

飞机的噪声环境及其结构的声振疲劳

符 史 坚

(国营洪都机械厂)

1985年5月30日收到

本文简述了对某类机动飞机进行噪声环境测量及其数据归纳的方法;根据编制的噪声载荷谱和受载特点,选择适当的噪声源,进行声疲劳试验,考核飞机结构声疲劳特性,并对测量、试验结果进行分析,评定了几种抗声疲劳性能较高的结构形式。

一、引言

随着飞机性能的不断提高,强噪声环境对飞机的影响日趋严重,声振导致飞机结构的损伤,在国内外服役飞机中都屡见不鲜,它危及飞机的飞行安全,增加维修负担,是飞机设计的重要课题。许多国家的航空部门,声疲劳都列入飞机强度和刚度规范,作为验收飞机的标准。但是在理论上准确地计算复杂结构的抗声疲劳寿命,尚未见可靠的方法和完整的资料。因此进行了飞机噪声环境与声疲劳研究,首先对某类机动飞机进行改装和地面试车、飞行各状态的噪声环境测量,摸索了测量与其数据归纳处理的方法,获得了结构表面上的噪声载荷分布和频谱。在此基础上,对飞机使用状态进行了统计归纳,编制了结构的噪声载荷谱。进而进行了全尺寸进气管道结构的声疲劳试验,考核评定了结构的抗声疲劳特性。

二、飞机结构的声疲劳与噪声源

声疲劳是一种由结构的快速交变应力导致的结构破损现象,而这种应力是由伴随飞行器上的扰动压力引起的。飞机结构的主要噪声源是:空气动力噪声、螺旋桨或发动机喷流噪声,发射武器时产生的噪声等。这些噪声源并不影响飞机的全部结构,仅在噪声源的影响区内,对

抗声疲劳性能差的结构才会引起对噪声激励的动力响应,导致声疲劳破坏。

三、飞机噪声环境的地面测量

飞机结构在强噪声激励下的响应,与结构型式和材料、边界条件、装配工艺等因素有关,是较复杂的。为了探索飞机各部段结构的噪声环境及其安全测量方法,首先进行了飞机地面试车状态的噪声环境测量。并充分利用地面测试的有利条件,共布置了36个测量点:在进气管道壁板的纵横方向,布置了23个测量点(1—23点),机身、机尾罩外侧壁的纵横方向布置了13个测量点(24—36点)。其中在重点部位同一横剖面设置3个测量点,以测其相关性。测量状态与测量数据结果,部分见表1。

从测量结果看,进气管道内总声压级从慢车状态到放气带打开状态增加较快,大多数测量点增加10dB左右;从放气带打开到加力状态,总声压级保持在同一量级。从各典型部位总声压级来看,进气管道壁板的总声压级都较机身其他部位约高10dB。

四、进气管道噪声环境测量与数据归纳

这次测量以进气管道为重点。考虑了测量点的代表性,共布置了8个测量点:在进气管

表1 地面试车状态和总声压级的关系(部分测量点)

标准值: 500mv

试车状态			慢 车	放气带 打开	巡 航	额 定	最 大	加 力	加减速
总 声 压 级 (dB)	测 量 点	1	136.5	147	146.5	148	148	148	139—146
		3	135	139	139	138.5	139	139	142—148
		4	149	140	140	139	139	139	140—144
		6	138.6	148	148	147.6	148	148	146
		8	139	137	137	136	135	136	
		10	146	155	153	152	152	152	147
		12	136	144	144.5	143	143	143	
		18	129	132	148	150	150	151	142—149
		22	135	137	136	136	135	134	
		23	140	138	137			125	
		24		124	121	124	125	129	
		28		123	133	135	136	136	136
		31	115	134	136	137	137	137	136
		34	124	118	116	116			136
		35	113	137	138	140	140	140	
		36	136	131	128	128	129	119	

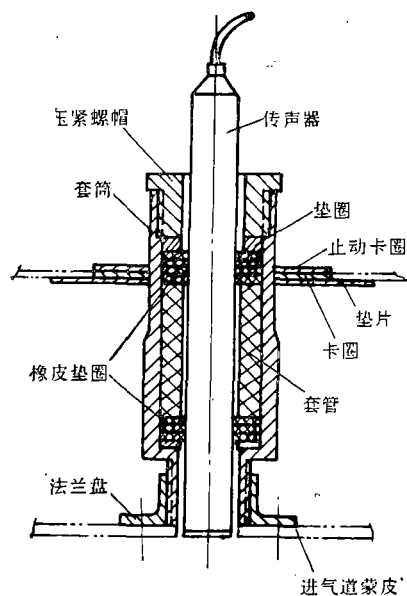


图1 传声器安装图

道喉部附近连续布置4个(1—4点),进气管道扩散段布置2个(5,6点),机尾罩外侧壁布置2个(7,8点)。

考虑了飞机的安全及测试仪器安装的刚性、减振、绝缘以保证测量数据准确,专门设计了传声器安装结构,见图1。测量仪器安装在机身特设舱内,由飞行员在座舱内操纵按钮,用磁带录音机记录测量数据,然后再进行分析。

应用声学

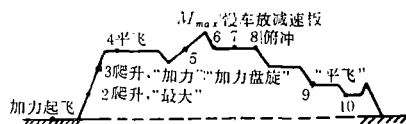


图2 某次飞行剖面示意图

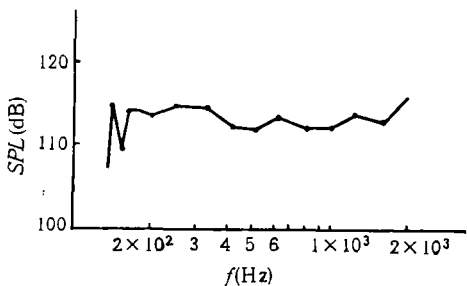
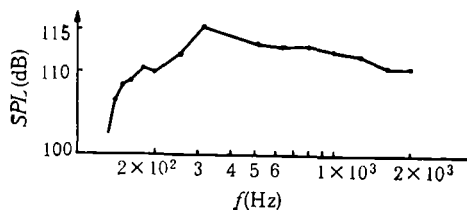


图3 测量点1频谱图(部分)

上图 高空测点1 加力起飞。 下图 高空测点1 平飞

测量状态的选择原则是综合考虑飞机在飞行使用中的代表性,以较少的架次飞行实测,能达到基本了解噪声环境的目的。由选择主要的

表 2 高空进气管道内外的总声压级(部分)

使用状态	总 声 压 级 (dB)							
	测 量 点							
	1	2	3	4	5	6	7	8
加力起飞	135.4	138.4	143.1	142.8	136.5	141.0	135.2	139.2
爬 升	135.9	138.0	140.3	139.8	139.7	143.3	135.6	137.4
平 飞	135.6	132.9	127.9	135.9	139.6	138.5	122.7	125.1
盘 旋	134.4	133.3	132.6	139.2	139.9	140.1	134.7	138.1
加 减 速	137.4	135.9	124.7	140.7		144.8		
俯 冲	131.9	133.9	115.6	140.4	128.4	138.0	138.6	142.0

飞行状态组合成各测量科目。某次飞行剖面示意图见图 2。

数据分析处理用频率分析仪,频率范围为 65Hz—10kHz。频谱分析为 1/3 倍频程分析,积分时间取 1 秒。在 $\pm 2\text{dB}$ 内平均声压级的置信概率为 68%。同时假定信号为随机信号,信号记录时间为 1 分钟左右。显然这使数据波动偏大,作为考核结构寿命的依据是偏于安全的。

通过分析,得出在地面试车及中空、高空空域中各测量点的各使用状态对应的总声压级与频谱。测量点 1 的频谱图(部分)见图 3,高空空域中测点的总声压级见表 2(部分)。

测量数据的归纳处理,参考了振动环境测量数据归纳的“作图包线法”。将被测飞机在每一区域中各测量点的实测出的数据画在同一张“状态-总声压级”图上,连出包络绝大部分数据点而只摒弃少数孤立的突出数据点的包线作为标准曲线。这方法显然是保守的,但简单,并用其处理的数据考核结构,可少考虑或不考虑安全系数。

我们把用“作图包线法”归纳的标准曲线中的“使用状态-总声压级”对应的数字谱,称为基本噪声载荷谱。部分结构的基本谱见表 3。

五、数据结果分析

1. 测量数据结果表明,飞机在地面试车和空中飞行时,机身进气管道重点部位,测量点的总声压级都在 140dB 以上。在此强噪声载荷激励下,声振会引起结构的疲劳损伤,这是进气管

表 3 进气管道结构基本噪声载荷谱

使用状态	总声压级 (dB)
地面试车: 慢车	142
地面试车: 巡航额定加力	148
起飞	143
爬升	141
低空大速度	146
中空巡航	140
中空水平盘旋	143
中空上升转弯	142
中空俯冲跃升	145
中空大速度	146
高空巡航	136
高空水平盘旋	140
高空俯冲跃升	141
高空大速度	139
着陆	148

道壁板铆钉损伤、蒙皮产生裂纹的主要原因。

2. 飞机的飞行使用状态对结构的总声压级有明显的影晌。在地面试车、起飞、着陆时,总声压级较高,达 148dB。随着飞行高度的上升,总声压级量值的总趋势是下降的,在高空飞行各状态中其量值都较低,这也说明了突出中低空性能的飞机,噪声环境对飞机的影响更严重些。

3. 机尾罩外侧壁板处总声压级都较高,如中空加减速状态达 149dB。机尾罩内侧壁板的发动机喷流影响区,其总声压级会更高,温度也较高,结构材料因高温产生蠕变,在此情况下,声振更容易导致结构的损伤。显然,噪声场和温度场的联合影响,是机尾罩结构产生故障的主要原因。

表4 状态-时间关系谱

状 态		时间 (小时)	状 态		时间 (小时)
起飞滑跑		14.27	高 空	水平盘旋	3.80
着陆		15.28		上升转弯	1.70
爬升进空域		121.94		俯冲跃升	1.50
水平盘旋		15.10		大速度	3.38
				巡航飞行	7.10
中 空	上升转弯	3.58		正常下降	10.94
	俯冲跃升	5.44	低 空	大速度	3.22
	水平横滚	0.45		水平盘旋	25.49
	大速度	3.59		上升转弯	2.71
	巡航飞行	265.12		俯冲跃升	6.02
	正常下降	111.00		飞行	320.43
轰炸射击		60.94			

为了将测量结果与使用情况结合起来,以便从使用寿命方面分析、考核飞机结构的抗声疲劳特性,因此编制了结构噪声载荷谱。

1. 统计飞机在一定的使用时间内,各飞行科目发生的次数及它所含的飞行状态,并进行必要的归类和合并,得出各状态发生的次数,然后折合成时间,这样得到“状态-时间”关系谱。某机1000飞行小时的“状态-时间”关系谱见表4。

2. 将由实测数据归纳的基本噪声载荷谱赋以用调查统计处理得到的“状态-时间”关系谱,就得到“总声压级-时间”谱,并综合频谱图确定

其对应的频率范围,就为噪声载荷谱。示例见表5。

表5 某机进气管道噪声载荷谱(数据)

总声压级 (dB)		136	137	138	140	141	142	143	144	145	146	148
小时数	飞行状态	9.1	10.5	2.1	268.9	234.4	3.6	32.5	345.9	5.4	73.8	15.3
	地面试车状态						30					170

七、结构的声疲劳特性考核

目前还不可能用纯分析方法准确地预计飞机结构的抗声疲劳寿命,也难以用振动或其他方法来模拟声疲劳试验,同时希望拥有各种真实环境,以消除模拟试验中的某些不确切性,故结构的声疲劳试验是考核其声疲劳特性的主要依据。

试件的状态和试验方法的选择应尽量保持被试结构在飞机使用飞行时所具有的真实边界条件与受载情况。因此在考核某机进气管道结构的声疲劳试验时,选择了带有中翼的前机身进气管道部段作为试件,进气管道整体油箱段,在油箱中加入80%容积的燃油,充以0.3公斤/厘米²的余压等。并选择多个电动气流扬声器并联,作为噪声源,取机身进气管道本身作为行波管,使得行波场与气流动力场相符合,考核进气管道本身成为可能并具有真实性。在进气道前

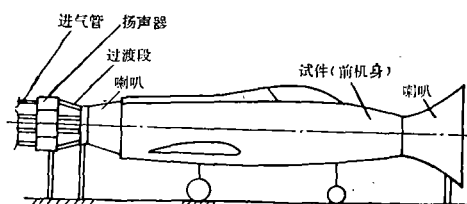


图4 声疲劳试验设备简图

后端各装置一个指数喇叭,以保证进气管道内声的均匀,见图4。

对进气管道壁板来说,噪声载荷本质上是由非定常流激励所引起的、作用在结构表面上的一种脉动压力。用噪声来模拟时,要求频谱声压分布和空间相关与气动激励相同,是十分困难的,一般都做一定的简化,如令平均声压相同,试验频谱能覆盖实际频谱,其谱形相似等,这在工程上是允许的。同时,为了试验加载的简化和缩短试验时间,根据损伤等效原则(忽略了加载顺序影响),可将噪声载荷谱折合成为数不多的、或折合成设备所能达到的,最大总声压

级与它对应的时间关系,折合时可应用下列公式:

$$t_2 = t_1 \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^\alpha \quad (1)$$

或者

$$t_2 = t_1 \cdot 10^{\frac{\alpha(L_1 - L_2)}{20}} \quad (2)$$

式中, t_1 和 t_2 , L_1 和 L_2 , p_1 和 p_2 分别为改变试验参数前后的试验时间,总声压级,总声压值; α 为加速因子,它与结构形式、材料、尺寸、应力集中情况等有关,视具体结构而定。

在编制进气管道试验噪声载荷谱时,根据飞机的使用寿命及考虑载荷的分散和安全系数取 3.3,并据结构具体情况取加速因子 α 为 5,其谱最后归纳为:总声压级为 156dB,试验时间为 20 小时,频率范围为 50—2000Hz。

试验结果,结构未发生疲劳破坏现象,达到了预期的目的。并证明了被试进气管道结构具

有较高的抗声疲劳性能,其原因是:

1. 结构型式: 进气管道由泡沫塑料夹层、蜂窝夹层、蒙皮垫块夹层、滚焊、化铣壁板等结构构成,它们都有较好的抗声振能力,如两铝板间填充硬质泡沫塑料夹层结构,由于激振空气通过泡沫网眼结构的抽动而消耗了振动能,提高结构的耐振能力。这些结构型式又都减少了象铆钉、螺栓孔之类的应力集中源。

2. 在气密座舱和整体油箱部段结构,缝内都加垫密封腻子布或胶膜连接,这相当于加阻尼材料。舱内的增压也起了振动阻尼作用。

3. 进气管道结构都由具有曲率的壁板构成,提高了承载能力。

本文应用研究结果,分析与排除了结构声疲劳故障,成效较显著。

参加研究试验的有姜亮、顾文达、袁骧麟、余立蓉等同志。

(上接第 31 页)

($4.2-6.5 \times 10^6 \text{kg/m}^2 \cdot \text{s}$) 只有普通压电陶瓷的五分之一,使背衬匹配易于实现,从而简化了换能器结构,改善了工艺。不难预料,这种新型换能材料的出现,宽频带、窄脉冲超声换能器的优良应用效果,将有助于岩石试件、混凝土等方面的超声检测,有助于三维地震物理模型的试验以及岩体声波频谱分析方面的研究工作。夹心复合压电陶瓷材料亦将会在超声医学、超声无损检测等方面获得广泛的应用。

文中有关换能器的数据、图表由地矿部保定水文地质、工程地质技术方法研究队夏振英等同志提供,在材料制备中还得到本所四室同志的大力帮助,在此一并致衷心感谢。

参 考 文 献

[1] R. E. Newnham, D. P. Skinner, and L. E. Cross, *Mater. Res. Bull.*, 13(1978), 525.

[2] D. P. Skinner, R. E. Newnham and L. E. Cross, *Mater. Res. Bull.*, 13(1978), 599.
[3] T. R. Shrout, W. A. Schulze, and J. V. Biggers, *Mater. Res. Bull.*, 14(1979), 1553.
[4] K. Rittenmyer, T. R. Shrout, W. A. Schule, and R. E. Newnham, *Ferroelectrics*, 41(1982), 189.
[5] A. Safari, R. E. Newnham, L. E. Cross, and W. A. Schule, *Ferroelectrics* 41(1982), 197.
[6] R. E. Newnham, A. Safari, J. Giniewicz, and B. H. Fox *Ferroelectrics*, 60(1984), 15.
[7] K. Nagata, H. Igarashi, K. Okazaki, and R. C. Bradt, *Japan J. Appl. Phys.*, 19(1980), L37.
[8] M. Miyashita, K. Takano and T. Toda, *Ferroelectrics*, 28(1980), 397.
[9] H. Hikita, K. Yamada, M. Nishioka and M. Ono. *Ferroelectrics*, 49(1983), 265.
[10] H. Banno, *Ferroelectrics*, 50(1983), 329.
[11] 庄咏璆、何远光、徐其昌,应用声学, 1-3(1982), 39.
[12] Y-Q Zhuang, Y-G He, and Q-C Xu, *Ferroelectrics*, 49(1983), 241.
[13] 何远光、庄咏璆、徐其昌,一种新型的多孔复合 PZT 陶瓷水听器,第三届全国声学会议论文,上海,1982. 6.
[14] 夏振英等, (待发表).
[15] 潘潮,陈守六,应用声学, 6-1 (1987), 37.