

空空导弹振动试验条件分析

郭迅, 郭强岭

(中国空空导弹研究院, 河南 洛阳 471009)

摘要: 振动环境是空空导弹所经历的最严酷的环境之一, 振动试验量级将直接影响空空导弹的结构完整性和工作性能。通过对空空导弹寿命期内经历的振动环境进行分析, 针对运输、挂机飞行以及自由飞行状态下振动产生的主要诱因, 结合相关标准及国外相关测试数据, 初步提出了针对空空导弹的试验条件与试验方法, 为相关设计人员提供了参考。

关键词: 空空导弹; 运输振动; 挂飞振动; 自由飞振动

中图分类号: TJ760.6 **文献标识码:** A

文章编号: 1672-9242(2012)03-0099-05

Analysis of Vibration Test Condition of Air-to-air Missile

GUO Xun, GUO Qiang-ling

(China Airborne Missile Academy, Luoyang 471009, China)

Abstract: Vibration environment is one of the most inclement environments experienced by air-to-air missile. The level of vibration test directly influences the structural integrity and working performance of air-to-air missile. The vibration test conditions and methods for air-to-air missile were put forward through analysis of vibration environment experienced by air-to-air missile in its service life, according to the main causes of vibration generation under transport, captive flight, and free flight condition, and combined with the interrelated standard and the test data abroad. The purpose was to provide reference for designer of air-to-air missile.

Key words: air-to-air missile; transport vibration; captive flight vibration; free flight vibration

空空导弹是由载机携带, 从载机上发射、攻击并摧毁敌方各类空中目标的制导武器。空空导弹属于一次性使用的成败型产品, 且在挂飞、自由飞等工作阶段无法维修, 因此必须保证空空导弹具有承受各

种环境的能力。振动环境是空空导弹所经历的最严酷的环境之一, 将直接影响空空导弹的结构完整性和工作性能。文中对空空导弹经受的振动环境进行了分析, 确定了空空导弹及弹上设备相对合理的振

收稿日期: 2012-02-08

基金项目: 航空基金空空导弹全弹单台激励振动试验技术研究(2010ZD12008)

作者简介: 郭迅(1987—), 男, 河南洛阳人, 硕士, 工程师, 主要研究方向为环境预示。

动试验条件,具有重大现实意义。

1 空空导弹主要振动环境

空空导弹寿命期内的振动环境主要出现在运输、挂机和自由飞阶段,如图1所示。

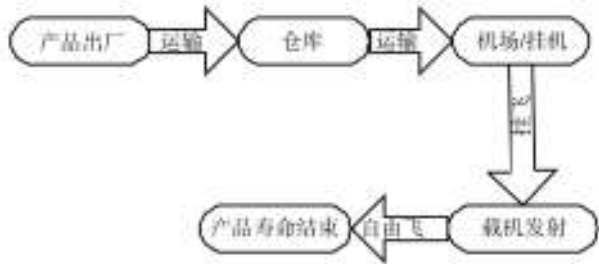


图1 空空导弹经历的主要振动环境

Fig. 1 The major vibration environment of air-to-air missile

空空导弹在生产出来之后,必须经过运输将产品运送至贮存或使用地点。现有的运输方式主要包括公路、铁路、水路、航空,这些运输方式引起的振动中,以公路运输最为严重。

空空导弹挂载在战斗机上执行任务时主要面临的振动环境为挂飞振动。挂飞是一种振动强度大、持续时间长的复杂诱发振动环境,空空导弹在战斗机上的挂飞振动主要来自两个方面:1)作用在空空导弹外表面的气动扰流诱发的振动,是空空导弹挂飞振动的主要振源;2)通过结构传递到空空导弹上的载机振动。

空空导弹由载机发射出去后所承受的振动环境为自由飞振动。自由飞振动主要由气动扰流引起,发动机排气噪声、内部设备的工作引起的振动及噪声也可能引起产品的振动。

2 振动试验条件及方法

空空导弹的振动环境复杂,没有规定的试验标准,而有限的实测数据相对于各种复杂的振动环境也不足以归纳出合适的试验条件,故空空导弹的振动试验条件及方法一般参考GJB 150,GJB 150A以及实测数据来确定。在空空导弹寿命期内,运输振动中最严酷的公路运输相比于挂飞及自由飞状态下的振动也更加温和,一般不会出现问

题,故文中主要考虑挂机及自由飞状态下的振动。

2.1 挂飞振动

挂飞振动主要由气动扰流诱发,一般表现为从20~2 000 Hz的宽带随机振动,其振动量值的大小与载机基本无关,但是受到空空导弹的外部形状、质量密度、安装配置和飞行动压的影响。此种振动对空空导弹电子部位和活动部件的性能影响较大。

图2是国外空空导弹的实测振动数据以及MIL-STD-810C中的试验谱对比。从图2中可以看出除了在10~100 Hz低频段试验谱无法包络实测数据外,其它频段几乎可以覆盖实测数据。低频段无法包络是因为机动抖振,由机动抖振试验单独进行考核。因空空导弹研制初期无法得到足够的振动实测数据用来直接确定其试验条件,故可依据GJB 150参考确认试验条件。在此选取GJB 150.16中对空空导弹及弹上设备给出初步的振动试验条件,并参考已有的实测数据进行调整。GJB 150给出的振动试验谱如图3和图4所示。

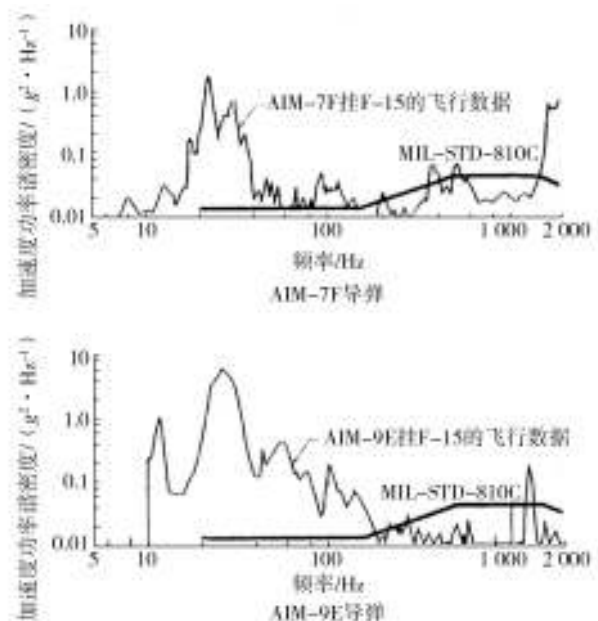


图2 国外振动实测数据

Fig. 2 Real test vibration data from abroad

国外空空导弹振动试验数据见表1,从表1中可以看出早期的空空导弹“麻雀”的导引头采用的挂飞振动试验条件为10~2 000 Hz的振动,而后期AMRAAM导弹全弹采取了两种考核——带发射装

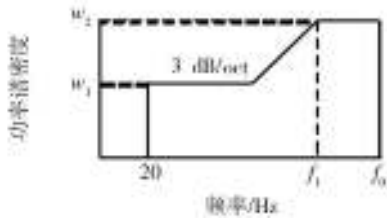


图3 空空导弹振动试验谱

Fig. 3 Air-to-air missile vibration test response

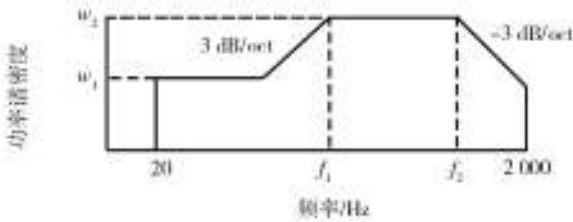


图4 弹上设备振动试验谱

Fig. 4 Air-to-air missile equipment vibration test spectrum

置的挂飞振动频率在20~400 Hz内主要用来考核导弹结构,全弹单独进行的声学试验考核弹上的电子元器件。

表1 国外空空导弹试验数据

Table 1 Real vibration test data from abroad

空空导弹	AMRAAM		“麻雀”弹
振动类型	挂飞	声学	挂飞
试验件	全弹及发射装置	全弹	导引头
强度/dB	2.01~5.85	150	8.9~10.2
频率/Hz	20~400	100~2 000	10~2 000
持续时间	3 h	3 h	28 min

从前面的介绍可知,振动分为两类,机翼传递过来的振动和气动扰流造成的宽带随机振动。低频部分主要对结构进行考核,高频部分主要对电子元器件造成损伤,而声学试验能够更好地对电子元器件进行考核,因此,GJB 150及MIL-STD-810系列标准中将这一部分的考核单独的列出进行声学试验。若试验未安排声学试验,从考核全弹状态下元器件状态来讲,也可按20~2 000 Hz的频率范围完成试验。

针对全弹的振动试验轴向,GJB 150.16A程序IV——《组合式飞机外挂的挂飞和自由飞的振动激励》明确规定:外挂的纵向振动通常小于垂向振动和

横向振动,垂向和侧向激励外挂时,通常也会引起纵向振动。当外挂相对细长(长度大于高度或宽度的4倍)时,就在垂向和横向驱动外挂。由于空空导弹一般均为细长体,长度远大于宽度,因此全弹可不进行X向振动试验。同时空空导弹在弹体结构上一般具有轴对称的特点,非对称部分主要为弹上安装设备。在具体试验过程中,因振动台、夹具以及弹体结构本身都会引入不可避免的非主振方向振动,这些振动在某些位置、某些频段甚至可能高于主振方向。为避免造成过试验考核,且考虑到弹体本身的轴对称特点,故全弹可只进行横向或垂向的振动,但弹上设备应进行3个轴向的振动试验考核。

横向或垂向的振动可以由GJB 150直接计算得到,空空导弹因其结构细长,轴向振动一般较小。QRMS-10英国国防部标准中关于轴向振动量值说明如下:外挂物的结构位置,外挂物外表面的形状、非稳定压力场的分布和外挂物结构动态特性都有助于在轴向(纵向)轴线产生较小的振幅。这种趋势适用于有关的中、高频率范围。纵轴典型振幅是垂直轴线或横轴线振幅的0.25~0.5倍。因研制初期无法准确得到轴向的振动实测数据,可采用最低完整性试验对轴向进行考核。如果装备对试验条件不敏感且可以承受一定程度的过考核试验而不损伤其结构,在这种情况下,则可选取最低完整性试验。最低完整性试验同样适用于悬挂架和翼尖安装的或者半隐蔽的外挂物。表2所示的振动试验条件可用于完整外挂物的振动试验的宽带随机振动试验或者声学试验的任意一种,并也可用于外挂物的分组件。现已发现这些试验严酷度合理地代表了多数使用条件,但是不能代表特殊结构形式的外挂物。在研制初期,空空导弹弹上设备进行轴向振动时,可以采用低限完整性试验进行验证。表2是QRMS-10标准中给出的低限完整性试验量值的参考值。

故空空导弹弹上设备的轴向振动可取量值为0.01 g²/Hz的平直谱进行考核,如图5所示。

GJB 150规定对于挂飞,功能试验持续时间为每轴向1 h。当挂飞寿命为150 h,试验量值为功能试验量值的1.6倍时,耐久试验持续时间为每个轴向46 min。功能试验的主要目的是考核空空导弹在实际挂机飞行状态是否可以正常工作,而空空导弹挂飞时仅探测相关功能启动工作,且考虑振动试验过

表2 低限完整性试验量值

Table 2 General minimum integrity test level

轴线	功率谱密度/ (g ² ·Hz ⁻¹)	均方根值/ Grms	频率/ Hz
高性 能飞 机	垂直轴线 0.04	8.9	20~2 000
水平轴线 0.04	8.9		
纵轴线 0.01	4.4		
低性 能飞 机	垂直轴线 0.01	4.4	20~2 000
水平轴线 0.01	4.4		
纵轴线 0.002 5	2.2		



图5 弹上设备轴向振动试验谱

Fig. 5 Equipment vibration test spectrum (X-axis)

程中模拟实际的运行状态,在耐久试验中对产品进行通电监测。因此,空空导弹挂飞振动功能试验时间一般取5~10 min(完成一次测试所需时间一般不超过5 min)。若认为耐久试验采用的1.6倍功能试验量值可能会对产品造成峰值损伤,也可直接使用功能试验量值进行,试验持续时间应根据 $(w_1/w_2)^4 = (t_2/t_1)$ 计算得到,其中: w 为功率谱密度; t 为相应的振动持续时间。即当挂飞寿命为150 h,若采用功能试验量值时,振动持续时间约为300 min。

国军标给出的条件分前部和后部,也可按英国国防部标准给出的导弹上的振动分布,如图6所示,对全弹选取中后段量值进行试验。弹上设备的振动试验量值按照振动在弹体分布选取合适的量值。

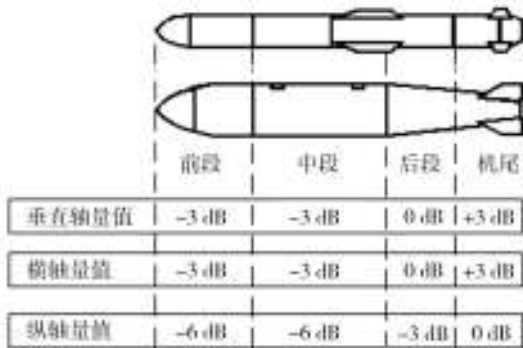


图6 空空导弹弹体振动分布

Fig. 6 The vibration distribution of air-to-air missile

2.2 机动抖振

空空导弹在比较柔性的机翼下因机动飞行由于机翼的振动传导会产生严酷的振动响应。其主导性振动响应是40 Hz时导弹的一阶弯曲模态。图2为10~100 Hz低频段的大量值响应机动抖振。

对空空导弹,抖振引起的振动响应能够成为系统在其使用寿命中将遇到的最严酷的振动响应。由于抖振引起的响应具有非静止数据的特性,难以用任何置信度预测量值。作为对测量数据的替代方法,可在最低的空空导弹模态上使用保守量级来进行试验,以确定空空导弹是否能够承受可能遇到的抖振环境。因此可选取GJB 150规定的试验谱进行试验,试验谱如图7所示, f_n 为外挂一阶弯曲模态频率。

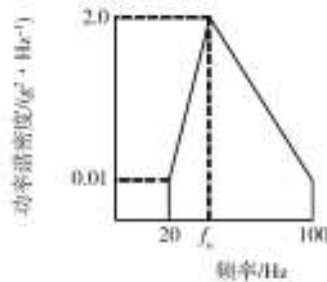


图7 机动抖振试验谱

Fig. 7 Air-to-air missile buffet test spectrum

机动飞行时主要造成飞机机翼弯曲或扭转,同时诱发机翼外挂物或者导弹的运动。从机翼的形态可分析得到,机翼的弯曲和扭转传递到导弹上分别主要对应于导弹的垂向和横向,相对来讲纵向的振动要小得多。同时从GJB 150规定的试验谱来看,抖振主要造成的振动也集中在空空导弹的一阶弯曲模态,而弯曲模态造成的振动主要为横向和垂向,导弹的纵向振动主要由伸缩模态引起。故针对空空导弹系统,机动抖振试验可只进行模向、垂向振动。试验时间采用GJB 150的要求,即150 h对应试验时间为10 min。

2.3 内部挂飞

机舱关闭时,相比于外挂环境,导弹不会受到气动扰流的影响,振动环境相对外挂环境应更温和。GJB 150A也指出,如果外部挂飞试验已鉴定合格,则其作为内部挂飞时就没问题。

如果机舱在飞行时打开,会发生空腔共鸣,导致机舱内的高量级湍流。这种湍流产生的外挂振动还不能进行充分预估,空腔共鸣引起的高量级湍流主要以高频为主,此种环境最好用噪声来模拟。

通过分析,内部挂飞因缺少实测数据,挂飞振动可按外部挂飞考核,但应增加噪声试验。若专门针对内挂环境进行考核,应有实际飞行测试数据,并选取合适的处理方法,制定相应的试验条件。

2.4 自由飞振动

自由飞是外挂从飞行上分离后处于自由飞状态时经受的振动环境。当自由飞振动幅值大于挂飞量值时应做自由飞功能试验,若自由飞的动压大于挂飞的动压,则认为其振动量值也将较高。这种功能试验的持续时间,在每个轴向上应等于预期在最严重振动量值下最长的自由飞时间。

目前GJB 150对自由飞振动的算法与挂飞振动试验条件的计算方法一致,若为同一发空空导弹则其自由飞振动量值与挂飞振动的量值差别仅为动压的差别。而实际上GJB 150为一种偏保守的计算方法,计算得到的自由飞振动试验条件远大于实测数据。通过分析计算及外场实测数据表明,当飞行动压达到一定程度的时候,导弹在20~2 000 Hz的振动并不会随动压有过大的变化,相应的2 000 Hz以上的高频分量会大幅增加,GJB 150给出的振动试验谱并不能对这一部分达到充分考核,应以噪声试验来对此进行考核。GJB 150A考虑到此种情况,根据实测数据的平均值在计算公式中给出了马赫数修正因子 K ,并给出了具体的值: $Ma \leq 0.90, K=1.0$; $0.90 \leq Ma \leq 1.0, K=-4.8 \times Ma + 5.32$; $Ma \geq 1, K=0.52$ 。只给出了 Ma 大于1的情况,对于挂飞阶段基本适用。当飞行速度在 $0.9Ma \sim 1Ma$ 时,马赫数修正因子即下降到一半,而空空导弹速度相对较高,飞行速度一般大于 $2Ma$,马赫数修正因子只给到大于 $1Ma$ 的情况与空空导弹自由飞状态高速飞行时的振动情况有一定的差别。空空导弹在选取自由飞条件的时候,应参考国军标中的方法,根据实测及相关资料制定符合产品实际状态的自由飞振动试验条件。自由飞振动轴向的分析可参考挂飞振动。

3 结论

空空导弹在寿命期内需经历多种振动环境,通过对环境的分析并结合空空导弹振动试验方面的标准,并结合国外的空空导弹的部分实测数据,初步给出了确定空空导弹的振动试验条件的方法,为相关产品的研制提供了一个基本的参考。并可在研制阶段根据实测数据,对初步振动试验量值、试验谱等进行调整,以使产品得到更适宜的考核。根据国内外现状,开展产品内挂振动条件及噪声条件的研究,制定出相应环境的试验条件。

参考文献:

- [1] GJB 150A—2009, 军用装备实验室环境试验方法[S].
- [2] GJB 150—1986, 军用设备环境试验方法[S].
- [3] QRMS-10, 英国国防部标准[S].
- [4] MIL-STD-810G, Environmental Engineering Considerations and Laboratory tests [S].
- [5] 小埃米尔 J. 战术导弹试验与鉴定[M]. 北京:国防工业出版社, 1992.
- [6] 樊会涛, 杨晨. 空空导弹系统试验和鉴定[M]. 北京:国防工业出版社, 2007.
- [7] 郭强岭. 空空导弹振动试验条件确定方法[J]. 航空标准化与质量, 2006(3): 34—37.
- [8] EMIL J. EICHBLAT Tfleeman. Test and Evaluation of the Tactical Missile [M]. American Institute of Astronautics, 1989.(余不详)
- [9] FLEEMAN. Tactical Missile Design[M]. American Institute of Astronautics, 2001.(余不详)