前飞状态下直升机旋翼旋转噪声预测

宋辰瑶,徐国华 (南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室,南京 210016)

摘要: 基于 Farassat 声学时域公式 1A, 建立了一个亚音速前飞状态下直升机旋翼旋转噪声的预测方法。该方法将厚 度噪声与载荷噪声之和作为总噪声,将桨叶表面沿展向和弦向进行数值离散,延迟时间采用牛顿法求解,通过坐标 转换,可针对不同位置观察点计算出声压的时间历程。并进一步利用傅立叶分解,进行噪声的频谱分析。应用该方 法,分别进行声压与频谱的算例计算,并与可得到的试验数据进行了对比,验证了方法的有效性。在此基础上,着 重分析了桨叶片数、旋翼转速、前飞速度等参数对旋翼气动噪声的影响,得出了一些有意义的结论。 关键词: 旋翼; Farassat 公式 1A; 载荷噪声; 厚度噪声; 频谱 中图分类号: V211.52 文献标识码: A 文章编号: 1000-3630(2009)-02-0157-07 DOI 编码: 10.3969/j.issn1000-3630.2009.02.014

Numerical prediction for the acoustic noise of helicopter rotor in forward flight

SONG Chen-yao, XU Guo-hua

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aerodynamics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A numerical method based on the acoustic time-domain formulation 1A of Farassat is established to predict the acoustic noise of helicopter rotors in subsonic forward flight. In the present method, the total acoustic noise is calculated by the combination of thickness noise and loading noise. The blade surface is discretized along spanwise and chordwise directions and the retarded time is solved by the Newton's method so that the acoustic pressures of rotor noise at different observations can be numerically computed by the frame transformation and the spectral analysis of rotor noise signal can be performed by the Fourier transformation. Based upon the above method, the numerical examples on rotor noise pressure and spectral analysis are made, and the calculated results are compared with the available experimental data so as to validate the present method. In addition, the effects of the blade number, rotor speed and forward speed on the rotor noise are also calculated and analyzed. On the basis of calculations and analyses, a few meaningful conclusions are summarized.

Key words: rotor; formulation 1A of Farassat; thickness noise; loading noise; spectral

引言 1

噪声大是直升机的一个主要缺点,因此直升机 的噪声问题也一直是直升机技术研究的热点领域 之一。无论在军用直升机的声隐身与民用直升机的 适航性都要求降低直升机噪声,因此许多国家都制 定了本国的噪声规范,国际民航组织(ICAO)对直升 机噪声也提出了相关限制。而准确地预估直升机噪 声水平,是寻求降低和控制直升机噪声有效方法的 首要任务。

旋翼噪声是直升机的主要噪声源之一。国外对

通讯作者: 宋辰瑶, E-mail: song_connie@126.com

于直升机旋翼噪声研究发展较快,许多国家都较早 地开始了这方面的研究^[1-4],70年代初,Ffowcs Williams 和 Hawkings 根据 Lighthill 声学类比法,得 到了 FW-H 方程,在此基础上 Farassat 发展了时域 法,法国 ONERA 发展了频域法^[5],可以估算远场 的厚度噪声和载荷噪声,在旋翼宽带噪声预测方面 大多采用经验的方法。国内在旋翼噪声研究方面起 步较晚,在试验和理论方面都做了一些研究^[6-8],与 国外相比有较明显差距。

由于频域方法计算公式复杂,对于近场噪声的 处理尤为困难,且不利于数值计算,而 Farassat 的 声学时域公式 1A^[9],将 FW-H 微分方程转化为时域 里的积分形式,可单独计算某一源项对噪声的贡 献,能够很方便地计算直升机旋翼的远、近场噪声 以及厚度噪声和载荷噪声,便于开展数值计算,所 以时域法成为目前开展直升机旋翼噪声研究的主

收稿日期: 2007-11-09; 修回日期: 2008-03-30

基金项目: 国家 973 计划项目基金(61370)

作者简介: 宋辰瑶(1980-), 女, 江苏南京人, 博士研究生, 研究方向为 直升机空气动力学和声学。

要发展趋势。本文拟基于 Farassat 公式 1A, 建立一 个亚音速前飞状态下直升机旋翼旋转噪声的预测 方法,并采用该方法计算噪声的时间历程以及噪声 频谱,在此基础上,进一步分析桨叶片数、旋翼转 速、前飞速度等旋翼参数对旋转噪声变化的影响, 以期给控制旋翼噪声提供一定的参考。

2 数值计算方法

2.1 噪声计算公式

基于 FW-H 方程的 Farassat 公式 1A 为:

$$p'(\vec{x},t) = \int_{j=0}^{t} \left[\frac{1}{r} \cdot \frac{\rho_0 \dot{v}_n}{4\pi (1-M_r)^2} \right]_{ret} ds + \int_{j=0}^{t} \left[\frac{1}{r^2} \cdot \frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{4\pi (1-M_r)^3} \right]_{ret} ds + \frac{1}{c_0} \int_{j=0}^{t} \left[\frac{1}{r} \cdot \frac{\dot{l}_i \hat{r}_i}{4\pi (1-M_r)^2} \right]_{ret} ds + \int_{j=0}^{t} \left[\frac{1}{r^2} \cdot \frac{l_r - l_i M_i}{4\pi (1-M_r)^2} \right]_{ret} ds + \frac{1}{c_0} \int_{j=0}^{t} \left[\frac{1}{r^2} \cdot \frac{l_r (r\dot{M}_i \hat{r}_i + c_0 M_r - c_0 M^2)}{4\pi (1-M_r)^3} \right]_{ret} ds$$
(1)

这里,方程右边的第一项和第二项代表由厚度 产生的声压,后面三项代表由载荷产生的声压,其 中含1/r的项为远场噪声,含1/r²的项为近场噪声^[10]。 本文中变量说明见文后符号表。

2.2 桨叶表面离散

在计算声压之前,首先将桨叶表面沿展向和弦 向分成很多微段,然后进行数值积分。由于桨根附 近载荷较小,而在桨尖附近区域气动力变化剧烈, 因此在展向分段时,将桨尖附近区域分段更密一 些。在本文计算中,展向分段公式为:

$$r_n = \sqrt{\frac{n(R^2 - R_{in}^2)}{N} + R_{in}^2}$$
(2)

由于在翼型前缘的桨叶表面气动力分布变化 十分剧烈,弦向分段时应对前缘和后缘采用不同的 方法进行分段。弦向前缘分段公式为:

$$q_i = \frac{k_{qll}(i-1)^2}{(N_{le}-1)^2}$$
(3)

对后缘的分段公式为:

$$q_{j} = k_{qtl} + \frac{(1 - k_{qtl})(j - N_{le})}{N_{te}}$$
(4)

2.3 延迟时间的计算

源的发射时间(延迟时间)方程为:

$$g = \tau - t + \frac{r}{c_0} = 0 \tag{5}$$

设桨叶表面上某一源点在旋转坐标系(原点在

旋翼桨毂中心, z 轴为垂直桨盘向上, y 轴在桨盘 平面内, 方向指向桨尖, x 轴由右手定则确定。)中 的坐标为(x_0, y_0, z_0), 观察位置 X 在固定坐标系(原 点在源时间 $\tau=0$ 时的桨毂中心, z 轴为垂直 $\tau=0$ 时 的桨盘向上, y 轴指向旋翼左侧, x 轴由右手定则 确定)下表示为 $X=(x'_0, y'_0, z'_0)$, 则用于数值计算的延 迟时间方程如下

$$C(\tau-t) + [(x_0' - v_x \cdot \tau + \cos\alpha_f (x_0 \cos\psi + y_0 \sin\psi) - z_0 \sin\alpha_f)^2 + (y_0' - x_0 \cos\psi + y_0 \sin\psi)^2 +$$
(6)

 $(z_0'-v_z\cdot\tau-\sin\alpha_f(x_0\sin\psi+y_0\cos\psi)-z_0\cos\alpha_f)^2]^{\bar{z}}=0$

本文用牛顿法进行延迟时间的数值计算,计算每 一个微段在所有方位角上的值,这样,上一次计算的 延迟时间便可以用来作为下一次计算的初始值,从而 减少计算延迟时间的迭代次数,节省计算时间。

2.4 计算流程图

本文建立的旋翼旋转噪声的计算过程如图1所 示,具体计算步骤如下:

(1) 初始化,读入数据文件,输入的数据包括 翼型的气动数据,翼型外形参数,飞行状态参数, 程序控制参数等;

(2) 给桨叶表面沿展向弦向进行分段;

(3) 选择展向微段,插值计算出与该展向微段 位置有关的气动数据;

(4) 选择弦向微段,插值计算出与该弦向微段 位置有关的气动数据:

(5) 选择桨叶, 按桨叶片数循环;

- (6) 设定观察时间 t;
- (7) 确定观察位置,计算观察位置坐标;
- (8) 判断是否是最后一个 *t*,如果是,进入步骤(9),否则转入步骤(6);

(9) 判断是否是最后一片桨叶,如果是,进入步骤(10),否则转入步骤(5);

(10) 判断是否是最后一个弦向微段,如果是,进入步骤(11),否则转入步骤(4);

(11) 判断是否是最后一个展向微段,如果是, 进入步骤(12),否则转入步骤(3);

(12) 计算旋翼的总拉力、扭矩和功率;

(13) 计算声压的时间历程,并应用傅立叶分解 方法获得噪声频谱;

(14) 按照要求输出计算结果,计算结束。

3 算例及结果分析

3.1 算例验证

算例 1: 计算状态为 UH1H 旋翼, 2 片桨叶, 悬停



桨尖马赫数为 M_r =0.728,前进比为 μ =0.208,在 固定坐标系下的观察位置为(4,-2.3,-0.32)m。

图 2 计算给出了旋转噪声的声压变化历程,并 与试验数据¹¹¹进行了对比。从图 2 可以看出,计算 值和试验值吻合良好,表明计算方法可有效地用于 前飞状态下旋翼旋转噪声响应的预测。



3.2 前飞状态下旋翼旋转噪声的计算

算例 2: 计算状态为在固定坐标系下,前飞速 度V=(50,0,0)m/s,2片桨叶旋翼,旋翼轴倾角-9°, 旋翼转速 1300rit/min,观察位置(3.0,-2.0,-0.3)m。 图 3 分别给出了总噪声、厚度噪声、载荷噪声声压 的变化历程,图 4 分别给出了相应的噪声频谱,横 坐标为以桨叶通过频率为基频的谐波阶数,并同时 给出厚度噪声与载荷噪声的远、近场分布情况。从 图 3 可以看出,算例 2 的厚度噪声在总噪声中占主 导位置,载荷噪声占次要位置,厚度噪声基本可以 反映总噪声的变化特征及量值,并且总噪声在接近 半个桨叶通过周期处有明显的脉冲变化。从图 3 中 还可看出,远场厚度噪声在总厚度噪声中占主导位



置,近场厚度噪声占次要位置,而在载荷噪声中, 远场载荷噪声基本可反映整个载荷噪声的变化特 征,但在峰值处和总载荷噪声有一定差别。从图 4 可以看出,总噪声、厚度噪声、载荷噪声级随着谐 波次数的增加基本呈线性下降,同一谐波下,载荷 噪声级小于厚度噪声级,远场厚度噪声级和载荷噪 声级分别大于近场厚度噪声级及载荷噪声级。



3.3 前飞状态下旋翼参数对旋转噪声的影响

算例 3: 在算例 2 的基础上,进一步计算了桨 叶片数分别为 3 片和 4 片的情况。

图 5、图 6 和图 7 分别给出了总拉力不变下, 不同桨叶片数情况下的旋翼厚度噪声、载荷噪声及 总噪声的对比。从图中可以看出,桨叶片数增加对 噪声声压的影响不是很大,而对噪声频谱的影响比 较明显,不同的桨叶片数,产生的噪声频谱差异较 大。并且,随着谐波阶数的增加,具有较多桨叶片 数的旋翼其噪声频谱曲线斜率较大,也就是说桨叶 片数越多,噪声级下降得越快。











图 7 不同桨叶片数旋翼的总噪声声压历程及频谱的对比 Fig.7 Comparison of total noise pressure and spectral with different blade numbers





算例 4: 在算例 2 的基础上,分别计算旋翼转速(转/分)为 1250、1300、1350 的情况。 图 8、图 9 和图 10 分别给出了不同旋翼转速情

况下的旋翼厚度噪声、载荷噪声及总噪声的对比(图中 rev 代表旋翼转速,单位:转/分)。从图中可以看出,旋翼转速的增加同时对噪声声压以及噪声频谱



Fig.9 Comparison of loading noise pressure and spectral with different rotate speed











图 12 不同前飞速度的旋翼载荷噪声声压历程和频谱对比 Fig.12 Comparison of loading noise pressure and spectral with different forward speed

都有较大的影响,表明前飞的旋转噪声对旋翼转速 比较敏感。转速越高,厚度噪声声压的负峰值越大, 从而导致总噪声的负峰值越大。而随着谐波阶数的 增加,旋翼转速越大,噪声频谱曲线斜率越小,也 就是说旋翼转速越大,噪声级下降得越慢,这和算 例3桨叶片数的变化情况正好相反。

算例 5: 在算例 2 的基础上,计算固定坐标系 下前飞速度(单位: m/s)分别为 V=(30.0,0,0)、 V=(50,0,0)、V=(60.0,0,0)的情况。

图 11、图 12 和图 13 分别给出了总拉力不变 下,不同前飞速度情况下的旋翼厚度噪声、载荷噪 声及总噪声的对比。从图中可以看出,前飞速度的 增大对噪声声压及噪声频谱都有较大的影响,表明 前飞的旋转噪声对旋翼前飞速度比较敏感。前飞速 度越大,厚度噪声声压的负峰值越大,从而导致总 噪声的负峰值越大,而随着谐波阶数的增加,前飞 速度越大,噪声频谱曲线斜率越小,说明前飞速度 越大,噪声级下降得越慢。





4 结论

本文建立了一个低速前飞状态下直升机旋翼 旋转噪声的预测方法,并着重开展了旋翼参数对噪 声变化影响的分析,得到如下结论:

(1)前飞状态下,旋翼的旋转总噪声、厚度噪声、载荷噪声级随着谐波次数的增加基本呈线性下降趋势,并且在同一谐波下,载荷噪声级小于厚度

噪声级,而远场厚度噪声级和载荷噪声级分别大于 近场厚度噪声级和载荷噪声级。

(2)前飞状态下,桨叶片数的增加对噪声声压 的影响不大,而对噪声频谱的影响较明显,频谱变 化差异较大,具体表现为桨叶片数越多,旋翼旋转 噪声级下降得越快。

(3)前飞状态下,旋翼转速的增加对噪声声压 及噪声频谱均有较大影响,表明旋转噪声声压和频 谱对旋翼转速变化比较敏感,且旋翼转速越大,噪 声级下降得越慢。

(4) 前飞状态下,前飞速度的增大对噪声声压 及噪声频谱都有较大影响。表现为前飞速度越大, 噪声级下降得越慢。

(5)本文建立的直升机旋翼旋转噪声的预测方 法可以有效地用于亚音速前飞状态下旋翼旋转噪 声的计算。

参考文献

- Natsuki K., et al. Validation of a helicopter noise prediction system
 [A]. The 56th AHS Annual Forum[C]. 2000.
- [2] Kenneth S. B., Farrasat F. Helicopter noise prediction : the current status and future direction [J]. Journal of Sound and Vibration, 1994, 170(1): 79-96.
- [3] Kuntz M. Rotor noise prediction in hover and forward flight using

different aeroacoustic method[R]. AIAA 1996, 96-1695.

- [4] Roger C. S., Leonid O., and Rupak B. New computational methods for the prediction and analysis of helicopter noise [R]. AIAA 1996, 96-1696.
- [5] Penddey R E. Recent advances in the technology of aircraft noise control[J]. Journal of Aircraft, 1976, **13**(7): 513-519.
- [6] 徐国华,高正. 悬停状态下模型旋翼噪声试验的初步研究[J]. 空气动力学学报, 1996, 14(1):68-72.
 XU Guohua, GAO Zheng. A preliminary investigation of noise experiment for helicopter model rotor in hover [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1996; 14(1): 68-72.
- [7] 招启军,徐国华,王适存.基于 CFD/Kirchhoff 方法的直升机旋翼 高速脉冲噪声模拟分析[J]. 计算物理, 2006, 23(2):137-143. ZHAO Qijun, XU Guohua, WANG Shicun. A numerical study of high-speed impulsive noise of helicopter rotors with the CFD/Kirchhoff method[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2006, 23(2): 137-143.
- [8] 王华明,陈本现. 悬停状态下旋翼旋转噪声的分析[J]. 南京航空航 天大学学报, 2003, 35(3): 273-276.
 WANG Huaming, CHEN Benxian. Theoretical analysis of rotational noise in hovering rotors[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2003, 35(3): 273-276.
- [9] Strawn R C, Biswas R. Computation of helicopter rotor acoustics in forward flight[J]. Journal of the AHS, 1995, 40(3): 66-72.
- [10] Rajneesh K. S. Transonic effects on aerodynamics and acoustics of blade-vortex interaction[D]. Doctor Dissertation, University of Maryland College Park, 1999.
- [11] Daniel G. O., et al. Rotorcraft aerodynamic and aeroacoustic modelling using vortex particle methods[A]. The 23rd International Council of the Aeronautical Sciences[C]. 2002.

文中变量符号表 Symbols			
变量名	含义及单位	变量名	含义及单位
p^\prime :	声压, Pa	C_0 :	未扰动声速, m/s
$ ho_{\scriptscriptstyle 0}$:	空气密度, kg/m ³	V_n :	桨叶表面当地法向速度, m/s
M_r :	噪声传播方向马赫数	$\widehat{r_i}$:	观察点到源点的单位位移,m
l_i :	i方向单位面积的作用力,N	f :	桨叶表面方程
R_{in} :	桨叶根切半径, m	$k_{_{qtl}}$:	弦向过渡点
N_{le} :	前缘至过渡点之间分段数	N_{te} :	过渡点到后缘之间分段数
au :	源时间, s	<i>t</i> :	观察时间,s
<i>rad</i> :	桨叶方位角, rad	$lpha_{_f}$:	迎角,rad
ret :	从源时间开始算起	N :	展向分段数