

振 动 资 料 汇 編



国 外 航 空 编 辑 部

1 9 7 4 . 1 .

振 动 资 料 汇 編

国外航空技术专题资料
振 动 资 料 汇 编

*

国 外 航 空 编 辑 部

〔北京市 1652 号信箱〕

(内 部 资 料)

*

1974年 1 月, 书号: (外)019

060

前 言

为了适应我国航空工业发展的需要，飞机机电电器产品通用技术条件振动试验组的同志们遵照毛主席关于“洋为中用”的指示精神，收集和汇编了有关国外振动规范、飞机飞行振动测量及振动试验方法等资料，以供从事航空产品设计、生产和试验的人员参考。

本汇编收集的资料来源于国内公开发表的和内部的刊物或由有关部门提供的译稿。其中，国外振动规范部分大多数系根据译文摘录，少数几篇则根据有关资料综合整理而成；飞机飞行振动测量部分是根据国外有关资料编译的；振动试验方法部分主要是关于加速振动试验方法的译文或摘译。

参加本汇编的资料收集整理和编译工作的有秦桂骥、姚起杭、周枝伦、何连珠、黄辉光等同志。由于时间匆促、水平所限，不当之处，请读者批评指正。

编 者

一九七三年四月

目 录

前 言

第一部分 国外振动规范

一、苏联规范	(1)
OTT: 对机械牢靠性的要求	(1)
二、英国规范	(7)
A.P.970: 飞机及其设备的振动试验	(7)
DEF-5011: 电子设备的试验方法	(12)
G 100: 飞机电气设备和指示仪表的一般要求	(13)
2G 100: 航空电气设备和指示仪表的一般要求	(15)
三、美国规范	(21)
MIL-E-5272A: 航空设备及有关设备的环境试验	(21)
MIL-E-5272C: (A.S.G) 航空及其有关设备环境试验的通用标准	(24)
MIL-STD-202B: 电子元件与电气元件的试验方法	(29)
MIL-STD-810A: 空间及陆用设备环境试验方法	(34)
MIL-T-5422E: 机载电子设备的环境试验	(48)
RTCA DO-138: 航空电子/电气设备和仪器的环境条件及其试验程序	(51)
美国航空标准 A.S. 振动试验数据表	(54后)
四、法国规范	(55)
CCTU-01-10A: 电子设备的环境试验方法	(55)
五、日本规范	(55)
JIS W6051: 航空仪表的振动试验方法	(55)
JIS W7002: 飞机电子设备的环境试验方法	(57)
六、国际电工委员会推荐标准	(61)
IEC 第68号 电子元件及电子设备基础环境试验方法	(61)
七、各国振动规范一览表	(72后)
八、各国振动规范一览表	(73)
九、资料来源	(74)

第二部分 国外飞机飞行振动测量

一、飞行振动测量的仪器设备	(75)
二、飞行振动测量状态	(79)
三、飞行振动测量的数据处理	(79)
四、飞机结构区域的划分	(81)
五、各机种飞行振动测量的结果	(84)
(一) F-100C-1 型战斗机	(84)

(二) F-101A型战斗轰炸机	(89)
(三) F-102A型截击机	(94)
(四) F-106A型战斗机	(98)
(五) JRB-52B 型战略轰炸机	(102)
(六) B-58型轰炸机	(107)
(七) C-130A型运输机	(110)
(八) C-133型运输机	(114)
(九) XC-123D 型运输机	(117)
(十) DO-27型运输机	(121)
(十一) RB-50 (大型螺旋桨飞机)	(127)
(十二) KC-97 (大型螺旋桨飞机)	(128)
(十三) B-36-D (大型螺旋桨飞机)	(131)
(十四) B-52、JRB-52、YB-52 (大型涡轮喷气式飞机)	(131)
(十五) JRB-66B (大型涡轮喷气式飞机)	(133)
(十六) F-86D和F-86A5 (喷气式战斗机)	(133)
(十七) F-100A (喷气式战斗机)	(135)
(十八) F-104A (喷气式战斗机)	(135)
(十九) F-3H、F8U、F9F-8T、F11F (喷气式战斗机)	(136)
六、资料来源	(139)
第三部分 振动试验方法	
振动与冲击 实验室试验设计	(141)
振动试验方法	(171)
加速振动试验	(180)
加速振动寿命试验的一种方法	(189)
振动测量数据与标准的关系	(189)

苏 联 规 范

OTT 对机械牢靠性的要求

85. 设备的机械牢靠性, 系指设备在飞机上使用和运输时能承受机械力作用的能力。此时其结构机件不致损伤, 并能保证设备按照要求良好地进行工作。

86. 设备的机械牢靠性包括耐振稳定性和耐振强度, 以及对冲击过载与直线加速度作用的稳定性和强度。

87. 设备的耐振稳定性, 系指设备在受各种作用频率的短时间振动时, 仍能无故障地进行工作的能力。

88. 设备的耐振强度, 系指设备能经受长时间的振动作用的能力, 且其结构机件无损伤, 并在振动时和振动后, 仍能无故障地进行工作。

89. 设备的抗冲击过载强度, 系指设备能经受长时间冲击过载的能力, 且结构机件无损伤, 并在经受撞击过载后仍能无故障地进行工作。

90. 设备的直线加速度稳定性, 系指设备在直线加速度作用下和作用后, 仍能无故障地进行工作的能力。

91. 设备的机械牢靠性应在实验室中进行试验:

(一) 耐振稳定性和耐振强度, 用垂直定向的正弦振动试验台试验。如果战术技术要求和条件中已有规定, 则还可应用水平环形振动试验台试验。

(二) 抗冲击过载的强度, 用垂直定向撞击试验台试验。必要时, 且战术技术要求或条件又有规定, 则还可应用水平定向试验台试验。

(三) 直线加速度的稳定性, 用水平离心机或垂直离心机, 或用专门的试验台试验。

92. 航空发动机上用的设备, 其机械牢靠性可不在试验室试验, 而直接在发动机试验台上进行试验。其方法和延续时间, 在战术技术要求或条件中另有规定。

93. 试验机械的牢靠性时, 设备在试验台上的安装位置应与它在飞机上的安装位置一致, 并须将设备的减振装置一并装上。

除运输负载作用的试验之外, 设备的其余试验均在工作(接电)状态下进行。

94. 根据试验规定的振动频率范围和最大振幅, 将特种设备和无线电技术设备分为下列几组:

第一组——装在活塞式或涡轮螺旋桨式航空发动机上的设备;

第二组——装在喷气式发动机上的设备;

第三组——配置在各型飞机机身上的设备(歼击机除外);

第四组——配置在歼击机机身上的设备;

第五组——配置在减震仪表板上的设备。

95. 在实验室试验设备的耐振稳定性和耐振强度时, 可以分别参考图 1、2、3、4、5 各曲线表所列举的振动参数值。

图1、2、3、4、5上的各曲线分别表示在各种不同的振动频率下的振幅（半幅）和与此相应的振动加速度。^{〔注〕}

96. 设备的耐振稳定性试验是将设备放在振动试验台上，在工作（接电）状态下用短时间检查的方法进行。

试验时，振动频率的改变应均匀：有减震装置的设备，频率的改变范围是从10到80周；无减震装置的设备则从10周到200周。设备的各参数应每隔5—10周检查一次，在每一频率上的试验时间，等于检查各参数所需的时间（约1.5分）。必要时还可在其他频率点上检查。

每经过5—10周这一间隔的时间不得少于30—60秒。当发现某一频率上出现了不影响设备参数的谐振现象时，应将此频率记下来。在一切情况下频率已调好的振动试验平台的振幅，不得低于相应曲线图中的规定值。

97. 耐振强度试验是将设备安装在振动试验台上，在接电状态下用长时间工作方式进行检查。

振动频率的调定范围：

（一）对有减震装置的设备为20—80周；

（二）对无减震装置的设备为20—200周；

试验频率的数目应从规定频率范围的低、中、高三部分中，至少取出三个。

此外，在耐振稳定性试验发生过谐振的设备，还必须在记下的谐振频率上进行试验。

每一试验频率点和谐振频率点上的振动次数不少于一百万次。

设备耐振强度试验的总持续时间，由其振动次数决定。所有试验频率和谐振频率点上的振动次数之和不得少于一千万次。

耐振强度试验时，振动加速度和振幅值不得低于相应曲线图中的规定值。

98. 凡是安装在机翼和尾翼以及直升飞机上的设备，其振动试验的标准在本要求上未作规定者，由该设备的战术技术要求或技术条件规定，但不低于本要求第95条第3、4组（歼击机）的标准。

〔注〕

（1）谐波振动的振幅、加速度和频率之间具有以下关系式：
$$I_g = \frac{4\pi^2 f^2 S}{9810} \approx \frac{Sf^2}{250}$$

式中 I_g ——振动加速度（单位为重力加速度g）

f ——振动频率（周/秒）

S ——振幅（毫米）

（2）试验带减震装置的设备时，必须按照设备在飞机上的安装部位（即按上述某一组）所规定的标准进行试验。

（3）图1、2、3、4、5曲线所示的机械振幅（或振动加速度）在试验台上的调整误差，不应超过本要求所规定的下述标准：

试验耐振稳定性时：

频率10到100周时，其误差为 $\pm 20\%$ ；

在其他频率上为 $\pm 10\%$ 。

试验耐振强度时：

频率由20到50周时，误差为 $\pm 20\%$ ；

在其他频率上为 $\pm 10\%$ 。

99. 各组设备的频率范围, 可根据在飞机上的实际振动情况, 由战术技术要求或技术条件加以规定和扩大。

附: 五组振动曲线数据表

第一组: 装在活塞式或涡轮螺旋桨式发动机上的设备的振动标准 (图 1)

频 率 f (H Z)	加 速 度 I _g (g)	振 幅 S (mm)	频 率 f (H Z)	加 速 度 I _g (g)	振 幅 S (mm)
10~25		1.0	110	8.8	0.182
25	2.5	1.0	120	9.5	0.165
30	2.87	0.797	130	10.25	0.152
40	3.6	0.562	140	11	0.14
50	4.3	0.43	150	11.75	0.13
60	5.1	0.35	160	12.5	0.122
70	5.8	0.296	170	13.25	0.114
80	6.5	0.254	180	14	0.108
90	7.3	0.225	190	14.7	0.102
100	8	0.2	200	15.4	0.096

第二组: 装在喷气式发动机上的设备的
振动标准 (图 2)

频 率 f (H Z)	加 速 度 I _g (g)	振 幅 S (mm)
10~28.5		0.5
28.5	1.62	0.5
30	1.65	0.458
40	1.85	0.29
50	2.05	0.205
60	2.25	0.156
70	2.44	0.124
80	2.64	0.103
90	2.84	0.0875
100	3.03	0.076
110	3.23	0.067
120	3.43	0.0596
130	3.62	0.0535
140	3.82	0.0487
150	4.01	0.0446
160	4.21	0.0412
170	4.4	0.0381
180	4.6	0.0354
190	4.8	0.0332
200	5.0	0.0313

第三组: 装在各型飞机机身上的设备的
振动标准 (歼击机除外) (图 3)

频 率 f (H Z)	加 速 度 I _g (g)	振 幅 S (mm)
10~30		0.5
30	1.8	0.5
40	1.9	0.297
50	2.0	0.2
60	2.1	0.146
70	2.2	0.112
80	2.3	0.09
90	2.4	0.074
100	2.5	0.0625
110	2.6	0.0537
120	2.7	0.0468
130	2.8	0.0413
140	2.9	0.037
150	3.0	0.0333
160	3.1	0.0302
170	3.2	0.0277
180	3.3	0.0255
190	3.4	0.0235
200	3.5	0.0219

第四组：装在歼击机机身上的设备的振动标准（图4）

频 率 f (H Z)	加 速 度 I _g (g)	振 幅 S (mm)
10—24		1.0
24—32		0.8
32—42		0.478
42	2.715	0.384
50	2.81	0.281
60	2.93	0.204
70	3.05	0.156
80	3.15	0.123
90	3.27	0.101
100	3.39	0.084
110	3.5	0.0722
120	3.6	0.0625
130	3.72	0.055
140	3.83	0.049
150	3.94	0.0437
160	4.05	0.0395
170	4.16	0.0359
180	4.28	0.033
190	4.39	0.0304
200	4.5	0.0282

第五组：装在减震仪表板上的设备的振动标准（图5）

频 率 f (H Z)	加 速 度 I _g (g)	振 幅 S (mm)
10—18.7		0.5
18.7	0.7	0.5
20	0.71	0.443
30	0.775	0.216
40	0.84	0.131
50	0.91	0.091
60	0.97	0.0673
70	1.04	0.053
80	1.11	0.0434

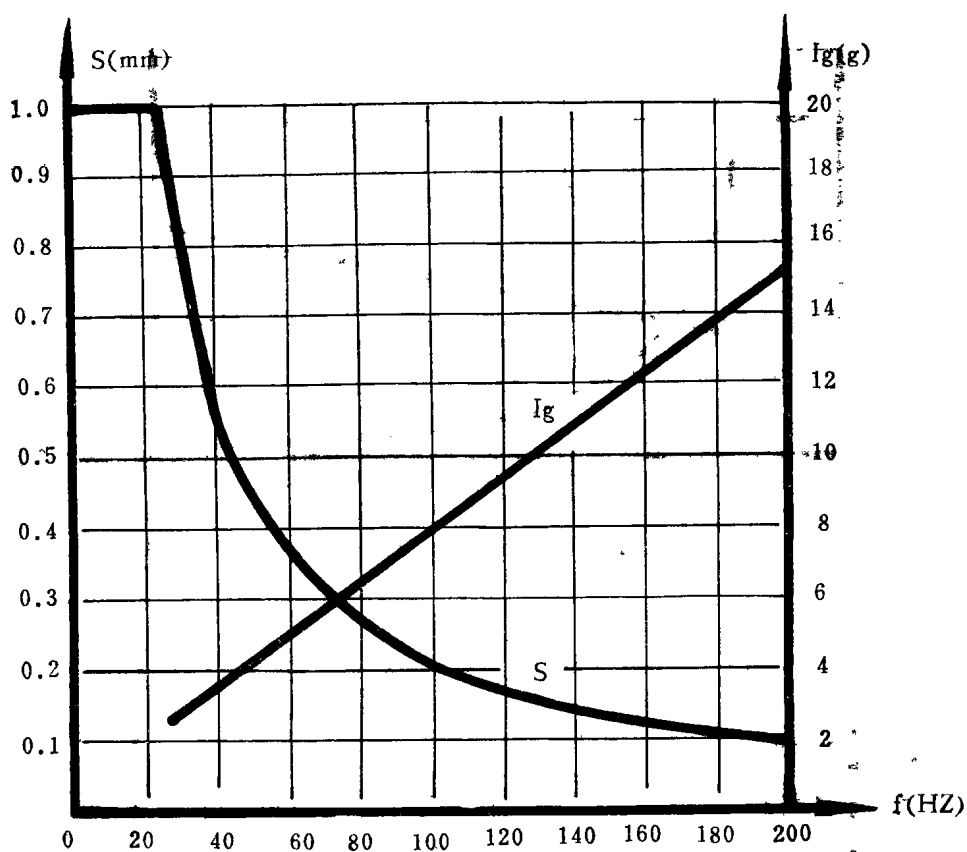


图1 装在活塞式或涡轮螺旋桨式发动机上的设备的振动曲线（第一组）

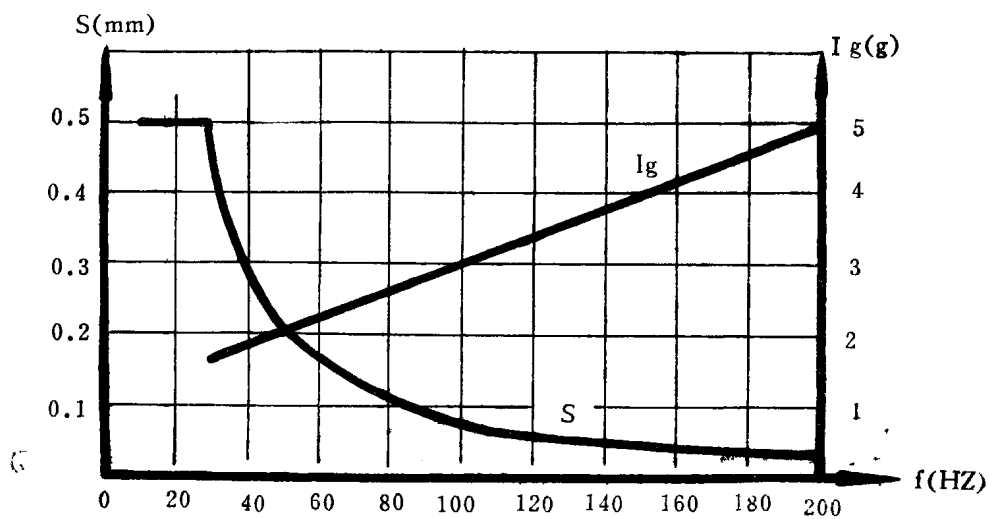


图2 装在喷气式发动机上的设备的振动曲线（第二组）

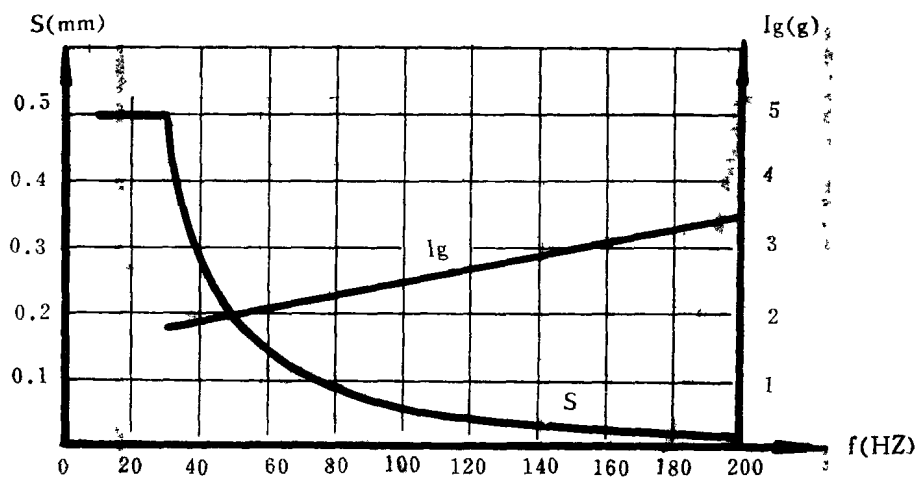


图3 装在各类飞机（歼击机除外）机身上的设备的振动曲线（第三组）

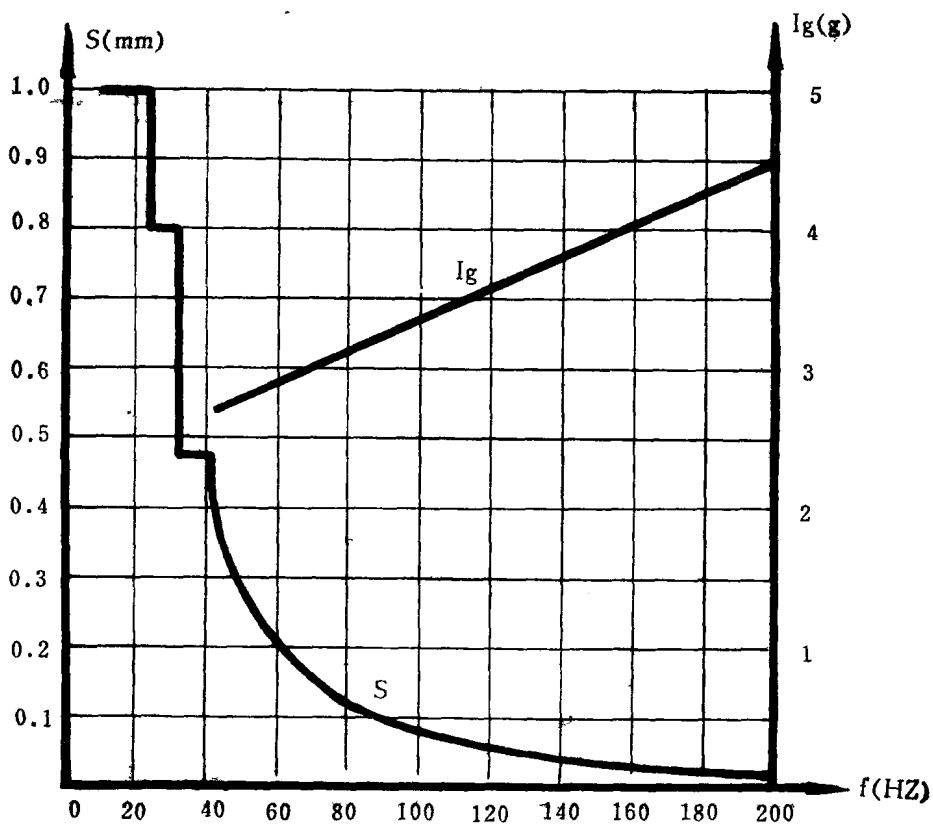


图4 装在歼击机机身上的设备的振动曲线（第四组）

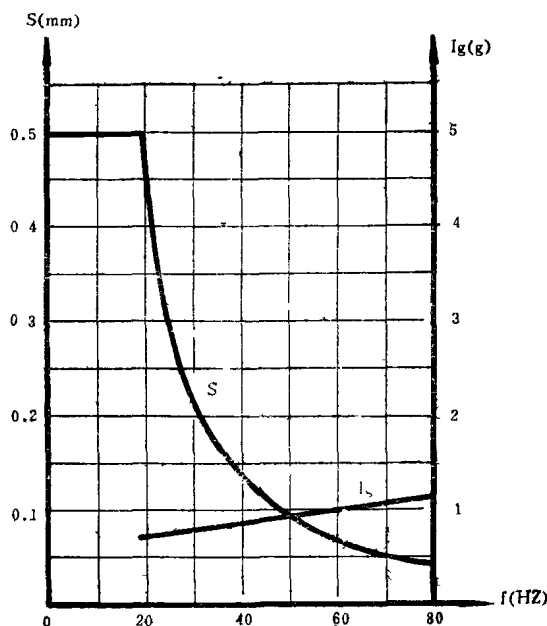


图5 装在减震仪表板上的设备的振动曲线（第五组）

英 国 规 范

A.P.970 飞机及其设备的振动试验

（1954年）

1. 序 言

本文的目的是补充701章的振动规范。文章提出飞机设计师一般应采用什么方法来检验设计是否符合振动规范的规定。第二个目的是提出作为701章振动规范基础的振动标准，又可用做设备设计和验收试验的基础。这样，就可以使飞机设计和设备设计二者之间更好地了解，而且在有疑难时，可使设计师们进行直接的合作。

2. 振动标准的要求

2.1. 飞机振动的产生有许多不同的原因。虽然主动力装置和螺旋桨常常是产生振动的主要振源，但其他的振源也可能是严重的，这包括气动力抖振、与襟翼和助力操纵有关的辅助动力装置、起落架轮子的不平衡和火炮射击等。持续振动，无论是由于上述两种原因中的那一种原因所产生的总是不愿意有的，有时甚至是不允许的。根据持续振动的特性和程度它可造成：

- （1）人体的烦恼、疲劳、严重地降低效率。
- （2）仪表和结构作用不良，甚至完全破坏。

2.2. 军用飞机及其设备的振动规范的原则简述如下:

- (1) 完全消除一切振动是难于达到的想法, 因此只能规定一个容许的振动标准;
- (2) 要求飞机设计师保证他的飞机不得超过规定的振动标准;
- (3) 要求设备设计师通过试验来保证它的产品按他所指定的方法安装上以后, 能永久经受住不比规定标准严重的一切振动。

对规范的这三个概念讨论如下。

3. 振 动 标 准

3.1. 振动标准已在图 6 和图 7 中示出。需要注意, 这两个图线的依据是完全不同的。图 6 表明了人在生理上开始感到不愉快的振动, 该图线是以纪载在 R·M1637 中的实验研究结果为依据的, 并且是用最后通过了各种工作条件下的实际试验而加以修改了的图线。图 6 仅适用于载有乘客和乘员的飞机。

图 7 (a)、(b)、(c) 中的曲线是从许多不同型号飞机在不同的飞行条件下, 在某些部位上测得的振幅、频率和振动方向而得到的。其所得到的数据将飞机划分为如图 8 所示的三个振动区域。根据这些飞机在使用中的一般经验来看, 可以说在指定区域不论振动是否造成麻烦, 都可以在不允许有振动与虽然不希望有振动, 但振动是允许的区域之间划出分界线。图 7 (a)、(b) 和 (c) 中示出了这些分界线, 这些曲线都是由经验得来的。同样, 在飞机不同区域之间所选定的分界线也都是随意选择的, 因此为了很好了解这个基本原理, 需要对规范做一适当说明。

4. 飞机振动区域的确定 (见图 8)

4.1. 发动机区域

4.1.1. 对于安装在机翼前部或机身头部的发动机装置, 此区域包括防火墙前所有部分。对于埋入或部分埋入机翼内的发动机装置, 此区域包括两个弦向断面 (每个发动机旁边一个) 之间的所有部分。

4.2. 边缘区域:

4.2.1. 此区域包括机身后部 $\frac{1}{4}$ 处 (在沒有发动机时)、每个机翼的外侧 $\frac{1}{4}$ 处和尾翼。

4.3. 中心区域:

4.3.1. 此区域包括整个机身, 但不计及发动机区域或边缘区域所指的任何部位, 还包括从飞机中心线开始到机翼半翼展 $\frac{1}{4}$ 处之内的部位。

5. 对于飞机设计者的具体要求

5.1. 因为发动机是飞机振动的主要原因之一, 所以在活塞式发动机或涡轮螺旋桨发动机的飞机上常常需要用弹性装置将发动机和飞机结构隔绝起来, 但是这种弹性装置的必要性及其所要求的特性, 通常仅能通过全机的飞行试验才能确定。同时, 弹性装置一般也是较大的, 如果在开始设计时沒有留出一定空间, 那么容纳这一装置是困难的, 甚至是不可能的, 所以 701 章要求在一切实有活塞式发动机的原型机上要保留有适当的空间。在装有涡轮螺旋桨发动机的飞机上, 也应考虑某些类似的要求。

5.2. 发动机弹性装置一般由发动机的承制方提供, 但最后验收则将取决于在整架飞机

上的试验（见 1016 章）。然而在开始选择时，其选择准则应由试验确定，并用弹性装置将发动机固定在质量巨大的刚性飞机结构上，其发动机系统自然振动频率不应超过下列数值：

（1）前后振动模态——1200周/分、

（2）所有其它振动模态——相当于发动机正常额定巡航转速时频率的40%或相当于正常额定螺旋桨转速时频率的75%，若用发动机——螺旋桨组合动力装置，其频率则取其中较小者。

5.3. 如果在纯喷气发动机的飞机上确定发动机采用的弹性装置时，在相应的准则中，振动的自然频率不得超出以下范围：

所有振动模态——相当于发动机正常额定巡航转速时频率的40%。

5.4. 在各种情况下，对于所设计的发动机架在飞机的飞行、起飞和着陆过程中应能同时承受振动载荷与静载荷。

5.5. 在飞机处于原型机试飞阶段时，需要进行一些测量（见 1016 章），以获得所存在的实际振动情况的资料。若任何区域的振动比在图 7 中的标准曲线所表明的情况更坏或者在乘员和乘客的任何部位的振动比在图 6 中表明的情况更坏时，则应查明原因和考虑重新设计。

6. 设备设计的应用

6.1. 本文主要不是探讨设备问题，下面提出飞机和设备设计实践中有关振动方面的关系。

6.2. 原则上，应保证飞机所使用的仪器和设备在按规定方法安装上以后，能够在图 7 规定的标准内的振动作用下有效地工作（此处和图 6 无关）。该标准的方法通常是按图 7 所示将设备装在飞机的一个或几个区域内，并根据这种标准进行试验。对于特殊设备项目，设计部门有责任明确指出这个项目需要进行那些试验，应当采用那种减振装置，并通知 M.O.S. 和使用单位。如果需要减振装置，则应根据可能按 S.D.M. (A) 169 中所列选择一种型式，但技术上需要其他设计方式时，S.D.M 并不排除它的应用。

6.3. 如果这些试验进行得顺利，此设备也许就能有效地运用在许多飞机上。如果进行得不顺利，则设备设计者的意见将是错误的，应重新考虑，但是否要重新设计视情况不同而定（有关仪器和设备试验的进一步的综合资料见 R.A.E 技术报告 № DES.1）。

7. 结 论

7.1. 在飞机设计师和设备设计师尽力消除了振动的原因及防止了振动的影响后，有可能在原型机飞行试验时或甚至在以后的实际使用中，不明显的和特性复杂的振动都变成明显的振动。这种振动在某些情况，会因飞机和设备特性交组在一起而发生，这些情况在初步试验的介绍中是没有或不能包括的。

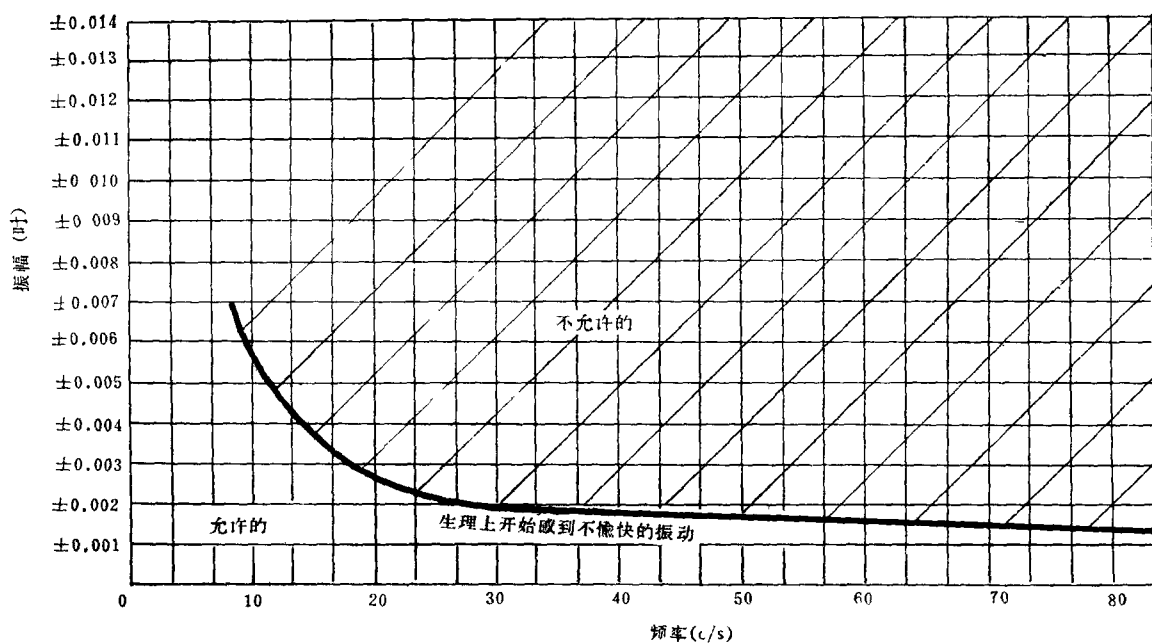


图 6 开始感到不愉快的垂直振动的曲线

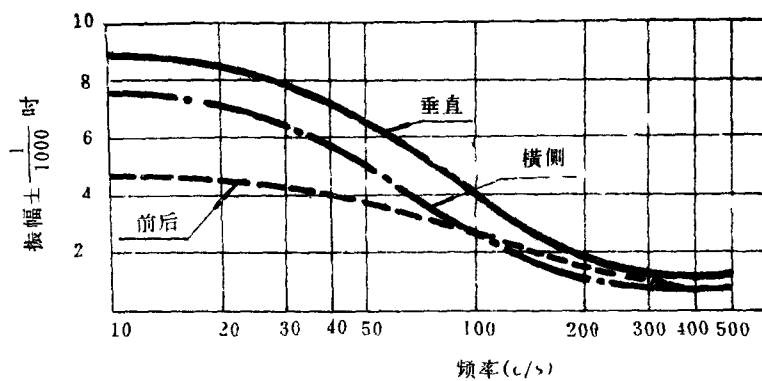


图 7 (a) 中心区域 (a)

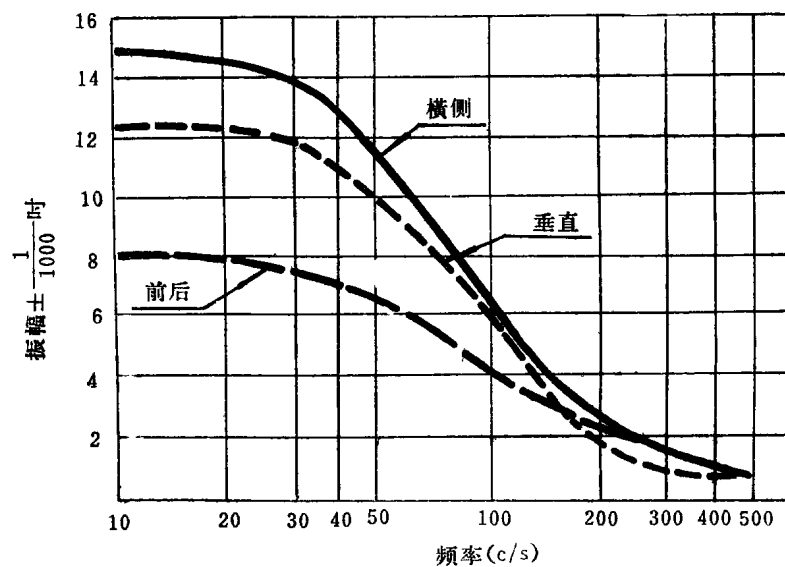


图 7 (b) 发动机区域 (b)

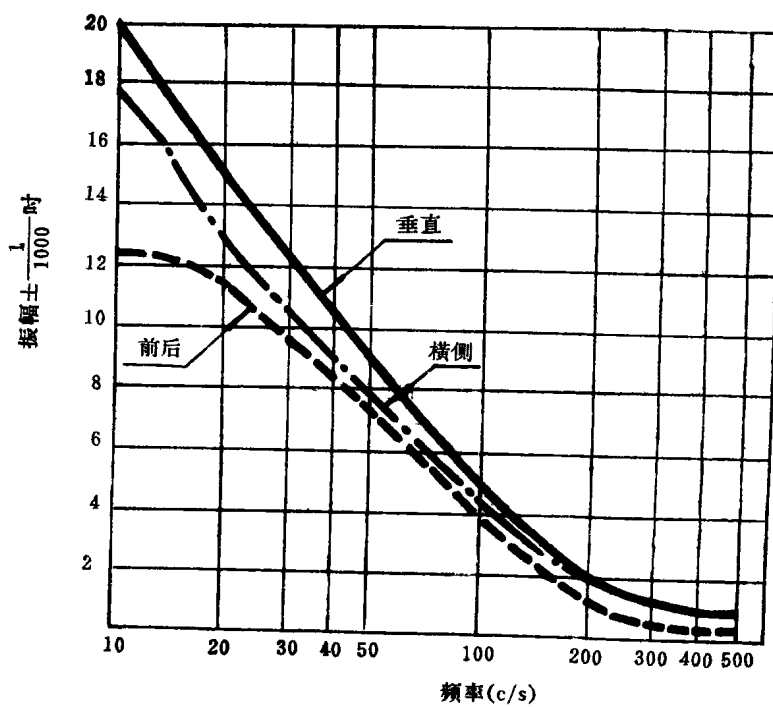


图 7 (c) 边缘区域