适应瞬态高温过载环境的加载装置 设计及试验研究

吴松,胡宇鹏,李翀,陆家富,鲁亮,张帅,陈均,欧峰

(中国工程物理研究院总体工程研究所,四川 绵阳 621999)

摘要:目的 地面模拟飞行器再入过程瞬态热-离心环境,预测部组件结构响应,开展典型试验件高过载环境 瞬态高温加载装置设计技术及试验研究。方法 通过优化石英灯结构强度和生产工艺,改进灯阵夹具和石英 灯夹持方式,解决高过载离心环境(80g)石英灯强度和夹具夹持位置灯管易碎问题。结果 利用自行研制 的适用于高过载环境下瞬态加热装置,对典型试验件进行了高过载高温加载试验,实现了最高温度为 600 ℃, 最大加速度为 80g 的技术指标。结论 该研究成果可用于相关飞行器及其部组件地面热-离心复合环境等效性 试验考核。

关键词:石英灯;热-离心;过载;环境试验 中图分类号:TJ04;V216 文献标识码:A DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2021.03.018

文章编号: 1672-9242(2021)03-0101-06

The Design of Overloaded Transient Thermal Testing Apparatus to Simulate Re-entry Heating and Testing Techniques

WU Song, HU Yu-peng, LI Chong, LU Jia-fu, LU Liang, ZHANG Shuai, CHEN Jun, OU Feng (Institute of Systems Engineering, CAEP, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: To simulate transient thermal environment during aerocraft reentry, research on the transient heating device under centrifugal and overload condition for some representative samples is conducted. Given quartz lamps are non-durable, fragile and easily broken when used under overload condition, this study proposes structural strengthening, manufacturing techniques improvement and the changing of the clamping method. A transient thermal test using a transient heating device developed by our own group is conducted on a representative sample under overload condition, accomplishing the goal of raising the highest temperature to 600 $^{\circ}$ C and the workload to 80g. The aerocraft's ground thermal testing under centrifugal condition can be done by this device and test method.

- 收稿日期: 2021-02-04; 修订日期: 2021-02-06
- Received: 2021-02-04; Revised: 2021-02-06

WU Song, HU Yu-peng, LI Chong, et al. The design of overloaded transient thermal testing apparatus to simulate re-entry heating and testing techniques [J]. Equipment environmental engineering, 2021, 18(3): 101-106.

基金项目:国防科工局技术基础项目(JSHS2015212C001);国家自然科学基金(51706213)

Fund: Supported by the Technology Basic Research Program Funded by State Administration of Science, Technology and Industry for National Defense (JSHS2015212C001); National Natural Science Foundation of China (51706213)

作者简介:吴松(1986-),男,硕士,工程师,主要研究方向为武器热安全和装备环境工程。

Biography: WU Song (1986—), Male, Master, Engineer, Research focus: weapon thermal safety and equipment environmental engineering. 通讯作者: 胡宇鹏(1987—), 男,博士,高级工程师,主要研究方向为武器热安全和装备环境工程。

Corresponding author: HU Yu-peng (1987—), Male, Doctor, Senior engineer, Research focus: weapon thermal safety and equipment environmental engineering.

引文格式:吴松,胡字鹏,李翀,等.适应瞬态高温过载环境的加载装置设计及试验研究[J].装备环境工程,2021,18(3):101-106.

KEY WORDS: quartz lamp; thermal environment under centrifugal condition; overload; environment test

飞行速度快、滞空时间长、高机动性强的飞行器 具有重要的军事应用价值和重大战略意义,已成为21 世纪以来世界各主要航空航天大国的研究热点[1-3]。随 着飞行器飞行速度设计值的大幅度提高,由气动热引 起的高温热环境变得越来越严酷[4-6]。当飞行器快速 飞行时,驻点温度急剧升高。同时,飞行过程中会面 临因壳体外表面高速绕流流场诱导的振动、过载和噪 声等复杂力环境。热-离心复合环境会对结构产生一 系列不利影响^[7-16],如:1)高温环境下材料的弹性模 量和强度极限下降,导致结构的承载能力下降;2) 快温变会形成较大的温度梯度,产生的附加热应力与 力载荷所产生的机械应力相叠加,导致结构刚度下 降,造成结构局部或总体的失效;3)在高温、热应 力和机械应力的共同作用下,结构会产生较大变形, 破坏其气动外形,高温又使结构刚度下降,影响其振 动传递特性, 在几种因素的共同作用下, 会降低结构 的固有频率,严重时会产生颤振,甚至出现更加危险 的共振现象,即所谓的气动热弹性问题;4)飞行器 上的运动机构受高温作用,产生不协调变形,会影响 机械正常动作,甚至因机件卡塞而导致飞行事故;5) 弹(箭)仪器舱内仪器设备正常的工作环境温度一般 不应超过 50 ℃,当舱体外表面受到气动加热时,舱 壁温度急剧升高,将会使舱内温度越限,造成元器件 性能恶化甚至失效,产生危险的后果。

美国在 20 世纪就建有一系列用于飞行器的瞬态 高温热加载试验设备,20 世纪末又建立了加热功率 超过 30 MW/m²的试验设备。该设备可用于检测飞行 器及其他相关试件在高温环境下的结构问题,测试试 件的尺寸半径可以达到 2 m^[17]。此外,欧洲航空局、 法国、德国等国家均具有离心设备或加热设备。由于 技术封锁原因,并未见国外相关高温-离心试验的报 道^[18-19]。国内北京强度与环境研究所建立高温-离心 综合试验设备,但最高温度只到 500 ℃^[20]。

文中介绍了高温、非线性及瞬态高温热加载系统 和适用于高过载环境下高强度石英灯设计、夹具优化 和试验验证。尤其是试验件温度可达 600 ℃,可承受 最大 80 g 离心载荷石英灯的成功研制,拓展了瞬态 热-力复合环境试验能力。

1 气动热模拟载荷实现

气动加热是空气与飞行器表面相对运动所发生的强迫对流传热,以传导和辐射加热方式为手段的地 面模拟试验,虽然从换热原理上讲有本质区别,但从 研究结构特性的试验目的出发,可以真实地模拟结构 表面吸收的热能,建立起两者之间的等效关系。

石英灯加热具有单位面积热流密度大、热惯性

小、易组装和可分区控制等优点。可用于高速飞行器 结构热试验、气动热试验和热-力(热-振动、热-模态 和热-离心)复合试验中。针对典型试验件,通过理 论分析、数值计算和演示试验,建立了瞬态加热系统, 如图1所示。该系统石英灯管为双灯管设计,单支功 率高达20kW,功率密度为29W/mm。



a 平板型加热系统



b 锥形加热系统

图 1 高温热加载系统 Fig.1 transient heating system: a) flat heating system; b) cone heating system

2 高过载环境下石英灯设计

普通石英灯灯管的单灯管和加热器件(主要是加 热钨丝)无法承受 80g 离心载荷的过载。在 80g 离心 环境下会发生挤压变形(加速度方向为轴向),如图 2 所示。该灯管功率密度仅为 5 W/mm,加热试验件 时温升速率较低,不能达到快速升温的目的。

为满足功率密度要求,将单灯管改为双灯管,功 率密度可达 15~20 W/mm,满功率输出时,试验件温 升速率可达到 100 ℃/s。双灯管石英玻璃和钨丝均经 过强化设计,但试验表明,未通电情况下该设计轴向 亦不能承受 80g 离心载荷(灯管和灯丝均不能承受)。 试验后分析情况表明,除钨丝和石英玻璃外,灯管出 线孔陶瓷和石英玻璃连接处亦为灯管薄弱环节,如图 3 所示。

为避免高过载环境下石英灯被拉断,同时经过理 论分析和数值仿真认为,离心场下石英灯径向受力优 于轴向,因此后续试验离心场下使用石英灯采用径向



图 2 轴向 80g 离心力作用下灯丝严重变形 Fig.2 Serious deformation of quartz lamp filament caused by an overload of 80g in the axial direction



图 3 80g 轴向离心载荷下灯丝断裂 Fig.3 The breakup of quartz lamp filament caused by an overload of 80g in axial direction

加载,且从以下几个方面解决遇到的技术难题。

1)GB 4654—2008《非金属基体红外辐射加热器 通用技术条件》中规定,石英灯管圆柱形管身和压封 板位置能承受 50 N 的力即为合格。在高过载环境下, 此处受力大于 800 N,从而导致破裂或剪断。为解决 该问题,首先将石英灯管玻璃壁厚由 1.8 mm 增大至 2.2 mm;其次选用刚性更好的进口石英玻璃管,改进 生产固化工艺,使该连接位置强度满足试验要求。

2)试验表明,灯管在压封板、排气口和圆柱管 身交接部位等3个位置容易被剪断。数值计算分析表 明,上述几个位置存在应力集中现象。生产加工过程 中采用退火等办法消去应力集中点过高的应力,以避 免试验过程中灯管在这3个位置出现断裂的现象。

3)普通石英灯管仅两端支撑,中间悬空,高过载环境下,灯丝易被拉断或贴合至管壁,造成短路。 为了避免灯丝仅两端承受来自灯管轴向的拉伸之力, 设计时灯丝采用螺旋结构,并对灯管内支撑灯丝的支 架圈部位进行处理,即带凹槽的灯壁设计。

4)灯管功率大,直径粗,质量大,高过载环境下 支架圈易坍塌和在管内发生移动而拉断的问题。为了解 决这个问题,对制做支架圈的设备进行改装,以扩大支 架圈的直径,使之与适应管壁更好地贴合在一起。

解决上述问题后,经过多次设计、试验迭代,最 终生产出满足径向 80g 离心载荷下带电工作的强度 和持续时间要求的石英灯管,该石英灯管密度约 20 W/mm。灯管实物如图 4 所示。



图 4 满足离心场下使用要求的石英灯管 Fig.4 The quartz lamp that meets the requirements of a centrifugal condition

3 高过载高温环境下夹具优化设计

石英灯灯管由石英玻璃在高温环境下拉制而成, 发热元件由钨丝构成,出线口位置由陶瓷和石英玻璃 粘接固定。在 80g 离心载荷下,其承受的力为正常环 境下的 80 倍,若夹具设计不当。可能造成工作状态 下石英灯管破裂、钨丝短路,进而可能造成离心机集 流环烧毁,对其造成严重损害。同时夹具设计要考虑 隔热功能,避免试验时温度过高,造成离心机不能正 常工作。

为满足上述要求,设计了如图 5 所示的高过载高 温环境下使用夹具。石英灯底支承环与加热筒内壁连 接,石英灯与石英灯底支承环连接,石英灯底压板与 石英灯连接。石英灯越短,能承受的过载越大。由于 石英灯较短,又要实现对试验件各部分均匀加热,就 须将石英灯沿灯管轴向方向错开布置。为了给试验件 施加沿灯管轴向方向的加速度载荷,石英灯底支承环 和石英灯底压板须设计成带止口的形式,如图 6 所示。



1-离心机法兰板; 2-隔热底座内的空腔; 3-加热筒内的空腔; 4-试验件; 5-石英灯导线孔; 6-石英灯; 7-隔热盖板内的空腔

图 5 大过载、瞬态高温热-加速度复合试验装置内部构型 Fig.5 Internal structure of transient heating and overload testing device



1-石英灯底压板的止口; 2-石英灯底支承环的止口

图 6 高温-离心环境试验夹具止口设计 Fig.6 The design of seam allowance of heating and overload testing device

通过数值计算和预试验,该加热装置可承受最高离 心载荷 80g、最高温度 600 ℃的高过载及高温试验 考核。

4 高过载环境下热加载试验验证

为保证离心环境下温度场的均匀性和更真实模 拟高过载及高温环境,热加载系统和离心机需进行 协调控制,即加速度和温度同时达到目标值。为此 设计了瞬态热-离心复合试验系统的协调控制系统, 如图 7 所示。加速度的控制(即离心机的转速控制) 相对简单且独立(不受温度影响),因此,只要温度 能跟随实测的加速度,就可以实现温度和加速度的 同步控制。瞬态高温热-离心试验控制系统可同步控 制离心机转速和热加载平台来实现加速度与试件表 面温度的同步加载,进而实现常温~600 ℃,加速度 最大为 80g,试验保载 1 min,温度控制允差 5%以 内的目标。





本次验证试验采用的离心机的主要指标如下:最大负载为4t;最大加速度为200g;容量为200g·t; 半径为7m;调速范围为0~159r/min。该离心机可实现惯性载荷与温度、惯性载荷与气动力载荷的复合协调加载。

为实现瞬态高温与离心力载荷的协调加载,针对 典型试验件(尺寸如图 8 所示,其主要材料为 304 不 锈钢),设计了高过载高温环境试验。该次试验程序 为:同时启动离心机加载和灯阵加热系统,当离心机 加载载荷达到 80g 时,要求被加热试验件表面达到 600 ℃。同时要求在过载 80g 状态和 600 ℃环境下保 持 1 min,期间温度控制允差在±5%以内。

图 9a 为石英灯在离心机加载过程中保持正常工作,图 9b 为石英灯经历过载 80g 载荷后的状态,石英灯管玻璃保持完好,灯丝基本完好,但仍能正常工作。其中开展的试验验证的温度-加速度加载曲线如图 10 所示。对曲线进行分析可知,温度加载和加速度加载基本达到了协调一致,试件表面温度在保载阶段温度最大偏差为-9.3 ℃,远优于误差控制精度 5%。

其中受限于集流环可承受的最大电流限制,试验件表 面最大温升速率达到 87 ℃/s。若集流环承载功率能进 一步增大,试验件温升速率还有提升空间。



图 8 典型试验件尺寸 Fig.8 the size of the test article



a 工作状态离心灯阵



图 9 离心机上工作状态石英灯 Fig.9 a) The quartz lamps that work noramlly on the centrifuge; b) the quartz lamp subject to an load of 80g



图 10 80g 离心状态下温度加载曲线 Fig.10 The curve of temperature under centrifugal condition with an overload of 80g

5 结语

通过高过载离心环境下石英灯设计、夹具优化、 热力载荷协调加载技术研究,开展了典型试验件热-离心复合试验。通过优化设计获得了可承载 80g 离心 载荷,功率密度为 20 W/mm,可将试验件加热至最 高温度超过 600 ℃的石英灯。优化了夹具夹持和隔热 性能,使之能承受试验时的高温及高过载环境,掌握 了加速度-温度协调加载控制技术。在离心机上实现 了 600 ℃、80g 高温-离心复合试验,最大温升速率高 达 87 ℃/s。

参考文献:

- 肖乃风, 刘永清. 热振联合试验控制技术研究[J]. 强度 与环境, 2012, 39(2): 53-57.
 XIAO Nai-feng, LIU Yong-qing. Research of control technology in thermal-vibration test[J]. Structure & environment engineering, 2012, 39(2): 53-57.
- [2] 汪立萍,赵霜,蒋长菊,等. 国外高超声速武器发展动态[J]. 航天电子对抗, 2020(5): 61-64.
 WANG Li-ping, ZHAO Shuang, JIANG Chang-ju, et al. Developments of hypersonic weapon abroad[J]. Aerospace electronic warfare, 2020(5): 61-64.
- [3] 黄志澄. 高超声速武器及其对未来战争的影响[J]. 战术导弹技术, 2018(3): 1-7.
 HUANG Zhi-Cheng. Hypersonic weapons and its influence on future war[J]. Tactical missile technology, 2018(3): 1-7.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 刘强,崔赢午,陈志会,等.高气动加热环境下运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 aerocraft[J]. Structure & environment engineering, 2016, 43(1): 54-59.

- [7] 王乐善,王庆盛. 结构热试验技术的新发展[J]. 导弹与 航天运载技术, 2000(2): 7-13.
 WANG Le-shan, WANG Qing-sheng. The recent trends of thermal-test technique of structure[J]. Missilfs and space vehicles, 2000(2): 7-13.
- [8] JIANG Z, RUI Z, XUE J. Progress in reentry trajectory planning for hypersonic vehicle[J]. Journal of systems engineering and electronics, 2014, 25(4): 627-639.
- [9] LU H B, YUE L J, CHANG X Y. Flow characteristics of hypersonic inlets with different cowl-lip blunting methods[J]. Science China (physics, mechanics & astronomy), 2014, 57(4): 741-752.
- [10] 吴大方,赵寿根,晏震乾,等. 巡航导弹防热部件热-振 联合试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1511-1511.
 WU Da-fang, ZHAO Shou-gen, YAN Zhen-qian, et al. Experimental study on thermal-vibration test of thermal insulating component for cruise missile[J]. Journal of aerospace power, 2009, 24(7): 1511-1511.
- [11] HEEG J, ZEILER T A, POTOTZKY A S, et al. Aero-

thermoelastic analysis of a NASP demonstrator model[C]// 34th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC structures, structural dynamics and materials conference. America: AIAA Press, 1993: 617-627.

- [12] 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),4-6.
 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): 4-6.
- [13] 陈允睿.齿轮热变形对其振动特征的影响研究[D].杭州:中国计量学院, 2013.
 CHEN Yun-rui. Research on effect of thermal deformation on vibration characteristics of gears[D]. Hangzhou: China Jiliang University, 2013.
 [14] 张海涛.星载可展开天线热振动分析[D].西安电子科技大学, 2012.

ZHANG Hai-tao. Analysis of thermal vibration for satellite deployable antenna[D]. Xi'an: Xidian University, 2012.

[15] 王振亚,魏广平. 烧蚀防热结构热模拟试验技术研究
 [J]. 工程与试验, 2017, 57(1): 58-62.
 WANG Zhen-ya, WEI Guang-ping. Research on thermal

simulation test technology for ablative thermal protection structure[J]. Engineering & test, 2017, 57(1): 58-62.

 [16] 王建军,王智勇,栾叶君,等.高超声速飞行器热结构 力热氧试验技术概述[J].强度与环境,2018,45(2): 59-64.
 WANG Jian-jun, WANG Zhi-yong, LUAN Ye-jun, et al.

A review of mechanical-thermal-oxygen composite test technology for hot structure of hypersonic aircraft[J]. Structure & environment engineering, 2018, 45(2): 59-64.

- [17] RIVERS H K, GLASS D E. Advances in hot-structure development[R]. Washington: NASA, 2006.
- [18] GOETHEM D V, JEPSEN R, ROMERO E. Vibrafuge: Re-entry and launch test simulation in a combined linear acceleration and vibration environment[C]// The 44th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit. Reno, Nevada: AIAA, 2006.
- [19] HUDSON L. Thermal-mechanical testing of hypersonic vehicle structures[R]. Washington: NASA, 2008.
- [20] 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,2017.
 HAN Che. Study on the structural thermal test control strategy and test method under the centrifugal environment[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017.