

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.009

桨叶气动外形对直升机桨-涡干扰噪声影响研究

史勇杰 苏大成 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:针对旋翼桨-涡干扰(Blade-vortex interaction, BVI)现象的复杂特征,建立了一个基于 Navier-Stokes 方程/自由尾迹模型的耦合欧拉-拉格朗日数值方法,用于干扰过程中脉冲气动载荷的计算。噪声的预测采用基于声学类比法的 FW-H 方程。应用上述方法以 AH-1/OLS 旋翼为研究对象,从“设计降噪”角度分析了具有后掠、前掠、尖削和下反桨尖形状旋翼的桨-涡干扰噪声特性。结果表明:目前直升机常采用的桨叶外形(尖削、后掠)对于降低桨-涡干扰噪声是有限的;而采用前掠、下反桨叶的旋翼具有较好的噪声隐身特性。

关键词:直升机;桨-涡干扰;旋翼噪声;耦合 Eulerian-Lagrangian 方法;桨叶外形

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2015)02-0235-08

Research on Influence of Shape Parameters on Blade-Vortex Interaction Noise of Helicopter Rotor

Shi Yongjie, Su Dacheng, Xu Guohua

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

Abstract: A coupled Eulerian-Lagrangian method based on Navier-Stokes equation and free-wake model is established for impulsive air-loadings prediction during interaction. The noise prediction is based on the well-known FW-H equation for acoustic pressure. By the method, aiming at the noise abatement, a parametric study is performed to examine the effects of blade geometry parameters such as sweepback, sweepforward, taper and anhedral tip on blade-vortex interaction(BVI) noise of AH-1/OLS rotor. The results indicate that the BVI noise can be reduced by the blade geometry of anhedral tip and sweepforward, while the blade geometry (i. e. taper and sweepback) adopted by helicopter widely has finite influence on the reduction of BVI noise even the unfavourable influence.

Key words: helicopter; blade-vortex interaction(BVI); rotor noise; coupled Eulerian-Lagrangian method; blade shape

直升机工作时,旋翼桨叶始终处于当前以及其他桨叶产生的螺旋型桨尖涡中,在悬停、下降等飞行状态下会出现桨叶与尾迹涡靠近相遇的情况,形成特有的“桨-涡干扰”(Blade-vortex interaction, BVI)现象,干扰会使得桨叶气动载荷产生脉动,而导致旋翼、机身出现较高的噪声和振动水平,从而

对旋翼结构、直升机飞行操纵、声可探测性以及乘客的舒适性等产生很大的影响^[1]。

旋翼的桨尖区域,既是流场的高速区,又是桨尖涡的形成和逸出处,因而桨尖形状对旋翼气动载荷和气动噪声都会带来影响^[2]。发展新型桨尖最初是为了改善跨音速特性、提高旋翼气动性能。随

基金项目:国家自然科学基金(11302103)资助项目。

收稿日期:2015-01-15;修订日期:2015-02-15

通信作者:史勇杰,男,副教授,E-mail:shiyongjie@nuaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

着对旋翼噪声的日益关注以及对降低噪声的迫切要求,研究者开始关注桨尖形状对旋翼噪声的影响,以期能找到兼具高性能和低噪声的设计方法。在文献[3~6]中,研究人员开展了新型桨尖对旋翼旋转噪声、高速脉冲噪声影响的理论分析和数值模拟,给出了一些旋翼降噪设计可参考的结论;在文献[7,8]中,研究者通过风洞和外场试验,研究了桨尖形状、旋转速度等对旋翼性能、噪声特性的影响。然而至目前,有关桨尖形状对 BVI 气动特性和噪声特性影响的研究工作则开展得较少。关于桨尖旋翼对 BVI 噪声的降噪机理、降噪效果尚不清楚,有待深入研究。

BVI 噪声的本质仍是载荷噪声,准确地捕捉桨叶表面的气动力分布是计算噪声的关键。鉴于尾迹涡在干扰现象中的重要性,先前很多研究中采用了基于拉格朗日描述的自由尾迹方法^[9-10]。结算结果表明,尾迹方法可较好地预测 BVI 噪声的传播特性,但在声压级数值上存在一定误差。近年来,一些研究者尝试将 CFD 方法用于 BVI 噪声的研究^[11-12]。虽然此类方法可以通过加密网格、采用高格式和自适应网格等方法来减小数值耗散,但尾迹捕捉能力仍显不足,且计算资源消耗和工作量过大。鉴于此,本文在先前研究工作的基础上^[13-15],引入课题组发展的耦合欧拉-拉格朗日旋翼气动计算方法和基于 FW-H 方程的噪声预测方法,深入开展新型桨尖对 BVI 噪声特性的影响研究。文中针对具有后掠、前掠、尖削和下反桨尖形状的旋翼进行了研究,通过分析干扰距离、干扰方式及涡强度的变化,进而研究其对噪声特性的影响机理,获得了一些对于旋翼降噪设计有实际意义的结论。

1 数值计算方法

旋翼 BVI 气动力的计算采用课题组建立的耦合 Navier-Stokes 方程/自由尾迹涡模型的计算方法。如图 1 所示,该方法将旋翼流场计算域分为两部分:

(1)在围绕桨叶的网格计算区域内(尾迹形成区域),建立以绝对物理量为参数的守恒形式雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)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。惯性坐标系下 RANS 方程表示为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_S \mathbf{F} dS - \iint_S \mathbf{G} dS = 0 \quad (1)$$

式中:守恒变量 $\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$; $\mathbf{u} = (u, v,$

$w)$ 为惯性系下的速度矢量; ρ, E 分别表示密度和能量; V 为控制体单元体积; 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,时间推进采用高效的隐式 LU-SGS 方法,湍流模型为 Baldwin-Lomax 模型。绕桨叶的贴体网格采用 C-H 和 C-O 的混合网格。沿桨叶展向是由二维 C 型网格拉伸而成的 C-H 网格;在桨叶尖端处,为了使桨叶表面封闭,采用了旋转网格的方法,并形成了 C-O 网格;在靠近桨尖处进行了展向加密以更好地捕捉桨尖处的三维效应。

(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基于拉格朗日描述而建立的自由尾迹分析模型^[16]来表示。

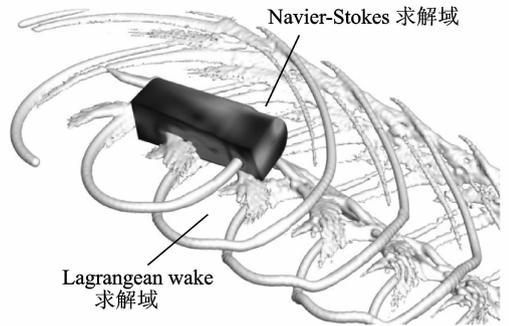


图 1 桨叶流场分区示意图

Fig. 1 Schematic of two zones of flow field

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“Farassat 1A”公式^[17]。F 1A 公式将线性噪声分成两部分,即

$$p(\mathbf{x}, t) = p_i(\mathbf{x}, t) + p_l(\mathbf{x}, t) \quad (2)$$

式中: p_i 和 p_l 分别代表由桨叶厚度和载荷引起的声压。

为了验证所建立方法的正确性,本文将其应用于 OLS 旋翼(AH-1 直升机旋翼 1/7 缩比模型)在 $\mu = 0.164, C_T = 0.0054, \alpha_{\text{tip}} = 1^\circ$ 飞行状态的计算,该状态是 BVI 出现的典型状态。图 2 为旋翼下方出现较强 BVI 噪声位置上的声压时间历程。通过与试验值^[18]的对比可见,脉冲噪声声压特性的计算达到了较好的精度。这表明本文所建方法可有效地用于 BVI 问题研究。

2 BVI 噪声影响分析

本节以 OLS 旋翼为基准旋翼,所分析的桨叶外形是在该基准桨叶上变化得到的,桨尖变化从

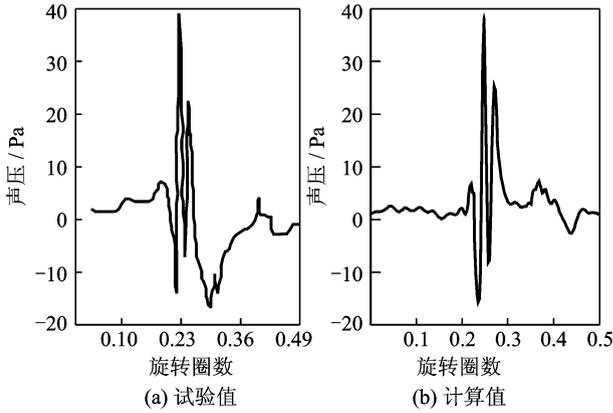


图 2 BVI 噪声声压时间历程

Fig. 2 Time history of BVI acoustic-pressure

0.85R 开始 (R 为旋翼桨叶半径), 外形变化包括: 桨尖后掠、前掠、尖削以及下反。为了分析 BVI 噪声传播特性, 文中给出的声压级分布云图是以旋翼中心为原点、半径为 4R 的旋翼下方半球面上的噪声。

2.1 基准桨叶旋翼 BVI 噪声特性

旋翼 BVI 是由于空间的旋翼桨尖涡与旋转运动的桨叶相遇而产生的。因此, 桨盘面内可能发生 BVI 的位置可由下式求出, 即

$$\begin{aligned}
 r \cos\left(\psi_b - \frac{2\pi(i-1)}{N_b}\right) &= x_v \\
 r \sin\left(\psi_b - \frac{2\pi(i-1)}{N_b}\right) &= y_v
 \end{aligned} \quad (3)$$

式中: ψ_b 表示当前桨叶的方位角; r 为桨叶的展向位置; $i = 1, 2, \dots, N_b$; x_v, y_v 则表示尾迹涡线段的位置。

旋翼处于斜下降飞行状态时, 桨盘面存在多处 BVI 现象, 而各处因影响因素的不同导致噪声强度各异。图 3 给出了基准旋翼在计算状态下桨盘面内 BVI 的发生位置。图中 #A1~4 四处位于桨盘的前行侧; #R1, #R2 位于桨盘的后行侧。#A3 和 #R2 干扰处桨叶前缘与涡线几乎平行, 称为平行干扰, 而其余的为斜干扰。垂直干扰距离是另一个重要影响因素, 研究表明 BVI 噪声与干扰距离的平方成反比^[14]。

图 4 给出了算例状态下旋翼周围半球面上噪声声压级 (Sound pressure level, SPL) 的分布, θ 为旋翼平面下方角度, ψ 为桨叶方位角。在旋翼下方 45°、方位角 120° 上出现了明显的噪声热点, 这是由 #A3 引起的, 而在旋翼下方 30°、方位角 180° 附近噪声也有所增加, 这是是由斜干扰 #A1 和 #A2 共同引起的, 而后行侧的干扰的影响则相对

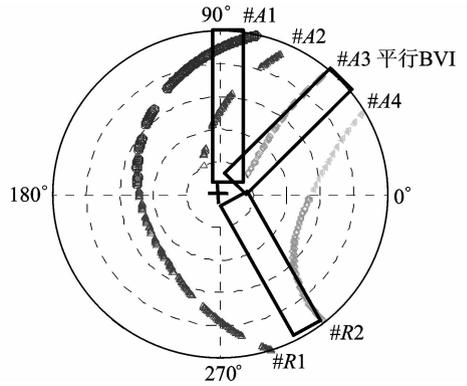


图 3 BVI 发生位置

Fig. 3 BVI events occur on rotor plane

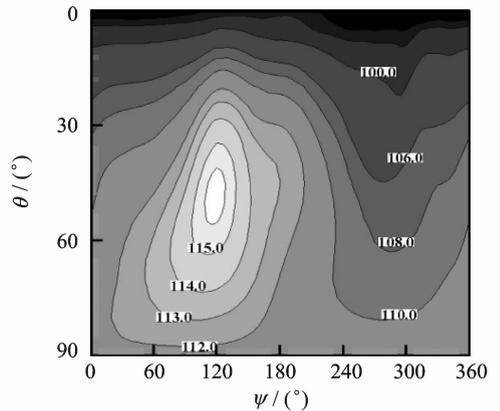


图 4 旋翼噪声声压级沿球面空间的分布

Fig. 4 Contour plots of noise SPL on sphere surface

较弱。由此可知, BVI 噪声不仅具有很强的声压级和指向性, 而且受旋翼桨盘面上多处干扰的共同作用影响, BVI 噪声会向直升机前下方多个方向传播。

2.2 桨尖后掠/前掠影响

首先分析了桨尖后掠和前掠对 BVI 噪声的影响。后掠角 10° 和 20° 的桨叶分别以 BS1, BS2 表示; 而前掠角 10° 和 20° 的桨叶以 FS1, FS2 表示。

图 5 为后掠、前掠桨叶与涡线干扰的示意图, 桨叶前缘的后掠使前行侧的 BVI #A1 ~ #A4 的干扰角度减小, 变得趋向平行, 而后行侧原本近似平行的干扰 #R2, 则随着后掠角的增加, 变成斜干扰; 与后掠桨叶不同的是, 桨叶前缘的前掠会使得前行侧的 BVI #A1 ~ #A4 的干扰角度增加, 后行侧上 #R2 也不再为平行干扰, 而后行侧的 #R1 的干扰角度却减小了, 趋向于平行干扰。这都会对 BVI 的气动和噪声特性产生影响。

图 6 中给出了矩形基准桨叶和后掠桨叶在球面空间上辐射的噪声声压级等高图 (文中仅给出了

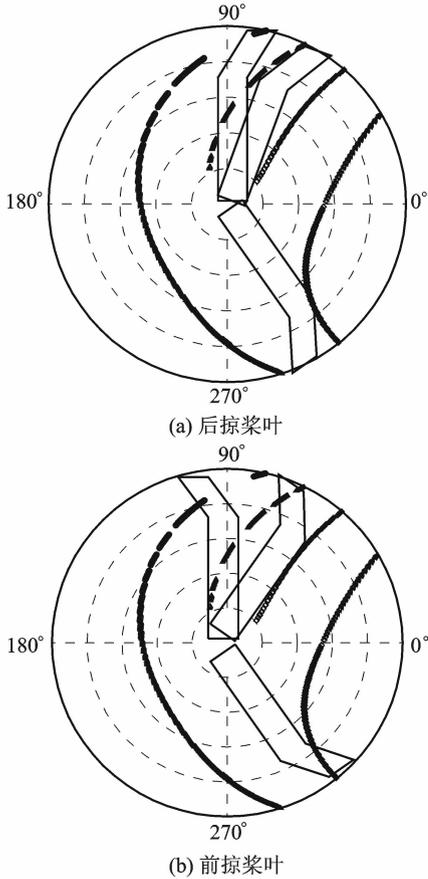


图5 后/前掠桨叶与涡线干扰示意图

Fig. 5 BVI events occur on rotor plane for swept rotors

桨尖变化较大算例状态下的噪声等高图)。图6(a)中旋翼噪声的空间分布基本相同,这说明桨叶的后掠对噪声传播方向的影响很小。图6(b)相应地给出了后掠与矩形桨叶产生的噪声声压级的差值的等值线图,该图是将图6(a)的声压值减去矩形桨叶相应空间点上的值得到的结果,其中虚线表示噪声声压级减小的区域,实线代表声压级增加。由图中可以看出,在球面空间的大部分区域上,后掠桨叶引起的BVI噪声声压级是增加的,只是在很小的区域上噪声有降低。计算结果显示BS1及BS2后掠桨叶产生的最大BVI噪声相对于矩形桨叶分别增加了0.35及0.82 dB。这表明后掠桨叶对于BVI噪声的影响是负面的。这是由于桨叶的后掠使前行边BVI的干扰角度减小,增加了干扰噪声的相位一致性,从而增加了远场噪声的声压级^[19]。

图7中给出了基准桨叶和前掠桨叶在球面空间上辐射噪声的声压级等高图。图中的噪声声压级分布基本一致,这说明桨叶的前掠对噪声的传播方向的影响也很小。从声压级差值等高图可以看出,在球面空间的大部分区域上,包括最大声压级

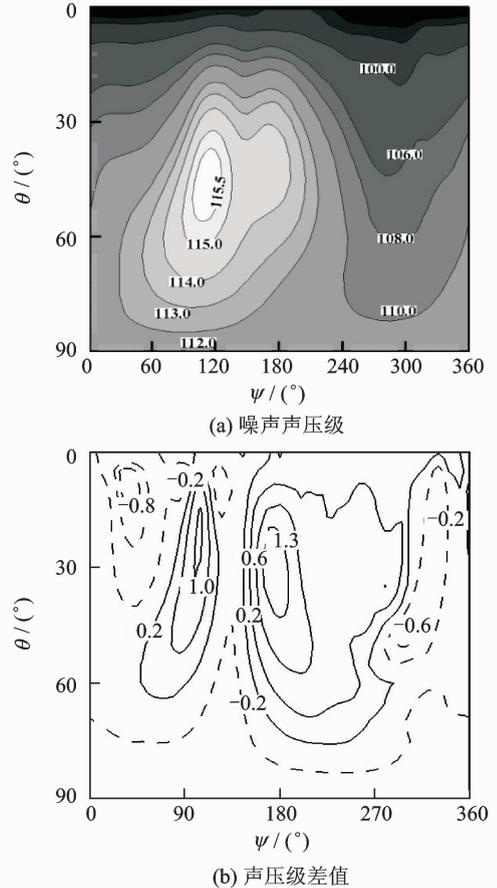


图6 后掠桨叶旋翼噪声声压级和差值等高图(BS2)

Fig. 6 SPL contour plots of overall and difference noise for back-swept rotor(BS2)

位置处,声压级出现了不同程度的降低,只在较小的空间范围内,声压级出现了很小幅度的增加。计算结果显示FS1,FS2后掠桨叶产生的最大BVI噪声相对于矩形桨叶分别减小了0.47及0.88 dB,其对BVI的影响效果恰与后掠桨叶相反。前掠桨叶由于增加了前行侧桨叶外段的BVI角度(见图5(b))而降低了BVI噪声,且前掠角增加,降低幅度也增大。

图8给出了前/后掠与矩形桨叶由BVI#A1~#R2各个干扰引起的噪声声压级峰值对比。由图可见,相对矩形桨叶,BS2后掠桨叶的BVI#A1, #A2, #A3分别增加了2.48,0.12和0.63 dB,而BVI#A4, #R1, #R2则相应地减小了0.63,1.87和1.12 dB。但是总的噪声声压级仍然是随着后掠角加大而增加的。前行侧的#A1干扰在空间引起的噪声增加最多,这是后掠桨叶使得#A1更加趋近于平行干扰所致;对于前掠桨叶,其变化趋势与后掠桨叶的恰好相反,干扰较严重的#A1, #A2, #A3引起的BVI噪声均有所减小。

涡干扰噪声的传播方向产生影响;而从声压级差值图上可看到,在 BVI 噪声的主传播区域(旋翼下方)周围的大部分位置上,尖削桨叶使得 BVI 噪声有减小趋势,但是数值上很小。然而值得指出的是,图中在位于旋翼平面附近,噪声声压级则减小相对多些。TP1 减小的最大值可达到 2 dB 左右,随着尖削比增加,TP2 桨叶减小的值则可达到近 3 dB。由旋翼噪声的传播特性知道,这部分噪声的变化来自于桨尖面积减小而带来的厚度噪声的降低,这也验证了桨尖尖削对于高速脉冲噪声具有明显的效果(高速脉冲噪声是厚度噪声的严重情况)。由上分析可以得出结论:桨叶尖削可有效降低桨叶厚度噪声,但是对于 BVI 噪声影响则很小。

2.4 桨尖下反影响

与前/后掠、尖削不同,下反桨尖出现了几何形状的三维变化。目前在一些新型的直升机上已开始采用了具有下反桨尖的旋翼。文中计算了 4 种不同的桨叶,其下反角分别为 $5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$, 标记为 AH1~AH4。

桨尖的下反对于桨盘面内 BVI 发生位置以及干扰方式基本不产生影响,而对垂直干扰有距离影响。图 11 给出了基准桨叶和下反桨叶 AH4 产生的桨尖涡在轴向平面内的位置。对比可见,由于桨

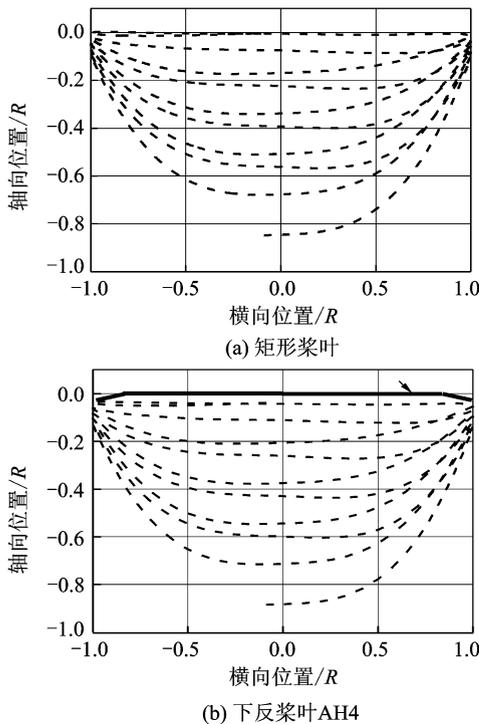


图 11 矩形与下反桨叶的桨尖涡在轴向平面内的位置对比
Fig. 11 Comparison of tip vortex movement in vertical plane between baseline and dihedral rotor

尖的下反,桨尖涡在轴向平面内的脱落位置也相应地向下移动了一小段距离,这有利于增加桨尖涡与桨叶的垂直干扰距离。

图 12 为下反桨叶 AH2(10°)桨叶产生的 BVI 噪声的声压级差值等高图。由图中可看出,在旋翼周围的大部分位置上,包括噪声“热点”附近,下反桨叶都使得 BVI 噪声减小。图 13 给出了 BVI 噪声声压级峰值与下反角度的变化关系。当桨尖的下

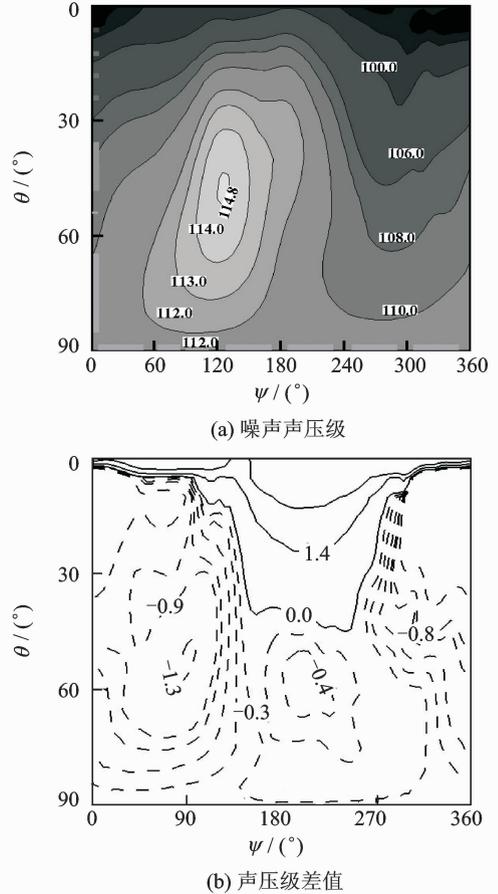


图 12 下反桨叶旋翼噪声声压级和差值等高图(AH2)
Fig. 12 SPL contour plots of overall and difference noise for dihedral rotor(AH2)

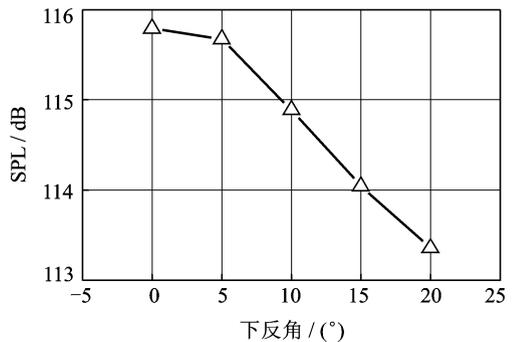


图 13 BVI 噪声声压级峰值随下反角度变化
Fig. 13 Maximum BVI noise SPL varying with dihedral angles

反角较小时(5°),噪声声压级变化并不明显,而在角度大于 10° 时,下反对降低BVI噪声的作用就开始变得明显,当下反角等于 20° 时,与矩形桨叶相比,噪声降低了3 dB。

3 结 论

本文建立了一个结合 Navier-Stokes/自由尾迹模型的耦合欧拉-拉格朗日数值计算方法以用于旋翼BVI气动载荷的计算。以AH-1/OLS旋翼为算例,分析了桨叶气动外形对桨-涡干扰脉冲噪声的影响,可总结结论如下:

(1) 后掠桨尖对BVI噪声的影响,桨尖的后掠会使得前行侧上各BVI的干扰角度减小,趋于平行干扰,其产生的影响可能是负面的;前掠桨尖在对BVI噪声的影响方面与后掠相反,前掠会增加前行侧上干扰角度,使得趋向于斜干扰,从而有利于减小BVI噪声。

(2) 尖削桨尖通过减小桨尖区域的面积减弱了BVI引起的脉冲载荷,并可有效降低桨叶厚度噪声,但对BVI噪声的影响则很小。

(3) 下反桨尖可增大旋翼叶尖涡与桨叶的垂直干扰距离,使BVI噪声减小;当桨尖的下反角较小时,噪声声压级的变化不明显,而在角度较大时,下反对降低BVI噪声的作用变得明显。

参考文献:

- [1] Yu Y H. Rotor blade-vortex interaction noise[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36(2): 97-115.
- [2] 王适存, 徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(3): 203-211.
Wang Shicun, Xu Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(3): 203-211.
- [3] 徐国华. 使用自由尾迹分析的新型桨尖旋翼气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 1996.
Xu Guohua. Research on aerodynamic characteristics of rotors with new tip shape based on free-wake method[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [4] 宋文萍, 韩忠华, 王立群, 等. 旋翼桨尖几何形状对旋翼气动噪声影响的定量计算分析[J]. 计算物理, 2001, 18(6): 569-572.
Song Wenping, Han Zhonghua, Wang Liqun, et al. The effect of blade-tip shape on rotor aeroacoustic noise by Euler/Kirchhoff method[J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2001, 18(6): 569-572.
- [5] Jones H E, Burley C L. A study of the effects of blade shape on rotor noise[C] // Presented at the AHS Technical Specialists' Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics. [S. l.]: American Helicopter Society, 1997.
- [6] Brentner K S, Farassat F. Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors[J]. Progress in Aerospace Science, 2003, 39(2/3): 83-120.
- [7] Schultz K J, Splettstoesser W, Junker B. A parametric wind tunnel test on rotorcraft aerodynamics and acoustics (HELISHAPE)—Test procedures and representative results[C] // Proceedings of the 22nd European Rotorcraft Forum. London UK: Royal Aeronautical Society, 1996.
- [8] Bebesel M, Ploz G, Schoell E. Aerodynamic and acoustic layout of the ATR[C] // Proceedings of the 55th Annual Forum of AHS. London UK: Royal Aeronautical Society, 1999.
- [9] Yu Y H, Tung C, Gallman J, et al. Aerodynamics and acoustics of rotor blade-vortex interactions: Analysis capability and its validation[C] // 15th AIAA Aeroacoustics Conference. Long Beach, CA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
- [10] Chung K. Numerical predictions of rotorcraft unsteady air-loadings and BVI noise by using a time-marching free-wake and acoustic analogy[C] // Proceedings of the 31st European Rotorcraft Forum. London UK: Royal Aeronautical Society, 2005.
- [11] Strawn R C, Caradonna F X, Duque E P N. 30 years rotorcraft computational fluid dynamics research and development[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2006, 51(1): 5-21.
- [12] Gennaretti M, Bernardini G. Novel boundary integral formulation for blade-vortex interaction aerodynamics of helicopter rotors[J]. AIAA Journal, 2007, 45(6): 1169-1176.
- [13] 史勇杰, 徐国华, 招启军. 直升机旋翼桨-涡干扰脉冲噪声传播特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(2): 212-217.
Shi Yongjie, Xu Guohua, Zhao Qijun. Propagation characteristics of helicopter rotor blade-vortex interaction noise[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2014, 46(2): 212-217.

- [14] 史勇杰, 徐国华. 飞行参数对旋翼桨-涡干扰噪声特性的影响机理研究[J]. 航空学报, 2013, 34(11): 2520-2528.
- Shi Yongjie, Xu Guohua. Research on the influence of flight parameters on helicopter rotor BVI noise characteristics[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11):2520-2528.
- [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):127-135.
- [16] Xu G H, Newman S J. A full-span free-wake model using circular-arc vortex elements and incorporating rotor trim analysis [J]. Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers Part G—Journal of Aerospace Engineering, 2006, 220(2): 145-153.
- [17] Farassat F, Succi G P. The prediction of helicopter rotor discrete frequency noise[J]. Vertica, 1983, 17(4): 309-320.
- [18] Boxwell D A, Schmitz F H, Splettstoesser W R, et al. Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise; scalability and parametric variations [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1987,32(1):5-12.
- [19] 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.
- [20] Shi Yongjie, Zhao Qijun, Xu Guohua. An analytical study of parametric effects on rotor-vortex interaction noise[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G—Journal of Aerospace Engineering, 2011, 225(3): 259-268.