

环境试验与评价

弹射起飞和拦阻着陆冲击试验方法探讨

毛勇建, 王珏, 陈颖, 刘青林, 李明海, 牛宝良, 张平, 严侠,
郑敏, 李晓琳

(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** 研究舰载机机载装备弹射起飞和拦阻着陆冲击试验的工程实现方法。**方法** 从 GJB 150.18A—2009、MIL-STD-810F/G 及其提供的实测数据出发, 分析弹射起飞和拦阻着陆冲击载荷特征, 对几种常用试验方法的工程实现进行探讨和比较。**结果** 弹射起飞和拦阻着陆冲击具有瞬态、交变、低频、大位移、高速等特征。阻尼正弦波方法的实施路径比较明确, 复杂波形再现方法实施路径比较模糊且复杂, 超长脉冲半正弦波方法具有多种局限性, 前两种方法的速度、位移都较大。**结论** 阻尼正弦波方法较复杂波形再现方法更容易实现, 但两者都需要大位移、高速度的专用冲击试验设备和适当的波形处理技术, 超长脉冲半正弦波方法在前面两种标准推荐方法能够实现时, 不建议使用。

关键词: 弹射起飞; 拦阻着陆; 冲击; 环境试验

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2020.04.008

中图分类号: V216.5+5 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2020)04-0045-06

Catapult Launch and Arrested Landing Shock Test Methods

MAO Yong-jian, WANG Jue, CHEN Ying, LIU Qing-lin, LI Ming-hai, NIU Bao-liang,
ZHANG Ping, YAN Xia, ZHENG Min, LI Xiao-lin

(Institute of Systems Engineering, China Academy of Engineering Physics, Mianyang 621999, China)

ABSTRACT: The paper aims to study the engineering implementation methods for catapult launch and arrested landing shock tests of materiel mounted in or on carrier-based aircraft. Based on GJB 150.18A—2009, MIL-STD-810F/G and the presented measured data, the characteristics of catapult launch and arrested landing shock were analyzed and the present test methods were discussed and compared. The catapult launch and arrested landing shock loads were transient, alternate, in low-frequency, of large displacement and high velocity. The implementation approach of the damped sine wave method was relatively clear; while the complex wave form control method was unclear and complicated. And there were several disadvantages in the super-long-duration half-sine wave method. The velocity and displacement were relatively large in the damped sine wave method and the complex wave form control method. The damped sine wave method is more convenient to be implemented than the complex wave form control method; and for the both methods, special large-displacement and high-velocity shock machines and appropriate waveform processing techniques are necessary; the super-long-duration half-sine wave method should not be recommended when one of the above two standard-recommended methods is available.

KEY WORDS: catapult launch; arrested landing; shock; environmental test

收稿日期: 2020-02-22; 修订日期: 2020-03-30

Received: 2020-02-22; Revised: 2020-03-30

作者简介: 毛勇建(1976—), 男, 博士, 研究员, 主要研究方向为冲击动力学与环境试验技术。

Biography: MAO Yong-jian (1976—), Male, Doctor, Research focus: impact dynamics and environmental test technology.

为验证固定翼舰载机机上或机内装备(以下简称机载装备)在承受弹射起飞和拦阻着陆冲击时的功能和结构完好性,无论是 MIL-STD-810F Method 516.5 Procedure VIII^[1]、MIL-STD-810G Method 516.6 Procedure VIII^[2]还是 GJB 150.18A—2009 程序 VIII^[3],都对弹射起飞和拦阻着陆冲击试验提出了要求。这些标准对试验方法的规定都不够详尽,对实施的指导性还存在一定差距。

针对舰载机弹射起飞和拦阻着陆相关试验,国外的报道主要集中在 1970 年代,包括采用试验车的冲击试验^[4-5]、冲击数据实测^[6]以及疲劳试验^[7-8]等。近年来,围绕舰载机弹射起飞和拦阻着陆动力学仿真^[9-12]和结构可靠性问题^[13-14]的研究较多,但针对弹射起飞和拦阻着陆的冲击试验技术研究较少。孙建勇等^[15]分析了拦阻着陆冲击环境的特征及其环境效应,讨论了拦阻着陆冲击与正常着陆冲击的区别,并根据基本设计冲击和拦阻着陆冲击的加速度响应特性,指出基本设计冲击不能充分覆盖拦阻着陆冲击,最后分析了机载设备经随机振动试验或基本设计冲击试验后免去拦阻冲击试验的条件。由于国内对拦阻着陆冲击研究较少,尚缺少相应的实测数据,现有标准规范中也没有给出其冲击环境条件,因此,在实施拦阻冲击试验时,尚存在难以准确确定试验条件的问题,亟待加以研究解决。史为民等^[16]简要讨论了弹射起飞和拦阻着陆冲击试验方法,并建议加强研究,尽快制定试验规范,确保舰载机机载产品能够高可靠性地工作。王虎寅等^[17]提出通过对试验件的尺寸缩比,并采用替代材料,可以对弹射载荷进行缩比,减小试验行

程,保证能够在水平冲击滑台上对弹射载荷进行模拟。上述研究在国内具有一定的开创性,但总的来讲,这些研究尚不足以指导和规范舰载机机载装备弹射起飞和拦阻着陆冲击试验的工程实施。

文中从 GJB 150.18A—2009 以及 MIL-STD-810F/G 出发,就舰载机机载装备弹射起飞和拦阻着陆冲击试验的工程实现方法作进一步讨论。

1 弹射起飞和拦阻着陆冲击环境及其载荷特征分析

上述标准^[1-3]指出:弹射起飞和拦阻着陆冲击是由飞机质量和起落架阻尼特性所确定的较低频率的近似正弦的瞬态周期振动,这是与其他典型冲击的主要区别。根据实测数据,典型弹射起飞和拦阻着陆冲击的加速度时间历程如图 1 所示^[1-3](文中的 x 、 y 、 z 向分别对应文献[1-3]中的纵向、垂向、横向;另外,文献[1-3]中弹射起飞和拦阻着陆的纵向,即 x 向的加速度曲线前后均不在零线上,文中予以了修正)。由图 1 可见,弹射起飞冲击由三个阶段组成:第一个阶段是瞬态冲击(可以理解为持续时间较短、能量较高、幅值随时间变化的非平稳振动);第二个阶段是持续时间约为 2 s 的瞬态振动(可理解为持续时间较长、能量较低、幅值随时间变化的非平稳振动);第三个阶段是另一个瞬态冲击。拦阻着陆冲击由两个阶段组成:第一阶段是瞬态冲击过程;第二阶段是持续时间约为 3 s 的瞬态振动。

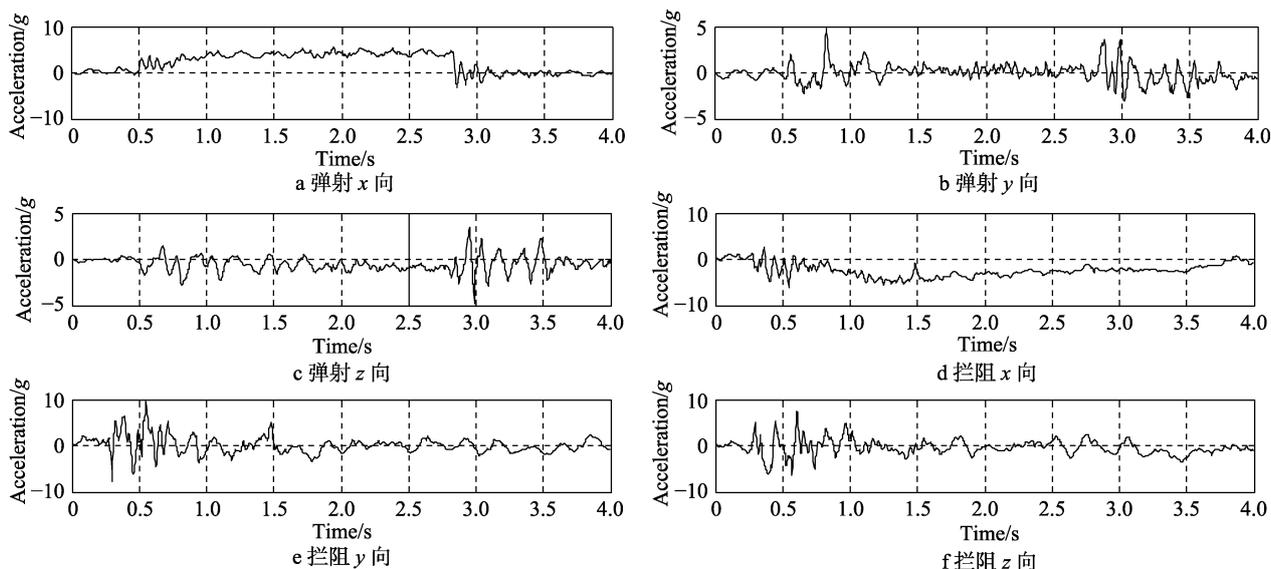


图 1 典型弹射拦阻加速度曲线

Fig.1 Typical acceleration curves of catapult launch and arrested landing shock: a) x -direction of catapult launch; b) y -direction of catapult launch; c) z -direction of catapult launch; d) x -direction of arrested landing; e) y -direction of arrested landing; f) z -direction of arrested landing

根据上述介绍并结合图 1,可总结弹射起飞和拦阻着陆冲击环境的特点。

1) 瞬态特征: 载荷曲线具有显著的瞬态变化特征,尽管曲线中含有稳态分量,但这种稳态分量并不

是主要特征, 对试验考核也不重要。

2) 振荡特征: 载荷曲线是复杂振荡波形, 在忽略稳态分量的情况下, 它表现为交变载荷, 而不是单脉冲(单方向)的经典冲击波形。

3) 低频特征: 载荷曲线的频率较低, 其特征与飞机结构的模态相关。

4) 大位移、高速度特征: 这些载荷是在弹射和拦阻过程中测得的, 其物理过程本身就具有大位移、高速度特征。特别是 x 向, 弹射行程在 70~90 m, 弹射速度近 300 km/h (83.3 m/s)^[18-20]; 拦阻初速在 50~60 m/s, 拦阻行程在 70~90 m^[12]。实测数据表明, 较于其他典型冲击, y 、 z 向冲击也具有较大的位移和速度。

2 弹射起飞和拦阻着陆冲击试验方法讨论

根据文献[1-3], 弹射起飞和拦阻着陆冲击试验方法, 分为有实测数据和无实测数据两种。此外, 国内外在上述两种方法的实施条件不具备时, 还采用过标准外的其他方法。

2.1 无实测数据——阻尼正弦波方法

无实测数据时, 采用阻尼正弦波模拟, 其数学表达式为:

$$A(t) = A_m e^{-\xi \omega t} \sin \omega t, \quad 0 \leq t \leq T_c \quad (1)$$

式中, A 为加速度; A_m 为加速度幅值; ξ 为阻尼比; ω 为圆频率; t 为时间; T_c 为冲击有效持续时间。

相关参数的取值要求为: 波形圆频率 ω 由给定飞机的结构分析和第一阶模态的频率综合确定; 加速度幅值 A_m 由给定飞机的结构分析、第一阶模态的频率以及装备在第一阶模态振型上所处的位置确定; 阻尼比 ξ 取 0.025 (即品质因子 $Q = 20$); 冲击有效持续时间 T_c 取 2 s; 冲击次数由特定的应用确定, 一般根据疲劳寿命计算; 冲击间隔时间一般为 10 s 及以上。

由上述要求可见, 阻尼正弦波方法中, 相关参数或者其确定方法都是比较明确的。这样在工程实施中就比较方便, 并且能够保证一定的重复性和一致性。

对于阻尼正弦波方法的允差, 文献[1-3]也给出了明确要求, 即按照复杂瞬态脉冲的允差要求: “主要峰值和谷值定义为超过其最大峰(谷)值 75% 的峰(谷)值, 其 90% 的主要峰值和谷值的允差应分别在所要求峰(谷)值的 $\pm 10\%$ 内”。这个要求是比较明确的, 但它只对峰(谷)值进行了约束, 对波形形状没有要求。在具体实施中, 笔者认为可将此作为基本要求, 在此基础上还可根据冲击试验设备能力, 进一步对波形形状进行约束, 以提高试验的重复性和一致性。

另外, 对阻尼正弦波进行积分, 可知其位移和速

度都较大。比如以加速度幅值 12g、频率 5 Hz 为例(如图 2 所示), 其最高速度可达 7.35 m/s 左右, 并且位移不断增大, 在 2 s 时可达 7.63 m。因此, 对于阻尼正弦波方法的实施, 一是需要较大位移、较高速度的试验设备, 同时还要采用一定的波形处理方法减小速度和位移。

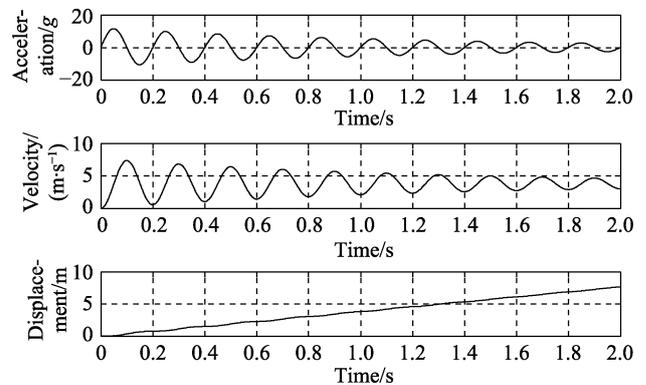


图 2 阻尼正弦波加速度及其经积分得到的速度、位移曲线

Fig.2 Acceleration curve of damped sine wave and the corresponding velocity and displacement curves calculated by integration

2.2 有实测数据——复杂波形再现方法

文献[1-3]规定, 如果有实测数据, 一方面可以在振动台上进行波形控制(也称波形再现); 另一方面可以把弹射冲击处理为由一个瞬态振动分隔的两个冲击过程, 将拦阻冲击处理为一个瞬态冲击后跟随一瞬态振动。上述第一种实现方法是直接的波形再现, 而后一种实现方法是经过中间处理和转化的间接波形再现。因此, 这里将这两种实现方法统称复杂波形再现方法。

正如史为民等^[16]指出, 以实测数据为基础的波形再现方法, 理论上是一种最佳的方法。然而, 由于文献[1-3]规定的含糊性及我国的现实条件, 该方法的工程实施尚存在一定难度, 具体表现在以下几个方面。

1) 实测数据的获得。一般而言, 航母、舰载机平台以及机载装备的研发都是系统规划和并行开展的, 因此在机载装备研发期间, 一般不存在实测数据, 即使有相似装备的实测数据, 也需要论证其代表性。这个困难导致复杂波形再现方法缺少数据基础。

2) 实测数据的处理。即使存在可以利用的实测数据, 还要进行处理, 具体包括统计、滤波等。其中数据统计可按 GJB 150.18A—2009 附录 B (数据集上限的统计分析方法) 进行, 但该方法需要在频域范围内统计, 然后转化为时域波形。因此, 对于具有多个样本的实测数据, 仍然是采用间接的波形再现方法。对于数据滤波, 文献[1-3]给出的实测数据已经通过 70 Hz 低通滤波, 因此滤波的上限可取 70 Hz, 但频率下限的设定就比较麻烦了。文献[1-3]指出, 机体纵向(即 x 向)含有稳态分量, 该分量在试验中并不重

要,可以采用高通滤波从时间历程中去掉。同时指出,高通滤波器的截止频率应小于最大加速度冲击响应谱最低频率的10%。那么,冲击响应谱的最低频率如何确定,标准并没有明示。机翼、机体一阶振型的频

率通常在几赫兹,如果按照上述方法,即便按10 Hz的10%,即1 Hz为截止频率进行高通滤波,获得时间历程曲线的位移(峰值0.79~2.20 m)和速度(峰值0.05~2.71 m)都较大,见图3和表1。如果滤波频

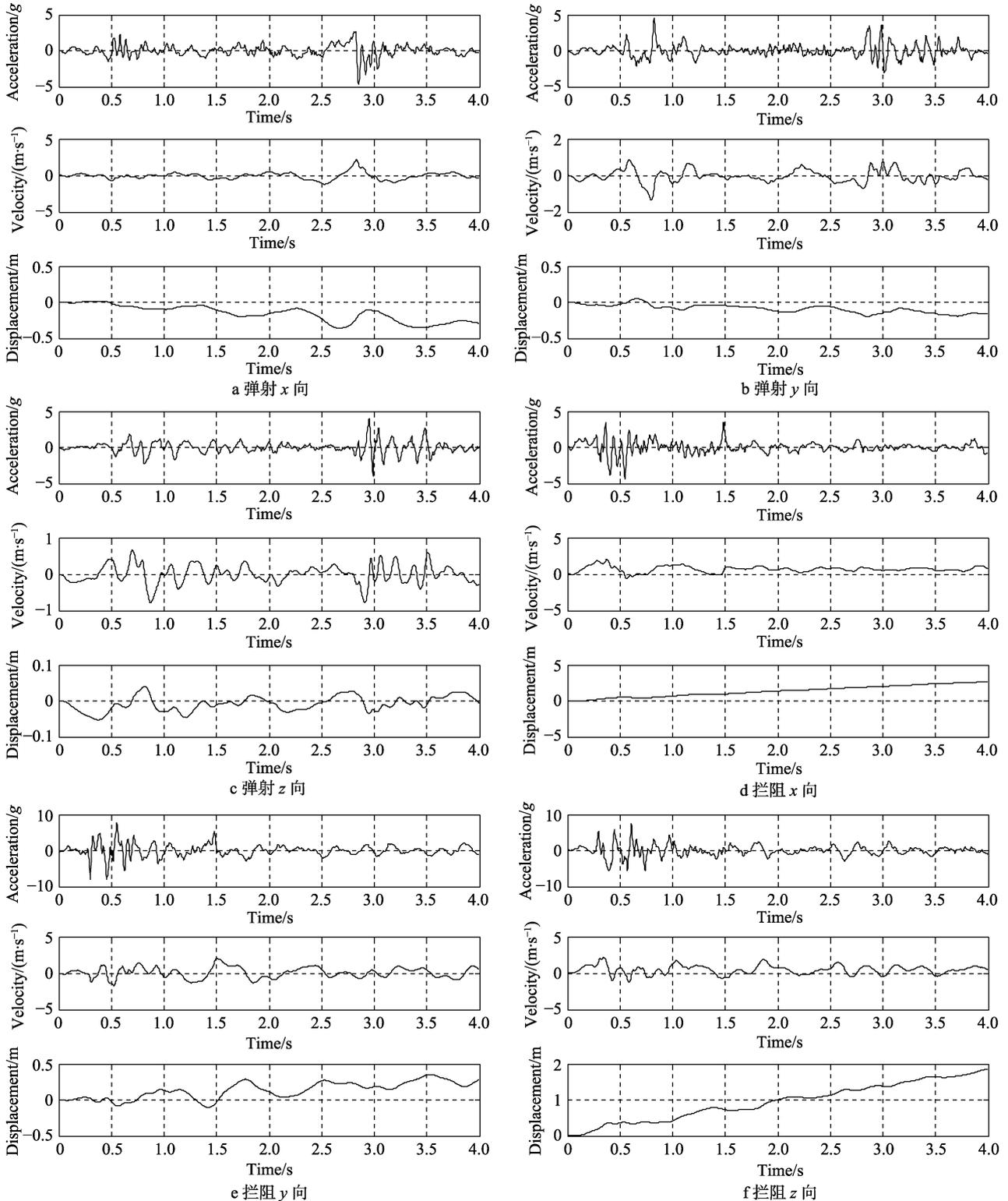


图3 经1~70 Hz FFT带通滤波的典型弹射拦阻加速度曲线及其积分得到的速度、位移曲线

Fig.3 Typical acceleration curves of catapult launch and arrested landing shock by 1~70 Hz FFT bandpass filtering and the velocity and displacement curves calculated by integration: a) x-direction of catapult launch; b) y-direction of catapult launch; c) z-direction of catapult launch; d) x-direction of arrested landing; e) y-direction of arrested landing; f) z-direction of arrested landing

表 1 经 1~70 Hz FFT 带通滤波的典型弹射拦阻
加速度及速度、位移峰值

Tab.1 Peaks of acceleration, velocity and displacement of
typical catapult launch and arrested landing shock by 1~70 Hz
FFT bandpass filtering

	加速度峰值/g	速度峰值/(m·s ⁻¹)	位移峰值/m
弹射 x 向	4.6450	2.1670	0.3585
弹射 y 向	4.5627	1.3368	0.2004
弹射 z 向	4.0261	0.7895	0.0528
拦阻 x 向	4.4365	2.0660	2.7086
拦阻 y 向	8.1171	2.0164	0.3522
拦阻 z 向	7.4459	2.2026	1.8609

率降低, 速度和位移峰值还要进一步增大。这样的载荷对于波形再现来说, 普通的冲击或振动试验设备存在较大难度。总的来讲, 对工程实施来说, 一方面需要研究如何对波形进行进一步处理, 以减小速度和位移峰值, 同时也要研发具有较大位移和速度的专用冲击试验设备。

3) 实测数据的转化。文献[1-3]提出除采用实测时间历程曲线经适当处理进行波形再现外, 还推荐把弹射冲击处理为由一个瞬态振动分隔的两个冲击过程, 将拦阻冲击处理为一个冲击后跟随一瞬态振动。这个“处理”的过程也比较含糊, 比如“一个冲击”、“两个冲击”和“瞬态振动”如何描述和转化, 参数如何选择, 都没有明确给出, 因此要工程实现仍然存在较大困难。

4) 允差要求的执行。文献[1-3]规定的允差要求是要确保试验响应的冲击响应谱满足规定的允差要求, 同时瞬态振动还要确保波峰和波谷在规定的波形允差范围或在试验规范给出的允差范围内。显然, 对一个试验从频域和时域都给出了允差要求, 具体实施中也存在一定困难。

根据以上讨论, 复杂波形再现方法虽最为真实, 模拟效果最佳, 但其工程实现具有较大难度, 还需要开展进一步研究。

2.3 标准外的其他方法——超长脉冲半正弦波方法

在不具备上述两种试验方法的实施条件时, 为找到一种可以实现的途径, 俄罗斯曾采用超长脉冲(持续时间在 100 ms 量级)半正弦波进行试验, 我国在早期装备研制中也继承了这种方法^[21]。这种方法具有如下局限性。

1) 标准符合性不强。无论什么冲击环境, 文献[1-3]不推荐半正弦波方法。

2) 载荷特征吻合性欠佳。从实测数据来看, 弹射拦阻冲击具有振荡特征, 它耦合了机体、机翼的振动, 是交变载荷, 这个认识在文献[1-3]中也有明显体现。超长脉冲半正弦波更像是稳态加速度载荷, 具有

单向性, 而非振荡特征, 其正负冲击响应谱差别很大, 而实测数据和阻尼正弦波的正负冲击响应谱则基本吻合。如果在正负方向分别激励, 则又存在将一个物理过程分为两个过程来模拟的问题, 其环境效应必定会发生一定变化。

3) 试验目的不够清晰。超长脉冲半正弦波更像是稳态的加速度载荷, 而稳态的加速度载荷已经在 GJB 150.15A—2009^[22]中考虑, 即在普通飞机的加速度载荷基础上, 对舰载机进行了大幅提高。在具体实施中, 我国也曾将 -x 向载荷从 2.5 g 增加到了 5 g^[16]。在此情况下, 弹射拦阻冲击试验的目的就不再是考核稳态加速度环境适应性, 而是考核在耦合机翼或机体振动的交变复杂冲击载荷作用下的适应性, 采用半正弦波很难达到这个目的。

4) 试件安装状态不够真实。超长脉冲半正弦波很难在跌落式冲击机上产生, 一般通过安装在轨道上的水平伺服滑台实现。这样在进行 ±x、±z 向试验时, 试件安装状态与实际状态是一致的, 但对 ±y 向试验, 需要将产品翻转 90°安装, 这个状态相对实际安装状态具有一定偏离, 对某些产品可能会造成影响(比如装有循环介质的试件等)。

3 结语

文中基于相关标准及其提供的实测数据, 分析了弹射起飞和拦阻着陆冲击的载荷特征, 针对试验方法进行了简单讨论, 获得了以下初步认识。

1) 从实测数据看, 弹射拦阻冲击具有瞬态、交变、低频、大位移、高速度等特征。

2) 无实测数据时的阻尼正弦波方法是标准推荐的方法, 因要求相对明确, 工程实现相对方便。

3) 有实测数据时的复杂波形再现方法, 虽对载荷模拟较为真实, 但存在诸多技术细节和参数不明确, 工程实现具有较大难度。

4) 超长脉冲半正弦波方法是在标准推荐方法不能实现时的折中考虑, 在标准符合性、载荷特征吻合性、试验目的清晰性、试件安装状态一致性等方面都有一定局限, 在上述两种标准推荐方法能够实现时, 不建议使用。

5) 标准推荐的阻尼半正弦波和复杂波形再现两种方法, 都需要大位移、高速度的专用冲击试验设备, 同时需要对波形进行适当的技术处理, 方可实现。

参考文献:

- [1] MIL-STD-810F, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests[S].
- [2] MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests[S].
- [3] GJB 150.18A—2009, 军用装备实验室环境试验方法

- 第 18 部分:冲击试验[S].
GJB 150.18A—2009, Laboratory Environmental Test Methods for Military Materiel Part 18: Shock Test [S].
- [4] YESUNAS E J. Test Capabilities of the Steam Catapults Located at the Naval Air Test Facility[R]. AD/A-017582, 1975.
- [5] BURT W T. Void Filler Foam Accelerated Load Testing[R]. AD/A-034118, 1976.
- [6] PIERSOL A G. Analysis of Harpoon Missile Structural Response to Aircraft Launches, Landings, Captive Flight and Gunfire[R]. AD/A-036209, 1977.
- [7] KAUTZ E F. Catapult and Arrested Landing Fatigue Tests of the Model E-2A/B Airplane[R]. AD/A-005770, 1975.
- [8] BERMAN L. Test Plan for Non-destructive Inspection Investigation of the Catapult and Arrested Landing Carry-through Structure of the E-2 Aircraft[R]. AD-752492, 1973.
- [9] 隋成国, 许锋, 聂宏. 舰载机弹射起飞动力学虚拟试验研究[J]. 中国机械工程, 2013, 24(4): 522-527.
SUI Cheng-guo, XU Feng, NIE Hong. Dynamics during Catapult Takeoff of Carrier-based Aircraft[J]. China Mechanical Engineering, 2013, 24(4): 522-527.
- [10] 车竞, 和争春. 舰载机弹射起飞动力学仿真与安全边界评估[J]. 飞行力学, 2015, 33(1): 9-12.
CHE Jing, HE Zheng-chun. Dynamic Simulation and Safe Boundary Evaluation of CATO for Carrier-based Aircraft[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(1): 9-12.
- [11] 胡孟权, 白双刚, 陈怡然. 舰载机弹射起飞六自由度动力学建模与仿真[J]. 飞行力学, 2013, 31(2): 97-100
HU Meng-quan, BAI Shuang-gang, CHEN Yi-ran. Modeling and Simulation for Carrier-based Aircraft Catapult Launch with Six Degrees of Freedom[J]. Flight Dynamics, 2013, 31(2): 97-100
- [12] 张晓晴, 高华峰, 张闰, 等. 舰载机拦阻着舰机身动态响应仿真分析[J]. 华南理工大学学报(自然科学版), 2018, 46(6): 9-15
ZHANG Xiao-qing, GAO Hua-feng, ZHANG Run, et al. Simulation Analysis of Dynamic Response on Fuselage of Carrier-based Aircraft Arresting Landing[J]. Journal of South China University of Technology (Natural Science Edition), 2018, 46(6): 9-15
- [13] HADA A, COIT D, AGNELLO M, et al. System Reliability Models with Stress Covariates for Changing Load Profiles[C]// Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium. Lake Buena Vista, FL, United states, 2011.
- [14] JOHNSON D, COIT D W, KOSAKA R, et al. System Level Reliability Analyses and Predictions in a Varying Stress Environment[C]// Proceedings Annual Reliability and Maintainability Symposium. Orlando, FL, United states, 2013.
- [15] 孙建勇, 张建军. 飞行器拦阻着陆冲击试验分析[J]. 装备环境工程, 2010, 7(6): 5-8.
SUN Jian-yong, ZHANG Jian-jun. Analysis of Shock Test for Aircraft Arrested Landing[J]. Equipment Environmental Engineering, 2010, 7(6): 5-8.
- [16] 史为民, 李明, 常海娟. 舰载机环境分析及环境试验技术探讨[J]. 航空标准化与质量, 2014(2): 29-32.
SHI Wei-min, LI Ming, CHANG Hai-juan. Environment Analysis of Carrier-based Aircraft and Discussion of Environmental Test Techniques[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 2014(2): 29-32.
- [17] 王虎寅, 赵斌, 沈重, 等. 飞机典型结构冲击试验件设计方法[J]. 飞机设计, 2018, 38(3): 39-41.
WANG Hu-yin, ZHAO Bin, SHEN Zhong, et al. Design Method of Aircraft Typical Structure Impact Test Piece[J]. Aircraft Design, 2018, 38(3): 39-41.
- [18] 金长江, 洪冠新. 舰载机弹射起飞及拦阻着舰动力学问题[J]. 航空学报, 1990, 11(12): 534-542.
JIN Chang-jiang, HONG Guan-xin. Dynamic Problems of Carrier Aircraft Catapult Launching and Arrest Landing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1990, 11(12): 534-542.
- [19] 聂宏, 房兴波, 魏小辉, 等. 舰载飞机弹射起飞动力学研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2013, 45(6): 727-738.
NIE Hong, FANG Xing-bo, WEI Xiao-hui, et al. Overview of Carrier-based Aircraft Catapult Launch Dynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2013, 45(6): 727-738.
- [20] 盖京波, 李平均. 舰载机弹射起飞纵向过载研究[J]. 振动与冲击, 2017, 36(19): 135-138.
GAI Jing-bo, LI Ping-jun. Longitudinal Overload during the Catapult Takeoff of Carrier-based Airplanes[J]. Journal of Vibration and Shock, 2017, 36(19): 135-138.
- [21] 史明丽, 黄国强. 冲击基本设计试验条件对机载外挂的适用性分析[J]. 装备环境工程, 2012, 9(2): 17-20.
SHI Ming-li, HUANG Guo-qiang. Applicability Analysis of Basic Shock Test Condition on Aerocraft External Carry[J]. Equipment Environmental Engineering, 2012, 9(2): 17-20.
- [22] GJB 150.15A—2009, 军用装备实验室环境试验方法第 15 部分:加速度试验[S].
GJB 150.15A—2009, Laboratory Environmental Test Methods for Military Materiel - Part 15: acceleration test [S].