在离心机设备研制前进行统筹规划,且石英灯在离心机环境中存在灯管易碎、耐久程度低等情况,目前尚未见到其在90g及以上高g值离心环境下的应用报道。采用热传导加热方式,可以将加热元件直接贴合在试验件表面。从热传递路径上进行分析,加热元件通电发热,热量通过传导方式直接传递至试验件表面,传热路径简单,传热过程受空气场扰动小,适用于离心场环境下开展基于产品响应的温度加载。

根据实际工程经验,在具体试验过程中,受离心力、高温的影响,加热元件仍有可能出现移动、脱落等情况。应重点针对高g值环境下加热元件的安装固定工艺展开优化设计,解决的方式包括:1)试验前,对加热元件强度进行核算或性能验证,避免出现高g值试验过程中加热元件断裂毁坏的情况;2)若经委托方允许,可提前定制与试验件外形尺寸匹配的加热套,可利用夹具等完成加热元件夹持固定方案设计;3)若无法提前定制加热套,可采取柔性加热带缠绕的方式,缠绕过程中,每层加热带应单独贴敷高温胶带固定,必要时,还需要利用耐高温打结绳等对柔性

加热带进行加固优化设计。

### 2.1.2 热控装置的硬件实现

热控装置硬件结构如图2所示,系统由加载系统、控制系统、测试系统等部分组成。加载系统包括空气开关、接触器、调功器、加热元件等,设计采用220 V-AC供电,根据单温区10 kW加热能力的设计目标,配置220 V-1P-50 A调功器,接收从温度控制器发送过来的功率输出信号,实现输出功率的动态调节。控制系统包括现场温度控制器,利用通讯功能与自研的上位机监控系统实现数据交互。温度控制器实时采集试件相应温区的温度信号,并经过基于试验条件的逻辑运算,发出功率输出信号给调功器。具体设计时,应考虑离心机现场工业环境,如电磁干扰、离心机转动时的接触干扰等情况,具体考虑输出信号类型。本设计选用了4~20 mA标准控制信号作为功率输出信号。

### 2.1.3 高g值离心环境硬件布局优化设计

针对最大加速度综合能力 $\geq 90g$ 的使用场景需求,在2.1.1节介绍了基于热传导的载荷加载方式设计。除此之外,高加速度环境对离心机上的设备仪器也会造成影响。在前期热控装置研制过程中,曾选择将加载系统中的接触器、调功器等元件放置在离心机转轴位置,以减小离心转动影响。然而经过长时间离心转动,仍出现部分仪器螺钉松脱等现象,为试验安

全带来隐患。考虑到热-离心综合环境试验设备涉及复杂的电气接线、离心机上设备安装空间约束等制约,叠加高  $g$  值离心环境下设备仪器仍无法避免地要

受到离心环境的考核。为了保障试验的可靠性,通过不断地布局优化设计,最终形成热控装置高  $g$  值条件下的硬件优化布局方案,如图 3 所示。

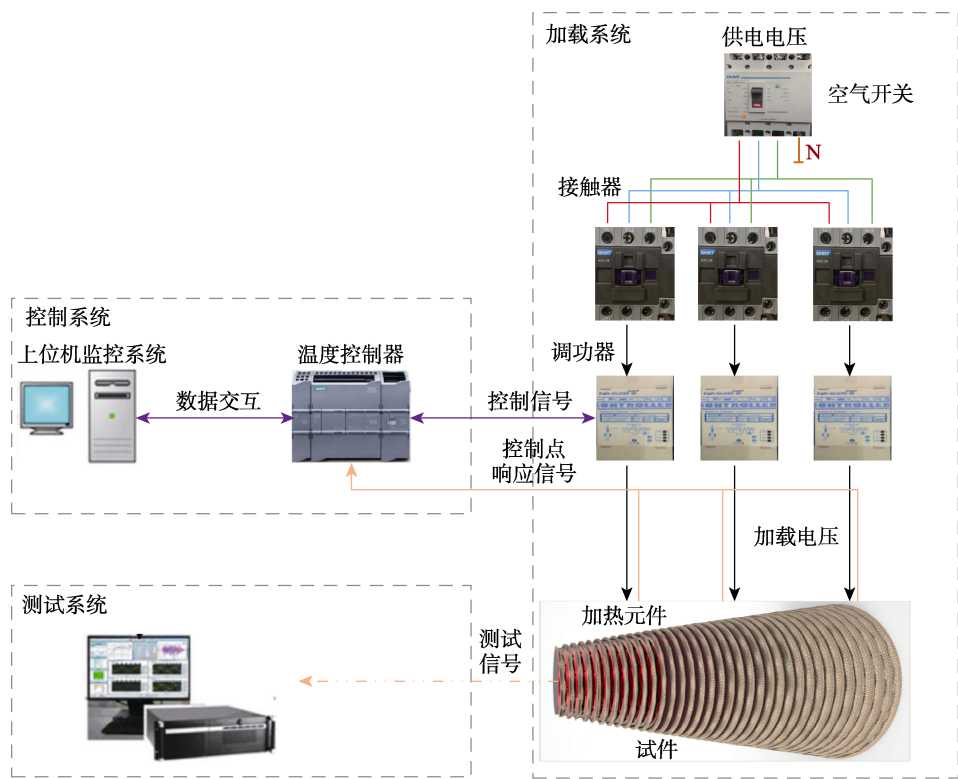


图 2 热控装置硬件结构  
Fig.2 Hardware structure of thermal control device

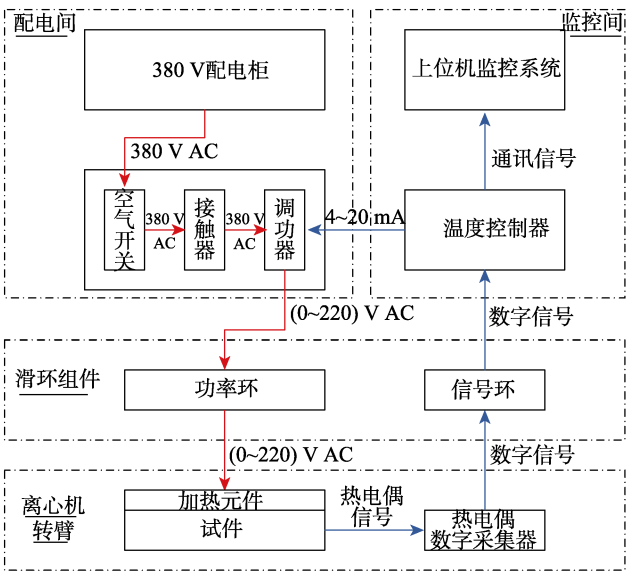


图 3 高  $g$  值离心环境热控装置布局结构优化设计  
Fig.3 Layout structure optimization design of the high  $g$ -value centrifugal ambient thermal control device

图 3 所示的硬件优化布局方案充分利用离心机滑环组件,将加载系统的空气开关、接触器、调功器等部件放置在地面配电间,利用功率环,通过电缆将电源供给加热元件。热电偶信号的采集是通过热电偶

数字采集器,将温度信号转换至数字信号,通过网线经过信号环传递至地面监控间的控制器。该布局设计将大部分硬件转移至地面,大大减轻了离心机上空间的布局压力,实现了离心机上热控装置轻量化设计的目标,提高了热控装置工作可靠性。

2.2 基于分段包络思想的产品响应温度梯度分布效应模拟方法及实现

在飞行过程中,飞行姿态、不同部组件的材料和位置等不同,因此产品表面响应温度存在明显差异。当利用温度箱等设备采取单温区控温时,根据包络设计原则,单温区加热时产品承受的热量用  $Q_1+Q_2$  表示,如图 4 所示, $Q_2$  为产品承受的热量过考核。针对热敏感试验件,需要在考核充分的基础上,减少过热考核,以免造成试验件损坏。因此,为了更加真实地模拟试验件飞行过程中的热响应状态,本方案特别提出了基于分段包络思想的热加载条件设计,如图 5 所示。此时,产品承受的热量过考核为  $Q_3+Q_4+Q_5$ ,明显小于  $Q_2$ 。因此,采取分段包络思想的产品多温区分,可以减少热量对产品带来的过试验考核,考核结果更加真实。在具体实施时,分区数量还应考虑硬件及工程实施等制约因素,在本设计中分区数取为 3。

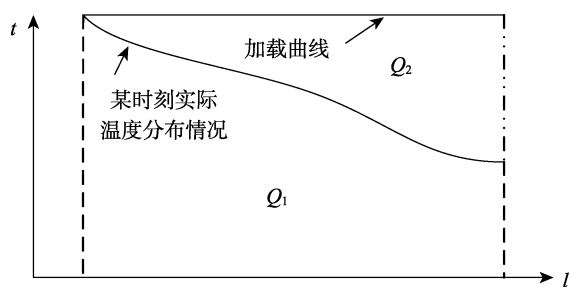


图4 单温区温度加热过冲分析

Fig.4 Temperature heating overshoot analysis of single temperature zone

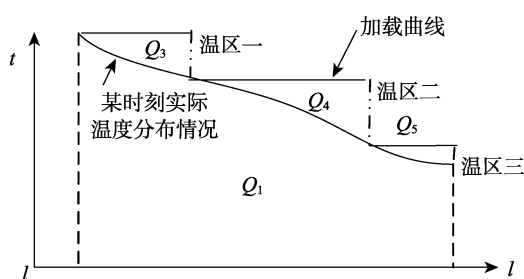


图5 三温区温度加热过冲分析

Fig.5 Temperature heating overshoot analysis of three-temperature zone

## 2.3 类模糊-分段自整定控制算法

热-离心试验中,产品响应温升呈现大时滞、大滞后特性,叠加高加速度载荷耦合影响,构成热-离心综合试验系统特有的过程升温控制问题。首先开展了高 $g$ 值、宽温域条件下的温度控制技术研究,利用阶跃法及参数整定公式建立了不同温度区间的参数基值,借鉴了模糊控制的思想,设定了阈值及控制参数自推理逻辑,完成了类模糊-分段参数自整定控制算法研究,如图6所示。同时,针对典型温升条件,根据热力学第一定律,明确热传递路径,对控制模型进行耦合-扰动简化分析。完成特定升温条件下温区耦合影响分析及控制参数匹配设计。

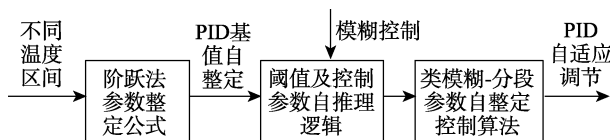


图6 类模糊-分段参数自整定控制算法设计

Fig.6 Design diagram of a self-tuning control algorithm for class fuzzy-segmented parameters

## 3 热控装置应用研究

### 3.1 试验条件设计

#### 3.1.1 模拟试验件简介

为了考核热控装置的设计性能指标,利用模拟试验件开展了热-离心综合环境热控装置功能指标验证

试验。模拟试验件材料选用2A12高强度硬铝材质,设计为圆锥体结构,壁厚设计为2 mm,大端底部打孔供柔性加热带辅助安装。利用Ansys workbench软件对模拟试验件开展了150℃、90g应用场景的受力安全性分析,结果满足试验需求。

#### 3.1.2 试验条件设计

1) 试验方向定义。试验方向的定义如图7所示,其中, $O$ 表示试验件质心, $OX$ 表示轴向, $OY$ 表示法向, $OZ$ 表示侧向。

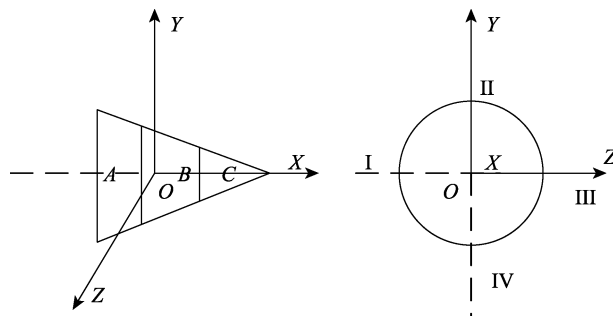


图7 试验方向定义

Fig.7 Definition of experiment direction

2) 加速度载荷条件设计。 $OX$ 向加速度为65.1g, $OY$ 向加速度为65.1g, $OZ$ 向加速度为0g,合成加速度为92g。保载时间为3 min。加速度载荷控制基准点为试验件的质心位置,试验载荷控制按照GJB 150.15A—2009《军用装备实验室环境试验方法 第15部分:加速度试验》的相关要求执行。

3) 温度载荷条件设计。如图7所示,将试验件划分为3个区域,分别以试验件壳体内壁A、B、C三个点为温度控制点,控制试验加载条件见表1。高温试验载荷控制按照GJB 150.3A—2009《军用装备实验室环境试验方法 第3部分:高温试验》的相关要求执行,温度控制允差为 $\pm 2^\circ\text{C}$ 。

表1 试验加载条件

Tab.1 Loading conditions of experiment

| 位置 | 0 s | 100 s | 2 100 s | 2 150 s |
|----|-----|-------|---------|---------|
| A  | 35  | 35    | 68.5    | 70      |
| B  | 35  | 35    | 144.5   | 150     |
| C  | 35  | 35    | 144.5   | 150     |

4) 综合时序设计。开展热-离心综合环境试验时,首先进行温度加载。当温度加载至1 500 s时,按照加速度载荷条件运行离心机,同时继续升温。当离心机达到最大加速度载荷(92g)后,加速度保载3 min。然后离心机卸载,温度停止加热。

### 3.2 试验结果及分析

#### 3.2.1 试验过程

按照载荷加载条件,利用该热控装置完成了热-

离心综合环境功能指标验证试验。试验起始温度为 35℃, 历时 2 150 s, 最大加速度为 92g, 保载时间为 3 min, 最高加热温度为 150℃, 最大升温速率  $\geq 3^\circ\text{C}/\text{min}$ 。升温过程中, 温度误差优于  $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 。

### 3.2.2 温度加载结果及分析

三温区升温及温升偏差曲线如图 8 所示。可以看出, 温度升温过程中, 各温区温度实际值根据设定值进行升温, 期间温度偏差值优于  $\pm 1.5^\circ\text{C}$ 。未见高温加热区域 (B、C 区) 对低温加热区域 (A 区) 的耦合影响, 热控装置加载结果满足试验要求。加热前, 温度偏差最大值出现在初始加热升温阶段, 这是由于初始加热段温度目标值从恒温段变化至变温段造成的。其后温升偏差出现减小的趋势, 说明温度加载能够实现温度目标的快速跟随。根据温度偏差数据, 离心机速度对温度加载的影响不明显。

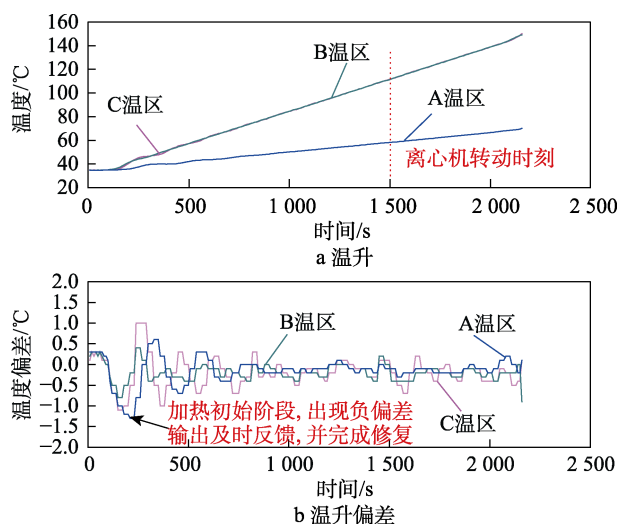


图 8 温升及温升偏差曲线

Fig.8 Temperature rise (a) and temperature rise deviation (b) curves

三温区功率输出百分比变化情况及温升偏差曲线如图 9 所示。可以看出, 温度升温过程中, 加热 500~1500 s 升温段期间 (即初始升温段稳定后至离心机转动前), 热控装置加热输出百分比波动范围为 24%~42%。室温至 150℃ 升温段期间, 最高加热输出百分比未超过 55%, 说明 150℃ 以下温度区间, 热控装置输出状态稳定, 且留有较大裕量。1 500 s 以后 (110℃ 以上升温段期间), 各温区加热功率出现振荡增加的现象。分析原因是, 离心机开始转动, 造成强制对流散热效应增强, 控制系统需要增加输出功率以继续升温。温度上升造成散热增强, 需要更大的功率以维持继续升温速率。B、C 温区之间的功率输出百分比相近, 变化趋势一致, 是由 B、C 温区升温条件、加热元件的相似性决定的。B、C 温区与 A 温区功率输出百分比进行比较, A 温区功率输出百分比最低, 但与 B、C 温区未形成明显差异。造成这一现象

的原因可能是, 温区加热条件最低, 导致输出功率最低, 输出功率差异并未与温度差异成比例对应关系, 还需从复杂结构传/散热、迎背风面等角度开展进一步分析。

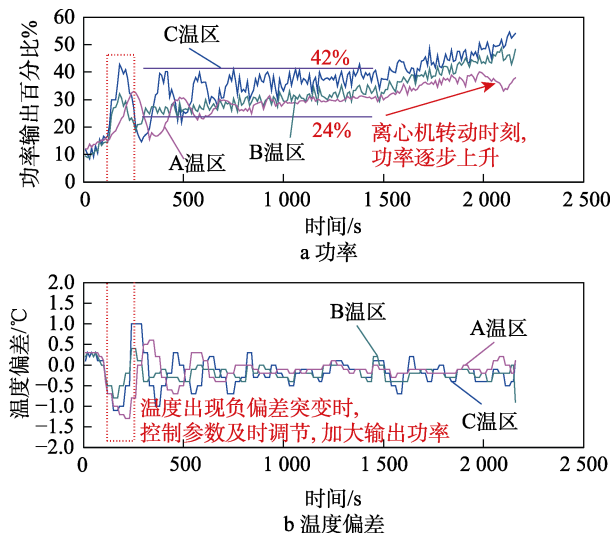


图 9 加热输出百分比情况

Fig.9 Heating output percentage: a) power; b) temperature deviation

## 4 结语

以飞行器产品飞行过程热-离心综合环境适应性试验为背景, 开展了热-离心综合环境试验用热控装置设计。采用基于热传导的载荷加载方式设计, 减少了传热过程中受到的温场扰动。完成了热控装置的硬件实现及空间布局优化设计, 实现了离心机上热控装置的轻量化设计, 提高了热控装置工作的可靠性。提出了基于分段包络思想的产品响应温度梯度分布效应模拟方法及实现, 可以更真实地模拟飞行器飞行过程中的热响应状态。利用热控装置样机完成了热-离心综合环境模拟试验, 试验结果证明, 研制的热控装置能够针对模拟试验件开展高  $g$  值热-离心综合环境试验, 可为高  $g$  值热-离心综合环境试验研究提供技术支持。

## 参考文献:

- [1] 欧峰, 陈颖, 陈洪, 等. 基于离心机平台的复合环境试验系统综述[J]. 装备环境工程, 2015, 12(5): 28-33.  
OU Feng, CHEN Ying, CHEN Hong, et al. Review of the Compound Environment Test System Based on Centrifuge Platform[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(5): 28-33.
- [2] 吴建国, 李海波, 张琪, 等. 综合离心环境试验技术研究进展[J]. 强度与环境, 2014, 41(1): 1-9.  
WU Jian-guo, LI Hai-bo, ZHANG Qi, et al. Advances in

- Synthesis Centrifugal Environment Test[J]. Structure & Environment Engineering, 2014, 41(1): 1-9.
- [3] O'SHEA P. Environmental Test Helps You Juggle Design Demands[J]. Evaluation Engineering, 1997, 36(3): 38-40.
- [4] 朱广生, 聂春生, 曹占伟, 等. 气动热环境试验及测量技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2019, 33(2): 1-10.  
ZHU Guang-sheng, NIE Chun-sheng, CAO Zhan-wei, et al. Research Progress of Aerodynamic Thermal Environment Test and Measurement Technology[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2019, 33(2): 1-10.
- [5] 刘强, 崔赢午, 陈志会, 等. 高气动加热环境下载载器局部防热设计与试验研究[J]. 强度与环境, 2016, 43(1): 54-59.  
LIU Qiang, CUI Ying-wu, CHEN Zhi-hui, et al. The Study on Topical TPS Design for Hypersonic Aircraft [J]. Structure & Environment Engineering, 2016, 43(1): 54-59.
- [6] 朱继元, 周德俭. 板级电路热振动耦合特性分析与研究[J]. 电子机械工程, 2007, 23(6): 4-7.  
ZHU Ji-yuan, ZHOU De-jian. Study and Analysis of Thermal-Vibration Coupling Characteristics of Board Level Circuit Modules[J]. Electro-Mechanical Engineering, 2007, 23(6): 4-7.
- [7] ZHAO Jiang, ZHOU Rui, JIN Xue-lian. Progress in Re-entry Trajectory Planning for Hypersonic Vehicle[J]. Journal of Systems Engineering and Electronics, 2014, 25(4): 627-639.
- [8] LU Hong-bo, YUE Lian-jie, CHANG Xin-yu. Flow Characteristics of Hypersonic Inlets with Different Cowl-Lip Blunting Methods[J]. Science China Physics, Mechanics and Astronomy, 2014, 57(4): 741-752.
- [9] SCHUTT J. Vibration Testing of Electronic Assemblies[J]. Electronic Packaging and Production, 1996, 36(13): 20-22.
- [10] 鲁亮, 李翀, 欧锋. 复合环境试验系统的数据即时通讯方案设计与实现[J]. 制造业自动化, 2018, 40(2): 14-16.  
LU Liang, LI Chong, OU Feng. Design and Realization of Real-Time Data Communication Technology between Complex Environmental Experiment Systems[J]. Manufacturing Automation, 2018, 40(2): 14-16.
- [11] RIVERS H K, GLASS D E. Advances in Hot-Structure Development[R]. NASA-2006, 2006.
- [12] VANGOETHEM D, JEPSEN R, ROMERO E. Vibrafuge: re-Entry and Launch Test Simulation in a Combined Linear Acceleration and Vibration Environment[C]//44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno: AIAA, 2006.
- [13] HUDSON L, STEPHENS C A. Thermal-Mechanical Testing of Hypersonic Vehicle Structures[R]. NASA-2008-13159, 2008.
- [14] JENKINS J M, QUINN R D. Historical Perspective of the YF-12A Thermal Loads and Structures Program[R]. NASA-1996-104317. 1996.
- [15] 张海军. 高线加速度下热与振动复合环境试验装置控制系统研究[J]. 机床与液压, 2007, 35(2): 186-187.  
ZHANG Hai-jun. Study on Control System of Heat and Vibration Combined Environment Tester under High-Linear Acceleration[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2007, 35(2): 186-187.
- [16] 方兵, 沈润杰, 何闻, 等. 航天器元件多参数综合可靠性环境试验研究综述[J]. 中国机械工程, 2009, 20(22): 2766-2771.  
FANG Bing, SHEN Run-jie, HE Wen, et al. Summary of Environmental Test Research on Multi-Parameter Comprehensive Reliability of Spacecraft Components[J]. China Mechanical Engineering, 2009, 20(22): 2766-2771.
- [17] 沈润杰, 何闻, 梅德庆, 等. 高线加速度下热与振动复合环境试验系统的分析[J]. 中国机械工程, 2002, 13(2): 94-97.  
SHEN Run-jie, HE Wen, MEI De-qing, et al. Study on Test System of Thermal-Vibration Combined Environment under High Linear Acceleration[J]. China Mechanical Engineering, 2002, 13(2): 94-97.
- [18] 何闻, 沈润杰, 陈子辰. 离心加速度与热耦合机理的研究[J]. 浙江大学学报(工学版), 2005, 39(9): 1445-1449.  
HE Wen, SHEN Run-jie, CHEN Zi-chen. Coupling Mechanism between Centrifugal Acceleration and Thermo-Field[J]. Journal of Zhejiang University (Engineering Science), 2005, 39(9): 1445-1449.
- [19] 方兵, 向旭, 何闻, 等. 高线加速度下热与振动复合试验环境中信号的采集[J]. 机床与液压, 2004, 32(5): 147-149.  
FANG Bing, XIANG Kui, HE Wen, et al. Signal Sampling with Combined Experiment Environment of Heat and Vibration in High-Liner-Acceleration[J]. Machine Tool & Hydraulics, 2004, 32(5): 147-149.
- [20] 杨军勇, 何闻, 贾叔仕. 离心机复合试验环境系统中的多机通讯[J]. 机电工程, 2001, 18(5): 163-166.  
YANG Jun-yong, HE Wen, JIA Shu-shi. Research on the Multicomputer Communication in the Combined Experiment Environment System of Centrifuge[J]. Mechanical & Electrical Engineering Magazine, 2001, 18(5): 163-166.
- [21] 韩澈. 离心环境下的结构热试验方法与控制策略研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.  
HAN Che. Study on the structural Thermal Test Control Strategy and Test Method under the Centrifugal Environment[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018.
- [22] 王智勇. 飞行器气动加热环境与结构响应耦合的热结构试验方法[J]. 强度与环境, 2006, 33(4): 59-63.

- WANG Zhi-yong. Thermo-Structural Experiment Coupling of Aero-Heating Environment and Structural Response of Aerocraft[J]. Structure & Environment Engineering, 2006, 33(4): 59-63.
- [23] 黄世勇, 王智勇. 热环境下的结构模态分析[J]. 导弹与航天运载技术, 2009(5): 50-52.
- HUANG Shi-yong, WANG Zhi-yong. The Structure Modal Analysis with Thermal Environment[J]. Missiles and Space Vehicles, 2009(5): 50-52.
- [24] 王智勇, 黄世勇, 巨亚堂. 石英灯辐射加热试验热流分布优化研究[J]. 强度与环境, 2011, 38(2): 18-23.
- WANG Zhi-yong, HUANG Shi-yong, JU Ya-tang. The Quartz Radiation Heating System Heat Flux Distribution Optimization Study[J]. Structure & Environment Engineering, 2011, 38(2): 18-23.
- [25] 夏刚, 刘新建, 程文科, 等. 钝体高超声速气动加热与结构热传递耦合的数值计算[J]. 国防科技大学学报, 2003, 25(1): 35-39.
- XIA Gang, LIU Xin-jian, CHENG Wen-ke, et al. Numerical Simulation of Coupled Aeroheating and Solid Heat Penetration for a Hypersonic Blunt Body[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2003, 25(1): 35-39.

责任编辑: 刘世忠