

喷流噪声实验研究

北京航空航天大学 郑克扬 桂幸民

一、前言

由于喷流噪声在航空、动力及化工上的特殊作用, 其形成机理及抑制方法的研究, 已成为当代环境工程中的一项重要课题。

喷流噪声的成因是, 高速气流冲击和剪切周围静止空气, 并急剧混合, 形成非定常湍流运动。喷流内部“紊乱无秩序”地充满着旋涡, 而这些旋涡尺寸各异, 并不断地产生、发展和衰减。作为旋涡运动总和的湍流, 通常需借助于统计方法描述其空间、时间变化的基本规律^[1]。喷流噪声的理论研究主要基于湍流理论, 由于湍流理论的复杂性, 对喷流噪声计算至今未能很好解决。人们只有从严格的理论出发, 求助于实验, 寻找噪声的工程估算公式。

Lighthill 教授根据简单假设推导得到声源总辐射功率与喷流速度的关系式, 即喷流噪声八次方定律。之后, Lilley 根据实验研究, 认为在高亚音速时为 7.5 次方, 当 $1 < Ma < 2$ 时, 若不考虑冲波影响, 则仍为 8 次方关系。而低速喷流下的幂次为 6 次方^[2]。本实验研究目的就是针对喷流噪声上述关系, 进行理论与实验的对比, 深入了解喷流噪声的特性。

二、实验设备与噪声场测试

实验在北航喷流噪声实验台上进行, 属自由声场条件, 实验台主要包括气源、控压阀、稳压箱、台架和系列喷管模型 ($\Phi 15 \sim 55\text{mm}$)。本实验主要对 $\Phi 25\text{mm}$ 的收敛喷管进行实验。测试系统包括喷流速度测量; 喷流流场脉动压力测量; 噪声源声谱测量和声场噪声级分布测量 (图 1)。声场测点分布为 1m, 2m, ...7m, 角度 $0^\circ, 30^\circ, 45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ 各方位。

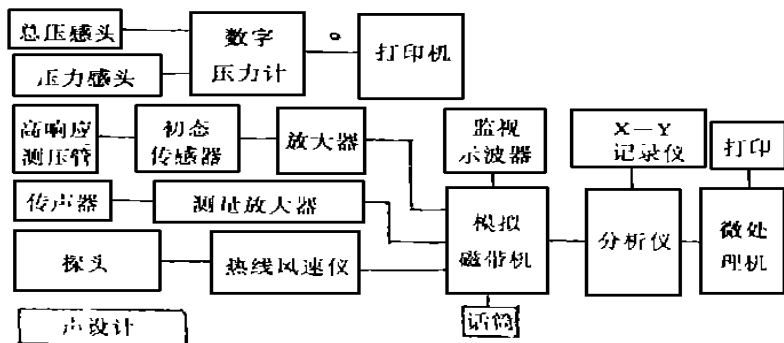


图 1 喷流噪声及控制实验的测量系统

三、喷流噪声验证性实验

1. 喷流结构 通过近场测量实验观察到, 喷流流场结构近似喷流理想化结构模型 (如图 2)。据测量统计, 喷流可划分为三区: 混合区由喷流出口至 $5D$ 左右, 核心四周喷流与周围静止空气混合强烈, 湍流强度很高, 且噪声偏于高频; 转换区由射流核心结束至 $10D$ 左右, 流动复杂, 平均流速和湍流强度都随喷射距离的增加而降低。噪声由高频向低频转化; 扩展区主要是 $10D$ 以后, 平均速度和湍流强度按规律沿轴线降低, 噪声以低频为主。

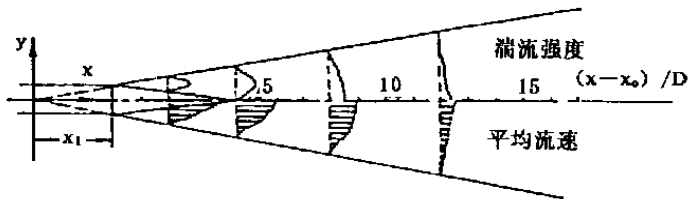


图 2 结构模型

2. 喷流噪声估算式计算与实验结果比较 Lighthill 通过理论推导, 得到喷流的总辐射声功率 P_T 与喷流速度 v_j 的关系式^[3], 即八次方定律:

$$P_T = K_l \cdot \frac{\rho_s^2 \cdot D^2}{\rho_o \cdot C_o^5} v_j^8 \quad (1)$$

式中, K_l 为常数, 通常 $K_l = (0.3 \sim 1.8) \cdot 10^{-4}$, (本文取 $K_l = 1.5 \times 10^{-4}$); D 为喷口直径; ρ_o 、 C_o 分别为周围空气的密度和声速; ρ_s 为喷射流密度。

实验结果表明: 在 $Ma > 0.4$ 时, 实验值和理论计算值基本一致; 当 $Ma < 0.4$ 时, 引用六次方关系来表示声源总辐射声功率与速度的关系

$$P_T = K_1 \cdot \frac{\rho_s^2 \cdot D^2}{\rho_o \cdot C_o^5} v_j^6 \quad (2)$$

为直接从关系式中得到噪声指向性, 现利用声强 I 与速度 v_j 的关系式:

$$I(R, \theta) \sim \frac{\rho_s^2 D^2}{\rho_o C_o^5 R^2} v_j^8 (1 - Ma \cos \theta)^{-5} \quad (3)$$

式中 I 为测点 (R, θ) 处的声强, Ma 为运流速度, 式中 $(1 - Ma \cos \theta)^{-5}$ 项是由于考虑运动声源引起的 Doppler 修正, 通常取为 $0.7 v_j / C_o$ 量级, θ 为喷口中心和测点的连线与喷流轴线的夹角, R 为测点距喷口中心的距离。

Lilley 曾根据实验和理论研究^[4], 建议将上式中 v_j 的幂次由 8 改为 7.5。

图 3、4 分别为公式 (3) 和 Lilley 改进式的计算结果与实验数据的比较。从图 4 中看, Lilley 改进式用 7.5 次幂计算与我们实验结果更为接近。但无论哪一张图, 低速时 v_j 的幂次均降为 5 ~ 6 次幂, 才与实验数据更为接近。

3. 指向性研究 指向性因子 Q 定义为: 离声源某一距离和某一角度的声强 $I (w/m^2)$ 与同一距离上假设声源发生全部功率均匀地向各方向传播的平均声强 $I (w/m^2)$ 之比。

$$Q = \left[\frac{IQ}{I} \right]_{r=r_1} = \left[\frac{pQ^2}{\bar{p}^2} \right]_{r=r_1}$$

式中, $\bar{p}$ 为半径在 r_1 球面上的平均方根声压 (Pa)。

实际实验数据表明喷流噪声的指向性十分明显。随着 Ma 的升高, 指向性由 0 偏向 30° ; 该

指向性主要是由于剪切噪声和运流的影响而产生。

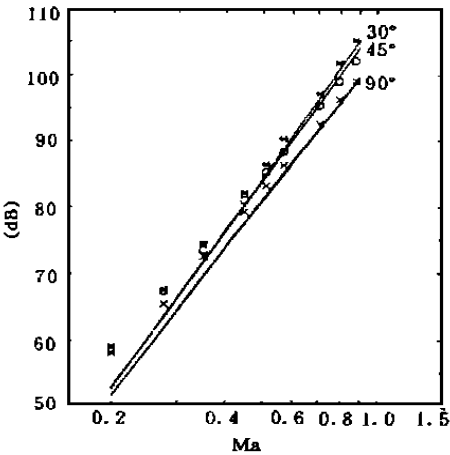


图 3 按式 (3) 计算与实验对比曲线

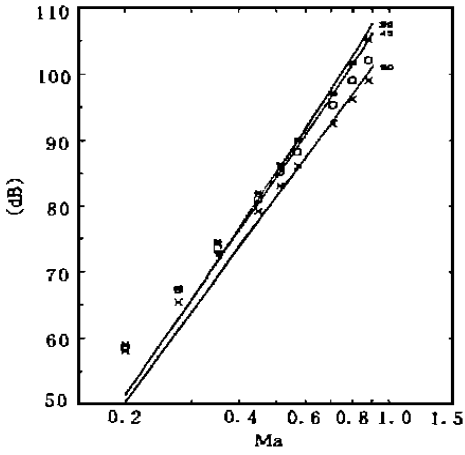


图 4 按 Lilley 式计算与实验对比曲线

4. 喷流噪声的频谱分析 喷流噪声是频带很宽的连续谱, 并随喷流速度上升使频带不断加宽、且峰值频段向高频方向发展, 各频带的声辐射功率均上升。从噪声与喷流压力脉动信号的相关函数看, 其主要频率的相干函数 $COH = 1$, 这表明噪声源于湍流压力脉动。

四、结 论

1. Lighthill8 次方定律为降低喷流噪声提供指导原则, 即降低喷流速度可有效降噪。
2. $Ma > 0.4$ 时, 亚音喷流噪声声功率 P_T 与喷流速度 v_j 遵循 8 次方关系; $Ma < 0.4$ 时, 估算式需修正, 以 6 次方关系为佳。
3. 喷流噪声有明显指向性, 并随喷流速度上升, 指向性由 0 移向 $30 \sim 45$ 方向。
4. 频谱分析表明, 喷流噪声是宽频连续谱, 并随喷流速度提高而向高频展宽, 频幅同时增加, 尤以高频成分增加得更快。

参 考 文 献

[1] 俞元亮等, “航空声学”, 航空专业教材编审组, 1987 年。
[2] 郑克扬, “民航飞机噪声分析与控制方案研究”, 北航科研报告 BH-B3404, 1988。
[3] Lighthill, M. J., “On Generated Aerodynamically” Proc. Roy. Soc. A211 (1952) 544 ~ 587.
[4] G. M. Liley, “Aerodynamic Noise”, Aeronautical Journal May, 1984.

turbulence generator, in result the examinational pattern was successfully simulated. Practice of its application proves that the simulation poles are simpler, less consumptive in energy and man-hour and more accurate in simulation than the traditional distortion screen.

FUZZY CLUSTERING ANALYSIS OF GAS TURBINE ENGINE MISSION PROFILES

Cheng Dejing (*Chinese Flight Test Establishment*)

ABSTRACT

In order obtain engine mission profiles from a vast amount of flight test, the fuzzy matrix of the membership function of engine mission profile samples is established according to the theory of fuzzy sets and boolean algebra behaviours. The fuzzy matrix is examined by using square method for meeting the equivalent conditions. When it meets equivalent conditions, the dynamic clustering is carried out by selecting various threshold values. The clustering analysis of the mission profiles for an actual engine has been completed by the complicated and enormous fuzzy calculation based on statistical data of the engine loads measured in flight test. The clustering method of three parameters (flight altitude, Mach number and angle of throttle lever) is first employed in the clustering analysis and the results obtained are satisfactory.

AN ACOUSTIC METHOD FOR MEASURING CHARACTERISTICS OF ROTATING STALL IN A COMPRESSOR

Sun Xiaofeng, Hu Xongan, Feng Yucheng, Zhou Sheng

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

According to analysis of the characteristics of frequency and propagation of the sound generated by the rotating stall, an acoustic measuring method is developed, in which the characteristic parameters, such as the number and propagation speed of stall cells, are measured. Compared with existing methods, this method is a untouched measurement so as to avoid not disturb ance of the flow field . The primary experimental results obtained on a transonic axial-flow compressor facility demonstrate the feasibility of this method.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON JET NOISE

Zheng Keyang and Gui Xingmin (*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The correlation of sound power with jet velocity is studied in this paper. It is indicated that Both Lighthill's and Lilley's formulas fit experimental data very well when Mach number of jet $Ma_j > 0.4$, but the diviation between the results obtained from the formulas and experimental data is not so negligible as $Ma_j < 0.4$. The authors propose substituting sixth power of the jet velocity instead its eighth power in the formulas. The direction sensitiveness and the frequency spectrum of jet noise have been investigated experimentally.

TECHNIQUE FOR DIGITAL PROCESSING OF COHERENT IMAGES OF PARTICLES