中国科学(A 辑)
第25卷 第1期 SCIENCE IN CHINA (Series A) 1995年1月

多桨飞机离散声近场模型的若干改进*

王同庆
(沈阳航空工业学院振动噪声研究室，沈阳 110031)
李晓东 周 盛
(北京航空航天大学航空发动机气动热力国防重点实验室，北京 100083)

摘要 本文根据气动声学模拟的理论给出了描述螺桨飞机离散声场的数学物理模型的改进，包括考虑飞机机身边界对螺桨辐射声场的影响，以及多个螺桨辐射声场之间的干涉机制，计算结果可以解释螺桨飞机机身对螺桨声场的影响，"噪声拍打"现象和螺桨精确相位锁定技术的降噪机理．考虑任意形状边界影响的模型也可用于刚性边界对任意谐波声场影响的计算，对平面谐波声场中刚性球的声散射计算结果与经典级数解相比较得到满意的吻合．

关键词 飞机噪声 螺旋桨 螺旋桨噪声 机身效应 多桨干涉

中型以上的螺旋桨飞机均使用多个螺桨推进，现有的螺桨离散声场预测模型[1~4]大都沿用两个基本假设：(1)单螺桨声源假设，(2)自由声场假设．当用于全机声场数值模拟时，这两个假设引起了一系列问题．首先单声源假设未考虑同一架飞机上多台螺桨之间在空间位置、转速、相位等方面的差别所造成的多声源辐射声场的复杂性．例如，多桨飞机声场的不对称性及在座舱内存在的恼人的噪声拍打等重要现象无法用单声源简单求和的模拟结果来解释．自由声场的假设意味着略去飞机机身、机翼、短舱等部件的固体边界对于螺桨辐射声场的影响，以 Y7 飞机为例，螺桨直径为 3.9m，而在桨盘旋转面之内，桨尖与机身外蒙皮最小距离仅为 0.72m．显然，当略去机身固体边界影响，而假设为无界声场时，可能会导致可观的误差．飞行和风洞试验的结果表明，当飞行 Mach 数大于 0.5 时，机身表面边界层的折射起主要作用[5]，当飞行 Mach 数在 0.3 以下时，机身边界的反射则起主要作用[6]．目前使用的平面镜像模型[7]和实验拟合曲线方法[6]，都无法满足对机身边界进行数值模拟的要求[8]．

近来年，螺桨飞机噪声问题愈来愈受到重视，建立合理的反映螺桨飞机真实声场的预测模型的需求显得尤为迫切．本文针对上述两个基本假设作了若干改进．

1 基本声学控制方程

亚音速螺旋桨离散噪声预测基于求解 Ffowcs Williams-Hawkings 方程[9]．

1993-07-13 收稿，1994-07-18 收修改稿
*航空科学基金资助项目

$$\Box^2 p' = \frac{\partial}{\partial t}[\rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i}[l_i |\nabla f| \delta(f)], \tag{1}$$

这里 p' 是声压，ρ_0 和 c 分别代表未扰介质的密度和声速，v_n 是物体表面当地法向运动速度，l_i 是作用于流体单位面积上的力．$\Box^2 = \frac{\partial^2}{c^2 \partial t^2} - \nabla^2$ 为 D′Alembert 波动算子，$f(x, t) = 0$ 为固结于未扰介质中的物面运动方程．

FW-H 的方程使用 lighthill 气动声学比拟的方法将运动边界条件对声场的作用归结为波动方程右端的源项．原则上它可以同时考虑多个螺桨声源和飞机各部件的运动固体边界的影响．现有单声源自由场假设的模型中只考虑了单螺桨声源边界，其原因在于考虑多声源边界在数学上的困难及众多研究者的兴趣局限于螺桨(包括桨扇)本身的声学问题．新的数学物理模型试图将方程(1)右边源项中的运动固体边界由单个螺桨延拓到包含机身边界和其他螺桨的情形．

2 考虑机身边界影响的数学物理模型

在飞机机身、机翼和短舱等众多飞机部件中，机身对噪声向舱内传播有着直接的影响，并对螺旋桨辐射噪声有相对来说最重要的影响．下面给出两种模型来考虑机身的影响，为方便起见，该节只讨论单桨情形，多桨问题将在下面一节专门讨论．

2.1 考虑圆柱机身边界影响的镜像法模型

为了考虑机身表面的反射影响，一种简单的方法是引入镜像法，这是由 Farassat 等人最先进行的[7]，他们把机身表面切平面当做无限大刚性平面，通过镜像法对自由声场预测结果作修正，但尚未考虑机身的曲率影响．

假设机身为一个无限长的刚性圆柱，对于方程(1)，引入满足无限长圆柱边界条件的广义 Green 函数：

$$G(x, t | y, \tau) = \frac{\delta(g)}{4\pi R} + \frac{\delta(g')}{4\pi R'}, \tag{2}$$

其中

$$g = \tau - t + \frac{|x - y|}{c}, \quad g' = \tau' - t + \frac{|x - y|}{c}.$$

x, y, y' 分别为观察点、源点和镜像源点，y, y' 的柱坐标分别为 (ρ, θ, z) 和 $\left(\frac{R_0^2}{\rho}, \theta, z\right)$，$t$ 是观察点时间，τ 和 τ' 分别代表真实源点与镜像源点时间，R_0 为机身圆柱的半径．

(2)式中第一项为无界空间的 Green 函数，第二项是为了满足圆柱边界条件所附加的项．经过与自由场条件下类似的推导可得到满足圆柱边界条件的解．与自由场解的差别在于须计算镜像源点的贡献．计算的困难在于镜像螺桨呈不规则的形状，为便于进行数值计算将镜像螺桨近似为一个缩小了的形状规则的螺桨，其位置和大小是根据镜像原理求得的平均值，详细分析见文献[10].

2.2 考虑任意形状机身边界影响的模型

在 FW-H 方程中除了考虑单螺桨声源外，同时考虑由机身边界和其他螺桨边界面产生的

声源项．这样对方程(1)的积分除了在螺桨表面，还须在机身表面进行．假设：

(1)螺桨表面的气动载荷及螺桨发出的离散噪声不受机身及其它螺桨声场的影响，可以单独计算．

(2)机身表面是刚性边界，忽略流体的粘性和边界层效应．

(3)机身的运动速度不变，Mach 数小于 0.3.

气动声学模拟方法需要确定声源表面的载荷分布．在以上的基本假设下，机身表面的载荷分布可以和声载荷分布一起，由包含机身边界源项的 FW-H 方程，使用 Long 和 Farassat 给出的气动声学统一解的方法[11]耦合求出，并由机身表面的载荷分布求出机身边界对声场的影响．所得到的在频域求解刚性机身表面声压分布的耦合方程为[12]

$$4\pi\left(1-\frac{1}{\beta_n^2}\right)c_n(\boldsymbol{x}_0)=4\pi p_n(\boldsymbol{x}_0)+\int_{f_f=0}\left[\frac{c_n(y)\mathrm{e}^{\mathrm{i}n\omega r/c}\mathrm{i}n\omega\cos\theta}{cr(1-M_r)^2}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S$$

$$+\oint_{f_f=0}\left[\frac{c_n(y)\mathrm{e}^{\mathrm{i}n\omega r/c}[(1-M^2)\cos\theta-(1-M_r)M_n]}{r^2(1-M_r)^3}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S, \tag{3}$$

这里 $p_n(\boldsymbol{x}_0)$ 是螺桨自由场声压的 n 阶 Fourier 分量，需要指出的是，它可以是一个也可以是多个同转速螺桨合成的自由场声压；$c_n(\boldsymbol{x}_0)$ 是其产生的阻塞声压的 n 阶 Fourier 分量；p_n 和 c_n 都是空间坐标的复值函数．$\oint$ 表示从积分区除去一个规定的孔洞；$\boldsymbol{r}=\boldsymbol{x}-\boldsymbol{y}$，$\theta$ 是法向量 $\boldsymbol{n}$ 和向径 $\boldsymbol{r}$ 之间的夹角；ret 表示积分是在延迟时上取值；被积函数中 $\mathrm{e}^{\mathrm{i}n\omega r/c}$ 项可解释为由延迟时间引起的相位移动．这是一个线性积分方程，可离散化为线性代数方程组，进行数值求解．

由机身表面的阻塞声压可得到考虑边界影响的空间任一点在频域的声压表达式：

$$4\pi c_n(\boldsymbol{x})=4\pi p_n(\boldsymbol{x})+\int_{f_f=0}\left[\frac{c_n'(y)\mathrm{e}^{-\mathrm{i}n\omega r/c}\mathrm{i}n\omega\cos\theta}{cr(1-M_r)^2}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S$$

$$+\int_{f_f=0}\left[\frac{c_n'(y)\mathrm{e}^{-\mathrm{i}n\omega r/c}[(1-M^2)\cos\theta-(1-M_r)M_n]}{r^2(1-M_r)^3}\right]_{\mathrm{ret}}\mathrm{d}S, \tag{4}$$

其中 c_n' 为表面阻塞声压．实际上这个模型可以用于计算刚性边界对任何谐波声场的影响，只需将(3)，(4)式中的 p_n 用已知的谐波声场代入．

3　多螺桨声源飞机干涉机制模型

对于多螺桨推进飞机而言，各台螺桨转速之间的差别和转速的脉动致使多桨间旋转相位差随时间变化，因此多桨产生的声场呈现随时间的脉动，其声压峰值称为“噪声拍打”．这种现象使人感到特别烦燥，它可以通过转速同步器予以消除．此外，可以寻找一个最优螺旋桨相位差 ψ_{opt}，使得该固定观察点处的声压级为最低，这就是精确相位锁定技术．

3.1　“噪声拍打”现象

对两列基频有 2ε 微小频差的谐波 p_1 和 p_2 可用复数形式表示，并可近似表示为有限级数之和．

$$p_1=\sum_{-\infty}^{\infty} A_n e^{i[n(\omega+\varepsilon)t+\varphi_{A_n}]}\approx\sum_{-K}^{K} A_n e^{i[n(\omega+\varepsilon)t+\varphi_{A_n}]}+O(\varepsilon'), \tag{5}$$

$$p_2=\sum_{-\infty}^{\infty} B_n e^{i[n(\omega-\varepsilon)t+\varphi_{B_n}]}\approx\sum_{-K}^{K} B_n e^{i[n(\omega-\varepsilon)t+\varphi_{B_n}]}+O(\varepsilon'), \tag{6}$$

A_n, B_n 是桨 A、桨 B 辐射声场第 n 阶谐波分量的幅值，φ_{A_n}，φ_{B_n} 是其幅角，辐射声场可以是螺桨辐射的自由声场，也可以是机身边界存在时表面的阻塞声场和幅射声场．ε' 为一个与螺桨声场及截断谐波数有关的小量．根据 2.2 的假设 (1)，这两列基频不同的谐波，在 t_0 时刻产生的总均方压可表示为

$$p_{\mathrm{rms}}^2(t_0)=\frac{1}{2T}\int_{t_0-\frac{T}{2}}^{t_0+\frac{T}{2}}(p_1+p_2)\cdot(p_1+p_2)^*\mathrm{d}t, \tag{7}$$

这里 T 为双桨的平均频率 ω 所对应的周期，对 (7) 式积分，并作阶次分析后得到

$$p_{\mathrm{rms}}^2=\frac{1}{2}\sum_{n=-k}^{n=k}[A_n^2+B_n^2]+\sum_{n=-k}^{n=k}A_nB_n\cos(2n\varepsilon t_0+\varphi_{A_n}-\varphi_{B_n})+O(\varepsilon')+O\left(\frac{\varepsilon}{\omega}\right). \tag{8}$$

第一部分级数为稳定的量，第二部分级数为均方幅值以差频 2ε 为基频作周期性变化的量，即为拍音分量．设 N_1，N_2（不妨假设 $N_1\geqslant N_2$）分别为两个螺桨的转速 (r/min)，B 为螺桨桨叶数目，则这两个螺桨的噪声拍打周期可以写为

$$T=\frac{\pi}{\varepsilon}=\frac{60}{B(N_1-N_2)}. \tag{9}$$

3.2 精确相位锁定技术问题

进一步考察 (8) 式，若 $\varepsilon=0$，即无差频，则第二部分级数也为稳定量，表示由于两个声场的相位差引起的声干涉现象．这意味着两个螺桨不同的初始相位差必将导致不同的空间声场分布 (包括声压值和相位)．为了获得两个螺桨的最佳初始相位差 ψ_{opt}，无论是采用使某一控制域内的总声能降低，还是使该控制域内原来噪声峰值降低最多的优化标准，都必须首先知道飞机机身表面声场分布，这是建立在前一节计算模型基础上的．

4 算例及讨论

4.1 平面谐波声场中刚性球的声散射

为了验证 2.2 中所给可以考虑任意形状边界影响的模型，选取已有经典级数解的平面谐波在刚性球上的声散射问题作为算例[13]．计算时取半径为 a 的刚性球处于波长为 $\lambda=\frac{2}{3}\pi a$ 的平面声波场中，图 1 和 2 给出了利用 2.2 中模型和经典级数解计算得到的刚性球表面相对阻塞声压级 (相对于自由场声压) 和阻塞声压的相位分布比较图，可以看出，这两种方法的计算结果吻合得很好．

4.2 “噪声拍打”现象

为了观察两个螺桨由于不等速而出现的“噪声拍打”现象，假设两个三叶螺桨的转速分别为

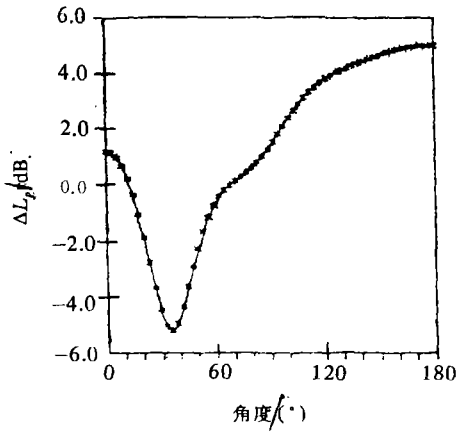


图 1　刚性球表面相对阻塞声压级分布

$\Delta L_p=20\lg(p'/p)$, $\lambda=\frac{2}{3}\pi a$; *** 表示 2.2 模型解，—— 表示级数解

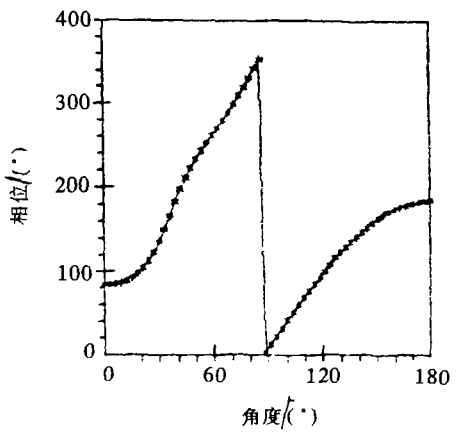


图 2　刚性球表面阻塞声压相位分布

$\lambda=\frac{2}{3}\pi a$, 其余说明同图 1

$N_1=2200$ r/min 和 $N_2=2150$ r/min, 其它的螺旋桨参数均为：直径 $D=2.49$ m, 功率 $P=620\times735.499$ W, 飞行高度 $H=300$ m, 飞行速度 $v_f=82.78$ m/s. 图 3 给出了利用 3.1 所述方法得到的总声压级随时间变化的波形. 由图中可以明显看出周期性的“噪声拍打”现象，最大峰值与最小值差值达 5dB 之多，拍音周期为 0.4s. 鉴于“噪声拍打”现象非常恼人，如果能设法使两个螺桨的转速差 $\Delta N\leqslant1$ r/min, 对于三叶桨来说，将可以使拍音周期大于 20s, 对于四叶桨来说，也可以使拍音周期大于 15s, 这样，“噪声拍打”现象就可以大为缓和.

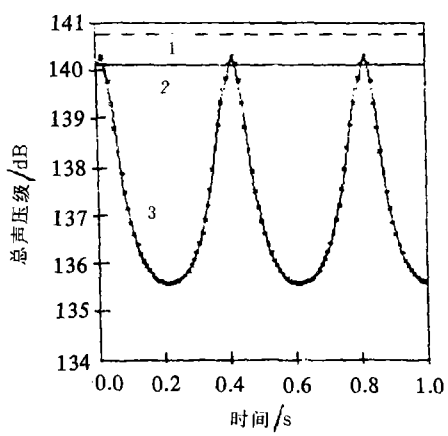
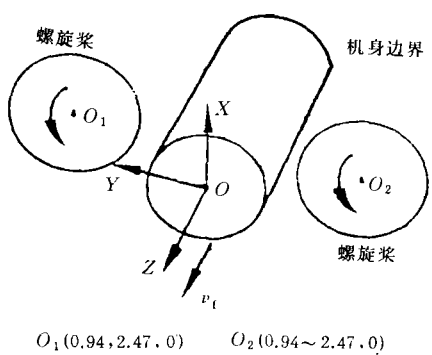


图 3　空间某点总声压级随时间变化的波形

1—— $N_1=N_2=2150$ r/min, 2—— $N_1=N_2=2200$ r/min, 3—— $N_1=2200$ r/min, $N_2=2150$ r/min



$O_1(0.94, 2.47, 0)$　　$O_2(0.94\sim2.47, 0)$

图 4　螺桨安装坐标系

4.3　刚性圆柱机身表面声场预测

将某飞机机身简化为圆柱形刚体，计算时取如图 4 所示螺桨安装坐标系，两个螺桨的转速均

为2200r/min,其它的螺桨参数均与4.2中所取相同.

图5(a),(b)为飞机双桨(初始相位差$\Delta\psi=0^\circ$)一阶通过频率的自由场声压级与相位等值线图,图6(a),(b)为采用2.2所给模型计算得到的双桨阻塞声压与相位的等值线图($\Delta\psi=0^\circ$).

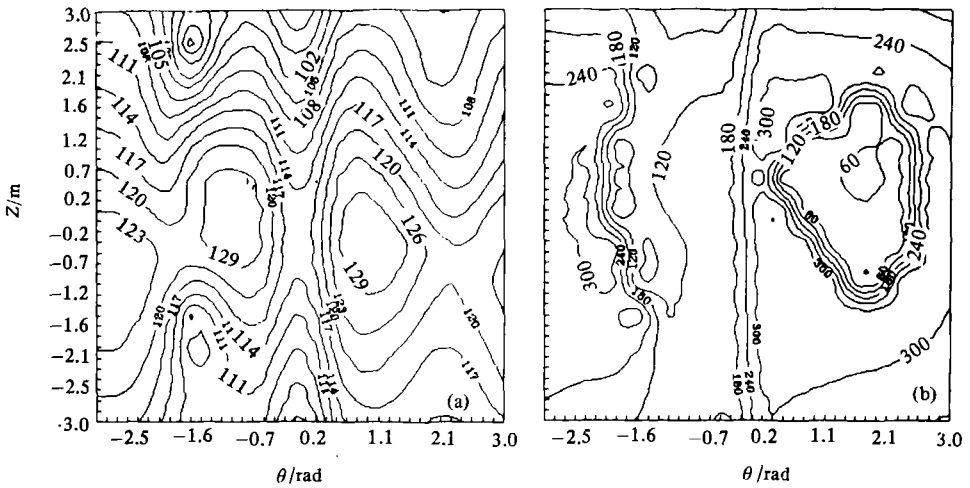


图5 双桨一阶通过频率自由场机身表面声场分布($\Delta\psi=0^\circ$)

(a)声压, (b)相位

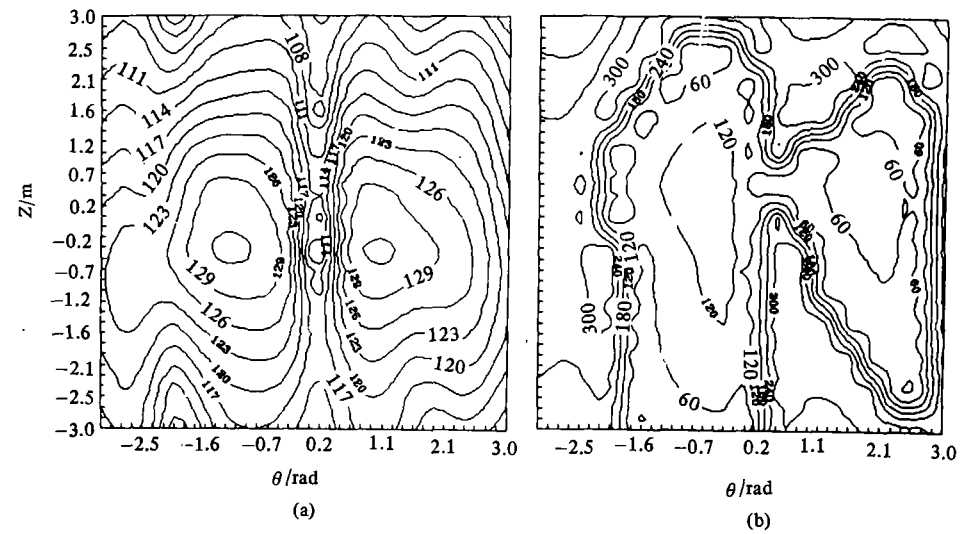


图6 双桨一阶通过频率阻塞声场分布(2.2模型计算结果$\Delta\psi=0^\circ$)

(a)声压, (b)相位

比较图5,6可以看出,机身表面声场分布由于机身边界的存在有较大的改变,包括正对螺桨处声压级的增加及相位分布变化等.

5 结论

(1)本文给出了螺桨飞机螺桨声近场预测模型的改进，包括使用镜像法考虑无限长圆柱刚体边界影响，和根据气动声学模拟理论和气动声学统一解的耦合方法来考虑任意形状机身边界影响，并均可考虑多个螺桨之间的干涉机制.

(2)数值计算结果表明，螺桨飞机机身对螺旋桨辐射声场有很大的影响；"噪声拍打"现象可以通过转速同步器来予以消除，多桨之间不同的相位差会引起不同的干涉结果，这意味着可以利用这种干涉机制来控制机身表面声场分布，这正是精确相位锁定技术的降噪机理.

(3)用本文的模型对平面谐波声场中球散射的计算结果与经典级数解非常吻合，这说明本文所给模型是可行的.

(4)进一步的工作将包括必要的实验验证，以及扩展到可以考虑机身附面层折射影响，这些工作均在进行中.

参　考　文　献

1 Farassat F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise. AIAA J, 1981, 19:1122～1130

2 Hanson D B. Compressible helicoidal surface theory for propeller aerodynamics and noise. AIAA J, 1983, 21:881～889

3 Jaeger S, Korkan K. On the prediction of far field computational aeroacoustics of advanced propellers. AIAA-90-3996, 1990

4 Brouwer H H. On the use of the method of matched asymptotic expansions in propeller aerodynamics and acoustics, J Fluid Mech, 1992, 242:117～143

5 Hanson D B, Magliozzi B. Propagation of propeller tone noise through a fuselage boundary layer, AIAA Paper-84-0248, 1984

6 Magliozzi B. Acoustic pressure on a prop-fan aircraft fuselage surface, J Aircraft, 1982, 19(2):104～111

7 Farassat F, Padula S L, Dunn M H. Advanced turboprop noise prediction based on recent theoretical results, J Sound Vib, 1987, 119(1):53～79

8 Pope L D, Wilby E G, Wilby J F. Propeller aircraft interior noise model. NASA CR-3813, 1984

9 Ffowcs-Williams J E, Hawkings D L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion. Phil Trans Roy Soc, 1969, 264A:321～342

10 Li Xiaodong, Sun Xiaofeng, Zhou Sheng. Effects of fuselage on propeller noise. AIAA-93-4442, 1993

11 Long L N, Aerodynamics of propellers and rotors using an acoustic formulation in the time domain. AIAA-83-1821, 1983

12 Wang Tongqing, Sheng Yuansheng, Zhou Sheng. The numerical calculation for the coupling of multiple propeller discrete noise and its interaction with the fuselage boundary. ICAS-92-1.5.3, 1992

13 Morse P M, Ingard K U. Theoretical Acoustics. New York: McGraw-Hill Book Company, 1968