

旋翼 BVI 噪声的理论模拟与分析

乔渭阳 唐狄毅 李文兰

(西北工业大学 703 教研室, 西安, 710072)

THEORETICAL STUDY ON THE BLADE-VORTEX INTERACTION NOISE OF HELICOPTER ROTOR

Qiao Weiyang, Tang Diyi, Li Wenlan

(Faculty 703, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072)

摘要 BVI 噪声是旋翼产生的一种非常强烈的脉冲式噪声,本文应用理论模拟的方法分析了 BVI 噪声的规律。对叶片表面非定常力的计算采用了有限翼展叶片对倾斜正弦式阵风的响应函数,声场计算应用了基于 Lighthill 声类比理论的频域方法。应用本文方法计算的 BVI 噪声声压信号与实验结果比较吻合较好。

关键词 噪音,旋翼,涡桨-干涉

中图分类号 V216.54, V275.1, O422.8

Abstract The impulsive sound due to blade-vortex interaction of the helicopter rotor is discussed. First of all, the mechanism of such blade-vortex interaction is presented. Then, a theoretical model for the blade transient force and the radiated sound is given. The unsteady lift on the blade is calculated using the response function of a finite aspect ratio wing to an oblique gust obtained by linear unsteady aerodynamics. The sound harmonic formulation developed by Lowson is used for radiated sound due to the transient lift fluctuation. Finally, some numerical results are given to analyse the characteristics of helicopter noise due to blade-vortex interaction. The estimated transient sound pressure signal results show their reasonable agreement with the experimental data.

Key words noise(sound), rotary wings, blade-vortex interaction

旋翼是直升机的主要噪声源,旋翼产生噪声的机理同螺旋桨和桨扇一样,是开式转子产生噪声一类问题。但是,由于直升机工作的特点,旋翼产生的噪声谱有别于螺旋桨和桨扇,最显著的区别是旋翼噪声谱中有叶片-旋涡干涉噪声(Blade-Vortex Interaction Noise, 简写 BVI 噪声)。这是一种非常强的脉冲式噪声,一旦出现,它就成为直升机的主要噪声^[1]。因此,如何计算和降低 BVI 噪声就成为直升机和旋翼设计与生产部门普遍关心的问题。

Widnall^[2]70 年代初最先对 BVI 噪声进行了理论分析。她应用的是一种流场-声场统一解方法。首先应用线化非定常气动理论计算叶片与旋涡干涉产生的非定常力,然后把叶片表面非定常力作为奇次波动方程的边界条件得到 BVI 噪声的声场模型。80 年代以来, Widnall 与她的同事把这种方法进一步发展到在高叶尖速度下考虑弦向非紧致效应的情况^[3]。研究 BVI 噪声的另一种理论分析方法是 George^[4]等人应用的 Kirchhoff 方法,他采用包含旋涡

1992 年 12 月 15 日收到,1993 年 6 月 5 日收到修改稿

运动的二维非定常小扰动速势方程求解旋翼叶片周围流场,再应用的 Kirchhoff 方法把二维近场压力场扩展到三维远场计算 BVI 噪声场。但是,由于直升机叶尖涡结构以及叶片对旋涡响应等的复杂性,目前仍很难直接地由给定的直升机工作状态应用理论模型预测出 BVI 噪声^[1]。然而,开展对 BVI 噪声的理论研究,应用数值模拟分析 BVI 噪声的特征,分析影响其大小的主要参数和规律,可以为在实际直升机上减小 BVI 噪声以及进行消声和隔声分析提供依据。鉴于国内尚未对 BVI 噪声进行过专门的研究,并考虑到应用上述两种方法进行工程分析时的复杂性(流场-声场统一解法需要进行繁琐的齐次波动方程的求解,Kirchhoff 方法需要耗时的非定常流数值求解过程)。本文在对叶片-旋涡干涉物理模型描述的基础上,给出一种 BVI 噪声数值模拟方法。在计算叶片非定常力时采用了有限翼展叶片对倾斜正弦式阵风的响应函数,声场计算应用基于 Lighthill 声类比理论的频域噪声公式。采用 Lighthill 声类比理论简化了 BVI 噪声计算公式和计算过程。应用本文模型对 BVI 噪声进行了数值模拟,讨论了 BVI 噪声的变化规律,并与实验结果进行了比较。

1 旋翼叶片-旋涡干涉的物理模型

旋翼叶片后缘的尾迹与普通机翼尾迹一样,尾缘处的涡页卷起形成一对集中的拖曳涡。其中叶根处拖曳涡较弱,粘性扩散迅速;而叶尖拖曳涡非常稳固,粘性扩散缓慢,而且叶尖涡一般不是稳定地沿着叶尖的螺旋线移动,而会与叶片相互干涉,如图 1 所示。

叶片表面升力可以看作是一个连续分布的偶极子声源,当受到经过其附近的旋涡刺激,表面偶极子源突然发生变化就会向外辐射很强的脉冲式噪声。对于给定飞行状态,旋涡扫过叶片时相交角度 β 和垂直间距 h 在一般情况下可以认为与时间无关(图 1)。Widnall^[2]认为叶片-旋涡干涉问题可以应用图 2 所示的简化模型描述,即一个有限展弦比 A 的叶片以均匀速度 U 掠过一个无限组的涡线系,前进速度 U 等于叶片角速度 Ω 乘以有效叶片半径 R ,有效叶片半径取实际叶片展向压力中心的半径,涡核与叶片垂向距离为 h ,前进比通过参数 β 和 h 反映,有效叶片展长取有效半径的一半,在前进方向涡线的间隔取 $d=2\pi R\sin\beta$ 。应用转子每转一转叶片与旋涡的干涉次数以及特征参数 β 和 h 就可以确定实际旋翼叶片-旋涡干涉的物理模型。

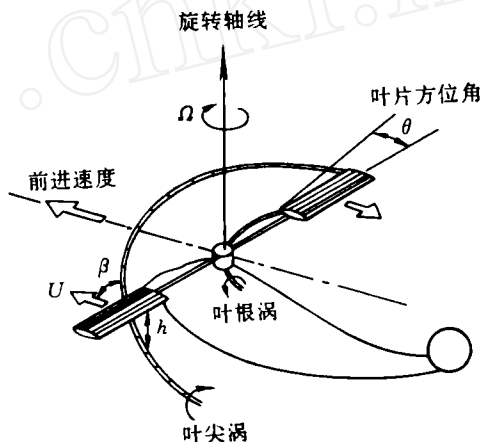


图 1 旋翼叶片拖曳涡

2 BVI 噪声场数值模拟方法

2.1 叶片表面脉动升力计算 求解叶片表面非定常气动力利用了线性空气动力方程和线化的边界条件(即叶片为无限薄、平均来流速度对叶片攻角为零),因此叶片对旋涡诱导的上洗扰动速度场的响应可以用叶片对每一个倾斜正弦式阵风的响应的叠加求得,对图 2 所示的二维问题,上洗速度场的每一个倾斜正弦式阵风可表示为

$$w = W(K)e^{i(K_1x + K_2y - K_1Ut)} \quad (1)$$

其中 $K_1 = K \sin \beta, K_2 = K \cos \beta$ 。对应的非定常升力在不考虑有限展长影响时可用响应函数 $\xi(K_1, K_2, Ma)$ 表示为^[5]

$$f = \pi W(K) \rho U 2b e^{i(K_2y - K_1Ut)} \xi(K_1, K_2, Ma) \quad (2)$$

其中 $Ma = \frac{U}{c_0}$, 表示压缩性影响。Filotas^[6]考虑了有限展长对叶片响应的影响, 在忽略气流压缩性影响的条件下得到了有限展长 $2bA$ 叶片上非定常升力计算公式

$$f = -4\pi \rho U b^2 A W(K) e^{-iK_1t} S_G(K_1, K_2, A) \quad (3)$$

其中 $S_G(K_1, K_2, A)$ 是广义的 Sears 函数, 它与 Sears 函数的关系为

$$S_G(K_1, K_2, A) = S(K_1) \Gamma(K_1, A) 2J_1(K_2)/K_2 \quad (4)$$

由 f 可求得叶片对旋涡诱导的上洗速度场响应产生的非定常升力

$$F = \int_{-\infty}^{\infty} f dK \quad (5)$$

对于图 2 所示叶片与旋涡干涉, 诱导上洗速度场的谐波分量 $W(k)$ 可表示为

$$W(k) = -\frac{i\Gamma}{2} \text{sgn}K e^{(-|K|A)} \sum_{m=-\infty}^{\infty} \delta(Kd + 2\pi m) \quad (6)$$

可得 F 的傅立叶级数展开式

$$F = \frac{2\pi \rho U b^2 A \Gamma}{d} \sum_{m=1}^{\infty} (a'_m \sin m\theta + b'_m \cos m\theta) \quad (7)$$

其中 $\theta = 2\pi \sin \beta \cdot Ut = \Omega t, a'_m = e^{-2\pi m \bar{h}/\bar{d}} \text{Re}\{S_G(2\pi m/d \cdot \sin \beta, 2\pi m/d \cdot \cos \beta, A)\}, b'_m = -e^{-2\pi m \bar{h}/\bar{d}} \text{Im}\{S_G(2\pi m/d \cdot \sin \beta, 2\pi m/d \cdot \cos \beta, A)\}, \bar{d} = d/b, \bar{h} = h/b$ 。

2.2 BVI 噪声场计算 BVI 噪声是叶片表面偶极子源突然受到旋涡刺激发生变化向外辐射的噪声。Lighthill 声类比理论是解决这类有运动固体边界存在的流体发声问题成熟和普遍采用的方法, 可应用 Curle 公式、Lowson 公式或 FW-H 方程^[5]。假设叶片弦长以及有效展长与声波波长相比是小量, 则叶片与旋涡干涉在叶片表面产生的非定常气动力可用一个点源偶极子表示。旋翼 BVI 噪声可以表示为图 3 所示的旋转点源偶极子声场模型。

基于 Lighthill 声类比理论, Lowson^[7]研究了自由空间任一运动奇点(点源单极子、点源偶极子、点源四极子)的声场特性。之后他把这一理论应用于直升机旋翼, 并利用螺旋桨

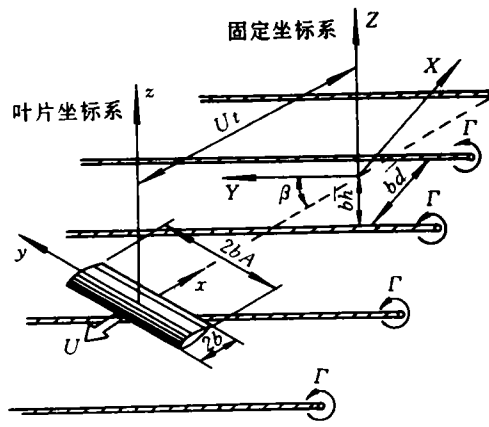


图 2 叶片-旋涡干涉物理模型

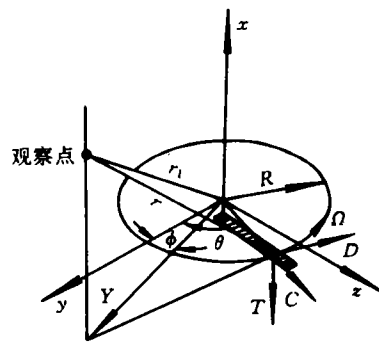


图 3 BVI 噪声场计算模型

噪声理论中标准的远场近似关系式 $r=r_1-yR\cos(\theta-\Phi)/r_1$, 以及傅立叶变换式, 得到了旋翼叶片上一点源升力偶极子产生的远场噪声谐波值^[8]

$$C_n = \sum_{m=0}^{\infty} \frac{i^{-(n-m)}}{4\pi} \left\{ \frac{n\Omega x}{c_0 r_1^2} [i a_m (J_{n-m} + (-1)^m J_{n+m}) - b_m (J_{n-m} - (-1)^m J_{n+m})] \right\} \quad (8)$$

其中 n 是谐波次数, Ω 是旋转速度, c_0 表示声速, J 是第一类贝塞尔函数, J 的自变量是 $nMa y/r_1$, $Ma = \Omega R/c_0$ 。 x, y 是观察点的坐标, a_m 和 b_m 升力点源的傅立叶级数的系数, m 表示脉动升力的谐波次数, 即

$$F(\theta) = a_0 + \sum_{m=1}^{\infty} [a_m \cos(m\theta) + b_m \sin(m\theta)] \quad (9)$$

其中 $\theta = \Omega t$ 。

把(7)式中的 a'_m 和 b'_m 代入式(8)就得到的旋翼叶片-旋涡干涉噪声的谐波量

$$C_n = \sum_{m=1}^{\infty} \frac{2\pi\rho U b^2 A \Gamma}{d} \frac{i^{-(n-m)}}{4\pi} \left\{ \frac{n\Omega x}{c_0 r_1^2} [i b'_m J_{n-m} + (-1)^m J_{n+m}) - a'_m J_{n-m} - (-1)^m J_{n+m})] \right\} \quad (10)$$

根据 BVI 噪声的谐波分量 C_n , 由下式可以计算出 BVI 噪声瞬时声压信号的时间历程

$$p(t) = \sum_{n=0}^{\infty} C_n e^{(-in\Omega t)} \quad (11)$$

3 计算结果及分析

图 4 表示当间距 \bar{h} 和角度 β 不变, BVI 噪声随间距 \bar{d} 的变化规律。随 \bar{d} 增大, BVI 噪声各次谐波量增大。这是因为增大涡线之间间距时, 叶片对涡线组的响应更接近于叶片对孤立涡的响应, 因此叶片-旋涡干涉产生的脉冲式非定常升力更强, 辐射的噪声也就更大。

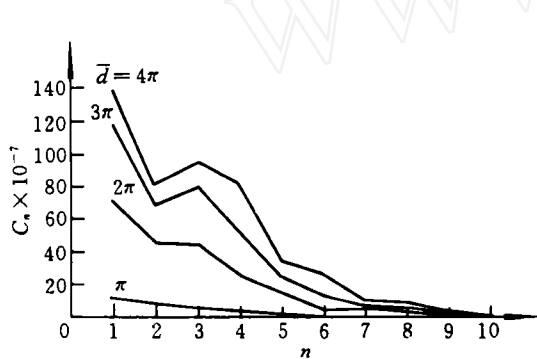


图 4 涡线间距 \bar{d} 对 BVI 噪声影响

$$(\bar{h} = 2.5, \beta = \frac{\pi}{3})$$

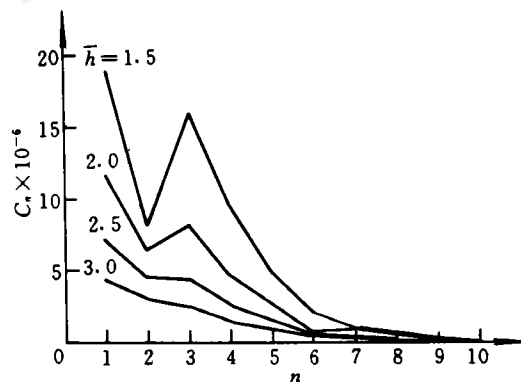


图 5 间距 \bar{h} 对 BVI 噪声影响

$$(\bar{d} = 2\pi, \beta = \frac{\pi}{3})$$

图 5 表示当间距 \bar{d} 和角度 β 不变, BVI 噪声随间距 \bar{h} 的变化规律。随 \bar{h} 减小, BVI 噪声各次谐波量增大。因为 \bar{h} 减小, 旋涡在叶片表面诱导的非定常升力增大。

图 6 表示当间距 \bar{h} 和飞行方向涡线间距 $\bar{d}' = \bar{d} \csc \beta$ 不变, BVI 噪声随角度 β 的变化规律。随 β 增大, BVI 噪声各次谐波增大。由非定常气动力理论知, β 增大, 使旋涡在叶片上

诱导的非定常力增大。

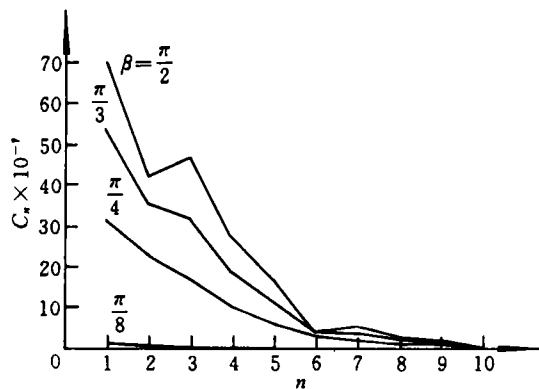


图 6 涡线倾斜角 β 对 BVI 噪声影响
($\bar{d}=2\pi, h=2.5$)

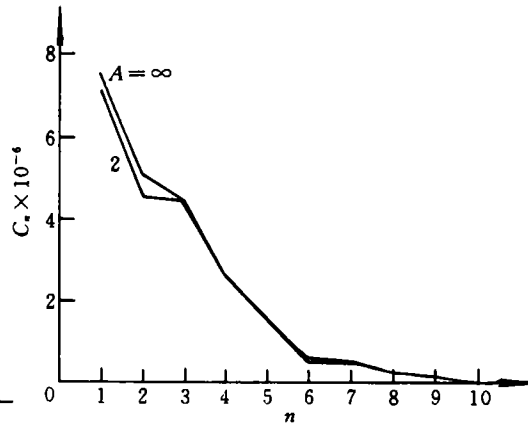


图 7 展弦比 A 对 BVI 噪声影响
($\bar{d}=2\pi, h=2.5, \beta=\frac{\pi}{3}$)

图 7 表示展弦比 A 的变化对计算 BVI 噪声的影响,计算表明展弦比 A 对 BVI 噪声各次谐波量影响不大,因此 Widnall 早期计算 BVI 噪声采用二维非定常力理论。

选用文献[2]中一单叶片转子与旋涡干涉的噪声场作为计算模型,在转速分别是 2 000r/min 和 1 500r/min 条件下应用本文模型计算了间距 h 与角度 β 变化对 BVI 噪声影响,并与实验结果作了比较,如图 8 和图 9 所示。计算输入模型参数取与文献[2]相同的近似参数。图 8 和图 9 说明计算结果与实验结果吻合较好,最大误差不超过 3dB(注意图 8 中 $h=50.8\text{mm}$ (2 英寸)时实验结果与计算值相差较大,这是因为在大 h 距离下实测的噪声中背景噪声占有较大比例)。由于本文模型采用点源假设,因此计算结果偏大。

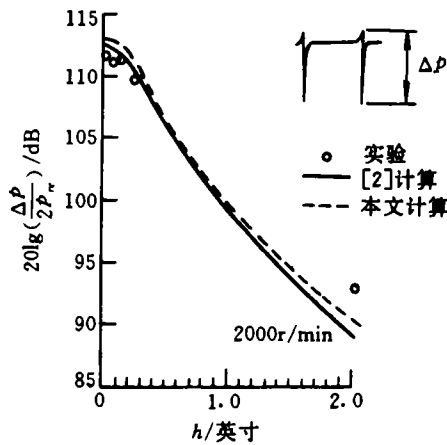


图 8 计算与实验比较(随 h 变化)
 $P_{re}=2 \times 10^{-5}\text{Pa}$

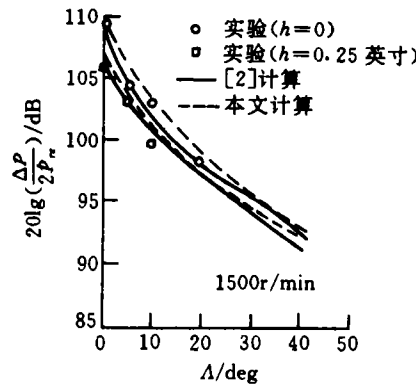


图 9 计算与实验比较(随 β 变化)
 $P_{re}=2 \times 10^{-5}\text{Pa}$

4 结论

(1)本文给出的 BVI 噪声模型包括了旋涡强度、涡核半径、叶片与旋涡间距和夹角、叶片旋转速度等影响参数,实例计算表明本模型适用于工程分析;

(2)采用基于 Lighthill 声类比理论的频域噪声计算公式,简化了 BVI 噪声计算公式和计算过程,避免了流场-声场统一解法中繁琐的波动方程求解,也避免了 Kirchhoff 方法中耗时的非定常流数值求解过程;

(3)在 BVI 噪声场模拟中采用了点源偶极子假设,因此本模型适应于旋涡与叶片间距较大(即不考虑非紧致效应)和旋转速度不高(即可不考虑四极子源)情况。这是需要进一步改进和完善的方面。

参 考 文 献

- 1 George A R. Helicopter noise; state-of-the art. *J Aircraft*, 1978; (11)15: 707-715
- 2 Widnall S. Helicopter noise due to blade-vortex interaction. *J Acoust Soc Amer*, 1971; 50(1): 354-365
- 3 Martinez R, Widnall S. An aeroacoustic model for high-speed unsteady blade-vortex interaction. *AIAA J*, 1983; 21(9): 1225-1231
- 4 George A R. Acoustics of transonic blade-vortex interaction. *AIAA J*, 1988; 26(7): 769-776
- 5 Goldstein M E. *Aeroacoustics*. New York: McGraw-Hill Inc, 1976: 113 -182
- 6 Filotas L T. Approximate transfer functions for large aspect ratio wing in turbulent flow. *J Aircraft*, 1971; 8(6): 395-399
- 7 Lowson M V. The sound field for singularities in motion. *Proc Roy Soc*, 1965; 286A: 559-572
- 8 Lowson M V, Ollerhead J B. A theoretical study of helicopter rotor noise. *J Sound Vib*, 1969; 9(2): 197-222