

轻型民用直升机 AC311A 适航审定状态气动噪声数值模拟



张勇勇*, 孙伟, 曹亚雄

中国直升机设计研究所 直升机旋翼动力学重点实验室, 江西 景德镇 333001

摘要: 针对 AC311A 轻型民用直升机, 开展了适航审定状态的气动噪声数值模拟研究。其中, 采用高效的运动嵌套网格技术模拟旋翼各片桨叶之间以及旋翼/机身/尾桨之间复杂的相对运动关系, 并基于 CFD/FW-H 方程建立了一个适合于直升机全机气动噪声的计算模型。然后, 针对 AC311A 轻型民用直升机适航审定状态下孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统, 计算得到了其流场、气动和噪声特性, 分析了该状态下气动干扰对噪声的影响规律。在此基础上, 获得了一些有益的结论。

关键词: 直升机; 气动噪声; 适航审定; 数值模拟

中图分类号: TB122

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2020.04.005

直升机作为一种特殊的运输工具在民用领域得到了长足的发展, 被广泛用于救援救护、物质运输等领域。民用直升机常在人口密集的城区飞行、起降, 对周围环境容易产生较大的噪声污染, 这也是一直制约其更大规模应用的重要因素^[1-3]。民用直升机的噪声性能也是影响乘客舒适度、提高市场竞争力的重要性能指标。而轻型民用直升机在旅游观光、私人驾驶、航空摄影等方面都具有广泛的应用前景, 对其噪声特性开展研究, 具有较好的实际应用价值。

气动噪声是民用直升机适航状态下测量点处的主要噪声成分, 而主要声源则是来自于旋翼和尾桨。此外, 机身对旋翼和尾桨的气动干扰对全机气动噪声水平也存在一定影响。为此, 要分析模拟民用直升机适航状态噪声, 必须考虑对直升机旋翼/机身/尾桨组合声场的计算。在国外, Melone 等^[4]采用自由尾迹方法和 FW-H 方程针对多个飞行状态下旋翼/尾桨干扰的气动和噪声特性进行了数值分析, 得到了气动干扰对旋翼和尾桨气动、噪声特性都有重要影响的结论; Yin 等^[5]针对 BO-105 直升机旋翼/尾桨干扰问题进行了计算, 并与 HeliNOVI 项目^[6]的试验结果进行了对比, 发现尾桨噪声在爬升和高速平飞状态起重要作用, 且尾桨噪声对尾桨旋转方向较为敏感。国内围绕旋翼气动噪声也展开了一系列的研究工作^[7,8], 叶靓^[9]采用非结构嵌套网格对 Robin

旋翼/机身算例^[10]进行了噪声模拟, 其结果表明桨叶在挥舞方向运动对计算结果的影响较大; 樊枫^[11]利用基于雷诺平均 N-S 方程、FW-H 方程和时域等效源方法发展直升机噪声计算程序对旋翼/尾桨和旋翼/机身的流场及噪声特性进行模拟分析, 得到一些新的结论。

综合国内外直升机流场和噪声特性数值模拟的研究看出, 大多数研究集中在孤立旋翼、旋翼/尾桨、旋翼/机身的流场和噪声模拟, 而对直升机旋翼/尾桨/机身全机组合系统的模拟研究还很少。因此本文基于 CFD/FW-H 方程, 建立了一个能够考虑旋翼/机身/尾桨全机干扰声场的直升机适航噪声计算分析模型。然后, 针对全尺寸 AC311A 直升机, 建立孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨两种模型, 模拟适航审定要求的水平飞越状态下的流场、气动和噪声特性, 分析该状态下气动干扰对噪声的影响规律。

1 模拟方法、网格划分及验证

1.1 直升机全机气动干扰流场模拟方法

直升机全机气动干扰流场计算是直升机空气动力学领域具有较大难度的研究课题之一^[12-13]。直升机旋翼、尾桨及机身间的气动干扰流场呈现出高度复杂的非定常特征。

收稿日期: 2019-12-31; 退修日期: 2020-02-11; 录用日期: 2020-03-25

*通信作者: Tel. 022-59800501 E-mail: zyy19108179@avic.com

引用格式: Zhang Yongyong, Sun Wei, Cao Yaxiong. Numerical simulation of the light civil helicopter AC311A aerodynamic noise in airworthiness certification status[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 31(04): 30-36. 张勇勇, 孙伟, 曹亚雄. 轻型民用直升机 AC311A 适航审定状态气动噪声数值模拟[J]. 航空科学技术, 2020, 31(04): 30-36.

因此,这里采用惯性坐标系下的三维非定常雷诺平均N-S方程进行求解,其表达式如下^[14]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\text{Vol}} \mathbf{W} d\text{Vol} + \oint [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W})] dS = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 为守恒变量矢量, \mathbf{F} 和 \mathbf{G} 分别为无黏通量和黏性通量; Vol 是单元体体积。在求解过程中,空间离散格式采用 MUSCL+Roe 二阶逆风格式,时间推进则使用双时间法和隐式 LU-SGS 格式,湍流模型采用 S-A 一方程模型。采用无穷远处无干扰流场作为初始条件,以无滑移边界条件为物面处的运动学边界条件。

1.2 直升机全机气动噪声计算方法

在全机气动干扰流场求解的基础上,本文基于可穿透的 F 1A 公式,建立直升机气动噪声综合计算程序对直升机气动噪声进行数值模拟。这里直接给出 F 1A 公式:

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

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

$$4\pi p'_L(x, t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{\dot{L}_r}{r(1-M_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left[\frac{L_r - L_M}{r^2(1-M_r)^2} \right]_{\text{ret}} dS + \quad (4)$$

$$\frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left[\frac{L_r (r\dot{M}_r + a_0(M_r - M^2))}{r^2(1-M_r)^3} \right]_{\text{ret}} dS$$

式中: p' 为扰动声压, p'_T 为旋翼旋转噪声中的厚度噪声成分, p'_L 为旋翼旋转噪声中的载荷噪声成分; a_0 和 ρ_0 分别为无扰动介质中的声速和密度, r 为积分面到观察点之间的距离, x 和 t 分别为观测点所在位置和声波到达观测点的时刻。因本文不涉及直升机高速飞行状态,噪声成分中的四极子噪声相对较弱,因此本文直接采用桨叶表面作为积分面进行噪声计算。

为综合分析直升机各重要部件(如旋翼和尾桨)的气动噪声,并计入机身的影响,将建立的旋翼(尾桨)气动噪声计算方法、声压梯度计算方法并计入机身进行综合,形成一个完整的直升机气动噪声综合计算模型,其计算流程图如图 1 所示。

1.3 网格生成方法

由于直升机机身外形较为复杂,本文利用商业软件

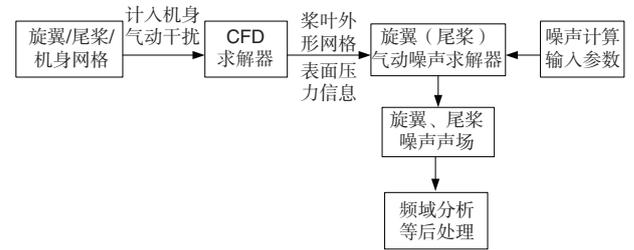


图1 直升机气动噪声综合计算模型流程图

Fig.1 The diagram of a comprehensive computational model for helicopter aeroacoustics

Pointwise 对机身进行非结构网格划分,提高机身网格质量,增加计算精度^[15]。同时,围绕机身的贴体网格也采用非结构网格的方法生成。背景网格采用嵌套网格的方法进行挖洞和贡献单元进行流场信息互换。由于本文采用的是嵌套网格技术来描述旋翼与机身间复杂的相对运动,因此所生成的机身网格外边界相对较小。图2、图3分别为围绕机身生成的非结构网格和贴体网格的贡献单元示意图。

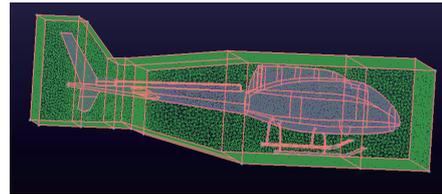


图2 围绕机身生成的非结构网格

Fig.2 Unstructured grid of fuselage

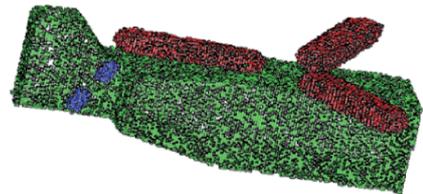


图3 贴体网格贡献单元示意图

Fig.3 Donor of the body-fitted grid

本文针对旋翼与尾桨外形特点,桨叶网格采用 C-O 型网格,背景网格采用笛卡儿网格类型。为精确地捕捉旋翼与尾桨、机身间的复杂流动,本文在背景网格的旋翼、尾桨及机身间位置再次进行了网格加密,计算模型网格总数约 3300 万。图 4 给出本文全机系统的网格系统示意图。

1.4 数值模拟方法的验证

由于缺乏全机气动干扰数据,为验证本文建立的计算流体力学(CFD)计算方法对旋翼/机身非定常干扰流场的计算能力,采用美国 UH-60A 旋翼^[16]和 Robin 旋翼/机身气动干扰试验数据^[10]进行算例验证。图 5 给出了 UH-60A 旋翼

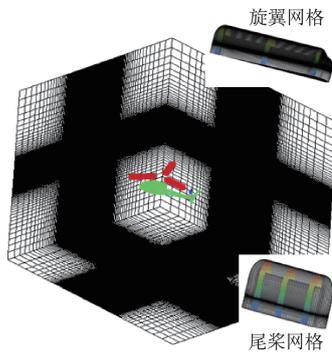


图4 全机系统网格系统示意图

Fig.4 Grid system schematic of the combined model

和Robin算例的悬停效率和机身表面非定常压力计算结果与试验结果对比,从图中看出UH-60A旋翼的悬停效率计算值与试验值吻合较好,Robin算例机身测量点处非定常压力变化的计算值均能与试验值吻合得很好,充分展示了本文计算方法对旋翼/机身干扰非定常气动载荷的有效性。

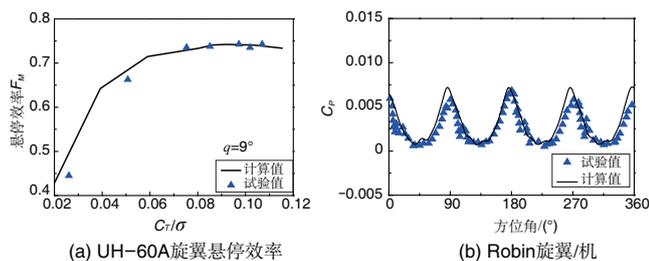


图5 计算值与试验值对比

Fig.5 Comparison between calculated and tested values

同时为验证本文建立基于FW-H的数值模拟方法适合于计算气动噪声的有效性,选取美国AH-1/OLS模型^[17]旋翼作为验证算例进行计算。图6分别给出了AH-1/OLS模型旋翼在无升力和有升力前飞状态下的噪声计算值与试验值对比情况。从图中可以看出,本文建立的噪声计算程序的声压历程与试验测量噪声数值吻合得很好,表明了本文基于噪声计算方法建立的噪声程序的有效性,且计算精度满足一般工程要求。特别需要说明的是,从图6还可以看出,本文对桨-涡干扰噪声具有较好的模拟精度,这对于后面开展直升机全机气动干扰噪声的研究至关重要。

2 AC311A直升机适航状态噪声计算分析

由于航空适航规范只对轻型民用直升机水平飞越状态的噪声水平进行了限制^[18],因此,本文针对国产AC311A型民用直升机开展适航审定的水平飞越状态进行噪声数值模拟研究,该直升机旋翼三片桨叶,尾桨由两片桨叶组成。其

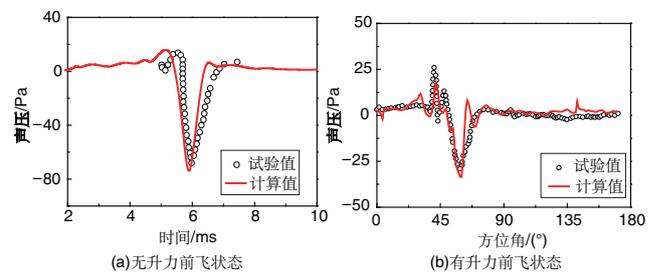


图6 AH-1/OLS旋翼声压时间历程对比

Fig.6 Comparison between sound pressure-time history for AH-1/OLS rotor

中,水平飞行速度为216km/h,操纵量取自CAMRAD II全机配平模块,对应的详细操纵量见表1。

表1 桨叶周期变距系数

Table 1 Blade periodic pitch coefficients

| 计算状态 | 前进比 μ | 旋翼总距 $\theta_0/(^\circ)$ | 横向周期变距 $\theta_{1s}/(^\circ)$ | 纵向周期变距 $\theta_{1c}/(^\circ)$ | 尾桨总距 $\theta_t/(^\circ)$ |
|------|-----------|--------------------------|-------------------------------|-------------------------------|--------------------------|
| 平飞 | 0.287 | 7.50 | -6.52 | 1.79 | 2.12 |

2.1 水平飞越状态干扰流场特性

平飞状态是旋翼尾迹较为紊乱的飞行状态,在该状态下,旋翼往往发生严重的桨-涡干扰现象。图7给出了平飞状态下AC311A直升机孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统的干扰流场等涡量图。从图中可以看出,孤立旋翼等涡量图的旋翼尾迹较为规整;全机系统的尾桨在前飞状态受到旋翼尾迹的干扰较为明显,旋翼桨叶拖出的桨尖涡会穿过尾桨平面,甚至与尾桨桨叶直接相碰,对尾桨的气动特性产生较大的影响。在此计算状态下,旋翼尾迹不会直接与机身表面发生碰撞,但机身起落架及平尾、垂尾拖出的涡量较为明显,集中在后下方位。

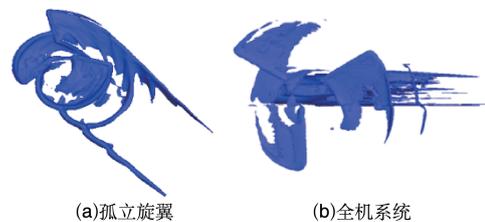


图7 水平飞越状态等涡量图

Fig.7 Vortex flowfield in forward flight

图8给出了平飞状态旋翼/机身/尾桨全机系统干扰流场的涡量分布图。从图中看出,在该飞行状态前进比下,旋翼/机身/尾桨全机系统中因机身和尾桨的存在使得旋翼尾迹的前侧和后侧都发生了明显畸变,尾迹前侧拖出的桨尖涡因机身存在阻碍了桨尖涡的横向运动,桨尖涡涡管会发

生变形以绕开机身前缘而继续横向运动;尾迹后侧的桨尖涡与尾部的平尾、垂尾发生碰撞,桨尖涡涡管形状会发生明显的畸变,旋翼桨尖涡与尾桨涡交汇之后涡向后移动逐渐拖出,起落架、尾梁及尾桨下方尾涡因流动原因持续较长时间才逐渐耗散,但不会影响旋翼的气动性能。

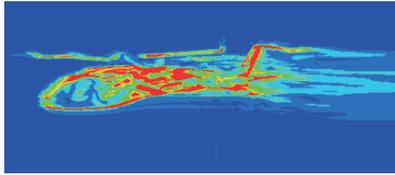


图8 水平飞越状态干扰流场涡量分布

Fig.8 Interaction vortex flowfield in forward flight

图9给出了AC311A直升机平飞状态旋翼拉力系数随方位角的变化曲线。由图可见,孤立旋翼的拉力系数随方位角的变化较小,表明本文所采用求解器计算平飞状态流场是有效的;旋翼/机身/尾桨全机系统下的旋翼拉力系数随方位角变化总体平稳且趋于某一固定值,旋翼拉力系数对方位角存在一定的微小波动,说明全机系统下的旋翼拉力受到其他流场的干扰。

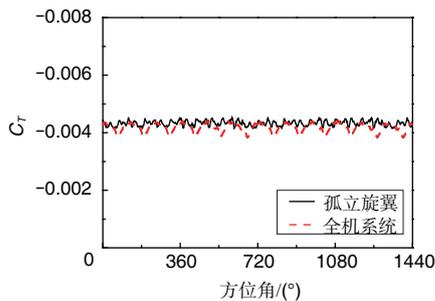


图9 旋翼拉力系数随方位角变化曲线

Fig.9 Change curves of main-rotor thrust coefficient versus azimuth angle

图10给出了平飞状态旋翼桨叶剖面法向力系数在 $r/R=0.71$ 和 $r/R=0.97$ 剖面随方位角的变化曲线。从图中看出,孤立旋翼和全机系统的桨叶法向力系数变化基本一致,经过 180° 方位角后区间内旋翼/机身/尾桨全机系统桨叶剖面法向力变化情况略大于孤立状态。这是因为全机系统下桨叶法向力受到其他流场干扰,使得桨叶法向力产生波动的缘故。

图11给出了桨叶展向 $r/R=0.71$ 剖面在 0° 和 180° 方位角附近处的弦向压力系数分布情况。从图中可以明显看到, 0° 方位角附近机身的诱导作用对桨叶剖面产生了下洗速度而使得桨叶剖面的有效迎角减小,而在 180° 方位角附近则产生了上洗速度而使得桨叶剖面的有效迎角增加。

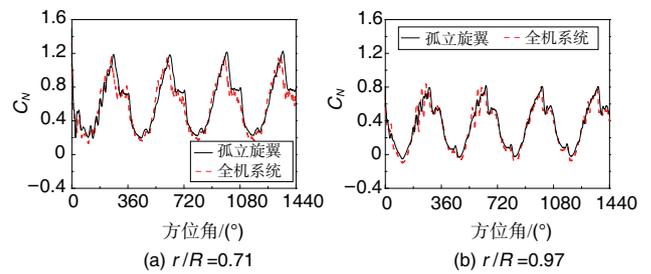


图10 桨叶剖面法向力系数随方位角变化曲线

Fig.10 Change curves of main-rotor sectional normal force versus azimuth angle

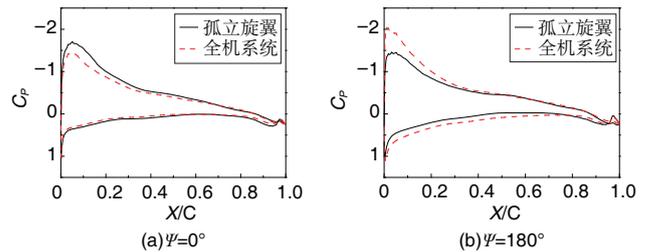


图11 桨叶表面压力系数随方位角变化曲线

Fig.11 Change curves of blade pressure coefficient versus azimuth angle

2.2 水平飞越状态噪声特性

2.1节中已对AC311A直升机孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统干扰下的旋翼流场和气动特性进行了分析,表明旋翼/机身/尾桨干扰对旋翼气动力有着一定程度的影响。然而,旋翼气动力的变化同样也会影响旋翼气动噪声特性,尤其是对载荷噪声特性产生一定影响。为此,本节对AC311A直升机孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统气动噪声特性的影响进行计算分析。计算观察位置选择为距桨毂中心三倍旋翼半径(3R)的半球面,计算位置示意图如图12所示。

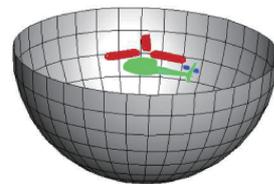


图12 声辐射球计算位置示意图

Fig.12 The diagram of the acoustic radiation ball

图13给出了平飞状态下孤立旋翼、旋翼/机身/尾桨全机系统3R处的厚度噪声声辐射球计算结果。由图中看出孤立旋翼和全机系统的厚度噪声主要分布于旋翼正前方位置,由于厚度噪声不受干扰影响,使得两种模型的厚度噪声基本呈左右对称分布特征,两种模型厚度噪声的最大噪声声压级相差约4dB。

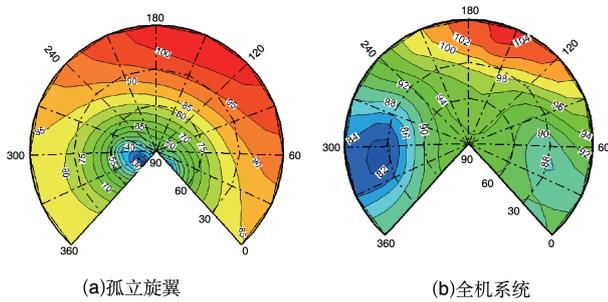


图 13 厚度噪声声辐射球 Lambert 投影

Fig.13 Thickness noise of the acoustic radiation ball

图 14 给出了平飞状态下孤立旋翼、旋翼/机身/尾桨全机系统 3R 处的载荷噪声声辐射球计算结果。由图中看出,孤立旋翼的载荷噪声主要分布于旋翼前行侧和正前方偏左位置,全机系统的载荷噪声主要分布前行侧。全机系统的载荷噪声级别明显大于孤立旋翼,最大噪声声压级相差约 6dB。

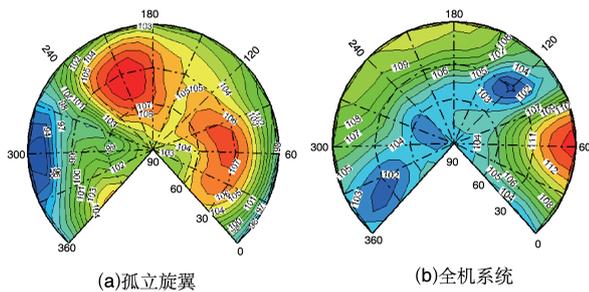


图 14 载荷噪声声辐射球 Lambert 投影

Fig.14 Load noise of the acoustic radiation ball

图 15 给出了平飞状态孤立旋翼、旋翼/机身/尾桨全机系统 3R 处的总噪声声辐射球计算结果。从图中看出孤立旋翼噪声主要分布在前行侧和正前方,全机系统的噪声分布在旋翼前行侧。相较于孤立旋翼噪声声压分布,全机系统的噪声声压级分布较为混乱,原因是全机系统相较于孤立旋翼受到流场干扰影响较大;且全机系统下噪声声压级最大值大约高出孤立旋翼状态 8dB,全机系统增加尾桨噪声源和机身干扰影响,尾桨转速比旋翼转速大得多,其噪声成分相较于孤立旋翼复杂得多。

上文已对 AC311A 直升机孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统水平飞越状态下 3R 的声辐射球进行了计算分析,结果表明全机系统的最大噪声声压级要比孤立旋翼大得多,且机身对噪声的指向性有着一定程度的影响。为此这里选择了计算半球内旋翼前方位置三个观察点(1#,2#,3#)作为噪声计算目标,观察点具体位置如图 16 所示。

图 17 给出了平飞状态孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统 3R 声辐射球内典型观测点的声压时间历程。从图中

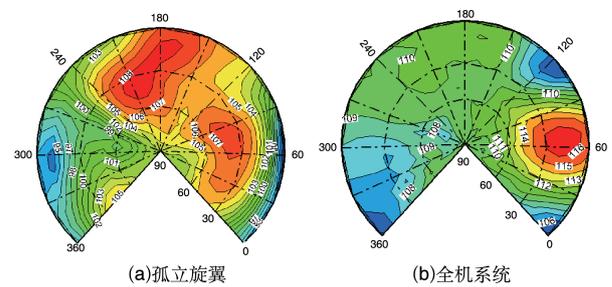


图 15 总噪声声辐射球 Lambert 投影

Fig.15 Total noise of the acoustic radiation ball

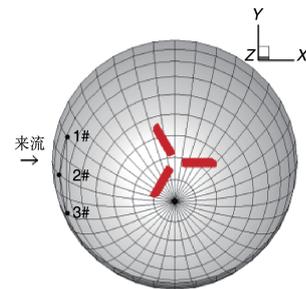


图 16 噪声计算目标位置示意图

Fig.16 The diagram of noise simulated positions

看出,孤立旋翼的声压呈周期变化,全机系统声压波动较大,全机系统的桨叶表面气动力受到机身及尾桨的干扰,使其声压变化较为明显。

图 18 给出了平飞状态孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统在声辐射球内 2# 观测点的频谱声压级对比。从图中看出,两种模型的声压级随阶次增加逐渐减弱,且三倍频声压级明显大于 1、2 倍频。由于全机系统加入尾桨声源和机身辐射的影响,导致全机系统的声压级明显高于孤立旋翼。

3 结论

本文采用基于 CFD/FW-H 方法建立的直升机全机气动噪声的计算模型对 AC311A 轻型民用直升机适航噪声审定的水平飞越状态下孤立旋翼和旋翼/机身/尾桨全机系统的流场及噪声特性进行了数值模拟,并对全机系统的气动干扰和噪声特性进行了分析研究,得到了以下结论:

(1) 本文采用的数值模拟方法能有效预测民用直升机孤立旋翼和全机气动干扰流场和噪声特性。

(2) 水平飞越状态下,AC311A 直升机孤立旋翼和全机系统的噪声模拟分布存在一定差别,孤立旋翼噪声主要分布于旋翼前行侧及正前方,而全机系统的噪声主要分布在旋翼前行侧。

(3) 水平飞越状态下,AC311A 直升机全机系统的最大

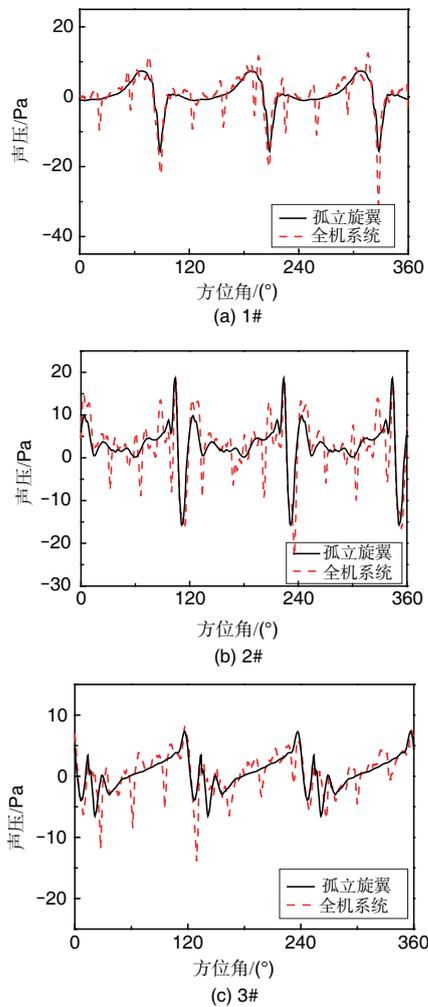


图 17 典型观测点的声压时间历程

Fig.17 Sound pressure-time history of the typical observation positions

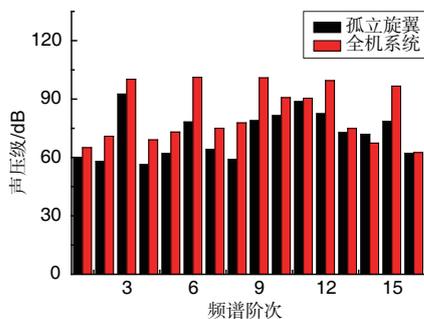


图 18 2#观测点频谱声压级对比

Fig.18 Frequency spectrum of the observation 2#

噪声总声压级模拟结果比孤立旋翼约大 8dB。

AST

参考文献

[1] Cyril P, Joelle Z, Olivier R, et al. Helicopter rotor noise

prediction using ONERA and DLR Euler / Kirchhoff methods [J]. Journal of the AHS, 1999, 44(2):121-131.

[2] Brentner K, Bres G, Perez G, et al. Maneuvering rotorcraft noise prediction: a new code for a new problem[C]// Proceedings of the AHS Aerodynamics, Acoustics, and Test Evaluation Specialist Meeting, 2002.

[3] Schmitz F H, Yu Y H. Helicopter impulsive noise: theoretical and experimental status[R]. NASA TM-84390, 1983.

[4] Miller R H. Rotor hovering performance using the method of fast free wake analysis[R]. AIAA 82-0094, 1982.

[5] Yin Jiangping. Simulation of tail rotor noise reduction and comparison with helinovi wind tunnel test data[C]// American Helicopter Society 67th Annual Forum Proceedings, Virginia Beach, VA, 2011.

[6] Yin Jiangping, Berend G V, Oerlemans, et al. Representative test results from helinovi aeroacoustic main rotor/tail rotor/fuselage test in DNW[C]// Presented at the 31st European Rotorcraft Forum, 2005.

[7] 徐国华, 高正. 直升机旋转噪声的估算[J]. 南京航空航天大学学报, 1991, 23(2):20-26.

Xu Guohua, Gao Zheng. Prediction of helicopter rotor rotational noise[J]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1991, 23(2):20-26. (in Chinese)

[8] 徐国华, 高正. 悬停状态下模型旋翼噪声试验的初步研究[J]. 空气动力学学报, 1996, 14(1):68-72.

Xu Guohua, Gao Zheng. A preliminary investigation of noise experiment for helicopter model rotor in hover[J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1996, 14(1):68-72. (in Chinese)

[9] 叶靓. 基于非结构嵌套网格的直升机旋翼流场及噪声研究[D]. 南京:南京航空航天大学, 2009.

Ye Liang. Research on the flowfield and noise of helicopter rotors based on unstructured mesh[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[10] Raymond M, Susan G. Steady and periodic pressure measurements on a generic helicopter fuselage model in the presence of a rotor[R]. NASA TM-2000-210286, 2000.

[11] 樊枫. 直升机非定常干扰流场与声场的计算方法研究及应用[D]. 南京:南京航空航天大学, 2013.

Fan Feng. Research on numerical methods for unsteady interaction flowfield and aeroacoustics of helicopters and their

- applications[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [12] David O, Marilyn S. Improvements in the computational modeling of rotor/fuselage interactions using unstructured grids [C]//American Helicopter Society 61st Annual Forum Proceedings, Grapevine, TX, 2005.
- [13] 徐宝石, 田旭. 基于嵌套网格方法的直升机尾梁边界气动干扰数值模拟研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(6): 19-24.
Xu Baoshi, Tian Xu. Numerical simulation of helicopter tail boom strake aerodynamic interactions based on overset grids[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(6):19-24. (in Chinese)
- [14] Luo H, Baum J. A fast, matrix-free implicit method for computing low mach number flows on unstructured grids[R]. AIAA 99-3315, 1999.
- [15] 雷国东. 计算流体力学非结构混合网格高精度格式研究现状[J]. 航空科学技术, 2011(2):65-68.
Lei Guodong. The research status of the high-order accuracy methods for CFD with unstructured hybrid meshes[J]. Aeronautical Science & Technology, 2011(2):65-68. (in Chinese)
- [16] Ingsau C, Robert M. On automating domain connectivity for overset grids[R]. AIAA 95-0854, 1995.
- [17] Boxwell D A, Schmitz F H, Spletstoesser, et al. Model helicopter rotor high speed impulsive noise-measured acoustics and blade pressures[C]// Presented at the 9th European Rotorcraft Forum, 1983.
- [18] CCAR-36-R2 航空器型号和适航合格审定噪声规定[S]. 北京: 中国民用航空局, 2018.
CCAR-36-R2 Aircraft type and airworthiness review noise regulation[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2018. (in Chinese) (责任编辑 王为)

作者简介

张勇勇(1991-)男, 硕士, 助理工程师。主要研究方向: 直升机旋翼空气动力学。

Tel: 022-59800501

E-mail: zyy19108179@avic.com

孙伟(1987-)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机旋翼气动声学。

Tel: 022-59800501 E-mail: sw4593@avic.com

曹亚雄(1990-)男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 直升机旋翼气动声学。

Tel: 022-59800501 E-mail: cyx4706@avic.com

Numerical Simulation of the Light Civil Helicopter AC311A Aerodynamic Noise in Airworthiness Certification Status

Zhang Yongyong*, Sun Wei, Cao Yaxiong

Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China

Abstract: Aiming at the light civil helicopter AC311A, aeroacoustics is simulated in airworthiness certification status. Based on the CFD equations and FW-H equations, a comprehensive computational model for analyzing civil helicopter aerodynamic noise is established. In the present method, the overset grid technique is employed to simulate the relative motion among main-rotor, tail-rotor and fuselage. For the isolated rotor and integral model of the AC311A, the aerodynamic and aeroacoustic characteristics are calculated in airworthiness certification status, and the influence of the aerodynamic interaction on aeroacoustic characteristics is analyzed. On the basis of the above simulations, some valuable conclusions are drawn.

Key Words: helicopter; aerodynamic noise; airworthiness certification; numerical simulation

Received: 2019-12-31; Revised: 2020-02-11; Accepted: 2020-03-25

*Corresponding author. Tel. : 022-59800501 E-mail: zyy19108179@avic.com