

两个模型螺旋桨声场性质的实验研究

北京航空航天大学 李晓东* * 孙晓峰 胡宗安 周 盛

【摘要】 本文利用两个缩尺模型螺旋桨在地面上进行了一些声场性质对比实验, 实验结果表明, ARA-D 翼型 4 叶桨的气动与声学性能均优于 NACA64 翼型 3 叶桨, 螺旋桨辐射声场具有指向性特征, 在螺旋桨噪声中, 离散噪声居主导地位, 其中前几次谐波所占份额又最多, 这对新型螺旋桨设计和螺旋桨飞机舱壁隔声具有一定的参考价值。

关键词: 声学实验 螺旋桨噪声 气动声学

1 实验设备及测点安排

为了深入了解螺旋桨参数对声学特性的影响, 我们利用 Y7-200B 改型桨的 1/6 缩尺模型 (4 叶桨) 与 Y12 飞机螺旋桨的 0.265 缩尺模型 (3 叶桨) 进行了对比实验, 两个模型直径均为 0.66m, 前者采用 ARA-D 翼型, 后者采用 NACA64 翼型。由于我国目前尚没有航空声学风洞, 因而螺旋桨声学实验只能在室外水泥地面上进行^[1]。

噪声测试系统见图 1。设备含: (1) Y100L-2 型 3kW 交流电动机; (2) 10N·m JCD 型扭矩传感器, 精度 0.2%, JW-1A 型微扭矩仪; (3) TEAC 14 通道磁带记录仪 1 台; (4) FA-2 传声放大器 4 台, CH13 传声器 4 个; (5) 双踪示波器 1 台, 滤波器 1 台; (6) 微机 (COMPAQ386 20e)、实时数据采集系统、频谱分析系统一套。

模型螺旋桨轴距地面高度为 1.57m, 以螺旋桨中心为圆心, 以 $R_{0i} = 1、1.5、2.5、4.0$ (m) 为半径, 对应于每个半径分别在桨叶平面成 $\alpha = 45^\circ、0$ 和 -45° 方向各布置一个传声器。对于每一个半径, 调两个安装角 $\beta = 20$ 和 $\beta = 30^\circ$; 而对每个安装角螺旋桨又调 1500、1800、2100、2400、2700、2900rpm 6 个转速, 测得的信号首先进入放大器, 然后进入计算机或磁带机, 同时用示波器进行信号的跟踪监视, 而计算机对所采数据进行频谱分析。另外为了获得好的分析结果, 还在计算机采集系统前加入滤波器、数据采集, 分析系统在每次实验时均经过仔细校准, 而且实验均在晚上背景噪声较低、风速很小时进行。

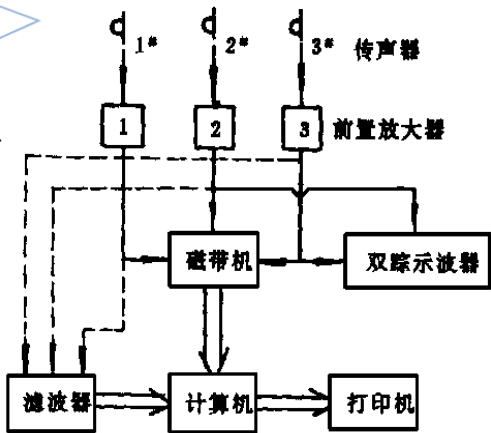


图 1 噪声测试系统

2 实验结果及分析

2.1 两个模型螺旋桨总声压级测量结果及分析

图 2、3 给出了几次重复实验总声压的平均结果, 从中可以得出如下结论。

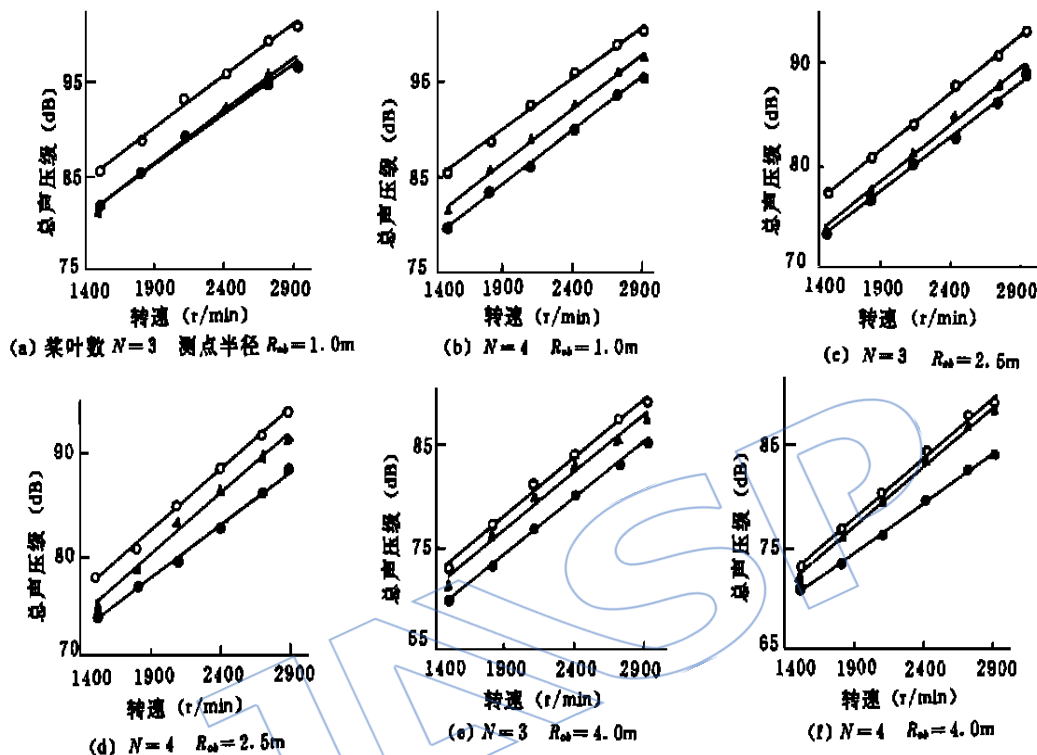


图 2 总声压级随转速、距离变化的测量结果 ($\beta = 30^\circ$)

(1) 对任一螺旋桨模型有: (a) 对于每个测点来说, 随着转速增加, 所测总声压级随之线性增加, 也就是说总声压级与叶尖 Mach 数成正比; (b) 在相同转速条件下, 在相同的测量方向, 随着测量半径增大, 总声压级随之减小, 并且近场衰减得比远场更快; (c) 随着测量半径增大, 在同一测量半径上所测三个方向的总声压级差距减小, 这就意味着在近场必须把螺旋桨声源看作非紧致声源, 而远场则可以把螺旋桨声源当作紧致的; (d) 在相同测点与转速下, 总声压级随着桨叶角的增大而增大, 这就意味着总声压级随着拉力、扭矩和功率负荷增大而增大; (e) 桨叶角不同, 螺旋桨声辐射指向性也稍有不同。从图 2 中的线性拟合曲线看, 桨叶角 30° 时, -45° 测量方向总声压级始终最大, 45° 方向其次, 0° 方向最小; 但桨叶角 20° 时, 情形稍有不同, -45° 测量方向总声压级仍然最大, 而 0° 与 45° 方向则不能一概而论, 在所测转速范围内, 低转速时, 0° 方向比 45° 方向总声压级增加得更快些, 并且随着转速增加, 45° 方向总声压级有逼近 -45° 方向总声压级的趋势。图 2 中, $\bullet \alpha = 0^\circ$; $\triangle \alpha = 45^\circ$; $\circ \alpha = -45^\circ$ 。

(2) 3 叶桨与 4 叶桨总声压级比较结果: 由图 3 (图中, $* N = 3, \alpha = 0^\circ$; $\triangle N = 3, \alpha = 45^\circ$; $\bullet N = 3, \alpha = -45^\circ$; $+ N = 4, \alpha = 0^\circ$; $\square N = 4, \alpha = 45^\circ$; $\oplus N = 4, \alpha = -45^\circ$) 可见, 在相同功率条件下, 同一测点处 4 叶桨的总声压级均比 3 叶桨的小, 原因是桨叶数目增多使螺旋桨辐射

离散噪声下降; 采用先进翼型族和先进的气动设计思想, 改变了螺旋桨叶表面压力分布, 使

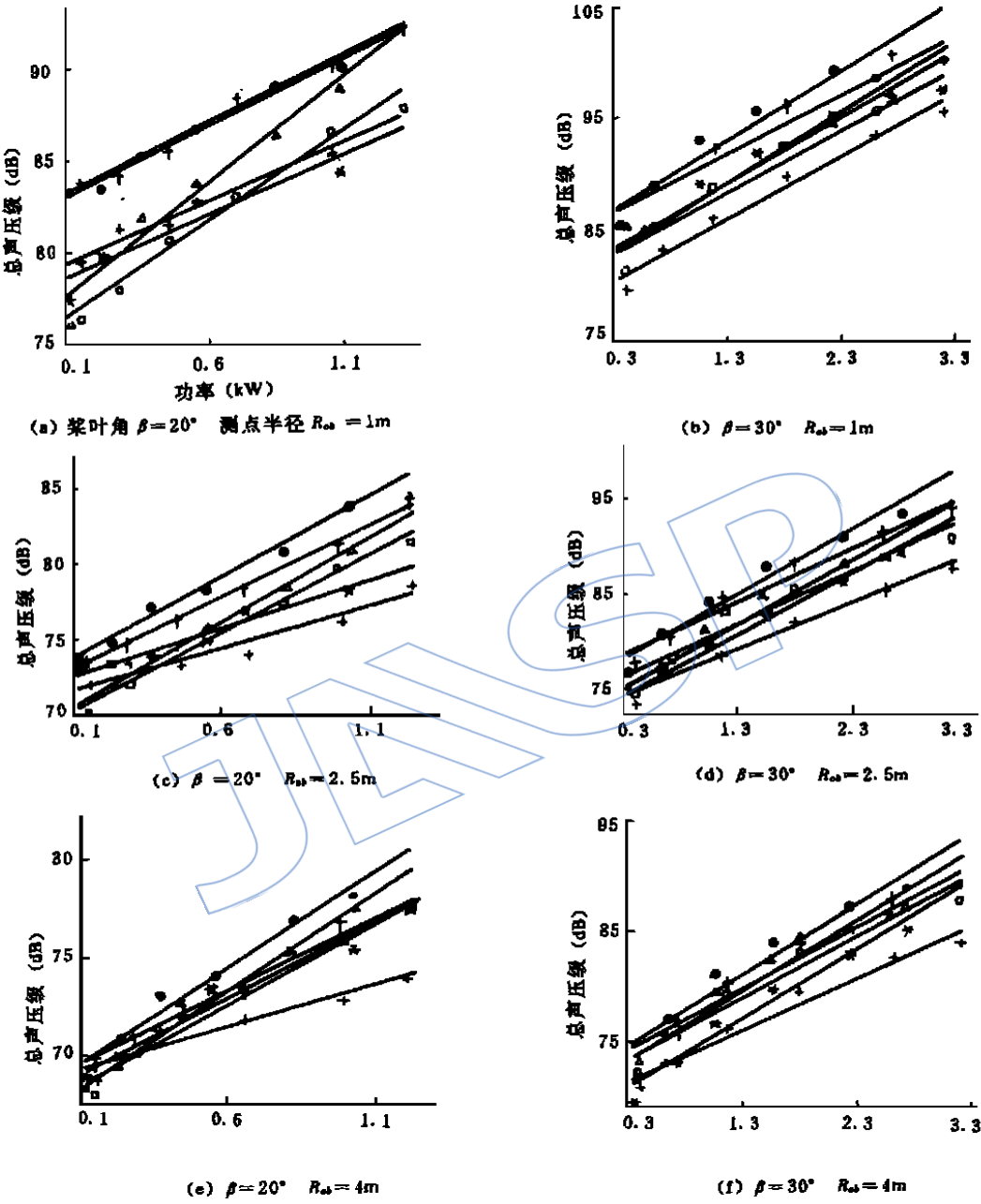


图 3 总声压级随负荷功率变化的测量结果

离散噪声有所下降; 同时由于桨叶表面流场状态变好, 使得宽频噪声降低。

2. 2 两个模型螺旋桨噪声测量频谱分析结果

这里给出两个典型的离散噪声频谱分析 (图 4)。结果表明: (1) 在所给各状态下, 模型螺旋桨辐射噪声中, 离散噪声占主导地位, 并且基频及其低阶谐波分量所占份额又最多, 这与

文献[2]中的试验结果是一致的;在其它条件相同时,4叶桨的基频分量比3叶桨的要低2dB左右。(2)就宽频噪声而言,在桨叶平面方向,4叶桨比3叶桨要低10dB之多,而在桨叶平面后-45°方向,4叶桨也比3叶桨略低。(3)随着测量半径增大,各次谐波分量均会减小,而在0°测量方向的高次谐波衰减得比-45°方向总声压级衰减得更快些。(4)随着桨叶角增大,各

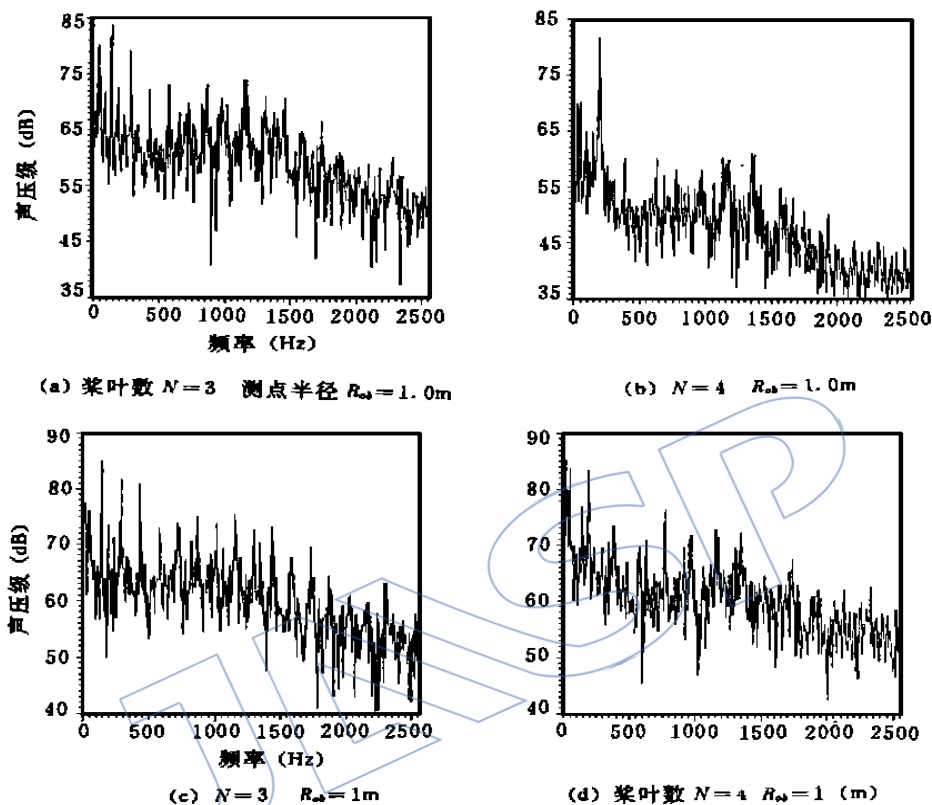


图4 $\beta=20$ 桨叶平面上的频谱分析结果 (a、b 桨叶平面上, c、d 桨叶平面后 $\alpha=-45^\circ$ 方向)

谐波分量相应地增大,这同样可以说明图2与图3中总声压级随桨叶角增大而增大的原因。

3 结 论

(1) 由于驱动螺旋桨的电机最高转速为3000rpm,在地面进行实验时,粘性影响比较严重,特别是攻角较大时会出现叶背气流分离,因此就不可能很好地模拟真实螺旋桨。在螺旋桨直径不变条件下,改进的措施有两个:一是在声学风洞里做实验,二是尽量提高电机转速。(2) 采用增加桨叶数目、先进的翼型设计并尽量降低螺旋桨桨尖Mach数等可有效地降低螺旋桨辐射噪声。(3) 离散噪声在螺旋桨总噪声中居主导地位,基频及其低阶谐波分量所占份额又最多,而低频分量的穿透性最强,所以飞机舱壁隔声的最有效方法是将这些噪声分量降下来。

参 考 文 献

- 1 李晓东. 亚音螺旋桨声场预测理论、实验及工程应用: [学位论文]. 北京: 北京航空航天大学, 1992
- 2 李晓东, 孙晓峰, 胡宗安. 一种螺旋桨的气动声学设计与实验验证. 航空动力学报, 1991, 6 (4)

(责任编辑 魏星禄)

axial motion of rollers. Hence, a new effective tool of design and failure analysis is provided for high-speed roller bearings.

EXPERIMENTAL STUDY ON TURBULENT TWO-PHASE FLOW IN A DUAL-INLET SIDE DUMP COMBUSTOR

Liao Changming, Shen Xiong, Zhou Lixing

(Tsinghua University)

ABSTRACT The measurements of turbulent gas-particle two-phase flows in two types of side dump combustors have been made. One of the combustors is of blade-inlet type, the other is of central-tube tangential-inlet type. Experimental investigations have been carried out by using a TSI 2-dimensional LDV system. The time-averaged and RMS fluctuation velocity of gas and particle phases in axial and tangential directions have been measured. It can be seen that strong recirculating flows of two phases exist in the head zone of both combustors, and swirling flows of two phases exist in the tangential-inlet combustor; the time-averaged velocity slip between two phases and the fluctuation velocity of two phases are sufficiently high. These flow characteristics can be favorable to ignition, flame stabilization and combustion intensification.

ACOUSTIC EXPERIMENTS OF TWO SCALED-MODEL PROPELLERS ON THE GROUND

Li Xiaodong, Sun Xiaofeng, Hu Zong'an, Zhou Sheng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT Propeller acoustic experiments have been completed on the ground. The experimental results show that the aerodynamic and acoustic performances of 4 blades ARA-D propeller are better than that of the 3 blades NACA64 propeller. The sound field of propellers has directional properties, and it is dominated by discrete tones, especially the $1 \sim 5 \times \text{BPG}$ tones. So, increase of the blade number and application of the advanced aerofoil will be very effective to improve aerodynamic and acoustic performances of the propeller. The best way for propeller noise reduction and aircraft fuselage noise suppression is a try to reduce the propeller discrete tones, especially the $1 \sim 5 \times \text{BPF}$ tones.

OPTIMAL DESIGN METHOD FOR CHANNEL SIZE OF THRUST CHAMBER COOLING PASSAGE

Chen Jie *(National University of Defence Technology)*

ABSTRACT High combustion chamber pressure engine scheme is to be used in new generation of liquid rocket engine with propellant LOX/hydrocarbon. For this kind of engine thrust chamber cooling is one of key technical problems. An optimal design method for geometric size of regenerative cooling channel is provided. The minimum of cooling pressure loss has been taken as an optimal objective. The results of a typical calculation show that the cooling pressure loss may be decreased 50% by using the optimal method.