

噪音和音爆*

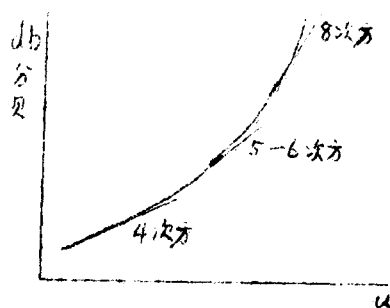
一、噪音

飞机噪音的来源有两种：

(1) 发动机(喷气等)

(2) 飞机结构：例如气动尾流，蒙皮振动。

发动机喷气是引起噪音的主要来源。同喷气速度噪音强度 db 的关系定性如图 1 所示。在高速喷射区为 8 次方曲线，中速区为 5—6 次方而低速区为 4 次方。现在一般发动机喷气 M 数为 0.8, 0.9,



1.0 左右，正处于高速区，造成噪音很大。现在研制的风扇发动机使喷气速度降低，由此噪音能降低 10 分贝左右。风扇发动机的一个优点就是噪音较低，这是为现在民航机所乐于采用的原因之一。

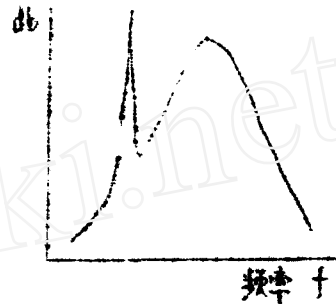
图 1. 噪音强度 db 同喷气速度 u 的关系

*美籍中国学者程心一系美国普林斯顿大学航空和机械科学系教授，美国波音飞机公司科学研究室顾问，本文系根据今年 10 月间他作的学术报告和座谈记录摘要整理而成。由于美国的具体情况是飞机起落频繁，机场离居民点近，因此噪音问题成为美国航空发动机近期研究的一个集中问题，发表的文献也较多。音爆是超声速飞机飞行中所遇到的问题。

——整理者

当压气机或风扇采用进口导叶时，导叶后的尾流也是引起噪音的一个来源。在频谱图上该频率处造成一个尖峰

图2所示。因此为了免除这种噪音，可以去掉进口导叶，例如波音747飞机的发动机



JT9-D 卷

为了降低噪音，可以采用下列一些办法： 图2. 频谱图

1. 进气道形成一个喉道，利用超声速气流特性，使噪音不外传。

2. 排气喷管处用一噪音抑制器 [Noise Suppressor]，其

形状如图3，即一大罩子上面有许多小喷管

(现在最多达250个)，使得喷气不由一

个大喷管喷射，而经过这些小喷管喷射，达

到把噪音“撕碎”的目的。这可以使噪音降

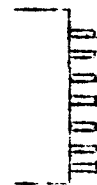


图3. 噪音抑制器

低，但是带来一些困难。这将使推力降低，甚至降低10%。同时由于此器件十分笨重，仅在起飞降落时有用而随机飞行是一累赘。起飞后抛掉又费用太大。现在有人提出在起飞后用降落伞回收，但是飞机降落时又无法使用。

3. 国家航空和宇宙航行局提出的方法是用玻璃纤维、多孔壁把发动

* 去掉进口导叶的另一原因是降低发动机重量，提高发动机流量，不过，因此将使叶尖进口相对M数增加——整理者。

机包起来，可以降低噪音10—15分贝。但是这样使发动机迎风面积加大，增加尺寸及阻力。

美国联邦航空局规定在机场起飞降落限制是250呎（75米）处噪音不能超过108分贝（大飞机）或95分贝（小飞机），否则不准起飞降落。例如英法联合研制的协和号（Concord），飞行M数为2.3）飞机的噪音是超过此限制的，看来很难在美国得到准许。

报告者认为美国很重视噪音问题的研究，是由于美国的具体情况：飞机起落频繁，机场离居民点近，居民很反感。他认为此问题再研究下去进展也不会很大，可以采取的一个办法是使机场离开居民点远一些就走了。

此外在座谈中他还提出，在美国对噪音问题作了不少实验，但在原理上研究较少，结果也少。在美国和加拿大对噪音抑制器用得较多。也可以改变飞行轨迹图〔即起飞时间（距离）和爬升的曲线图〕来使噪音降低。

三 音 爆 (Sonic boom)

当飞机作超声速飞行时，在机身及机翼前后形成四个激波及一系列膨胀波，其大致形状如图4所示。

这些激波和膨胀波对地面造成压力分布变化。这压力变化的绝对值并不大，仅5—10公斤/米²。但是其作用面积较大，可达公里级的

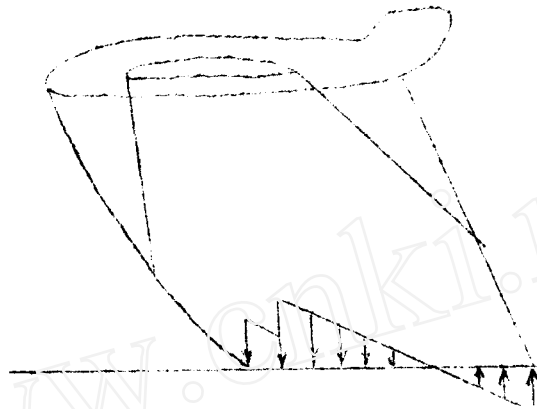


图 4.

范围，这样其总的作用力是可观的，尤其对大的建筑，在设计时如果未考虑到这个载荷，将是一个危险的因素。同时它来得突然，对人的心理状态也是一种突然袭击。所以这也是一种公害。

也有人因此反对超音速民航机。波音 707 飞机引起的压力增加为 10 公斤/米²，协和号飞机为 15—20 公斤/米²。后者的问题较大。

也有人在 1960 年提出，要利用它们作为战争的手段，例如将它们加强 10 倍，并使飞机飞得低一些，这样来对船舰，尤其是满载的货船造成破坏作用。现在看来并非有那么强的破坏作用。

这问题的一个分析方法是將飞机（非轴对称）化为当量轴对称物体。先在离开飞机 5—10 个飞机长度处计算，以后再当量对称物体向下推算。

波音707飞机长度为300呎(90米),飞行高度为60000呎(18公里),即高度为200个机长,这样后面的激波赶不上前面的,无法合在一起,于是激波强度要减弱。同时由于大气密度自上而下是变化的,所以激波形状不是直线而为曲线,并且强度也将减弱,这样后面的激波是永远赶不上前面的激波的。

但是,由于大气中有风,有涡流,这便激波折射,这就有可能使其“聚焦”,就可使地面压力变化达10磅/呎²(50公斤/米²)。S R-71超声速飞机实验中发现“聚焦”是很可能发生的。

减小音爆的方法:

此由机身引起的激波称为容积激波(Volume shock wave),由机翼引起的激波称为升力激波(Lift shock wave)。按大气密度为均匀的近似计算这两种激波所引起的地面压力变化分别为:

容积激波

$$\Delta p_v = k_v (p_a p_0)^{1/2} (M^2 - 1)^{1/8} \frac{d}{l_v^{3/4}} \frac{1}{h^{3/4}}$$

升力激波

$$\Delta p_L = k_L (p_0)^{1/2} \frac{(M^2 - 1)^{3/8}}{M} \frac{W^{1/2}}{l_v^{1/4}} \frac{1}{h^{3/4}}$$

其中 k_v 、 k_L 为系数($\approx 0.5 - 1.0$), p_a 为飞行高度处大气压力, M 为飞行M数, d 为机身直径, l_v 为机身长, h 为飞行高度, W 为机重。

这两者是相互干扰的,其合成作用如图5所示。

超声速飞行一定在较高的高度，因此 Δp_L 为主要的。

从上式中可以看出，M 数的影响是很小的，而且飞行 M 数是飞行要求所定，是无法变化的，机重 W 也是无法变化的，唯一能变的为使 l_v 长一些，但这也是不现实的，因为，为了使 Δp_L 降低一半，则需要 l_v 要加大 1.6 倍！这样的飞机是难以设计的。

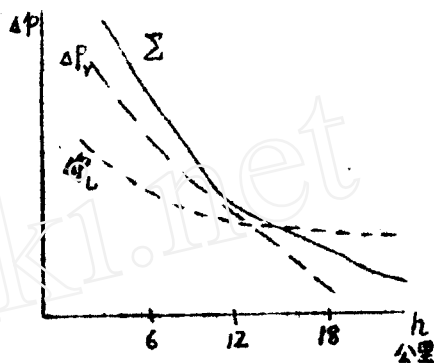
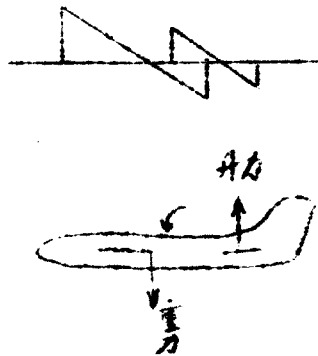


图5. $\Delta p-h$ 关系

另一种途径为向飞行前方预先输送讯号。这可以向前喷射燃料，理想的设想是让液滴一滴滴地燃烧，使气体膨胀，不致形成激波。这设想同早期的飞机前端伸一根棒是一致的。但是具体实施是困难的。

因此报告者认为主要从变化 K_v 、 K_L 来减弱音爆。其想法是把升力激波同容积激波分开。但这样就会使升力后移，从而造成飞机重心和升力不在一起而形成俯仰力矩。为了克服这俯仰力矩，必须造成一个反力矩。〔这是无法由结构上来解决的〕。报告者认为必须将发动机安装位置偏下，使喷气反作用力形成反力矩来平衡这俯仰力矩*。这是报告者提出的一个专利**，后来由于美国撤消超声速民航机的研制，这工作未能继续。



*使发动机垂挂偏下将引起结构上一些困难，同时也将使阻力加大。
——整理者。

附录：程心一谈到的其他一些看法***

1. 他认为美国的实验设备较多，工业条件较好，这样实验就做得多，而发展中的国家应该在计算分析方面多做一些工作。

2. 在高超声速流动范围内，由于受实验设备（实验物尺寸不能大）以及受测量技术的限制，使得实验数据很不准。此外理论计算目前也不完善，因此高超声速流动方面的一些规律性问题现在尚未解决。美国因为实用上的问题已解决了，所以现在也不集中力量搞了。

3. 目前的做法是用一些可靠的实验结果来证实所进行的典型计算，证明这计算方法的可行，再用这方法来计算未知的问题。

4. 第三届国际流体动力学数值方法会议上论文报告集中在跨声速问题方面。这问题的主要困难在于激波位置的确定，而他认为要解决这个问题必须从激波和边界层的相互干涉着手。

5. 在存在超声速、亚声速和激波的流动中，他的处理方法是将激波前后的雨果尼奥关系包括在方程中统一求解。

为了避免处理超声速区和亚声速区不同的双曲型和抛物型方程的困难，现在在发展加入时间变量的处理方法。他认为这是可行的方法。

***据报告人后来提到这个专利是由普林斯顿大学出面申请的。——整理者

***程心一目前主要从事气体动力学的电子计算机计算工作，在普林斯顿大学也专为研究生开这方面课程。最近他参加了72年7月在法国召开的第三届“国际流体动力学数值方法”会议。现写出他在一些报告和座谈中谈到的一些看法供参考。

6.在航空方面他提出飞机的主要问题为发动机的问题。如果有一台良好的发动机，那么对飞机的性能就有了很好的保证。在美国，发动机的发展主要是靠大量的试验工作。（整理者：吴文权）

简 讯

气膜冷却实验研究成果得到使用推广

中国科学院力学研究所气膜冷却研究组

中国科学院力学研究所关于气膜冷却的实验研究成果，最近在有关工业部门得到使用和推广。

燃气轮喷气发动机（以及冲压发动机）燃烧室的火焰筒，是整个航空发动机中承受温度最高的部件，因而它的使用寿命也最短。为了延长火焰筒的使用寿命，必须对它进行有效的冷却。从六十年代开始，国外就使用气膜来冷却火焰筒，对气膜冷却的基本规律进行了研究。什么叫气膜冷却？这就是将一部分冷空气从切线方向喷入火焰筒内，使它在火焰筒的内壁面附近形成一层空气膜，从而将高温燃气与金属壁面隔开，并且对壁面进行冷却。近十年来，随着气膜冷却研究工作的进展，这一新型的冷却技术成了燃气轮机（以及冲压发动机）火焰筒当前最有效的一种冷却方式。据报道，英、美等国航空发动机的火焰筒采用气膜冷却等措施后，整台发动机的翻修寿命大幅度提高。军用发动机（如美帝装于F-104歼击机上的J79型发动机）使用寿命已由原来的一百多小时提高到六百至一千小时，民用发动机（如美帝装于“波音707”