

力热振联合试验静力加载技术研究

张黎 李丽远 胡由宏 肖乃风 马星博

(北京强度环境研究所, 北京 100076)



摘要: 力热振联合试验是对全尺寸高速飞行器尾翼在加热、振动环境下进行静力加载的力学环境模拟试验, 涉及多环境联合加载试验技术, 其中静力加载是关键性的技术难题。本文根据热振联合试验环境特点, 从柔性静力加载、载荷施加策略、静力及力矩平衡、静动耦合消除、加载控制技术、试验安全保护等方面, 探讨了力热振联合试验中的静力加载技术, 设计实现了静力加载系统, 并成功应用于某大型力热振联合试验任务, 该技术进一步拓展了多环境联合试验技术领域, 可为此类尾翼联合环境试验提供更真实的试验技术平台。

关键词: 垂直尾翼; 联合试验环境; 试验系统; 柔性静力加载; 试验

Study of Static Loading Technology in Force-thermal-vibration Test

Zhang Li Li Liyuan Hu Youhong Xiao Naifeng Ma Xingbo

(Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076)

Abstract: Force-thermal-vibration joint test is for full size high-speed aircraft wing under the environment of thermal-vibration mechanics environmental simulation of static loading test. It involves the technology of multi-environment combined loading test, in which the static loading is a key technical problem. In this paper, according to the characteristics of thermal-vibration joint test environment, from applying strategy based on the flexible static loading, the static force and moment balance, elimination for static-dynamic coupling, loading control technology, test security protection, etc., discussed static loading technique under force-thermal-vibration joint test environment. The static loading system has been developed, and successfully applied to a large force-thermal-vibration joint test task. This technology further expands the field of multi-environment joint test technology, and provides a more real test technology platform for this kind of tail wing combined environmental test.

Key words: vertical tail; joint test environment; test system; flexible static loading; test

1 引言

高速飞行器在临近空间飞行时经历了严苛的气动热以及气动力载荷作用, 存在非常严重的热、振动及气动载荷环境耦合效应, 在多环境载荷联合作用下, 舵/翼出现变形, 导致功能性异常, 舵轴偏转卡滞, 甚至直接出现卡死等现象, 造成飞行器飞行失利, 因此需要通过地面力学联合试验降低产品飞行风险。

为了真实模拟气动力、气动热和振动载荷联合作用下舵/翼飞行器结构部件动态响应特性, 及考核舵/

翼结构在工作过程中某些功能的可靠性, 发展形成了力热振联合试验技术。通过在地面等效模拟飞行中的复合环境试验技术, 模拟出气动加热、气动力载荷、振动环境等复合试验环境载荷, 考核飞行器典型舵/尾翼类结构的承载能力、动力学强度、环境适应性和热学特性, 能够更加真实地验证舵/尾翼类飞行器结构强度设计的正确性、可靠性^[1]。

在力学联合试验中, 力热联合试验技术、热振联合试验技术发展已相对成熟, 在多种飞行器结构上得到成功应用。随着飞行器的发展, 尤其在近几年的试

作者简介: 张黎 (1982), 高级工程师, 计算机科学技术专业; 研究方向: 静力试验技术。

收稿日期: 2020-09-30

验任务中,不断提出针对热振环境下的舵/尾翼类工程产品施加静力载荷的需求,在热振联合试验环境下实现柔性静力加载,成为高速飞行器结构强度考核的新型试验技术。

2 联合试验环境

联合试验环境涉及到热振环境的控制技术,各力学载荷及环境控制参数通常从试验分系统的控制过程中获取。联合试验中的高热环境,采用石英灯辐射加热技术,应用典型的结构热强度试验方法实现加热控制,模拟出试验中的高温环境^[2-3]。联合试验中的振动环境,不同于常温环境下的振动反馈控制与量级测量,选择间接控制方式,在加热区外部建立响应点,采用结构反馈控制方法验证,实现高温环境下的振动控制^[4]。联合试验中的静力环境载荷,静力加载的目标是模拟真实的飞行历程,与加热、振动、舵面偏转皆按同一时序完成试验全程控制,如果采用常规的静力加载控制方式会导致与其它试验分系统之间的干涉,因此需要采取新的静力加载技术实现与其它环境载荷的同步实施。

3 试验系统设计

3.1 热振试验分系统设计

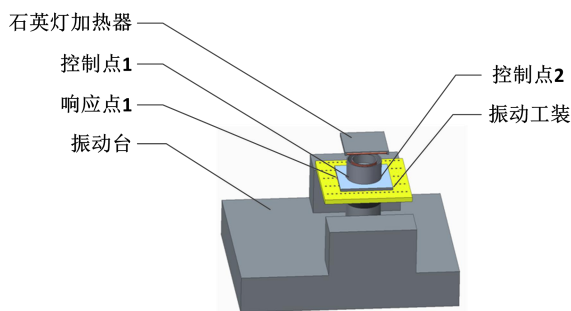


图1 热振试验分系统组成

如图1所示,搭建出热振试验分系统,试验件通过振动工装的转接夹具刚性固定在振动台扩展台面上。在加热辐射区域内,在控制点1、2位置,即试验件与夹具的刚性连接处,安装加速度传感器,在加热辐射区外部响应点1位置,也同样安装加速度传感器。

热振试验分系统将采用以下控制方法:

a. 采用石英灯辐射加热技术,以非接触式热流作为控制反馈,实现热振全程加热控制,模拟出飞行时

的高温环境;

b. 在常温环境下,将控制点1、2的加速度反馈值,多点平均计算,振动控制,同时测量响应点1的功率谱密度,使控制效果尽可能与控制谱线一致,实现正向控制;其次将响应点1作为控制点,实现反向控制;最终将采用这种结构反馈控制,与加热控制同步完成热振全程控制。

3.2 静力加载系统支持方案

力热振联合试验系统中,要求静力载荷点简化为集中力,对舵面、翼面、反向平衡载荷实现拉伸方向加载。静力加载分系统、热振试验分系统、舵面翻转的舵机执行机构均要求按真实的飞行时序,同步完成各自试验谱,试验全程任一时刻都将达到对应的热流、振动量级、舵面偏转周期角度、静力载荷目标值。

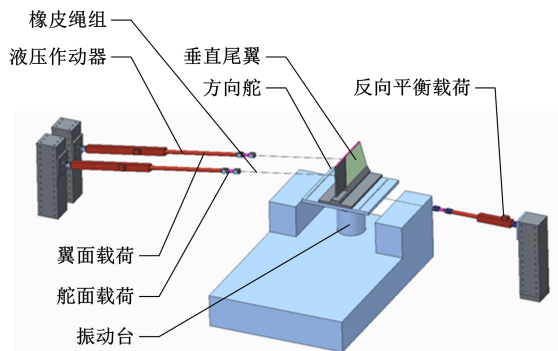


图2 静力加载系统安装与支持

如图2所示,试验件为垂直尾翼,方向舵是其活动部分。翼、舵连接方式为铰接,翼面与夹具工装连接处尽可能模拟真实连接方式。翼为垂直安定面,方向舵由舵机作为执行机构完成以垂直安定面为轴线的大角度偏转。垂直尾翼以及舵机、振动工装刚性连接于振动台滑台平面上。

拉杆穿过翼面、舵面试验打孔位置,再穿过平板加热器,最后并入多级杠杆系统,合力分别作为翼面、舵面的集中载荷^[5]。采用柔性连接方式,杠杆系末端连接橡皮绳组,最后连接至液压作动器。

3.3 静力加载方案设计

垂直尾翼所受气动载荷可简化为分布静载,也是试验系统的外力。静载用于模拟并施加载荷于试验件上,同时也施加于振动台的工装夹具上,因此振动台推力会减小很多。为不影响振动台的正常工作,必须考虑在加载过程中同时施加反向平衡力或力矩,消除静力加载对振动系统的影响。

在热振联合试验环境中,液压作动器采用柔性连

接方式,引入橡皮绳组过渡,组成了柔性静力加载系统,非常利于多点静力加载通道间的静动耦合消除,加载系统刚度降低,加载控制更加稳定。

在各分系统预试验时,首先验证力热联合同步试验控制,按时序实现多点多域力热协调加载;其次,验证力与振动、舵面大角度偏转联合加载控制;在预试过程中,静力加载控制的实时偏差在一定范围的误差带内按振动频率变化,消除静动耦合后,能够控制在很小的范围内。

3.3.1 载荷施加策略

如图2中,垂直安定面在偏航方向上具有静稳定性,也是垂直尾翼中固定不动的部分。只有沿直线匀速飞行时,垂直安定面不会产生额外力矩。在飞行中,由于垂直安定面上的气动力扰动,将产生一个与偏转方向相反的力矩,会使飞行器恢复到原来的飞行姿态。而方向舵是垂直尾翼中可操纵的翼面部分,可以通过控制舵机操纵方向舵实现偏航。

载荷分配对应为施加翼面(垂直安定面)的载荷以及施加舵面的载荷。同一时刻,操纵舵机执行机构,完成舵面数个周期的24°偏转动作。

试件工装系统对振动台的作用力不能超过振动台的抗弯矩能力和静力极限,因此需要在夹具工装上施加水平方向反向平衡载荷(力/力矩),其中一部分用于抵消施加翼面、舵面静力载荷的影响,另一部分以消除静载荷对振动台系统的影响,增加水平滑台的抗弯矩(俯仰力矩、倾覆力矩、扭转力矩)能力^[6]。

试验夹具工装的重量总体也应满足以下条件:

$$m_J \leq P_T / g_{ms} (m_S + m_H + m_D)$$

式中: m_J 为夹具质量, kg; P_T 为振动台实际推力, N; g_{ms} 响应点均方根过载; m_S 为试件质量, kg; m_H 为滑台质量, kg; m_D 为振动台动圈质量, kg。

3.3.2 橡皮绳组设计及验证性试验

实际飞行中的气动力始终垂直于翼面,垂直于翼弦平面加载可以更真实地模拟实际受载情况^[7]。而试验所验证的是特征载荷,确保最终载荷准确性是关键。在试验系统中,采用橡皮绳组连接液压作动器,可以始终保持垂直于翼面方向,实现柔性的随动加载。

橡皮绳指标:直径18.3mm,高弹橡胶,最大伸长率187%,50%伸长率对应载荷51kgf,100%伸长率对应载荷81kgf。

以舵面加载为例,设舵面拉伸载荷122.5kgf,则选取2根橡皮绳,61.25kgf/根,计算伸长率约为67%。试验时,转动面在舵机带动下的偏转运动范围不超过±50mm,试验要求力控制允差为±5%,由于橡皮绳刚度在小范围内变化可以忽略,则橡皮绳拉伸长度应为1m。由伸长率67%可以得出橡皮绳原始长度约为1.49m。

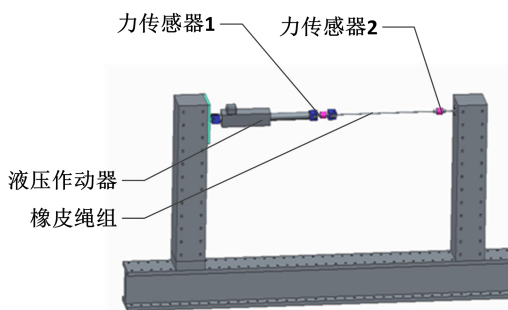


图3 橡皮绳组验证系统

如图3,搭建橡皮绳组验证试验,并选取行程为1m的液压作动器。

橡皮绳组选取长度如表1所示。每施加到静力载荷值时,橡皮绳组将对应达到伸长量,按伸长量反算出的理论载荷应始终满足静力载荷值,因此,在本试验系统中选取了B组橡皮绳。

表1 橡皮绳组验证性试验数据

静力加载值/kgf	A组: 1150(原长)×2根		B组: 1250(原长)×3根	
	伸长量/mm	反算出理论载荷/kgf	伸长量/mm	反算出理论载荷/kgf
0	0	0	0	0
20	45	46.7	200	91.8
122.5	810	126.5	715	165.9
128.6	液压作动器行程已无法满足		755	175.3

3.3.3 静动耦合消除

以柔性加载方式,消除静力加载与振动加载之间引起的耦合偏差。即将橡皮绳组作为杠杆系统的过渡

段连接液压作动器,以消除振动环境中的机械载荷、惯性载荷的耦合。当振动试验环境的频率为10~2000Hz时,以舵面加载为例,测试载荷如下:

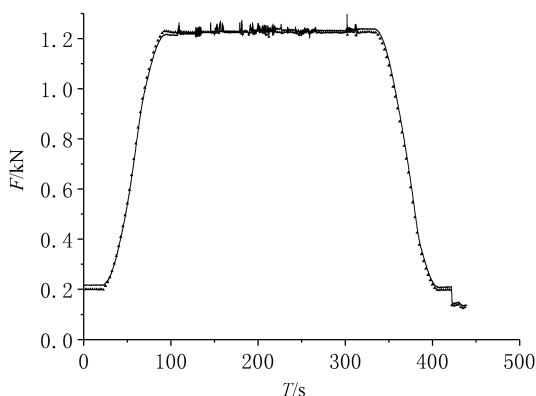


图4 振动环境静力加载控制效果

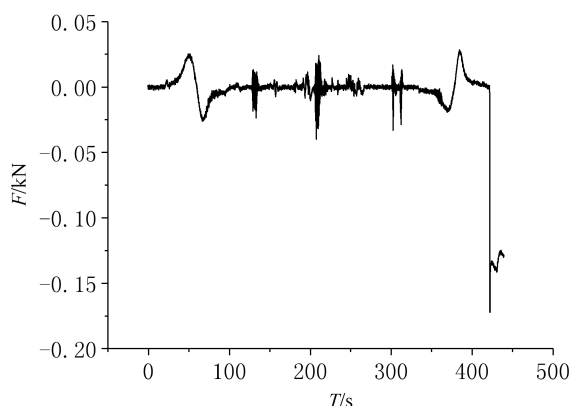


图5 振动环境静力加载控制偏差

图4、图5中,静力加载控制实时偏差在0.2%内,全程振动中橡皮绳的共振频率始终在宽带随机振动频谱范围之外,能够消除振动环境带来的静动耦合[8]。

3.4 静力加载控制方案

试验可实施的载荷尽可能保证试验考核区域的受力真实,对于非考核区域的载荷可适当简化。试验飞行状态载荷处理后,尽可能覆盖多个飞行段,并按力热振飞行时序给出力载荷谱,在热振试验环境中,跟随舵面周期性偏转,同步完成静力加载控制。

3.4.1 控制参数适应性

静力加载采用 MOOG FCS Smartest Controller 航空测试控制器完成多点静力协调加载控制。在静力加载试验分系统中,将各加载点拉杆、多级杠杆、橡皮绳组、液压作动器与试验件相连接,组成柔性加载系统。基于力反馈闭环控制时,考虑到每个加载点都连接有橡皮绳组,可以认为是单自由度的弹簧质量系统,阻尼较大,因此在加载谱的卸载段尽量减缓加载速度,同时加大控制参数比例、积分量级,能够有效减小控制偏差,准确控制加载速度,使系统更稳定,将实时偏差控制在试验要求的范围内[9-10]。

3.4.2 安全保护

静力加载系统通常工作在高压力、高输出载荷的状态,其稳定性和安全性十分重要[11]。如果静力加载系统的液压系统与执行机构出现异常,试验控制的实时偏差超限时,静力加载系统必须在毫秒级响应处理,否则输出载荷瞬间超出试验件的使用载荷或设计载荷,严重时损坏试验件,工装、加热系统也会相继破坏。

加载控制系统以0.4ms周期,实时检测所有安全链路中的控制通道,并判断是否有加载通道触发了脚本级/液压级安全限,当触发了基于脚本级的载荷/位移安全限,系统会自动响应脚本写入的转换模式与载荷/位移常量,由执行机构完成安全保护动作;如果选择了基于液压级保护策略,控制系统会直接发送I/O,液压系统瞬间失去高压切断油路,力载荷快速卸载,有效保证了试验安全。

4 试验验证

在力热振联合试验中,需要模拟高速飞行器穿越大气层或者长时间巡航时经历的飞行环境,试验考核必须覆盖飞行全程,模拟出真实的飞行时序、环境参数。

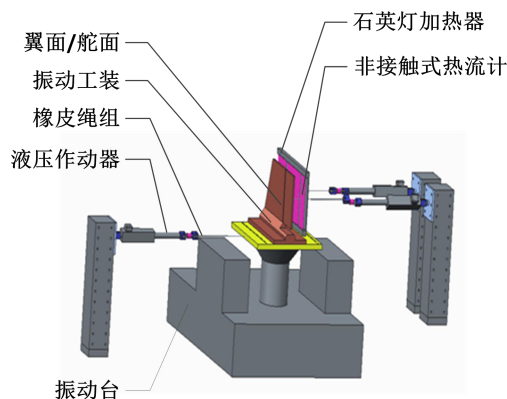


图6 力热振联合试验系统

如图6所示,搭建出力热振联合试验系统,考核翼面、舵面在热振飞行环境中,伴随着舵机偏转运动,运用上述柔性静力加载试验技术,模拟出飞行时的气动载荷。

通过设计合理的试验流程,各分系统能够协同工作。在试验前期的预试中,首先完成安定面与方向舵摆动状态下的静力加载;其次完成附加振动环境的静力加载全程预试;最后进入正式试验阶段,各分系统同步按真实飞行时序加载试验谱,最终完成力热振联

合试验任务。

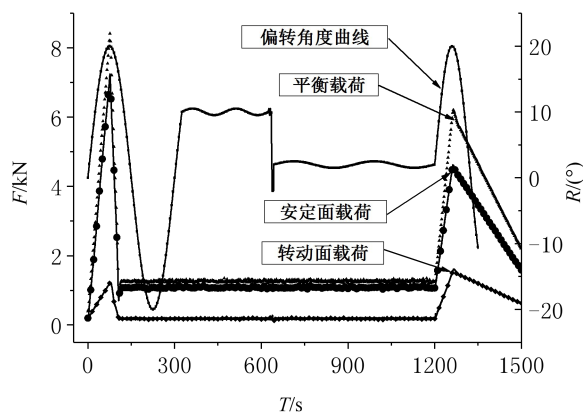


图7 柔性静力加载控制效果

图7中,在力热振试验联合环境下,方向舵在做周期性摆动,采用柔性静力加载方式,垂直于翼弦平面随动加载,实现了静力加载全程试验控制,命令-反馈的实时偏差在2%以内,控制效果十分理想。

5 结束语

本文从试验的角度对力热振联合试验技术中的控制方法逐一分析,通过对静力加载技术研究,设计了力热振试验系统中的静力加载试验分系统,提出了静力柔性加载方案与策略,建立了安全保护机制,消除了静动耦合带来的控制偏差,完成了静力加载与热振联合试验商务协同控制,实现了垂直翼面弦向随动加载,最终成功应用于某大型力热振联合试验任务。试

验验证结果表明,静力柔性加载方案是合理的,力热振联合试验技术在工程上是可行的,使地面试验更真实有效。

参考文献

- 1 吴大方,赵寿根.巡航导弹防热部件热——振联合试验[J].航空学报,2009,24(7):1507~1511
- 2 王智勇.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
- 3 秦强,蒋军亮,成竹,等.临近空间高超声速飞行器地面热防护试验技术[J].飞机设计,2016,36(6):41~48
- 4 杨炳渊.高超声速有翼导弹多场耦合动力学研究和进展[J].强度与环境,2008,35(5):55~63
- 5 刘权量,尹伟,夏峰.飞机结构强度试验支持方案的确定[J].航空科学技术,2012(5):32~35
- 6 曹琦,邵闯,姚起杭.飞机结构件复合加载振动环境试验技术[J].航空学报,1998,19(4):75~77
- 7 刘兴科,刘冰.全尺寸飞机大展弦比机翼静力试验技术与研究[J].工程与试验,2014,54(1):17~2
- 8 邵闯,黄文超,方可强.均布静载作用下的飞机结构振动环境试验技术[J].振动工程学报,2008,21(S):186~190
- 9 李岷,宋海平,吴志超.某飞行器结构静强度试验概述[C].全国结构振动与动力学学术研讨会论文集,2011,143~148
- 10 杨育才,吴化南.小鹰-600全机静力试验技术[J].飞机工程,2005(4):19~20
- 11 姚汉红.电液伺服控制系统的故障保护模块[J].液压与气动,2002(1):33~35

(上接第22页)

6 结束语

根据航天电子产品生产模式及装配特点,综合考虑质量管控因素,通过梳理工艺路线,统筹规划工艺布局,将独立运行的自动化设备组建成线,并结合信息化手段,以质量提升为中心构建SMT生产线管控系统,建成具有航天电子产品特色的SMT数字化生产线,实现了公司印制板装配车间从传统手工装配车间向数字化车间的转型,使公司在面对研制周期短、批产压力大的型号产品交付任务时,能够快速响应。同时,建成的航天电子产品SMT数字化生产线满足航天电

子产品特有的质量管控特性以及大批量、多品种批生产模式需要,对同类的航天电子产品制造类企业具有一定的推广应用价值。

参考文献

- 1 孙京,刘金山,赵长喜.航天智能制造的思考与展望[J].航天器环境工程,2015(6):577~582
- 2 国务院国有资产监督管理委员会.关于加快推进国有企业数字化转型工作的通知[EB/OL].[2020-09-21].<http://www.sasac.gov.cn/n2588020/n2588072/n2591148/n2591150/c15517908/content.html>