

导弹飞行振动环境地面模拟试验方法

刘青林, 陈颖, 田光明, 李明海

(中国工程物理研究院 总体工程研究所, 四川 绵阳 621900)

摘要: 分析了导弹飞行环境的载荷特征和环境条件, 指出了目前常用的试验方法在某些情况下存在的不足。简要介绍了振动-噪声复合试验方法及柔性悬挂-多点激励试验方法, 并分析了其优、缺点。振动-噪声复合试验方法可更有效地模拟飞行过程中的宽频带振动环境, 多点激励试验方法可对飞行过程中的面载荷进行有效模拟, 采用柔性悬挂可模拟飞行过程中的自由边界。这些试验方法与传统试验方法相互补充, 可更精确地模拟导弹飞行振动环境。

关键词: 宽频带; 面载荷; 自由边界

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2016.05.011

中图分类号: TJ01; TB114

文献标识码: A

文章编号: 1672-9242(2016)05-0068-08

Laboratory Test Methods of Vibration Environment for the Flying Missiles

LIU Qing-lin, CHEN Ying, TIAN Guang-ming, LI Ming-hai

(China Academy of Engineering Physics, Institute of Systems Engineering, Mianyang 621900, China)

ABSTRACT: In this paper, the load characteristics and the test conditions of the environment for the flying missiles are analyzed, and the shortcomings of the traditional test methods in some cases are pointed out. The vibro-acoustic environment test method and the flexible suspension-multi exciter vibration test method are introduced briefly. Also their virtues and shortcomings are analyzed. The vibro-acoustic environment test method can reproduce the broadband vibro-acoustic environment more accurately, and the multi-exciter vibration test method is more suitable to simulate the surface distributed load in flight. The flexible suspension method can simulate the free boundary conditions. All these test methods can complement the conventional test methods. And the rational application of these methods can reproduce the environment of the flying missiles more accurately.

KEY WORDS: broadband; surface distributed load; free boundary

导弹武器系统在其寿命周期内可能会经历贮存、运输、飞行等任务环境^[1], 其中飞行过程所遭受的环境载荷最为严酷。高速飞行的导弹, 外表面的高超音速绕流流场将诱发复杂的振动、过载、高

温及其他环境, 其中振动环境有可能造成结构破坏、松动、电路板焊点脱落等, 直接影响到了装备的可靠性。因此, 对导弹飞行振动环境与地面模拟试验方法进行研究是装备环境工程专业的一项重要

收稿日期: 2016-08-04; 修订日期: 2016-08-07

Received: 2016-08-04; Revised: 2016-08-07

作者简介: 刘青林(1978—), 男, 山东烟台人, 硕士, 高级工程师, 主要研究方向为振动理论与应用。

Biography: LIU Qing-lin (1978—), Male, from Yantai, Shandong, Master, Engineer, Research focus: vibration theory and application

要工作内容。

1 导弹飞行环境分析

1.1 载荷特征

与其他任务剖面相比,导弹高速飞行过程中所经历的振动环境主要有以下特征。

1) 宽频带:飞行过程中结构振动响应的主要特点之一为载荷及响应频域范围宽。其中,由机械传递的振动的频率范围为 $0 \sim 2\,000$ Hz,而噪声激励的频率范围可达 $10 \sim 10\,000$ Hz^[2-4]。振动激励对质量-弹簧类结构作用效果更为明显,噪声激励对板壳类结构作用效果更明显^[5],且导弹内部结构复杂,各元器件有其不同的敏感频段,因此要求地面模拟试验载荷频率范围尽可能与实际一致。

2) 面载荷:导弹的起飞及再入阶段是在大气层内飞行,作用于壳体外表面的气动湍流是弹上设备振动环境的主要能量来源^[6],受弹体外形、飞行速度、攻角等的影响^[7],气动湍流在壳体的不同部位产生的振动载荷有较大的差异^[8]。

3) 自由边界:导弹飞行过程中其边界处无任何约束,在外激励作用下,其模态响应以及结构内部的振动传递均是自由边界条件。

导弹飞行振动环境的宽频带、面载荷、自由边界三个特征,对地面振动模拟技术提出了特殊要求,为了更真实地对导弹飞行振动环境进行模拟,考核飞行振动环境下导弹的结构完整性和工作可靠性,制定合理的振动试验条件,并采用合适的地面试验方法是很有必要的。

1.2 现有方法的不足

受地面试验技术条件限制,目前针对飞行振动环境常用的地面模拟试验方法是采用基础激励振动试验模拟 $2\,000$ Hz 以下的振动环境^[9]。在实施时,将试验件通过理想刚性夹具与振动台相连接,振动台产生的激励只能通过夹具与振动台的连接(如包带)处传递给产品^[10-11],试验系统如图 1 所示。

该试验方法有一定的有效性,但也有其局限性,主要体现在以下方面:

1) 单项振动试验难以模拟飞行过程中载荷的宽频带特性。随机振动试验时,能量传递路径相当于一个低通滤波器,在基础频率以上的激励频率开

始衰减,从而造成高频能量无法有效传递到结构上相应的部位^[12-13];噪声试验受试验室自身容积的限制,低频区(200 Hz 以下)模态密度偏小,往往在低频区难以对结构固有特性充分激励。在某些情况下,复合环境对产品结构的作用结果并不是每个单项环境作用结果的简单迭加,复合载荷有可能激发单项载荷无法激发的故障模式^[14]。

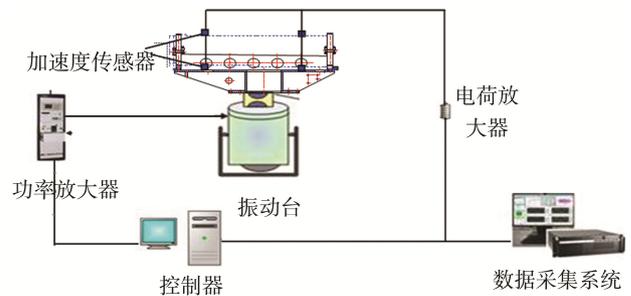


图 1 振动试验系统

Fig.1 Schematic diagram of the vibration testing system

2) 单台基础激励振动试验无法模拟飞行振动环境载荷的面分布特性。导弹的起飞过程中,气动湍流作用于壳体外表面,其能量传递路径是从壳体外表面传至内部结构,且在壳体的不同部位产生的振动载荷有较大的差异。单台基础激励实质上是把试验件受到的面载荷转换变成了集中载荷,且单台激励只能对一个点的响应情况进行控制(多点控制时实际是通过一定的算法将多个点的响应合成为一个虚拟的点),控制系统难以兼顾试验件上的多点响应情况,由此可能导致结构局部欠试验或过试验^[15-16]。

3) 试验过程中试验件安装固定方式与飞行过程中的自由边界不吻合。在振动试验实施时,将试验件通过夹具与振动台相连接,把自由边界状态变成了约束状态。与自由边界相比,约束边界状态下结构的模态振型、模态频率必然出现明显的变化,结构响应与真实状况必然存在较大的差异^[17]。

近年来,为提高地面模拟试验的真实性,国内外诸多学者围绕飞行振动环境的宽频带、面载荷、自由边界特性的地面模拟试验方法开展了研究,取得了一系列研究成果。晏廷飞^[18]等通过对某产品声振组合环境试验与单项试验效果进行对比,验证了振动-噪声复合试验方法的有效性;杨江^[19]等开展了航天器组件声振组合试验及仿真技术的研究;赵保平^[20-21]、王梦魁^[22]、张殿坤^[23]等对目前振动试验存在的问题进行了分析,并对多维振动试验方法

的优点及技术难点进行了阐述。中国工程物理研究院总体工程研究所也在这些方面开展了大量的研究工作,在飞行振动环境载荷的宽频带特性模拟方面,开展了振动-噪声复合试验方法研究;在飞行振动载荷面分布载荷特性及自由边界模拟方面,开展了柔性悬挂-多点激励试验方法研究;在试验平台搭建、载荷协调加载、试验程序制定等方面取得了一系列研究成果,有效提高了飞行振动环境模拟真实性,同时推动了试验技术的发展。

2 振动-噪声复合试验

2.1 试验原理及系统构成

振动-噪声复合试验的原理即同时将这两种载荷施加到试件上,其中振动载荷由振动台施加,噪声载荷通过混响场噪声试验系统或行波管噪声试验系统施加。试验时,振动台放置在混响室内(用行波管噪声试验系统时,振动台置于行波管底部),试件通过夹具固定在振动台上。给试件同时施加振动和噪声两种载荷,用二者的组合试验来弥补随机振动试验高频段和噪声试验低频段的能量不足^[24]。

其系统构成如图2所示,主要包括噪声试验子系统和振动试验子系统两大部分。噪声试验子系统由气源、发声器(扬声器)、混响室、传声器、控制器、数据采集系统、功率放大器等组成;振动试验子系统由振动台、加速度传感器、控制器、功率放大器、数据采集系统等组成。

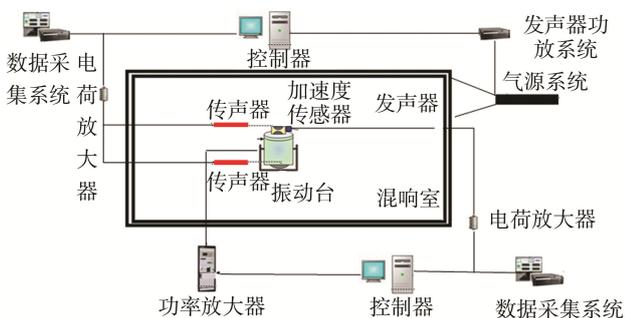


图2 振动噪声复合试验系统

Fig.2 Schematic diagram of the vibro-acoustic testing system

2.2 试验控制

2.2.1 控制方式选择

单项噪声试验有三种控制方式,单项振动试验有五种控制方式,对两种载荷的控制方式进行组合

后,分析可用于振动-噪声复合试验的控制方式,图3中连线的组合理论上都可用于振动-噪声复合试验。

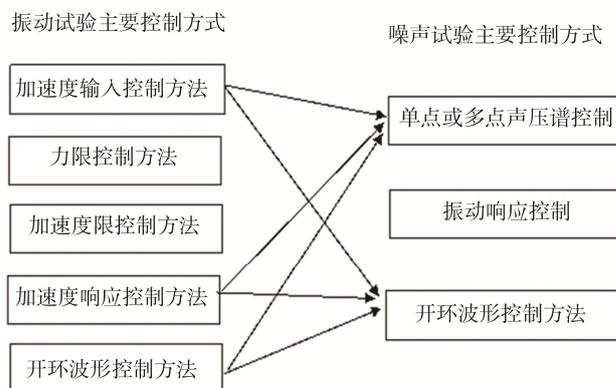


图3 振动-噪声复合试验控制方式

Fig.3 Control method of the vibro-acoustic test

与闭环控制相比,开环控制中两种载荷基本可以认为是相互独立的,更易于实现,但闭环控制可更精确控制两种载荷的量级及谱形。因此,推荐两种载荷均采用闭环控制的控制方式。

2.2.2 两种载荷同时施加对控制结果的影响

2.2.2.1 振动对噪声控制结果影响

振动台运行会出现明显的噪声,这类噪声不是由发声器产生的,不受噪声控制器的控制。若在某些频段出现运行噪声量级过大,可能会对噪声控制结果造成明显影响。通过实测多种工况下随机振动试验时振动台的运行噪声,结果表明,大部分情况下,振动台运行噪声总声压级在120 dB以下。

关于噪声试验条件, GJB 150.17A—2009 和 MIL-STD-810F 都有这样的描述:如果宽带随机噪声总声压级不超过130 dB或每赫兹带宽小于100 dB,则噪声试验是不需要的。即标准认为有必要进行噪声试验的试验条件是总声压级不低于130 dB。

通常情况下,振动台运行噪声比噪声标准谱低10 dB以上。分贝(dB)反映能量之间的对数关系,将这种关系转换为线性差异,振动台运行噪声不超过标准声谱总能量的3%。若在进行总声压级130 dB噪声试验过程中,振动台运行的噪声为120 dB,将其迭加到噪声试验标准谱上,在单个1/3倍频程频段上的总声压级增量不超过0.5 dB,在全频段上总声压级增量不超过0.2 dB,其产生的增量均低于国军标所规定的允差限(总声压级 ± 3 dB, 1/3倍频程声压级 $\pm 4 \sim \pm 10$ dB)。由此可见,即使不考虑噪声控制器的均衡能力,振动台运行噪声也基本不会

造成噪声控制超出允差限，因此在试验过程中，振动台运行噪声对噪声控制的影响基本可忽略。

2.2.2.2 噪声对振动控制结果影响

若振动控制点所在位置对噪声载荷响应较明显，振动控制器无法抑制该响应，也有可能引起超差。根据噪声载荷的特点分析，噪声载荷对薄壳类结构作用明显，对刚度较好的部位作用效果较差。总声压级 150 dB 噪声载荷作用下，15 mm 厚钢板和 5 mm 厚铝板上的响应如图 4 所示。

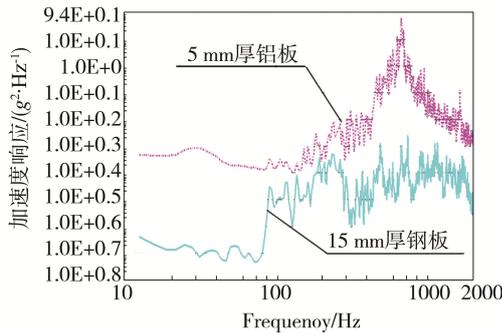


图 4 150 dB 噪声场中 15 mm 厚钢板与 5 mm 厚铝板加速度响应对比

Fig.4 Acceleration responses of the 15mm steel panel and the 5 mm aluminum in noise level of 150 dB

从图 4 可以看出，15 mm 厚钢板上的响应基本在 0.001 g²/Hz 以下。振动-噪声复合试验时，若选择该点为振动控制点，试验条件为目前型号试验常见的 0.02 ~ 0.13 g²/Hz 量级范围，因噪声载荷引入的结构响应不超过振动试验量级的 1/10(不考虑信

号相关性)，这种差异在控制器可调范围以内，且在 ±3 dB 允差范围以内。因此，噪声载荷对振动控制的影响在可接受范围。5 mm 厚铝板在 450 ~ 1500 Hz 频段响应超过 0.01 g²/Hz，最大响应出现在约 670 Hz，最大值为 67 g²/Hz。若该点作为复合试验振动控制点，则会出现严重超差。事实上，在实施过程中，这种情况会导致控制器自检过程中信噪比过差而无法启动，从而导致试验无法进行。

由此可见，噪声载荷对振动控制结果的影响程度会因控制点位置不同而有很大差异。只要控制点处的刚度足够，这种影响在可接受范围内。对于结构响应控制，由于控制点位于试件上，若控制点处试件刚度较弱，则可能导致复合试验无法进行，因此合理选择控制点位置对复合试验的实施有重要意义。

2.3 试验程序设计

复合试验准备阶段振动方面需先根据试验条件与试件质量估算所需的设备能力，振动夹具准备，试验设备状态检查、试运行等。噪声方面的准备工作包括噪声贮气罐充气，根据试验谱形及控制点分布调试控制参数，噪声试验设备试运行等^[25]。

正式试验阶段主要流程如图 5 所示，其中振动试验系统、噪声试验系统应通过在控制器内时间同步设置，尽量使振动载荷与噪声载荷同时达到试验量级，避免因加载时间不精确造成的欠试验或过试验。

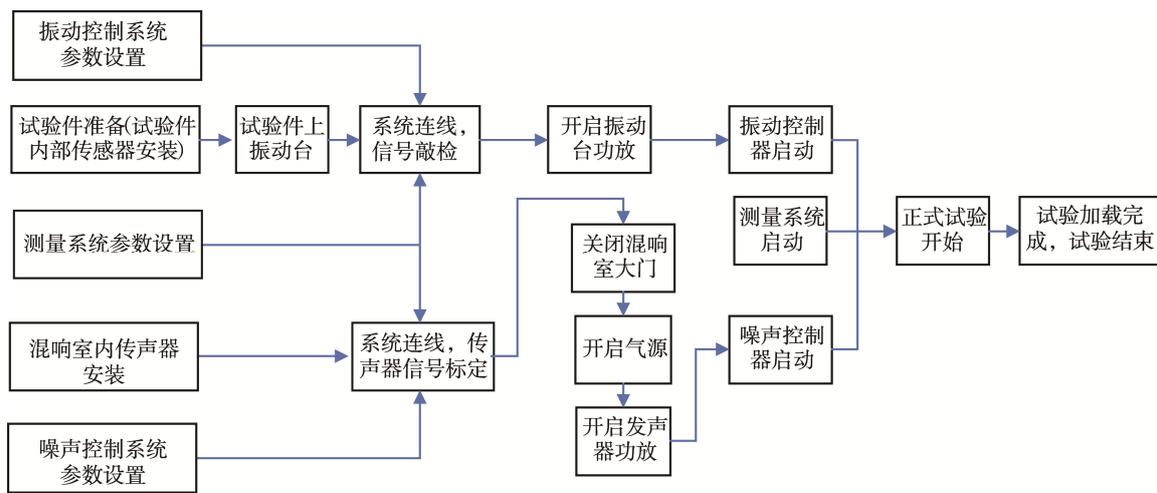


图 5 振动-噪声复合试验主要流程
Fig.5 Flow chart of the vibro-acoustic test

3 柔性悬挂-多点激励试验

3.1 试验原理与系统构成

多点激励振动试验原理是通过多个激振器同时对一个试件施加振动载荷,并通过多输入多输出控制系统控制目标点或界面的运动响应,使试件作多自由度或单自由度振动,模拟实际的随机振动、周期振动环境或复现实测的振动时间历程^[26],以考核试件经受实际振动环境的能力。理想状态下,多个振动台协同加载可使试件在不同部位同时达到想要的不同载荷条件,提高试验模拟的置信度^[27-29]。多点激励试验系统主要包括两个及以上独立的振动台、多输入多输出振动控制系统、测量与分析系统以及柔性悬挂系统等,系统组成如图6所示。

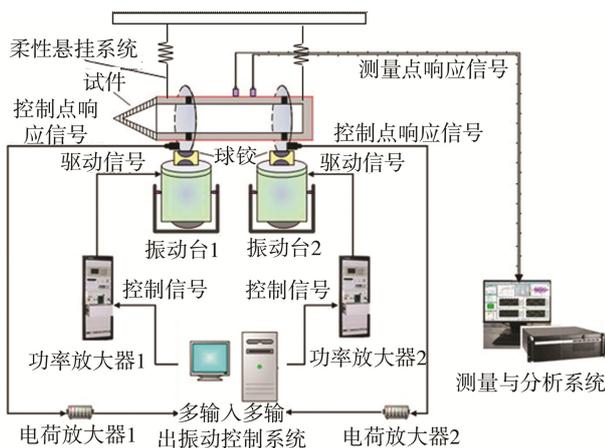


图6 多点激励试验系统

Fig.6 Schematic diagram of the multi-exciter vibration testing system

3.2 多点激励振动试验条件定义

多点激励振动试验条件是一个 $n \times n$ 阶的矩阵^[30], n 为控制目标点的个数, 见式(1):

$$\mathbf{G}(f) = \begin{bmatrix} G_{11}(f) & \cdots & G_{1n}(f) \\ \vdots & & \vdots \\ G_{n1}^*(f) & \cdots & G_{nn}(f) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: $G_{ii}(f)$ 为第 i 个目标点 ($i=1, 2, \dots, n$) 的振动加速度响应自功率谱密度函数; $G_{ij}(f)$ 为第 i 个和第 j 个目标点 ($i=1, 2, \dots, n, j=1, 2, \dots, n, i \neq j$) 的振动加速度响应互功率谱密度函数。

对于两点激励振动试验来说,激励源为2个独立的振动台,控制目标点 $n=2$, 因此式(1)试验

条件矩阵变为:

$$\mathbf{G}(f) = \begin{bmatrix} G_{11}(f) & G_{12}(f) \\ G_{12}^*(f) & G_{22}(f) \end{bmatrix} \quad (2)$$

当 $|\mathbf{G}(f)| \geq 0$, 两点激励振动试验条件才是物理可实现的。即:

$$G_{11}(f)G_{22}(f) - G_{12}(f)G_{12}^*(f) \geq 0 \quad (3)$$

由于

$$\gamma_{12}^2(f) = \frac{|G_{12}(f)|^2}{G_{11}(f)G_{22}(f)} \leq 1 \quad (4)$$

因此 $\mathbf{G}(f)$ 必定是半正定的,也即对两点激励振动试验来说,试验条件矩阵式(2)总是物理可实现的。

3.3 柔性悬挂系统设计

模拟导弹自由飞振动环境时,采用柔性悬挂系统可以更好地模拟其自由边界条件。柔性悬挂系统主要包括柔性挂索、结构支撑架等,此外还需要振动台激励所需的激励杆等。GJB 150.16A—2009 中没有包含多激振器振动试验的内容,但参照美军标 810F,外挂式产品的柔性悬挂方式有一些原则性的要求,在两点激励试验中应照此来开展柔性悬挂的夹具设计:结构支撑架弯曲振型的模态频率尽可能高,至少是外挂一阶弯曲频率的两倍,而且不与外挂的模态耦合;外挂、悬挂设备及结构支承架的组合刚体模态频率应在 5~20 Hz 之间,且低于外挂频率最低弯曲频率的一半^[31]。此外,还应考虑挂点安装、易于调整、激励传递等问题。

根据以上原则,在柔性悬挂系统设计过程中,选用的挂索应具备如下特性:

- 1) 挂索刚度可调。可根据不同试件质量要求,计算和组合得到不同刚度的挂索。
- 2) 挂索长度可调。可根据不同试件尺寸、振动台布局、悬挂支架的位置等,调整挂索长度,以满足试件安装要求。
- 3) 挂索受力可控。可监控各挂索的受力情况,并通过调整挂索长度来改变挂索受力,以保证各挂索受力均匀。

根据以上要求,设计的柔性挂索一般由三部分组成:长度可调的吊索、变形部件(橡皮绳组/刚弹簧组)、载荷测量部件(电子吊称/力传感器等)。

常见的柔性挂索弹性变形部件有两种,一种是橡皮绳,另一种是钢弹簧。橡皮绳悬挂的优点是刚

度可调、质量轻,其缺点是每根橡皮绳组件的多根橡皮绳长度难以完全一致,在使用过程中受力不均匀,且单根橡皮绳的刚度较低,对于质量较大的试件,需要采用多个橡皮绳组并联的设计。钢弹簧的优点在于生产加工工艺成熟,安装方便,单根钢弹簧的刚度范围较大,使得钢弹簧组的可调刚度范围很大,可以满足大质量试件悬挂的频率要求;钢弹簧组的缺点是与橡皮绳组相比较质量略大。总体来说,钢弹簧组的安装使用更为方便,可调节范围大,

安全性更好,因此试验中推荐选钢弹簧组作为柔性挂件。

3.4 试验程序设计

与传统试验方法相比,采用柔性悬挂方式。试验准备工作除了试验设备、测控仪器的准备外,还应包括结构支撑架准备、激振杆准备、柔性挂索准备等。采用柔性悬挂方式,试验的一般程序如图7所示。

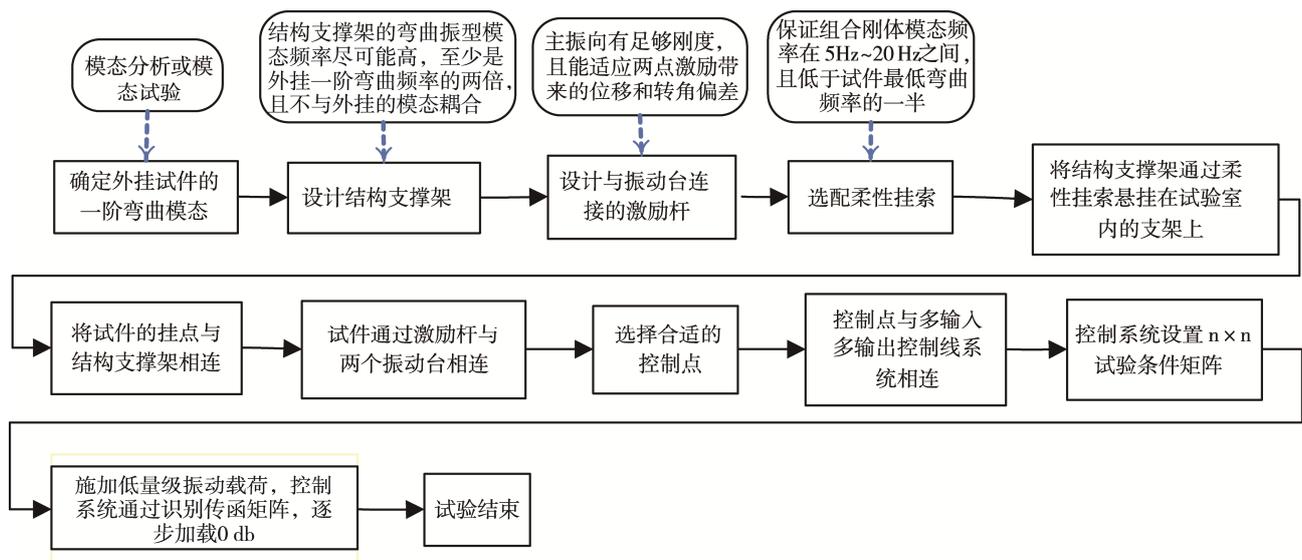


图7 多点激励振动试验程序

Fig.7 Flow chart of the multi-exciter vibration test

4 结论

与传统试验方法相比,新试验方法主要有以下优点。

1) 振动-噪声复合试验方法实现了振动与噪声载荷的同时加载,振动载荷可弥补噪声载荷在低频段的能量不足,噪声载荷则可直接作用于试件表面,有效避免了振动载荷高频能量的衰减问题,在某些情况下还可暴露单项试验所不能暴露出的故障模式。

2) 多点激励试验方法可使试件上多个点同时达到指定量级,可有效地模拟飞行过程中的面载荷加载环境,改善对整个外挂设备采用单台激励带来的局部欠试验或过试验现象。

3) 柔性悬挂方式可模拟导弹飞行过程中的自由边界,提高试验的精确性和有效性。

这些新试验方法与传统试验方法互为补充,可

为导弹飞行振动环境提供更精确、更有效的地面模拟环境。实际操作过程中应根据试件结构特征及使用环境的特点,选取合适的试验方法。

参考文献:

- [1] 蔡健平, 张萌, 赵婉. 舰载导弹武器全寿命期环境剖面确定方法[J]. 装备环境工程, 2014, 11(5): 92—96.
CAI Jian-ping, ZHANG Meng, ZHAO Wan. Determination Method of Life Cycle Environmental Profile for Shipboard Missile Materiel[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(5): 92—96.
- [2] 邹元杰, 韩增尧, 张瑾. 航天器全频域力学环境预示技术研究进展[J]. 力学进展, 2012, 42(4): 445—454.
ZOU Yuan-jie, HAN Zeng-yao, ZHANG Jin. Research Progress on Full Frequency Prediction Techniques of Spacecraft's Mechanical Environment[J]. Advances in mechanics, 2012, 42(4): 445—454.
- [3] 骆寰宇, 邓忠民, 孙兰, 等. 飞行器声振动力学环境响应预示方法[J]. 战术导弹技术, 2012, 11(6): 22—27.
LUO Huan-yu, DENG Zhong-min, SUN Lan, et al. The

- Methods of the Response Prediction of Aircraft under Acoustic Vibration Environment[J]. Tactical Missile Technology, 2012, 11(6): 22—27.
- [4] 谢久林, 杨松, 张俊刚, 等. 航天器声振动力学环境响应分析[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(2): 83—85.
XIE Jiu-lin, YANG Song, ZHANG Jun-gang, et al. The Response Prediction of the Spacecraft under Acoustic Vibration Environment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(2): 83—85.
- [5] 李春丽, 陈强洪, 蒲永飞. 随机振动试验和噪声试验的有效性分析[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(3): 187—189.
LI Chun-li, CHEN Qiang-hong, PU Yong-fei. Spacecraft Vibration Test Optimization in System and Component Level[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(3): 187—189.
- [6] Jet Propulsion Laboratory. Preferred Reliability Practices: Random Vibration Testing[R]. Washington D C: National Aeronautics and Space Administration, PT-TE-1413, 1996.
郭强岭, 郭迅. 内埋武器噪声环境试验方法探讨[J]. 装备环境工程, 2014, 11(1): 93—96.
- [7] GUO Qiang-ling, GUO Xun. Discussion on Acoustic Noise Test Method of Internal Captive Weapon[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(1): 93—96.
- [8] 刘凯. 基于实测数据的空空导弹自由飞振动条件制定方法研究[J]. 装备环境工程, 2014, 11(5): 114—118.
LIU Kai. Study on the Method of Making Free Flight Vibration Profile for Air-to-air Missile Based on Measured Data[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(5): 114—118.
- [9] SHORTER P J, LANGLEY R S. Vibro-acoustic Analysis of Complex Systems[J]. Journal of Sound and Vibration, 2005, 288(3): 669—699
- [10] 于韶明, 卫国, 杨峰, 等. 振动试验夹具设计与实践[J]. 装备环境工程, 2014, 11(2): 81—86.
YU Shao-ming, WEI Guo, YANG Feng, et al. Fixture Design and Practice for Vibration Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2014, 11(4): 369—373.
- [11] 刘继承, 周传荣. 某机载雷达天线振动试验夹具设计[J]. 振动、测试与诊断, 2003, 23(3): 210—212.
LIU Ji-cheng, ZHOU Chuan-rong. Design of Vibration Test Fixture for Middle Part of Airborne Radar Antenna[J]. Journal of Vibration, Measurement & Diagnosis, 2003, 23(3): 210—212.
- [12] 邓卫华, 俞伟学, 施修明. 小卫星随机振动试验和噪声试验对比研究[J]. 航天器工程, 2009, 18(1): 79—82.
DENG Wei-hua, YU Wei-xue, SHI Xiu-ming. Comparative Research between Random Vibration Test and Acoustic Test for Small-satellite[J]. Spacecraft Engineering, 2009, 18(1): 79—82.
- [13] ABDELKADER F, ROBINSON J H. On the Erect of Acoustic Coupling on Random and Harmonic Plate Vibrations[J]. AIAA Journal, 1993, 31(11): 1992—1997.
- [14] SCHARTON T D. Vibration and acoustic testing of spacecraft[J]. Sound and Vibration, 2002, 36: 14—19.
- [15] 陈颖, 田光明, 钟继根. 典型细长体结构的两点激励振动试验设计[J]. 航天器环境工程, 2013, 30(1): 68—71.
CHEN Ying, TIAN Guang-ming, ZHONG Ji-gen. Dual-exciter Vibration Test Design for a Typical Slender Structure[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2013, 30(1): 68—71.
- [16] 马兴瑞, 于登云, 韩增尧, 等. 星箭力学环境分析与试验技术研究进展[J]. 宇航学报, 2006, 27(3): 323—331.
MA Xing-rui, YU Deng-yun, HAN Zeng-yao, et al. Research Evolution on the Satellite-Rocket Mechanical Environment Analysis & Test Technology[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27 (3): 323—331.
- [17] 何永昌, 李建军, 吴炜. 战术导弹自由飞环境与试验台环境模态一致性研究[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(4): 1259—1262.
HE Yong-chang, LI Jian-jun, WU Wei. Research on Consistency of Modal of Airborne Under Free Environment and Test Environment[J]. Computer Measurement & Control, 2015, 23(4): 1259—1262.
- [18] 晏廷飞, 张俊刚, 方贵前, 等. 某航天器天线声振组合环境试验与单项试验对比研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 31(2): 154—157.
YAN Ting-fei, ZHANG Jun-gang, FANG Gui-qian, et al. A Comparison between Vibro-acoustic Environment Test and Single Environment Test for a Spacecraft Antenna[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 31(2): 154—157.
- [19] 杨江, 张俊刚, 方贵前, 等. 航天器组件声振组合环境试验与仿真技术[J]. 航天器环境工程, 2014, 31(4): 369—373.
YANG Jiang, ZHANG Jun-gang, FANG Gui-qian. Vibro-acoustic Environment Test and Its Simulation for Spacecraft Components[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2014, 31(4): 369—373.
- [20] 赵保平, 王刚, 高贵福. 多输入多输出振动试验应用综述[J]. 装备环境工程, 2006, 3(3): 25—32.
ZHAO Bao-ping, WANG Gang, GAO Gui-fu. Application of Multiple Input and Output Vibration Test System[J]. Equipment Environmental Engineering, 2006, 3(3): 25—32.
- [21] 赵保平, 孙建亮, 蔡骏文, 等. 航天动力学环境的最新进展与技术展望[J]. 装备环境工程, 2015, 12(3): 8—13.
ZHAP Bao-ping, SUN Jian-liang, CAI Jun-wen, et al. Recent Development and Prospect of Astrodynamics Environmental Technology[J]. Equipment Environmental Engineering, 2015, 12(3): 8—13.
- [22] 王梦魁. 多维振动环境试验的实践[J]. 装备环境工程, 2005, 2(3): 22—25.
WANG Meng-kui. Multi-dimensional Vibration Testing Practice[J]. Equipment Environmental Engineering, 2005, 2(3): 22—25.
- [23] 张殿坤, 邱杰, 王建军. 多维振动环境试验技术及其应

- 用[J]. 战术导弹技术, 2008(3): 34—37.
ZHANG Dian-kun, QIU Jie, WANG Jian-jun. Test Technology and Application of Multi-dimension Vibration Environment[J]. Tactical Missile Technology, 2008(3): 34—37.
- [24] 沈志强, 晏廷飞, 张俊刚等. 卫星产品声振组合试验技术研究[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(4): 395—399.
SHEN Zhi-qiang, YAN Ting-fei, ZHANG Jun-gang, et al. The Vibro-acoustic Test Technology for Satellite[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(4): 395—399.
- [25] 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 Airborne Equipment[J]. Equipment Environmental Engineering, 2009, 6(3): 46—50.
- [26] GJB 8547—2015, 军用装备多激振器振动试验方法[S].
GJB 8547—2015, Multi-exciter Vibration Test Method for Military Materiel[S].
- [27] HAMMA G A, STROUD R C, UNDERWOOD M A. A Review of Multi-axis/Multi-exciter Vibration Technology[J]. Sound and Vibration, 1996, 30(4): 20—27.
- [28] 张正平, 王宇宏, 朱曦全. 动力学综合环境试验技术现状和发展[J]. 装备环境工程, 2006, 3(4): 7—11.
ZHANG Zheng-ping, WANG Yu-hong, ZHU Xi-quan. Current State and Developing Trend of Combined Dynamic Environmental Test[J]. Equipment Environmental Engineering, 2006, 3(4): 7—11.
- [29] 樊世超, 冯咬齐. 多维动力学环境模拟试验技术研究[J]. 航天器环境工程, 2006, 23(1): 23—28.
FAN Shi-chao, FENG Yao-qi. Study on Multi-DOF Dynamic Environment Simulation Technology[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2006, 23(1): 23—28.
- [30] 陈颖, 刘青林, 韩宇航, 等. 多轴低频随机振动试验控制方式研究[J]. 航天器环境工程, 2009, 26(6): 523—527.
CHEN Ying, LIU Qing-lin, HAN Yu-hang, et al. The Control Modes in Multi-axial and Low-frequency Random Vibration Test[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2009, 26(6): 523—527.
- [31] 赵怀耘, 钟继根, 陈颖. 柔性悬挂两点激励振动试验系统设计[R]. GF 报告, GF-A0164244G, 2013.
ZHAO Huai-yun, ZHONG Ji-gen, CHEN Ying. Design of Flexible Suspension Dual-exciter Vibration Test System[R]. GF report, GF-A0164244G, 2013.