

一种螺旋桨的气动声学设计与实验验证

北航螺旋桨研究发展中心 李晓东 孙晓峰 胡宗安

就螺旋桨而言, 其性能优劣的主要标志是高效率与低噪声, 而以螺旋桨推进的飞机, 螺旋桨为主要噪声源, 为满足 CAA R36 及 FAA36 等国内外有关航空声学适航条例, 要求在设计阶段就能准确地预测远场噪声特性, 另一方面, 从旅客舒适性角度考虑, 以及从结构完整性和安全性角度考虑 (即防止声疲劳), 则要求能准确地预测近场噪声。这样, 在当代螺旋桨设计体系中包括螺旋桨声学设计子系统是完全必要的。

本文针对某螺旋桨, 从声学设计子系统角度出发讨论如何对其进行改型设计, 主要技术指标要求在桨叶数、轮毂不变而只允许改变桨叶形状和直径条件下, 大幅度提高起飞爬升状态螺旋桨效率, 适度降低螺旋桨噪声, 维持巡航状态螺旋桨效率不变。

具体从工程应用角度出发, 通过分析螺旋桨噪声源以及分析比较两类螺旋桨噪声预测方法的特点, 选择了一种能够同时预测螺旋桨近、远场噪声的时域解法, 并通过优化, 选择了一种可行的设计方案, 两个 1/3 缩尺模型实验对比结果表明, 新设计桨比原型桨总噪声级降低 1~1.5 dB。

一、螺旋桨设计方案的选择

下面从声学设计角度说明螺旋桨设计方案的选择。螺旋桨发出的噪声通常被分为旋转噪声 (离散噪声) 和宽频噪声两部分。旋转噪声是叶片与周期性来流相互作用引起的, 宽频噪声则是叶片与周围流场的随机脉动相互作用产生的, 与宽频噪声相比, 旋转噪声是螺旋桨的主要声源。因此, 到目前为止对螺旋桨 (包括桨扇) 噪声的数值预测工作几乎都是围绕确定旋转噪声数值计算展开的。

目前, 螺旋桨旋转噪声预测方法主要分为两类: 一类是以 Farassat 等为代表的时域法^[1~3], 另一类是以 Lowson、Hanson 等为代表的频域法^[3], 但大多是基于求解 FW-H 方程来进行预测。时域法简单明了, 不涉及特殊函数, 频域法则要设及到许多特殊函数; 时域法可以对整个叶片表面进行计算, 频域法则往往需作薄翼型假设; 时域法可以用同一表达式计算声远场和声近场, 频域法则需用不同的表达式, 不过频域法不需象时域法那样要计算延迟时间, 频域法还能得到一些定性分析结果。

本文采用时域法求解 FW-H 方程^[1], 鉴于我们所设计螺旋桨是属于亚音, 舍去四极子源项, 因其只在跨音时影响才较严重^[4], 注意求解区域为自由声场。

由于求解方法中引入了拟声源假设, 即把本来是统一的气动声源分解为流场两部分, 当求解声场时, 需将物面压力分布作为声源项按已知量考虑, 这就要求首先得到螺旋桨表面压力分布, 相应的气动计算方法采用工程上常用的基于片条假设的三维算法。

目前螺旋桨降噪措施主要有: 1. 设计优化, 如增加叶片数、减少桨尖切线速度、减少 AF 值、使用桨尖小翼、使叶片负荷峰值沿径向向内移等; 2. 桨叶后掠; 3. 使用先进翼型族; 4. 减小桨叶相对厚度等等。由于我们进行的是螺旋桨改型设计, 约束条件是只能对桨叶进行改型, 这样就减少了降噪的回旋余地。

对于设计中所采用的降噪措施, 都是首先对不同技术之间的矛盾进行分析估算和折衷, 最后再来量化。在量化过程中需要反反复复进行多种方案的计算对比, 并需使用螺旋桨工程设计系统中不同的子系统。例如 AF 值的选择就涉及到爬升效率与巡航效率之间的关系、噪声技术指标与气动弹性稳定性之间的矛盾等等; 沿径向桨叶负荷分布规律的选择与降噪技术要求和效率之间矛盾的折衷有关; 叶型相对厚度的选择既体现了不同状态气动性能技术指标之间的折衷, 在一定条件下有时也反映降噪技术需求中负荷噪声与厚度噪声之间的折衷; 对桨尖形状即桨叶弦长沿径向分布规律的选择, 在一定条件下也反映了厚度噪声与负荷噪声之间的折衷, 而且必将涉及径向不同基元之间在性能上的折衷等等。

原型桨与其发动机匹配时, 负荷偏高 (即对应于所吸收功率, 桨叶直径偏小), 这对螺旋桨的效率和噪声都有不利影响。当增大螺旋桨直径时, 由于负荷减轻可以减少诱导损失, 所以对于效率的影响呈单调正相关变化, 这意味着从气动角度对于外径增加没有约束, 但对于噪声则要进一步分析下面三个因素的影响。首先, 在转速不变条件下, 随着螺旋桨外径增大, 桨尖切线速度成比例增大, 螺旋桨所辐射的负荷噪声与厚度噪声都相应增大, 这已成为螺旋桨行业传统方法; 但是, 还有第二个因素常被忽略, 这就是由于外径增大, 使得桨叶气动载荷下降, 反而导致负荷噪声减少; 第三个因素是当螺旋桨轴线与机身之间沿机翼展向相对位置不变时, 增加外径意味着减少了桨尖与机翼蒙皮外表面之间的距离, 这显然不利于降低舱内噪声。

经过多种方案的论证, 最后选定的新桨方案直径比原来增大 1.538%, 而数值计算结果为新设计桨比原型桨噪声降低 4.964dBA。降噪的主要因素是一方面采用了先进翼型族, 另一方面增大直径后改变了负荷分布, 减小了负荷噪声。

二、两个缩尺螺旋桨模型的声学试验验证

噪声工程地面对比试验时满足下述三个相似条件

1. 噪声测量的几何相似 为了模拟真实飞行环境, 我们在桨叶转动平面上布置了两点, $l_1/D_0 \doteq 0.677$ (近场是 1[#] 传声器, $l_2/D_0 \doteq 2.708$ (2[#] 传声器), 其中 l_1 、 l_2 均为传声器至转轴的距离, D_0 为老桨直径; 桨轴与传声器距地面高度均为 $h/D_0 \doteq 1.406$, 同时在桨叶平面前方 45° 方向布置了第三个传声器 $l_3/D \doteq 2.481$ (3[#] 传声器)。因为试验条件所限, 试验不能模拟自由声场。

2. 噪声测量的地面功率负荷相似 为了满足地面起飞状态下螺旋桨噪声的负荷模拟条件, 须保证螺旋桨缩尺模型与真实螺旋桨的功率系数相等 $C_P = 75N / \rho \cdot n^3 \cdot D^5$ 。

经计算新桨与旧桨的功率系数分别为 $C_{P0} = 0.1898$, $C_{PN} = 0.1759$ 。再由新、旧桨模型的地面性能试验数据 (风速为零的风洞外地面试验) 分别定出新、旧桨模型桨叶安装角分别为 $\beta_{NP} = 24.45^\circ$ 和 $\beta_{OP} = 24.30^\circ$ 。

2. 噪声测量的螺旋桨叶尖 Mach 数相似条件 根据新、旧螺旋桨的真实尺寸及满足起飞功率相等条件时的转速, 可以求得叶尖 Mach 分别为 $Ma_{NP} = 0.759$, $Ma_{OP} = 0.748$, 此时模型螺旋桨转速约 4000r/min。可见新、旧桨均属亚音低速螺旋, 由数值计算知, 当 Mach 数小于 0.8 时,

某一测点噪声声压级随叶尖 M_{ach} 数呈线性变化。现在由于试验条件所限, 我们把噪声试验的转速范围选为 $2400 \sim 3600r/min$, 而 $4000r/min$ 时的噪声声压级则只能采用曲线外推方法获得。

除相似条件以外, 由地面试验数据整理出的曲线可知, 螺旋桨地面拉力系数和功率系数在一定转速范围内, 只随桨叶安装角 β 变化, 而与转速无关。从理论上讲, 这也是合理的, 因为一般 $N = kn^3$, 可以得出 C_P 与 n 是无关的。这就为噪声试验的简化提供了极为有利的依据, 为了保证功率系数 C_P 的要求, 可以只改变转速而无须改变桨叶安装角, 大大减少了试验时间和工作量。

必须指出, 由于 1[#] 传声器距桨尖太近, 风的影响比较严重, 故只作参考用, 现给出 2[#] 和 3[#] 传声器所测结果 (表 1)。(注意 $Ma_{叶尖} = 0.76$ 时的 ΔSPL 为曲线外推得到):

表 1 ($\Delta SPL = SPL_{NP} - SPL_{OP}$) (dB)

M 叶尖	0.45	0.52	0.60	0.76
2 [#] 传声器	- 2.15	- 2.0	- 1.75	- 1.35
3 [#] 传声器	- 2.27	- 1.55	- 1.5	- 1.4

由上述结果可以得出, 在所测转速范围内 ($2400 \sim 3600r/min$), 新设计桨模型总噪声级比原型桨模型的降低 1.5dB 以上, 根据曲线外推得 $4000r/min$ 时, 新设计桨总噪声级比原型桨降低约 $1 \sim 1.5dB$, 这就验证了前面所选择设计方案是正确的。

三、结 论

1. 在当代螺旋桨设计体系中, 声学设计子系统是一个主要组成部分, 在参数选择、详细设计以及实验调试、验证等阶段都就充分考虑到螺旋桨的声学性能, 这就要求掌握螺旋桨声场的准确数值预测方法以及相应的实验验证手段。
2. 试验表明, 根据气动与声学一体化设计出的新螺旋桨在保证了其它各项技术指标的同时, 新设计螺旋桨缩尺模型噪声级仍比原型桨降低 $1 \sim 1.5dB$ 。
3. 先进桨扇以是未来亚音运输机的最具竞争力的推进系统, 我国在这方面还是项空白, 跟踪这方面的预研工作是完全必要的。

参 考 文 献

[1] 黄力希、周盛, “螺旋桨声场数值计算”, BH-B3051, 1987. 12。

[2] Farassat F. and Succi G. P., “The Prediction of Helicopter Roter Discrete Frequency Noise”, Vertca Vol. 7, No. 4, pp. 309-320, 1983

[3] Hanson D. B., “Compressible Helicoidal Surface Theory of Propeller Aerodynamics and Noise”, AIAA J. Jun. 1983.

[4] Hanson D. B. and Fink M. R., “The Improtance of Quatrupole Sources in Prediction of High Speed Propeller Noise”, J. Sound & Vib, vol. 52, No. 1, 19- 38.

AEROACOUSTICAL MODIFICATION OF A PROPELLER

Li Xiaodong, Yang Xiaodong, Hu Zongan (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

An aeroacoustical modification of a propeller is considered with the aim of great enhancement of its takeoff efficiency and appropriate cutdown of its noise level when its blade number, blade hub and cruise efficiency are kept unchanged. A time domain method is applied to predicting near and far the sound field. From iterative aeroacoustical and aerodynamical optimization an optimum design scheme has been obtained. And two 1/3-scaled model propellers were made to simulate the original and modified propellers respectively. The results of comparative ground experiments show that the OASPL (Overall Sound Pressure Level) decreases by 1 to 1.5 dB while other technical specifications are met.

EXPERIMENTAL CHARACTERISTICS COMPARISON BETWEEN TWO SCALE-MODEL PROPELLERS

Mao Xichang, Wang Jiebing, Li Hongmin (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

The aerodynamic and acoustic characteristics of two scale-model propellers are compared experimentally. A three-blades model (Model A) is a scale-model of a production type. A four-blades model (Model B) is a scale-model of a new designed propeller. Their rotational speeds vary between 1500 to 3000 rpm. Experimental results indicate that under identical operational conditions the four-blades propeller has higher thrust coefficient but lower noise level than the three-blades propeller and also has lower noise level at the same power coefficient. The four-blades propeller, of course, is superior to the three-blades one in the efficiency and overall performance.

STRESS ANALYSIS OF A PROPELLER BLADE

Xiong Changbing (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

Three-dimensional finite element method is applied to stress analysis of the original and the redesigned propeller blade taking the loads, such as centrifugal and dynamical loads. In respect of stress distribution, the airfoil of the redesigned propeller blade is more reasonable. Its stress distribution approaches to isostrength, and safety coefficient also meets the given specification. Therefore, the redesigned propeller blade is an quite advanced design.

STRESS ANALYSIS OF A PROPELLER HUB

Xiong Changbing (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

Three-dimensional finite element method is applied to stress analysis of a propeller hub taking centrifugal load, aerodynamical moment and blade centrifugal tension load. Since its construction is complicated, loads are various and its stress distribution is hard to analyze, the elastic stress plus principle is employed for this purpose. The analytical results show that the blade centrifugal tension load is predominant and its construction has been optimized to a certain extent due to current improvements during long time of its service and modifications so the stress distributions of its parts are quite even and reasonable, moreover safety coefficients are large enough.

DIGITAL SIMULATION AND EXPERIMENTAL MODAL ANALYSIS OF DYNAMIC CHARACTERISTICS OF A PROPELLER HUB

Li Kedong and Du Binlao (APRDC, BUAA)

ABSTRACT

The finite element method with 8-nodes three-dimensional isoparametric elements and subspace iteration is applied to digital simulation of dynamic characteristics of a propeller hub. The sizes of the stiffness matrices $[K]$ and mass matrices $[M]$ in the equations are very large. The natural frequencies of the first six orders and its corresponding modes of the hub have been obtained from the experimental modal analysis. By comparison the results of the experimental modal analysis and the digital simulation are of the same order.