

多孔喷管降低引射喷管噪声的实验研究

南京航空学院 方人淞 张荣学

摘 要

以多孔喷管代替普通收缩喷管或收-扩喷管作为引射喷管系统的主喷管,进行模型实验,结果表明,这种构型引射喷管不仅能显著降低噪声,而且具有良好的气动性能。

为了降低发动机噪声,其中一种方法是使用引射喷管。但是要使普通引射喷管显著降低噪声,则要求外罩比较长。为了使引射喷管在较短外罩下也能显著降低噪声,可以使用多个喷管,但结构复杂,重量和外廓尺寸都显著增大,气动性能也较差。为了克服这个缺点,我们设计了一组多孔喷管作为亚音和超音引射喷管的主喷管。为了检验这种构型的可行性,我们把这种构型的引射喷管与 P_1^* 、 T_1^* 和主流流量相同的普通引射喷管进行了对比实验。

一、实验模型及测试设备

我们实验所用普通引射喷管模型如图1所示。亚音速时设计压强比(P_2^*/P_1^*)为0.59, d_1 为14.4mm。超音速时 P_2^*/P_1^* 为0.17, 收-扩喷管设计Ma数为1.8, d_1 为11.4mm。为简单起见,亚音速和超音速引射喷管模型的外罩都采用D为32mm的圆直管。为了研究外罩长度L为110mm、133mm、200mm、265mm、300mm五种外罩。外罩进口前接半锥角为250°的圆锥形过渡段。

为了降低噪声,设计了一种多孔喷管(图2)来代替上述主喷。多孔喷管孔距比($kb = s/d$)和轴距比($z_{hb} = l/(D - d_0)$)是影响引射喷管气动性能和噪声的主要结构参数,具有最佳气动性能和较低噪声的 kb 和 z_{hb} 值取决于主喷管进口参数和外罩面积比,必须通过实验才能确定。实验所用亚音速模型的 kb 和 z_{hb} 值分别为0.64和0.5,超音速模型则为1.38和0.5。

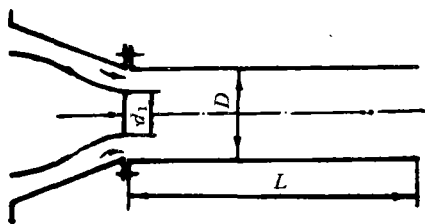


图1 普通引射喷管简图

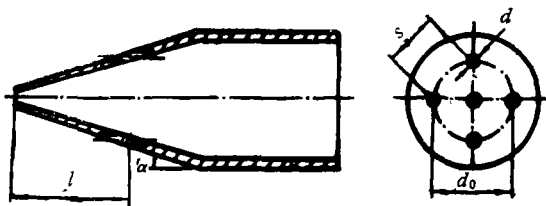


图2 多孔喷管

实验装置的主气流由空压机供给,通过电动阀门调节进入主喷管气流的总压和流量。次流是从大气通过进口流量管后进入接受室,再通过圆锥形过渡段最后才进入外罩内。主流流

量利用孔板流量计测量, 次流流量利用进口流量管测量。根据所测的主、次流流量, 利用下列公式, 即可算出引射喷管系统所产生的静推力:

$$T = (\dot{m}_1 + \dot{m}_2) \sqrt{\frac{(\gamma + 1)}{\gamma - 1} \left[\sqrt{1 + 2 \left(\frac{\dot{m}_1 + \dot{m}_2}{A_3 p_a} \right)^2 \frac{\gamma - 1}{\gamma} R T_3^*} - 1 \right]} \quad (1)$$

总压耗测得总压分布, 并测得相应位置壁面上的静压, 经计算而求得各截面上流动速度分布。气流的轴向紊流强度用热线风速仪1051系统测量。

为了测量引射喷管所辐射的总声功率及其频谱, 专门设计了一个混响室。混响室是从过渡段开始把整个引射喷管系统包围在内。在对着引射喷管排气方向的壁面上开有一个排气口。经测定, 混响室除紧靠声源和壁面外各处声压级误差不超过 $\pm 0.5\text{dB}$, 因此满足扩散场的要求。各频率下的声压级用CH-11型电容传声器通过延伸电缆和ND-2型精密声级计相连进行测量。利用下列公式即可求出信频程声功率级和A计权声功率级:

$$L_w = \bar{L}_p - 10 \lg T_R + 10 \lg V - 13 \quad (2)$$

式中 $\bar{L}_p$ 是所测得声压级, T_R 为混响时间, V 为混响室体积。计算倍频程声功率级时, 式中各参数应为各中心频率下的参数, 而在计算A计权声功率级时, 则为A计权时的参数。

二、实验结果和分析

1. 两种亚音速模型的对比实验

(1) 引射系数 n 随外罩长度比 L/d_1 的变化

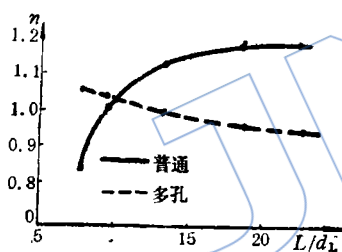


图3 引射系数随外罩长度比变化
($A_2/A_1 = 3.64$, $P_2^*/P_1^* = 0.59$,
 $kb = 0.64$, $zhb = 0.5$)

从图3可见, 多孔引射喷管的 n 随 L/d_1 增加而缓慢减小, 但普通引射喷管的 n 在 $L/d_1 < 12$ 时急剧增加, 在 $L/d_1 = 12 \sim 17$, 缓慢增加, $L/d_1 > 17$ 后几乎不变。当 $L/d_1 < 11$ 时, 多孔引射喷管的 n 大于普通引射喷管的 n , 并且长度比越小, 二者相差越大。出现上述变化规律的原因可从图4得知对于多孔引射喷管, 当 $L/d_1 > 8$ 时, 速度已成均匀分布, 表明主次流已混合均匀, 因此再增加外罩长度, 并不会提

高引射性能, 相反, 由于气流与内壁摩擦作用增加而降低引射性能。我们实验最小外罩 L/d_1 为7.6, 因而这时引射性能最好, 对于普通引射喷管, 当 $L/d_1 < 12$ 时, 速度分布很不均匀, 因此增长外罩可大大改善主次流混合程度, 因而 n 急剧增加。当 $L/d_1 = 12 \sim 17$, 速度分布已

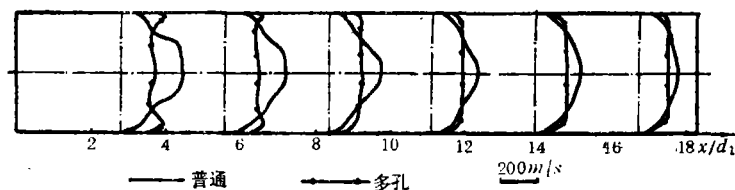


图4 气流速度分布沿轴向变化

比较均匀, 因此加长, 外罩虽有助于主次流混合, 但效果已不显著。当 $L/d_1 > 17$ 时, 因摩擦增加所导致的损失也增加, η 几乎不变。

多孔引射喷管两股气流达到均匀混合所需要的长度比较短的原因, 除增加了主次流的接触面积而有利于混合外, 从图 5 可见, 各小股气流的相互干扰增大了紊流强度, 也有利于主次流的混合。

(2) 静推力比随 L/d_1 的变化 所谓静推力比 T_B 是指多孔引射喷管静推力与普通引射喷管静推力之比。从图 6 可知, $L/d_1 < 11$ 时, $T_B > 1$ 。当 $L/d_1 = 7.6$ 时, T_B 为 1.3 左右, 即多孔引射喷管的静推力要比普通引射喷管的静推力要大 30% 左右。

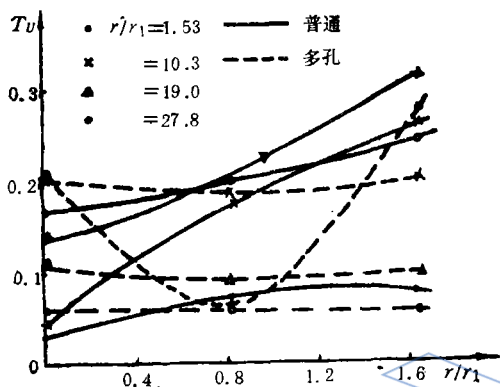


图 5 紊流强度变化规律

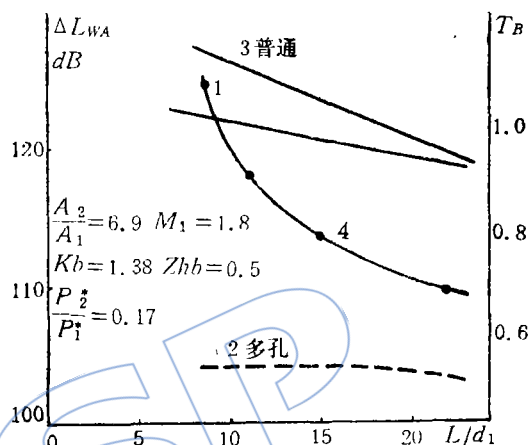


图 6 T_B (曲线 1)、 LWA (曲线 2、3) 和 ΔLWA (曲线 4) 随 L/d_1 的 ($A_2/A_1 = 3.64$, $kb = 0.64$, $zhb = 0.5$, $P_2^*/P_1^* = 0.59$)

(3) A 计权声功率级 L_{WA} 随 L/d_1 变化 可见 L/d_1 的增加, 使普通引射喷管的噪声显著减小。但对于多孔引射喷管的噪声影响很小。因为普通引射喷管外罩越长, 外罩出口处气流平均速度越均匀, 气流紊流强度越小, 因而所辐射的声功率就越小。长度比增加会提高引射性能, 使主次流速差减小, 因而也使限制射流的紊流强度减小, 所以整个系统所辐射的噪声功率就越小。多孔引射管, 由于当 x/d_1 大于 8 时, 喷管的气流速度已成均匀分布, 其紊流强度也成均匀分布, 但强度随 x/r_1 (x/d_1) 的增加而减小, 因而外罩出口处射流所辐射的声功率在整个系统的声功率中所占比例很小, 系统、噪声主要取决于外罩内限制射流所辐射的噪声, 尽管多孔喷管出口处系统强度要比普通喷管大得多, 但沿轴向紊流强度迅速衰减, 故总的声功率要比普通引射喷管小得多, 且由于速度很快就混合均匀, 故在实验长度比范围内, 长度比增加使多孔引射喷管噪声降低很小。

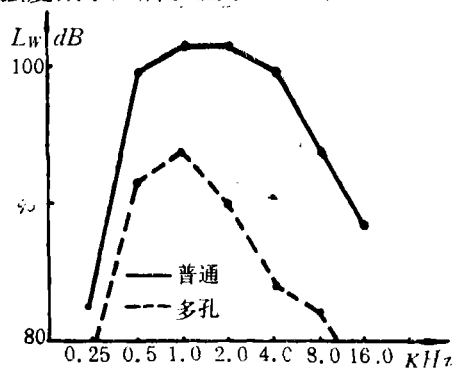


图 7 引射喷管声功率谱 ($A_2/A_1 = 3.64$, $1/d_1 = 9.6$) $kb = 0.64$, $zhb = 0.5$ ($P_2^*/P_1^* = 0.59$)

(4) 多孔引射喷管降低噪声效果随 L/d_1 变化 同一压强比、同一长度比下一普通引射喷管与多孔引射喷管所辐射噪声之差 ΔL_{WA} 表示多孔引射喷管降低噪声效果。从图 6 中可见, ΔL_{WA} 随 L/d_1 减小而增大,当 $L/d_1 = 7.6$ 时,可降低14dB左右。

(5) 设计压强比下声功率谱 从图 7 中可见,普通引射喷管在很宽的频率范围内(中心频率从500Hz到4000Hz)声功率变化不大,小于500Hz、大于4000Hz则迅速衰减。对于多孔引射喷管,峰值中心频率为1000Hz,小于500Hz、大于1000Hz则迅速衰减。

2. 两种超音速模型对比实验

(1) 设计压强比下 n 随 L/d_1 的变化 由图 8 可见,其变化规律与亚音速类似,当 $L/d_1 < 17$ 时,普通引射喷管的 n 随 L/d_1 增加而迅速增加,而多孔引射喷管的 n 几乎不变。 $L/d_1 > 17$ 时,普通引射喷管的 n 仍然增加,但速度减慢,而多孔引射喷管的 n 减小。当 $L/d_1 < 18$ 时,多孔引射喷管的 n 大于普通引射喷管。超音速时普通引射喷管的 n 达到多孔引射喷管的 n 所需要的长度比要比亚音速时大,是由于超音速时实验所用的引射喷管面积比 A_2/A_1 要比亚音速大。

(2) 静推力比随长度比变化 由图 9 可见, $L_1/d_1 < 18$ 时, $T_B > 1$ 。当长度比为9.6时, T_B 为1.35,即多孔引射喷管的静推力要比普通的大35%。

(3) A计权声功率级随长度比变化 从图 9 中可见,对于普通引射喷管, L_{WA} 随 L/d_1 增加而减小,而对于多孔引射喷管,则基本保持不变。

(4) 多孔引射喷管噪声降低效果随 L/d_1 的变化 从图 9 可见, ΔL_{WA} 也随 L/d_1 减小而增大,并且降噪效果比亚音速还要显著,当 $L/d_1 = 9.6$ 时, ΔL_{WA} 可达22dB。其原因是多孔时是以多个复杂的小激波系代替单孔时一个大而强的激波系,从而有效地削弱了激波噪声。

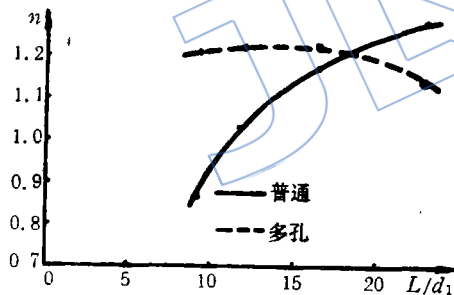


图 8 超音引射喷管引射系数随长度比变化
($A_2/A_1 = 6.9$, $Ma_1 = 1.8$, $kb = 1.38$,
 $zhb = 0.5$, $P_2^*/P_1^* = 0.17$)

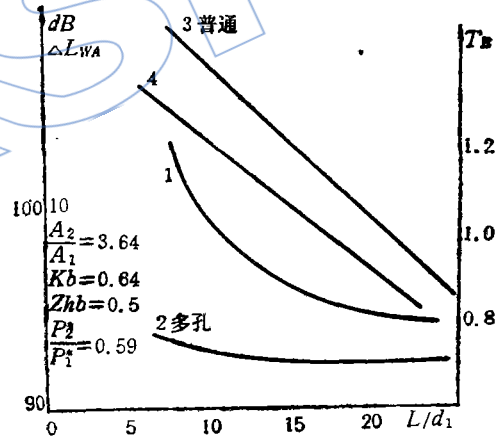


图 9 超音引射喷管的变化(条件同图 8) T_B
(曲线 1)、 L_{WA} (曲线 2、3)和 ΔL_{WA}
(曲线 4) 随 L/d_1

参 考 文 献

- [1] 方人淞、刘伦、张荣学,“较低噪声超音速引射器的设计与实验研究”,南京航空学院学报,1985,第3期。
- [2] Raid, J., “The Effect of a Cylindrical Shroud on The Performance of a Stationary Convergent Nozzle”, A.R.C.R&M, No. 3320, Jan. 1962.
- [3] Middleton, D., “Theoretical and Experimental Investigation into The Acoustic Output from Ejector Flows”, J. Sound and Vibration, Vol. 30, No. 4, 1973.
- [4] Goethert, B.H., Borchers, I.U., “Investigation of Feasible Nozzle Configurations for Noise Reduction in Turbofan and Turbojet Aircraft”, ADA024958.

A PNEUMATIC PROBE WITH THERMISTER

Tang Diyi, Zhu Zhuguo, Xu Guomin, Xu Douchun

(Northwestern Polytechnical University)

Abstract

A tiny 5-hole compound probe with NTC-thermister has been developed by the authors for measurement of flow parameters in the compressor. All problems encountered for the thermister to be used in measuring the flow temperature are discussed. The techniques for enlarging the temperature range measured are also considered, such as how to sift out the best thermister, how to apply a highly precise and voltage-stabilizing supply to an unbalanced bridge for transmitting an accurate millivolt signal, and how to set a limit to the self-heating power of the thermister. As a result, the temperature range is extended from 273K to 473K. The probe was tested in a single-stage compressor rig, and its function and performance were verified favorably.

REDUCTION OF EJECTOR NOISE WITH MULTIHOLE NOZZLE

Fang Rensong and Zhang Rongxue

(Nanjing Aeronautics Institute)

Abstract

In order to reduce the noise, an ejector with multihole nozzle is proposed as the primary nozzle, and its design method is presented. For comparison of the aerodynamic performance and the noise characteristics with those of conventional one in subsonic and supersonic ejector systems, the sound power levels and the primary and secondary mass flow rates of the ejectors were measured, and the static thrusts of the ejectors were estimated, based on the measured mass flow rates. The shroud length of the ejector system tested was altered in the experiments so as to study the effect of this parameter on noise and thrust. The experimental results show that the multihole nozzle ejector system not only reduces noise considerably but also gains better aerodynamic performance due to a shorter shroud. The shorter the shroud, the more noise reduction and greater the static thrust increment can be achieved. For subsonic ejector, the noise reduction is about 14dB and the static thrust increment is about 30% when ratio of shroud length is 7.6. For supersonic ejector, those are about 22dB and 35% respectively when the shroud length ratio is 9.6.