

DOI:10.16356/j.1005-2615.2016.02.005

带先进桨尖的模型旋翼悬停噪声计算与试验

曹亚雄 樊枫 林永峰 袁明川

(中航工业直升机设计研究所,景德镇,333001)

摘要:为进行旋翼噪声水平对比,在全消声室开展了 3 副不同下反角桨尖模型旋翼噪声试验研究,完成了悬停状态下不同总距和不同观测点上的噪声测量试验,获得了多组噪声数据。数值计算方面,以 RANS 方程为主控方程求解旋翼流场气动信息,在获取精确声源信息的基础上,基于 FW-H 方程进行噪声计算和分析。在相同的状态下,计算结果与试验结果显示出较好的一致性,表明了本文数值方法的准确性。最后,根据试验结果,对比分析了不同下反角桨尖对旋翼气动噪声特性的影响规律。

关键词:气动噪声;下反桨尖;悬停试验;数值模拟;旋翼

中图分类号:V216.5

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2016)02-0180-06

Numerical Calculations and Test Research on Aeroacoustics Characteristics of Model Rotors with Advanced Blade Tip in Hover

Cao Yaxiong, Fan Feng, Lin Yongfeng, Yuan Mingchuan

(AVIC China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: For the comparison of sound level, experimental investigation on the aeroacoustic characteristics of three sets of model rotors under different tips with anhedral angles in hover is conducted in the anechoic chamber. The noise information on rotors at distinct collective pitch angles and observation points is collected. In aspect of numerical simulation, RANS control equations are solved to get the detailed flow-field aerodynamic information of rotor, and the aeroacoustic information is calculated based on FW-H equation. In the same conditions, test results and simulation results are in good agreement, which validates the feasibility of the presented numerical method. Finally, based upon the test results, comparisons of aeroacoustic characteristics among the model rotors with different blade tips are made.

Key words: aeroacoustics; blade tip with anhedral angle; hovering test; numerical simulation; rotor

随着直升机技术和产业的发展,对于民用直升机,噪声已经与性能、安全性和可靠性同等的重要,国际民用航空组织对其噪声水平提出了很高的要求^[1];对于军用直升机,优良的噪声特性是提高直升机战场生存和突防能力的重要保障。直升机的外部噪声低频成分多,传播距离远,而旋翼是直升机外部

噪声的主要来源,因此旋翼的噪声分析及降噪研究已经成为直升机研究领域最重要的内容之一^[2]。

自 20 世纪 80 年代以来,以降低直升机旋翼气动噪声为目标的新型桨尖旋翼设计方案被相继提出,这些设计方案能够有效地减弱旋翼气动噪声并改善气动特性^[3-5]。相对于后掠、尖削等桨尖二维

收稿日期:2015-10-01;修订日期:2016-01-01

通信作者:曹亚雄,男,助理工程师,E-mail:cyx19004388@avic.com。

引用格式:曹亚雄,樊枫,林永峰,等.带先进桨尖的模型旋翼悬停噪声计算与试验[J].南京航空航天大学学报,2016,48(2):180-185.Cao Yaxiong, Fan Feng, Lin Yongfeng, et al. Numerical calculations and test research on aeroacoustics characteristics of model rotors with advanced blade tip in hover[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2016,48(2):180-185.

平面形状,桨尖下反的研究开展较晚。Mantay 和 Yeager^[6]研究了矩形、后掠、尖削及后掠尖削对旋翼的影响,并首次考虑了桨尖下反对旋翼的影响,研究了矩形+下反、后掠+下反和后掠尖削+下反桨尖形式的旋翼特性。而 Muller 等^[7]则进一步开展了下反桨尖对旋翼悬停/前飞气动特性影响的试验,研究了下反起始位置变化给旋翼带来的影响。英国的“BERP”桨尖经过多年的发展在最新的“BERP-IV”上采用了尖部下反设计,数值模拟表明下反设计改善了“BERP”桨尖的悬停性能^[8]。在中国国内,西北工业大学宋文萍等人^[9]采用计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)与计算声学相结合的 Euler/Kirchhoff 方法对直升机悬停状态的远场噪声进行定量计算,并研究了翼型厚度、尖削、后掠等外形变化对噪声的影响。南京航空航天大学招启军等^[10-11]提出了“CLOR”桨尖,并进行了悬停状态气动特性试验和噪声试验,取得了较好的降噪效果。值得一提的是,中国直升机设计研究所针对下反桨尖旋翼开展了非定常压力测量的试验研究^[12],这为后期的气动性能和噪声试验研究奠定了基础。目前,中国国内研究人员对于下反桨尖旋翼仅进行了一些初步的计算和试验,专门针对带有下反桨尖旋翼的气动噪声试验鲜有报道。

鉴于此,本文开展 3 副不同下反角桨尖模型旋翼的悬停状态噪声特性试验。桨叶外形如图 1 所示,桨尖下反角度分别为 0° , 20° 和 45° 。通过试验数据与计算结果进行对比,检验本文方法的有效性。根据试验结果,结合本文的数值方法,分析下反桨尖构型对旋翼气动噪声特性的影响规律。



图 1 模型旋翼桨叶外形

Fig. 1 Schematic diagram of blade shapes

1 数值模拟方法

1.1 悬停状态流场数值模拟

围绕旋翼生成三维 C-O 型结构网格,采用运动嵌套网格方法描述桨叶复杂的运动规律。在空间离散方法和时间推进方法上分别采用低耗散的

Roe 格式和高效的 LU-SGS 隐式格式。针对悬停状态的孤立旋翼,应用旋转坐标系下的 RANS 方程^[13]

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\partial V} \mathbf{W} dV + \oint \mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W}) dS = \iiint_{\partial V} \mathbf{Q} dV \quad (1)$$

式中:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho(q_n - q_b) \\ \rho u(q_n - q_b) + \bar{p} \bar{n}_x \\ \rho v(q_n - q_b) + \bar{p} \bar{n}_y \\ \rho w(q_n - q_b) + \bar{p} \bar{n}_z \\ \rho H(q_n - q_b) + p q_b \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} 0 \\ \rho \omega \Omega \\ 0 \\ -\rho \omega \Omega \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \bar{n}_x + \tau_{yx} \bar{n}_y + \tau_{zx} \bar{n}_z \\ \tau_{xy} \bar{n}_x + \tau_{yy} \bar{n}_y + \tau_{zy} \bar{n}_z \\ \tau_{xz} \bar{n}_x + \tau_{yz} \bar{n}_y + \tau_{zz} \bar{n}_z \\ \Phi_x \bar{n}_x + \Phi_y \bar{n}_y + \Phi_z \bar{n}_z \end{bmatrix},$$

\mathbf{W} 为守恒变量, \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 分别为无黏通量和黏性通量, \mathbf{Q} 为源项; $\mathbf{n} = [\bar{n}_x, \bar{n}_y, \bar{n}_z]$ 为控制面的单位法向矢量; $q_n = u\bar{n}_x + v\bar{n}_y + w\bar{n}_z$, $q_b = u_b\bar{n}_x + v_b\bar{n}_y + w_b\bar{n}_z$ 分别表示流体速度和网格运动速度沿网格面法向的分量; Ω 为桨叶旋转速度; p 为压强; ρ 为密度; H 为单位质量总焓。黏性相关量为: $\tau_{xx} = 2\mu\left(u_x - \frac{(u_x + v_y + z_z)}{3}\right)$, $\tau_{xy} = \mu(u_y + v_x)$ 和 $\Phi_x = u\tau_{xx} + v\tau_{yx} + w\tau_{zx} + k \frac{\partial T}{\partial x}$, 其他黏性项定义类似,其中 T, u, k 分别为绝对温度、黏性系数及热传导系数。

采用无穷远处无干扰流场物理量作为初始条件,以无滑移边界条件为物面处的运动学边界条件。将孤立旋翼悬停流场视为准定常流场,处理旋转对称边界条件,应用 Srinivasan 远场边界条件^[14]。

湍流模型采用 S-A 一方程模型,湍流模型与主控方程进行解耦求解,应用隐式 LU-SGS 方法对 S-A 模型进行时间步进。

1.2 旋翼气动噪声计算方法

目前,旋翼气动噪声预测方法主要是基于 FW-H 方程和 Kirchhoff 方程的噪声分析方法。Kirchhoff 方程能比较好地求解远场预测点总气动噪声,但 Kirchhoff 方程仅适用于线性区域,要求控制面能尽量地包含所有非线性不连续区域,具有较差的鲁棒性。FW-H 方程物理意义明确,能比较

好地计算旋翼厚度噪声和载荷噪声,而基于可穿透积分面 FW-H 方程的提出,弥补了其计算四极子噪声能力不足的缺陷,因此,基于 FW-H 方程的噪声分析方法正越来越成为预测噪声的主要手段。而 Farassat 1A 公式是 FW-H 方程的时域解,能应用于实际运动物体所致声场的计算。

本文直接给出 Farassat 1A 公式^[15]

$$p'(\mathbf{x}, t) = p'_T(\mathbf{x}, t) + p'_L(\mathbf{x}, t) \quad (2)$$

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

$$4\pi p'_L(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{l}_r}{r(1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left[\frac{l_r - l_{Ma}}{r^2 (1 - Ma_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS +$$

$$\frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{l_r (r \dot{M}a_r + a_0 (Ma_r - Ma^2))}{r^2 (1 - Ma_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS \quad (4)$$

$$l_r = l_i \cdot \hat{r}_i, \quad l_{Ma} = l_i \cdot Ma_i$$

$$Ma_r = Ma_i \cdot \hat{r}_i, \quad v_n = v_i \cdot n_i$$

$$\dot{l}_r = \dot{l}_i \cdot \hat{r}_i, \quad \dot{v}_n = \dot{v}_i \cdot n_i$$

$$l_{Ma} = l_i \cdot Ma_i, \quad \dot{M}a_r = \dot{M}a_i \cdot \hat{r}_i \quad (5)$$

式中: p' 表示扰动声压; p'_T 表示旋翼旋转噪声中的厚度噪声成分; p'_L 表示旋翼旋转噪声中的载荷噪声成分; a_0 和 ρ_0 分别表示无扰动介质中的音速和密度; v_n 为桨叶表面的法向运动速度; r 为积分面到观察点之间的距离; \hat{r}_i 为积分面指向观察点的单位矢量; $[\cdot]_{\text{ret}}$ 表示括号内的变量都在延迟时间下取值; \mathbf{x} 和 t 分别表示观测点所在位置和声波到达观测点的时刻; 桨叶载荷定义为 $l_i = \mathbf{P}_{ij} \bar{n}_j$, \mathbf{P}_{ij} 为压缩应力张量, 其包含表面压强和黏性应力; 圆点“ \cdot ”表示时间导数; \mathbf{n} 表示积分面的单位法向矢量; Ma 表示积分面运动马赫数。

式(2~5)都是在延迟时间下进行计算,因此在噪声计算之前必须求得延迟时间。延迟时间 τ 可以表示为

$$\tau - t + |\mathbf{x}(t) - \mathbf{y}(\tau)| / c_0 = 0 \quad (6)$$

式中: $\mathbf{x}(t)$ 为 t 时刻观测点的位置; $\mathbf{y}(\tau)$ 为 τ 时刻积分面的位置; c_0 为远场大气的声速。考虑到牛顿迭代法求解对初始值的选取要求,此处采用简单迭代法进行求解。

流场计算输出气动噪声计算所需的积分面处的压强等信息,噪声计算物理量的时间导数通过中心差分方法求解,延迟时刻的载荷通过插值得到。

2 数值结果与分析

首先选取 UH-1H 模型旋翼作为验证算例。图 2 给出的是桨尖马赫数为 0.6 和 0.7 两个状态下桨盘平面内,距桨毂中心 $3.09R$ (R 为旋翼半径) 处声压历程的本文计算值与 Baeder 计算结果的对比,可以看出二者吻合得很好。

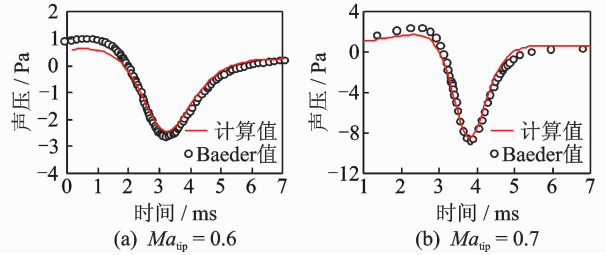


图 2 UH-1H 旋翼算例验证

Fig. 2 Validation example of UH-1H rotor

本文利用带 20° 下反桨尖旋翼的噪声试验数据进行验证,试验的桨尖马赫数为 0.635。选取 1~4 号观测点,观测点布置如图 3 所示。UH-1H 模型旋翼基本参数如表 1 所示。

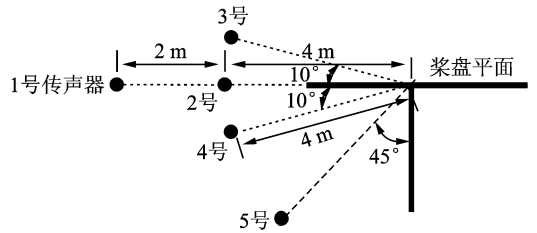


图 3 悬停噪声特性试验观测点示意图

Fig. 3 Schematic diagram of observation positions

表 1 UH-1H 模型旋翼参数

Tab. 1 Rotor parameters of UH-1H

旋翼半径/m	桨毂半径/m	桨叶基本段弦长/m	桨尖速度/ $(m \cdot s^{-1})$	桨叶片数	桨叶扭转角/ $(^\circ)$
1	0.125	0.063	216	4	-12

图 4 显示了总距分别为 3° , 6° 和 8° 下,一个旋翼周期内 1~4 号观测点的声压时间历程。可以看出,在各个状态下,每个测点的计算值和试验值都吻合得比较好,峰值和相位差别不大,证明了本文噪声计算方法的有效性,而准确预估旋翼气动噪声不只是与声学方程的求解精度有关,更重要的是流场计算的可靠性,这反映了本文流场计算模型能有力地提供准确的旋翼气动数据。

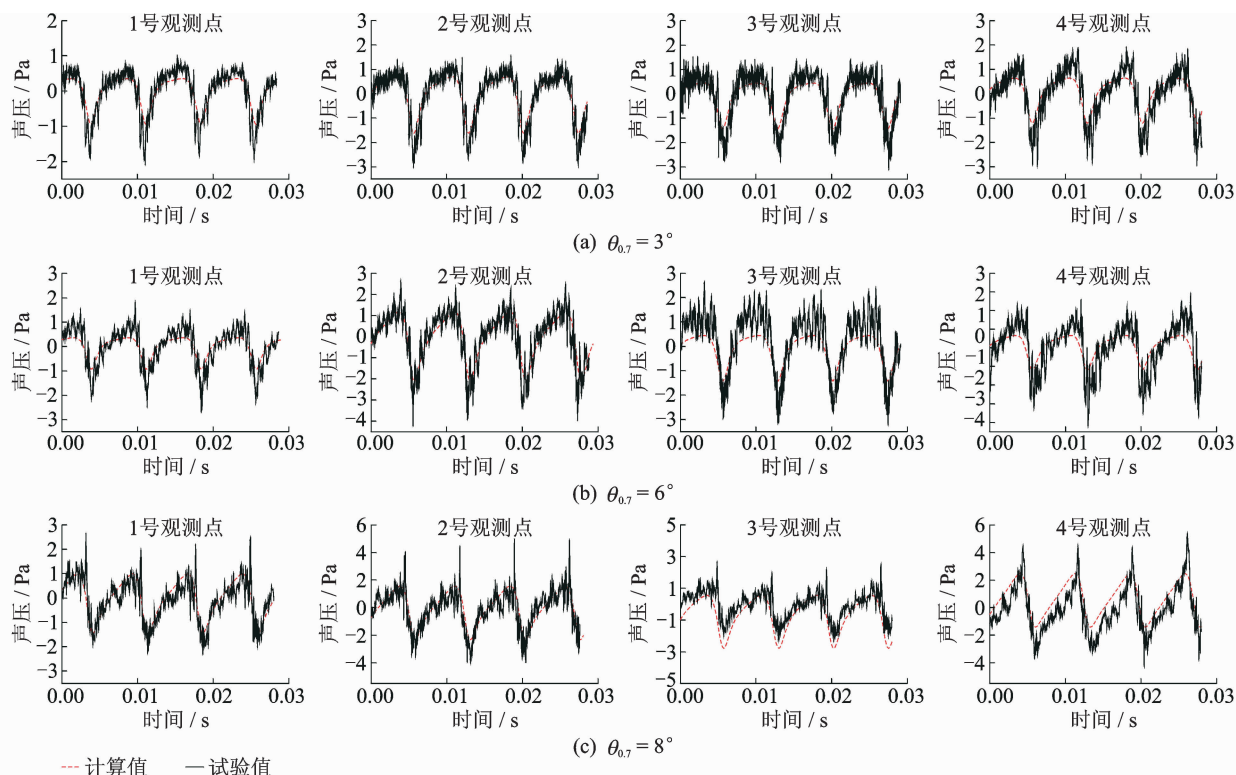


图 4 悬停状态下 1~4 号观测点声压时间历程

Fig. 4 Sound pressure-time history of 1—4 observation positions in hover

通过观测点 1~4 号的负峰值对比可知,随着离旋翼中心的距离增大,噪声水平明显降低。由图 4(a~c)看出,随着总距由 3°增加到 8°,各个观测点的声压正峰值增大,总距为 8°时,声压波峰出现明显的凸起“毛刺”,最大正峰值超过了最大负峰值。这是因为随着总距增加,桨叶表面的气动载荷变大,导致旋转噪声里的载荷噪声成分增多。

根据旋翼噪声的离散谱特性,对试验数据进行处理,选取其前 20 阶谐波成分。表 2 给出了不同观测点处总声压级的计算值与试验结果的对比。可以看出,经过数据处理后,计算结果与试验结果

吻合得很好,声压级计算误差大都在 1 dB 左右,再次验证了本文数值方法的准确性。

从表 2 中可以看出,由于距离旋翼最远,观测点 1 的总声压级最小,噪声水平最低;同一观测点,随着总距增加,总声压级普遍增大,这些结果与从图 4 得出的结论一致。

3 试验结果与分析

此次试验的 3 副模型旋翼只有桨尖下反角度不同,分别为 0°,20°和 45°,分别命名为 A0,A20 和 A45 旋翼,其中 A0 为参考旋翼。选取具有代表性的位于桨盘平面的 2 号测点和位于桨盘下方 45°的 5 号观测点进行对比分析。

图 5 显示了 3 副旋翼总声压级随拉力系数的变化,单位为 dB,未经过加权处理。从图中可以看出,在桨盘平面,3 副旋翼的噪声水平基本相当,在桨盘斜下方区域,A20 和 A45 的噪声水平明显低于 A0,差值可达 2 dB。理论表明,当试验的桨尖马赫数较低,旋翼气动噪声主要为旋转噪声,由厚度噪声和载荷噪声组成,其中厚度噪声主要沿桨盘平面方向传播,载荷噪声主要向桨盘斜下方辐射。因此,桨尖下反对旋翼厚度噪声影响不大,在降低

表 2 总声压级的计算值和试验值对比

Tab. 2 Comparison of sound pressure level between calculation results and test results dB

观测点	数值类型	总距/(°)		
		3	6	8
1	试验值	87.8	88.7	90.2
	计算值	87.3	90.3	91.9
2	试验值	91.8	92.7	94.2
	计算值	91.2	94.1	95.7
3	试验值	90.9	92.3	94.1
	计算值	90.8	93.6	94.9
4	试验值	91.9	93.4	96.0
	计算值	90.3	93.8	96.4

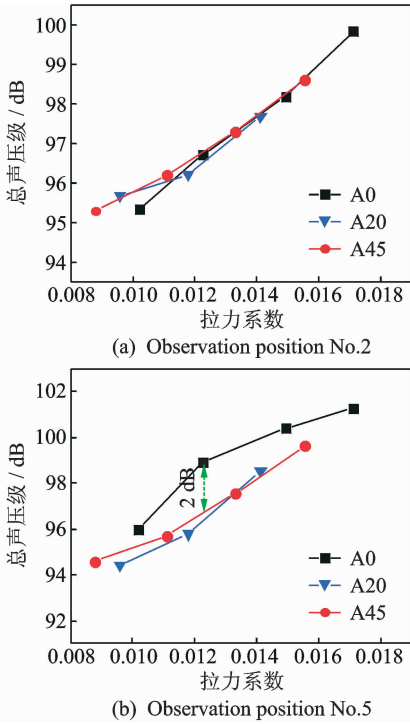


图5 3副旋翼总声压级对比

Fig. 5 Comparison of sound pressure level among three sets of model rotors

载荷噪声方面具有优势。

为了分析这3副旋翼噪声差异化的气动机理,借助CFD手段进行研究。图6给出了3副旋翼桨叶的表面压力分布和环量沿径向分布。通过压力分布可以看出,在下反起始位置 $0.95R$ 附近,桨叶表面低压区域明显减弱,低压中心向内侧移动,内侧的升力增加,外侧的升力减少。环量分布直观地给出了桨叶升力沿径向的变化,随着下反角增加,桨尖区域的载荷减小,但是在 $0.8R \sim 0.9R$ 桨叶段有所增加,因此总的升力相差不大,说明下反桨尖在保持一定拉力的同时对桨叶载荷分布改善显著,通过均匀布置载荷,达到降低载荷噪声的目的。同时,A45桨叶的最大环量靠内、最低,而且径向梯度最小,这两个特点对优化旋翼气动性能、减弱桨尖涡强度有积极意义。

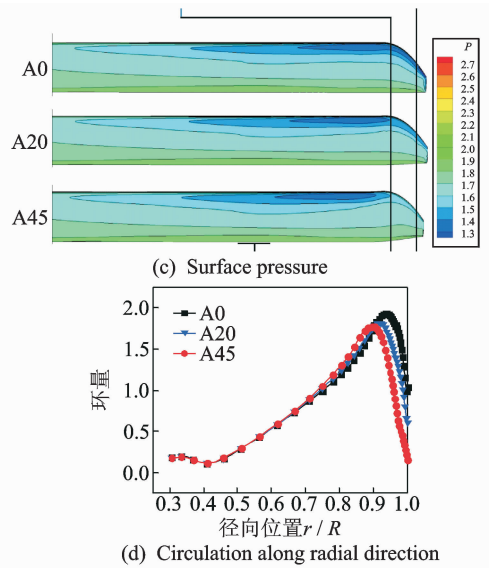
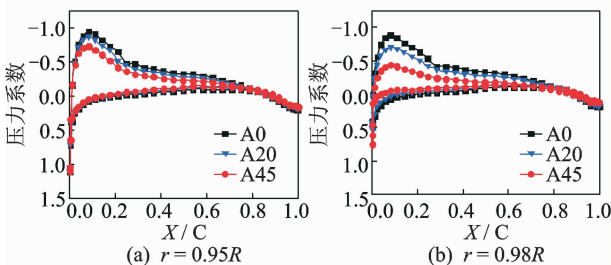


图6 3副旋翼桨叶气动载荷分布比较($\theta_{0.7} = 8^\circ$)

Fig. 6 Comparison of aerodynamic pressure distribution among model rotors($\theta_{0.7} = 8^\circ$)

4 结 论

本文针对带有下反桨尖这一先进桨尖构型的旋翼开展了噪声数值计算和试验研究,通过对计算结果和试验结果进行分析,获得了以下结论:

- (1)悬停状态下,桨尖下反对旋翼厚度噪声影响较小,但能够在一定程度上减弱载荷噪声,从而降低总的噪声水平。在本文的试验条件下,下反桨尖旋翼噪声降幅可达2 dB。
- (2)在本文的试验条件下,带 45° 下反桨尖旋翼降噪效果与带 20° 下反桨尖旋翼相当。
- (3)计算结果表明,桨尖下反对桨叶载荷分布改善显著,通过桨尖卸载、均匀布置载荷,使桨叶的最大环量靠内侧,径向梯度减少,改善了旋翼的气动性能和噪声特性。
- (4)通过试验结果对理论计算的验证,表明本文的数值方法可以有效地预测带先进桨尖旋翼悬停状态下的气动噪声。

参考文献:

[1] Brentner K S, Farassat F. Helicopter noise prediction: The current status and future direction [J]. Journal of Sound and Vibration, 1994,170(1):79-96.

[2] Morgans A S, Karabasov S A, Dowling A P, et al. Transonic helicopter noise[J]. AIAA Journal, 2005, 43(7):1512-1524.

[3] Golub R A, Weir D S, Tracy M B. Application of the

- baseline Rotonet system to the prediction of helicopter tone noise[R]. AIAA-89-1135,1986.
- [4] Polacsek C, Lafon P. High-speed impulsive noise and aerodynamic results for rectangular and swept rotor-blade tip tests in S1-Modane wind tunnel[R]. onera-TAP-91-124, 1991.
- [5] Prieur J, Lafon P, Caplot M, et al. Aerodynamics and acoustics of rectangular and swept rotorblade tips [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(1): 42-51.
- [6] Mantay W R, Yeager J W T. Parametric tip effects for conformable rotor applications[R]. NASA-TM-85682,1983.
- [7] Muller R H G, Staufenbiel R. The influence of winglets on rotor aerodynamics [J]. Vertica, 1987, 11(4):601-618.
- [8] Robinson K, Brocklehurst A. BERP-IV: Aerodynamics, performance and flight envelope[C]// 34th European Rotorcraft Forum. Liverpool, England;[s. n.], 2008:245-252.
- [9] 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.
- [10] 招启军,徐国华. 新型桨尖旋翼悬停气动性能试验及数值研究[J]. 航空学报, 2009, 30(3):422-429.
- Zhao Qijun, Xu Guohua. Aerodynamic performance of rotor with new type blade-tip in hover based upon test and numerical investigations[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(3):422-429.
- [11] 王博,招启军,樊枫,等. 改进型 CLOR 桨尖旋翼悬停状态气动噪声特性试验与预估分析[J]. 空气动力学学报, 2013, 31(4):454-461.
- Wang Bo, Zhao Qijun, Fan Feng, et al. Investigations on acoustic characteristics of rotor with improved CLOR blade-tip in hover based on experimental and prediction method [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2013, 31(4):454-461.
- [12] 林永峰,刘平安,陈文轩,等. 三维桨尖旋翼桨叶表面压力测量试验[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3):346-350.
- Lin Yongfeng, Liu Pingan, Chen Wenxuan, et al. Measurement of blade pressure distribution for three-dimensional blade tip[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(3): 346-350.
- [13] Roberts T W, Murman E M. Solution method for a hovering helicopter rotor using the Euler equations [R]. AIAA 85-0436, 1985.
- [14] Srinivasan G R, Raghvan V, Duque E P N, et al. Flow field analysis of modern helicopter rotors in hover by Navier-Stokes methods[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1993,38(3):3-13.
- [15] Brentner K S. Prediction of helicopter discrete frequency noise[R]. NASA TM-87221, 1986.

本文已收编于 2015 年全国直升机年会内部交流论文集

