

# 不同翼型厚度和来流马赫数下的 桨涡干扰噪声分析



相倩<sup>1</sup>,余启梁<sup>2</sup>,王钢林<sup>1</sup>,刘勇<sup>2</sup>,叶海剑<sup>2</sup>

1.中国航空研究院,北京 100029

2.南昌航空大学,江西 南昌 330063

**摘要:**桨涡干扰噪声是直升机气动噪声主要组成之一,为了正确预测和降低直升机噪声,必须开展气动噪声相关物理参数研究。在对声场进行计算流体力学(CFD)直接数值模拟的基础上,分析了不同厚度和来流马赫数下二维平行桨涡干扰噪声传播特性和声源位置,分析了翼型厚度和来流马赫数对桨涡干扰噪声的影响,并得到了可压缩情况下远场声压预测公式。研究表明,低马赫数下,翼型厚度对噪声指向性影响不大,高马赫数下,翼型厚度对噪声指向性影响程度增大;噪声强弱主要随来流马赫数变化,翼型厚度对其影响较小;翼型厚度和来流马赫数变化不会改变声源点位置。开展不同翼型厚度和来流马赫数下的桨涡干扰噪声分析可以为进一步了解并控制直升机桨涡干扰噪声提供一定的参考。

**关键词:**翼型厚度;来流马赫数;二维平行BVI;气动噪声;直接法

中图分类号:V211

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.06.002

在直升机低速下降、机动等飞行过程中,前行桨叶产生的桨尖涡脱落后会靠近或通过后行桨叶,形成桨涡干扰(BVI)现象。当桨尖涡轴线与桨叶平行时,可以简化为二维平行BVI。BVI噪声一旦出现,会显著增大直升机的总体噪声水平,带来严重的噪声污染<sup>[1]</sup>。因此,对影响BVI气动噪声的物理参数的研究,一直是预测和降低直升机噪声的前提<sup>[2]</sup>。

先前,在理论和试验方面研究者们已开展了许多与影响BVI气动噪声的物理参数相关的研究工作<sup>[3-7]</sup>。孟晓伟等<sup>[3]</sup>通过建立悬停状态直升机倾斜式尾桨诱导速度的方法有效地对尾桨BVI进行了预测。赵俊等<sup>[4]</sup>基于计算流体力学(CFD)方法对多旋翼飞行器气动力和噪声特性进行了分析。H. Y. Yung等<sup>[5]</sup>通过理论计算、全机试验和风洞试验等对BVI噪声声压级和飞行状态影响进行了研究,但对于影响BVI的物理参数、噪声波的形成和传播过程等方面没有深入研究。F. Caradonna等<sup>[6]</sup>在风洞中用旋转机翼研究了BVI噪声,分析了机翼与涡流相互作用,比较了Kirchhoff方法和FW-H方法等各种预测BVI噪声的方法。远场压力的

计算结果和测量结果对比表明,当涡特征(涡核位置、涡强度和涡核半径)已知时,可以较准确地预测BVI噪声。C. Kitaplioglu等<sup>[7]</sup>为减少旋翼转动时自身尾流的影响,利用外部产生的涡流与表面装有压力传感器的静止旋翼相互作用,并通过固定的近场麦克风和可移动的远场麦克风阵列收集声学数据。试验研究了翼型与涡干扰垂直间距、涡核强度以及叶尖马赫数等几个影响BVI的参数,该试验方法虽准确可靠,但试验周期长且成本高。

旋翼BVI现象复杂且随机性强,在旋翼各个角度和展向位置上可能同时发生BVI现象,通过试验方式测量噪声存在局限。随着计算机的发展,CFD方法逐渐成为直升机场流分析最有效的方法之一<sup>[8]</sup>。J. M. Chen等<sup>[9]</sup>通过在涡流发生器的下游放置NACA0012翼型,对二维BVI进行了试验研究,研究结果表明,当旋涡与非升力翼型相互作用时,它在前缘附近产生相当剧烈的局部表面压力变化。对于迎角参数的影响,该研究者先后试验了迎角为5°和10°的工况,试验结果显示,相比于5°迎角,10°迎角下翼型上的瞬态升力幅度更大,瞬态升力的幅值也随着涡流发生器和机翼

收稿日期: 2023-03-07; 退修日期: 2023-03-30; 录用日期: 2023-04-25

基金项目: 国家自然科学基金(11962018, 12262023)

引用格式: Xiang Qian, Yu Qiliang, Wang Ganglin, et al. Analysis on rotor vortex interference noise under different airfoil thickness and free-stream Mach number[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(06): 11-19. 相倩, 余启梁, 王钢林, 等. 不同翼型厚度和来流马赫数下的桨涡干扰噪声分析[J]. 航空科学技术, 2023, 34(06): 11-19.

之间垂直间隔的减小而增大。I. Marcel等<sup>[10-12]</sup>使用大涡模拟(LES)方法对不同迎角、不同涡特征以及翼型与涡不同干扰垂直间距下的BVI流场进行了数值模拟,减小了数值耗散,并捕捉到了干扰时的流场信息,研究表明,气动系数的大小随着干扰垂直间距的增加和涡核尺寸的减小而减小,LES方法为获得非定常壁面压力场提供了一种很有前景的工具。

在国内,史勇杰等<sup>[13]</sup>通过Euler方程分析BVI流场的特征,将自由涡在流场的诱导速度等效成网格畸变运动,并入真实网格运动中保持涡核结构不变。描述了干扰流场的升力变化特性,然后分析了涡核强度、翼型与涡干扰垂直间距和干扰角度等参数对BVI流场特性的影响。乔渭阳等<sup>[14]</sup>采用有限翼展桨叶模型计算叶片表面的非定常力,对涡强度、涡核半径、翼型与涡干扰的垂直间距和夹角、马赫数等影响参数进行实例计算。声场的计算使用了声比拟法。结果表明,该方法得出的BVI噪声声压数据与试验结果吻合良好。

目前,对于影响BVI气动噪声的物理参数研究主要围绕流场分析,而物理参数对BVI气动噪声产生和传播方面的影响还需要进一步计算和分析。

BVI气动噪声生成过程是一个强烈的非线性过程<sup>[15]</sup>,对于气动噪声的数值计算,大多采用声比拟方法预测远场噪声;而LBM-LES相结合的直接计算气动噪声方法,不仅能准确预测远场噪声,还能捕捉气动噪声的生成、传播和衰减实时变化过程,有利于认识不同翼型厚度和来流马赫数对BVI脉冲气动噪声的影响问题,所以本文采用LBM-LES气动噪声直接计算方法,对不同翼型厚度和来流马赫数下,二维平行BVI产生的脉冲非线性气动噪声进行直接计算。

## 1 数值方法及边界条件

### 1.1 直接法

直接法计算气动噪声具有同时得到精确流场和声场的优点,可用于对气动噪声进行传播过程、产生机理等研究,但需要采用高精度的时空离散格式和无反射边界条件两个关键技术来实施。

### 1.2 LBM-LES方法

格子玻耳兹曼(LBM)方法可高效求解非定常低速不可压的湍流问题<sup>[16]</sup>,多松弛时间(MRT)-LBM方法具有四阶空间精度和二阶时间精度,时间离散采用显式格式,具有数值稳定性高、低耗散、精度高等特性<sup>[17]</sup>。在相同的耗散情况下,该方法计算效率高,因此逐渐发展出了基于LBM直接法计算气动噪声。

本文数值模拟采用D2Q9格子离散速度模型<sup>[18]</sup>,离散速度为

$$e_{\alpha} = \begin{cases} (0,0), & \alpha = 0, \\ (\cos\theta_{\alpha}, \sin\theta_{\alpha})c, & \theta_{\alpha} = \frac{(\alpha-1)\pi}{2}, \alpha = 1, 2, 3, 4 \\ \sqrt{2}(\cos\theta_{\alpha}, \sin\theta_{\alpha})c, & \theta_{\alpha} = \frac{(\alpha-1)\pi}{2} + \frac{\pi}{4}, \alpha = 5, 6, 7, 8 \end{cases} \quad (1)$$

式中, $e_{\alpha}$ 为离散速度, $\theta_{\alpha}$ 为角度, $\alpha$ 为节点, $c$ 为格子声速。

LES方法是通过亚格子模型求解小尺度涡,对含能较高的大尺度涡则直接求解。BVI噪声属于中低频窄带噪声,具有含能高且尺度大的特点,和高雷诺数低马赫数湍流噪声相比,对计算精度、时间尺度、空间尺度、计算机及耗散性等的要求可以降低,因而比较容易实施,这使采用LES方法直接计算BVI近场和远场噪声成为可能。

### 1.3 声场计算方法

因为流场与声场的基本方程是相同的,所以可通过求解LBM方程直接得出流场和声场的统一解。

通过LBM-LES方法可直接得出流体宏观压力 $p$ 和流场密度 $\rho$ , $p = \rho c_s^2$ , $c_s$ 为流体声速。对声场进行直接计算时,格子声速等于流体声速。声压 $p'$ 为介质中压力的扰动值<sup>[19]</sup>,考虑到流体的静密度 $\rho_0$ 和静压 $\rho_0 c_s^2$ , $p'$ 可以表示为

$$p' = \rho c_s^2 - \rho_0 c_s^2 \quad (2)$$

### 1.4 网格分布及边界条件

由于BVI干扰主要作用于翼型附近区域,所以采用多尺度模式来划分计算网格。将计算区域划分成壁面附近、近场、远场和声波吸收4个区域。图1所示为区域划分及网格分布示意图,图1(a)翼型附近区域放大为图1(b)。计算域大小为 $80C \times 80C$ ,其中 $C$ 为翼型弦长。

上述4个边界均采用求解局部一维无黏方程<sup>[20-21]</sup>实现无反射边界条件,避免了边界处波向声场内反射,远场外有网格尺度较大的声波吸收区域,LES方法可过滤掉来自边界的小尺度伪反射波。

## 2 计算结果与分析

本文算例分别采用厚度为12%、15%、18%的NACA0012、NACA0015、NACA0018翼型,翼型迎角 $\alpha = 0^\circ$ ,翼型弦长 $C = 0.46\text{m}$ ;来流马赫数 $Ma$ 分别为0.14、0.4、0.6;旋涡模型为Lamb-Oseen<sup>[22]</sup>,其环量 $\Gamma = -0.16U_{\infty}C$ ,负号表示涡的旋转方向为顺时针方向,涡核半径 $r_c = 0.05C$ ,涡的初始位置 $(x_v, y_v) = (-4C, 0)$ ,其中 $x_v$ 为涡相对于翼型前缘的位置,

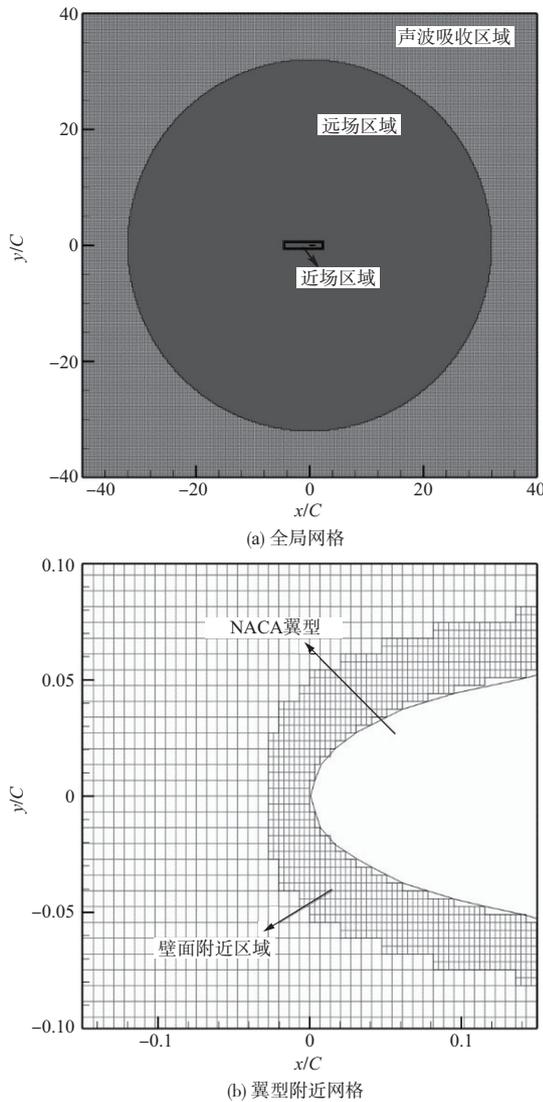


图1 区域划分及网格分布示意图

Fig.1 Schematic diagram of zoning and grid distribution

$y_v$  为涡与翼型之间的垂直距离。

### 2.1 网格无关性验证

首先进行网格无关性分析,以保证计算结果的可靠性。基于BVI引起的脉冲声压峰值建立网格数目影响分析。表1为网格数目和尺寸, $N$ 表示网格数目。

图2表示三种不同网格数目在监测点(0,20C)处的声压

表1 网格数目和尺寸

Table 1 Number and size of meshes

	壁面附近区域/m	近场区域/m	远场区域/m
$N=70$ 万	$3.1250 \times 10^{-3}$	$3.1250 \times 10^{-3}$	0.050
$N=107$ 万	$1.5625 \times 10^{-3}$	$3.1250 \times 10^{-3}$	0.050
$N=220$ 万	$1.5625 \times 10^{-3}$	$1.5625 \times 10^{-3}$	0.025

时间历程。由图2可以发现, $N=107$ 万和 $N=220$ 万之间的脉冲声压曲线更为接近,而 $N=70$ 万的脉冲声压曲线与另两条脉冲声压曲线存在差异;随着网格数目的增加, $N=220$ 万和 $N=107$ 万的声压峰值差异更小。考虑到节省计算资源以及计算精度,本文采用 $N=107$ 万网格进行数值计算。

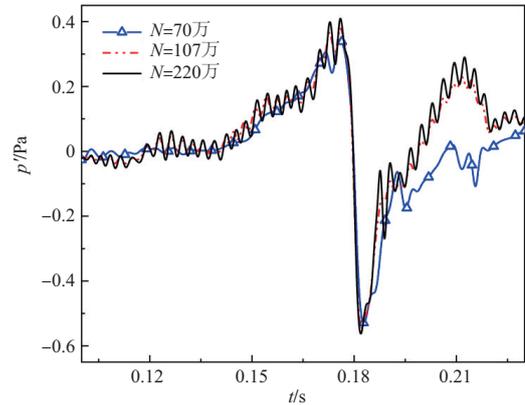


图2 (0,20C)处监测点声压时间历程

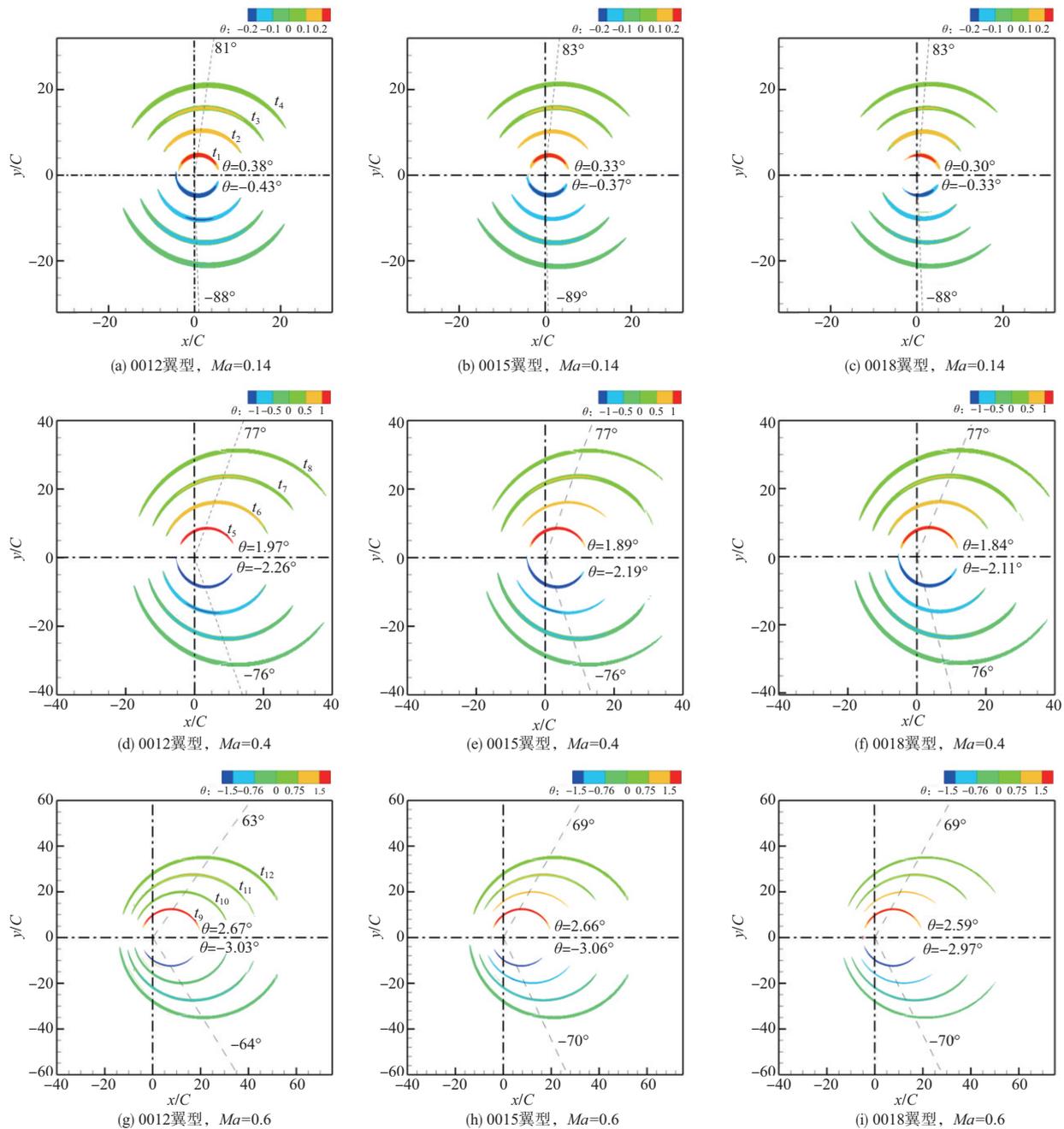
Fig.2 Time image of sound pressure at the monitoring point(0,20C)

### 2.2 噪声传播

通过直接法计算气动噪声可以直接获得声场信息,一般用胀量  $\Theta = \nabla \cdot V$  显示声波<sup>[23]</sup>;胀量值大小可表示声波强弱,胀量值最大值连线可表示辐射方向。图3所示胀量云图表示不同翼型厚度和来流马赫数下桨涡干扰脉冲噪声声波向远场传播的过程,其中相同来流马赫数下脉冲声波截取时刻相同,即图3(a)~图3(c)为相同时刻胀量云图,图3(d)~图3(f)为相同时刻胀量云图,图3(g)~图3(i)为相同时刻胀量云图。以图3(a)为例, $t_1 \sim t_4$ 代表脉冲噪声声波传播的不同时刻;角度表示声波上下辐射角度值(辐射角以翼型下游对应的方向为 $0^\circ$ ,逆时针为正);正负数字表示 $t_1$ 时刻声波沿辐射角方向胀量值,即 $t_1$ 时刻胀量最大值。

由图3可知,不存在因为网格分区和远场边界产生与脉冲噪声同量级强度伪反射波;从上下远场胀量的变化规律可知,上下远场噪声幅值大小相近,但相位相反,胀量图呈8字形,说明声场的辐射特性符合偶极子声源的辐射特性;上远场辐射角绝对值(简称上辐射角)和下远场辐射角绝对值(简称下辐射角)表示脉冲噪声声源指向性;上远场胀量绝对值(简称上胀量值)均略小于下远场胀量绝对值(简称下胀量值),说明来流涡为顺时针旋转时,上源场噪声比下源场噪声稍弱,是旋涡的下洗导致;相同马赫数下比较,随着厚度的增加,相同时刻相同位置处胀量绝对值减小,说明声波随厚度增加而变弱,但变化幅度不大。

如图3(a)~图3(b)所示,在来流马赫数 $Ma$ 为0.14时,

图3 胀量云图(单位: $s^{-1}$ )Fig.3 Dilatation contours(Unit:  $s^{-1}$ )

$t_1$ 时刻胀量绝对值大小在0.3~0.43范围内变化;上辐射角在 $82^\circ$ 附近变化,下辐射角在 $89^\circ$ 附近变化,上下辐射角有明显差别;上下辐射角随着厚度增加而增大,但变化不明显。如图3(d)~图3(f)所示,来流马赫数增加为0.4时, $t_1$ 时刻胀量绝对值大小在1.84~2.26范围内变化;上、下辐射角均在 $77^\circ$ 附近,随厚度增加变化不明显。如图3(g)~图3(i)所示,来流马赫数 $Ma=0.6$ 时, $t_1$ 时刻胀量绝对值大小在2.59~3.03范围内变化;同 $Ma$ 情况一样, $Ma$ 上下辐射角大

小相近,说明随着来流马赫数增加,涡的旋转方向对上、下辐射角的影响变弱;随着厚度增加,上、下辐射角由 $63^\circ$ 增至 $70^\circ$ ,而在 $Ma=0.14$ 和 $Ma=0.4$ 情况下,随着厚度增加,上、下辐射角则基本不变。这表明来流马赫数为0.6时,翼型厚度对辐射角的影响增强,声波指向性与厚度变化情况和来流速度有关。

对相同翼型厚度、不同来流马赫数胀量云图进行比较可知,随着马赫数增加,相同位置处胀量值绝对值增加明显

显,说明来流马赫数对声波强弱影响较大;随着来流马赫数增大,声波辐射角趋近于 $90^\circ$ ,且低马赫数下,上、下辐射角差别在 $7^\circ$ 左右,高马赫数下,上、下辐射角差别在 $1^\circ$ 左右,说明随着来流马赫数增加,涡的旋转方向对辐射角的影响变弱。

综上可知,来流马赫数和翼型厚度可以影响桨涡干扰脉冲噪声强弱和方向。脉冲噪声强弱随来流马赫数增加而增强,且变化幅度较大;随翼型厚度增加而减弱,且变化幅度较小。脉冲噪声指向随来流马赫数增加趋向于来流方向,随厚度增加趋向于来流反方向;翼型上下声源强弱相近,且来流涡为顺时针旋转时,上源场噪声比下源场噪声

弱;来流马赫数增加,涡的旋转方向对噪声辐射角的影响变弱。

### 2.3 声源声压大小和位置分析

翼型前缘附近压强发生强度不同的两次突变,对应峰值时刻的涡量—压强差云图随翼型厚度和来流马赫数的变化如图4、图5所示。图4为第一次压强变化时刻涡量和压力差云图,由图4可知,相同翼型厚度下,声源附近压力差随着来流马赫数增加而增加;相同来流马赫数下,声源附近压力差随翼型厚度增加而减小,变化不大;来流马赫数改变,声源附近压力差随厚度变化规律相同;翼型厚度改变,声源附近压力差随来流马赫数变化规律相同;翼型

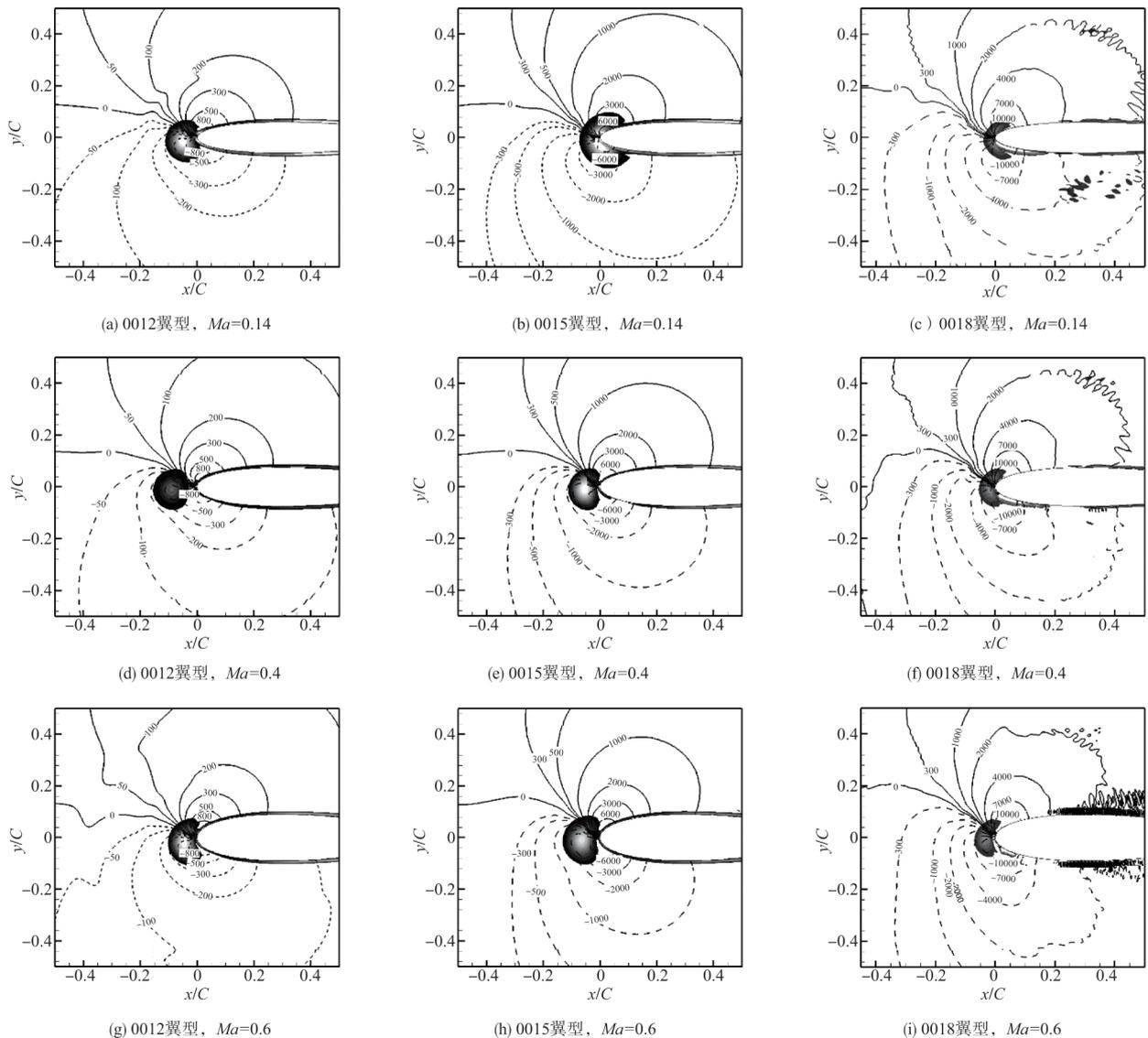


图4 升力系数负峰值时刻涡量—压力差云图

Fig.4 Lift coefficient negative peak moment vortex-pressure difference contours

厚度和来流马赫数对声源位置均没有影响,在翼型弦长的10%附近。由图5可知,声源附近压力差随来流马赫数和翼型厚度变化规律和声压正峰值时刻相同,声源位置依然位于翼型弦长的10%附近,且不随翼型厚度和来流马赫数变化。

对比图4和图5可知,不同工况下,声压负峰值时刻声源附近压力差均更大,噪声更强,此时旋涡位于翼型最大厚度点附近。

## 2.4 BVI远场声压预测公式

低马赫数时,声压峰值的预测公式可以表示为<sup>[24]</sup>

$$p' = \frac{4.78U_\infty^3 \Delta C_L}{4\pi c_0 r} \quad (3)$$

式中, $p'$ 为声压, $U_\infty$ 为来流速度, $\Delta C_L$ 为升力系数波动幅值, $c_0$ 为声速, $r$ 为传播距离。

在此基础上考虑压缩性和翼型厚度影响,由于压缩性和翼型厚度直接影响辐射角方向,可以用辐射角方向表示

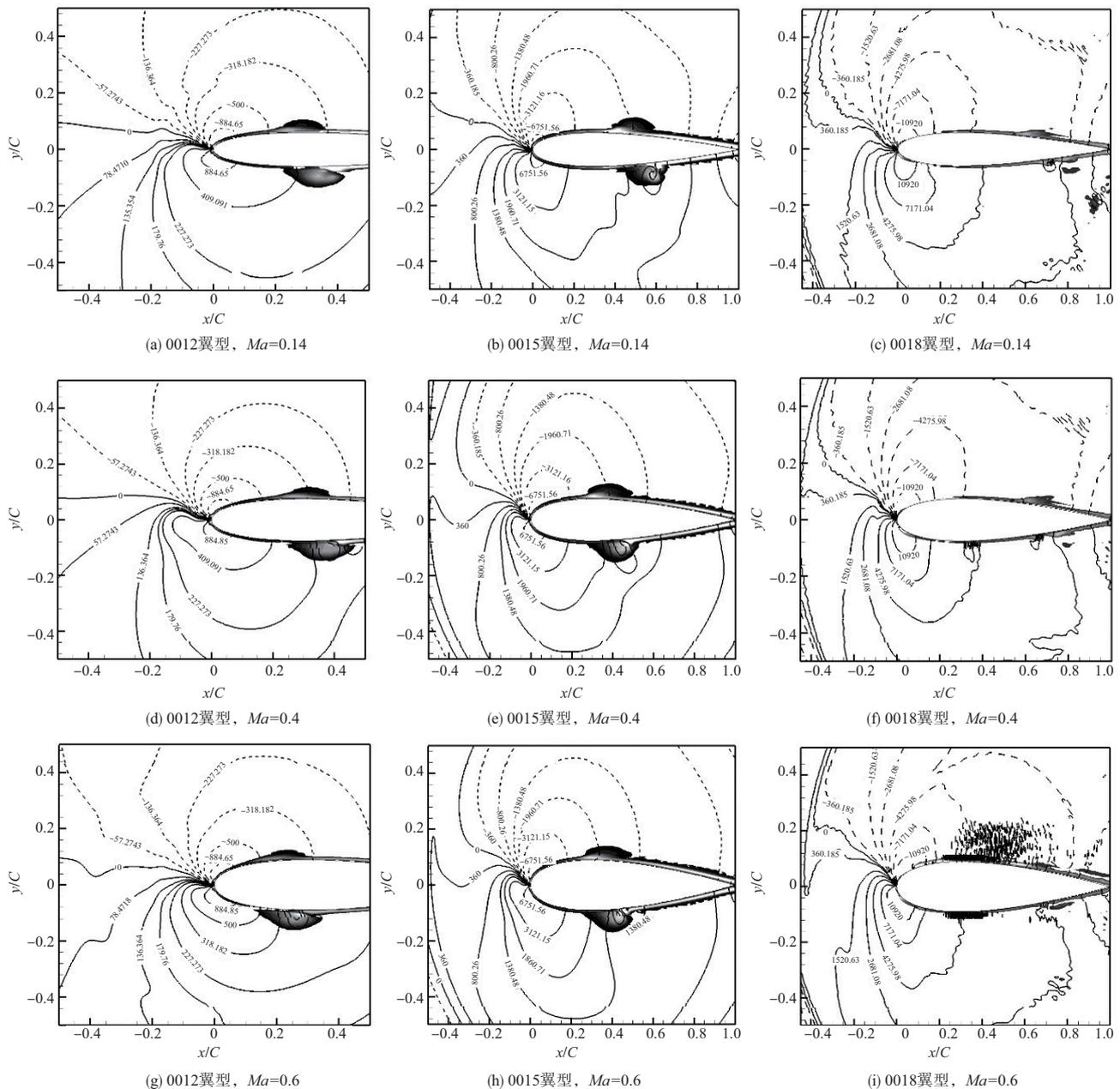


图5 升力系数正峰值时刻涡量-压力差云图

Fig. 5 Lift coefficient positive peak moment vortex-pressure difference contours

压缩性和厚度对远场声压峰值的影响。代入计算得到的不同翼型厚度、不同来流马赫数情况下升力系数波动幅值和辐射角方向远场声压峰值进行线性拟合。如图6所示。

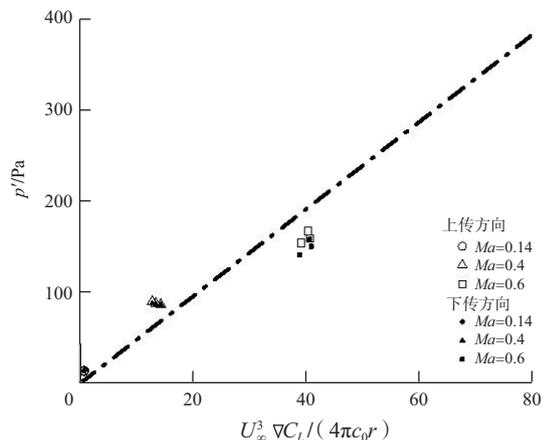


图6 辐射角方向声压峰值和速度变化关系图

Fig. 6 Diagram of peak sound pressure and velocity change in radiation angular direction

由此得到可压缩桨涡干扰远场噪声预测公式

$$p' = \frac{4.78 U_\infty^3 \Delta C_L (\cos \alpha)}{4\pi c_0 r} \quad (4)$$

式中,  $\alpha$  为辐射方向与来流法向的夹角, 当来流马赫数较低时, 与来流法向的夹角近似为  $0^\circ$ , 此时式(4)可以简写为式(3)。

### 3 结论

基于LBM-LES方法, 对二维平行桨叶的桨涡干扰噪声的声场进行了直接计算, 得到了精确的桨涡干扰脉冲气动噪声声场数据及非定常流场数据。在此基础上, 分析了翼型厚度和来流马赫数对桨涡干扰噪声的影响, 得出以下结论:

(1) 随着来流马赫数的变化, 噪声强度和翼型厚度的变化对桨涡干扰噪声的影响不同。噪声强度随来流马赫数的变化程度远大于随翼型厚度的变化程度, 这可能是由于来流马赫数对气动声学特性的影响更为显著。此外, 随着翼型厚度的增加, 桨涡干扰噪声会相应减小。

(2) 噪声传播方向的变化规律是本文研究的另一个重要结果。在低马赫数下, 厚度变化对桨涡干扰噪声的指向性影响不大, 说明厚度对气动声学特性的影响较小。但是, 在高马赫数下, 厚度对指向性影响程度增加, 指向靠近来流的法线方向, 这可能是由于随着来流马赫数的增加, 气动声

学特性的变化更加显著, 导致噪声传播方向的变化也更加明显。

(3) 进一步研究发现, 噪声传播方向随来流马赫数增加而靠近来流方向, 而随着厚度的增加, 随来流马赫数增加的程度降低。这表明随着来流马赫数的增加, 气动声学特性对噪声传播方向的影响逐渐增强, 而翼型厚度的变化对其影响程度降低。

本文研究得到不同来流马赫数下的远场声压峰值预测公式, 这为桨涡干扰噪声控制提供了实用的工程手段。需要指出的是, 由于受试验条件的限制和气动声学特性的复杂性, 预测公式的适用范围有限, 需要在实际应用中加以验证。

AST

### 参考文献

- [1] 冯剑波, 陆洋. 直升机旋翼桨涡干扰噪声主动控制技术综述[J]. 噪声与振动控制, 2018, 38(3): 1-9.  
Feng Jianbo, Lu Yang. Review of active control techniques of blade vortex interaction noise for helicopter rotor[J]. Noise and Vibration Control, 2018, 38(3): 1-9. (in Chinese)
- [2] 邓景辉. 直升机技术发展展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1): 10-16.  
Deng Jinghui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1): 10-16. (in Chinese)
- [3] 孟晓伟, 张宏林, 杨文凤. 直升机倾斜式尾桨涡环预测与试飞研究[J]. 航空科学技术, 2018, 29(1): 58-62.  
Meng Xiaowei, Zhang Honglin, Yang Wenfeng. Theoretic calculation and flight test for the helicopter tilting tail rotor vortex ring[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29(1): 58-62. (in Chinese)
- [4] 赵俊, 李志彬. 变距四旋翼飞行器气动力及噪声特性计算研究[J]. 航空科学技术, 2022, 33(4): 57-66.  
Zhao Jun, Li Zhibin. Computational research on aerodynamic and noise characteristics of variable pitch quadrotor aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(4): 57-66. (in Chinese)
- [5] Yung H Y. Rotor blade-vortex interaction noise[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36(2): 97-115.
- [6] Caradonna F, Kitaplioglu C, McCluer M, et al. Methods for the prediction of blade-vortex interaction noise[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2000, 45(4): 303-317.
- [7] Kitaplioglu C, Caradonna F X, Burley C L. Parallel blade -

- vortex interactions: An experimental study and comparison with computations[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1997, 42(3): 272-281.
- [8] Lele S. Computational aeroacoustics-a review[C]//35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1997: 18.
- [9] Chen J M, Chang D M. Unsteady pressure measurements for parallel vortex-airfoil interaction at low speed[J]. *Journal of Aircraft*, 1997, 34(3): 330-336.
- [10] Marcel I. Numerical study of helicopter blade-vortex mechanism of interaction using large-eddy simulation[J]. *Computers & Structures*, 2009, 87(11-12): 758-768.
- [11] Marcel I, Nitzsche F, Matida E. Influence of vortex characteristics on the blade-vortex mechanism of interaction using large-eddy simulation[C]. 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2009: 1282.
- [12] Marcel I, Nitzsche F, Matida E. Influence of angle of attack on the helicopter blade-vortex mechanism of interaction using large eddy simulation[C]. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2008: 551.
- [13] 史勇杰, 招启军, 徐国华. 旋翼桨一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. (in Chinese)
- [14] 乔渭阳, 唐狄毅, 李文兰. 旋翼BVI噪声的理论模拟与分析[J]. *航空学报*, 1994, 15(6): 725-730.  
Qiao Weiyang, Tang Diyi, Li Wenlan. Theoretical study on the blade-vortex interaction noise of helicopter rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1994, 15(6): 725-730. (in Chinese)
- [15] 尹坚平, 胡章伟. 用测量的叶片表面非定常压力预估直升机旋翼桨涡干扰(BVI)噪声[J]. *航空学报*, 1996, 17(5): 87-89.  
Yin Jianping, Hu Zhangwei. Prediction of rotor blade vortex interaction noise from measured unsteady pressure of blade[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1996, 17(5): 87-89. (in Chinese)
- [16] Brionnaud R, Chávez M, Trapani G, et al. Direct noise computation with a Lattice Boltzmann method and application to industrial test cases[C]. 22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 2016: 2969.
- [17] Marié S, Ricot D, Sagaut P. Comparison between Lattice Boltzmann method and Navier-Stokes high order schemes for computational aeroacoustics[J]. *Journal of Computational Physics*, 2009, 228(4): 1056-1070.
- [18] Chen S, Doolen G D. Lattice Boltzmann method for fluid flows [J]. *Annual Review of Fluid Mechanics*, 1998, 30(1): 329-364.
- [19] 马致遥, 单锋, 章东. 格子玻尔兹曼方法对不同张角聚焦声束的建模[J]. *声学学报*, 2018, 43(2): 217-223.  
Ma Zhiyao, Shan Feng, Zhang Dong. Modeling of focused acoustic beams with varied aperture angles using Lattice Boltzmann method[J]. *Acta Acustica*, 2018, 43(2): 217-223. (in Chinese)
- [20] Heubes D, Bartel A, Ehrhardt M. Characteristic boundary conditions in the Lattice Boltzmann method for fluid and gas dynamics[J]. *Journal of Computational and Applied Mathematics*, 2014, 262: 51-61.
- [21] Stoll S J B. Lattice Boltzmann simulation of acoustic fields, with special attention to non-reflecting boundary conditions [Z]. *Institut für Elektronik Telekommunikation*, 2014.
- [22] Loiodice S, Drikakis D, Kokkalis A. Influence of vortex models on the prediction of 2D airfoil vortex interaction[C]. 34th European Rotorcraft Forum 2008, 2008: 360-369.
- [23] Colonius T, Lele S K, Moin P. Sound generation in a mixing layer[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 1997, 330: 375-409.
- [24] 邹森, 刘勇, 王琦. 二维平行桨涡干扰气动噪声特性分析[J]. *声学学报*, 2020, 45(4): 587-593.  
Zou Sen, Liu Yong, Wang Qi. Analysis on aeroacoustic characteristic of the two-dimensional parallel blade-vortex interaction[J]. *Acta Acustica*, 2020, 45(4): 587-593. (in Chinese)

## Analysis on Rotor Vortex Interference Noise Under Different Airfoil Thickness and Free-stream Mach Number

Xiang Qian<sup>1</sup>, Yu Qiliang<sup>2</sup>, Wang Ganglin<sup>1</sup>, Liu Yong<sup>2</sup>, Ye Haijian<sup>2</sup>

1. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100029, China

2. Nanchang Hangkong University, Nanchang 330063, China

**Abstract:** Blade-vortex interaction noise is one of the main components of helicopter aerodynamic noise. In order to correctly predict and reduce helicopter noise, it is necessary to conduct research on physical parameters related to aerodynamic noise. Based on the direct numerical simulation of the acoustic field using Computational Fluid Dynamics (CFD), the propagation characteristics and sound source location of two-dimensional parallel propeller blade-vortex interference noise under different thicknesses and free-stream Mach numbers are analyzed. The effects of airfoil thickness and free-stream Mach number on propeller blade-vortex interference noise are analyzed, and the prediction formula for far field sound pressure in compressible cases is obtained. The research shows that at low Mach number, the influence of airfoil thickness on noise directivity is not significant, while at high Mach number, the influence of airfoil thickness on noise directivity increases; The noise intensity mainly varies with the free-stream Mach number, and the influence of airfoil thickness is small; Variations of airfoil thickness and free-stream Mach number do not change the location of the sound source point. This research provides a certain reference value for further study on controlling the blade-vortex interaction noise of helicopters.

**Key Words:** airfoil thicknesses; free-stream Mach number; two-dimensional parallel BVI; aeroacoustics; direct simulation method

---

**Received:** 2023-03-07; **Revised:** 2023-03-30; **Accepted:** 2023-04-25

**Foundation item:** National Natural Science Foundation of China (11962018, 12262023)