

斜下降飞行状态的旋翼桨-涡干扰噪声 高效计算方法及降噪

王 阳 徐国华 招启军

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要:将旋翼涡系理论与旋翼噪声计算方法相结合, 建立了一个新的适用于桨-涡干扰(Blade-vortex interaction, BVI)噪声简化计算的方法。一方面, 为推导桨-涡干扰噪声的解析表达式并简化运算过程, 气动计算采用了基于实验的 Beddoes 修正涡系模型, 噪声计算则使用 Farassat 1A 声学公式的载荷噪声项, 并通过紧致源假设, 实现了旋翼 BVI 噪声的解析推导; 另一方面, 为了分析直升机飞行参数对旋翼桨-涡干扰噪声的影响, 将旋翼的飞行姿态与直升机旋翼气动计算模型相结合, 建立了受飞行参数影响的 BVI 噪声声压计算模型。然后, 进行了相关的算例计算, 并与可得到的实验数据进行了对比, 验证了所建立方法的有效性。在此基础上, 应用该方法研究了桨-涡干扰状态下飞行参数对桨盘入流、桨-涡垂直间距这两个重要参数的影响, 着重计算分析了斜下降飞行时出现强 BVI 噪声辐射的飞行航迹角和前进比范围, 得出了有意义的结论。

关键词:直升机; 旋翼; 桨-涡干扰; 桨盘入流; 桨-涡垂直间距; 降噪

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)04-0458-06

Calculation and Reduction for Blade-Vortex Interaction Noise in Skew Descend Flight Condition

Wang Yang, Xu Guohua, Zhao Qijun

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

Abstract: A new simplified calculation model for rotor blade-vortex interaction (BVI) noise is established, which is suitable for the noise debasement investigation, by the combination of vortex theory and noise calculation method. On one hand, in order to derive the analytical expression for the BVI noise and simplify the calculation, the Beddoes' vortex model which is based on the experiments is adopted, meanwhile, by introducing the compact-source assumption, the loading noise term of the Farassat 1A formula is used to calculate the BVI noise. On the other hand, in order to analyze the effect of flight parameters on the BVI noise, the attitude angles and the aerodynamic model of the rotor are combined, and a calculated model for analyzing the BVI sound pressure, which is associated with flight parameters, is established. Then, some numerical examples are given, and the calculated results are compared with the available experimental data and the capability of the present model is demonstrated. By applying the developed model, the rotor inflow and the BVI miss-distance, which have significant influence on the BVI noise, are investigated, and the range of the flight-path angle and advance ratio in which the strong BVI noise radiation occurs are emphatically analyzed. Based on the above investigation, some meaningful conclusions are presented.

Key words: helicopter; rotor; blade-vortex interaction; rotor inflow; miss-distance; noise debasement

直升机在飞行时旋翼桨叶会拖出强烈集中的桨尖涡,这是旋翼流场的一个重要特点。随着直升机飞行姿态等参数的不同,可出现旋翼的桨尖涡与后续桨叶靠近通过或直接相碰的情况,即发生桨-涡干扰。当直升机斜下降飞行时,可出现严重的桨-涡干扰(Blade-vortex interaction, BVI)现象^[1]。即使在飞行速度很低时,这种干扰也会引起强烈的气动脉冲噪声,且强 BVI 噪声一旦出现便会成为直升机噪声的最主要部分。因此,BVI 噪声的计算及降噪研究一直是直升机气动声学领域的研究重点^[1-3]。

关于旋翼气动噪声的计算研究,国内外已经开展了许多工作^[4-6]。然而,由于旋翼 BVI 气动问题的复杂性,其噪声的计算也一直没有得到很好地解决。至目前,旋翼 BVI 噪声的计算仍具有挑战性。近年来,CFD 方法开始较广泛地应用于旋翼气动问题的研究中,该数值方法可给出所需的桨叶表面受力状况,能直接应用于基于 Farassat 1A 公式的旋翼噪声的计算,但其计算过程复杂,计算时间很长^[2,7],尤其是为了准确地捕捉到足够长度的桨尖涡,需要大范围、高密度的旋翼流场网格,这使得 CFD 方法目前难以直接应用到旋翼 BVI 噪声的计算中。因此,需要发展既能够反映 BVI 噪声本质又能快速计算的简化模型,以适用于旋翼噪声的计算和降噪研究^[8]。

为此,本文尝试建立一个新的、工程实用的可用于 BVI 噪声计算和降噪研究的高效模型。与 CFD 方法不同,该简化方法将旋翼涡系理论与 FW-H 方法结合,采用计入了尾迹畸变的 Beddoes 修正尾迹模型^[9]。该尾迹模型的主要特点是既具有与自由尾迹比拟的良好计算精度,又具有解析表达式,从而有助于推导出 BVI 计算所需要的简化模型。

此外,对于已投入使用的大量直升机,由于其设计已经定型,进行升级改造任务艰巨,所以,寻求在使用中尽可能降低这种强烈的 BVI 噪声是一种更经济的方法。尽管此前国外进行了通过调整飞行参数来降低使用中的直升机 BVI 噪声的研究,但是这些研究都只是针对桨盘迎角等影响 BVI 噪声的参数进行了计算分析^[8]。与先前研究不同的是,本文拟重点针对旋翼 BVI 噪声的关键影响参数——桨涡垂直间距等进行研究。

迄今,关于旋翼降噪技术的研究,基本上可归纳为“设计阶段的研究”,对如何减小直升机在使用飞行中噪声的研究工作开展很少。实际上,旋翼

BVI 噪声,除了与设计参数密切相关外,还很大程度上取决于使用中的飞行状态和参数。而且,旋翼 BVI 对飞行参数的变化十分敏感,这就意味着也可以通过小范围调整飞行参数来达到大幅度降低 BVI 噪声的目的。为此,本文亦采用建立简化模型对旋翼 BVI 噪声进行分析,给出了对应不同前进比斜下降飞行时出现强烈 BVI 噪声辐射的飞行航迹角范围,在此基础上探讨降低直升机斜下降飞行中 BVI 噪声的方法。

1 旋翼 BVI 噪声计算方法

1.1 旋翼面内 BVI 位置的确定

旋翼 BVI 噪声辐射强度主要由桨尖涡强度、桨叶和桨尖涡的几何特征、BVI 聚焦效应等因素决定,涡系模型的选择对 BVI 噪声的计算具有重要影响。为此,本文采用了既具有解析表达式,又计入了涡线畸变和收缩的 Beddoes 修正尾迹模型^[9]。

在计算桨尖涡位置的过程中,该模型采用了动量理论计算桨盘的入流,因此,本文对入流的计算也采用该模型。

当给定旋翼桨叶的运动规律以及桨尖涡的空间位置解析表达式,可计算得到旋翼 BVI 时桨叶与涡线的相对位置关系。

旋翼 BVI 在桨盘平面上的位置为

$$\begin{cases} r_b \cos \phi_b = r_v \cos \left(\phi_b + (i-1) \frac{2\pi}{N_b} - \Delta\psi_v \right) + \mu \Delta\psi_v \\ r_b \sin \phi_b = r_v \sin \left(\phi_b + (i-1) \frac{2\pi}{N_b} - \Delta\psi_v \right) \end{cases} \quad (1)$$

求解此方程,可以得到

$$\begin{cases} \sin \phi_b = \left(r_v \sin \left[(i-1) \frac{2\pi}{N_b} - \Delta\psi_v \right] / (\mu \Delta\psi_v) \right) \\ r_b = \left(r_v \sin \left[(i-1) \frac{2\pi}{N_b} - \Delta\psi_v \right] / (\sin \phi_b) \right) \end{cases} \quad (2)$$

式中: $\Delta\psi_v$ 为尾龄角; ϕ_b 为桨叶方位角; r_v 为涡线从桨叶上脱出的位置; N_b 为桨叶片数。

桨-涡垂直间距是影响 BVI 噪声的关键参数之一,它代表了旋翼桨叶至干扰涡线段的垂直距离。显然,这个距离越近,旋翼辐射的 BVI 噪声强度也越大。

在确定了桨盘上各干扰位置后,根据 Beddoes 模型给出的桨尖涡轴向位置,可推出旋翼桨-涡垂直间距为

$$d = \Delta\psi_v \left\{ v_{i0} + \frac{v_{i0}^2 v}{v^2 + 2v_{i0}^2} \left[1 + \mu + E \left(\cos \phi_v + \frac{\mu \Delta\psi_v}{2r_v} - |r_v \sin \phi_v|^3 \right) \right] \sin \alpha_{\text{TPP}} \right\} \quad (3)$$

式中: $E = |\chi|/2$, $\chi = \arctan(\mu/\lambda)$; ψ_v 为涡脱落处的方位角; r_v 为桨尖涡从桨叶脱落的径向位置; μ 和 v 分别为前进比和前飞速度; v_{i0} 为旋翼悬停诱导速度; α_{TPP} 为桨盘迎角, 可根据直升机旋翼的纵向平衡方程求得^[8]。

1.2 BVI 噪声计算

BVI 噪声本质上是一种载荷噪声, 本文基于旋翼气动噪声计算公式 Farassat 1A 式的载荷噪声项^[6], 将桨叶表面的 BVI 噪声源作为弦向力偶极子, 并引入紧致源假设, 建立旋翼 BVI 噪声的简化计算模型。

总的 BVI 远场噪声可看作为由旋翼各 BVI 源点的辐射噪声叠加而成, 因此, 在远场观察点的声压就可以表示为^[10]

$$p_{\text{BVI}} = -\frac{1}{4\pi a_0} \sum_{n=1}^N \frac{\hat{r}_i \cdot \left(\frac{\partial F_i}{\partial \tau} + \frac{F_i}{(1-M_r)} \frac{\partial M_r}{\partial \tau} \right)}{r(1-M_r)^2} \quad (4)$$

式中: a_0 为声速; τ 为源时间; F_i 表示紧致源点处的作用力; \hat{r}_i 为辐射方向单位矢量; M_r 表示桨叶在辐射方向的运动速度。

在对式(4)进行推导过程中, 为反映旋翼 BVI 载荷的实际特征, 引入文献[10]中桨叶载荷的解析表达式

$$F_i = (c_{la}c) \cdot \frac{1}{2} \rho v_b^2 \cdot \left(\alpha_b + \frac{\Gamma}{2\pi d v_b} \cdot \frac{1-X^2}{(1+X^2)^2} \right) \quad (5)$$

式中: $X = \frac{v_b \cos \gamma}{d} \cdot \frac{\psi - \psi_{\text{BVI}}}{\Omega}$; ψ_{BVI} 为 BVI 点处的方位角。

将式(5)代入表达式(4)中容易推导出基于涡系模型的旋翼 BVI 噪声声压的表达式为

$$p_{\text{BVI}} = \frac{1}{2} \frac{\rho v_b^2}{4\pi a_0 r} \cdot \frac{\sin \theta}{(1-M_r)^2} \cdot \frac{\Gamma}{2\pi d V_b} \cdot \frac{v_b \cos \gamma}{d} \cdot \left[\frac{1-X^2}{(1+X^2)^2} \right]_{\text{ret}} \cdot (c_{la}c) \cdot R \quad (6)$$

式中: $\theta = \hat{r}_i \cdot n_i$ 表示作用力方向与辐射方向的夹角, 桨叶的升力则根据旋翼的叶素理论给出。其中, 旋翼桨尖涡强度根据经典的涡线环量公式^[11]计算

$$\Gamma = 2\pi \Omega R^2 C_T (1 - 3\mu \sin \psi_a / 2) / (N_b - 3N_b \mu^2 / 2) \quad (7)$$

式中: $\psi_a = \psi_b + \Delta \psi_v$, 表示涡元脱出时桨叶的方位角。

本文将采用式(6)进行旋翼 BVI 噪声的声压计算, 同时, 还进一步给出 BVI 在桨盘上平面的位

置、桨盘入流、桨涡间距等中间计算结果, 以表明每个阶段计算的有效性。

采用上述解析方法计算 BVI 噪声, 一般在典型的 PC 机上只需要 1~2 min, 因此可方便地进行不同参数对 BVI 噪声的影响分析。

1.3 BVI 噪声计算流程图

图 1 给出了本文旋翼 BVI 噪声计算方法的流程图。

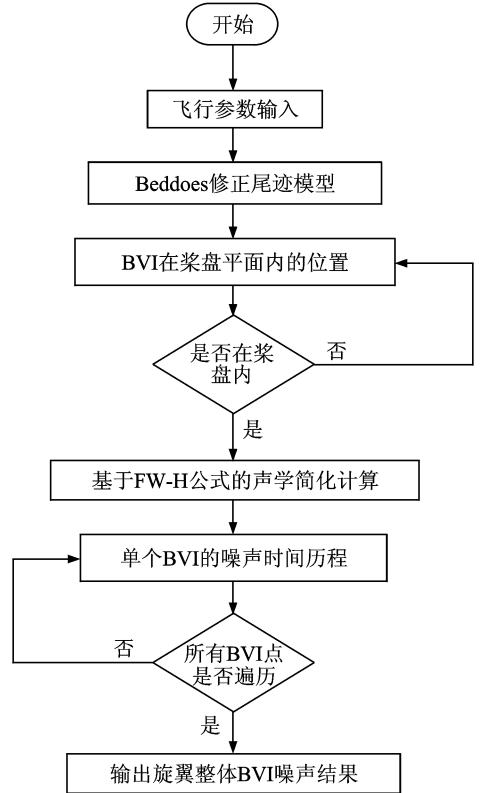


图 1 旋翼 BVI 噪声计算方法的流程图

具体计算步骤如下:

(1) 输入飞行参数, 包括飞行速度、加速度、航迹角等参量的初始值, 并输入直升机的特性参数, 进行计算参量的初始化。

(2) 由 Beddoes 尾迹模型, 计算直升机旋翼 BVI 点在桨盘平面的分布;

(3) 根据载荷噪声的计算公式计算不同 BVI 噪声源的声压;

(4) 将 BVI 噪声源的声压积分, 得到旋翼 BVI 噪声时间历程。

2 计算方法的验证

本文选取 UH-1H 直升机的 1/7 模型试验旋翼作为验证算例。文献[12]进行了该模型旋翼 BVI 噪声的风洞试验研究, 其观测点位置为旋翼的前下

方 -30° 处,距离桨毂中心 $3.125R$ 。本文使用该观测距离上的噪声数据作为对比,该试验中未提供远场BVI噪声的试验数据。为方便起见,图2中的声压时间历程以最大声压脉冲的峰值为参照进行了单位化。具体是,以BVI噪声的最大声压脉冲峰值为基础,整个声压历程每一个时间的声压除以该峰值的绝对值。

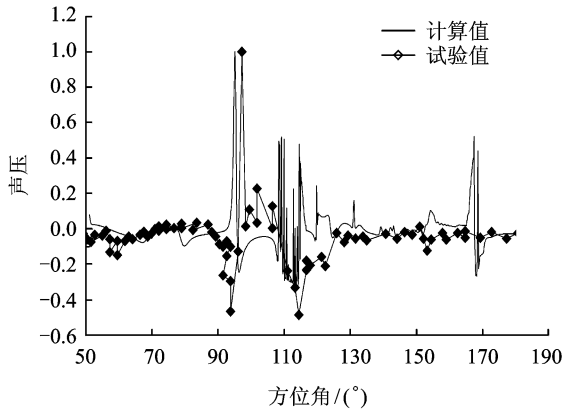


图2 旋翼BVI噪声计算值与文献试验数据的对比

从图2中本文计算值与文献[12]的试验结果的对比可以看出,虽然BVI噪声的计算十分富有挑战性,但两者的声压波形曲线仍有合理的吻合度,尤其是对于脉冲声压的幅值捕捉得较好,只是计算值在 $105\sim 125^\circ$ 以及 $165\sim 175^\circ$ 附近多出现一些脉冲扰动。因此,上述简化计算方法基本上反映了此BVI噪声的特征。

为了进一步验证本文计算方法对BVI现象计算和捕捉的准确性,图3给出了UH-1H直升机1/7模型旋翼在前进比为0.164时本文方法计算的BVI发生位置及与文献[13]中给出的试验测量位置的对比。从图中的对比可以看出,对不同尾迹寿命角的BVI现象,本文的计算值与试验值吻合较好,说

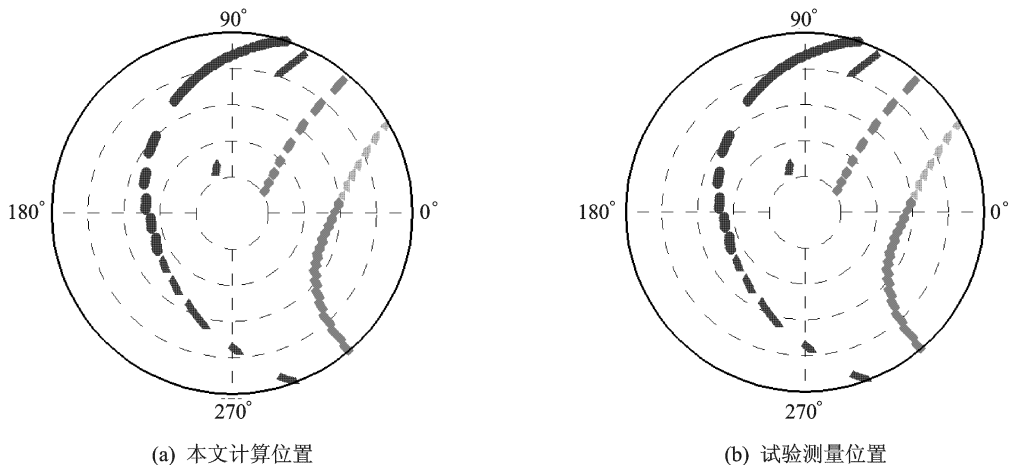


图3 计算的旋翼桨盘上的BVI位置对比

明本文方法可以较好地探测旋翼的BVI现象。

3 飞行参数对旋翼BVI噪声的影响

以直9直升机为算例,对旋翼的BVI噪声进行研究。为了分析桨盘入流和桨-涡垂直间距随飞行参数的整体变化,航迹角(γ)范围取为 $-9\sim 9^\circ$,而计算旋翼BVI噪声幅值时,与直升机斜下降过程对应,航迹角范围对应于 $-9\sim 0^\circ$ 。其中,直升机沿飞行方向的加速度为正。

3.1 桨盘入流

图4为计算的旋翼入流随直升机航迹角和前进比的变化。由图可见,在直升机斜下降飞行时(航迹角为负),桨盘入流由下洗流变为上洗流,BVI的垂直间距会逐渐减小,这将增加斜下降飞行的BVI噪声;而随着前进比的继续增大,上洗流的幅值越来越大,使得发生BVI的涡线从桨盘上方逐渐远离桨盘,增加了BVI垂直间距。因此在直升机的斜下降飞行过程中,采用小速度小航迹角或者大速度大航迹角有利于降噪。

在直升机斜向爬升时(航迹角为正),随着前进比的不断增大,下洗流的绝对值也逐渐增加,桨叶脱出的涡线随当地气流运动逐渐远离桨盘,从而减小BVI的强度。

综合图4(a,b)可以看出,当加速度由负值变为正值,使得桨盘入流的正值(向上为正)加大,而使得桨盘入流的负值绝对值减小。因此,沿航迹角的负加速度则有利于斜下降飞行状态的降噪。

3.2 桨-涡垂直间距

图5为计算的桨-涡垂直间距随前进比和飞行航迹角的变化,图中垂直间距相对于桨叶半径 R 进行了量纲一化处理,其值为正时指的是涡线位于桨盘下方,反之,为负则位于上方。从图中可以看出,桨-涡垂直间距随前进比是非单调变化的,不论是

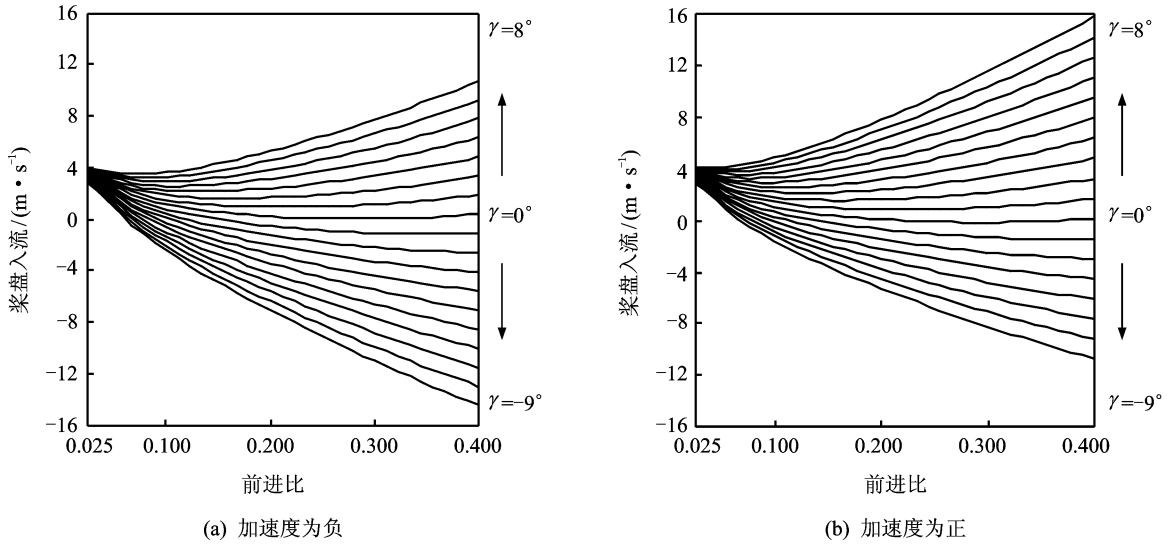


图4 桨盘入流随前进比和航迹角的变化

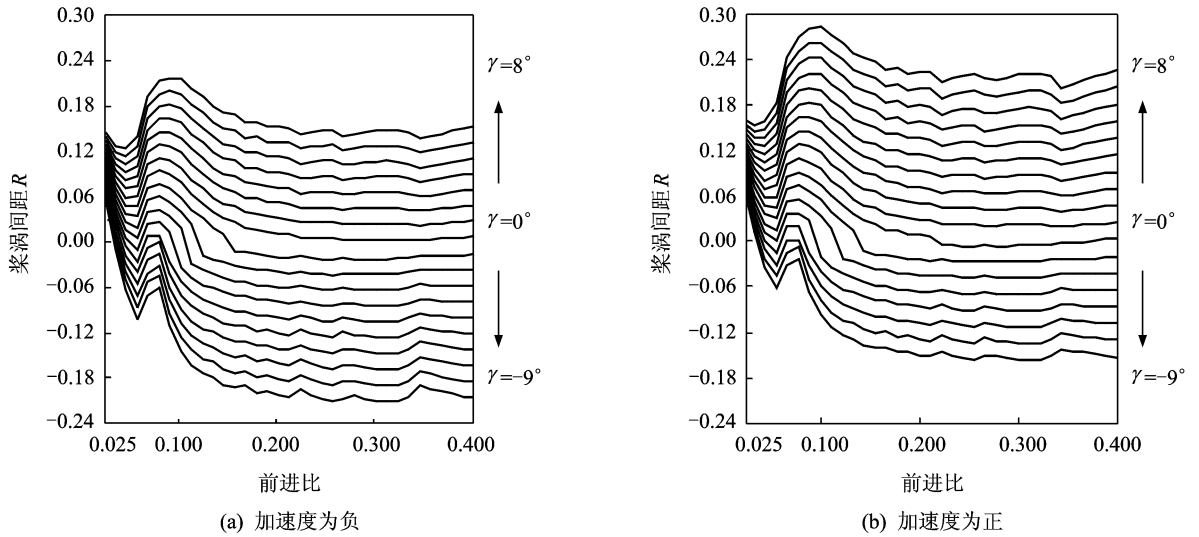


图5 桨-涡垂直间距随前进比和航迹角的变化

加速度为正还是为负,在 $\mu=0.05\sim 0.10$ 之间会出现极值点。直升机在小速度斜下降飞行时,桨-涡垂直间距很小,甚至接近0,这势必导致强烈的BVI噪声;而在直升机斜爬升阶段(航迹角大于零),除了在0.05附近,桨-涡垂直间距并不会太小,只是随着飞行速度的变化会出现波动,这不至于导致强BVI噪声。

通过图5(a,b)的对比可以看出,加速度为正时,桨尖涡与桨叶的垂直干扰间距相对要小,产生的BVI也会较强。因此,直升机小速度斜下降飞行时,不宜进行加速。

4 斜下降状态BVI噪声的降噪分析

图6分别针对前进比为0.05,0.10,0.15和0.20时,以及不同航迹角斜下降状态下的旋翼

BVI噪声峰值进行了计算和对比。算例中,观测点位于直升机桨盘前下方 30° ,距桨毂中心 $50R$ 处;与直升机下降过程对应,计算中航迹角范围仍取为 $-9\sim 0^\circ$ 。

从图6不同飞行状态的噪声结果对比可以看出,在前进比为0.05时(见图6(a)),在航迹角为 $-7.5\sim -2^\circ$ 范围内,会产生强烈的BVI噪声,其声压幅值相对其他航迹角有显著的增加。因此,在前进比0.05时,这个飞行区域将是直升机下降飞行过程中应该避开的区域;在前进比为0.10时,如图6(a)所示,直升机旋翼产生强烈BVI噪声辐射的下降飞行航迹角区域与前进比为0.05时有一定的不同,产生强烈BVI噪声声压幅值的区域集中在 -8° 到 -3.5° 之间,表明强BVI噪声区域向图中的左方发生了移动,而且区域变窄;在前进比为0.15时,如图6(b)

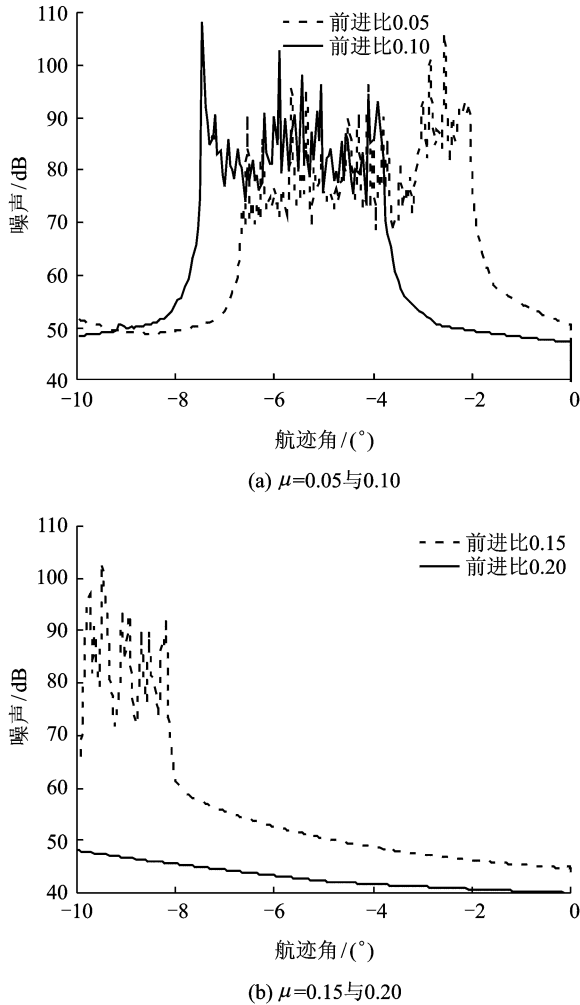


图6 不同前进比下降飞行时旋翼BVI噪声声压峰值随轨迹航迹角的变化

所示,产生强烈的BVI噪声声压幅值的区域已经处在航迹角小于 -8° 的区域之中,即继续向图中的左方发生了偏移,这说明,此时只要保持较小的航迹角下降飞行便不会出现强烈BVI的噪声辐射情况;当前进比为0.20(见图6(b))时,在整个下降飞行的航迹角范围($-9\sim 0^\circ$)内,均不会出现强BVI噪声辐射的情况。因此,在直升机的斜向下飞行中,应根据前进比合理调整航迹角,以确保斜下降过程不产生强烈BVI及噪声。

5 结 论

(1)随着斜下降飞行速度的增加,不仅强BVI噪声区域会发生移动,而且噪声辐射的飞行航迹角范围变窄。飞行速度小,产生强BVI噪声辐射的飞行航迹角也小。

(2)直升机小速度斜下降飞行时,航迹角绝对值的减小,有利于降低旋翼BVI噪声;而较大速度下降飞行时,航迹角绝对值的增大,有利于降低直

升机的噪声;旋翼桨-涡垂直间距随前进比和飞行航迹角是变化的,在小速度状态,可出现桨-涡垂直间距很小的强BVI噪声。

(3)本文建立的BVI噪声的高效计算模型,可有效适用于直升机斜下降飞行状态的旋翼BVI噪声计算和降噪分析。

参考文献:

- [1] Ng N, Hillier R. Numerical investigation of the transonic blade-vortex interaction [R]. AIAA-97-1846, 1997.
- [2] Woo S, Oh K W. Two-dimensional BVI revisited using unstructured dynamic meshes [C]//Proceedings of the American Helicopter Society 58th Annual Forum. Montreal, Canada: [s. n.], 2002.
- [3] 曹义华,康鹏斌,于子文.旋翼翼型-桨尖涡干扰的数值模拟[J].航空动力学报,2003,18(5):604-607.
- [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].航空学报,2001,18(6):569-572.
- [5] Brentner K S, Farassat F. An analytical comparison of the acoustic analogy and kirchhoff formulation [J]. AIAA Journal, 1998,36(8):1379-1386.
- [6] Farassat F. Derivation of formulations 1 and 1A of farassat[R]. NASA TM-214853, 2007.
- [7] Thom A, Duraisamy K. High resolution computation of the aerodynamics and acoustics of blade-vortex interaction [C]//Proceedings of the 34th European Rotorcraft Forum. Liverpool, England: [s. n.], 2008.
- [8] Schmitz F H, Gopalan G, Sim B C. Flight trajectory management to reduce helicopter blade-vortex interaction (BVI) noise with head/tailwind effects [C]//Proceedings of the 26th European Rotorcraft Forum. The Hague, Netherlands: [s. n.], 2000.
- [9] Beddoes T S. A wake model for high resolution airloads [C]//Proceedings of International Conference on Rotorcraft Basic Research. Nanjing, China: [s. n.], 1985.
- [10] Wand S B, Schmitz F H. Acoustic phasing and amplification effects of single rotor helicopter blade-vortex interactions [C]//Proceedings of the American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal, Canada: [s. n.], 1998.
- [11] Johnson W. Helicopter theory [M]. The United States of American: Princeton University Press, 1980.
- [12] Boxwell D A, Schmitz F H. Full-scale measurements of blade-vortex interaction noise [J]. Journal of American Helicopter Society, 1982,27(1):11-27.
- [13] Yu Y H, Tung C, Gallman J, et al. Aerodynamics and acoustics of rotor blade-vortex interactions [R]. AIAA 93-4332, 1993.