

空空导弹发射装置组合振动试验方法研究

陈晓冬¹, 杜向辉², 徐宁³

(1. 空军驻洛阳军事代表室, 河南 洛阳 471009; 2. 海军驻洛阳航空军事代表室, 河南 洛阳 471009;
3. 中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: **目的** 研究某空空导弹发射装置组合振动试验方法。**方法** 通过振动环境试验得到模拟弹体和发射装置的振动响应特性, 结合发射装置的飞行状态参数提出导弹发射装置的飞行载荷模拟原则, 根据振动特性和载荷设计组合振动试验方法。**结果** 实现了力学条件和振动联合作用下发射装置的振动环境试验。**结论** 采用叠加静载的组合振动试验技术对发射装置组合振动进行了探讨, 更接近发射装置的空中真实情况。

关键词: 振动环境; 响应特性; 飞行载荷; 组合振动

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2014.06.026

中图分类号: TJ762.23 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2014)06-0153-06

Research on Combined Vibration Test Method for the Launcher Equipment of Airborne Missile

CHEN Xiao-dong¹, DU Xiang-hui², XU Ning³

(1. Air Force Stationed in Luoyang Military Representative Office, Luoyang 471009, China;
2. Naval Aviation Military Representative Office in Luoyang, Luoyang 471009, China;
3. China Research Institute of Air-To-Air Missiles, Luoyang 471009, China)

ABSTRACT: Objective To study the vibration test method for the launcher equipment of airborne missile. **Methods** Based on the vibration environment test, the dynamical responses characteristics of structures on the launch equipment and the dummy missile were gained. Through comparing the characteristics with the flight data, a simulation principle of flight loading was developed. A new combined vibration test method was proposed according to the vibration characteristics and flight loading. **Results** The vibration environment test of the launcher under the combined effects of mechanical condition and vibration was realized. **Conclusion** In the paper, the vibration test technology using the superposition of static loads for launcher was discussed, which was closer to the air working condition of the launcher.

KEY WORDS: vibration environment; responses characteristics; flight loading; combined vibration

飞机外挂物在实际飞行过程中将承受多种复杂 环境条件的联合作用, 如气动载荷、机动载荷、机械

收稿日期: 2014-09-14; 修订日期: 2014-10-15

Received: 2014-09-14; Revised: 2014-10-15

作者简介: 陈晓冬(1979—), 男, 河南濮阳人, 硕士, 工程师, 主要研究方向为航空军械。

Biography: CHEN Xiao-dong(1979—), Male, from Puyang, Henan, Master, Engineer, Research focus: aviation ordnance.

振动、冲击、噪声、温度、湿度、低气压、盐雾等。其中振动载荷严重影响到飞机外挂物结构的疲劳强度^[1-2],同时产生的结构响应作为载荷输入将影响到飞行器内部的结构和设备。由于振动载荷作用的重复性和持久性,加之振动环境本身的复杂性,使其成为环境条件中相当重要的一种。据有关资料介绍,由环境应力引起的破坏分布中,振动引起的问题占 27%,航空涡轮发动机使用中的故障有 40% 以上与振动有关^[3],导弹飞行中的所有故障和破坏有一半是因为振动造成的。振动环境试验作为研究和再现振动对设备结构作用、考核设备结构耐振动环境能力的一种试验方法,其原理是将振动台的机械运动作用于设备,在设备的各结构元件上反映出的是位移、变形及机械应力,从而以失效或故障的形式暴露出设备结构设计上的缺陷。

同时,为满足导弹武器系统的安全性要求,不造成人员、载机、设备的伤亡和损失,以及避免导弹从发射装置上脱落,还需要保证发射装置的结构强度^[4-5]。静力试验和常规疲劳试验是目前检验发射装置结构强度的通用试验手段^[6]。

在机动性要求更高、结构承载形式不利的条件下,保证飞机飞行安全,并满足长寿命、高可靠性、高生存力和好的维修性是先进飞机对结构强度提出的总体要求。先进飞机所具有的推力矢量发动机、大攻角机动过载、超音速巡航、高速下沉等特征,产生了先进飞机特有的非定常气动载荷、大惯性载荷、高声强噪声载荷等,更易造成发射装置结构的破坏。以往简单地按单一力学条件实施试验验证,已不能满足现代飞机的使用需求,须采用多力学条件下的试验技术对发射装置结构进行验证。

1 某型发射装置的振动响应特性试验

1.1 试验条件

采用宽带随机振动试验方法,在试验件的实际安装方向(即垂向)进行振动试验。试验谱及量值如图 1 所示,试验时按 -12, -10, -8, -6, -4, -2, 0 dB 逐级加载(每级对应的加速度军方根值为 1.30g, 1.64g, 2.10g, 2.67g, 3.41g, 4.27g, 5.31g),每级载荷振动时间不低于 5 min,并保存各测量点的响应曲

线。

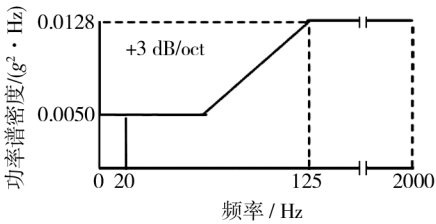


图 1 振动试验谱

Fig. 1 Vibration test spectrum

1.2 试验结果

分别在发射装置前挂点、后挂点附近的试验夹具上选取 1 个点作为控制点^[7-8],在发射装置、导弹上选取若干个点作为测量点,传感器布置位置如图 2 所示。按试验条件进行试验测试^[9-10],试验结果如图 3 所示。

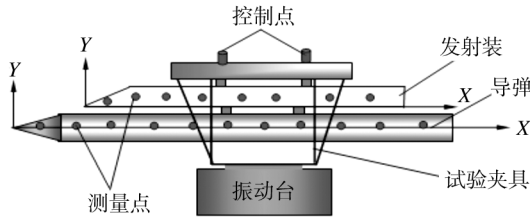


图 2 振动试验中的传感器布置

Fig. 2 Disposition of the sensors in the vibration test

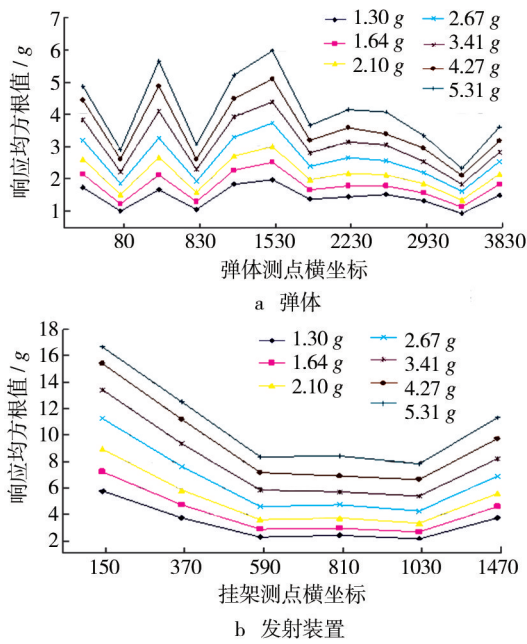


图 3 各测点的测量值分布关系

Fig. 3 Relationship between test points of measure values distribution

1.3 结果讨论

由图3a可知,弹体上各测点的加速度响应量值随激励载荷的增加而增加,但弹体的个别响应小于激励载荷。表明作为细长体的导弹弹体为一相对柔软的弹性体,将部分输入载荷吸收,使得响应量值有所减弱,对于响应增大的测点则为弹体的振动模态响应的结果。

由图3b可知,发射装置上的振动响应随激励载荷的增大而增大,靠近前后挂点的3个响应测点对输入载荷的放大较小,而发射装置的前端和后端出现显著的增大,使得发射装置表现为一个中间支持、两端自由的双悬臂梁特征。

综合以上两点,并与某飞行状态中的发射装置和导弹受载分析进行对比,可以看出:空中实际振动响应均值不为0,常规地面试验中导弹和发射装置的振动响应特性与空中实际状态不一致,无法模拟实际载荷分布情况。应寻求一种新的试验方式,以更好地对产品进行地面试验考核。

2 综合振动试验

2.1 目的

为更加真实地考核空空导弹发射装置在模拟飞行载荷条件下发射装置的结构抗振动疲劳能力,开展静载荷、振动载荷综合作用下的地面振动试验方法研究,以实现振动应力均值不为0的发射装置振动耐久试验,保障产品的安全性和可靠性。

2.2 发射装置载荷分析

1) 振动载荷。安装在喷气式飞机上的设备的振动环境主要来自4个方面:发动机噪声对飞行器结构的激励、沿飞行器结构外部的气动扰流、炮击重复脉冲压力的激励以及飞行器的机动飞行、气动抖振、着陆、滑跑等引起的机体结构的振动。喷气式飞机组合式外挂的振动环境主要有:正常挂飞和机动飞行。正常挂飞振动主要是在飞机携带下经受的振动;机动飞行振动主要是指飞机做高性能机动飞行时外挂上引起的振动,机动飞行时振动量值很高。

2) 静载荷。导弹及发射装置所受静载荷由气动载荷与惯性载荷两部分组成。根据某飞机飞行状

态中的发射装置和导弹受载分析,气动载荷中的一部分以静载作用形式出现,而在过载飞行过程中惯性力也以静载形式对结构连接点产生力和力矩作用。因此,实际飞行过程中发射装置受到振动载荷和静力载荷同时作用。

2.3 载荷的简化

结合实际使用过程中气动载荷和惯性载荷对机载外挂物的作用形式,将每次飞行过程中所产生的常规疲劳问题简化成恒定载荷^[11-12],并叠加作用于整个振动环境试验之中。将其简化为无静载、中、高载荷量级等3种叠加静载工况,静载的作用时间按实际使用寿命时间等效到振动环境试验中。

3 试验方法

3.1 试验载荷的模拟

试验中的受试组件是指试验样品及连接试验样品和试验夹具所组成的试验组件,它们在实际飞行过程中受到振动和气动、过载等载荷的作用。

试验中的振动载荷由电磁振动台提供。静力载荷由橡皮绳和胶布带、橡皮气囊、加载板(支架)等来模拟。静力载荷可根据载荷情况简化为单点和多点静载、均布静载和分区域均布静载等多种组合情况,同时根据其作用于试验组件的位置分为内力试验法和外力试验法。

1) 振动试验系统对负载的要求。振动激励载荷可利用垂直台和水平滑台实现产品三轴向的分别激励。由于振动台和水平滑台有承载能力的限制,因此进行夹具设计时应考虑试验夹具质量和质心对试验的影响。为保护振动台系统的正常工作,受试系统应满足振动台、水平滑台的承载限制,即试验夹具的质量应满足:

$$m_j \leq F_s / g_{rms} - m_D \quad (1)$$

$$\sum M \leq M_s$$

式中: F_s 为振动台实际推力,N; m_j 为夹具的质量,kg; m_D 为振动台动圈的质量+滑台的质量+试件的质量,kg; g_{rms} 为控制点试验谱的均方根加速度值, $1g=9.8\text{ m/s}^2$; M 为试验夹具和试验样品的质心对振动台及其滑台产生的力矩, $\text{N} \cdot \text{m}$; M_s 为振动台抗

弯矩能力, $N \cdot m$ 。

2) 振动环境的实现。利用数字式振动控制器的计算机终端设定并发出的振动试验载荷谱(依据标准),给振动台功率放大器形成驱动电流,从而使振动台产生满足要求的运动,并利用实时采集的加速度(或其他振动信号)反馈给振动控制器,以实现振动载荷的闭环控制。

3) 静载的模拟。发射装置和导弹上所受到的气动载荷及过载在地面试验中可利用静力载荷形式以其合适的加载装置来模拟,橡皮绳、橡皮气囊多被用于振动环境试验中其他力学条件的模拟^[13]。主要是这些加载工具对结构的动力学特性影响较小,同时施加载荷的方向、大小在试验过程中基本保持不变,如图 4 所示。

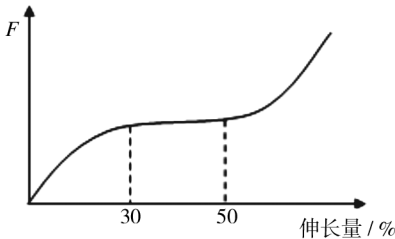


图 4 橡皮绳伸长量与外载的关系示意

Fig. 4 Relationship between elongation of elastic rope and external load

3.2 试验样品

空空导弹武器系统,包括发射装置、导弹(或模拟弹)。

3.3 试验夹具

进行静载和振动载荷联合加载试验时,夹具设计应注意^[14—15]:夹具应有足够的刚度和强度,确保试验正常进行;夹具与试件的安装应模拟试验件的安装状态和边界条件;静力加载装置应根据载荷的类型(力、力矩)来设计;试验样品组件的重心(矩心)应满足振动台试验系统的要求;夹具应便于试件的安装和试验参数的测量。此外,静载作为试验样品组件内力的试验方法适用于小构件或利用大型振动台来试验振动环境;当静载为外力时,受振动台系统的限制较少,夹具易设计且质量轻,但必须在试验中采取反向平衡载荷(力 F 或力矩 M)消除静载荷对振动台系统的影响。

总之,就空空导弹武器系统在静力载荷作用下的振动环境试验而言,对其在飞行过程中的受力情况进行分析可知,整个装置存在单点静力、单点弯曲力矩及翼面产生的弯曲力矩等多种形式的载荷,应采用外力施加法进行其振动环境试验。

3.4 加载装置

当试验研究对象为细长体时,试验夹具不仅要在保证振动台的激励真实地传递给受试构件,试件与夹具连接部位也应模拟其与飞机机体的连接形式和连接刚度。同时为满足振动台推力要求,夹具采用整体桁架钢结构进行设计和加工,分别包括加载板(加载支架)、试件与机体连接的模拟件、静力载荷的加载部件,所有加载方式的实施均在支持的夹具上完成,并按如图 5、图 6 所示进行试验夹具和加载装置的设计、加工。

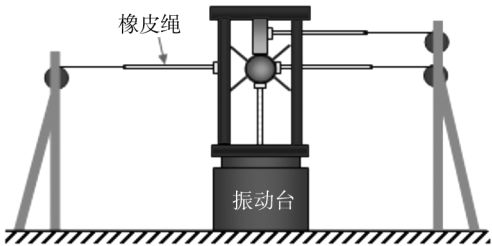


图 5 侧向外力加载方式示意

Fig. 5 Loading method schematics of the lateral external stress

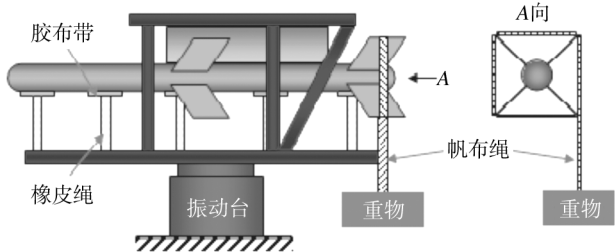


图 6 垂直内力和扭转内力矩加载方式示意

Fig 6 Loading method schematics of the vertical internal force and inner torque

图 5、图 6 中加载方式的说明如下所述。

- 1) 胶布带/橡皮绳:模拟飞行中的气动力或机动飞行过程中的惯性过载,通过改变橡皮绳的规格或多种规格橡皮绳的组合实现载荷的正确施加。
- 2) 帆布带/重物:模拟翼面气动载荷形成的对弹体的扭转力矩,通过确定重物的质量实现载荷的

正确施加,需在夹具上利用橡皮绳施加反向平衡力矩。

3) 橡皮绳/手动葫芦:模拟飞行中试样受到的弯矩载荷,另需在夹具上利用橡皮绳施加反向平衡力矩。

3.5 控制点的选择

控制点应选取在发射装置与夹具的连接点附近。

3.6 试验轴向和持续时间

以振动时间作为总试验时间,静载作用时间按实际使用过程中出现频次占其使用总寿命的比率等效到振动试验中。

1) 振动时间:按产品的标准和技术规范进行。

2) 静载作用时间:首先依据飞行任务剖面归纳发射装置和空空导弹所受外力载荷严酷的阶段和受载状况,以及它们占总飞行时间的比率,依次确定在振动试验中3种载荷的组合形式、大小及它们的作用时间。

3.7 试验方法

根据发射装置结构部件实际受载的特点,静载条件应采用系统外力为主,并按需求设置系统内力,以减少受试系统的质量,选取垂直激励方式实施,以实现力学条件和振动联合作用下飞机结构的振动环境试验。

试验按照标准或规范要求的振动试验要求进行。

4 结语

目前,叠加静载的组合振动试验技术已在多项飞机结构件的振动环境试验中得到广泛应用。其中多将部分气动载荷和惯性载荷简化为静载,按飞行状态等效为无静载、中、高载荷量级等3种静载工况,静载的作用时间按实际使用寿命时间等效到振动环境试验中。

机载外挂物在空中实际振动响应均值不为0,常规地面试验中导弹和发射装置的振动响应特性与空中实际状态不一致,无法模拟实际载荷分布情况。对于发射装置的组合振动试验,应在上述方案基础

上进行广泛深入的研究,以提出更为合理静力施加方案,从而获得更为有效振动考核试验技术。

参考文献:

- [1] SAUNDERS D S, STIMSON M G, BAILEY R, et al. Investigation of Fatigue Cracking on LAU-7A Launcher Housing[R]. AR-008-405, 1995.
- [2] 邵闯, 黄文超. 机载设备的噪声环境试验研究[J]. 装备环境工程, 2009, 6(3): 46—50.
SHAO Chuang, HUANG Wen-chao. Study of Noise Environmental Test of Air-borne Equipment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2009, 6(3): 46—50.
- [3] 何胜帅, 陈立伟, 强笑辉, 等. 航空发动机叶片高应力振动疲劳试验技术研究[J]. 装备环境工程, 2013, 8(4): 41—46.
HE Sheng-shuai, CHEN Li-wei, QIANG Xiao-hui, et al. High Stress Vibration Fatigue Test Technology of Aero-engine Blade[J]. Equipment Environmental Engineering, 2013, 8(4): 41—46.
- [4] 张胜利, 倪冬冬. 机载导弹武器系统导轨式发射的安全性设计[J]. 航空兵器, 2006, (6): 24—27.
ZHANG Sheng-li, NI Dong-dong. Safety Design for Rail Launcher of Airborne Missile Weapon System[J]. Aero Weaponry, 2006, (6): 24—27.
- [5] GJB 67A. 8—2007, 军用飞机结构强度规范[S].
GJB 67A. 8—2007, Military Airplane Structural Strength Specification[S].
- [6] 张堃, 陈晓冬. 某发射装置失效分析[J]. 失效分析与预防, 2007, 2(1): 42—45.
ZHANG Kun, CHENG Xiao-dong. Failure Analysis for a Launcher[J]. Failure Analysis and Prevention, 2007, 2(1): 42—45.
- [7] GJB 150. 16—86, 军用设备环境试验方法 振动试验[S].
GJB 150. 16—86, Environmental Test Methods for Military Equipments- Vibration Test[S].
- [8] 张建, 张汉伟, 盛德兵, 等. 发射装置中振动控制点选择方法分析[J]. 重庆理工大学学报(自然科学), 2012(12): 40—46.
ZHANG Jian, ZHANG Han-wei, SHENG De-bing, et al. The Selection Method Analysis of Vibration Control Point for Suspension Type Launch Equipment[J]. Journal of Chongqing University of Technology (Natural Science), 2012(12): 40—46.

- [9] 董周战,李石山. 关于发射装置的随机振动试验条件的确定[J]. 航空兵器,2001(6):44—47.
DONG Zhou-zhan, LI Shi-shan. Determination of Test Conditions about Launcher Random Vibration Test[J]. Aero Weaponry,2001(6):44—47.
- [10] 郭迅,郭强岭. 空空导弹振动试验条件分析[J]. 装备环境工程,2012(3):99—103.
GUO Xun, GUO Qiang-ling. Analysis of Vibration Test Condition of Air-to-Air Missile[J]. Equipment Environmental Engineering,2012(3):99—103.
- [11] NEIL BISHOP, MSC FRIMLEY, ALAN CASERIO, et al. Vibration Fatigue Analysis in the Finite Element Environment[C]//XVI Encuentro del Grupo Espanol de Fractura Torremolinos. Spain,1999.
- [12] 谢军虎,占学红. 某型轨式发射装置振动疲劳强度分析[J]. 弹箭与制导学报,2012,10(5):171—174.
XIE Jun-hu, ZHAN Xue-hong. The Research on Vibration Fatigue Strength of Rail Launcher[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2012, 10(5): 171—174.
- [13] 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.
CAO Qi, SHAO Chuang, YAO Qi-hang. Research on Vibration Environment Test Technology of Aircraft Structure Combined with Fatigue or Static Load[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1998,19(4):75—77.
- [14] SHAO Chuang, FANG Ke-qiang. Study on Vibration Experiment for Aircraft Structure under Static Loads[C]//ICRMS2009. Chengdu,2009.
- [15] 邵闯,方可强. 静载作用下的飞机结构振动环境试验研究[J]. 机械科学与技术,2009,28(11):1505—1508.
SHAO Chuang, FANG Ke-qiang. Study on Aircraft Structural Vibration Environmental Test under Static Load[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering,2009,28(11):1505—1508.

(上接第 129 页)

- [5] KUMAR,STEPHENSON L D,GERDES G. Corrosion Related Costs for Military Facilities[C]//Proceedings of Corrosion/2004 Conference. Houston: NACE International,2004.
- [6] AGARWALA V S. Control of Corrosion and Service Life[C]//Proceedings of Corrosion/2004 Conference. Houston: NACE International,2004.
- [7] BUDNICK J. NAVAIR Air Vehicle Corrosion Challenges[C]//Tri-Service Corrosion Conference. Las Vegas,2003.
- [8] BARTER S A,SHARP P K,CLARK G. The Fail of an F/A-18 Trailing Edge Flap Hinge[J]. Engineering Fail. Analysis,1994,1(4):255—266.
- [9] SAVELL C T,BORSOTTO M,NUNNS G E,et al. Intelligent Agents for Corrosion Prevention in New Vehicle Design[C]//NACE 2003. San Diego, C A,2003:03218.
- [10] SAVELL C T,HANDSY I C,AULT P,et al. Accelerated Corrosion Expert Simulator (ACES)[C]//DoD Corrosion Conference. Washington D C,2009.
- [11] DALLEK S,FOLEY R T. Propagation of Pitting on Aluminum Alloys[J]. Journal of the Electrochemical Society, 1978,125(5):731—733.
- [12] Mills T,SHARP P K,LOADER C. The Incorporation of Pitting Corrosion Damage into F-111 Fatigue Life Modeling,DSTO-RR-0237[R]. Melbourne: DSTO,2002.
- [13] SHARP P K,BARTER S A,CLARK G. Localised Life Extension Specification for the F/A-18 Y470 X19 Pocket, DSTO-TN-0279[R]. Melbourne: DSTO-AVD. 2000.
- [14] SZKLARSKA S. Pitting Corrosion of Metals[M]. Houston, Texas: National Association of Corrosion Engineers (NACE),1986.
- [15] MA L,HOEPPNER D W. The Effects of Pitting on Fatigue Crack Nucleation in 7075-T6 Aluminum Alloy[C]//Proceedings of the FAA/NASA International Symposium. NASA Conference Publication,1994.
- [16] ALVAREZ A. Corrosion on Aircraft in Marine-tropical Environments: a Technical Analysis[J]. Materials Performance,1997,36(5):33—38.
- [17] SUYITNO B M,SUTARMADJI. Corrosion Control Assessment for Indonesian Aging Aircraft[J]. Anti-corrosion Methods and Materials,1997,44(2):115—122.