

文章编号:1000-8055(2021)07-1417-09

doi:10.13224/j.cnki.jasp.20200433

基于干扰距离控制的直升机桨-涡 干扰噪声降噪方法

张 威^{1,2}, 王 菲², 招启军¹

(1. 南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家重点实验室, 南京 210016)
(2. 中国航空工业集团有限公司 中国直升机设计研究所, 江西 景德镇 333001)

摘 要: 提出了一种适用于直升机旋翼桨-涡干扰距离计算的方法。针对桨-涡干扰距离计算中必需的旋翼桨盘入流及桨盘倾角, 又分别建立了旋翼耦合 N-S (Navier-Stokes)/自由尾迹模型和桨盘配平模型进行求解, 其特点是兼顾计算精度和计算效率; 并从悬停、前飞两方面验证了方法的有效性。应用所建立的桨-涡干扰距离计算方法, 着重分析了直升机纵向平面力以及飞行参数对旋翼桨-涡干扰距离的影响机理, 并进一步计算了不同纵向平面力作用下的旋翼地面声场特性及影响规律。结果表明: 合理施加纵向平面力、加速度等措施后, 地面最大噪声降低约 4 dB。同时, 还通过研究桨-涡干扰距离与飞行参数的影响关系, 得到了一些对直升机低噪声飞行具有实际指导意义的结论。

关 键 词: 直升机; 旋翼; 桨-涡干扰距离; 桨-涡干扰 (BVI) 噪声; 纵向平面力

中图分类号: V211.52 **文献标志码:** A

Method on helicopter BVI noise reduction based on miss-distance control

ZHANG Wei^{1,2}, WANG Fei², ZHAO Qijun¹

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

Abstract: A method for calculating the miss-distance of helicopter rotor was proposed. For the calculation of miss-distance, rotor inflow and tip-path-plane angle were required firstly. The rotor coupled N-S (Navier-Stokes)/free-wake model and rotor trim model of high accuracy and high efficiency were developed respectively. The method was validated using several numerical examples in both hover and forward flight. Applying the developed method, the effect mechanism of longitudinal forces and flight parameters on miss-distance was analyzed. Further, the ground noise radiated from the helicopter rotor was calculated. It demonstrated that the maximum ground noise was reduced by 4 dB through the longitudinal forces and acceleration. At the same time, the relationship between miss-distance and flight

收稿日期: 2020-10-18

基金项目: 国家自然科学基金重点项目 (12032012); 江苏高校优势学科建设工程资助项目

作者简介: 张威 (1982—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事直升机总体设计和直升机旋翼气动噪声研究。

通信作者: 招启军 (1977—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事直升机旋翼空气动力学、计算流体力学、计算声学 and 主动流动控制等方面的研究。E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

引用格式: 张威, 王菲, 招启军. 基于干扰距离控制的直升机桨-涡干扰噪声降噪方法[J]. 航空动力学报, 2021, 36(7): 1417-1425.
ZHANG Wei, WANG Fei, ZHAO Qijun. Method on helicopter BVI noise reduction based on miss-distance control[J].
Journal of Aerospace Power, 2021, 36(7): 1417-1425.

parameters was studied and some instructive conclusions for low-noise flight were obtained.

Key words: helicopter; rotor; miss-distance; blade-vortex interaction (BVI) noise; longitudinal forces

与固定翼飞机不同,在直升机进场飞行过程中,由于桨盘诱导入流及自由来流的共同作用,旋翼尾迹会靠近桨盘平面运动,使旋翼容易产生强烈的桨-涡干扰噪声^[1]。旋翼桨-涡干扰噪声是直升机特有的一种脉冲噪声,一旦出现桨-涡干扰噪声,该噪声将在直升机旋翼总噪声中占主导地位,对地面人员具有严重的噪声污染。桨-涡干扰噪声一直是直升机噪声的研究热点^[2-3]。至目前,许多研究者已从桨叶设计^[4]、桨尖射流控制^[5]、高阶谐波控制^[6]等方面开展了旋翼桨-涡干扰噪声的降噪研究。然而,这些方法要么需要重新设计旋翼,消耗巨大的人力、物力;要么虽然可降低噪声,但也会带来旋翼振动水平增加等弊端。更进一步地,由于设计生产已经定型,此类设计降噪方法对于已服役的直升机并不可取。先前的研究表明,旋翼桨-涡干扰噪声与直升机飞行参数密切相关^[7]。如果能够在直升机飞行中,通过改变其飞行姿态来降低旋翼桨-涡噪声(不妨称之为“使用降噪方法”),将是一种更经济、更便捷的降噪方法。

旋翼桨-涡干扰(blade-vortex interaction, BVI)噪声大小与桨尖涡环量、涡核半径、桨-涡干扰距离等参数密切相关。其中,最重要的影响参数是桨-涡干扰距离^[8]。桨-涡干扰距离(miss-distance)定义为桨叶尾迹与桨盘平面的垂直距离;当该干扰距离较大时,桨尖涡对桨叶的干扰作用较小,BVI噪声也小;反之,将引起比较强烈的旋翼桨-涡干扰噪声。因此,采用“使用降噪方法”降低桨-涡干扰噪声主要应该从增大桨-涡干扰距离入手。

1995年,Schmitz在文献[9]中针对直升机下降飞行过程中加、减速度对桨-涡干扰噪声的影响开展了较深入的研究。他们的结果表明,在直升机下降过程中合理地加、减速飞行能够增大旋翼桨-涡干扰距离,降低桨-涡干扰噪声。此外,该文献还探讨了基于纵向平面力(X-力)的桨-涡干扰噪声控制,并初步给出了在机身两侧安装螺旋桨的X-力实现装置。而在文献[10]中,研究者还专门开展了X-力实现装置的试验研究,试验结果表明在直升机机身安装微阻力发生器能够产生足够大小的纵向平面力控制,且不会对机身造成较大的扰动,同时由于控制装置安装在机身,因此不会

增加直升机操纵的复杂度。近年来,“使用降噪方法”已成为又一个降低BVI噪声研究方向^[11-12]。然而,这些研究并未深入分析直升机飞行过程中其他飞行参数对桨-涡干扰距离的影响,且未进一步开展不同控制措施下旋翼地面声场特性的研究。

鉴于此,本文首先提出了一套适用于桨盘平面任意点桨-涡干扰距离计算的方法,其中涉及旋翼桨盘入流及桨盘倾角两个未知量。针对旋翼桨盘入流求解,又建立了兼顾计算效率及计算精度的旋翼耦合N-S(Navier-Stokes)/自由尾迹方法。而对于桨盘倾角,推导建立了旋翼桨盘配平模型以进行求解。在此基础上,着重计算分析了飞行参数、纵向平面力对桨-涡干扰距离的影响。与先前研究不同的是,除X-力外,本文还分析了Z-力对桨-涡干扰距离的影响,并进一步对不同降噪措施下的旋翼地面声场进行了计算和分析,得出了一些有实际指导意义的“使用降噪方法”的结论。

1 桨-涡干扰距离计算方法

1.1 桨-涡干扰距离公式推导

直升机飞行过程中,桨叶环量沿桨叶展向及周向的变化导致尾迹涡^[13]从桨叶后缘脱出,并随流场当地速度自由运动。图1给出了前飞状态下尾迹涡运动轨迹示意图,其中Z坐标垂直于旋翼桨盘平面,Y轴指向旋翼桨盘平面向行侧,X轴指向旋翼桨盘平面后方。

事实上,桨叶运动过程中,桨叶后缘各剖面位置均会脱落出尾迹涡^[13]。为研究方便,后文中选择了桨尖位置脱出的尾迹涡作为算例进行具体的

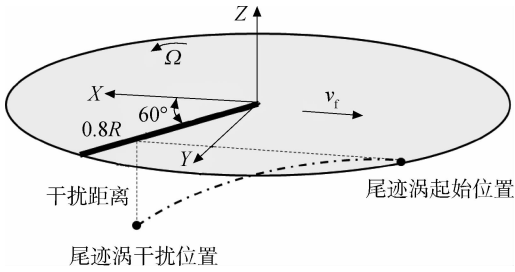


图1 桨叶尾迹涡运动轨迹示意图
Fig. 1 Schematic diagram of blade wake vortex trajectory

参数影响分析。对于初始位置坐标为 $(X_0, Y, 0)$ 的尾迹涡,其坐标满足无量纲方程 $X_0^2 + Y^2 = 1$ 。在直升机飞行过程中,其侧向速度一般可忽略不计,因此尾迹涡运动过程中 Y 坐标保持不变。尾迹涡运动方程为

$$\left(\frac{\partial Z}{\partial X}\right)_Y = \frac{-\lambda}{\mu} \quad (1)$$

式中 μ 表示前进比。对式(1)积分可得尾迹涡距桨盘平面任一位置 (X, Y) 的垂直距离 Z_w 为

$$Z_w = \tan(\alpha_{\text{tp}})(X - X_0) - \left(\frac{\lambda_{i,0}}{\mu}\right)(X - X_0) \cdot$$

$$[1 + k_Y Y + k_X X + 0.5 k_X (X + X_0)] \quad (2)$$

式中 λ 表示桨盘入流速度, α_{tp} 表示旋翼桨盘倾角, $\lambda_{i,0}$ 表示均匀入流计算模型得到的诱导速度, k_X 、 k_Y 分别表示桨盘入流在坐标 X 、 Y 向的修正系数^[9]。从式(2)可以看出,桨-涡干扰距离主要与两方面因素有关:桨盘倾斜引起的干扰距离变化;桨盘入流引起旋翼尾迹运动造成的干扰距离改变。基于此,本文后续参数分析中,主要围绕旋翼桨盘倾角及桨盘入流变化两方面展开。

文献[14]研究表明,强烈桨-涡干扰现象主要发生在方位角为 $60^\circ \sim 70^\circ$ 、桨叶展向 $0.8R \sim 0.9R$ (R 表示桨叶半径)区间内,且该区域桨-涡干扰距离对 BVI 噪声大小具有重要的影响;当该区域桨-涡干扰距离较小时,整体旋翼 BVI 噪声大,反之,干扰距离大时, BVI 噪声小。文中选择了 70° 方位角、 $0.85R$ 处桨盘位置作为分析对象,对应的尾迹涡初始位置坐标为 $(-0.60R, 0.80R, 0)$ 。

如式(2)所示,旋翼桨-涡干扰距离与旋翼桨盘入流及旋翼桨盘倾角有关。旋翼桨盘入流将通过文中第 1.2 节中建立的耦合 N-S/自由尾迹模型计算得到;旋翼桨盘倾角则通过文中第 1.3 节中建立的旋翼桨盘配平模型计算得到。

1.2 旋翼气动模型建立及验证

先前桨-涡干扰距离计算中主要采用基于试验的入流模型^[9]。虽然该方法具有较高的计算效率,但其主要依据传统的矩形桨叶试验得到,且不能完全模拟各种飞行条件下的旋翼桨盘入流。为此,本文建立了兼顾计算精度及计算效率的耦合 N-S/自由尾迹模型以进行旋翼入流计算。如图 2 所示,该耦合模型将旋翼流场计算域分为桨叶近体区域、旋翼尾迹区域两部分。

1) 在桨叶附近区域通过求解 N-S 方程以获得准确的桨叶流场、载荷信息及模拟旋翼尾迹的形成。惯性坐标系下 N-S 方程可表示为

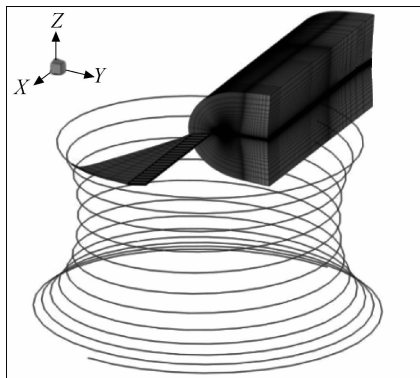


图 2 CFD/自由尾迹耦合方法示意图

Fig. 2 Schematic diagram of CFD/free-wake coupled method

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oiint_S \mathbf{F} dS - \oiint_S \mathbf{G} dS = 0 \quad (3)$$

式中守恒变量 $\mathbf{W} = [\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E]^T$; 速度矢量 $\mathbf{u} = (u, v, w)$; E 、 ρ 分别表示能量和密度; V 为网格控制体单元体积; S 为面积; $\mathbf{F}$ 、 $\mathbf{G}$ 分别为对流通量和黏性通量。方程求解中空间离散采用 Jameson 中心格式^[15], 时间推进采用 5 步 R-K (Runge-Kutta) 格式, 湍流模型为 B-L (Baldwin-Lomax) 模型^[16]。

2) 旋翼尾迹区域, 桨叶后缘脱出的尾迹, 在离开桨叶一段距离后, 会形成单根桨尖涡。桨尖涡形状采用自由尾迹方法进行求解^[17]。

耦合方法中还需要进行不同计算域间的信息交换。CFD 计算得到的涡量信息需要传递至自由尾迹计算域中。从计算效率角度考虑, 本文采用了集中涡源法^[18], 该方法中首先沿翼型周向对压力进行积分, 得到桨叶剖面升力系数, 然后通过式(4)求解得到桨叶剖面环量。

$$\Gamma = \frac{1}{2} C_v C_l \quad (4)$$

式中 C 为桨叶剖面弦长。 C_l 表示桨叶剖面升力系数, v_c 为桨叶剖面合速度。 Γ 表示桨叶剖面环量。

文中采用边界修正法^[18]将尾迹计算域中的诱导速度信息传递至 CFD 计算域。该方法中, CFD 计算域最外层网格单元速度为尾迹计算域计算得到的诱导速度叠加自由来流速度。网格边界单元的速度及其他变量求解公式为

$$\begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} u_\infty + u_i \\ v_\infty + v_i \\ w_\infty + w_i \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$\rho = \left(\frac{a^2}{a_\infty^2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (6)$$

$$e = \rho \left[\frac{a^2}{\gamma(\gamma - 1)} + \frac{u^2 + v^2 + w^2}{2} \right] \quad (7)$$

式中 u, v, w 分别表示流场速度沿 X, Y, Z 轴的分量, a 表示声速; 下标 ∞ 表示自由流, i 表示诱导速度。

下文分别从悬停、前飞两方面验证所建气动模型的有效性。悬停算例选择了行业内广泛采用的 Caradonna-Tung 旋翼^[19]。该旋翼具有两片矩形桨叶, 展弦比为 6, 采用 NACA0012 翼型。计算状态为: 桨尖马赫数为 0.439、总距角为 8° 。图 3 给出的是该状态下不同桨叶剖面压力系数 C_p 分布与试验值^[19] 及嵌套网格 CFD 方法计算结果^[20] 的对比, 其中 r 表示所计算桨叶剖面展向位置。可以看出, 本文所建立的数值方法其计算结果与试验值及嵌套 CFD 方法计算结果吻合良好。

接下来, 采用 Helishape 7A 旋翼低速前飞桨-涡干扰状态^[21] 作为前飞验证算例。桨-涡干扰

状态的气动力计算是直升机空气动力学领域具有挑战性的课题, 这一算例可进一步检验本文方法的有效性。Helishape 7A 旋翼共有 4 片桨叶, 桨叶半径为 2.1 m, 展弦比为 15, 采用了非线性扭转分布及多段翼型布置, 构型相对比较复杂。具体计算状态: 前进比为 0.167, 桨尖马赫数为 0.617。桨叶挥舞及扭转运动规律取自文献^[21] 测量值。图 4 计算给出了 180° 方位角, 0.92R、0.98R 桨叶展向剖面的压力系数分布, 并与试验值及嵌套 CFD 方法结果进行了对比。从图中可以看出, 不同截面上、下表面压力分布曲线与试验值、嵌套 CFD 方法计算结果吻合较好。这再次说明本文建立的耦合 CFD 计算方法是有效的。

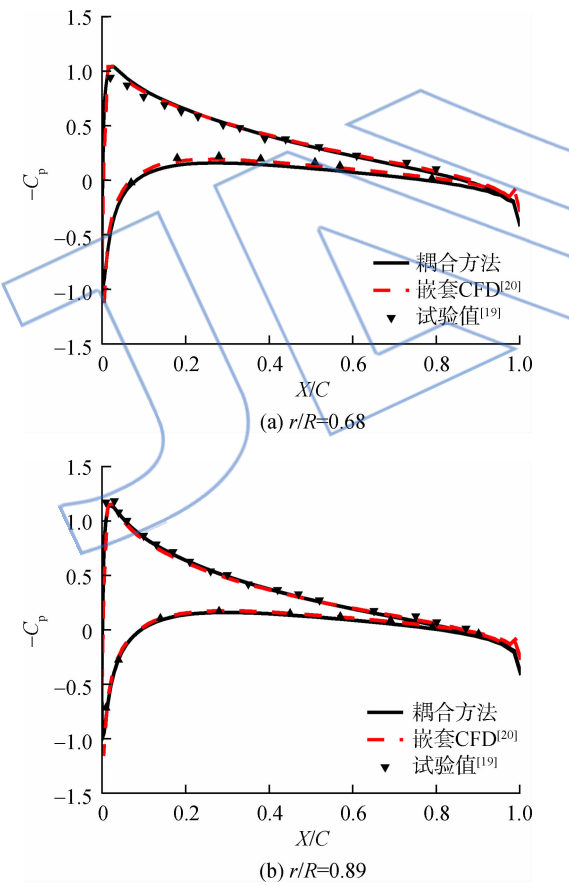


图 3 Caradonna-Tung 旋翼桨叶剖面压力计算结果与文献试验值、嵌套 CFD 计算结果的对比
Fig. 3 Comparison of blade profile pressure distributions of Caradonna-Tung model rotor among present method, experiments and embedded CFD method

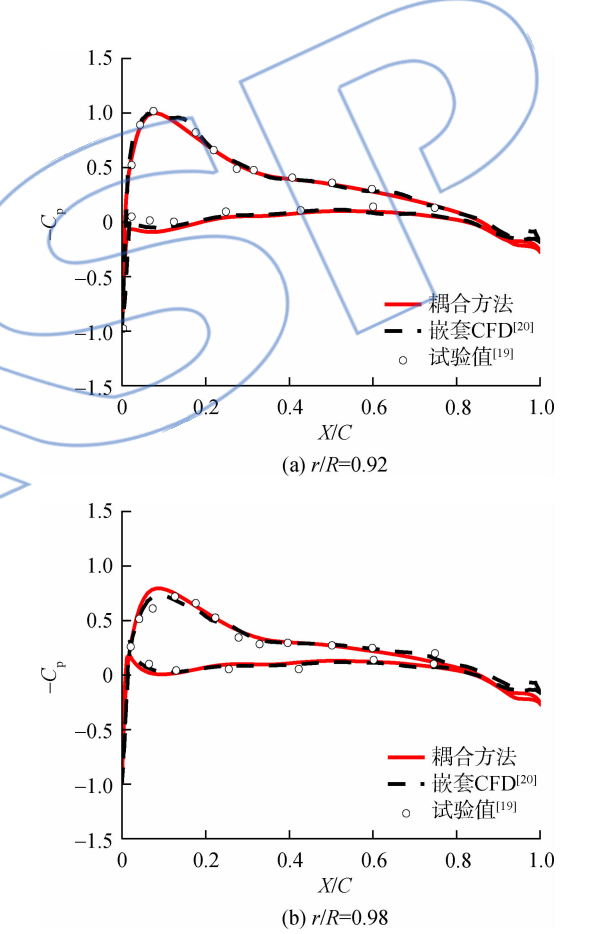


图 4 Helishape 7A 旋翼桨叶剖面压力计算结果与试验值、嵌套 CFD 计算结果对比
Fig. 4 Comparison of blade profile pressure distributions of Helishape 7A rotor among present method, experiments and embedded CFD method

1.3 直升机旋翼桨盘配平模型的推导

本节推导直升机旋翼桨盘配平模型, 其目的是通过分析直升机飞行过程中纵向平面内受力情况来求解旋翼桨盘倾角。图 5 给出了直升机飞行

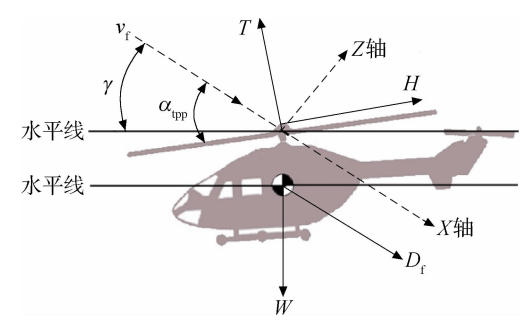


图 5 直升机纵向平面受力示意图

Fig. 5 Schematic diagram of helicopter longitudinal forces

过程中,纵向平面内的受力示意图。

风轴系(图中 XYZ 轴)下,直升机受力平衡方程为

$$\begin{cases} T\sin(-\alpha_{tpp}) - D_f - W\sin\gamma - H\cos(-\alpha_{tpp}) = 0 \\ T\cos(-\alpha_{tpp}) - W\cos\gamma + H\sin(-\alpha_{tpp}) = 0 \end{cases} \quad (8)$$

直升机下降飞行过程中飞行轨迹角(γ)一般不超过 10° ,可对其进行小角度简化处理;此外,由文献[9]可知,旋翼在低速下降飞行过程中后向力(H)相对于直升机拉力(T)、重力(W)及直升机废阻(D_f)而言,可忽略不计。则式(8)可简化为

$$\begin{cases} T\alpha_{tpp} + D_f + H + W\gamma = 0 \\ T - W = 0 \end{cases} \quad (9)$$

求解式(9)得

$$\alpha_{tpp} = -\frac{D_f}{W} - \gamma \quad D_f = \frac{1}{2}\rho v_i^2 f \quad (10)$$

式中 f 表示直升机机身等效阻力面积; v_i 代表直升机飞行速度; ρ 是空气密度。

可以看出,通过式(10)可配平求解得到各飞行状态下的旋翼桨盘倾角。

2 “使用降噪方法”

本节首先分析纵向平面力(包含 X -力、 Z -力)对直升机旋翼桨-涡干扰距离及噪声的影响。纵向平面力是指平行于图 5 中 X 轴及 Z 轴的作用力^[9,22](文中简称为 X -力、 Z -力)。文献[9-10]中,研究者已对多种纵向平面力实现装置进行了相关实验研究,并发现通过在机身安装微阻力发生器(见图 6)能够产生足够大小的纵向平面力且不会对直升机产生较大的扰动。

图 7 计算了旋翼拉力系数 C_t 为 0.005 4、前进比为 0.164 时,不同大小 X -力对旋翼桨-涡干扰距离的影响。由图可以看出,当直升机飞行轨迹角较小时(轨迹角为 -3°),由于前飞来流及旋



图 6 微阻力发生器^[10]示意图

Fig. 6 Schematic diagram of micro-drag generator^[10]

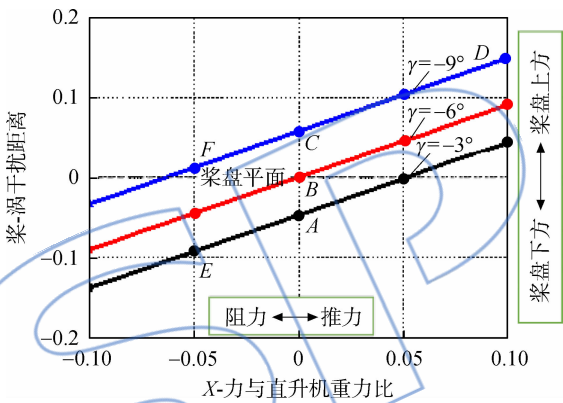


图 7 X -力对直升机旋翼桨-涡干扰距离的影响

Fig. 7 Effects of X -force on miss-distance of helicopter rotor

翼诱导入流的共同作用,旋翼尾迹位于桨盘平面下方。施加 X -力(阻力)后,为保持直升机受力平衡,旋翼桨盘会向前倾,这将使得干扰距离增大;而增加推力将使得桨-涡干扰距离降低,甚至使得旋翼尾迹穿过桨盘平面吹向上方,这将显著增加旋翼桨-涡干扰及噪声。对于初始旋翼尾迹位于桨盘平面上方(飞行轨迹角为 -9°)的情况,当施加相同的 X -力,其变化趋势正好相反。

不同于 X -力影响,由力平衡方程可知,施加额外 Z -力后旋翼拉力将随之改变。图 8 计算了前进比为 0.164、初始旋翼拉力系数为 0.005 4 时,不同飞行轨迹角(γ)下旋翼桨-涡干扰距离随 Z -力变化曲线。由图可见,当飞行轨迹角较小时(文中指绝对值大小),增加向上的 Z -力会降低旋翼拉力,从而减小桨盘入流,使得旋翼尾迹靠近桨盘平面;而增加向下的 Z -力将使得旋翼尾迹远离桨盘平面。当飞行轨迹角为 -8° 时,旋翼初始尾迹位于桨盘平面上方,施加相同的 Z -力,旋翼桨-涡干扰距离变化趋势相反。此外,由图 7、图 8 对比可以看出,当施加相同大小的直升机纵向平面力时, X -力对桨-涡干扰距离改变幅值大于 Z -力

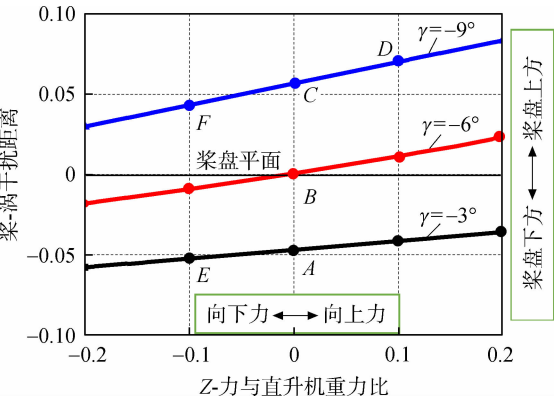


图 8 Z-力对直升机旋翼桨-涡干扰距离的影响
Fig. 8 Effects of Z-force on miss-distance of helicopter rotor

(如图 7、图 8 中 C、D 点所示)。

虽然 X-力、Z-力均能降低旋翼桨-涡干扰噪声,但两者增大桨-涡干扰距离的方式并不相同。X-力主要通过改变旋翼桨盘倾角引起桨-涡干扰距离变化;而 Z-力主要通过改变旋翼拉力系数及相应的桨盘入流引起桨-涡干扰距离变化。

图 7、图 8 分析了纵向平面力对旋翼桨-涡干扰距离的影响。旋翼桨-涡干扰距离变化一方面会改变旋翼噪声幅值。同时,随桨-涡干扰距离变化,桨-涡干扰噪声辐射的方向性也会随之改变。为此,本文采用作者先前发展的直升机飞行过程中旋翼地面噪声高效预测方法^[23],计算分析了纵向平面力对 OLS (operational loads survey) 旋翼^[24]地面声场的影响。直升机飞行轨迹与地面观测点空间几何位置关系如图 9 所示。图中,地面观测面尺寸为 190 m×120 m,各观测点隔间 2.5 m,直升机飞行终点位置与地面垂直距离为 30 m。

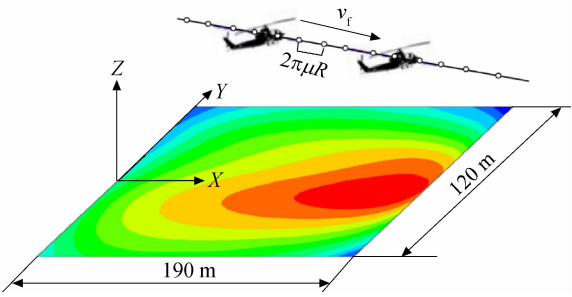
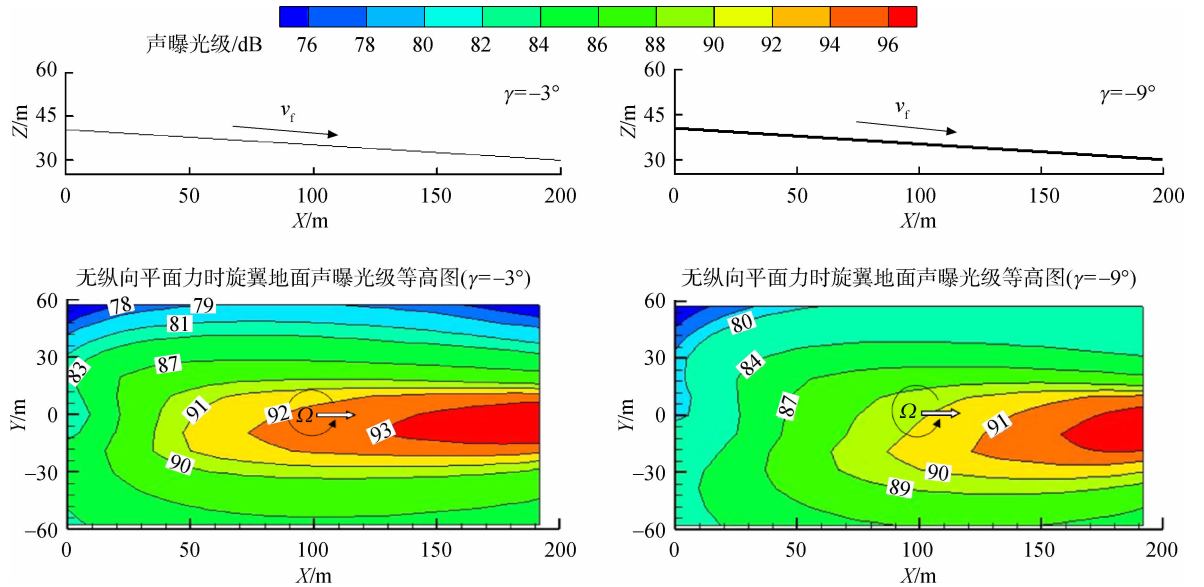


图 9 直升机飞行轨迹与地面观测面空间几何关系
Fig. 9 Geometric relation of helicopter flight trajectory and ground observers

图 10 计算分析了纵向平面力对旋翼地面声曝光级的影响。计算中旋翼拉力系数为 0.005 4,前进比为 0.164,桨尖马赫数为 0.664,纵向平面力大小为 -0.05W (其中 W 是直升机总质量)。由图可以看出,增加纵向平面力后,-3°轨迹角下旋翼地面声场声曝光级均有所降低;而-9°轨迹角下的旋翼地面声场声曝光级增加;这种声曝光级变化趋势与桨-涡干扰距离变化趋势一致(如图 7、图 8 中 A→E、C→F 变化所示)。此外还可以看出,在地面声曝光级幅值改变的同时,旋翼最大噪声幅值所在地面位置也发生了变化。这是由于施加纵向平面力后,旋翼桨盘后部桨-涡干扰距离变化较大,而该处噪声主要辐射至桨盘前行侧,因此,当干扰距离增大时,旋翼辐射至桨盘前行侧的(对应地面下半平面)噪声降低,最大旋翼噪声向地面中线移动;反之,旋翼辐射至前行侧噪声增大,相应的地面最大噪声向地面下半平面方向移动。

上面从改变直升机飞行过程中旋翼桨盘倾角



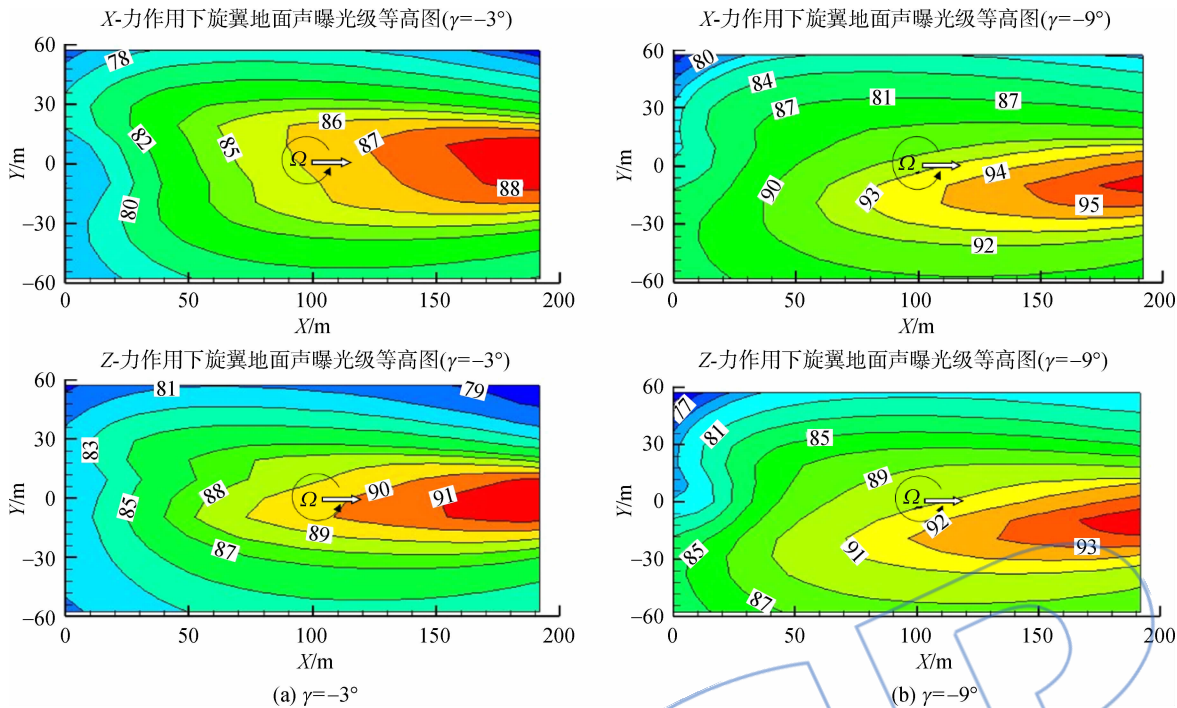


图 10 纵向平面力对旋翼地面声场影响
Fig. 10 Effects of longitudinal forces on ground noise field of rotor

及桨盘入流两方面开展了直升机“使用降噪方法”研究。事实上,直升机在飞行过程中加、减速飞行同样会引起旋翼桨盘倾角及桨盘入流变化。为此,本文分析了加速度对旋翼地面声场的影响。计算中飞行轨迹角为 -6° ,该轨迹角度下旋翼尾迹桨-涡干扰距离接近零(如图 7、图 8 中 B 点所示),此时旋翼会产生强烈的桨-涡干扰噪声。图

11 对比给出了该轨迹角度下,定常及减速飞行过程中的旋翼地面声曝光级等高图。由计算结果可以看出,非定常飞行状态下旋翼地面最大声曝光级幅值及所处方位均发生了较大变化。这是由于减速飞行时,一方面旋翼桨盘后倒;另一方面随着桨盘后倒,在前飞来流作用下旋翼尾迹逐渐被吹向桨盘平面上方,桨-涡干扰距离增大、噪声降低。

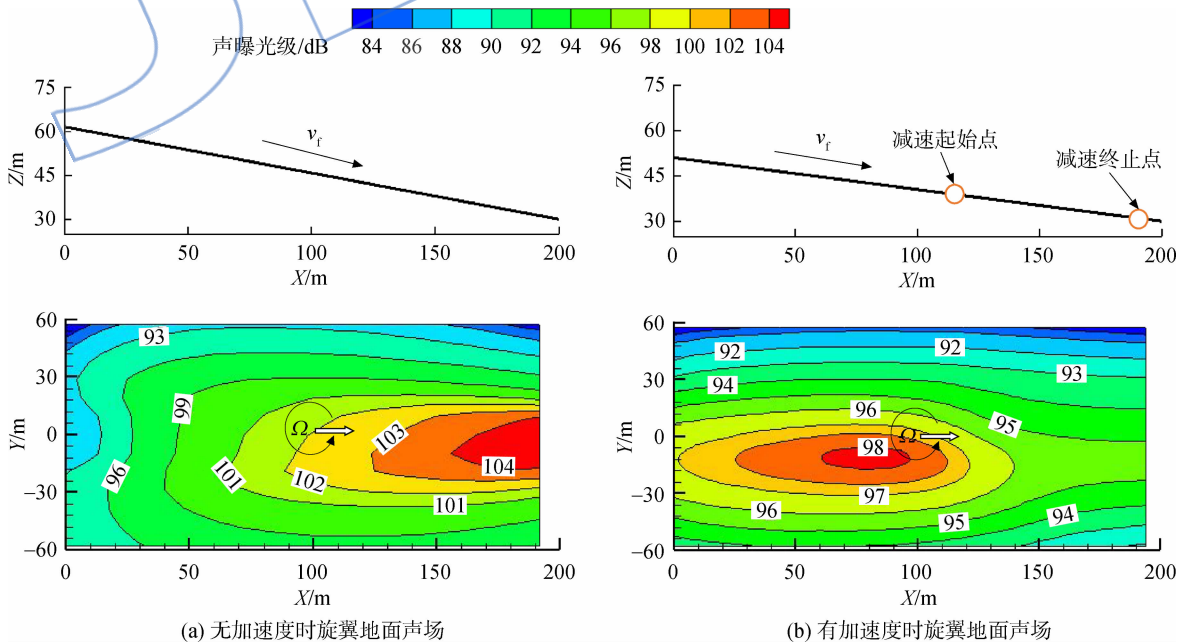


图 11 加速度对旋翼地面声场影响($\gamma = -6^{\circ}$)
Fig. 11 Effects of acceleration on ground noise field of rotor ($\gamma = -6^{\circ}$)

因此,最大旋翼地面噪声出现在定常飞行轨迹段末端、减速飞行轨迹段前端。

此外,对比 -3° 、 -6° 及 -9° 飞行轨迹角下的旋翼地面声场还可以看出,随飞行轨迹角增加,旋翼地面声场呈现出先增大后减小的趋势,这同样是由于旋翼桨-涡干扰距离变化引起的(对应的桨-涡干扰距离如图 7、图 8 中 A、B、C 三点)。

由上述分析可以看出,旋翼桨-涡干扰距离与直升机飞行参数密切相关。为此,本节依据所建模型,计算分析了不同前进比、旋翼拉力系数、飞行轨迹角下旋翼桨-涡干扰距离等高线图,如图 12 所示。由图可以看出,对于较小角度的飞行轨迹,更大的拉力系数及更小的飞行速度将使得旋翼尾迹进一步向桨盘平面下方移动,增加旋翼桨-涡干扰距离;当飞行轨迹角度较大,直升机旋翼尾迹位于桨盘平面上方,更小的拉力系数及更大的前飞速度,会使得旋翼尾迹进一步吹向桨盘平面上方,增大桨-涡干扰距离。

对比图 12 中各图可以看出,随着下降飞行轨迹角增大,旋翼桨盘后倾加剧,桨盘出流(来流由

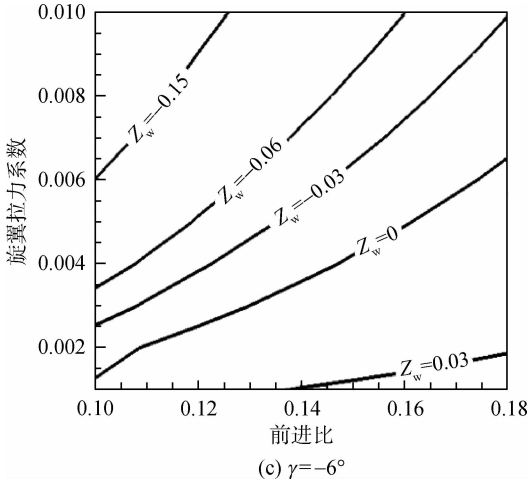


图 12 不同飞行轨迹角下直升机桨-涡干扰距离等高线图

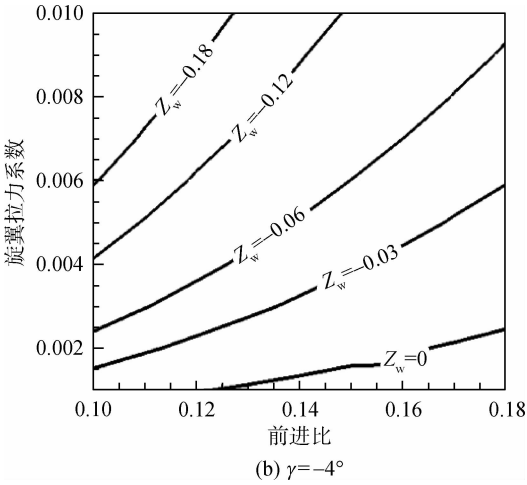
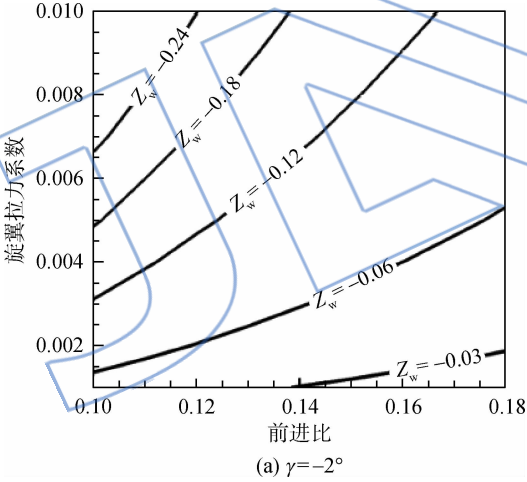
Fig. 12 Helicopter miss distance contours under different flight trajectory angles

桨盘平面下方吹向桨盘平面上方)逐渐增大,因此旋翼尾迹位于桨盘平面上方的飞行状态增多。同时可以看出,当飞行轨迹角较小时,旋翼尾迹靠近桨盘平面(如 $|Z_w| \leq 0.03$)的飞行状态更少(即 $-0.03 \leq Z_w \leq 0.03$ 所包围的飞行状态范围更少);飞行轨迹角较大时,有更多的状态,使得旋翼尾迹靠近桨盘平面。

3 结 论

本文建立了一个基于旋翼耦合 CFD 和桨盘配平模型的旋翼桨-涡干扰距离计算方法。应用该方法,分别计算分析了纵向平面力、飞行参数对直升机进场飞行中旋翼桨-涡干扰距离的影响;并对不同降噪措施下的旋翼地面声场进行了分析,可总结如下结论:

- 1) 当直升机飞行轨迹角较大时,可采取增加向上 Z -力、降低旋翼拉力系数的方式来增加桨-涡干扰距离,降低噪声;当飞行轨迹角度较小时,应采取相反降噪措施。对比表明,相同幅值下 X -力相较于 Z -力对旋翼桨-涡干扰距离改变更大些。
- 2) 通过 OLS 旋翼算例表明,当桨-涡干扰距离增大时,一方面旋翼地面声场幅值降低,另一方面旋翼噪声辐射方向也发生变化,向地面中线移动。
- 3) 直升机加、减速飞行与 X -力均能通过改变旋翼桨盘倾角增加旋翼桨-涡干扰距离。对于较小飞行轨迹角时,直升机加速飞行可增加桨-涡干扰距离。直升机飞行轨迹较大时,减速飞行能



增加桨-涡干扰距离。

4) 当直升机飞行轨迹角较小时,较小旋翼桨-涡干扰距离对应的飞行包线范围更小;飞行轨迹角较大时,较小旋翼桨-涡干扰距离对应的飞行包线范围更大。

参考文献:

- [1] YU Y H. Rotor blade-vortex interaction noise[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 2000, 36(2): 97-115.
- [2] SEE H W, MICHNAEL P, LAKSHMI S N. Computational investigation of blade-vortex interaction noise [R]. AIAA 2000-0349, 2003.
- [3] SUGIURA M, TANABE Y, SUGAWARA H. Development of a hybrid method of CFD and prescribed wake model for helicopter BVI noise prediction[R]. Phoenix, US; the 69th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2013.
- [4] JONES H E, BURLEY C L. A study of the effects of blade shape on rotor noise[R]. Williamsburg, VA, US; the AHS (American Helicopter Society) Technical Specialists' Meeting for Rotorcraft Acoustics and Aerodynamics, 1997.
- [5] DURAISAMY K, RAMASAMY M, BAEDER J D, et al. High resolution computational and experimental study of hovering rotor tip vortex formation[J]. *AIAA Journal*, 2007, 45(11): 2593-2602.
- [6] YU Y H, TUNG C, BEREND V D W, et al. The HART-II test; rotor wakes and aeroacoustics with higher-harmonic pitch control (HHC) inputs; the Joint German/French/Dutch/US Project[R]. Montreal, Canada; the 58th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2002.
- [7] SHI Y J, ZHAO Q J, XU G H. An analytical study of parametric effects on rotor-vortex interaction noise[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2011, 225(3): 259-268.
- [8] VELEZ C, ILIE M. Reduction of helicopter BVI noise using active flow control; the case of vortex street interactions[R]. New Orleans, Louisiana; the 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2000.
- [9] SCHMITZ F H. Reduction of blade-vortex interaction (BVI) noise through X-force control[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1995, 43(1): 11-14-24.
- [10] BRYAN E, CHARLES C. Revolutionary concepts for helicopter noise reduction; SILENT program[R]. NASA-CR-2002-211650, 2002.
- [11] JUAN C A, ALBERT R G. Rotorcraft BVI noise reduction by attitude modification[R]. Bellevue, US; the 5th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, 1999.
- [12] IKAIIDA H, TSUCHIYA T, ISHII H, et al. Numerical Simulation of real-time trajectory optimization for helicopter noise abatement[J]. *Journal of Mechanical Systems for Transportation and Logistics*, 2010, 3(2): 415-430.
- [13] BAGAI A, LEISHMAN J G. Rotor free-wake modeling using a relaxation technique; including comparisons with experimental data[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1995, 40(3): 29-41.
- [14] SPLETTSTOESSER W R, SCHULTZ K J, MARTIN R M. Rotor blade-vortex interaction impulsive noise source localization[J]. *AIAA Journal*, 1990, 28(4): 593-600.
- [15] JAMESON A. Numerical solution of the Euler equations by volume methods Runge-Kutta time-stepping schemes[R]. AIAA 1981-1259, 1981.
- [16] BALDWIN B S, LOMAX H. Thin layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows[R]. AIAA 78-0257, 1978.
- [17] XU G H, NEWMAN S J. A full-span free-wake model using circular arc vortex elements and incorporating rotor trim analysis[J]. *Journal of Aerospace Engineering*, 2006, 220(2): 145-153.
- [18] ZHAO J G, HE C J. A hybrid solver with combined CFD and viscous vortex particle method[R]. Virginia Beach, VA, US; the 67th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2011.
- [19] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[J]. *Vertical*, 1981, 5(1): 149-161.
- [20] 樊枫, 史勇杰, 徐国华. 剪刀式尾桨悬停状态气动力及噪声特性计算研究[J]. *航空学报*, 2013, 34(9): 2100-2109. FAN Feng, SHI Yongjie, XU Guohua. Computational research on aerodynamic and aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in hover[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(9): 2100-2109. (in Chinese)
- [21] BIAVA M, BINDOLINO G, VIGEVANO L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight[R]. AIAA-2003-0052, 2003.
- [22] BAEDER J D. Passive design for isolated blade-vortex interaction noise reduction[R]. Virginia Beach, US; the 53th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1997.
- [23] 王菲, 史勇杰, 徐国华. 基于二级声辐射模型的地面声场高效预测方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2016, 42(11): 2445-2453. WANG Fei, SHI Yongjie, XU Guohua. Efficient ground noise prediction method based on secondary noise radiation model[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2016, 42(11): 2445-2453. (in Chinese)
- [24] SPLETTSTOESSER W R, SCHULTZ K J, BOXWELL D A, et al. Helicopter model rotor-blade vortex interaction impulsive noise; scalability and parametric variations[R]. Hague, Netherlands; the 10th European Rotorcraft Forum, 1984.

(编辑: 叶 青、王碧珺)