

基于气弹耦合的旋翼桨涡干扰噪声预测方法

王亮权, 史勇杰, 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: 建立了基于气动/弹性耦合的旋翼桨涡干扰(BVI)气动和噪声分析方法。气动模型包括修正 Beddoes 尾迹模型和 CFD 模型,噪声计算采用基于声学类比法推导出的 FW-H(Ffowcs-Williams Hawkins)方程,弹性桨叶动力学建模采用有限元方法。应用所建立的方法,对刚性的 OLS(operational load survey)旋翼桨涡干扰状态的气动和噪声特性进行了计算,对比了两种气动模型在研究桨涡干扰问题的有效性;以弹性的 HART II 旋翼为研究对象,分析了桨叶弹性、时间步长对桨涡干扰气动载荷和噪声的影响。结果表明:进行桨涡干扰计算时所采用的时间步长不宜超过 2° 。CFD 方法由于固有的数值耗散,计算出的 OLS 旋翼噪声声压峰值仅为试验值的 60%,而修正 Beddoes 尾迹模型能够避免数值耗散,且具有高效率的优势。考虑桨叶气动弹性能够提高旋翼桨涡干扰噪声的预测精度。

关 键 词: 桨涡干扰 (BVI); 气动噪声; 气弹耦合; 直升机; 旋翼

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Blade vortex interaction acoustic prediction method for rotor based on aerodynamic/elastic coupling

WANG Liangquan, SHI Yongjie, XU Guohua

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

Abstract: An engineering method suitable for blade vortex interaction (BVI) airload and acoustic analysis was established based on aerodynamic/elastic coupling. The aerodynamic model includes modified Beddoes wake method and CFD method. Acoustic prediction was based on Ffowcs-Williams Hawkins (FW-H) equation derived by acoustic analogy, and the elastic blade model was based on finite element method. By applying the established models, the airload and acoustic characteristics of rigid operational load survey (OLS) rotor were calculated under BVI flight state firstly, and the validity of the two aerodynamic models was compared, then the influences of elasticity and time step on HART II rotor BVI airload and acoustic were analyzed. The results indicate that the time step adopted in BVI calculation should be no more than 2 degree. Peak acoustic pressure of OLS rotor predicted by CFD is only 60% of experimental data because of inherent numerical dissipation, while the modified Beddoes wake method can address this problem with high computation efficiency. Taking blade elasticity into consideration is beneficial for BVI acoustic prediction accuracy.

Key words: blade vortex interaction (BVI); aeroacoustics; aerodynamic/elastic coupling; helicopter; rotor

收稿日期: 2016-01-27

基金项目: 中央高校基本科研业务费专项资金资助;江苏省研究生培养创新工程(KYLX16_0389)

作者简介: 王亮权(1992—),男,博士生,主要从事直升机空气动力学、气动噪声研究。

引用格式: 王亮权,史勇杰,徐国华. 基于气弹耦合的旋翼桨涡干扰噪声预测方法[J]. 航空动力学报,2017,32(9):2160-2169.
WANG Liangquan, SHI Yongjie, XU Guohua. Blade vortex interaction acoustic prediction method for rotor based on aerodynamic/elastic coupling[J]. Journal of Aerospace Power,2017,32(9):2160-2169.

设计低噪声的环保直升机是当今直升机界的发展趋势。直升机噪声污染最严重的情况,出现在小速度前飞和斜下降飞行时,此时旋翼尾迹不容易被自由来流吹散,停留在桨盘附近,当尾迹中的桨尖涡靠近或直接与高速旋转的桨叶碰撞时,会使桨叶上的气动载荷快速振荡,这种高频的脉冲载荷会伴随着产生严重的桨涡干扰噪声^[1]。对桨涡干扰噪声的计算与分析一直都是直升机空气动力学领域的热点和难点,当直升机处于桨涡干扰状态时,有效地捕捉桨叶上的高频振荡载荷较为困难,同时噪声幅值对桨-涡垂直距离、干扰角度等因素非常敏感,这使得对该状态下噪声的准确计算分析成为具有挑战性的课题。

关于桨涡干扰的研究,先前的一些研究者已经开展了不少工作。在文献[2]中,Yu 等对桨涡干扰噪声进行了综述,其中包括噪声的产生机理、风洞试验和控制方法等。Chung 等^[3]采用非定常时间推进自由尾迹方法进行了气动载荷和噪声研究,计算结果准确度较高,但计算时间较长,同时面临数值稳定性问题^[4],需要采取额外的措施以避免计算发散。Strawn 等^[5]基于 CFD 方法开展了旋翼前飞噪声的计算研究,结果表明小速度前飞时的桨涡干扰噪声比大前进比前飞时的高速脉冲噪声更难以预测。史勇杰等^[6]进行了旋翼桨涡干扰参数影响研究,得到了不同干扰距离、干扰角度的对桨叶气动载荷的影响规律。需要指出的是,在上述研究中,均是把桨叶视作刚性的。由于真实旋翼桨叶一般具有较大的弹性,其弹性挥舞和扭转会对旋翼的气动性能、结构和振动载荷等产生较大的影响,为提高计算分析的精度有必要计入桨叶的弹性。

近年来,CFD/CSD(computational fluid dynamics/computational structural dynamics)耦合方法逐渐开始用于旋翼问题的研究。Potsdam 等^[7]基于 CFD/CSD 耦合研究了 UH-60A“黑鹰”直升机在水平前飞过程中的桨叶气动载荷,Sitar-aman 等^[8]进一步将该方法应用于 UH-60A 在拉起机动过程中桨叶剖面和操纵拉杆上的结构载荷,均取得了较好的结果。Smith 等^[9]采用 CFD/CSD 方法进行了 HART II (higher harmonic control aeroacoustics rotor test II)^[10]旋翼桨涡干扰状态的计算。由于基于 Euler 描述的 CFD 方法存在较强的数值耗散,该研究中使用了千万量级的网格,消耗了大量的计算资源和 CPU (central processing unit) 机时,得到的气动载荷

仍不够理想,且并未研究桨涡干扰噪声。文献[5]中指出,为有效捕捉旋翼桨尖涡,需要在涡核各个方向布置 10~15 个网格点,就目前的计算机发展水平而言,将 CFD/CSD 耦合方法用于桨涡干扰噪声分析存在计算耗时过长的问题。

鉴于此,本文拟建立一个基于气动/弹性耦合的旋翼桨涡干扰噪声分析模型。在本文的研究工作中,首先对比了 CFD 和修正 Beddoes 尾迹^[11]两种气动模型在研究桨涡干扰问题时的有效性,然后耦合修正 Beddoes 尾迹模型与桨叶动力学模型,着重分析了桨叶弹性和计算时间步长对桨涡干扰气动载荷和噪声的影响。结果表明,修正 Beddoes 尾迹方法相对 CFD 方法在涡的捕捉上具有显著优势;考虑桨叶气动弹性能够提高旋翼桨涡干扰的预测精度;要准确地计算桨涡干扰噪声需要取较小的时间步长。

1 旋翼气动模型

本节建立基于 CFD 方法和尾迹方法的两种旋翼气动模型用于桨涡干扰的预测。

1.1 基于 CFD 方法的气动模型

旋翼流场的求解基于雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)^[12],控制方程如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \mathbf{W} dV + \oint_{\partial V} (\mathbf{F}_c - \mathbf{F}_v) dS = 0 \quad (1)$$

其中 V 为控制体; $\mathbf{W}$, $\mathbf{F}_c$, $\mathbf{F}_v$ 分别是守恒变量、对流通量、黏性通量,其表达式如下:

$$\mathbf{W} = [\rho \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad \rho E]^T \quad (2)$$

$$\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} \rho U \\ \rho u U + n_x p \\ \rho v U + n_y p \\ \rho w U + n_z p \\ \rho H U \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} + n_z \tau_{xz} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} + n_z \tau_{yz} \\ n_x \tau_{zx} + n_y \tau_{zy} + n_z \tau_{zz} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y + n_z \Theta_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

文中采用了运动嵌套网格系统,桨叶网格类型为 C-O 型,而背景网格是笛卡儿直角网格。求解时使用双时间方法进行时间离散,子迭代基于高效的隐式 LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) 算法,空间离散使用 Roe 格式,湍流模型为 Baldwin-Lomax 模型。

采用上述 CFD 方法进行了 Helishape 7A 旋翼前进比为 0.167 前飞状态^[13]的数值模拟计算验证。运动嵌套网格如图 1 所示。图 2 是计算出的 0.98R(R 表示旋翼半径)剖面位置升力系数(C_l)随方位角(Ψ)的变化曲线,并在图中左上角给出了该剖面在 90°方位角时翼型表面的压强系数(C_p),从图中可以看出本文的计算结果与试验值符合得较好,从而验证了本文所建立的 CFD 方法的有效性。

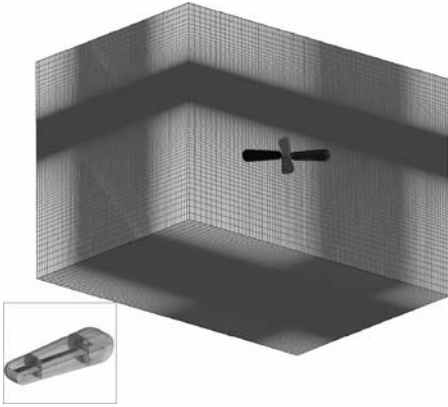


图 1 旋翼运动嵌套网格示意图

Fig.1 Schematic of rotor overset grid

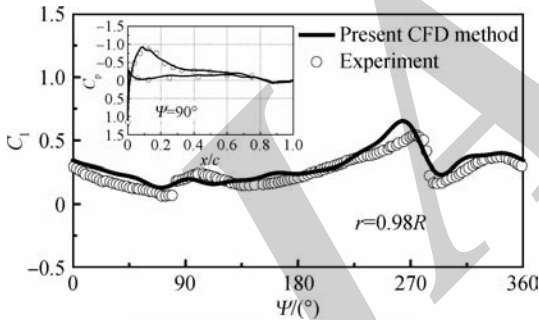


图 2 7A 旋翼 0.98R 剖面的气动载荷

Fig.2 Aerodynamic loading of 7A rotor at 0.98R section

1.2 基于尾迹方法的气动模型

在尾迹方法中,将桨叶离散为一定数目的微元,附着涡位于 1/4 弦线处,而控制点位于 3/4 弦线,近尾迹从桨叶后缘脱出,经过一段时间卷起为远尾迹。控制点处的诱导速度来自附着涡、近尾迹以及远尾迹(桨尖涡)3 个方面的影响

对控制点施加物面无穿透边界条件,有

$$\mathbf{A}\boldsymbol{\Gamma}_b \cdot \mathbf{n} = \mathbf{B} \cdot \mathbf{n} \quad (5)$$

其中 $\mathbf{A}$ 是附着涡、近尾迹和远尾迹引起的诱导速度影响系数矩阵,影响系数通过 Biot-Savart 定律计算。 $\mathbf{B}$ 为桨叶微段上的自由来流速度和由于旋转、挥舞等运动引起的相对速度, $\boldsymbol{\Gamma}_b$ 为附着涡环

量, $\mathbf{n}$ 为控制点处的单位法矢。

全局坐标系规定来流方向为 x 轴正方向, z 轴垂直向上, y 轴正方向按照右手定则确定。以 R 为单位长度,远尾迹在 x 和 y 方向的无量纲坐标可表示为

$$x_u = r_u \cos(\Psi_b - \Psi_w) + \mu_x \Psi_w \quad (6)$$

$$y_u = r_u \sin(\Psi_b - \Psi_w) \quad (7)$$

z 方向除了来流速度,还要考虑诱导速度的影响

$$z_v = \mu_z \Psi_w + \int_0^{\Psi_w} \frac{v}{\Omega R} d\Psi_b \quad (8)$$

其中 Ψ_b 和 Ψ_w 分别为桨叶的方位角和涡龄角, Ω 为旋翼转速。

Beddoes^[14]依据大量的试验数据,建立了旋翼诱导速度分布模型

在桨盘平面内

$$v = v_0 (1 + E x' - E |y'|^3) \quad (9)$$

在桨盘后方

$$v = 2v_0 (1 - E |y'|^3) \quad (10)$$

其中 v_0 为桨盘均匀入流诱导速度, E 为表示尾迹倾斜程度的系数。

Wall^[11]进一步考虑了诱导速度分布的横向不对称性,提出了修正的 Beddoes 模型

在桨盘平面内

$$v = v_0 \left(1 + \frac{8E}{15\pi} - 2\mu_x y' + E x' - E |y'|^3 \right) \quad (11)$$

在桨盘后方

$$v = 2v_0 \left(1 + \frac{8E}{15\pi} - 2\mu_x y' - E |y'|^3 \right) \quad (12)$$

近尾迹一般从离桨尖后缘 30°涡龄角位置处附近卷起为远尾迹,远尾迹的环量由桨叶上最大附着涡环量确定,桨尖涡模型参见文献[15]。

基于上述模型对文献[16]中 UH-1D 模型旋翼的尾迹形状和诱导入流比进行了计算,计算状态为 $\mu=0.19$, $C_t=0.0033$, $\alpha_s=-6.3^\circ$ 。得到的刚性尾迹、Beddoes 尾迹和修正 Beddoes 尾迹形状如图 3 所示。刚性尾迹模型在桨盘的诱导入流处处相等,而对于 Beddoes 和修正 Beddoes 尾迹模型,桨盘后半区域的诱导入流要显著高于桨盘前方区域,但修正 Beddoes 尾迹在桨盘后行侧的诱导入流要高于前行侧。利用 3 种尾迹模型对该状态下桨尖涡的无量纲垂向位置进行了预测,并与试验值做了对比,结果如图 4 所示。刚性尾迹模型的结果与试验值相比有明显偏差,而修正 Beddoes 尾迹模型略优原始的 Beddoes 尾迹模型。

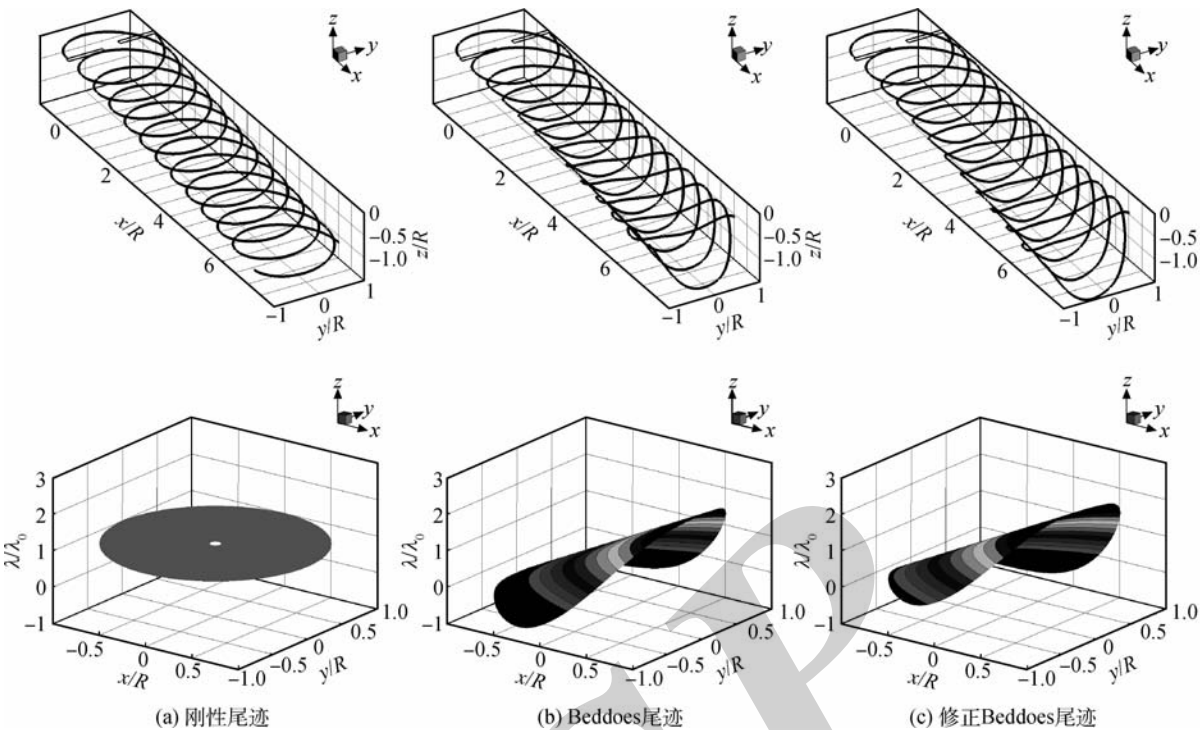


图 3 不同尾迹模型的形状和诱导入流比

Fig. 3 Wake shape and induced inflow ratio of different wake models

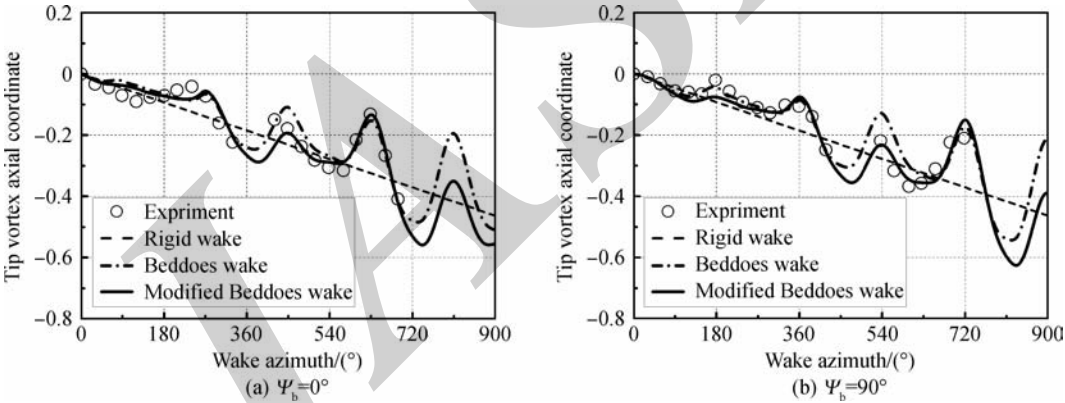


图 4 桨尖涡垂向位置随尾龄角的变化

Fig. 4 Variation of tip vortex axial coordinate with wake azimuth

2 气动噪声计算模型

旋翼气动噪声的计算基于 Lighthill 声学类比法推导出的 FW-H (Ffowcs-Williams Hawksings) 方程,该方程包含单极子、偶极子和四极子噪声源项。由于桨涡干扰常发生在旋翼小前进比前飞状态下,四极子噪声成分对整个噪声声场的贡献很小,本文的噪声计算采用忽略 FW-H 方程中四极子噪声源项后得到的 Farassat 1A (F1A) 公式^[17]。以 $p'(\mathbf{x}, t)$ 表示某一观察点的总声压,有

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_t(\mathbf{x}, t) + p'_l(\mathbf{x}, t) \tag{13}$$

其中 $p'_t(\mathbf{x}, t)$ 和 $p'_l(\mathbf{x}, t)$ 分别是桨叶厚度和载荷引起的噪声声压,其表达式为

$$4\pi p'_t(\mathbf{x}, t) = \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 (\dot{v}_n + v_n)}{r(1 - M_r)} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left[\frac{\rho_0 v_n (r\dot{M}_r + a_0 (M_r - M^2))}{r^2 (1 - M_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \tag{14}$$

$$4\pi p'_l(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r(1 - M_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_m}{r^2 (1 - M_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r\dot{M}_r + a_0 (M_r - M^2))}{r^2 (1 - M_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \tag{15}$$

式(14)和式(15)右侧积分项下标 ret 表示延迟时间(retarded time),被积函数中各个变量的含义可参见文献[17]。

3 弹性桨叶结构动力学模型

由于直升机桨叶具有大的展弦比,一般将桨叶视作一维梁进行动力学建模,基于 Hamilton 原理建立桨叶动力学方程^[18]

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta U - \delta T - \delta W_e) dt = 0 \tag{16}$$

其中 U 代表应变能, T 是动能, W_e 为气动力和气动力矩所做的虚功。

本文在用有限元方法进行动力学建模时,每个梁单元包括 4 个挥舞、4 个摆振、3 个扭转和 3 个轴向共 14 个自由度。对各个梁单元的运动方程进行组装,得到描述桨叶的动力学的方程组

$$M\ddot{q} + C\dot{q} + Kq + F = 0 \tag{17}$$

式中 M 、 C 和 K 分别为桨叶质量、阻尼和刚度矩阵, F 是作用在桨叶上的气动力和气动力矩矢量, q 为梁单元各节点的位移矢量。

令桨叶动力学方程组中阻尼项和力向量为零,即可进行桨叶固有特性分析,此时式(17)变为

$$M\ddot{q} + Kq = 0 \tag{18}$$

为验证所建立的结构动力学模型的正确性,对 HART II 旋翼桨叶的固有特性进行了计算,该旋翼是柔性旋翼,被专用于直升机桨涡干扰状态噪声和振动控制的研究,旋翼相关参数见表 1。表 2 给出了本文计算的工作转速下桨叶前 5 阶模态频率,并与文献[9]中的值做了对比。L、F、T 分别表示摆振(lag),挥舞(flap)和扭转(torsion)模态。从表 2 中可以看出,本文计算出的模态频率与文献值接近,两者的最大相对误差不超过 3%。图 5 进一步给出了前 5 阶挥舞振型的对比,空心符号表示文献值。从表 2 和图 5 中可以看出,本文建立的桨叶动力学模型具有较高的精度。

表 1 HART II 旋翼参数

Table 1 Parameters of HART II rotor	
旋翼参数	数值及详情
桨叶半径/m	2
翼型	NACA23012
弦长/m	0.121
桨叶片数	4
负扭转角/(°)	8
根切	0.22R
预锥角/(°)	2.5
工作转速/(rad/s)	109
操纵线系刚度/(N·m/rad)	1000

表 2 HART II 旋翼模态频率

Table 2 Modal frequencies of HART II rotor			
模态阶数	模态频率/(rad/s)		相对误差/%
	计算值	文献值	
1 阶,L	0.775	0.789	1.81
1 阶,F	1.102	1.134	2.90
2 阶,F	2.764	2.810	1.66
1 阶,T	3.807	3.796	0.29
2 阶,L	4.573	4.585	0.26

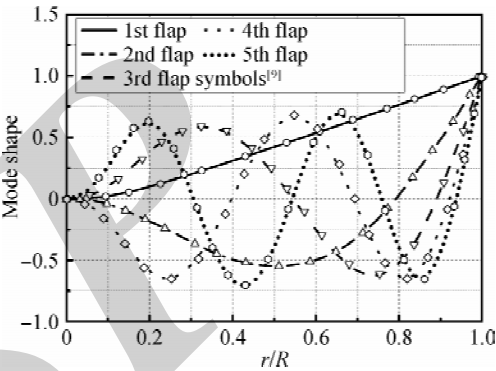


图 5 HART II 旋翼的前 5 阶挥舞振型

Fig. 5 First five flap mode shapes of HART II rotor

4 结果分析与讨论

基于前文建立的旋翼气动、噪声和弹性桨叶结构动力学模型,本节进行了模型旋翼桨涡干扰状态的计算,并对计算结果进行了分析与讨论。

4.1 气动模型对桨涡干扰的影响

为了对比修正 Beddoes 尾迹方法和 CFD 方法对于桨涡干扰载荷、噪声的预测能力,本节进行了 OLS(operational load survey)旋翼典型桨涡干扰状态的计算,该旋翼是 1/7 缩比的 AH-1G 旋翼,其桨叶是刚性的,旋翼相关参数见表 3。

表 3 OLS 旋翼参数

Table 3 Parameters of OLS rotor	
旋翼参数	数值及详情
桨叶半径/m	0.958
翼型	B540
弦长/m	0.1039
桨叶片数	2
负扭转角/(°)	8.2
根切	0.182R
预锥角/(°)	0.5

图 6 是 OLS 旋翼在 $\mu = 0.164$ 状态时桨盘平面内可能发生干扰的位置(具体的飞行参数见表 4),图 6(a)为本文的尾迹方法计算出的结果,图 6(b)为文献[19]的预测结果。对比两幅图可以看出,本文与文献[19]对干扰发生位置的计算结果几乎一致,桨叶在前行侧存在较强的桨涡干扰,而后行侧的桨涡干扰相对较弱。需要说明的是,桨涡干扰强度与桨-涡垂直距离 d 密切相关,该距离越小则桨涡干扰越强,为了更清晰地展示出桨涡干扰发生的强度,在图 6(a)本文的结果中,桨-涡垂直干扰距离越小则用更大的图标表示图中 c 表示叶片弦长。

图 7 是本文的尾迹模型计算出的桨盘平面内的升力分布。可以看出升力在桨涡干扰越强的地方变化越为剧烈(等值线密集区), $0.8R$ 桨叶剖面在 110° 方位角的升力变化最为显著。对于前行侧桨涡干扰,升力先增大后减小,而后行侧桨涡干

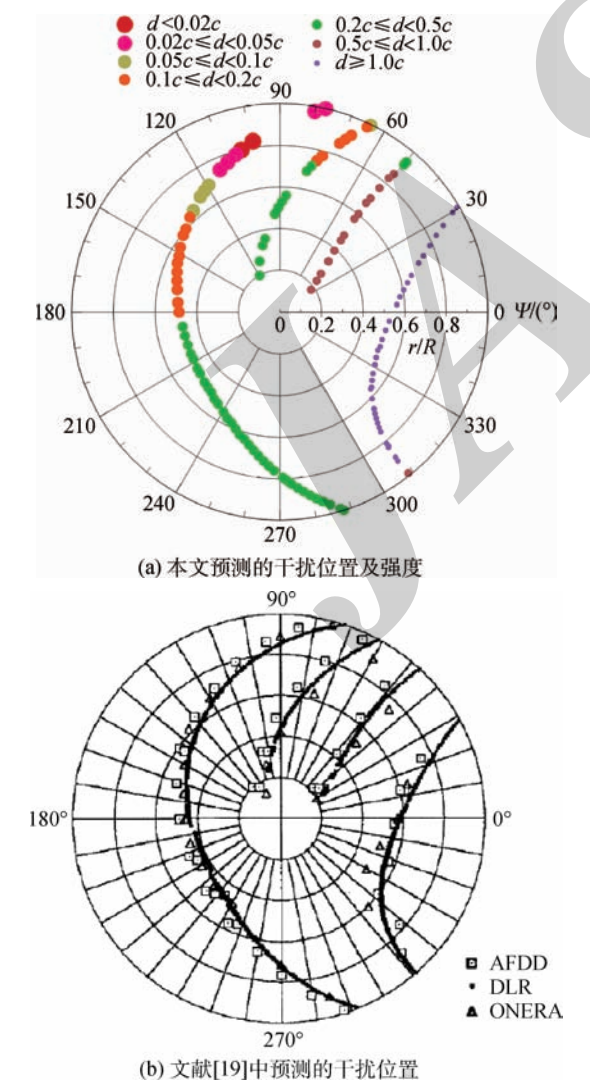


图 6 OLS 旋翼桨盘内发生桨涡干扰的位置和强度
Fig. 6 OLS rotor BVI location and intensity on the rotor disk

表 4 OLS 旋翼桨涡干扰状态飞行参数 ^[3]	
Table 4 Flight parameters of OLS rotor BVI ^[3]	
飞行参数	数值
前进比	0.164
旋转桨尖马赫数	0.664
旋翼拉力系数	0.0054
总距角/(°)	6.14
横向周期变距角/(°)	0.9
纵向周期变距角/(°)	-1.39
1 阶横向挥舞角/(°)	-1.0
1 阶纵向挥舞角/(°)	0.0

扰引起的升力变化相反。图 8 给出了桨叶前后行侧的迎角变化趋势示意图,图中 V_∞ 表示来流速度, Γ 为桨尖涡环量, t 代表时间, $\Delta\alpha$ 表示翼型迎角的变化量。在前行侧发生干扰的 BVI 1 和 BVI 2 位置,桨尖涡运动到靠近翼型前缘时,先引起向上的附加诱导速度,使得翼型的迎角增大,而桨尖

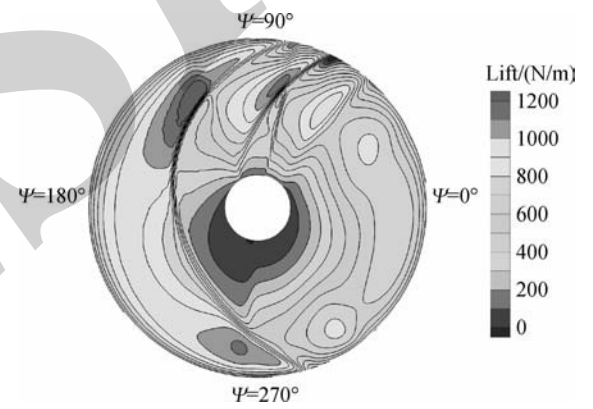


图 7 OLS 旋翼桨盘平面内的升力分布
Fig. 7 Lift distribution on the OLS rotor disk

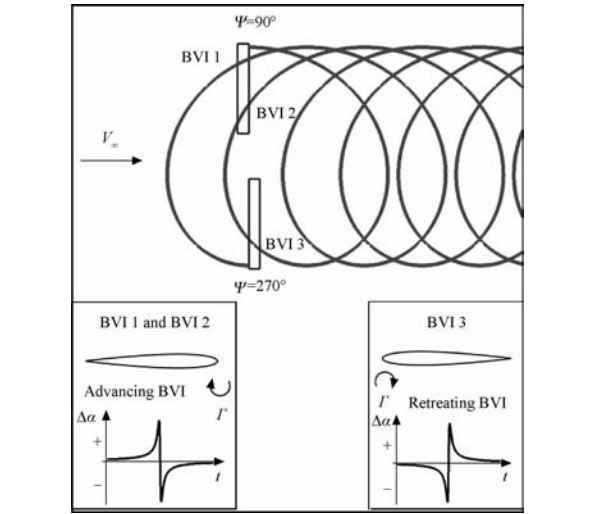


图 8 OLS 旋翼前后行侧桨涡干扰示意图
Fig. 8 Schematic of OLS rotor advancing and retreating BVI

涡继续运动远离翼型后缘时,向下的附加诱导速度则减小了翼型迎角。后行侧干扰位置 BVI 3 处,附加的诱导速度和迎角的变化与前行侧相反,这是导致前后行侧升力变化趋势不同的原因。

图 9 给出了该状态下 CFD 方法计算出的尾迹等涡量图和尾迹方法计算出的尾迹形状,可以看出,CFD 方法计算出的尾迹从桨尖逸出后不久即被耗散掉,这种非物理的数值耗散对桨涡干扰载荷的预测是不利的,而尾迹方法本身不存在数值耗散问题,桨尖涡的物理耗散直接由涡核模型确定。图 10 是计算出的 $0.91R$ 剖面在不同方位角的气动载荷,本文的尾迹方法有效地捕捉到了该桨叶剖面在 $50^{\circ}\sim90^{\circ}$ 方位角之间的桨涡干扰,而基于 CFD 方法的计算未能捕捉到气动载荷的

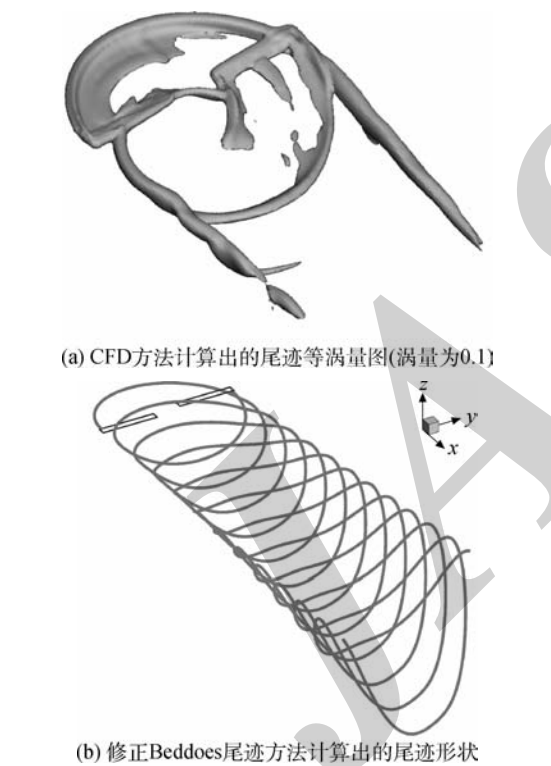


图 9 OLS 旋翼尾迹示意图

Fig. 9 Wake schematic of OLS rotor

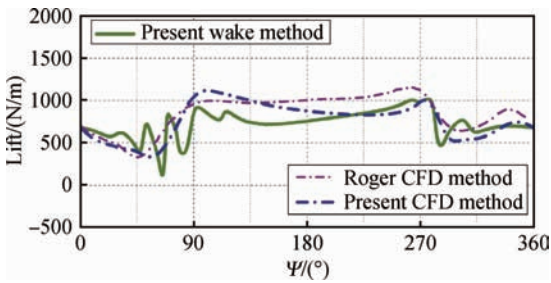


图 10 OLS 旋翼 $0.91R$ 剖面在不同方位角的气动载荷
Fig. 10 Aerodynamic loading of OLS rotor at $0.91R$ section under different azimuths

表 5 CFD 方法和尾迹方法的对比		
Table 5 Comparison of CFD and wake method		
参数	CFD 方法	尾迹方法
计算圈数	4	6
步长/(°)	0.5	1
空间离散 网格数	桨叶网格为 2×73 万 背景网格为 486 万	展向分 50 段
计算时间	约 35 h	小于 1 min

剧烈波动,这与文献[5]中 Strawn 等的 CFD 计算结果一致。表 5 给出了本文两种气动模型计算时间的对比,在 8 核、主频为 3.4GHz 的 CPU 上,CFD 计算消耗了约 35h,而尾迹方法计算耗时不超过 1min,可见尾迹方法的计算效率显著高于 CFD 方法。

接着文中进行了噪声结果的对比。图 11 给出了文献[19]中 microphone 3 处的噪声声压时间历程,从上到下依次为试验、本文的尾迹方法以及本文和 Strawn 等[5]分别基于 CFD 方法得到的结果。Microphone 安装在 180° 方位角,在桨盘平面下方 30° ,与桨毂中心的距离为 $3.44R$ 的位置,

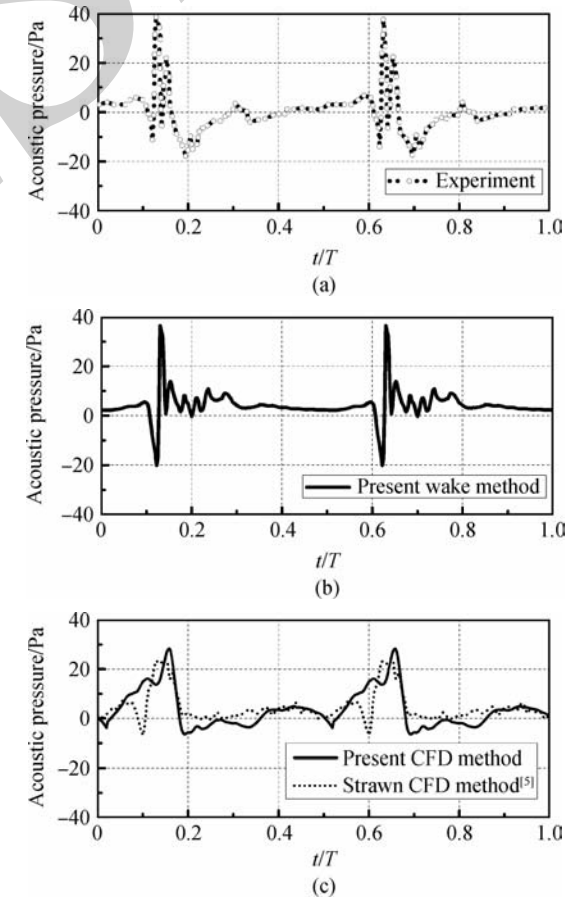


图 11 OLS 旋翼在 microphone3 处的声压时间历程
Fig. 11 Acoustic pressure time history of OLS rotor at microphone 3

在该位置处由桨涡干扰产生的载荷噪声成分占主导地位。从图中可以看出本文的尾迹方法计算出的声压峰值以及声压波形都与试验值较为接近,而 Strawn 等通过 CFD 方法计算出的声压峰值只有试验值的 60%,本文使用 630 万网格的 CFD 计算结果同 Strawn 等的结果相似,声压峰值和波形与试验值相比误差均较大。这主要与 CFD 方法未能捕捉到明显的桨涡干扰气动载荷波动有关。

从上述结果可以看出,桨涡干扰对涡捕捉很敏感,修正 Beddoes 尾迹模型的计算结果较好且计算量小,而 CFD 方法数值耗散较强,为准确捕捉桨尖涡,需使用高阶的 CFD 格式和大量的计算网格,这会消耗大量的计算资源,不利于大规模计算分析。因此在下文弹性旋翼算例中,选用修正 Beddoes 尾迹模型为气动模型。

4.2 桨叶弹性对桨涡干扰的影响

真实旋翼桨叶一般具有较大的弹性,桨叶的弹性变形会对桨涡干扰产生直接的影响,本节基于前面建立的修正 Beddoes 尾迹模型和弹性桨叶动力学模型,进行了弹性的 HART II 旋翼典型桨涡干扰状态下的载荷和噪声计算,该状态对应航迹角为 -6° 的斜下降飞行。相关参数见表 6。

表 6 HART II 旋翼桨涡干扰状态飞行参数^[9]

Table 6 Flight parameters of HART II rotor BVI^[9]

飞行参数	数值
前进比	0.151
旋转桨尖马赫数	0.639
旋翼拉力系数	0.00457
旋翼迎角/ $^\circ$	4.5
总距角/ $^\circ$	3.8
横向周期变距角/ $^\circ$	1.92
纵向周期变距角/ $^\circ$	-1.34

图 12 给出了桨盘平面内可能发生桨涡干扰的位置,可以看出在前行侧 $20^\circ\sim60^\circ$ 方位角和后行侧 $270^\circ\sim310^\circ$ 方位角,存在较强的桨涡干扰,这与试验^[11]测出的桨涡干扰发生在前行侧 50° 方位角和后行侧 300° 方位角附近的结果一致。由于本节模拟的是具有 4 片桨叶的 HART II 旋翼斜下降飞行,此时有一个垂直于桨盘向上的来流分量使得桨尖涡更加靠近桨盘,与文中第 4.1 节中两片桨叶的 OLS 旋翼算例相比(见图 6),该状态下桨盘平面内有更多的位置可能发生桨涡干扰。

图 13 是 0.87R 桨叶剖面的非定常气动载荷

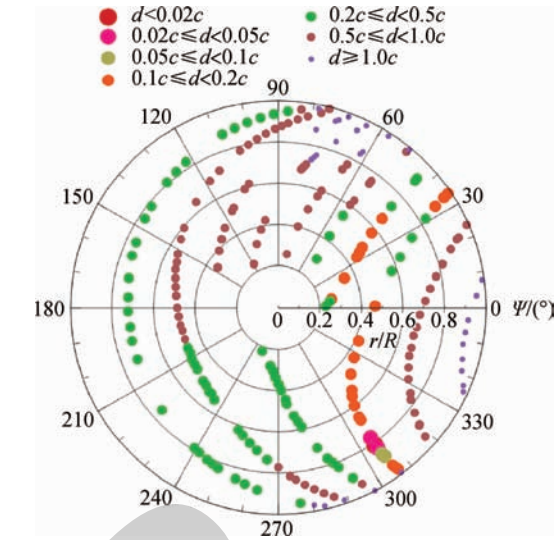


图 12 HART II 旋翼桨盘平面内发生干扰的位置
Fig. 12 HART II rotor BVI location on the rotor disk

随方位角的变化,其中 Ma 为当地马赫数, C_n 为法向力系数。图中包含试验值、本文的尾迹/弹性耦合模型的结果、仅采用尾迹模型计算出的结果及佐治亚理工学院(GIT)的 CFD/CSD 计算结果^[9],并给出了 $20^\circ\sim90^\circ$ 和 $260^\circ\sim330^\circ$ 方位角的局部放大图。对比有/无考虑桨叶气动弹性的结果可以看出:未考虑桨叶弹性时, $90^\circ\sim180^\circ$ 方位角的载荷误差较大,且前后行侧桨涡干扰区域的载荷波动偏小,而考虑气弹耦合时的结果与试验值符合得更好,这说明了在进行弹性旋翼载荷计算时建立动力学模型的重要性;GIT 的 CFD/CSD 方法和本文气弹耦合方法在桨涡干扰现象不明显的 $120^\circ\sim260^\circ$ 方位角的预测精度相近,在前行侧桨涡干扰区域,本文的耦合方法尽管在预测幅值上有所误差,但有效地捕捉到了载荷的波动。

桨涡干扰是一种高频脉冲效应,其发生的时间很短,要有效地捕捉该效应,对时间步长有着严

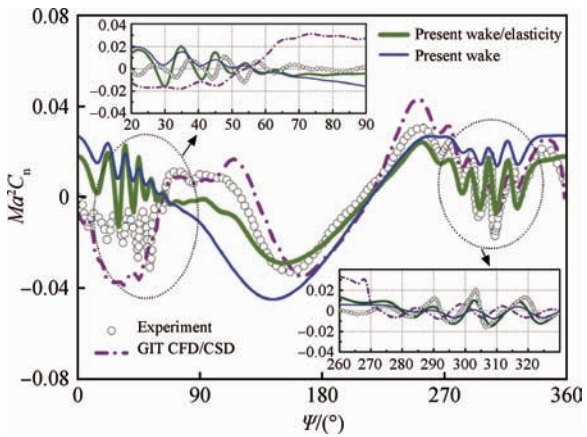


图 13 HART II 旋翼 0.87R 剖面的气动载荷
Fig. 13 Aerodynamic loading of HART II at 0.87R section

格的要求。图 14 给出了步长 h 为 $1^\circ, 2^\circ, 5^\circ$ 和 10° 时 $0.87R$ 剖面气动载荷随方位角的变化。可以看出在 $90^\circ \sim 270^\circ$ 方位角区域, 4 种步长的计算结果高度一致, 而在桨涡干扰现象显著的区域 ($20^\circ \sim 60^\circ$ 和 $270^\circ \sim 310^\circ$), 步长取 2° 时预测出的载荷波动与 1° 的结果相近, 当步长取 5° 时, 后行侧载荷波形出现失真, 步长为 10° 时未能正确捕捉到桨涡干扰载荷波动趋势。图 15 则给出了旋翼前后行侧典型观察位置处的声压时间历程, 可以看出, 与气动载荷的预测结果相似, 时间步长为 5° 和 10° 时声压波形出现明显误差。不同时间步长的计算结果表明, 在进行桨涡干扰气动载荷和噪声预测时, 为保证结果的可靠性, 需要在计算时取更小的时间步长。

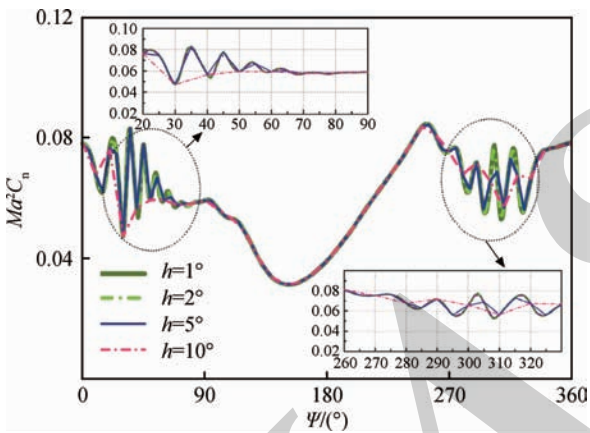
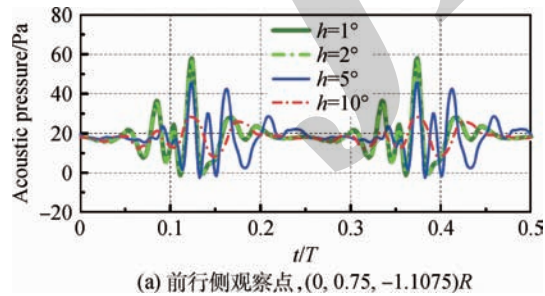
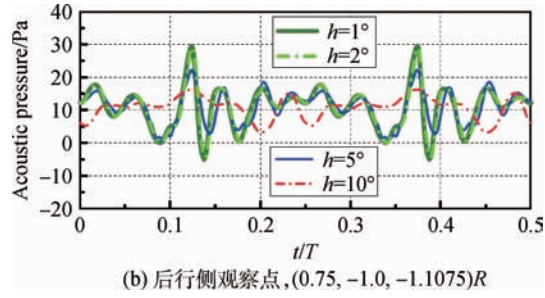


图 14 不同时间步长 HART II 旋翼 $0.87R$ 剖面的气动载荷

Fig. 14 Aerodynamic loading HART II rotor at $0.87R$ section with different time steps



(a) 前行侧观察点, $(0, 0.75, -1.1075)R$



(b) 后行侧观察点, $(0.75, -1.0, -1.1075)R$

图 15 HART II 旋翼声压时间历程

Fig. 15 Acoustic pressure time history of HART II rotor

为了从噪声幅值上分析计算结果, 表 7 给出了前后行侧观察点处的噪声幅值。时间步长为 5° 时后行侧的幅值比取 1° 和 2° 步长时小约 2 dB, 而步长为 10° 时前后行侧的幅值则小了将近 6 dB。文献[20]中给出了试验测得的噪声幅值: 前行侧观察点约为 112 dB, 而后行侧约为 110 dB。对比试验值可知, 时间步长为 1° 和 2° 时的计算结果较为合理, 由于后行侧的载荷结果优于前行侧, 因此后行侧计算出的噪声幅值也与试验值符合得更好。图 16 进一步给出了采用 1° 步长计算出的半径为 $2R$ 的旋翼噪声辐射半球, 噪声热区出现在桨盘后半侧区域斜下方, 这与图 12 中桨涡干扰主要发生在桨盘后半侧区域一致。第 1 象限 ($0^\circ \sim 90^\circ$ 方位角) 包含的热区面积大于第 4 象限 ($270^\circ \sim 360^\circ$ 方位角), 这说明前行侧的发生的桨涡干扰强于后行侧, 整个噪声半球上的峰值为 116 dB。

表 7 HART II 旋翼观察点处的噪声幅值

Table 7 HART II rotor acoustic amplitude at observer location

步长/ $^\circ$	噪声幅值/dB	
	前行侧	后行侧
1	113.41	109.99
2	113.20	109.85
5	112.72	108.01
10	106.97	104.18

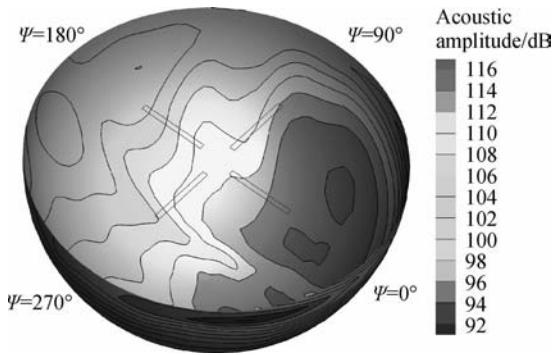


图 16 HART II 旋翼噪声辐射半球

Fig. 16 Acoustic radiation hesphere of HART II rotor

5 结 论

本文开展了基于气动/弹性耦合的旋翼桨涡干扰气动载荷和噪声计算方法的研究, 分析了不同气动模型、桨叶弹性以及时间步长对桨涡干扰现象的捕捉精度。研究结论如下:

1) 桨涡干扰状态的计算对涡的捕捉精度较为敏感, 使用不同的气动模型会导致计算结果出现较大差异。CFD 方法由于存在数值耗散, 需使

用大量网格和高精度数值格式以提高尾迹涡的捕捉精度,这会带来计算量过大的问题,而修正 Beddoes 尾迹不存在数值耗散,同时有较好的精度,较适合于桨涡干扰问题的计算分析。

2) 真实旋翼的桨叶具有较大弹性,其弹性挥舞会直接改变桨-涡垂直干扰距离,弹性扭转会改变桨叶剖面的局部迎角和诱导入流,这两个因素会使得有/无考虑桨叶弹性时桨涡干扰的强度有所不同,在计算时计入弹性能够提高桨涡干扰载荷和噪声的预测精度。

3) 采用尾迹方法计算旋翼常规飞行状态时,时间步长取 $10^{\circ}\sim 15^{\circ}$,而当旋翼处于桨涡干扰状态时,载荷和噪声的计算是具有一定挑战性的。桨涡干扰本质是一种高频脉冲效应,本文通过采用不同时间步长对比计算后发现,超过 5° 的步长计算出的结果会不可靠,要准确地捕捉这种高频效应,在计算时使用的步长不超过 2° 。

当今的先进旋翼具有复杂的桨叶几何外形(变弦长、非线性负扭转、三维桨尖等),尾迹方法中使用的二维翼型气动力模型在计算这一类旋翼的载荷时会遇到困难,可能导致桨叶上的气动载荷和桨尖涡强度计算不准确。今后可以将 CFD 方法与修正 Beddoes 尾迹方法相结合,发展出更高精度的旋翼桨涡干扰噪声分析模型。

参考文献:

[1] HUBBARD H H. Aeroacoustics of flight vehicles: theory and practice; Volume 1 noise sources[M]. Hampton, Virginia, USA: Acoustical Society of America, 1995.

[2] YU Y H, GMELIN B, SPLETTSTOESSER W, et al. Reduction of helicopter blade-vortex interaction noise by active rotor control technology[J]. Progress in Aerospace Sciences, 1997, 33(9): 647-687.

[3] CHUNG K, HWANG C, PARK Y. Numerical predictions of rotorcraft unsteady air-loadings and BVI noise by using a time-marching free-wake and acoustic analogy[R]. Firenze, Italy: The 31st European Rotorcraft Forum, 2005.

[4] 曾洪江, 胡继忠. 一种新的自由涡尾迹计算方法[J]. 航空学报, 2004, 25(6): 546-550.

ZENG Hongjiang, HU Jizhong. A new method of freewake calculation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(6): 546-550. (in Chinese)

[5] STRAWN R C, DUQUE E P N, AHMAD J. Rotorcraft aeroacoustics computations with overset-grid CFD methods[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1999, 44(2): 132-140.

[6] 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. (in Chinese)

[7] POTSDAM M, YEO H, JOHNSON W. Rotor airloads prediction using loose aerodynamic/structural coupling[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(3): 732-742.

[8] SITARAMAN J, ROGET B. Prediction of helicopter maneuver loads using a fluid-structure analysis[J]. Journal of Aircraft, 2012, 46(5): 1770-1784.

[9] SMITH M J, LIM J W, WALL B G. An assessment of CFD/CSD prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data[R]. Fort Worth, USA: American Helicopter Society 68th Annual Forum, 2012.

[10] WALL B G. 2nd HHC aeroacoustic rotor test (HART II): Part I test documentation[R]. Braunschweig, Germany: German Aerospace Center, 2003.

[11] WALL B G. Helicopter rotor BVI airloads computation using advanced prescribed wake modeling[R]. Honolulu, USA: The 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2011.

[12] BLAZEK J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Oxford, UK: Elsevier, 2015.

[13] BIAVA M, BINDOLINO G, VIGEVANO L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight[R]. Reno, Nevada, USA: The 41st Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2003.

[14] BEDDOES T S. A wake model for high resolution airloads [R]. North Carolina, US: International Conference on Rotorcraft Basic Research, 1985.

[15] 李攀, 陈仁良. 旋翼桨尖涡模型及其参数确定方法研究[J]. 空气动力学学报, 2009, 27(3): 296-302.

LI Pan, CHEN Renliang. Research on rotor tip vortex model and the method for determining its parameter[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009, 27(3): 296-302. (in Chinese)

[16] LANDGREBE A J, BELLINGER E D. An investigation of the quantitative applicability of model helicopter rotor wake patterns obtained from a water tunnel[R]. USA Army Air Mobility Research and Development Laboratory, USAARMDL, Report 71-69, 1971.

[17] FARASSAT F. Derivation of formulations 1 and 1A of Farassat[R]. NASA TM-2007-214853, 2007.

[18] YUAN K A, FRIEDMANN P P. Aeroelasticity and structural optimization of composite helicopter rotor blades with swept tips[R]. NASA Report 4665, 1995.

[19] YU Y H, TUNG C, GALLMAN J, et al. Aerodynamics and acoustics of rotor blade-vortex interactions[J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(5): 970-977.

[20] WALL B G, LIM J W, SMITH M J. An assessment of comprehensive code prediction state-of-the-art using the HART II international workshop data[R]. Fort Worth, USA: American Helicopter Society 68th Annual Forum, 2012.

(编辑:王碧珺)