

# 直升机旋翼桨-涡干扰脉冲噪声传播特性研究

史勇杰 徐国华 王 菲

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

**摘要:** 建立了一个基于 Navier-Stokes 方程和自由尾迹模型的高效耦合 CFD 方法, 用于旋翼桨-涡干扰气动和噪声特性的研究。该方法将旋翼流场计算域分为两部分: 在桨叶附近区域, 通过求解 Navier-Stokes 方程来模拟流场中旋翼桨尖涡的形成; 在尾迹输运区, 采用自由尾迹模型表示尾迹涡的运动及其影响。噪声的计算采用基于声学类比法的 FW-H 方程。应用上述方法对 AH-1/OLS 旋翼桨-涡干扰状态进行了计算, 通过对比脉冲噪声的声压时间历程, 验证了方法的有效性。在此基础上, 对桨-涡干扰噪声的空间传播特性进行了研究。计算结果表明: 下降飞行状态的旋翼, 在桨盘面会产生多处桨-涡干扰现象, 桨叶片数增多, 干扰也会明显增加; 桨-涡干扰噪声具有较强的方向性, 指向旋翼前行侧的前下方, 其噪声声压级的衰减速率与距离成线性反比关系。

**关键词:** 直升机; 桨-涡干扰噪声; 耦合 CFD 方法; Navier-Stokes 方程; 自由尾迹

**中图分类号:** V211.52      **文献标志码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2014)02-0212-06

## Propagation Characteristics of Helicopter Rotor Blade-Vortex Interaction Noise

Shi Yongjie, Xu Guohua, Wang Fei

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of  
Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

**Abstract:** A hybrid method based on Navier-Stokes equation and free wake analysis is developed for studying the aerodynamic and acoustic characteristics of rotor blade-vortex interaction (BVI). In this method, the flow field is divided into two zones, a Navier-Stokes code is used to model the tip vortex formation around the blade, while a free wake model is employed in vortex transport area, to account for the effect of the far wake. The noise prediction is based on the well-known FW-H equation. By this developed method, the aerodynamic loading and acoustic calculations are performed for the AH-1/OLS rotor in the BVI condition. The present method is validated by comparison of the pressure time history with the available experimental data. Furthermore, the BVI noise propagation characteristic is studied. The results indicate that, the BVI phenomena will occur at several azimuthal angles on the rotor in the descent flight condition. With more blades, the number of interactions is markedly increased. The noise has strong directivity, and radiates toward the low and front of blades on the advancing side. The sound pressure level of BVI noise has linearly inverse relationship with observer distance.

**Key words:** helicopter; blade-vortex interaction noise; coupled CFD method; Navier-Stokes equation; free wake model

直升机作为有翼面飞行器的一种, 其有限长的 桨叶在产生升力的同时, 在桨尖处也会形成强度较

高的集中尾随涡,也称桨尖涡。在悬停、下降、中小速等飞行状态下,桨尖涡随气流运动会接近、甚至穿过桨盘平面,出现与桨叶靠近相遇的情况,形成特有的“桨-涡干扰”(Blade-vortex interaction, BVI)现象。这种干扰会引起旋翼/机体的强烈振动并辐射出极强的脉冲噪声。BVI 噪声的出现极大限制了直升机在人口密集区的起降使用。在军事上,噪声大使得直升机过早地暴露目标,对其战场生存形成严重威胁。因此,BVI 问题一直是直升机空气动力学和气动声学的研究重点<sup>[1]</sup>。

旋翼 BVI 噪声的强度以及传播方向与很多因素有关<sup>[2]</sup>,如:旋翼面内干扰的发生位置、桨尖涡尾迹的结构和强度、桨叶与涡线的垂直干扰距离、涡段与桨叶展向轴线之间的夹角等。准确地计算旋翼 BVI 噪声特性是相当困难的,因此这在很大程度上依赖于桨叶脉动载荷分布的计算精度。早期非定常气动力的计算一般采用升力线理论,并在其中加入突变响应和失速模型等,然而由于不能计算跨声速、叶端三维效应等非线性影响,使得计算结果不理想<sup>[3-4]</sup>。近年来 CFD 方法开始广泛运用于旋翼空气动力学的理论研究<sup>[5-6]</sup>。目前基于全流场模拟的计算方法通过求解具有一定涡捕捉能力的 Navier-Stokes 方程以得到流场空间的尾迹涡结构,多片桨叶间的相对运动则以运动嵌套网格方法来描述<sup>[7]</sup>。然而计算方法中固存的数值耗散以及嵌套网格交接面插值误差都会使得旋翼的尾迹快速耗散。虽然可以通过加密网格、采用高阶格式和自适应网格等方法<sup>[8-10]</sup>来减小数值耗散,但是其尾迹捕捉能力仍显不足。此外求解所需的巨大计算资源和时间也使得全流场数值模拟方法难以适用于旋翼 BVI 问题的研究。因此,发展兼具计算精度和效率的数值方法对于有效开展 BVI 气动和噪声研究是至关重要的。本文发展了基于 Navier-Stokes 方程和自由尾迹分析的高效耦合 CFD 方法,用于旋翼 BVI 气动和噪声的计算分析。该方法只需针对单片桨叶进行计算,相对于全旋翼系统的模拟,减少了大量网格的计算量。

## 1 计算方法和模型

### 1.1 气动力计算模型

准确地计算干扰过程中桨叶表面的非定常脉动载荷是研究 BVI 噪声的关键。为此,文中建立了基于 Navier-Stokes 方程/自由尾迹涡模型的耦合 CFD 气动力计算方法。如图 1 所示,该方法将旋翼流场计算域分为两部分:

(1)在绕桨叶的网格计算区域内,建立以绝对物理量为参数的守恒形式 Navier-Stokes 方程来捕捉桨叶周围流场的各种非线性特征以及近尾迹的形成。将坐标系定义在惯性系  $(x, y, z)$  上,方程表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_S \mathbf{F} d\mathbf{S} + \oint_S \mathbf{G} d\mathbf{S} = 0 \quad (1)$$

式中:守恒变量  $\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho E]^T$ ;  $\mathbf{u} = (u, v, w)$  为惯性系下的速度矢量; $\rho, E$  分别表示密度和能量; $V$  为控制体单元体积; $\mathbf{S}$  为面积; $\mathbf{F}, \mathbf{G}$  分别为对流通量和黏性通量。文中控制方程对流通量的计算采用 ROE 格式<sup>[11]</sup>,时间推进采用高效的隐式 LU-SGS 方法<sup>[12]</sup>,湍流模型为 Baldwin-Lomax 模型。

(2)尾迹输运区域,在离开桨叶一定距离后,尾迹的运动独立于初始形成条件,其运动及引起的影响采用自由尾迹分析模型<sup>[13]</sup>来表示。

对于 BVI 问题的研究,桨尖涡与后续桨叶计算域的切入方式,是需要解决的关键问题,文中采用了作者发展的广义网格速度法<sup>[14]</sup>以实现。在混合方法的计算中,需要在每个计算步上都更新网格点上的尾迹诱导速度。

在文献<sup>[15]</sup>中,作者给出了本文混合方法与传统基于嵌套网格的 CFD 方法的详细对比。结果表明对于一个典型的悬停算例,混合方法需要 4.76 h,而传统 CFD 方法则需要 8.88 h,混合方法节约了 46.4% 的时间;对于前飞算例,计算时间则可节约 51.5%。

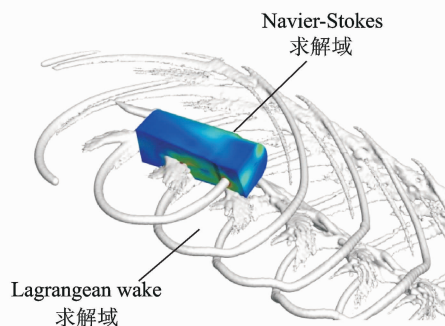


图 1 桨叶流场分区示意图

Fig. 1 Schematic of two zones of flow field

### 1.2 噪声计算模型

噪声的预测采用基于 Lighthill 声学类比法的 FW-H 方程。FW-H 方程有多种积分形式,其中运用最广泛的是“F1A”式<sup>[16]</sup>。F1A 式将线性噪声分成两部分,即

$$p'(\mathbf{X}, t) = p'_{\text{t}}(\mathbf{X}, t) + p'_{\text{r}}(\mathbf{X}, t) \quad (2)$$

式中: $p'$ ,  $p'_{\text{t}}$  和  $p'_{\text{r}}$  分别代表总声压和由桨叶厚

度、载荷引起的声压;  $X$  表示观测位置;  $t$  表示观测时间。

## 2 BVI 噪声计算与特性分析

### 2.1 计算细节

本文以 AH-1/OLS 旋翼作为研究对象,该直升机通过实飞和风洞试验对旋翼 BVI 噪声等进行了研究,部分试验结果已公开发表,可用于计算对比分析。OLS 旋翼是 AH-1 直升机旋翼的 1/7 缩比模型。旋翼具有两片桨叶,翼型为 BHT-540 对称翼型,直径 1.916 m,弦长 0.104 m,展弦比为 9.22。桨叶沿展向具有线性  $-10^\circ$  扭转。

为准确地捕捉 BVI 的脉冲特性,计算中旋翼旋转 3 圈。每个循环圈上分布 1 440 个站位,即时间推进步为  $0.25^\circ$ 。每个站位上固定 20 步迭代。与传统 CFD 方法不同的是,除旋翼网格总数会影响计算结果的精度外,尾迹计算圈数和每圈的涡段分布节点数也会对计算结果的精度产生影响。经过比较,文中尾迹计算取 6 圈,每圈上布置 24 段涡线。

图 2 给出典型 BVI 状态 ( $\mu = 0.164$ ,  $C_T = 0.0054$ ,  $\alpha_{\text{tip}} = 1^\circ$ ) 下桨盘面上出现 BVI 的位置。由图可见,对于本文计算的双桨叶旋翼直升机,处于斜下降飞行时,在旋翼上会发生 6 处 BVI。其中, #A1, #A2, #A3, #A4 四处位于桨盘的前行侧, #R1 及 #R2 两处位于桨盘的后行侧。直升机 BVI 辐射的噪声声压级以及传播特性是受这多个干扰共同作用引起的。

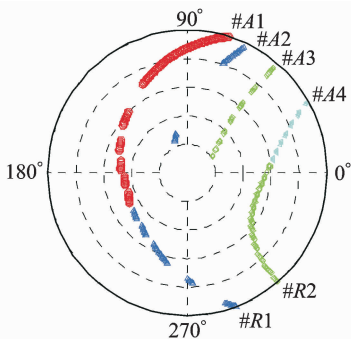


图 2 BVI 发生的位置

Fig. 2 BVI events occur on rotor plane

### 2.2 纵、横向噪声声压变化特征

图 3 为纵向方向的观测位置示意图,观测点 #2, #3 和 #4 位于方位角  $180^\circ$  轴向平面内。图 4 为噪声声压计算值与试验值的对比,位于旋翼平面内的观测位置 #2 的噪声以低频的桨叶厚度噪声为主,同时伴有较弱的高频脉冲噪声;而在旋翼下

方  $30^\circ$  和  $45^\circ$  观测位置厚度噪声的影响很小,声压信号具有很强的脉冲特性,且含有多个正、负脉冲波形。这就是典型的 BVI 噪声声压。声压信号中正脉冲声压是由前行边 BVI 载荷引起的,而负声压则是后行边载荷引起的。文中 3 个观测位置上的计算值都较好地捕捉到了上述的噪声纵向传播特性,只是在平面观测位置 #2 上,旋转噪声和脉冲载荷噪声都相对偏小,这可能由于文中的噪声计算模型忽略了由四极子模拟的高速脉冲噪声非线性部分。但是在以 BVI 噪声为主导的 #3 及 #4 观测位置上,噪声声压的波形以及峰值都与试验吻合得很好。这表明本文建立的基于混合方法的气动计算模型和噪声预测方法可有效地应用于旋翼 BVI 噪声的计算。

从图 4 中还可以看出,3 个位置上 BVI 噪声的声压信号波形非常相似,只是随着高度位置的不同,在声压的幅值上存在差异。这意味着桨盘面上产生的多处 BVI 在纵向面内引起的噪声变化存在着一致性,即从桨盘平面内按照逐渐增强再衰减的变化趋势。

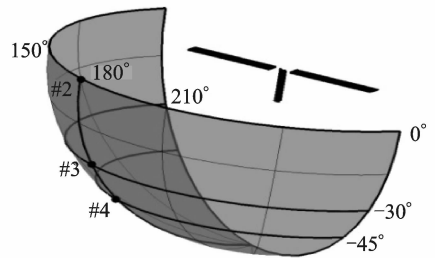


图 3 纵向观测点位置

Fig. 3 Observation locations along longitudinal direction

图 5 为横向方向的观测位置示意图,观测点 #7, #3 和 #9 位于旋翼下方  $30^\circ$  平面内不同方位角处。图 6 则给出了 3 个观测位置上的噪声声压计算值与试验值的比较。图中可见三位置处的声压信号都具有典型的脉冲特征,但是在具体脉冲声压波形上则存在一些区别,这与纵向声压的变化很不相同。其中 #3 及 #9 位置处正的声压值占了主导地位,而位于  $150^\circ$  方位角的 #7 位置上,声压信号幅值明显减弱,且负声压占据了主导地位。这一现象主要是由在桨盘平面内的多处 BVI 在周向(横向)方位角上的传播方向不一致引起的。这一点也可由图 7 中声压级等高图分布得到佐证,图中可见噪声声压级在沿方位角方向存在着强弱交替的过程。

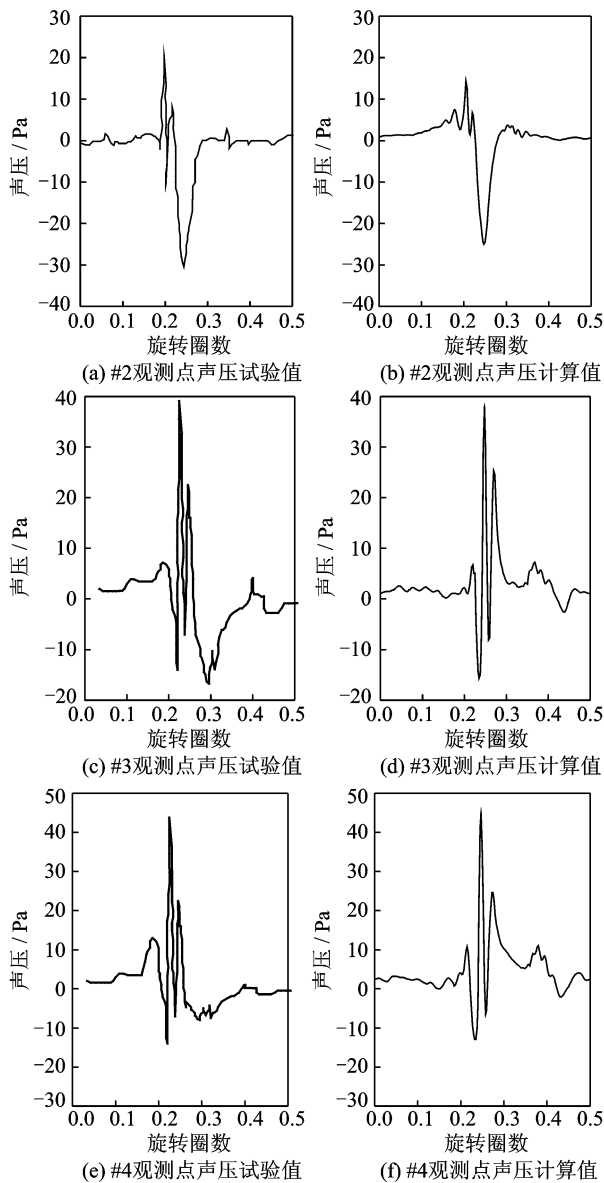


图 4 BVI 噪声声压纵向变化

Fig. 4 Time history of BVI acoustic-pressure along longitudinal direction

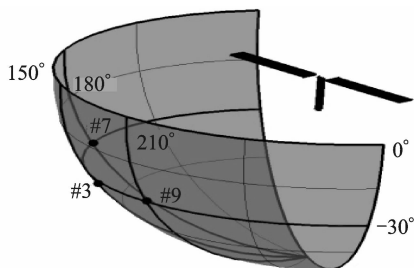


图 5 横向观测点位置

Fig. 5 Observation locations along lateral direction

### 2.3 BVI 噪声方向传播特性

图 7 给出了旋翼周围  $3.44R$  ( $R$  为旋翼半径) 半球面空间上总噪声和载荷噪声声压级的比较。在桨盘平面附近 ( $\theta=0^\circ$ ), 由于桨叶厚度噪声的影

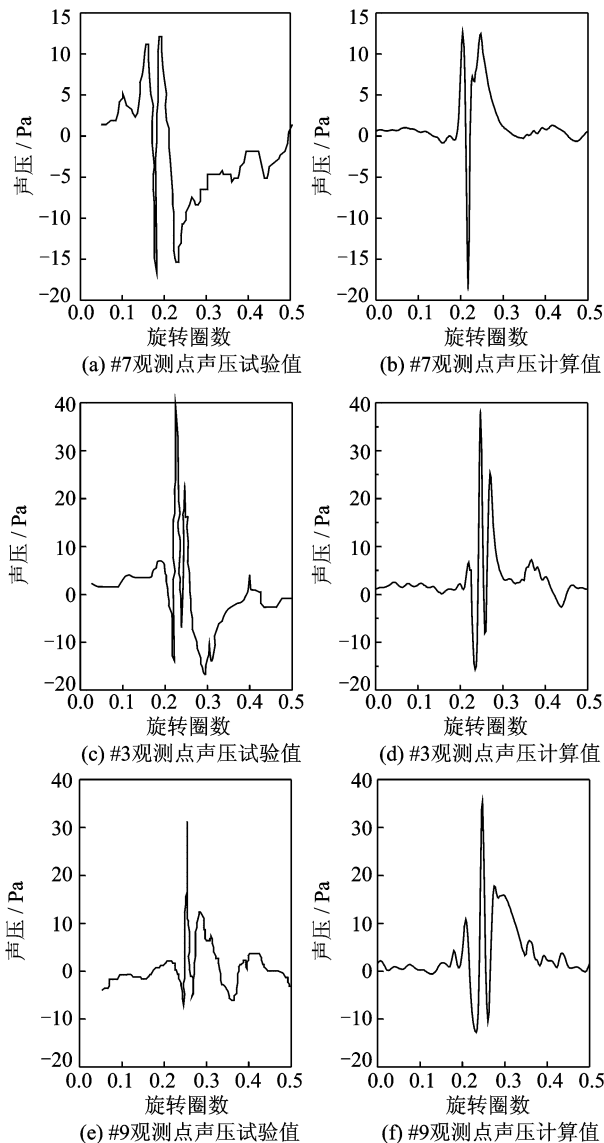


图 6 BVI 噪声声压横向变化

Fig. 6 Time history of BVI acoustic-pressure along lateral direction

响,总噪声强度要明显大于 BVI 载荷引起的噪声强度,而在旋翼下方空间,大约  $30^\circ$  以下区域,BVI 噪声与总噪声的分布趋向一致,而且噪声声压级大小也基本相同,这说明当旋翼发生 BVI 现象时,干扰载荷会引起非常强的辐射噪声,其强度要明显大于旋翼的普通载荷及桨叶厚度引起的噪声。图 7 (a)中,位于旋翼下方  $45^\circ$ 、方位角  $120^\circ$ 附近的白色高亮区域表示噪声声压级极值的位置,在该位置周围区域集中着很强的噪声能量。这表明旋翼 BVI 噪声具有很强的方向性——位于旋翼前行侧的前下方。此外,需要注意的是在声压级极值附近的  $180^\circ$ 方位角上,也存在另一个噪声能量相对集中的区域,这是由前行边不同位置上的干扰引起的。

图 8 相应给出了另外两个半球面上的载荷噪

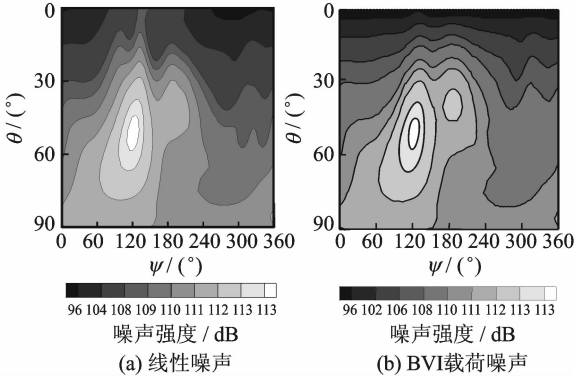


图7 旋翼噪声声压级沿球面空间分布( $d=3.44R$ )

Fig. 7 Contour plots of noise SPL on sphere surface

声声压级分布。比较图 8(b)和图 7 可以看出,在远场区域的  $d=3.44R$  和  $d=6.88R$  两个半球面空间上,噪声声压级的分布基本一致。而在  $d=1.72R$  球面上,由于含有近场噪声的影响,图中两个噪声“热点”在轴向平面内出现稍微上移。另外,比较图 7 和图 8 的声压级峰值也可看出,观测距离从  $1.72R$  增加到  $3.44R$  时,噪声强度下降了 7 dB 左右,而从  $3.44R$  增加至  $6.88R$  时,噪声强度减小了 6 dB,这表示 BVI 远场噪声和距离成线性反比。这与 BVI 噪声研究结果给出的结论一致<sup>[17]</sup>。

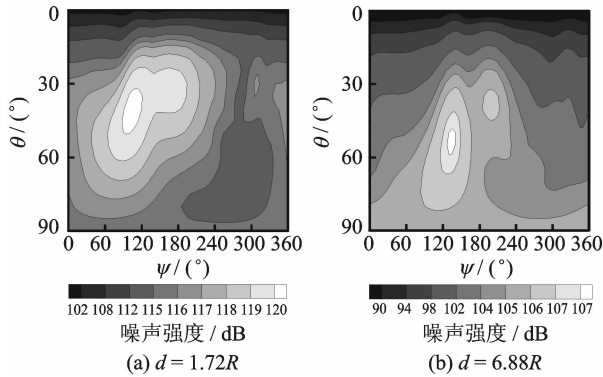


图8 不同半径球面上 BVI 载荷噪声声压级分布

Fig. 8 BVI load noise SPL distribution of different spherical radius

为了分析 BVI 噪声对地面人员的影响特点。图 9 和图 10 给出了旋翼下方 3 个平面 ( $h=3R, 4R, 5R$ ) 上的噪声声压级分布,图 10 上黑色圆表示旋翼所在位置。由图可见,这 3 个观测平面上的最大噪声都位于旋翼前行侧的  $120^\circ$  附近,且主要的噪声能量也集中在此位置附近。这意味着直升机下降飞行时,旋翼 BVI 产生的高强度脉冲噪声会对直升机前下方附近的地面人员造成较大的干扰。

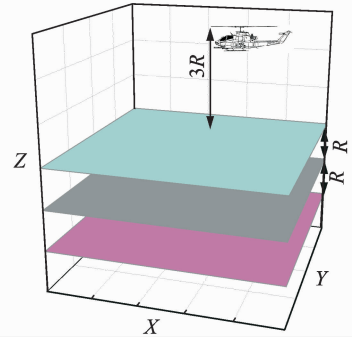


图9 旋翼下方观测平面示意图

Fig. 9 Schematic of observing plan below blade rotors

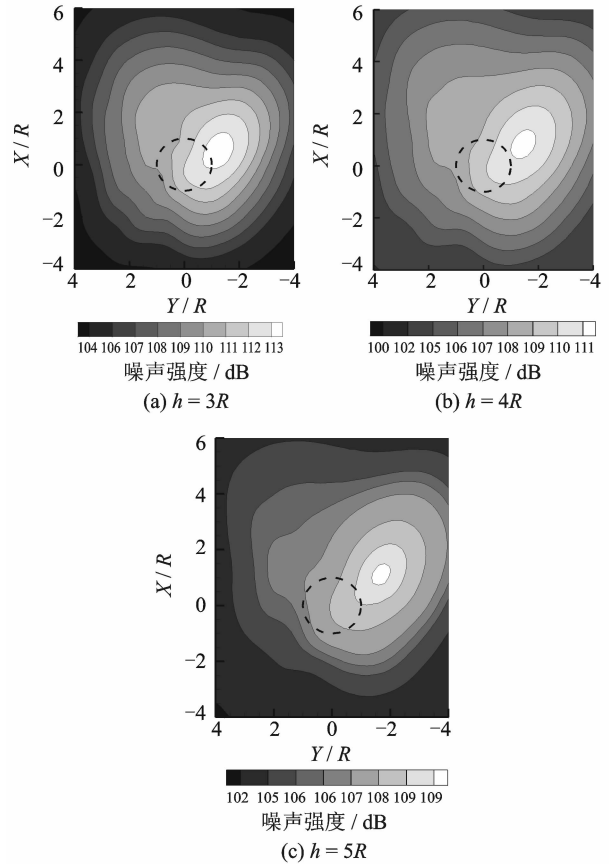


图10 旋翼下方不同平面上的噪声声压级分布

Fig. 10 Contour plots of noise SPL on plans below blade rotors

### 3 结 论

(1) 本文发展了基于 Navier-Stokes 方程和自由尾迹分析的高效耦合 CFD 方法,算例表明该方法可有效地用于旋翼 BVI 噪声问题的研究,且计算所需的资源和时间要远小于传统的全流场模拟方法,对于前飞状态可减少 50% 以上的计算时间。

(2) 直升机旋翼 BVI 噪声声压级的衰减速率与距离成线性反比关系;噪声声压信号中具有多个

正、负脉冲波形,具有较强的方向性,噪声声压级极值一般位于旋翼前行侧的前下方。

(3)由于桨盘面内各个BVI形成的时间(方位角)存在差异,会引起在不同横向观测位置上的声压波形及幅值均不相同;而在纵向方向上,多处BVI引起的噪声变化存在着一致性使得声压波形相似,仅在声压幅值上存在差别。

#### 参考文献:

- [1] Yu Y H. Rotor blade-vortex interaction noise[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000,36(2):97-115.
- [2] Tung C, Yu Y H. Aerodynamic aspects of blade-vortex interaction (BVI)[R]. AIAA 96-2010,2010.
- [3] Sim B W, Schmitz F H. Acoustic phasing and amplification effects of single-rotor helicopter blade-vortex interactions[C]// Proceedings of 55th Annual Forum of AHS. Montreal:[s. n.],1999.
- [4] DuVall T, Sim B W, Schmitz F H. Cabin versus far-field blade-vortex interaction noise level trends[C]// American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics and Test Evaluation Technical Specialists Meeting. San Francisco,CA:[s. n.],2002.
- [5] Ahmad J U, Strawn R C. Hovering rotor and wake calculations with an overset-grid navier-stokes solver [C]// Proceedings of 55th Annual Forum of AHS. Montreal:[s. n.],1999.
- [6] Strawn R C, Caradonna F X, Duque E P. 30 Years rotorcraft computational fluid dynamics research and development[J]. Journal of the American Helicopter Society,2006,51(1):5-21.
- [7] Kim J W, Park S H, Yu Y H, Euler and Navier-Stokes simulations of helicopter rotor blade in forward flight using an overlapped grid solver [R]. AIAA 2009-4268, 2009.
- [8] Kang H J, Kwon O J, Unstructured mesh Navier-Stokes calculations of the flow field of a helicopter rotor in hover[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2002, 47(2):90-99.
- [9] Gennaretti M, Bernardini G. Novel boundary integral formulation for blade-vortex interaction aerodynamics of helicopter rotors[J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1169-76.
- [10] Fogarty D E, Wibur M L, Sekula M K, et al. Prediction of BVI noise for an active twist rotor using a loosely coupled CFD/CSD method and comparison to experimental data[C]// Proceedings of 68th Annual Forum and Technology Display of AHS. Fort Worth:[s. n.],2012.
- [11] Roe P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2):357-372.
- [12] Luo H, Baum J D. A fast matrix-free implicit method for computing low mach number flows on unstructured grids[R]. AIAA 99-3315, 1999.
- [13] 徐国华, 王适存. 前飞状态直升机旋翼的自由尾迹计算[J]. 南京航空航天大学学报,1997,29(6): 648-653.  
Xu Guohua, Wang Shicun. Free wake calculation for helicopter rotor in forward flight[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1997,29(6): 648-653.
- [14] 史勇杰, 招启军, 徐国华. 旋翼桨-涡干扰气动特性计算及参数影响研究[J]. 航空学报, 2010,31(6): 1106-1114.  
Shi Yongjie, Zhao Qijun, Xu Guohua. Numerical calculation and parametric study of aerodynamics of rotor blade-vortex interaction[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(6), 1106-1114.
- [15] Shi Yongjie, Zhao Qijun, Fan Feng, et al. A new single-blade based hybrid CFD method for hovering and forward-flight rotor computation [J]. Chinese Journal of Aeronautics,2011, 24(2),127-135.
- [16] Farassat F, Succi G P. The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise[J]. Vertica,1983, 17(4):309-320.
- [17] 史勇杰,徐国华,招启军. 旋翼平行桨-涡干扰噪声的参数影响研究[J]. 南京航空航天大学学报. 2011,43(2):143-148.  
Shi Yongjie, Xu Guohua, Zhao Qijun. Parametric influence on rotor parallel blade-vortex interaction noise [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011,43(2):143-148.