

振动设计和试验译文集

航空工业部第六〇一研究所

一九八四年五月

标准和规范
(U S A & I S O)

振动设计和试验译文集

航空工业部第六〇一研究所

一九八四年五月

译 序

振动是航空工程上一个十分重要的问题。为了解决这个问题,各先国家进行了大量的研究,取得了丰富的经验。我国在这方面的的工作起晚了一些,这与我国航空事业发展的需要不相适应。因此,从事振动度设计的同志们正在急起直追,积极开展应用方面的研究。

施荣明同志根据当前振动工作开展的情况,选编了这个振动设计和验方面的标准的译文集。本文由六〇一所强度室振动专业组施荣明、秀义、何连珠同志译出,经强度室高级工程师解思适同志校订,并承级工程师赵沛霖审定。

由于型号任务较为繁忙,本书的出版工作拖延了一些时日。今春承惠芳同志的协助,本书才得以在五月份与读者见面。

杭战僧

一九八四年五月十日

目 录

一、MIL-STD-810B 飞机炮击振动	(1)
1. 目的	(1)
2. 试验装置	(1)
3. 标准的适用范围	(1)
3.1 敏感的设备	(1)
3.2 试验谱的确定	(1)
4. 试验要求	(4)
4.1 试件操作	(4)
4.2 安装技术	(4)
5. 试验程序	(4)
5.1 程序 I	(4)
5.2 程序 II	(4)
5.3 程序 III	(4)
6. 试验的总均方根值 (rms)	(7)
7. 摘要	(7)
MIL—STD—810B*飞机炮击振动	(8)
二、MIL-STD-810C 飞机炮击振动	(9)
1. 目的	(9)
2. 试验装置	(9)
3. 标准的适用范围	(9)
3.1 敏感的设备	(9)
3.2 带有支架结构的设备	(9)
3.3 试验谱的确定	(9)
3.4 试验量值 (辅助结构) 的确定	(16)
4. 试验执行过程	(19)
4.1 试件工作	(19)
4.2 安装技术	(19)
5. 试验程序	(20)
5.1 程序 I	(20)
5.2 程序 II	(20)
5.3 程序 III	(21)
5.4 程序 IV	(21)
6. 摘要	(21)
7. 例题	(21)

7.1	说明	(21)
7.2	例题	(25)
三、	MIL-STD-810D 飞机炮击振动	(33)
第 I 部份		(33)
I—1	目的	(33)
I—2	对环境的影响	(33)
I—3	确定试验程序和试验条件的导则	(33)
I—3.1	试验程序的选择	(33)
I—3.2	有关试验条件的选择	(33)
第 II 部份		(40)
II—1	试验设备	(40)
II—1.1	试验装置	(40)
II—1.2	控制	(40)
II—2	试验的准备	(40)
II—3	程序	(40)
II—4	需记录的资料	(40)
四、	MIL-STD-810C 振动	(41)
1.	目的	(41)
2.	试验装置	(41)
3.	一般要求	(41)
3.1	设备分类	(41)
3.2	试验的应用	(41)
3.3	试验曲线的选择	(42)
3.4	程序选择	(42)
4.	程序	(42)
4.1	试件工作	(42)
4.2	安装技术	(42)
4.3	温度-振动联合试验	(43)
4.5	通用试验技术	(43)
4.6	程序	(44)
五、	MIL—STD—810D 振动	(61)
第 I 部分		(61)
I—1	目的	(61)
I—2	环境的影响	(61)
I—3	确定试验程序和试验条件的导则	(61)
I—3.1	试验程序的选择	(62)
I—3.2	试验条件的选择	(62)

I—4	试验特点	(82)
I—4.1	温度、振动联合试验	(82)
I—4.2	通用试验技术	(82)
I—5	特殊的考虑	(84)
I—5.1	耐久试验和功能试验的比较	(84)
I—5.2	机械阻抗的影响	(84)
I—5.3	振源模拟试验带宽的确定	(84)
I—5.4	工程研究试验	(85)
I—5.5	环境适应性	(85)
I—5.6	鉴定	(85)
I—5.7	疲劳关系	(86)
I—5.8	振动减震装置	(86)
I—5.9	试验装置	(86)
I—5.10	设备工作状态	(86)
I—6	参考资料	(86)
第 II 部份		(89)
II—1	试验装置	(89)
II—1.1	容差	(89)
II—2	试验的准备	(91)
II—2.1	一般准备	(91)
II—3	程序	(91)
II—3.1	程序 1	(91)
II—3.2	程序 2	(91)
II—3.3	程序 3	(91)
II—3.4	程序 4	(92)
II—4	记录的资料	(92)
附录 1		(93)

六、MIL-A-8892(USAF) 飞机的强度与刚度 振动	(99)
1. 范围	(99)
1.1 本范围包括	(99)
1.2 应用	(99)
2. 有关文件	(99)
2.1 下列文件 (招标时的有效版本或所建议的文本) 为本规范的一部份, 其适用范围在本标准中详细说明	(99)
2.2 其他出版物	(100)
3. 要求	(100)
3.1 一般要求	(100)
3.2 详细要求	(101)

4.	质量保证措施	(102)
4.1	构件的研制试验	(102)
4.2	设备振动鉴定	(102)
4.3	地面振动试验	(103)
4.4	飞行振动试验	(103)
4.5	数据的报告	(105)
5.	交付准备	(105)
5.1	本规范不用第5节	(105)
6.	备注	(105)
6.1	试用	(105)
七、	美国洛克西德飞机公司资料——动力响应部分	(106)
1.	定义和符号	(106)
2.	动力响应的特性	(106)
3.	动力响应的识别和控制	(107)
3.1	动力系统的定义	(107)
3.2	系统自然频率	(107)
3.3	系统的阻尼	(107)
3.4	系统激振力的确定	(108)
3.5	动力响应的测定	(108)
4.	对一些特殊情况下的动力响应因子	(108)
4.1	对于无阻尼系统(力或位移)的输入	(108)
4.2	加到无阻尼系统上的初速度(冲击激振)	(108)
4.3	动载荷加到具有机械活动的无阻尼系统上	(108)
5.	动响应的例子	(109)
5.1	撞击力的激振	(109)
5.2	位移激振	(109)
5.3	冲击力激振	(110)
5.4	周期力激振	(110)
5.5	周期位移激振	(111)
八、	美国波音公司飞机设计资料——第17部份 声疲劳	(113)
	名词术语	(113)
	引言	(115)
	摘要	(116)
	附录17A	(124)
	附录17B	(129)
	附录17C	(134)
	附录17D	(141)

九、ISO/DIS 2671.2 声振	(145)
1. 适用范围和领域	(145)
2. 定义	(145)
3. 试验装置要求	(146)
4. 功能试验	(147)
5. 声耐久性试验	(148)
6. 试验进行程序	(149)
7. 有关设备技术要求所规定的内容	(149)
附录A	(150)

环境试验方法

方法T519

飞机炮击振动

1. 目的 炮击振动试验是用来模拟较短暂而剧烈的振动环境的，它是由安装在飞机结构上或结构附近的炮重复射击产生的冲击波压力场所引起的。

2. 试验装置 振动仪器及必要的测试系统。

3. 标准的适用范围 在炮击附近区域，最严重的振动环境是由传递到飞机结构上的冲击压力脉冲诱导的最剧烈的振动场所引起的。这种环境，在图519-1中的曲线A所表示的是指在炮口向前的方向随着离炮口距离增加而衰减的情况；图519-1中的曲线B所表示的振动环境主要是模拟炮口向后延伸区域的衰减情况。这种环境，除了炮口附近区域以外，是不严重的。但决不能用常规的振动试验来代替本试验方法。所以在应用这个方法之前，对炮的数量，实际位置及射击参数都应仔细准确地搞清楚。但如果所构成的炮击试验谱的最高量值等于或低于 $0.04g^2/Hz$ ，则炮击方法就无需实施。

3.1 敏感的设备 我们发现对炮击最敏感的通常都是在炮口3英尺半径以内且装在结构表面上受到炮冲击波的那些设备。首先象超高频的刀形天线，V形天线以及整流罩的外罩，包括它们的支架，共轴连接器和电缆。其次容易产生故障的是安装在投放舱门和机翼大开口处的设备以及安装在进气道附近并靠近飞机表面结构处的设备。最后是位于飞行器内部的设备。这后一类型中典型的易受影响的设备是液压辅助设备和动力元件(包括安装支架)，开关、继电器、红外线摄影机，通讯和导航设备以及雷达系统，包括设备的弹性的或刚性的支架。

3.2 试验谱的确定

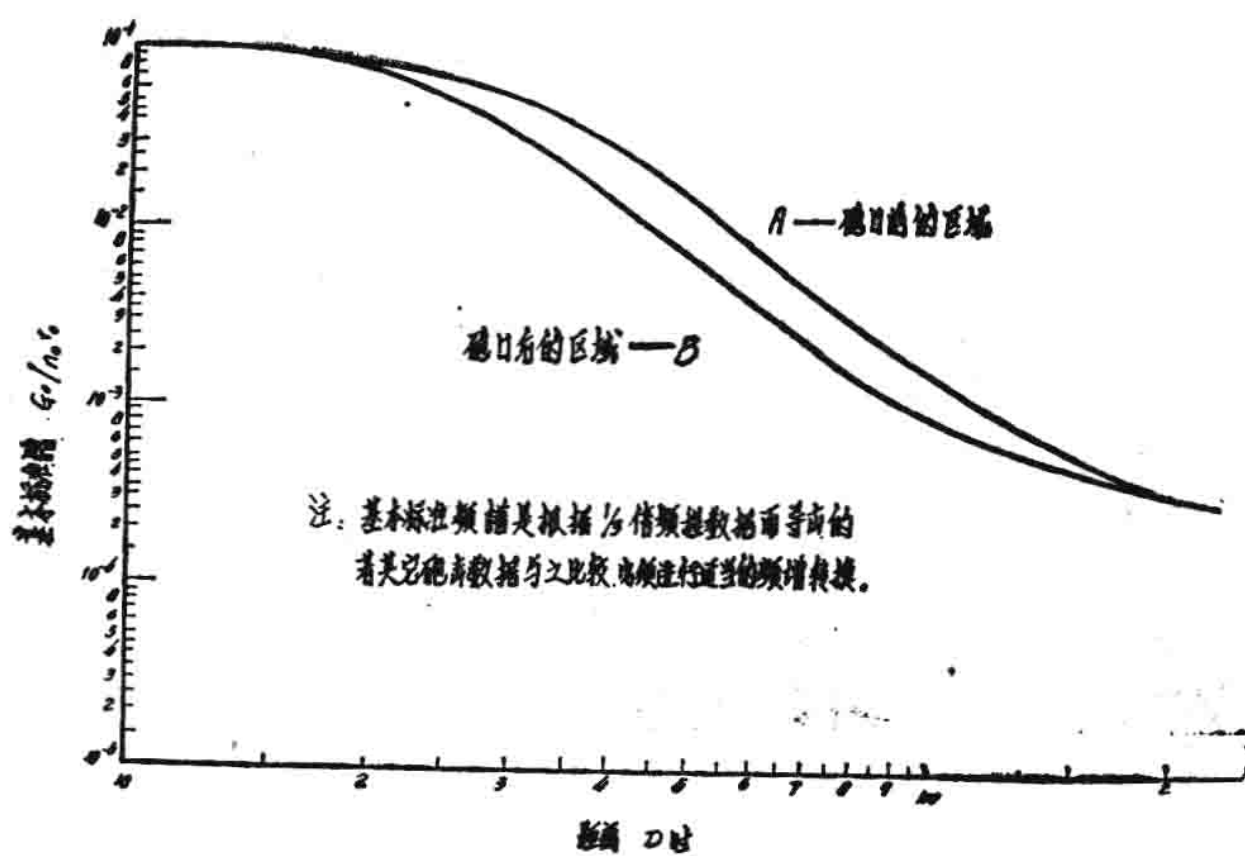
3.2.1 最大试验量值的选择 最大的炮击振动量值由下列方程定义：

$$G_{max} = E_1/E_0 (G_0/r_0 n_0) (80/W_E) (r_1 n_1) \quad \text{用PSD单位, } g^2/Hz$$

式中： $80/W_E = 1$ ，对重量 $W_E \leq 80$ 磅的设备。

$80/W_E = 1/4$ ，对重量 $W_E \geq 80$ 磅的设备。

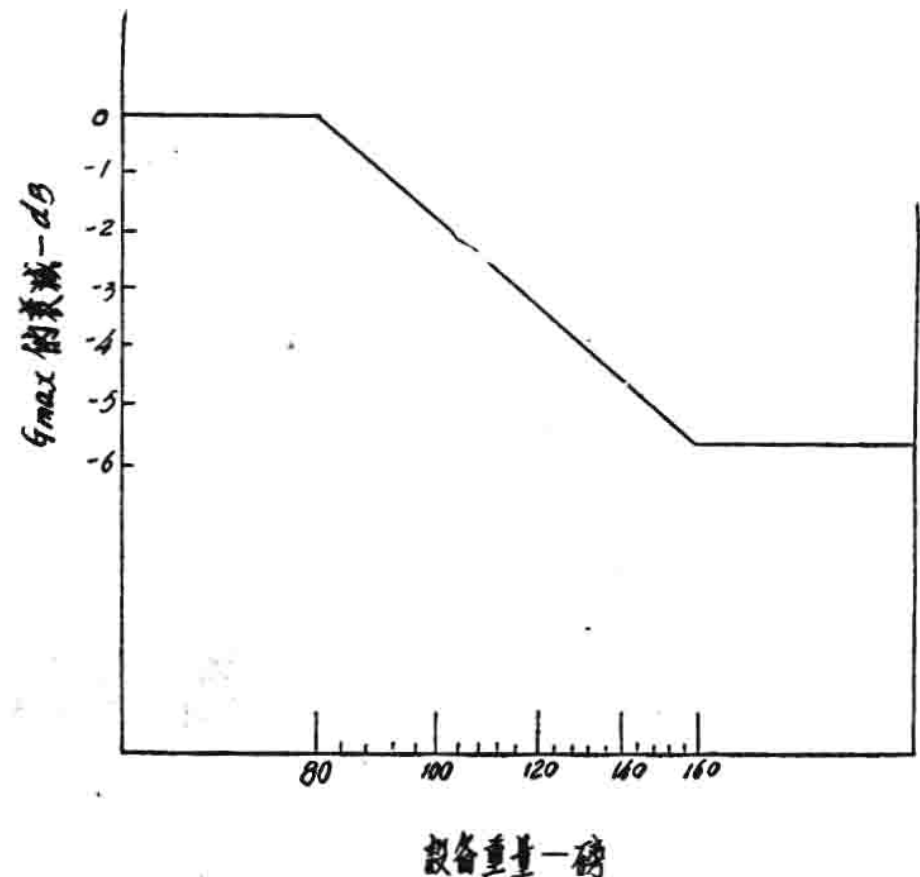
试验量值(G_{max})是通过对标准的量值($G_0/r_0 n_0$)的各种修正，如炮口能量(E_1)，射击速率(r_1)和炮的数目(n_1)而获得的。标准的能量(E_0)等于39600呎-磅。末尾项($80/W_E$)表示当设备重量大于80磅以后允许采用重量衰减的修正因子。表519-1给出了正常使用状态下的炮口能量，能量修正因子和标准的射速。图519-1提供了 $G_0/r_0 n_0$ 和距离参数D的函数关系。重量修正因子由图519-2确定。



$$G'_{max} \times \text{衰减水平} \quad dB = 10 \log_{10} \frac{G'_{max}}{G_{max}}$$

基本标准化频谱是根据1/3倍频程数据而导出的，若其它炮击数据与之比较，必须进行适当的频谱转换。

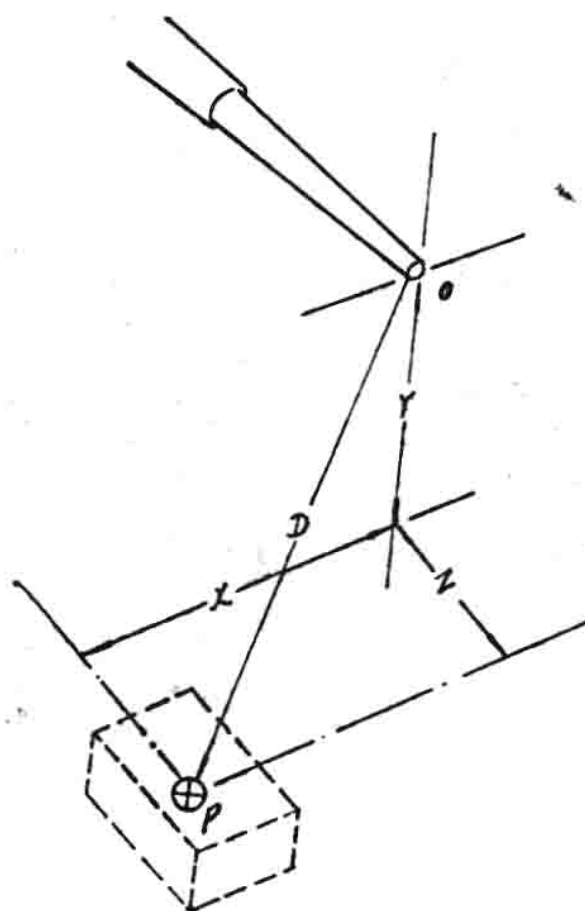
图519-1 G'_{max} 和D的函数关系



$$G'_{max} = \text{衰减的量值} \quad dB = 10 \log_{10} \frac{G'_{max}}{G_{max}}$$

图519-2 质量载荷的衰减因子

3.2.2 距离参数D的确定 距离参数是表示距离的矢量。它是以炮口到设备安装点之间的距离来度量（或估算）的。在设备支持点不明确的情况下，设备的重心应代表D的测量终点。D矢量根据对机身水平基准面的垂直距离而获得的。D矢量的估算方法示于图519-3。



$$D = \overrightarrow{OP} = (X^2 + Y^2 + Z^2)^{1/2}$$

图519-3 D矢量的确定

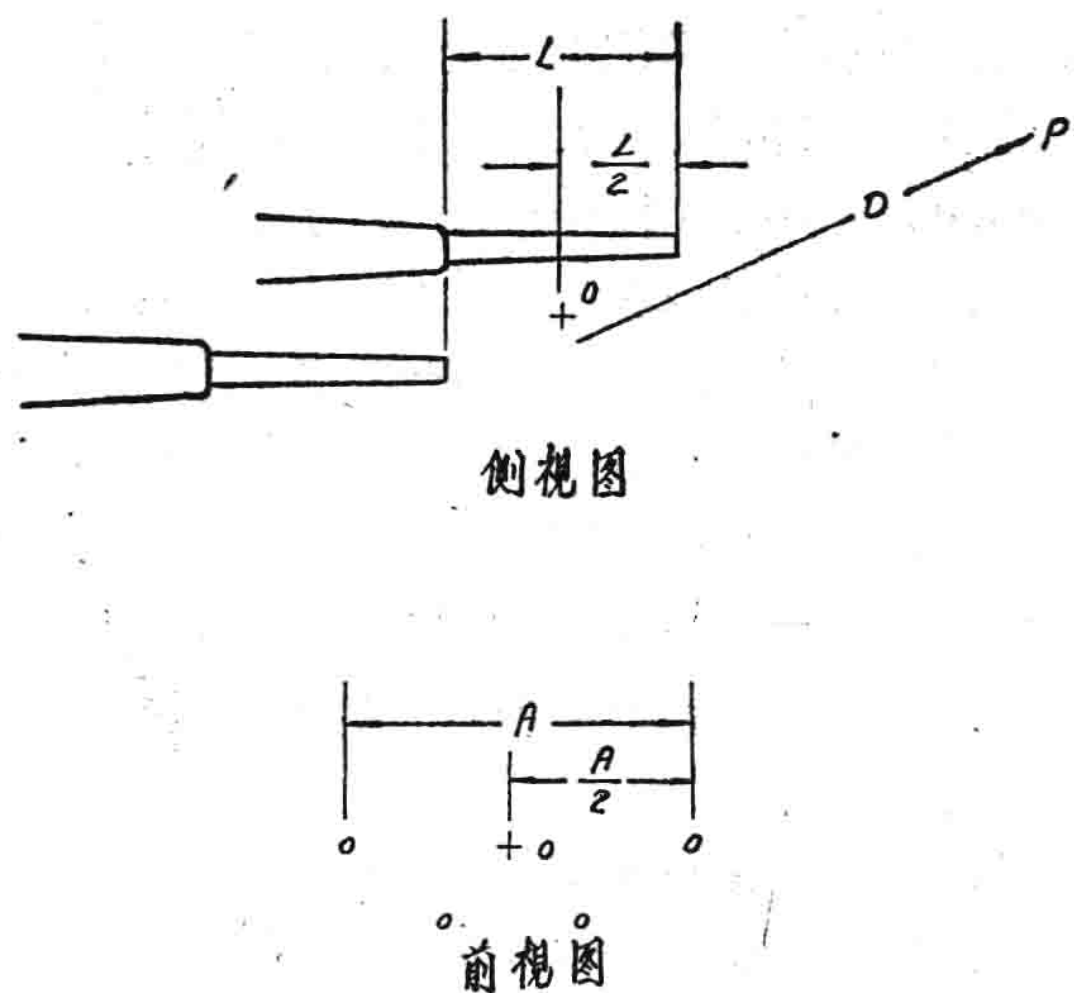


图519-4 参差排列的多门炮D矢量的原点

3.2.3 多门炮 对涉及多门炮的配置，D的原点应从炮口的中心点算起。典型的参差排列的4门炮的原点位置示于图519-4。

例1 UHF飞机的A2型鞭状天线，其安装方式和飞机外表面齐平，并且位于4门M—61型机炮的前方。正常的射速是25Hz($r_1 = 25$)。(如射速未知，应使用其规定的最大的射速)。因此，这种配置方式，每个管的发射都是独立的，所以炮的数目等于4， $n_1 = 1$ （见*1）

步骤：

a. 确定天线到飞机（炮口）的空间坐标（见图519-3）是39吋或 $D = 39$ 吋。

b. 参看图519-1, 选择曲线 A, 根据 $D = 39$ 时找到纵坐标 $G_0/r_0 n_0$ 的值。这种情况下 $G_0/r_0 n_0 = 3.0 \times 10^{-2}$ 。

c. 从表519-I, 找到M-61炮(见*2)的 E_1/E_0 。这里 $E_1/E_0 = 1.0$

d. 根据天线的重量 < 80 磅, 重量修正因子取1即 G_{max} 不允许衰减。(见图519-2)

e. 确定名义量值, $G_1/r_1 n_1$, 用 $G_0/r_0 n_0$, E_1/E_0 修正如下:

$$G_1/r_1 n_1 = E_1/E_0 (G_0/r_0 n_0)$$

$$\text{或 } G_1/r_1 n_1 = (1) \times 3.0 \times 10^{-2}$$

f. 将 $G_1/r_1 n_1$ 和 $n_1 r_1$ 相乘得到最大试验量值 G_{max} :

$$G_{max} = G_1/r_1 n_1 \times (r_1 n_1)$$

$$G_{max} = 3.0 \times 10^{-2} (10^2)$$

$$G_{max} = 3.0 g^2/Hz$$

g. 根据 G_{max} 从图519-5得到试验谱。

例2. 一台重102 磅的电子设备位于飞机头锥部位在炮口的正前方。距离(D)为45吋, 转膛炮的射速是100Hz, 且 $n_1 = 1$, 炮口能量 (E_1) 是83000呎-磅。

步骤

a. 重复以前的步骤(a)和(b):

$$G_0/r_0 n_0 = 1.9 \times 10^{-2}$$

b. 根据附注2, 相除 E_1/E_0 :

$$83 \times 10^3 / 39.6 \times 10^3 = 2.1$$

c. 根据 E_1/E_0 修正:

$$G_1/r_1 n_1 = 2.1 \times (1.9 \times 10^{-2}) \text{ 或}$$

$$G_1/r_1 n_1 = 4.0 \times 10^{-2}$$

d. 按以前得到 G_{max} :

$$G_{max} = 4.0 \times 10^{-2} \times (10^2) \times (1) = 4.0 g^2/Hz$$

e. 注意从3.2.1节知, $W_E > 80$ 磅并且参看图519-2找到衰减值 (G'_{max}) 是从 $4.0 g^2/Hz$ 下降2dB (-2dB)。

从dB的幂次运算得:

$$\begin{aligned} -2\text{dB} &= 10 \log_{10} G'_{max} / 4.0 \text{ 或 } G'_{max} \\ &= 2.5 g^2/Hz \end{aligned}$$

f. 根据图519-5得到试验谱。

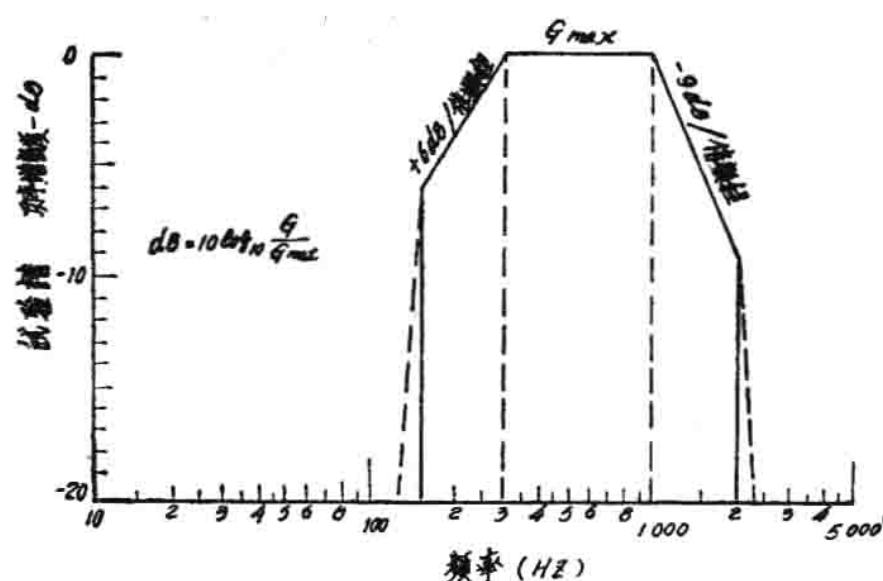


图519-5 随机振动试验曲线

注: *1 M-61炮的一些构造特征(见表519-I MK-IV 炮舱), 每个炮舱2管; 发射是连续的。在这种情况下 $n_1 = 2$ (每个炮舱)。

*2 如果 E_1 未知, 从弹道资料来确定 E_1 , 且使

$$E_1 = \frac{m_1 v_1^2}{2}$$

式中: m —炮弹的质量;

v —炮口速度。

有了 E_1 再除以 E_0 (见表519-I) 并且按步骤(e)进行。

**译注——原文遗漏10。

4. 试验要求 所使用的程序应由设备规范或试验计划规定。

4.1 试件操作 若无另行规定，试件在施加振动期间应处于工作状态³，以便由这些试验来找出影响性能的原因。当振动试验中要求进行性能检验时，而其检验所要求的时间又大于振动试验的持续时间时，那么性能试验应相应地省略。试件应按通用要求第3部份第3.2.1节进行操作，按通用要求第3部份，第3.2.4节检查，根据所得之结果对试验作出结论。

4.2 安装技术 按通用要求第3部份第3.2.2节，试件以它正常的安装方式或借助于传递规定振动条件的刚性夹具固定在振动台上。应注意选取机械分离面，以便使试验装置不必要的响应减到最低程度。在任何情况下应尽最大可能使振动台上的试验负载均匀分布，以使不平衡载荷的影响降到最低程度。应使用对试件输入控制或影响较小的仪器来测量振幅和频率。输入控制加速度计应刚性连接在振动台面上或过渡结构上，使用时应尽可能靠近试件的连接点。

5. 试验程序

5.1 程序 I 随机振动试验 试件应沿着每个互相垂直的轴进行随机振动。试验时间应按照表 519-II 第 I 栏。随机振动的瞬时峰值限制为2.5 倍的 rms(均方根值)谱加速度量值。控制信号试验量值的功率谱密度不应偏离所规定的要求，在500Hz以下不大于+40%，-30%，%(±1.5dB)，在500Hz和2000Hz之间不大于100%，50%(±3.0dB)。对重量≤60磅的产品，累积带宽在100Hz以下在1000Hz和2000Hz之间允许偏离达+300%，-75%(±6.0dB)。对重量>60磅的设备，同样的偏离量应允许扩大到500Hz到2000Hz，但这里所提出的累积带宽偏离不适用于按5.3.2细节规定的窄带扫描带宽。

5.2 程序 II 单向试验 如果设备与基座的安装为圆周连接且在飞机的蒙皮面表上，那么试验方向可局限于飞机蒙皮的法向（见图 519-6），在这种情况下整个试验时间应为表 519-II 的第 II 栏。

5.3 程序 III 组合式的或替代试验 对位于炮口附近和重量在60磅左右的设备，其试验量值可能超过激振系统能达到的最大能力。对这种情况，下面所提供的替代试验方法能满足标准的要求：

$$\text{当 } G_{nax} \geq 3.0g^2/\text{Hz} \geq 8.6 \times 10^4 (Fr/W_T)^2$$

式中： $W_E \geq 55$ 磅且 $W_J \leq 1.2W_E$ ；

Fr = 最大的均方根（RMS）激振力的输出（磅）；

$W_T = W_E + W_A + W_J$ ；

W_E = 设备重量（磅）；

W_A = 附件（电缆等）重量（磅）；

W_J = 试验夹具的重量（磅）。

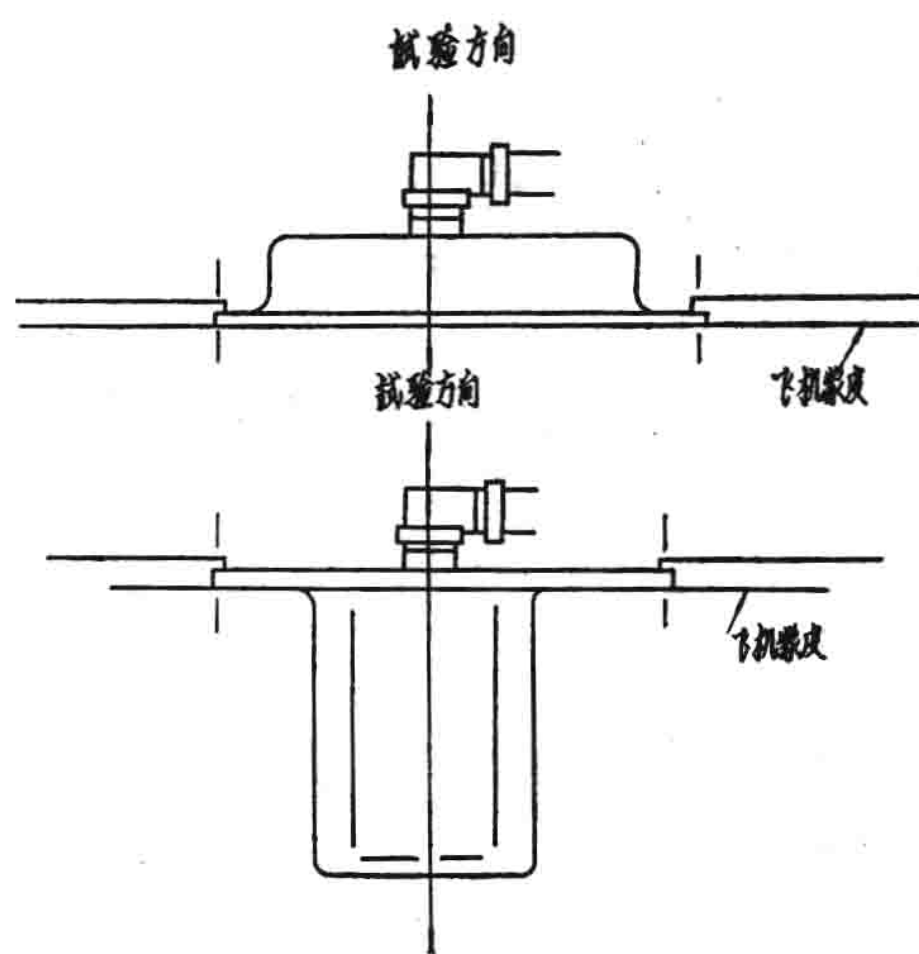


图519-6 圆周安装的设备

5.3.1 组合分量的选择 选择一个宽带随机振动试验量值 $G_{B且} = G_{max}/4$ （下降6dB）。

衡量冲击强度的参数表

表519-I

炮的型号	飞机	安装 (典型的)	炮口径 (毫米) (英寸)	炮弹重量 (格令) (磅)	射速 (r ₁)		炮口速度 (v ₁) 英尺/秒	炮口能量 英尺-磅	M-61的炮口 能量英尺-磅	能量调整因子 (E/E ₀)
					发/分	发/秒				
M61	F-104	多种固定 (前 炸弹舱) SUU-16在炮 架上, 尾炮塔	20	1560 (平均)	.223 (平均)	6000 (名义) 1000 (最少)	100 (名义) 17 (最少)	3380 (名义) 3250 3450	39600	1.0
	F-105									
	F-111									
	F-4									
	F-100									
M39	B-58	2门或4门在机 翼前缘或机头 后部或尾炮塔	20	1560 (平均)	.223 (平均)	1500 25	3380 (名义) 3250 3450	39600		1.0
	B-52									
	A-7									
	F-5									
MK11	F-100	MK4 吊挂, 短舱, 机翼内侧等”。	20	1700	.243	2500 (名义)	3100	36300*		918
	F-4									
	A-7									
	A-6									
MK12	A-4	每个机翼根部1门	20	1700	.243	1000	3300	41200		1.04
	A-4									
M3	A-1E	每个机翼2门	20	2000	.286	800	2700	33400		.844

衡量冲击强度的参数表 (续)

表519—I

M24	B-52 F-86	尾炮塔, 头部 4门或6门	20	.79	2000	.286	800	13.33	2700	33400		.844
M2		已废除	12.7	.50	800	.114	750	12	2800	13900		.351
M3	B-52 B-26 B-57 F-86 HH-53 A-1	尾炮塔到头部6门	12.7	.50	709	.114	1200 (名义)	20	2810	12430		.314
GAU- -2B/A	AC-47 AC-130 A-37 UH-1 CH-3	旁侧, 头部可 多达8个短舱	7.62	.30	150	.021	6000 (名义) 1000 (最少)	100 25 (最少)	2750	2520		.0636

* 译注——和 810C 中提供的不同

在 G_B 上迭加一个100Hz带宽（负3dB点）的随机噪声信号，使 G_{max} 等于原来的值。组合频谱示于图519-7。

5.3.2 试验程序 除了根据窄带中心频率，从300Hz到1000Hz进行窄带随机扫描以外，试验按5.1节进行。扫描时间按照表519-Ⅱ的第三栏。

6. 试验的总均方根（rms）值 试验的总均方根（rms）值应不小于图519-5实线所包围的区域的-21%（-2dB），总均方根（rms）值的确定按下列方程：

$$\text{总均方根值 (OAR)} = (1163 G_{max})^{1/2}$$

7. 摘要 设备规范或试验计划应规定下列细节

- a. 程序号（见5）；
- b. 试验前的资料准备（通用要求第3部份，第3.2.1节）；
- c. 是否希望设备在试验期间不工作（见4.1节）；
- d. 特殊的或专门的试验状态。

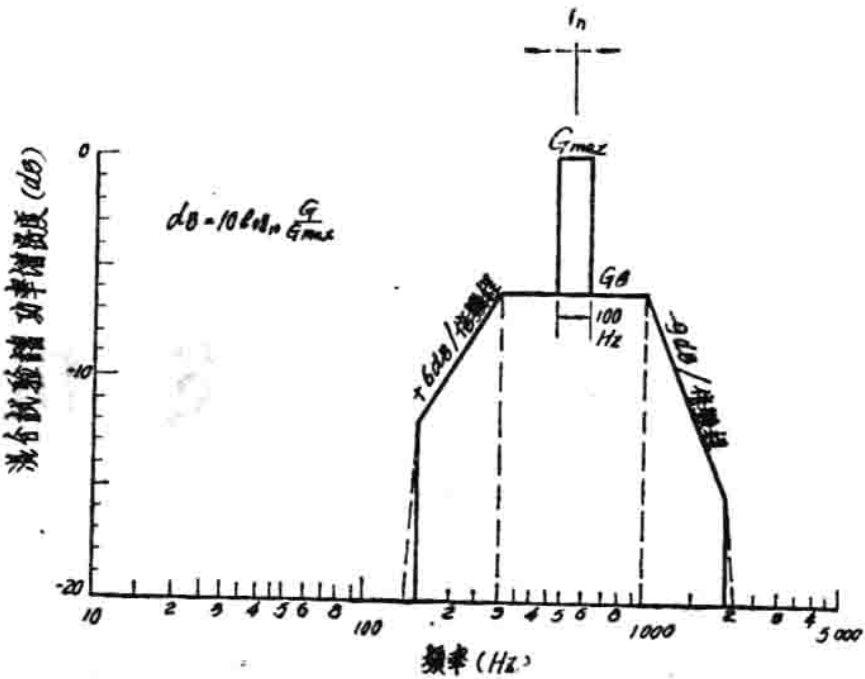


图519-7 扫频随机振动试验曲线

随机振动试验时间

表519—Ⅱ

时间 栏	每轴循环时间① (分)	每轴随机振动时间① (分)	扫描时间① (分) 300—1000—300 (Hz)
I	—	15	—
Ⅰ	—	30	—
Ⅲ	90	—	5

注：①整个试验周期在两次射击之间散热的间隔内允许分成若干个连续的振动脉冲。脉冲时间不小于60秒。

环境试验方法

方法—519. 1*

飞机炮击振动

*译注:

关于美国军用规范, MIL-STD-810B, 环境试验方法中的飞机炮击振动, 有二个方法, 方法T519 和方法519. 1, 第一个方法是美国空军在1969年9月29日发表的通知中, 根据1967年6月15日发表的美标810B的报告而确定的。第二个方法是美国空军在1970年9月18日发表的通知中, 亦是根据1967年6月15日发表的美标810B的报告而确定的, 但方法519.1替代了方法T519, 也就是说, 虽然都是 MIL-STD-810B, 但从1970年9月18日起, 关于飞机炮击振动, 按方法519.1执行。

由于方法519.1和方法 T519 差别不大, 所以, 方法 519.1不全文翻译登载, 仅将与方法 T519不同之处写出, 其余和T519相同。

方法519.1和方法T519有三处不同。

1. 在“1. 目的”部分末尾加了一段话:

“这种方法适用于很难恰当的给出炮击振动数据的炮舱位置以及直升机的炮舱。”

2. 在“3. 标准的适用范围”部分增加了一节3. 2. 4

“3. 2. 4 按炮的远离参数来修正试验量值: 按照标准的图 519.1-8 允许根据炮的配置及炮口安装到飞机结构的垂直距离来修正 G_{max} 。”

3. 增加了图519.1-8

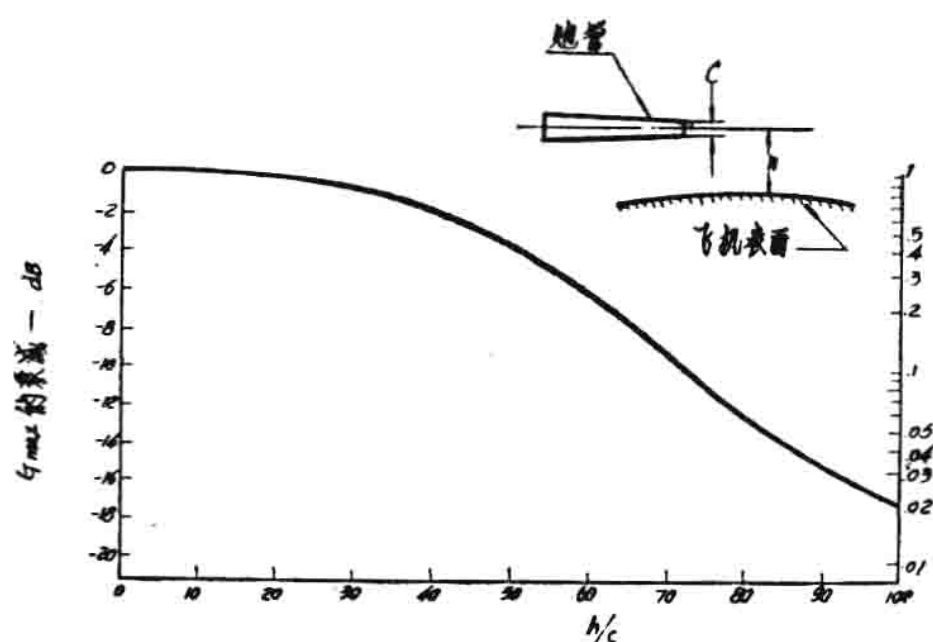


图519. 1-8 按远离参数 h/c 修正 G_{max}

翻译 施荣明
校对 解思适

环境试验方法

方法519.2

飞 机 炮 击 振 动

1. 目的 炮击振动试验是用来模拟较短暂而剧烈的振动环境的，它是由安装在飞机结构上或结构附近的炮重复射击产生的冲击波压力场引起的。这种方法适用于炮舱位置，也可用于直升机的炮舱。

2. 试验装置 具有外围设备的激振系统和仪器。

3. 标准的适用范围 在炮击附近区域，最严重的振动环境主要是由传递到飞机主要结构上的冲击压力脉冲所诱导的最剧烈的振动场所引起的。这种环境，随着与炮口距离的增加其作用明显地减弱。正因为有这样明显的差异，所以在应用这个方法之前，对炮的数量，实际位置及射击参数都应仔细准确地搞清楚。

决不能用常规的振动试验来替代本试验方法。但如果炮击包线的最大试验谱量值等于或低于其它规定的振动试验量值，则炮击方法就无需实施。

3.1 敏感的设备 我们发现对炮击最敏感的通常都是在炮口 3 英尺半径以内且装在结构表面上受到炮击波的那些设备。首先象超高频的刀形天线，V 形天线以及整流装置外罩，包括它们的支架，共轴连接器和电缆。其次容易产生故障的是安装在投放舱门和机翼大开口处的设备，以及安装在进气道附近并靠近飞机表面结构处的设备，最后是位于飞行器内部的设备。这后一类型中典型的易受影响的设备是液压辅助设备和动力元件（包括安装支架）开关、继电器、红外线摄影机、通讯和导航设备以及雷达系统；包括设备的弹性的或刚性的支架。

3.2 带有支架结构的设备 根据结构的连接情况以及设备安装在主要结构或辅助结构上的区别来对设备分类。

3.2.1 主要结构 主要结构包括飞机的主要承载元件和部件。例如蒙皮、骨架、加强筋、隔框、桁条以及包括这些支承结构在内组合在一起的飞机外壳等均属主要结构。

3.2.2 辅助结构 辅助结构是指这样的结构：其上装有设备的结构或者将设备包含其中的结构，而这些结构又和骨架、蒙皮、长桁隔板、地板、梁架或主要结构的浇铸骨架相连接，如仪表板、垫座、框架、骨架、构架和托架等均属辅助结构。

3.3 试验谱的确定 这个方法要求首先定出对主要结构的试验谱，然后如要用于安装在辅助结构上的设备时，则需对主要结构的谱进行修改，就成为最后的试验谱。