

33685004



飞机噪声基础

唐狄毅 李文兰 乔渭阳 著



西北工业大学出版社

33 065 00 4

V216.5
01

飞机噪声基础

唐狄毅 李文兰 乔渭阳 著

HK48/21



西北工业大学出版社

1995年1月 西安



C0346050

(陕)新登字 009 号

【内容简介】 本书从基本的声学理论出发,详细论述了飞机源噪声的产生机理和特征,介绍了飞机噪声控制技术和飞机噪声预测方法,并对机场噪声暴露作了简要分析。

本书注意吸收国内外有关的最新研究成果,对论述的主要问题,书中还介绍了有关文献,供进一步深入研究时参考。本书可作为航空院校本科生选修课和研究生课程的教材,也可作为航空、航天、核动力装置、民航运输及环境保护等方面的工程技术人员参考书。

飞机噪声基础

唐狄毅 李文兰 乔渭阳 著

责任编辑 蒋相宗

责任校对 齐随印

*

© 1995 西北工业大学出版社出版发行

(710072 西安市友谊西路 127 号 4253407)

全国各地新华书店经销

西北工业大学出版社印刷厂印装

ISBN 7-5612-0679-8/V·18

*

开本 787×1092 毫米 1/16 印张 12.625 字数 301 千字

1995 年 1 月第 1 版 1995 年 1 月第 1 次印刷

印数:1—1 000 册 定价:12.00 元

购买本社出版的图书,如有缺页、错页的,本社发行部负责调换。

前 言

以燃气涡轮发动机为动力的喷气飞机投入航线以来,随着空运的迅速发展,飞机噪声对机场周围环境的污染日益严重,社会反映强烈,促使国家或地方管理机关颁布了若干对飞机噪声的限制性法规,迫使飞机、发动机设计、生产部门采取多种噪声控制技术,以便使飞机满足噪声限定要求。此外,军用飞机声疲劳故障的不断出现,也促进了噪声控制技术的发展。因此,飞机噪声问题受到有关各方的普遍重视。飞机噪声控制和预测是涉及空气动力学、飞行力学、噪声理论及结构响应等学科的一个综合性很强的研究领域。实践中,航空、航天、民航、环保等部门的工程技术人员迫切需要飞机噪声工程方面的参考书,为此,我们在多年教学、科研工作的基础上,参考国内外有关文献和研究成果,写成《飞机噪声基础》,以应国内生产、教学的需要。

本书内容包括三部分,第一部分(第一、二、三章)论述飞机噪声问题的历史背景,噪声基础知识和气动声学的基本理论;第二部分(第四章)较详细地论述飞机主要源噪声的产生机理,研究现状及对源噪声特征的分析;第三部分(第五、六、七章)介绍有关飞机噪声的工程实际问题,包括飞机噪声控制技术和飞机噪声、机场噪声暴露的计算方法。本书偏重于论述基础知识,为适应读者了解某些工程问题细节和进一步深入研究的要求,书中对所论述的主要问题都适当地把有关文献介绍给读者。

飞机噪声涉及的问题很多,如客舱隔声和声疲劳等,由于篇幅所限,不能一一列举,展开讨论。

本书由唐狄毅、李文兰主编。第一、二、三、七章由唐狄毅编写,第四章由乔渭阳编写,第五、六章由李文兰编写。附录是由640所吴嘉禄高工提供。

本书承航空界老前辈吴大观教授和王培生教授的推荐,入选西北工业大学首批出版基金资助的专著。在我们进行飞机噪声研究中,还得到航空工业总公司飞机噪声控制与声疲劳预研项目组主管杨学勤和主任工程师姚起杭、柴家振的大力支持,在此一并表示衷心感谢。

限于著者的水平,书中难免有错误和不妥之处,恳切希望同行专家和广大读者批评、指正。

著 者

1993年10月于西北工业大学

目 录

第一章 绪 论	1
第二章 声波与噪声度量	3
§ 2.1 声波特征描述	3
§ 2.1.1 声波、声场与声速	3
§ 2.1.2 声压与有效声压	3
§ 2.1.3 频率与波长	4
§ 2.1.4 球面波与平面波	4
§ 2.1.5 声功率与声强	4
§ 2.1.6 声阻抗	4
§ 2.2 噪声的物理度量——声级	5
§ 2.2.1 声功率级	5
§ 2.2.2 声强级	5
§ 2.2.3 声压级	5
§ 2.2.4 声级运算	5
§ 2.3 频谱和频带	6
§ 2.4 噪声的主观度量——噪声级	8
§ 2.4.1 响度与响度级	8
§ 2.4.2 加权声压级	9
§ 2.4.3 噪度与感觉噪声级	11
§ 2.4.4 基于噪度的加权声压级	13
§ 2.4.5 单音修正感觉噪声级 $PNLT$ ($PNdB$)	14
§ 2.4.6 有效感觉噪声级 $EPNL$ ($EPNdB$)	15
参考文献	15
第三章 气动噪声基本理论	17
§ 3.1 声波方程	17
§ 3.2 声源方程	19
§ 3.2.1 单极子源	19
§ 3.2.2 偶极子源	21
§ 3.2.3 四极子源	22
§ 3.3 管道声传播	23
§ 3.3.1 二元管道	23
§ 3.3.2 轴对称管道	25
§ 3.3.3 主流对管道声传播的影响	27

§ 3.3.4 管道出口端的声辐射	27
§ 3.4 莱特希尔方程及声类比方法	27
§ 3.4.1 莱特希尔方程	28
§ 3.4.2 莱特希尔声类比方法	29
§ 3.5 固体边界对气动噪声的影响	29
§ 3.5.1 固体边界的影响	29
§ 3.5.2 福克斯·威廉姆斯方程	30
§ 3.6 前飞效应	31
参考文献	35
第四章 飞机噪声源	37
§ 4.1 机体噪声	37
§ 4.1.1 概 述	37
§ 4.1.2 机体噪声分析	38
§ 4.2 螺旋桨噪声	47
§ 4.2.1 螺旋桨噪声研究的历史回顾	47
§ 4.2.2 螺旋桨噪声预测的时域方法	49
§ 4.2.3 螺旋桨噪声预测的频域方法	52
§ 4.3 叶轮机噪声	64
§ 4.3.1 概 述	64
§ 4.3.2 风扇/压气机噪声分析模型	70
§ 4.3.3 风扇/压气机噪声的实验与分析	76
§ 4.3.4 涡轮噪声	81
§ 4.4 喷流噪声	85
§ 4.4.1 概 述	85
§ 4.4.2 喷流噪声的分析模型	86
§ 4.4.3 喷流噪声的实验与分析	91
§ 4.5 飞机其它噪声源	95
§ 4.5.1 燃烧噪声和核心噪声	95
§ 4.5.2 推力反向器噪声	96
§ 4.5.3 表声	97
参考文献	100
第五章 飞机噪声控制	105
§ 5.1 喷气噪声控制	105
§ 5.1.1 早期喷气噪声控制	105
§ 5.1.2 现代涡扇发动机的喷气噪声控制	107
§ 5.1.3 气流屏蔽	109
§ 5.2 风扇噪声控制	110
§ 5.2.1 声源控制	111

§ 5.2.2 传播途径上噪声控制	113
§ 5.3 螺旋桨噪声控制	113
§ 5.3.1 降低轮缘马赫数	115
§ 5.3.2 优化桨叶几何形状和载荷分布	116
§ 5.3.3 增加桨叶数目	117
§ 5.3.4 桨叶前缘后掠	117
§ 5.4 涡轮和燃烧室噪声控制	118
§ 5.4.1 涡轮噪声控制	118
§ 5.4.2 燃烧室噪声控制	120
§ 5.5 飞机推进系统的吸声装置	120
§ 5.5.1 穿孔板共振吸声结构	121
§ 5.5.2 微穿孔板吸声结构	123
§ 5.5.3 飞机推进系统的吸声装置	125
§ 5.6 噪声主动控制技术	129
§ 5.6.1 基本原理	129
§ 5.6.2 主动控制技术在飞机噪声控制方面的应用	130
§ 5.6.3 实现主动消声的技术	131
参考文献	132
第六章 飞机噪声预测	136
§ 6.1 飞机噪声预测原理和基本步骤	136
§ 6.1.1 预测原理	136
§ 6.1.2 基本步骤	137
§ 6.2 飞机噪声预测的数据准备	138
§ 6.2.1 动力装置设计细节和特性	139
§ 6.2.2 飞机飞行动力学和航迹	139
§ 6.2.3 声源——观察点几何关系和时间关系	141
§ 6.3 飞机噪声源预测	145
§ 6.3.1 涡喷/涡扇发动机部件噪声计算	145
§ 6.3.2 螺旋桨和直升机旋翼噪声预测	147
§ 6.3.3 飞机机体噪声预测	150
§ 6.4 飞机噪声传播	150
§ 6.4.1 机体噪声屏蔽	152
§ 6.4.2 大气吸收	153
§ 6.4.3 地面吸收和反射	157
§ 6.5 飞机噪声等值线图预测	159
§ 6.5.1 $N-P-D$ 噪声数据	160
§ 6.5.2 飞机噪声等值线图计算	160
§ 6.6 发动机静态噪声——飞机飞行噪声转换	161

§ 6.7 飞机巡航噪声预测	163
参考文献	164
第七章 机场噪声暴露	167
§ 7.1 噪声暴露的模化	167
§ 7.1.1 噪声——事件数指数 <i>NNI</i>	167
§ 7.1.2 复合噪声评价级 <i>CNR</i>	168
§ 7.1.3 噪声暴露预报 <i>NEF</i>	168
§ 7.1.4 声暴露级 <i>SEL</i>	169
§ 7.1.5 单一事件暴露声级 <i>SENEL</i>	169
§ 7.1.6 昼/夜等效声级 <i>DNL</i>	170
§ 7.1.7 居住区噪声等效级 <i>CNEL</i>	170
§ 7.1.8 等干扰指数 <i>N</i>	171
§ 7.1.9 烦扰度指数 $\bar{Q}$	171
§ 7.1.10 有效声级 L_{eff}	171
§ 7.1.11 加权等效连续感觉噪声级 <i>WECPNL</i>	173
§ 7.2 机场噪声暴露问题的分析与趋势预测	175
§ 7.2.1 机群规模和组成	175
§ 7.2.2 制造业的技术状况	177
§ 7.2.3 噪声暴露的未来趋势	179
§ 7.3 简短结论	181
参考文献	181
附 录	183

第一章 绪 论

人类活动以及他们和周围世界交往都离不开“声”，而噪声也是自有人类活动以来就一直骚扰着人们。但是，噪声成为干扰人们生活和工作环境的社会问题还是工业革命以后的事。至于飞机噪声成为城市环境污染问题，是在第二次世界大战之后，当燃气涡轮发动机在航线上使用，机群中的喷气飞机第一次超过螺旋桨飞机的时候。然而，这个问题的形成也有其合理的起因。那就是人们对空运能力的不断追求。高速的空运今天已经缩短了空间距离，满足了商业界和旅游者按日行事的要求；客机往返穿越国际边界，把国家与国家紧密联系在一起，有力地促进了世界大市场的形成。

飞机噪声问题之所以成为一个环境污染问题并且日趋严重，是经历了一个发展的过程。英国的彗星（Comet）飞机是最早装用喷气发动机的商业飞机。自1952年5月首架生产型投入航线以后，世界机群中就增加了130个“吵闹的伙伴”。由于早期的喷气发动机都是从军用飞机移植过来的，军用喷气机的巨大噪声提醒工业界要注意噪声问题，加上这一时期公众对民用鬼怪（Ghost）飞机及其它主要商业喷气机的反应，促使制造部门和工业界对燃气涡轮发动机的噪声进行彻底的研究。

可是，1958年又有首批生产的远程飞机——波音707在国际航线上飞行，随后在1962年DC-8飞机也加入远程飞机的行列。这两种飞机在70年代初达到了1500多架，使飞机噪声问题日趋严重。特别是波音707，在其服役早期曾引起严重的环境问题和政治争论。由美国普惠公司生产的JT3和JT4发动机以及英国罗尔斯-罗伊斯公司的康维（Conway）发动机辐射噪声之大，迫使伦敦希思罗机场和纽约肯尼迪机场立刻制定噪声限制，并在机场上安装监测系统，以监督进港飞机遵守机场规定的限制。不能满足这些限制的远程飞机被迫超载起飞，以便快速爬高和迅速远离居民区，然后在一个中间偏僻机场装满燃油，继续完成远程飞行。然而，这不是治本的办法。因为这些高速远程飞机能吸引乘客，并为之提供商业机会，所以机场强加的限制阻挡不住这类高噪声飞机的发展。

此后，埃汶发动机的发展，在较短航线上推出了快帆（Caravelle）飞机。60年代中期美国的DC-9、波音727和737等短中程飞机以及欧洲的三叉戟、VC-10和B.A. C111等都加入了世界机群。到60年代末正好有2000架喷气客机在航线上飞行，世界喷气机群超过了航线上的螺旋桨机群，飞机噪声引起了严重的社会和环境问题。

1966年由于飞机噪声在美国引起大量投诉案件，在欧洲则出现城市公众的强烈抗议活动，政府不得不开始采取积极的行动。于是，在伦敦的国际会议上签署了通过“审定”对制造厂的产品加以控制的方案。美国联邦航空局（FAA）立刻开始考虑一个噪声审定制度的实际结构，并确定用有效感觉噪声级EPNL作为审定的噪声评价参数。1969年在国际民航组织（ICAO）的主持下，召开了有美、英、法等主要航运国家参加的国际会议，并成立了ICAO的飞机噪声委员会（CAN），负责处理世界范围的逐步升级的机场噪声问题。1971年美国国会通过联邦航空规章的一个新章节——FAR Part 36，要求新设计的飞机都要符合Part 36的规定，而对在此之前设计制造的L1011、DC-10和波音747，则给以一个噪声达标的缓冲期。前

两种客机由于事先就按拟议中的规章设计，很快就通过审定。唯独 150 架波音 747 为了符合规章要求不得不对动力装置的进口作了工程修改，增加吸声衬垫。结果使每架飞机的费用增加了 1% 左右。

经过这种飞机噪声的侵扰和城市公众的反侵扰斗争之后，各国政府纷纷制定各自的飞机噪声审定规则，实施对飞机噪声级的严格控制。

我国的空运业起步较晚，但发展很快。1986 年 12 月在中国航空学会主持下，召开了民用航空发展研讨会，全面讨论了民航运输的前景、规划和政策。有关单位参照美国 FAR Part 36 提出了中国民航规章的新章节——CCAR 36 章，作为我国客机制造的噪声审定标准。

自从各国重视飞机噪声问题，并采取积极行动之后，客观上收到显著效果。机场噪声暴露级逐年变化的曲线明显地回降下来（参见图 7.8）。

在城市噪声环境保护的推动下，发动机噪声控制技术取得很大进展。自从高涵道比发动机问世后，噪声合格审定的任务不再使工业界感到是一个沉重的负担。然而，空运业总是继续在发展和扩大，飞行频度会不断加大。城市环保对飞机噪声也提出了更严格的要求。今天，所有新的民用运输机，不管其类型、大小、重量或动力装置设计，必须满足国内各主要机场、国际上大部分国家的噪声要求。此外，各个国家的主要机场还可能通过“土政策”对机场噪声加以限制。例如，对噪声级高的飞机实行宵禁，白天按时间规定噪声标准，征收噪声超标的附加费，使用机场场地的控制以及按控制值监测噪声等。所有这一切限制的目的是为了求得一个安静的环境，但对航空运输业来说，就要增加成本。因此航空公司要选购低噪声的飞机，这增加了工业界的竞争难度。

虽然飞机噪声问题首先在发达国家发生。但我国是一个发展中的大国，空运潜力极大，这几年的客运量迅速扩大。亟需对飞机噪声问题增加了解，开展飞机源噪声的预研，发展与改进噪声控制技术，完善飞机噪声预测和机场噪声暴露的各种模型，建立与完备噪声合格审定的程序和手段，以便适应空运业不断扩大的形势，推进飞机噪声问题的解决，顺利地跨入 21 世纪。本书就是为上述目标和任务而撰写的。

第二章 声波与噪声度量

噪声是干扰人们工作、学习和休息的一种不受欢迎的声音。“声音”一词有两个意思，一是客观的声振，二是主观的声感觉。因此，对它的度量也有客观和主观两个方面。客观度量指的是声音的物理度量，如强度、频率和频谱特性；主观度量是指人对声音的听觉判断。与上述声的物理量对应的主观量有响度、音调和音色。响度是听觉判断声音强弱的属性，人们常说声音轻和声音响，就是对响度的判断；音调是听觉判断声音高低的属性；而音色则指声音是纯音还是喧闹的杂音，目前对此还很难定量。

§ 2.1 声波特征描述

§ 2.1.1 声波、声场与声速

研究一个振动着的音叉。当音叉振动时周围空气质点疏密相间地运动，谓之声波；如图 2.1 所示，随波动的传播声能也跟着转移，而空气质点恰在原地振动。声波传播的空间称为声场。声波传播的速度称为声速。声速大小只和物质的性质和状态有关，在空气中传播时存在近似关系

$$C \approx 20 \sqrt{T} \quad (2-1)$$

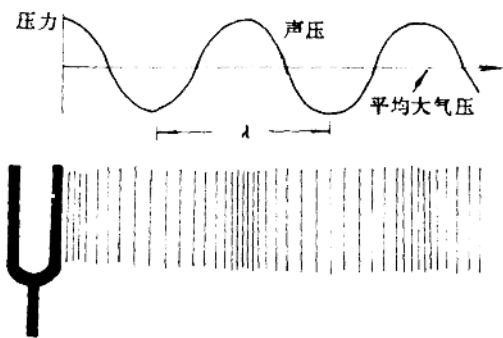


图 2.1 音叉产生的声波

§ 2.1.2 声压与有效声压

当音叉向前推动时，把附近一层空气压紧。由于空气是有弹性的，体积变小了的空气层的压力增加，超过平均大气压，其差称为声压

$$p' = \Delta p = p - p_0 \quad (2-2)$$

式中 p —— 声波引起的当地空气压力，

p_0 ——平均大气压

由此可知声压是一种超压,或余压。

声振动是一种不规则的脉动,应该用均方根值来度量,称为有效声压,

$$p_{\text{eff}} = \sqrt{\frac{1}{T} \int_0^T (\Delta p)^2 dt} \quad (2-3)$$

§ 2.1.3 频率与波长

声音每秒振动的次数称为频率,单位是 Hz。声波中相邻的同相点(声压最大点或最小点)相隔的距离,称为波长,单位为 m。显然,频率与波长的乘积等于声速

$$f \lambda = c \quad (2-4)$$

或
$$\lambda = \frac{c}{f} \quad (2-5)$$

式中, f ——频率, λ ——波长。

§ 2.1.4 球面波与平面波

一个小声源均匀地向各个方向辐射声音时,声波在同一个时刻到达的点呈一球面,称之为球面波。平常在离声源较远的地方(远场),声波都可以看作球面波。声波如果沿管道传播,则声波在同一时刻到达的点呈平面,称为平面波。与声辐射线相垂直的面称为波阵面。显然,球面波的波阵面是球面;平面波的波阵面为平面。

§ 2.1.5 声功率与声强

声源振动时要辐射能量。每秒钟发出的能量叫做声功率,单位是 W。在垂直于声波传播的方向(波阵面)上,单位面积传递的声功率叫做声强,单位是 W/m^2 。

声功率和声强间的关系为

$$W = \oint I_n ds \quad (2-6)$$

式中, I_n 为声强在面元 ds 上的法向分量。

在自由声场中,声波作球面辐射

$$I = \frac{W}{4\pi r^2} \quad (2-7)$$

在半自由场中,例如开阔的地面上空,声波呈半球面辐射

$$I = \frac{W}{2\pi r^2} \quad (2-8)$$

§ 2.1.6 声阻抗

电阻被定义为导体对电子运动的反抗。类似地,声阻抗也可定义为介质对波阵面运动的反抗。以平面波为例,如图 2.2 所示,作用在相邻两个波阵面上的压差为 $A \frac{\partial p}{\partial x} dx$,受到声扰动作用的介质质量为 $A \rho dx$ 。按牛顿第二定律

$$- A \frac{\partial p}{\partial x} dx = A \rho dx \frac{\partial u}{\partial t} \quad (2-9)$$

经化简

$$-\frac{\partial p}{\partial x} = \rho \frac{\partial u}{\partial t}$$

或

$$-\frac{\partial p}{\partial t} = \rho c \frac{\partial u}{\partial x} \quad (2-10)$$

上式中, $c = \frac{\partial x}{\partial t}$, 为声波传播速度(声速)。 $\frac{\partial u}{\partial x}$ 为质点加速度。负号代表压力与速度的相位相反, 即介质受压缩时, 声压为正, 质点速度为负。在式(2-10)中, 介质密度和声速的乘积 ρc 起着阻止波阵面运动的作用, 因为 ρc 愈大, 在同一声压作用下, 质点的扰动速度愈小, 故定义为声阻抗。

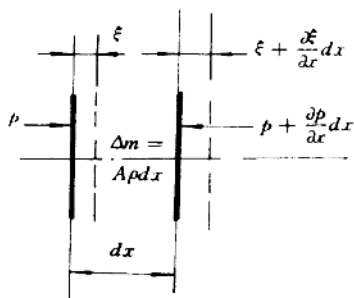


图 2.2 声阻抗定义简图

§ 2.2 噪声的物理度量 —— 声级

人的听觉系统能容忍一个极大范围的脉动声压变化, 从听阈到痛阈, 声压变化从 2×10^{-5} Pa 到 20 Pa, 即变化一百万倍。所以用声压的绝对值表示声音强弱很不方便。仿效电工中用两个功率比值的对数表示放大器增益的办法, 在声学中采用声“级”的概念。它是基于对数尺度, 参照一个代表听阈的基准量, 对声音的一个具体物理量进行度量的尺度。声“级”的单位是 dB。

§ 2.2.1 声功率级

$$L_w = 10 \lg \frac{W}{W_0} \quad (\text{dB}) \quad (2-11)$$

式中, W —— 声功率, $W_0 = 10^{-12}(\text{W})$, 为基准声功率。

§ 2.2.2 声强级

$$L_I = 10 \lg \frac{I}{I_0} \quad (\text{dB}) \quad (2-12)$$

式中, I —— 声强, $I_0 = 10^{-12}(\text{W/m}^2)$ —— 基准声强。

§ 2.2.3 声压级

$$L_p = 10 \lg \frac{p^2}{p_0^2} = 20 \lg \frac{p}{p_0} \quad (\text{dB}) \quad (2-13)$$

式中 p —— 声压, $p_0 = 2 \times 10^{-5} \text{ Pa}$, 为基准声压。

可以证明, 声压级和声强级数值上近似相等, 即 $L_p \approx L_I$ 。而声功率级和声强级的关系为

$$L_w = L_I + 10 \lg A \quad (2-14)$$

式中, A 为波阵面的面积。对于球面波, $A = 4\pi r^2$, 对于管内传播的平面波, $A = \pi r^2$ 。

声级 L_w , L_I 和 L_p 也可用符号 SWL , SIL 和 SPL 表示。

§ 2.2.4 声级运算

分贝的运算是按对数规律(能量规律)进行。 n 个声级相同的噪声源相加

$$L_{p,n} = L_p + 10 \lg n \quad (2-15)$$

两个声压级分别为 L_{p1} 和 L_{p2} 的不同噪声源相加

$$L_{p,z} = 10 \lg (10^{0.1L_{p1}} + 10^{0.1L_{p2}}) \quad (2-16)$$

或

$$L_{p,z} = L_{p1} + 10 \lg (1 + 10^{-0.1(\Delta L)}) \quad (2-17)$$

式中, $\Delta L = L_{p1} - L_{p2}$ 。当声级差 ΔL 变大时, 上式右边第二项变小。

声级有 1 dB 之差, 表示声强有 1.26 倍的变化; 声级 3 dB 的变化, 意味着声强的加倍。

因为

$$\text{anti } \lg(0.1 \times 1) = 1.26$$

和

$$\text{anti } \lg(0.1 \times 3) = 2$$

n 个不同声级之和, 就是总声压级

$$OASPL = 10 \lg (10^{0.1L_{p1}} + 10^{0.1L_{p2}} + \dots + 10^{0.1L_{pn}}) \quad (2-18)$$

$$= L_{p1} + 10 \lg [1 + 10^{0.1(\Delta L_2)} + \dots + 10^{0.1(\Delta L_n)}] \quad (2-19)$$

式中, $\Delta L_2 = L_{p1} - L_{p2}$, $\Delta L_n = L_{p1} - L_{pn}$ 。

假定, L_{p1} 为 n 个声级中的最大者, 则上式表明, 总声压级的值接近 n 个声级中较大的声级 L_{p1} 。所以, 消声要设法消减声级大的噪声源。

§ 2.3 频谱和频带

人耳能听到的声音的频率范围很广, 大致为 20 Hz 到 20 kHz。人的讲话以及有些乐器的声音具有一个频率最低的分音, 称为基频。其它分音的频率都是这个最低频率的整倍数, 称为谐波。螺旋桨噪声的各个分音的频率就具有这种整倍数的关系, 故可用线谱表示(图 2.3)。飞机 / 发动机各噪声源辐射的是分音联成一片的连续谱或连续谱带线谱(图 2.4)。

OASPL (dB)

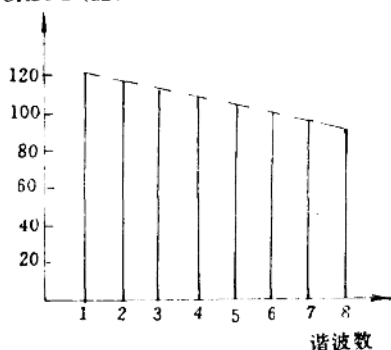


图 2.3 螺旋桨噪声谱

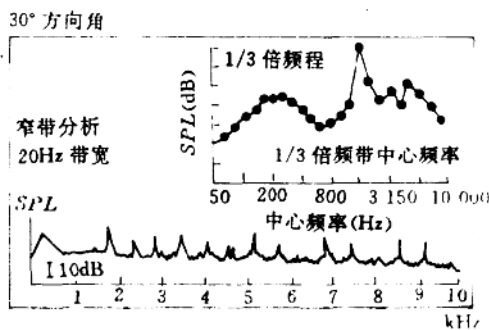


图 2.4 飞机噪声谱

线谱可以用每一分音的声压级表示。连续谱常用声压级频谱来描述, 就是将噪声信号细分到频谱成分——频带, 在频带宽度上把噪声信号累加起来。通常, 由傅里叶变换产生功率谱密度的带宽是 1 Hz, 但处理噪声信号不必测得如此精细。常用倍频程或 1/3 倍频程带宽。倍频程是指上限频率和下限频率相差一倍的频带宽, 如 1 400 ~ 2 800, 2 800 ~ 5 600 等。1/3 倍频程的频带宽是将倍频程带宽再按比例分为三段。每一子带的上限频率为下限频率的 $\sqrt[3]{2}$ 倍(图

2.5)。工业上常用倍频程带宽。飞机噪声都用 1/3 倍频程频谱,因为人耳对带宽大约为 1/3 倍频带内的噪声所产生的主观感觉只和带内的总强度有关,而频带内的细分布则影响不大。即 1/3 倍频程频谱同人耳的辨识较为一致。

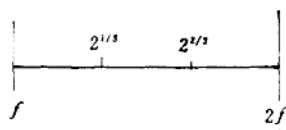


图 2.5 1/3 倍频带的划分

表 2.1 给出国际标准组织(ISO)建议的倍频程和 1/3 倍频程的频率。其中中心频率为 50 ~ 10 000 Hz 间的 24 个子带为航空上常用的 1/3 倍频带。有时为了对噪声进行研究和诊断,也用等带宽的窄带分析,这时应指明带宽宽度,如 20 Hz 带宽等。图 2.4 画出了以等带宽和 1/3 倍频程滤波器分析同一信号的噪声谱。十分明显,这两种谱图上着重的信号大不相同。前者噪声信号均布;后者由于带宽随频率变化,在高频范围内频带宽,结果使信号累加的作用增强。

表 2.1 国际标准组织建议的频率表(Hz)

下 限 频 率	建议的中心频率	上 限 频 率
* 22.4	25	28.2
28.2	* 31.5	35.5
35.5	40	* 44.7
* 44.7	50	56.2
56.2	* 63	70.8
70.8	80	* 89.1
* 89.1	100	112.2
112.2	* 125	141.3
141.3	160	* 177.8
* 177.8	200	223.9
223.9	* 250	281.8
281.8	315	* 354.8
* 354.8	400	446.7
446.7	* 500	562.3
562.3	630	* 707.9
* 707.9	800	891.3
891.3	* 1 000	1 122
1 122	1 250	* 1 413
* 1 413	1 600	1 778
1 778	* 2 000	2 239
2 239	2 500	* 2 818
* 2 818	3 150	3 548
3 548	* 4 000	4 467
4 467	5 000	* 5 623
* 5 623	6 300	7 079
7 079	* 8 000	8 913
8 913	10 000	* 11 220
* 11 220	12 500	14 125
14 125	* 16 000	17 783
17 783	20 000	* 22 387

航空上常用

注:带 * 者为倍频程频率值

§ 2.4 噪声的主观量度 —— 噪声级

由于飞机噪声包含很多混杂在一起的声级和频率, 加上人们对不同频率上发出的相同强度的声音没有一个统一的响应, 故很难提供有关噪声级的一个标准定义。就有害声而言, 在 2 ~ 4 kHz 范围内的声音是人耳最易感受的, 也是最觉吵闹的 (图 2.6), 而对低频却不太敏感。例如, 人耳对 100 Hz、声压级为 101 dB 的噪声的反应同 4 000 Hz 的 82 dB 噪声相等同。两者的声压级差 19 dB, 而两者声强之比

$$\frac{I_1}{I_2} = 10^{0.1 \Delta L_p} = 10^{0.1(19)} \approx 80$$

即声强相差 80 倍。这个例子表明, 用声压级作为噪声评定的尺度是不合适的。

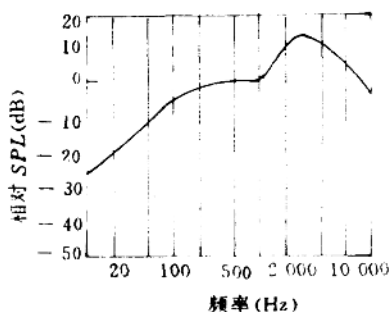


图 2.6 人对等强度声的响应

§ 2.4.1 响度与响度级

处理这种复杂关系的办法是, 先取 1 000 Hz 纯音或窄带噪声为标准, 通过心理物理实验, 求出和 1 000 Hz 纯音听起来一样响的声音所具有的声压级和频率关系。这些声音的响度经判断都是相同的, 为简单起见可用等响的 1 000 Hz 纯音的声压级代表它们, 称这个等响的声压级值为它们的响度级, 单位是方。

取 40 方 (或 40 dB 的 1 000 Hz 纯音) 所产生的响度为标准, 称为 1 宋。用另一个声音和它作比较, 由多数人的反应平均来辨识。如果听起来有它两倍响, 则那个声音的响度就定为 2 宋, 有 5 倍响就是 5 宋, 如此等等。试验表明, 每增加 10 方, 响度增加 2 倍, 每增加 20 方, 响度增加 4 倍。如果令 S 代表响度, L_s 代表响度级, 则具有关系

$$S = 2^{0.1(L_s - 40)} \quad (2-20)$$

$$\text{或} \quad L_s = 40 + 10 \log_2 S \\ = 40 + 33.2 \lg S \quad (2-21)$$

如果用响度的对数标度作为纵坐标, 响度级作横坐标, 则按上式画出的是一条直线 (图 2.7)。

试验者对若干频率和声压级重复几次, 就可做出等响度曲线 (图 2.8)。

按 1 000 Hz 声音来说, 每增加 10 方声强之比为

$$\frac{I_1}{I_2} = 10^{0.1 \Delta L_s} = 10^{0.1(10)} = 10$$

而响度加倍, 即 10 倍能量对应 2 倍的响度,

100 倍能量产生 4 倍的响度。这反映听觉的两种特性间的关系 —— 感觉和刺激间的关系。响度

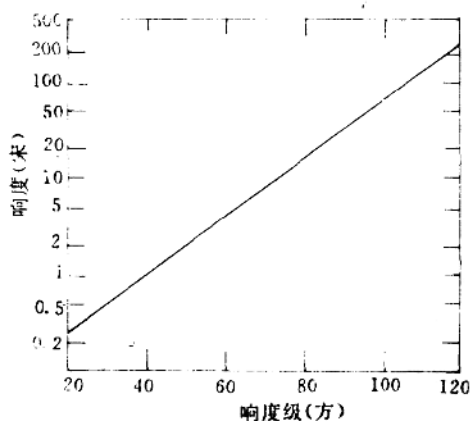


图 2.7 响度和响度级的关系

是感觉量,声强是刺激量。由于 $2 = 10^{0.3}$,感觉量和刺激量的0.3次方成正比。所以说,0.3方律也是听觉的一种自动保护措施。

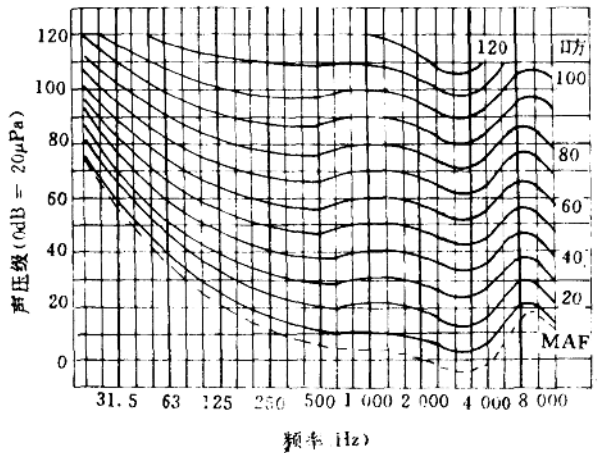


图 2.8 等响度线

§ 2.4.2 加权声压级

多年来基于人对响度的反应发展了几种加权声压级。表 2.2 示出的是既随强度又随频率而变的加权修正因子。

1. A 加权声压级 L_A , dB(A)

这种加权关系已经在声级仪上通过一个简单滤波电路来实现。按 dB(A) 关系制作的声级仪现在经常用来测量飞机噪声。另外,在螺旋桨推进的轻型飞机的噪声审定中,画噪声等值线以及在规定当地机场的噪声限制值时都会用到 A 加权声压级。从 L_A 变换到感觉噪声级 PNL 可利用下列近似关系

$$PNL = L_A + 13$$

2. B 加权声压级 L_B , dB(B)

它类似于 dB(A),但是反映人们对响度比 A 加权高出 40 dB 的反应。因为与 A 加权相比没有明显的优点,实际上不大使用。

3. C 加权声压级 L_C , dB(C)

C 加权声压级主要用于描述声爆时的超压,因为它反映人们对响度比 A 加权高出 70 dB 的反应。

上述 A、B 和 C 加权曲线(图 2.9) 分别接近 40 方、70 方和 100 方等响度曲线的反曲线。由于要在声级仪上模拟一簇等响度曲线是不切实际的,故用它们代替等响度曲线,作为制作声级仪的模拟基础。近 20 多年来的使用经验表明,用 A 加权读出的声级(A 声级)表示噪声最合适,因为它与人的感觉(响度、烦恼程度等)更加符合。近来许多声级计上只有 A 加权,读数称为 A 声级。B 加权被取消了。C 加权和线性差不多,也不再设置。