

体污染物的连续监测上。

本工作得到我校学生科学基金的资助,在此致谢。

参 考 文 献

- [1] Verral R. E., Sehgal C. M., *Ultrasonics*, 25-1 (1947), 29.
- [2] Macleay R. Q., Holroyd L. V., *J. Appl. Phys.*, 32-3 (1961), 450—451.
- [3] Sehgal C., Steer R. P., Sutherland R. G., Verral R. E., *J. Chem. Phys.*, 70-05 (1979), 2242—2247.
- [4] Sehgal C., Sutherland R. G., Verral R. E., *J. Phys. Chem.*, 84-05 (1980), 530.
- [5] Flint E. B., Suslick K. S., *J. Am. Chem. Soc.*, 111-18 (1989), 6988.
- [6] Sehgal C., Sutherland R. G., Verral R. E., *J. Phys. Chem.*, 85-04 (1981), 315—317.
- [7] Sehgal C., Sutherland R. G., Verral R. E., *J. Phys. Chem.*, 84-02 (1980), 227—229.
- [8] Suslick K. S., Flint E. B., *Nature (London)*, 330-10 (1987), 553—555.
- [9] Chendke P. K., Fogler H. S., *J. Phys. Chem.*, 87-08 (1983), 1362—1369.
- [10] Sehgal C., Sutherland R. G., Verral R. E., *J. Phys. Chem.*, 84-04 (1980), 388—395.
- [11] Henglein A., Ulrich R., Lile J., *J. Am. Chem. Soc.*, 111-06 (1989), 1974—1979.
- [12] Sehgal C. M., Wang S. Y., *J. Am. Chem. Soc.*, 103-22 (1981), 6606—6611.
- [13] Flynn H. G., *J. Acoust. Soc. Am.*, 72-6 (1982), 1926.
- [14] Crum L. A., Fowlkes J. B., *Nature (London)*, 319-2 (1986), 54.
- [15] Walton A. J., Reynolds G. T., *Adv. Phys.*, 33-6 (1984), 604, 631, 632.
- [16] Sehgal C., Sutherland R. G., Verral R. E., *J. Phys. Chem.*, 84-04 (1980), 400.
- [17] A. 科尼(邱元武等译), 原子光谱学和激光光谱学, 科学出版社, 1984年, 87.
- [18] Church C. C., *J. Acoust. Soc. Am.*, 86-1 (1989), 222.
- [19] 戴树桂等仪器分析, 高等教育出版社, 1984年, 28—31.
- [20] Suslick K. S., Hammerton D. A., Cline R. E., *J. Am. Chem. Soc.*, 108-18 (1986), 5641—5642.

某型歼击机进气道噪声测量

孟 子 厚

(同济大学声学所)

安 玉 龙

(飞行试验研究院)

1990年9月7日收到

为了估算某型歼击机进气道结构的声疲劳特性,在试飞状态对此型飞机进行了实际声载荷测量。测量传声器采用压电晶体传声器。飞行状态包括起飞、着陆及中空和高空各种特技飞行。测量结果表明,受载状况及噪声频谱与飞行状态密切相关,它对研究歼击机进气道内的声场特性及评估进气道结构的声疲劳特性都有较高的实用价值。

一、引 言

某型高空高速歼击机在飞行中发现进气道内部出现疲劳特征,怀疑是噪声载荷导致的疲劳。因此对进气道结构作了一系列分析和模拟试验,为了估计实际结构的疲劳特性还需获得飞机实际使用状况下进气道内的声载荷谱。在实际的飞行条件下对此型飞机进气道内的噪声进行了测量,并对测量数据作了分析和归纳。

应用声学

二、测试对象和测试系统

试飞的高空高速歼击机,其发动机的进气是由布置在机身两侧的二元、三波系、内压式超音速进气道来实现的,该进气道带有斜板调节系统和附面层吸附机构。测量传声器安装在飞机的左侧进气道内。进气道长度约为6m,截面近似为矩形。进气道的后端接发动机压气机。发动机为加力式双转子涡轮喷气发动机。压气机为八级轴流式,前三级为低压压气机,后五级

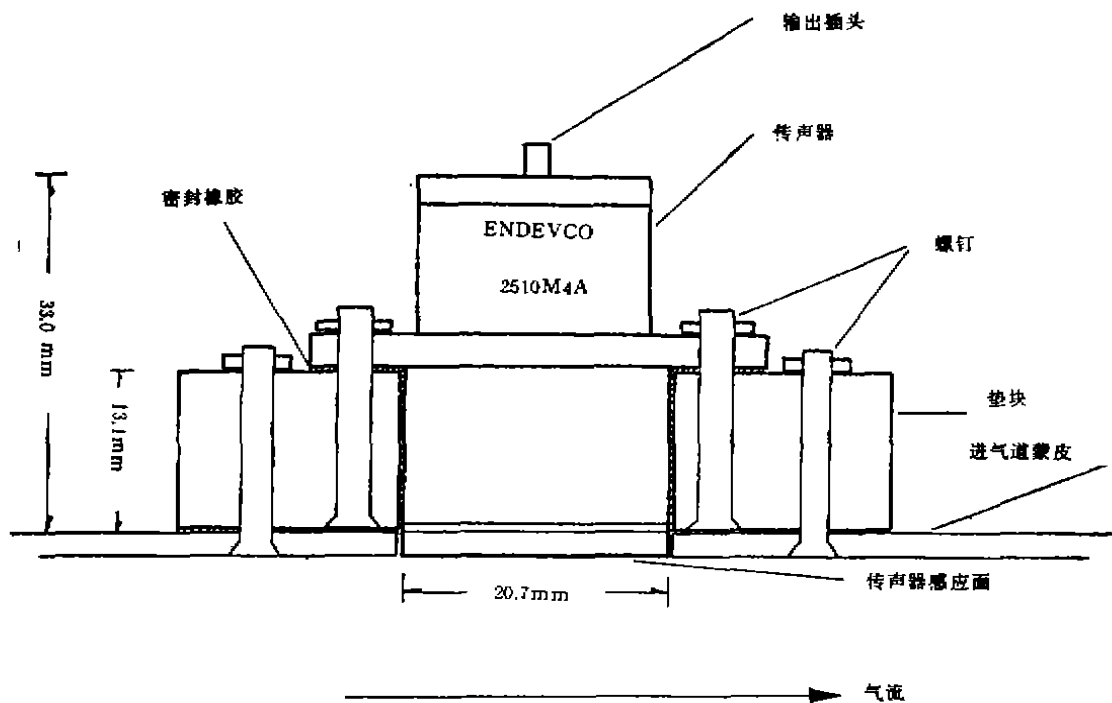


图1 传声器安装剖面图

为高压压气机。涡轮为二级轴流式。

测量所用的传声器为 ENDEVCO 2510 M4A 型压电晶体传声器,其有效频响范围为

2Hz—10kHz,可测的最高声级为 180dB。传声器经过专门改装,其端面平行于进气道内侧蒙皮表面,见图1。测量点沿进气道的轴线方向分别布置于前部、中部和后部。所测信号经电荷放大器变换放大后,用专用的机载磁记录系统 ME0411 记录。测量数据事后处理,数据处理是在飞行试验研究院的一个试飞数据处理地面站进行的。测试系统和数据处理系统框图见图2所示。

三、试验状态

试验状态包括飞机地面开车状态和飞行状态。地面开车状态有慢车、额定、最大、加力和全加力。飞行状态包括起飞性能、中空性能、高空性能及着陆性能的各种状态,共计 25 个飞行状态。各种飞行状态的飞行参数见表1。

安排了4份飞行任务单,共飞行了9个架次,总飞行时间约6h。飞行过程中每个状态的持续时间不小于10s。

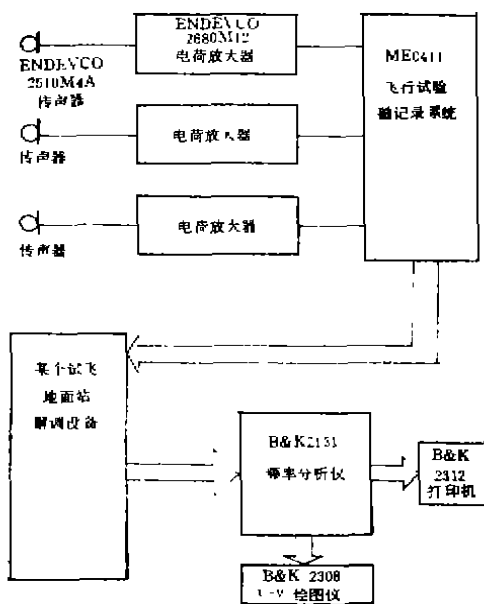


图2 数据测量和分析处理系统

表1 飞行状态及前、中、后三个测点上的总声压级

飞行性能	状态量	飞行状态*	总声压级 [2Hz—10kHz]		
			前测点A	中测点B	后测点C
起飞性能	1	滑跑起飞	148.7	150.1	152.0
	2	爬升	147.1	150.6	151.0
中空性能	3	跨音速平飞	144.5	147.1	149.9
	4	右横滚	145.9	148.7	152.3
	5	大速压平飞右转弯	147.3	149.9	153.8
	6	放减速板减速	150.0	150.6	152.5
	7	平飞加速	146.7	149.2	152.4
	8	上升右转弯	146.0	148.1	151.2
	9	平飞	146.5	149.5	153.3
	10	左侧滑	146.7	149.4	152.5
	11	盘旋	147.1	149.7	152.1
	12	跃升	147.2	149.5	152.5
高空性能	13	跨音速平飞	140.6	142.6	145.7
	14	右横滚	145.5	147.7	151.0
	15	大速压平飞右转弯	147.9	149.6	152.1
	16	放减速板减速	144.6	147.1	151.2
	17	平飞加速	146.2	148.9	151.5
	18	上升右转弯	145.0	146.9	150.5
	19	平飞	147.7	149.0	152.6
	20	左侧滑	147.3	149.6	153.0
	21	盘旋	157.3	154.7	152.7
	22	俯冲拉起	145.7	147.6	150.5
着陆性能	23	等速下滑	148.0	152.3	152.1
	24	放起落架	146.0	148.4	151.6
	25	接地	148.8	152.1	152.7

* 飞行参数略。

四、数据分析

表1给出了在前、中、后三个测点上各个飞行状态的总声压级。其中A点的改装位置在靠近进气道进口的着陆灯处，B点的改装位置在进气道中部的综合投放器处，C点的改装位置在进气道内端靠近压气机处(轮舱后部)。所给出的总声压级的频率范围为2Hz—10kHz。就总声压级而言，中空性能和高空性能有明显不同，高空性能各飞行状态总声级的起伏变化比中空性能各飞行状态总声级的起伏变化大得多，即飞机在高空机动飞行时进气道内的声场变化较大。中空飞行时受载最严重的状态为放减速板

减速，受载最小的状态为跨音速平飞，两者的声级之差为：在A点为5.5dB，B点为3.5dB，C点为3.9dB。高空飞行时受载最严重的状态为盘旋状态，受载最小的状态仍为跨音速平飞状态，两者声级级差为A点16.7dB，B点12.1dB，C点7.3dB。以上受载状况是对总声级而言的，对各不同的频率范围其具体受载状况与总声级的变化状况不完全一致。对不同的测点来说，一般情况下越靠近进气道内端的测点其总声级越高，就A、B、C三个测点来看，在所列的25个飞行状态中有23个状态都符合这种规律。但在受载最严重的高空盘旋状态，这种规律正好逆转过来， $L_A > L_B > L_C$ ，而这种特殊现象与发动机工作状态、进气道内流场变化和飞行

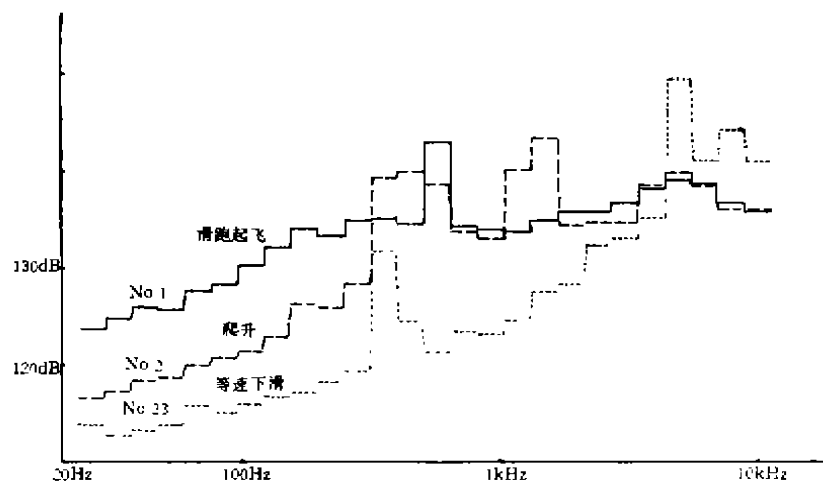


图3 滑跑、爬升及下滑状态频谱比较

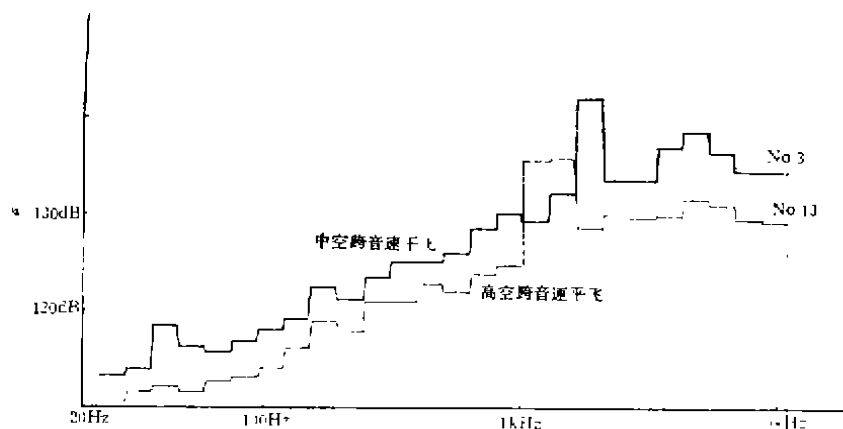


图4 中空、高空跨音速平飞状态频谱

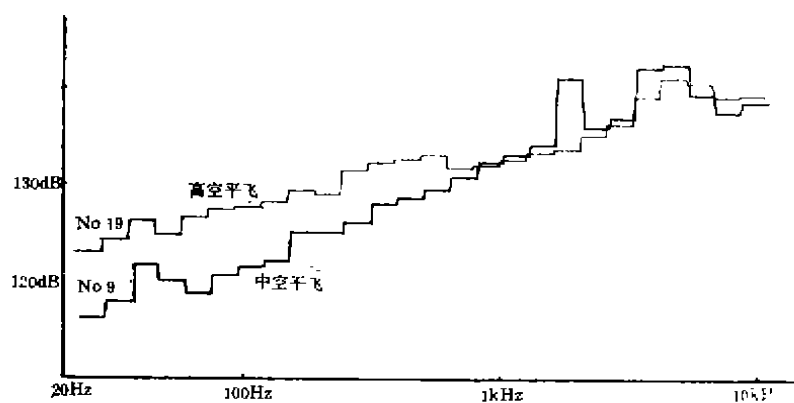


图5 中空、高空平飞状态频谱

姿态等因素有关。为什么出现这种现象及出现这种现象的条件(在中空盘旋时并无此种现象),目前还不十分清楚,需要做更深入的工作

分析探讨。表1所给出的总声压级的范围为140dB—158dB。本次试验所感兴趣的频域在10kHz以下,受传声器频响范围的限制,更高频

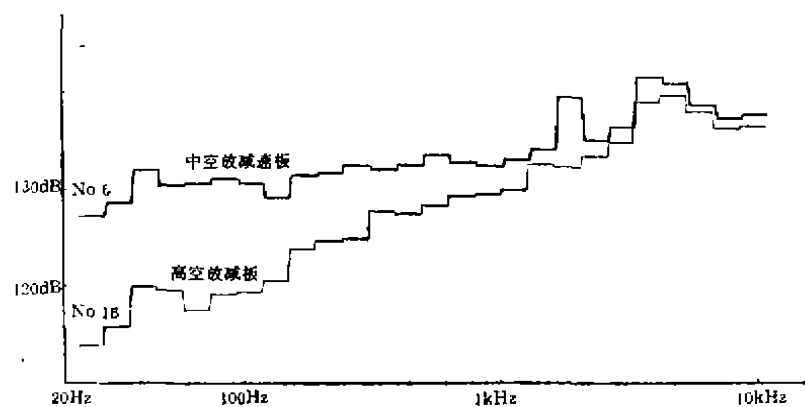


图6 中空、高空放减速板减速状态频谱

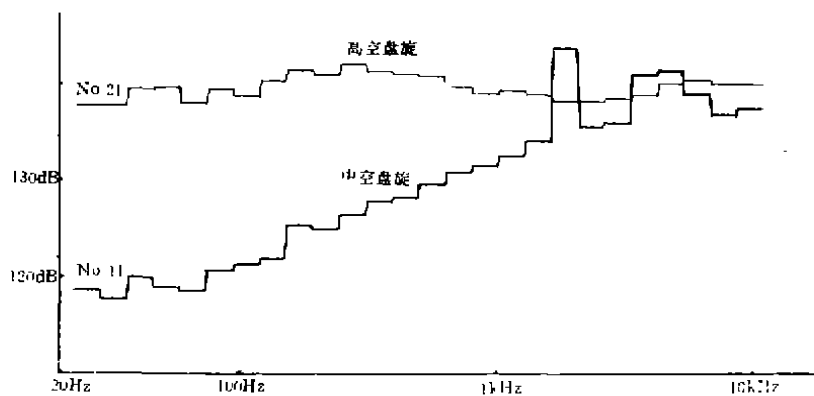


图7 中空、高空盘旋状态频谱

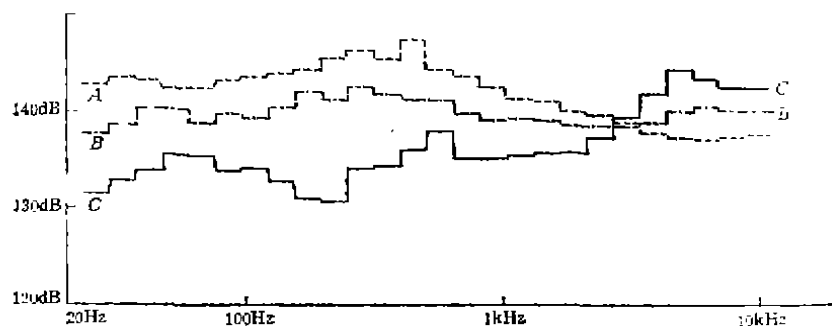


图8 A、B、C三个测点高空盘旋状态谱形比较

域的声级这里没有给出,但从对发动机结构的分析和有关数据资料可知^[4],进气道内 10kHz 以上的高频噪声可能相当丰富,其能量也许要比 10kHz 以下的噪声总能量大。

各测点上噪声的频谱形状与飞行状态也有密切关系。图 3 到图 7 给出了测点 B 上部分

飞行状态的 1/3 倍频程频谱及其比较。图 3 为滑跑起飞,爬升和等速下滑三个不同状态的频谱,其谱峰值各不相同。滑跑状态的谱峰在 630 Hz,爬升状态的谱峰在 1.6kHz 并有两个次峰 500Hz 和 5kHz,下滑状态两个明显的峰值在 400Hz 和 5kHz。图 4 是跨音速平飞状态谱图,

是受载最小的状态,可看出中空谱形和高空谱形的差异,中空谱形的谱峰在 2kHz,高空谱形的谱峰向低频方向移动.图 5 是平飞状态频谱,中空谱形有较明显的谱峰,而高空谱峰则不甚明显.图 6 是放减速板减速谱形,中空谱值在各频带上都高于高空谱值,在低频区尤甚.图 7 是盘旋状态谱形,两个谱形有较大差异,中空谱形有明显谱峰 2kHz,在 2kHz 以下谱值近似以 3dB/oct 的斜率增加,而高空谱形在全频域上的变化都较平缓,其值在 140dB±2dB 之间变化.高空盘旋状态是受载最严重的状态,与其它状态相比,其低频成份很强,而对结构疲劳作用显著的频率就在中低频范围.图 8 给出了 A、B、C 三个测点在受载最严重的高空盘旋状态谱形的比较,在中低频区域内 $L_A > L_B > L_C$,受载的严重程度主要决定于中、低频噪声的强弱.

五、小 结

通过本文的工作发现,飞机进气道内噪声

的大小与飞行状态关系密切,在所给出的 25 个飞行状态中受载最严重的状态为高空盘旋状态,最小的状态为高空跨音速平飞状态.中空性能中放减速板减速状态受载较大,跨音速平飞受载较小.具体的噪声谱形与飞行状态有关.受载严重的程度主要决定于中低频噪声的强弱.一般说来,越靠进气道外端受载越小;但在受载最严重的状态,在中低频区域,越靠进气道外端受载越大,此种现象的解释有待进一步的工作.

此次对某型歼击机进气道内噪声在试飞状态下的测量还是首次,某些问题还考虑的不够周全.此次试飞的结果对研究飞机进气道内的声场状况,评估结构的声疲劳特性都具有较高的实用价值.

参 考 文 献

- [1] Paterson, R. W. & Amiet, R. K., 1979. NASA CR-3213.

(上接第 34 页)

至今尚未得到充分探讨和广泛应用,这一测试技术,在我国近年来随着大型工程和高层建筑的兴建,引起了人们的关注.现已开始广泛应用地震法测量土的动力参数用于工程设计,试验室则对原状土样的声测动力参数开始了探讨.

根据我们用声波测得的结果以及数据分析,可归纳为下面几点看法:

1. 土的动力参数与其物理力学性质指标之间存在一定的相关关系,从建立的关系方程式中充分反映了它们关系的基本规律.

2. 土中的含水量是声测土的动力参数的主要影响因素,尤其是水饱和的土中往往测得的

纵波速度是水的波速,只有横波速度可被测定.一般土样的含水量都不很大,因此不仅能较好地测得横波速度,也能测得土样的纵波速度,能反映土的动力性质.

3. 在分析声波法测试结果时,要考虑土是非均质的、不连续介质这一事实.为使声测技术有效地应用于工程建设中,尚需进行深入研究.

参 考 文 献

- [1] 土中应力波及其量测,骆文海编著,中国铁道出版社,1985 年.
[2] 徐攸在等译,Shamsheer Prakash, 土动力学,水利电力出版社,1984 年.