

大气环境对直升机旋翼桨-涡干扰噪声辐射特性的影响

王 菲¹, 徐国华², 胡志远²

(1. 中国直升机设计研究所, 景德镇, 333001;

2. 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: 建立了一个适用于旋翼桨-涡干扰气动载荷计算的计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)/自由尾迹耦合模型, 为提高计算效率, 提出了一种高效的耦合策略进行不同计算域间的信息交换策略。在此基础上, 结合基于声类比法的 FW-H 方程构建了旋翼桨-涡干扰噪声的计算方法。应用所建立的方法, 以 OLS (Operational loads survey) 旋翼为研究对象, 深入分析了大气环境对旋翼噪声辐射特性的影响。研究发现: 随着飞行高度的增加, 旋翼噪声辐射特性发生了明显的改变, 逐渐由桨盘前行侧转变为指向桨盘前方, 噪声幅值先增大后减小。文中从桨-涡干扰距离、干扰位置变化角度计算分析了大气压力、音速及空气密度等环境参数对旋翼桨-涡干扰噪声辐射特性的影响, 并得出了一些有实际意义的影响规律。

关键词: 直升机; 旋翼; 桨-涡干扰噪声; 耦合方法; 大气环境

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2020)02-0304-07

Effects of Atmospheric Environment on Helicopter Blade-Vortex Interaction Noise Radiation Characteristics

WANG Fei¹, XU Guohua², HU Zhiyuan²

(1. China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China; 2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: A coupled CFD/free-wake method is developed in this paper to predict the rotor blade-vortex interaction aerodynamics. In order to improve computational efficiency, an efficient coupling strategy is presented here to pass the flow variables between two domains. Based on this, the FW-H equation is adopted to predict the rotor blade-vortex interaction noise. By the method, the effects of atmospheric environment on blade-vortex interaction noise radiation characteristics of operational loads survey (OLS) rotor are analyzed. The results indicate that with the increase of flight height, an apparent variation of radiation characteristics happen, namely the noise hot spot shifts to the front part of rotor plane from the advancing side of rotor plan and the maximum sound pressure level (SPL) first increase and then decrease. In view of this phenomenon, the effects of atmosphere pressure, sound velocity and air density on rotor blade-vortex interaction noise radiation characteristics are deeply analyzed from the variation of miss-distance and interaction locations.

Key words: helicopter; rotor; blade-vortex interaction noise; coupled method; atmospheric environment

直升机在低速下降飞行状态下会产生特有的 BVI noise)。近年来, 研究者针对桨-涡干扰噪声计
桨-涡干扰噪声 (Blade-vortex interaction noise, 算方法及传播特性进行了较深入的分析^[1-4]。这些

收稿日期: 2019-06-28; **修订日期:** 2020-04-02

通信作者: 王菲, 男, 工程师, E-mail: wangfeinan@nuaa.edu.cn。

引用格式: 王菲, 徐国华, 胡志远. 大气环境对直升机旋翼桨-涡干扰噪声辐射特性的影响[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 304-310. WANG Fei, XU Guohua, HU Zhiyuan. Effects of atmospheric environment on helicopter blade-vortex interaction noise radiation characteristics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 304-310.

研究一般采用飞行速度、旋翼拉力等有量纲参数作为旋翼气动、噪声计算依据^[5]。然而,当直升机飞行高度不同时,即使相同的有量纲参数,直升机前进比、旋翼拉力系数等无量纲参数也是不相同的,从而引起旋翼噪声辐射特性的改变,因此,准确的桨-涡干扰噪声计算需要考虑大气环境的影响,这具有重要的实际意义。

迄今,有关大气环境对旋翼噪声的影响研究开展得还较少,仅美国研究者开展了初步的工作。1997年,在NASA建立的高效旋翼地面声场预测模型(Rotorcraft noise model, RNM)中^[6],为了得到准确的直升机旋翼近场噪声辐射特性,采用了能够计入环境影响的直升机飞行噪声数据。为获得相应的噪声数据, Lucas等^[6]首先由外场测量多种定常飞行状态下的直升机地面声场数据。其次,采用噪声逆向传播技术,由地面声场逆向得到旋翼噪声辐射特性。虽然该方法一定程度上计入了环境因素对旋翼噪声特性的影响。但其仅考虑了特定试验测量条件的飞行环境对旋翼噪声的影响,当直升机实际大气环境与试验测量环境不同时,该方法并不能进行相应的修正,且直升机飞行噪声试验存在周期长、费用高的缺点。此外,美国研究者在其发展的 Heliport noise model (HNM)^[7]模型中通过嵌入相应的经验公式,对旋翼声源模型进行了修正,使其可以计入飞行环境对旋翼噪声辐射特性的影响,但经验公式中涉及的修正参数为旋翼前行桨尖马赫数。这使得其仅能够计入影响桨尖马赫数的环境变量(如温度、音速)对旋翼噪声的影响,而不能考虑其他大气参数(如空气密度、大气压力等)对旋翼噪声的影响,且对旋翼噪声辐射特性的修正仅限于噪声幅值,并没有涉及到旋翼噪声辐射的方向性特征。

旋翼 BVI 噪声本质上仍是载荷噪声,准确的载荷噪声预测需要准确捕捉桨叶表面气动载荷分布。耦合计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)/涡尾迹方法由于兼顾 CFD 方法在流场细节模拟及尾迹方法在桨尖涡捕捉方面各自的优点,对 BVI 噪声具有较强的捕捉能力,已成为目前各国研究者的研究热点之一^[1-8]。

鉴于此,本文在先前研究工作^[9-10]基础上,给出了一个基于耦合 N-S (Navier-Stokes) 方程/自由尾迹/FW-H 方程的旋翼 BVI 载荷和噪声预测模型。采用该模型,深入分析了大气压力、空气密度及音速等环境参数对旋翼 BVI 噪声的影响。结果表明,随直升机飞行高度增加,旋翼 BVI 噪声幅值先降低后增大,且噪声最大声压级逐渐由桨盘前行侧 120° 方位角、-45° 俯仰角偏向桨盘前下方。

1 桨-涡干扰气动载荷和噪声计算方法

旋翼桨-涡干扰载荷计算采用了耦合 Navier-Stokes 方程/自由尾迹的计算方法^[10]。该方法将旋翼流场计算域分为两部分(图1)。

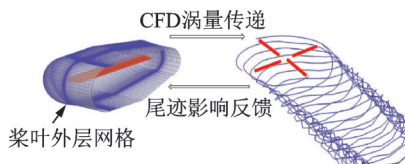


图1 耦合方法计算域分区示意图

Fig.1 Schematic diagram of computational domains of coupled method

(1) 在围绕桨叶的近体流场区域内,通过求解 N-S 方程以捕捉旋翼近尾迹与各种非线性流动特征。积分形式的三维非定常可压 N-S 方程可表示为^[11]

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

式中: \mathbf{W} 为控制单元守恒变量,其表达式为: $\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho e]^T$; \mathbf{F}, \mathbf{G} 分别为控制面上的无黏通量和黏性通量; u, v, w 为流体速度分量; p, ρ 分别代表流体压强和密度; E 为总能,是内能与动能之和, $E = e + (u^2 + v^2 + w^2)/2$ 。CFD 求解中无黏通量采用二阶迎风 Roe 格式^[12];采用双时间法求解流场,伪时间步推进采用 LU-SGS 格式^[13]。

(2) 桨叶远场尾迹计算域包含单根桨尖涡,其运动轨迹采用基于拉格朗日描述的自由尾迹模型来求解。桨尖涡运动方程为^[14]

$$\frac{d\mathbf{r}(\psi, \zeta)}{dt} = \mathbf{V}(\mathbf{r}(\psi, \zeta)) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{r}(\psi, \zeta)$ 表示控制点的位置矢量; ψ 表示桨叶方位角; ζ 表示尾迹寿命角。 $\mathbf{V}(\mathbf{r}(\psi, \zeta))$ 表示控制点空间运动速度,包括自由流速度、附着涡及其他涡线引起的诱导速度。诱导速度采用毕奥-萨伐尔定理进行求解,涡核模型应用了 Scully 代数涡核模型^[15],初始涡核半径为 $0.2c$ (c 为桨叶弦长)。

(3) 计算域间信息耦合策略。文中采用“集中涡源法”^[16]将 CFD 计算域中的涡量信息传递至尾迹计算域。先前研究中采用“边界条件修正法”^[17]将尾迹计算域的诱导速度信息传递至 CFD 计算域。在本文,为了提高计算效率,对“边界修正方法”进行了改进,方法中不需求解所有网格点的诱导速度,仅需计算旋翼尾迹对外层桨叶网格格心的诱导速度,并将其作为边界条件添加在桨叶外层

网格。

旋翼噪声计算采用基于Lighthill声类比法的FW-H方程^[18],其时域解为

$$p'(x, t) = p'_T(x, t) + p'_L(x, t) \quad (3)$$

式中: $p'_T(x, t)$ 表示厚度噪声,其由桨叶运动造成空气压缩、舒张产生。 $p'_L(x, t)$ 表示载荷噪声,由桨叶表面载荷波动产生。

本文旋翼桨-涡干扰气动载荷、噪声计算方法验证选择了具有较全试验数据的OLS(Operational loads survey)旋翼,OLS试验旋翼是AH-1直升机旋翼的1/7缩比模型^[19],共有2片桨叶,采用BHT-540对称翼型,具有一8.2°线性扭转,展弦比为9.22。针对OLS旋翼在前进比为0.164、旋翼拉力系数为0.0054的试验状态进行了数值模拟。该状态下旋翼具有明显的桨-涡干扰现象,其旋翼气动力的计算是直升机空气动力学领域的难点之一。

图2给出了采用本文所建方法计算的桨叶旋转1周过程中剖面载荷变化曲线及与文献[3]计算值的对比,剖面位置取0.91R和0.955R。对比可见,本文预测值位于其他预测方法(AFDD, DLR和ONERA)计算值中间并体现出较好的一致性,且本文计算方法更多地捕捉了前行侧桨-涡干扰现象,这与文献[3]理论分析结果一致(其中#1~#4代表发生在桨盘平面前行侧的桨-涡干扰现象, #5, #6为发生在桨盘平面后行侧的桨-涡干扰现象)。而其他计算方法仅仅预测到了较强桨-涡干扰引起

的载荷波动(如#2、#4等位置的桨-涡干扰现象)。

本文计算了该状态下的旋翼桨-涡干扰噪声。算例中,噪声观测点均位于距旋翼桨毂中心3.44R距离的球面,其中观测点3位于旋翼180°方位角、桨盘平面下方30°的位置;观测点9位于旋翼210°方位角、桨盘平面下方30°的位置。这两个观测点噪声具有明显的桨-涡干扰噪声的脉冲特性,是较难预测的。因此,采用这两个观测点能有效验证本文方法的准确性。

图3是本文计算结果与试验值的对比。由图可以看出,本文计算结果较好地捕捉了旋翼噪声的两次峰值,并与试验值^[19]具有较好的一致性。

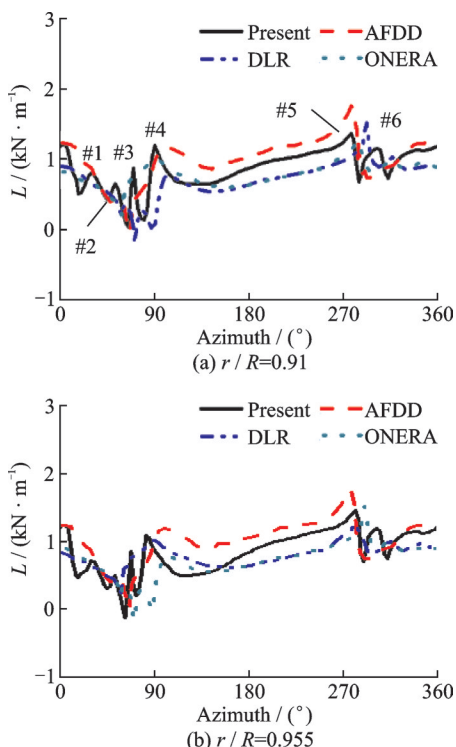
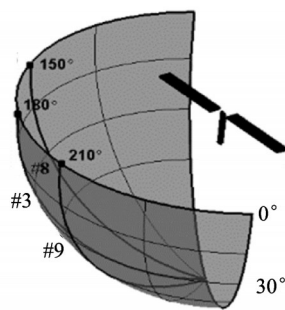
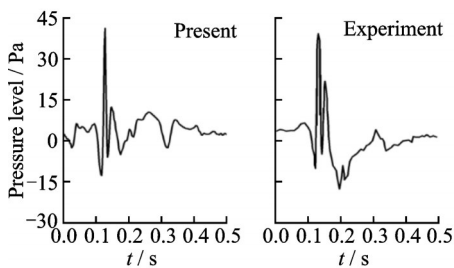


图2 不同桨叶剖面桨-涡干扰载荷变化对比

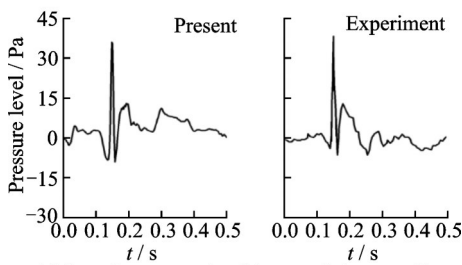
Fig.2 Comparisons of blade loadings at several span-wise locations



(a) Schematic of location of noise observers



(b) Sound pressure time history of observer #3



(c) Sound pressure time history of observer #9

图3 不同观测点声压时间历程曲线对比

Fig.3 Comparisons of sound pressure time histories at different observer locations

2 大气环境对旋翼BVI噪声辐射特性影响分析

不同季节环境及不同飞行高度下,大气环境均会发生变化。在本文研究中,以不同飞行高度为背景,分析大气环境对旋翼桨-涡干扰噪声影响。随飞行高度的增加,空气密度、声速及大气压力等均随之降低。而空气密度及声速的降低会引起旋翼

拉力、桨尖马赫数等旋翼噪声控制参数增加。作为基准,本文首先分析了海平面下旋翼BVI噪声辐射特性。图4(a)给出了该状态下OLS旋翼噪声声压级兰姆伯特投影图。图中噪声计算点位于以桨毂为中心、半径为 $3.44R$ 的半球面上,各观测点间隔 5° 分布。可以看出,旋翼 120° 方位角,桨盘平面下方 -45° 仰角位置的声压级(Sound pressure level, SPL)最大。

图4(b)给出了该状态下桨盘平面桨-涡干扰发生位置及各干扰位置噪声辐射方向示意图,其中#3干扰为平行干扰,噪声辐射方向为 120° 方位角,其余干扰为斜干扰,各干扰位置噪声辐射方向如图4所示。平行干扰发生时,干扰位置轨迹马赫数接近无穷大,而噪声声压级与轨迹马赫数呈正比关系^[20]。因此, 120° 方位角的旋翼噪声最大,这解释了图4(a)中声压级热点区域(噪声最大区域)在 120° 方位角的原因。

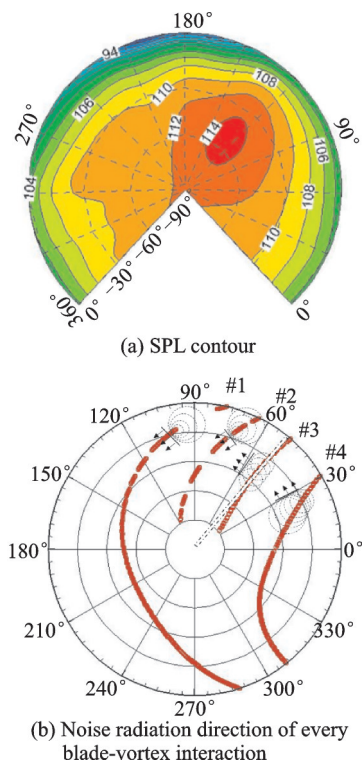


图4 海平面下旋翼BVI噪声声压级等高图及桨-涡干扰发生位置

Fig.4 SPL contour of rotor BVI noise and BVI locations

图5分别计算了1 500, 3 000和4 500 m飞行高度下的OLS旋翼噪声声压级等高图。各飞行高度下的旋翼气动、噪声计算参数可依据不同高度下的大气参数及海平面旋翼气动、噪声参数进行求解。从噪声幅值及方向性两方面可以看出,相对于图4所示海平面下噪声最大声压级,随飞行高度增加,旋翼噪声幅值先降低后增大,且噪声最大声压

级逐渐由桨盘前行侧 120° 方位角、 -45° 俯仰角偏向桨盘前下方。

随着飞行高度变化,大气压力等环境参数、旋翼拉力系数和桨尖马赫数等气动参数均发生了变化,因此,上述旋翼噪声辐射特性的改变是多种因素综合作用的结果。

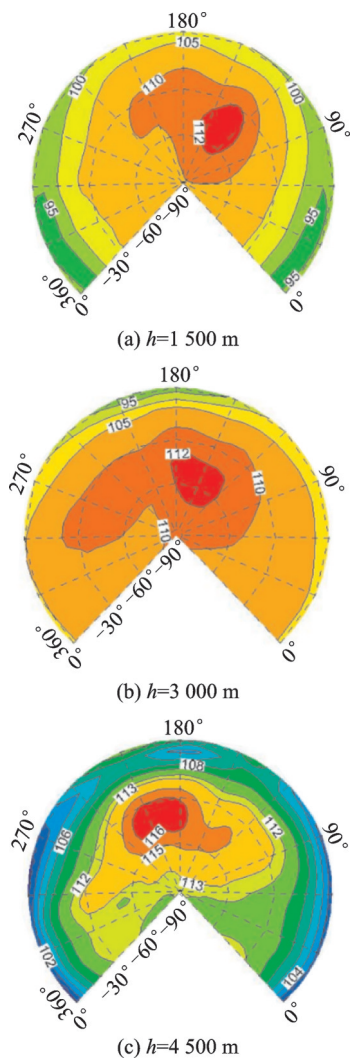


图5 不同飞行高度下旋翼噪声辐射特性

Fig.5 Rotor BVI noise radiation characteristics at different flight heights

2.1 大气压力影响分析

在单一参数影响分析中,被分析的参数采用不同飞行高度时的值,而其余参数保持不变(取海平面值)。图6首先分析大气压力对噪声辐射特性的影响,计算中大气压力采用4 500 m飞行高度下的压力值。对比图6和图4可以看出,旋翼噪声辐射方向没有改变,但噪声幅值降低了约5 dB。

为分析噪声大小与大气压力的关系,本节对噪声计算式(3)进行了量纲化为一的推导,有

$$p_2'(x, t) = \frac{\rho_2 a_2^2}{\rho_1 a_1^2} p_1'(x, t) \quad (4)$$

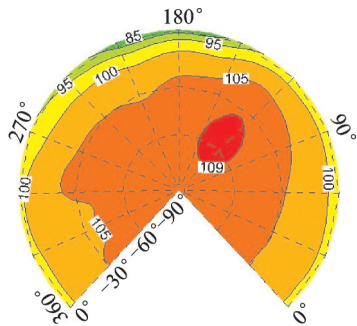


图6 大气压力对噪声传播特性影响分析

Fig.6 Effects of atmospheric pressure on BVI noise radiation characteristics

可以明显看出,噪声声压与大气压力成正比。随着飞行高度增加,大气压力降低,因此观测点接收到的声压级也随之降低。

2.2 音速影响分析

随着飞行高度增加,大气温度及音速会随之降低,这会使得桨叶桨尖马赫数增大。图7计算了桨尖马赫数对旋翼桨-涡干扰噪声的影响。计算中桨尖马赫数采用4 500 m飞行高度时的值,其余参数保持不变。由声压级等高图看出,相对于海平面状态,该状态下旋翼噪声幅值增加,但辐射方向基本保持不变。这是由于桨尖马赫数增大会同时增加各干扰位置的轨迹马赫数(图7(b)),而噪声大小与轨迹马赫成正比关系,因此噪声幅值增大。

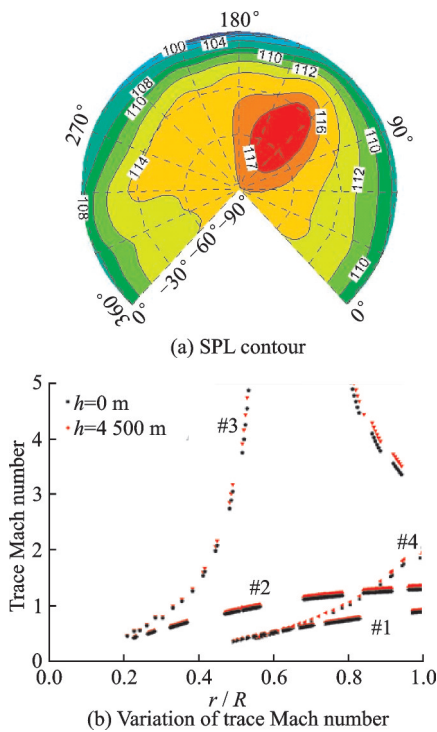


图7 桨尖马赫数对旋翼桨-涡干扰噪声辐射特性影响

Fig.7 Effects of tip Mach number on BVI noise radiation characteristics

2.3 密度影响分析

随着飞行高度增加,空气密度降低,直升机实际飞行速度(前进比)增大^[15]。为此,图8计算了前进比对旋翼噪声辐射特性的影响。计算中前进比采用4 500 m飞行高度值,其余参数采用海平面值。可以看出,旋翼最大声压级向旋翼前方移动,位于150°方位角左右。这是由于随着前进比增大,旋翼尾迹向后移动速度增大,桨-涡干扰位置随之向后移动,如图8(b)所示。原发生在50°方位角的平行干扰消失(图4(b)),在70°方位角处发生具有较强辐射性的近似平行干扰,因此桨-涡干扰噪声的辐射方向向桨盘平面前方移动。同时由于随前进比增加,各桨-涡干扰位置的轨迹马赫数均随之增加,因此噪声声压级增大。

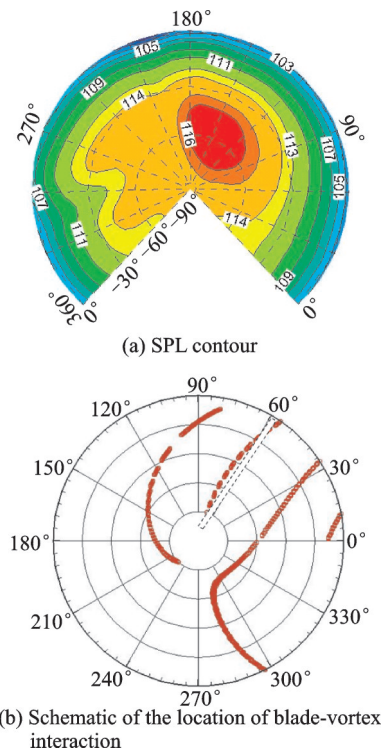


图8 前进比对旋翼桨-涡干扰噪声辐射特性影响分析

Fig.8 Effects of advance ratio on rotor BVI noise radiation characteristics

此外,空气密度降低还会引起旋翼拉力系数增大。图9计算了拉力系数对旋翼桨-涡干扰噪声的影响。计算中旋翼拉力系数采用4 500 m飞行高度值,其余值采用海平面值。计算结果表明:噪声声压级发生了明显的改变,最大声压级位于桨盘平面180°方位角附近。这主要是由于旋翼拉力系数增加,增大了桨盘平面入流,旋翼尾迹向下移动加快,改变了各干扰处桨-涡干扰距离。图9(b)给出了桨盘平面0.7R,60°和120°方位角处桨-涡干扰距离随旋翼拉力系数的变化。可以看出,60°方位角

处(#3干扰)旋翼尾迹进一步向桨盘下方运动,桨-涡干扰距离增大,而桨-涡干扰距离与旋翼噪声幅值呈反比关系,因此该干扰处噪声降低;而 120° 方位角处(#1干扰)的旋翼尾迹虽由桨盘平面上方运动至桨盘平面下方,但干扰距离基本不变。对比之下,#1干扰增强,其噪声传播方向为桨盘前方。

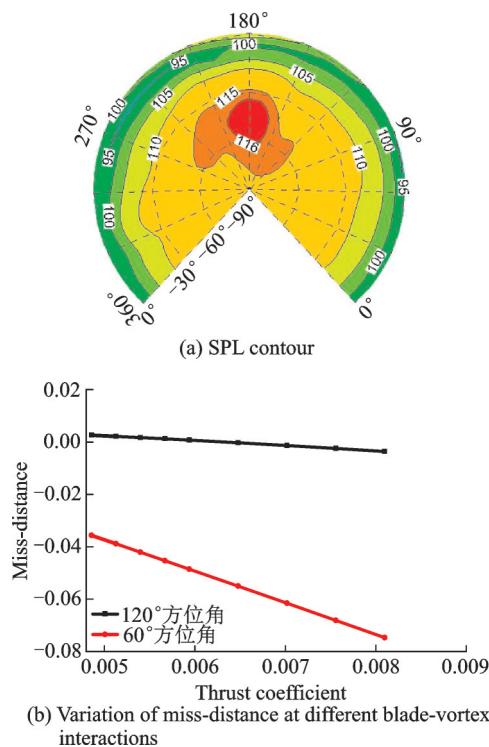


图9 旋翼拉力系数对桨-涡干扰噪声辐射特性影响

Fig.9 Effects of rotor thrust coefficient on BVI noise radiation characteristics

图10给出了旋翼最大噪声声压级随大气压力、前进比、旋翼拉力系数以及桨尖马赫数等参数的变化曲线。可以看出:(1)随飞行高度增加,大气压力降低,旋翼噪声也降低。(2)随着飞行高度增加,音速逐渐降低、旋翼马赫数逐渐增大,各干扰位置的轨迹马赫数均增强,因此噪声辐射强度增加。(3)旋翼噪声随着前进比增加呈现出先减小后增大的趋势。这是由于随着前进比增加,旋翼尾迹向桨盘后方移动。同时,随着尾迹的移动,发生在桨盘平面 $50^\circ\sim 60^\circ$ 的干扰逐渐由较强辐射特性的平行干扰变为噪声辐射较弱斜干扰,因此旋翼噪声降低。而随着前进比的进一步增加,前行侧#2干扰由斜干扰逐渐变为近似平行干扰(图8),噪声辐射强度逐渐增强。(4)随着旋翼拉力系数的增加,噪声声压级并没有明显的增加或减小,这是由于随着拉力系数增加,旋翼桨-涡干扰距离及尾迹涡强同时增加,而两者对旋翼桨-涡干扰噪声大小的影响相反,因此旋翼噪声基本保持不变。

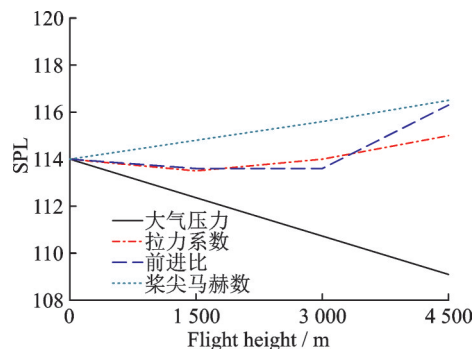


图10 最大旋翼BVI噪声声压级随大气参数变化曲线

Fig.10 Max rotor BVI SPL variance with atmosphere parameters

3 结 论

本文结合N-S方程和自由尾迹模型,给出了能准确预测旋翼桨-涡干扰气动载荷和噪声的方法。应用该方法,计算分析了大气环境对旋翼噪声辐射特性的影响,可得出如下结论:

(1)观测点接收到的旋翼噪声大小不仅与旋翼气动参数本身有关,还与大气压力成正相关。随着直升机飞行高度的增加,由于大气压力降低,观测点接收到的旋翼噪声声压级减小。

(2)随着直升机飞行高度增加,空气密度降低,直升机前进比不断增大。前进比增大使得旋翼桨-涡干扰发生位置向桨盘平面后方移动,从而引起各干扰的桨-涡干扰方式及旋翼向外辐射的声能量发生改变。随着前进比增大,旋翼最大噪声先减小后增大。

(3)随着直升机飞行高度增加,空气密度降低,旋翼拉力系数增大。随旋翼拉力系数增大,旋翼桨-涡干扰距离及尾迹涡强同时增大,而两者对旋翼噪声影响相反,因此旋翼向外辐射的噪声基本不变。

(4)随着直升机飞行高度增加,音速也相应降低,从而引起桨尖马赫数增大。而马赫数增大会使得桨盘各干扰位置轨迹马赫数随之增加,导致旋翼向外辐射的声能量增大。

参考文献:

- [1] MASAHIKO S, YASUTADA T. Development of a hybrid method of CFD and prescribed wake model for helicopter BVI noise prediction [C]//Proceedings of the 69th Annual Forum of the AHS. Williamsburg VA: [s.n.], 2013: 167-178.
- [2] SAKOSWKY P C, CHARLES B D. Noise measurement test results of AH-1G operational loads survey:

- Report 299-099-831[R]. Fort Worth, TX: Bell Helicopter Co, 1976.
- [3] YU Y H, TUNG C, GALLMAN J, et al. Aerodynamics and acoustics of rotor blade-vortex interaction [J]. AIAA Journal of Aircraft, 1995, 32(5): 970-977.
- [4] HASSAN A, TUNG C, SANKAR L. An assessment of full-potential and Euler solutions for self-generated rotor blade-vortex interactions [C]//Proceedings of the 46th Annual Forum of AHS. San Francisco, CA:[s.n.],1990: 234-241.
- [5] FLEMING G G, PLOTKIN K J, ROOF C J, et al. Assessment of tools for modeling aircraft noise in the national parks: Technical Report[R].[S.l.]: Federal Aviation Administration, 2005.
- [6] LUCAS M J, MAROLINI M A. Rotorcraft noise model[C]//Presented at the American Helicopter Society Technical Specialists' Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics. Williamsburg VA:[s.n.],1997: 189-202.
- [7] FLEMING G G, RICKLEY E J. Heliport noise model, HNM[M]. Version 2.2 User's Guide.[S.l.]: Federal Aviation Administration, 1994.
- [8] YANG Z, SANKAR L N, SMITH M J, et al. Recent improvement to a hybrid method for rotors in forward flight[J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 356-367.
- [9] SHI Yongjie, ZHAO Qijun, XU Guohua. 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.
- [10] 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 BVI noise characteristics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(11): 2520-2528.
- [11] ZHAO Qijun, ZHU Zheng, YUAN Xin. CFD analyses on effects of blade shape on hover performance of coaxial rigid rotors [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(5): 653-661.
- [12] ROE P L. Approximate Riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [13] HONG L B, JOSEPH D, RAINALD L. A fast matrix-free implicit method for computing low Mach number flows on unstructured grids[J]. International Journal of Computational Fluid Dynamics, 2000, 14(2): 133-157.
- [14] CROUSE JR G L, LEISHMAN J G. A new method for improved rotor free wake convergence [C]//Proceedings of the 31st AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada:[s.n.], 1993: 101-113.
- [15] JOHNSON W. Helicopter theory[M]. Princeton: Princeton University Press, 1980: 136-139.
- [16] JING G Z, CHENG J H. A hybrid solver with combined CFD and viscous vortex particle method [C]//Proceedings of the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society. Reno, Nevada:[s.n.], 2011: 393-406.
- [17] SITARAMAN J, BADER J D. Evaluation of the wake prediction methodologies used in CFD based rotor airload computations [C]//Proceedings of the 24th Applied Aerodynamics Conference. San Francisco, California:[s.n.],2006: 258-275.
- [18] FARASSAT F. Derivation of formulations 1 and 1A of Farassat: NASA/TM-2007-214853 [R]. Hampton VA USA: NASA Technical Reports Server (NTRS), 2007.
- [19] SPLETTSTOESSER W R, SCHULTZ K J, BOXWELL D A, et al. Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise: Scalability and parametric variations [C]//Presented at the 10th European Rotorcraft Forum. The Hague, Netherlands:[s.n.], 1984: 186-201.
- [20] SCHMITZ F H, SIM W C. Acoustic phasing, directionality and amplification effects of helicopter blade-vortex interactions [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2001, 46(4): 273.

(编辑:刘彦东)