

机载战术导弹挂飞环境地面振动试验方案研究

魏英魁¹, 张晓颖²

(1.北京强度环境研究所, 北京 100076; 2.北京宇航系统工程研究所, 北京 100076)

摘要: 研究总结了某型机载战术导弹服役过程中所经受的振动激励主要来源, 同时研究分析不同激励方式对战术导弹吊耳载荷响应效果的影响, 确定该型机载战术导弹振动载荷加载方案。采用理论计算与有限元建模计算分析的方法, 分析比较不同激励方式对导弹吊耳载荷响应效果的影响。总结确定了该型机载战术导弹振动载荷的主要来源, 通过理论算例和有限元建模计算的方法分别计算了不同激励方式下导弹吊耳的载荷响应, 并最终确定了振动载荷加载激励方式。

关键词: 机载战术导弹; 挂飞; 振动试验; 环境适应性

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2018.01.015

中图分类号: TJ760.6⁺¹ **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2018)01-0070-04

Experimental Research on Ground Vibration Test of Airborne Tactical Missile in Hanging Flight Environment

WEI Ying-kui¹, ZHANG Xiao-ying²

(1. Beijing Institute of Structure and Environment Engineering, Beijing 100076, China;

2. Beijing Aerospace System Engineering Research Institute, Beijing 100076, China)

ABSTRACT: Origins of vibration driving for airborne tactical missile during its term of being used were summed up and influences of load response for missile lug through different driving methods were studied to confirm the program for its vibration test. Theoretical calculation and FEM were used to compare influences of load response for missile lug through different driving methods. Origins of vibration driving for air missile were summarized and ascertained. The load responses of missile lug under different excitation modes were calculated by theoretical calculation and finite element modeling and the driving method for vibration test was also confirmed in the end.

KEY WORDS: airborne tactical missile; hanging flight; vibration test; environment adaptability.

根据机载战术导弹的使用特点, 挂飞工况是其在服役过程中一个重要的使用剖面^[1-2], 文中根据某型机载战术导弹服役环境特点, 总结分析其机载期间遭受的振动载荷的来源与种类特点, 对采用不同激励方式对吊耳受力的影响进行了详细分析, 并最终确定了该型战术导弹挂飞环境适应性考核试验振动载荷加载方案。

1 振动源分析

某型高超音速战术导弹是一新型导弹系统, 机载使用期间配挂大型轰炸机进行挂飞。根据该型战术导

弹的使用特点, 挂飞工况是一个重要的使用剖面, 导弹对挂飞振动环境的适应性是后续自由飞行攻击目标的必要条件, 直接关系到飞行作战的成败。

首先从理论上分析导弹挂飞过程中振动的来源, 结合该型导弹挂飞环境剖面, 同时参考 GJB 150.16^[3]和 MIL-STD-810G^[4]中挂飞振动试验相关内容, 其挂飞过程中经受的振动环境载荷主要来源于以下三个方面。

1) 喷气发动机噪声。发动机噪声是喷气发动机排气羽流的边界上湍流产生的, 这种湍流在起飞开始阶段最大, 这时喷气与周围空气的速度差最大。对于

挂载导弹的飞机使用常规喷气发动机或低涵道比喷气发动机的情况，这类振源非常重要，因为这些发动机的排气速度非常高，这类振源在高频部分很重要，低频部分主要来自下面其他几个振源。

2) 导弹外部气动湍流。导弹振动主要由分布在导弹表面的气动湍流引起，对于单个导弹，激励与载机和在载机上的安装位置的关系相对不大。一般来讲，这类湍流对整个导弹的振动影响不大，但是它们可能对局部结构（如导弹舵系统）有严重影响，必然会增大导弹的振动量级。另外，振动激励受导弹技术状态、结构形式、质量密度和飞行动压的影响^[5-6]，这种环境的振动载荷低频和中频部分用机械激励来模拟。

3) 载机传递的振动。此类振动载荷是通过挂架结构传递到导弹上的，整个振动系统（飞机、挂架机构和导弹）是低频振动系统，系统的最低固有频率一般低于 20 Hz，将导弹与飞机振动的高频部分隔离。

从以上分析可以得出，该型机载战术导弹的高频振动主要由喷气发动机噪声引起，中低频振动主要是由导弹外部湍流激励引起，由于载机机翼、挂架和导弹组成的系统频率较低，导弹的低频振动主要是由于机翼低频振动产生。

2 试验系统设计

根据振源分布位置，且为了更加真实反应导弹、挂架和机翼的连接形式和刚度分布，选择导弹、挂架和机翼组合系统进行挂飞振动试验。导弹通过外挂悬挂设备悬挂在结构支撑体（模拟机翼阻抗）上，再将结构支撑体通过悬吊索柔性悬挂于试验室龙门架上。

根据振源选择挂飞振动试验的激励位置，将激励位置区域分为战术导弹（激励位置 A）和结构支撑体上（激励位置 B）两个区域。按上一节对该型战术导弹振动载荷来源分析，结构支撑体上的振源主要考虑低频（主要为 1~2 Hz）振动对弹体结构的疲劳特性的影响，战术导弹上振源主要考虑中高频（20~2000 Hz）振动对导弹结构和电气设备的疲劳特性的影响，挂飞环境适应性试验的振动试验系统如图 1 所示^[7-8]。

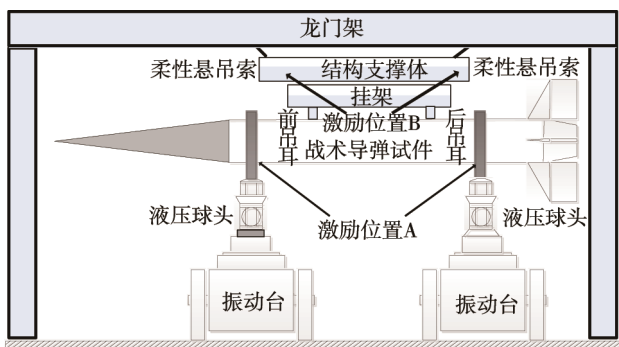


图 1 导弹、挂架和结构支撑体系统挂飞振动试验

3 影响理论分析

将导弹和挂架及结构支撑体分别简化为质量体，导弹与挂架间的连接（吊耳和止动器等悬挂机构）简化为弹簧和阻尼器，研究不同位置施加振动激励（从导弹激励或是结构支撑体激励）对吊耳处受力的影响。

振动试验简化系统如图 2 所示。其中，战术导弹质量为 m_1 ，挂架和结构支撑体总质量为 m_2 ，两者之间的连接刚度和阻尼分别为 k_1 和 c_1 ， F_1 和 F_2 分别代表从导弹上激励和结构支撑体上施加的振动激励力。

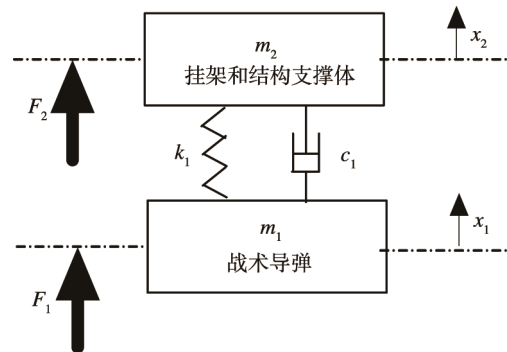


图 2 振动试验简化系统

首先推导两种激励方式吊耳部位的传力计算公式。

当 F_1 激励时：

$$X_1(j\omega) = H_{11}(j\omega)F_1(j\omega) \tag{1}$$

$$X_2(j\omega) = H_{12}(j\omega)F_1(j\omega)$$

吊耳传力为：

$$F_{\text{catfall}}(j\omega) = m_2 \ddot{X}_2(j\omega) = -m_2 X_2(j\omega)\omega^2 = -m_2 \frac{H_{12}}{H_{11}} \ddot{X}_1(j\omega) \tag{2}$$

当 F_2 激励时：

$$X_1(j\omega) = H_{12}(j\omega)F_2(j\omega) \tag{3}$$

$$X_2(j\omega) = H_{22}(j\omega)F_2(j\omega)$$

$$\text{吊耳传力: } F_{\text{catfall}}(j\omega) = m_1 \ddot{X}_1(j\omega) \tag{4}$$

其中，频响函数理论公式为：

$$H(j\omega) = \sum_{r=1}^N \frac{\phi_r \phi_r^T}{(k_r - \omega^2 m_r) + j\omega c_r} \tag{5}$$

$$H_{ij}(j\omega) = \sum_{r=1}^N \frac{\phi_{ir} \phi_{jr}}{(k_r - \omega^2 m_r) + j\omega c_r} \tag{6}$$

$$M_r = \Phi^T M \Phi \tag{7}$$

$$K_r = \Phi^T K \Phi \tag{8}$$

$$C_r = \Phi^T C \Phi \tag{9}$$

式中： M_r 、 K_r 、 C_r 分别为模态阻尼、模态刚度和模态质量。

根据以上公式，下面以算例的形式研究不同位置施加振动激励（从 A 位置或 B 位置激励）对吊耳处受力的影响。假定导弹质量为 3000 kg，挂机与结构

支撑体质量为 1000 kg, 吊耳连接面刚度和阻尼分别为 $1 \times 10^8 \text{ N/m}$ 和 $100 \text{ N/(m}\cdot\text{s}^{-1})$, 导弹弹体输入载荷为 20~2000 Hz, 频谱值为 $1g$ 的平直谱。将假定赋值分别代入式 (2) 与式 (4), 分别得到 F_1 激励与 F_2 激励时的吊耳传力值 F_{catfall} , 将计算所得值如图 3 所示。

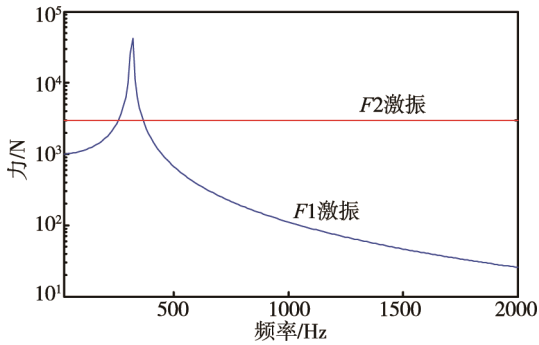


图 3 两种激励方案传力对比

由图 3 可以得出以下结论。

- 1) 在导弹响应相同时, 从导弹激振时 (A 位置激励) 其吊耳截面传力除系统共振频带外均小于从结构支撑体激振方式 (B 位置激励)。
- 2) 在超过共振频带后, 随着激振频率的升高, 导弹激振时 (A 位置激励) 吊耳传力随频率的增加而逐渐减小, 即在中高频部分的传力减小。

4 有限元分析

在理论模型的基础上建立振动系统有限元模型, 分别比较从上部挂架进行激励和从下部发动机前后裙进行激励的情况下吊耳处的响应。

弹体采用实体单元, 挂架采用截面形状为矩形的梁单元, 挂架与弹体的连接采用 BUSH 单元^[9-11], 最终建立的振动系统有限元模型如图 4 所示。

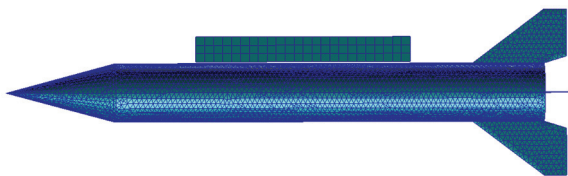


图 4 振动系统有限元模型

分别采用两种激励方式 (A 位置激励和 B 位置激励), 均采用两点激励, 其中 A 激励工况的激励位置在导弹发动机的前后裙处, 如图 5a 所示。B 激励工况的激励位置在挂架前段与中段, 如图 5b 所示。

输入频宽为 20~2000 Hz, 功率谱密度值为 $1g^2/\text{Hz}$ 的随机载荷谱, 比较不同位置激励条件下吊耳处的振动响应, 两种条件下吊耳处的响应曲线如图 6 所示。

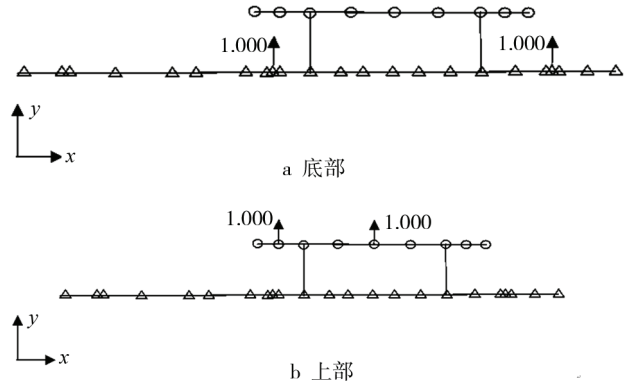


图 5 激励工况

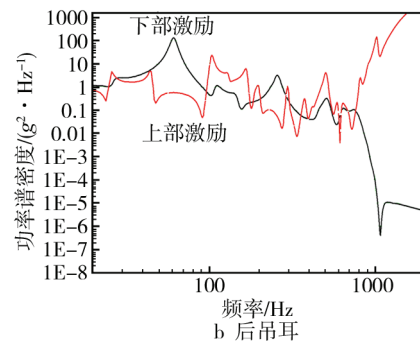
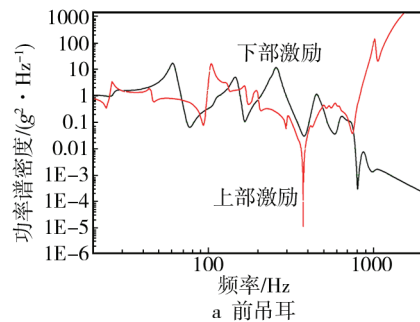


图 6 不同激励情况下吊耳处的响应

由图 6 可以得到, 从下部发动机前后裙处激振时其吊耳处的响应除了系统共振频带外均小于从上部挂架进行激励的响应, 该结论也与理论模型的分析结论相符。从理论分析与有限元计算结果可以得出, 该型战术导弹挂飞环境适应性试验应从 A 位置施加振动载荷, 即从导弹发动机的前后裙处施加振动激励载荷。

5 结论

该型机载战术导弹的中低频振动主要是由导弹外部湍流激励引起, 导弹的低频振动主要是由于机翼低频振动产生。同时通过以上分析可以得到, 输入相同量级振动激励载荷时, 从导弹激振时其吊耳截面传力除了系统共振频带外均小于从结构支撑体的激振。在超过共振频带后, 随着激振频率的升高, 导弹激振时吊耳传力随频率的增加而逐渐减小, 即在中高频部分的传力减小。该型战术导弹挂飞环境适应性试验

从导弹发动机的前后裙处施加振动激励载荷。

参考文献:

- [1] 李记威, 房雷, 周建军, 等. 某空空导弹发动机装药挂飞振动疲劳寿命分析[J]. 弹箭与制导学报, 2016, 36(1): 89-92.
- [2] 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, 9(3): 99-103.
- [3] GJB 150.16, 军用设备环境试验方法振动试验[S].
- [4] MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests[S].
- [5] 郭强岭, 李立名. 空空导弹挂飞振动试验条件探讨[J]. 航空兵器, 2003(6): 21-23.
- [6] 李根成, 姜同敏, 陈卫东. 空空导弹可靠性试验振动应力研究[J]. 振动、测试与诊断, 2007, 27(1): 36-39.
- [7] 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.
- [8] 徐宝连, 周玉清. 小型战术导弹动态测试技术研究[J]. 弹箭与制导学报, 2015, 35(4): 159-161.
- [9] 鲍海利, 曹宗杰, 娄高鸣. 某型空空导弹壳体模型的建立与特性分析[J]. 装备制造技术, 2009(6): 42-44.
- [10] 王亮, 商霖, 王乐. 战术导弹结构动力学建模研究[J]. 战术导弹技术, 2013(1): 24-27.
- [11] 张翼, 杨晨, 罗杨阳. 随机振动载荷下导弹吊挂疲劳寿命分析[J]. 机械科学与技术, 2013, 32(11): 1676-1679.