

直升机机身干扰对旋翼气动与噪声特性影响研究



靳鹏,樊枫

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:本文采用基于CFD/FW-H的旋翼气动/噪声计算模型,针对悬停及中小速度前飞时,考虑机身对旋翼涡流场、非定常气动载荷和噪声特性的干扰影响,开展了直升机机身干扰状态下的旋翼气动和噪声特性数值计算分析研究,获得了不同飞行状态下,机身对旋翼涡流场、气动力和噪声特性的影响规律。计算结果表明,机身对旋翼气动力的影响主要存在于 0° 和 180° 方位角附近,且桨叶内段受影响较大,但在不同的飞行状态下,机身对旋翼气动力的影响规律存在不同特点;此外,由机身干扰引起的桨叶载荷变化对旋翼气动噪声的影响很小。

关键词:气动干扰;气动特性;噪声特性;旋翼;机身

中图分类号:V211.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2021.06.002

在直升机飞行过程中,旋翼与机身会产生严重的气动干扰现象,这可能会使得它们的气动特性和噪声特性发生显著变化。同时,现代直升机结构紧凑和机动性好的设计要求进一步加剧了旋翼与机身之间的气动干扰程度。为此,国外有研究指出,在直升机设计阶段,必须考虑旋翼/机身气动干扰问题,且非常有必要针对气动干扰对性能、噪声的影响进行定量分析^[1-3]。因此,针对干扰状态下的直升机气动特性和噪声特性开展深入的研究具有重要的学术意义和实际应用价值。

在旋翼/机身干扰研究方面,在数值模拟方法应用之前,初期的研究大多是采用试验方法进行,如参考文献[4]和文献[5]。理论分析方面,由于计算资源以及计算方法的限制,早期的计算研究均采用尾迹方法^[6-9]。该方法的计算效率高,且有适合工程的计算精度,但存在明显的不足,主要是其计算精度常常依赖于涡核半径、桨尖涡拖出位置等经验参数,且在处理涡-面碰撞时,需要引入涡畸变模型进行修正等。近年来,随着计算流体力学(CFD)技术以及计算机技术的发展,使得工程假设少的计算模型(如欧拉方程和RANS方程等)能够应用到旋翼/机身干扰流场的计算研

究中。基于动量源方法的简化计算模型和基于嵌套网格方法的全模拟方法是目前旋翼/机身计算研究领域应用最多的两种方法。简化计算模型^[9-11]采用作用盘模型来模拟旋翼对机身的下洗效应,其计算效率较高,且能够有效地模拟干扰流场中的时均特性,但对非定常干扰特性的计算能力明显不足^[12]。基于嵌套网格方法的全模拟方法虽计算量较大,但随着近些年计算技术的高速发展,其在旋翼/机身干扰研究中具有良好的应用潜力。在美国, Harihara 和 Sankar^[13-14]首先采用结构嵌套网格和欧拉方程对旋翼/机身干扰中机身表面的非定常压力变化进行了计算。而 Renaud 等^[15]则采用非结构网格和N-S方程对干扰流场进行了数值模拟。2009年, Steijld 等^[1]针对欧洲“GOAHEAD计划”^[16]中的旋翼/机身干扰模型展开了数值模拟,并研究了机身对旋翼桨盘入流和桨叶表面压力分布的影响。国内关于旋翼/机身干扰的计算研究起步较晚,但发展较快。2007年,江雄和肖中云等^[17]采用结构网格和N-S方程针对美国 GIT 旋翼/机身组合算例的时均特性进行了计算。2009年,叶靓等^[18]采用非结构嵌套网格对 Robin 旋翼/机身算例进行了模拟,其结果表明桨叶挥舞运动对计算结果影

收稿日期: 2021-01-15; 退修日期: 2021-02-20; 录用日期: 2021-04-20

引用格式: Jin Peng, Fan Feng. Study on the interaction influence of helicopter fuselage on the rotor aerodynamics and aeroacoustics[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(06): 9-20. 靳鹏, 樊枫. 直升机机身干扰对旋翼气动与噪声特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(06): 9-20.

响较大。2010年,许和勇、叶正寅^[19]等还采用非结构嵌套网格和欧拉方程对GIT旋翼/机身组合流场的非定常入流和机身表面时均压力分布进行了计算。综合国内外旋翼/机身干扰研究的现状可以看出,大多数研究都集中于旋翼对机身的定常和非定常载荷的模拟,而对机身干扰下的旋翼气动特性,尤其是桨叶非定常气动力以及噪声特性的研究则很少。

鉴于此,本文拟针对旋翼/机身气动干扰流场进行数值模拟,在研究旋翼/机身涡流场特性的基础上,进一步对机身干扰状态下的旋翼非定常气动力展开计算研究,着重分析不同飞行状态下机身对旋翼气动力,尤其是对桨叶剖面非定常法向力的影响。同时,围绕干扰状态下的旋翼噪声特性进行了数值分析,得出机身干扰对旋翼气动噪声造成的影响较小。

1 计算方法

采用基于CFD/FW-H方程的旋翼气动/噪声计算模型^[19]来开展本文的计算研究。其中,流场控制方程采用三维非定常雷诺平均N-S方程,采用二阶逆风单调守恒格式(MUSCL格式)结合逆风格式(Roe格式)^[19]来计算网格交接面上的对流通量,以减小非物理耗散的影响和提高流场计算精度;应用双时间法模拟干扰流场的非定常流动现象,同时,在伪时间方向上使用隐式Lower-Upper Symmetric Gauss-Seidel (LU-SGS)格式^[20]进行时间推进以提高流场的计算效率。湍流模型采用Spalart-Allmaras一方程模型^[21],计算过程中湍流模型方程和流场方程解耦求解。另外,采用嵌套网格方法计算旋翼与尾桨的相对运动,其中,背景网格采用笛卡儿网格,桨叶网格采用C-H型网格,两者通过挖洞和贡献单元搜索来交换流场信息。

噪声计算方面,采用的是FW-H方程的积分求解公式——Farassat 1A(F 1A)公式^[22]来计算旋翼气动噪声。在本文的计算过程中,首先采用CFD方法计算旋翼/机身的干扰流场及干扰状态下的旋翼的非定常气动载荷,为气动干扰噪声计算提供输入数据。在此基础上,采用Farassat 1A公式进行旋翼的气动噪声计算,以获得干扰状态下旋翼的噪声特性。计算流程图如图1所示。

2 计算模型与计算状态

为尽量减小由机身复杂外形本身的湍流现象(如气流分离)对干扰计算结果带来的影响,采用外形较平滑的Maryland机身试验模型^[4]进行旋翼/机身干扰的计算研究,

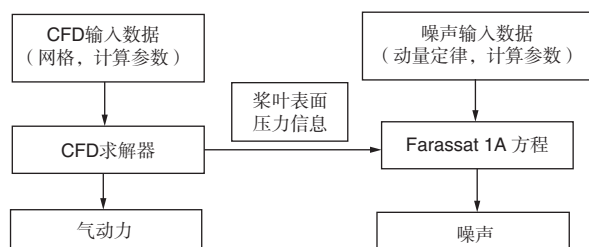


图1 计算流程图

Fig.1 Flow chart of computation

以更好地分辨旋翼/机身间的相互干扰作用。需要说明的是,Maryland机身虽然外形简单,但具备了真实直升机模型的主要特征,即机身主体加上长尾梁。Maryland机身模型参数以及旋翼/机身相对位置如图2所示。

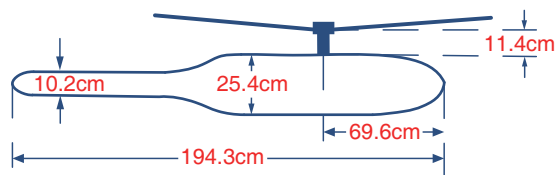


图2 旋翼/机身相对位置示意图

Fig.2 Schematic of relative position relationship between rotor and fuselage

图3给出的是本文用于旋翼/机身干扰计算研究的网格系统示意图,其中背景网格数量约为1200万,桨叶网格数量约为280万,而机身网格数量约为100万,网格总数为1580万。为精确地捕捉旋翼与机身间的干扰流动,本文对旋翼与机身间的背景网格进行了加密。

本文选取了直升机旋翼/机身干扰较为强烈的悬停及中、小速度前飞状态进行计算,前进比分别为0.01、0.05、0.15、

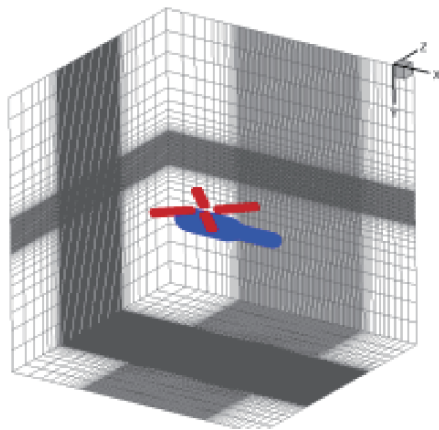


图3 旋翼/机身干扰计算网格示意图

Fig.3 Schematic of grid system of rotor/fuselage interaction simulation

0.23, 旋翼桨尖速度为 180m/s, 拉力系数恒定为 0.0064。

3 计算结果与分析

3.1 计算程序验证

本文采用旋翼气动特性分析程序开展了直升机机身干扰状态下旋翼气动和噪声的数值模拟。为验证程序有效性, 对 UH-1H 旋翼进行了计算, 所得结果与参考文献[23]一致性较好, 图 4 为 UH-1H 旋翼气动噪声的声压梯度计算结果与文献的对比。

3.2 机身干扰对旋翼涡流场特性数值模拟研究

图 5 给出了不同前飞速度时旋翼桨尖涡与机身的相对位置。从图中可以清晰地看出, 旋翼在悬停以及小速度前飞状态时, 旋翼尾迹与机身的干扰面积很大, 而随着旋翼前飞速度的增加, 尾迹倾斜角也增大, 从而使得尾迹与机身的干扰区域也减小。在本文计算的前进比为 0.23 前飞状态时, 旋翼尾迹不会与机身表面直接碰撞。

为更清楚地理解干扰状态时机身对旋翼桨尖涡运动规律的影响, 图 6 分别给出了悬停状态有/无机身干扰时旋翼

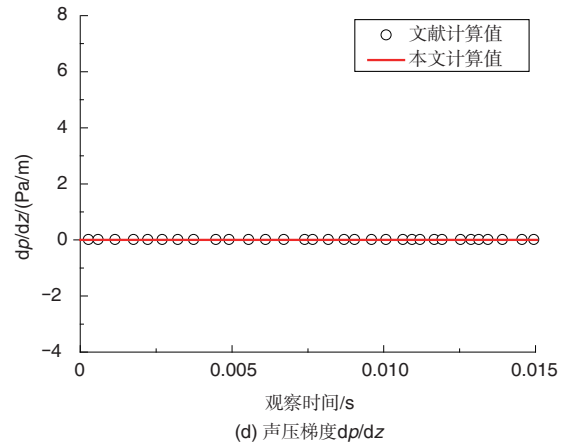
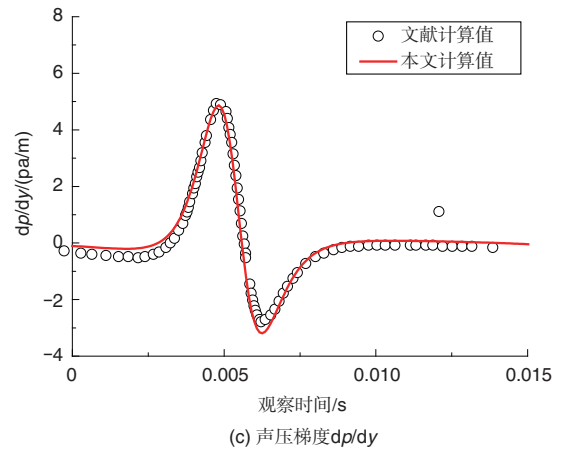


图 4 UH-1H 旋翼气动噪声的声压梯度计算及对比
Fig.4 Calculation and comparison for sound pressure gradient of rotor aerodynamics acoustics

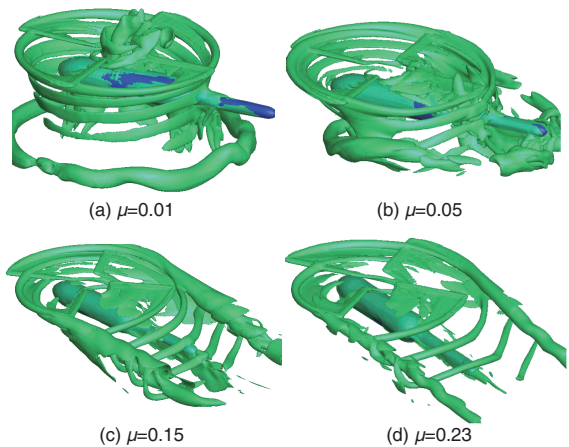
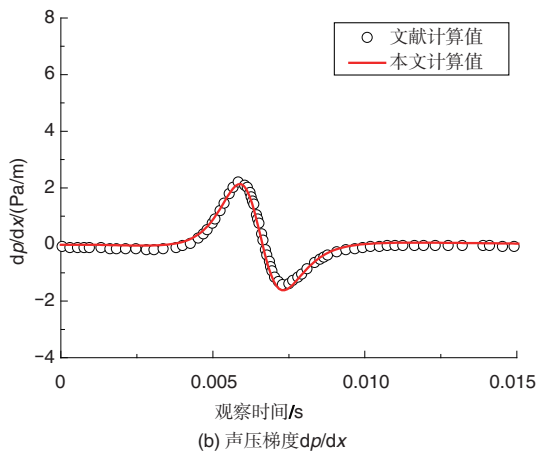
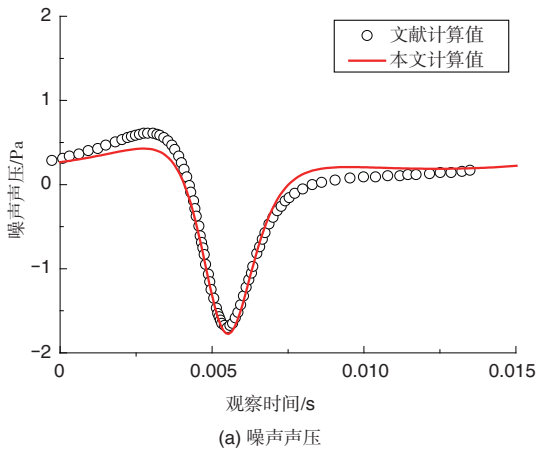


图 5 旋翼/机身干扰流场等涡量图
Fig.5 Vortex contour of rotor/fuselage interaction flowfield

方位角 $\Psi=60^\circ$ 处旋翼对称剖面的涡量分布图。从图中可以清晰地看到, 机身的存在对悬停状态时桨尖涡的运动存在明显的干扰影响, 尤其是在旋翼尾迹后侧, 机身对桨尖涡的

向下运动产生了显著的阻塞作用,这使得桨尖涡在旋翼后侧处的下行速度减小。当桨尖涡与机身直接相遇时,机身还会导致桨尖涡涡管发生明显的畸变,并使得桨尖涡沿机身纵向移动。另外,观察旋翼旋转中心处的涡量分布情况不难发现,相比于孤立状态,该处在干扰状态时存在明显的集中涡量,这应该是旋翼下洗流向下运动至机身表面时发生横向流动并向上卷起引起的;此外,机身阻塞效应引起的桨根涡堆积也可能是导致该处涡量集中的另一原因。反观机身流场,旋翼下洗流打在机身表面引起机身某些部位产生附加涡量(如机身前缘),而这可能是因为在这些部位发生了一定程度的气流分离。

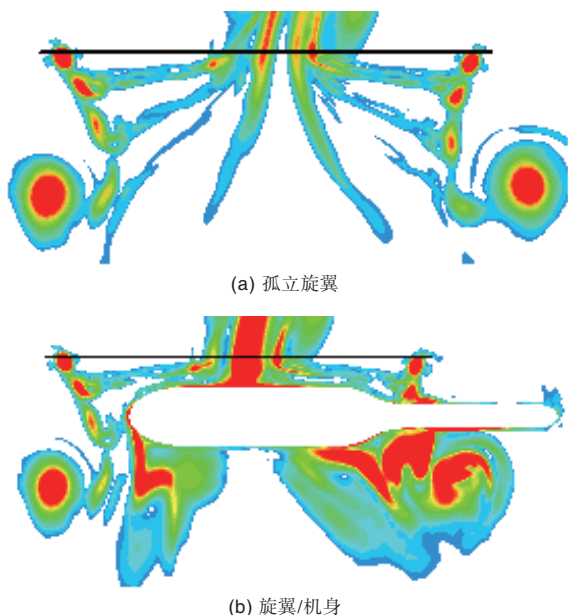


图6 悬停状态旋翼/机身干扰流场的涡量分布
($\mu=0.01$, $\psi=60^\circ$)

Fig.6 Rotor tip-vortex trajectories under the fuselage interaction in hover ($\mu=0.01$, $\psi=60^\circ$)

图7给出了小速度前飞状态时旋翼/机身干扰流场的涡量分布情况。相比于悬停状态,前飞状态时旋翼尾迹会随来流向后倾斜,这会使得旋翼对机身的干扰区域后移。由图可知,在该飞行状态下,机身的存在使得旋翼尾迹的前侧和后侧都发生了明显畸变。在尾迹前侧,由于机身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。而在尾迹后侧,机身尾梁阻碍了附近桨尖涡的下行运动和横向运动。当桨尖涡与尾梁相遇时,前者会从侧面沿机身表面继续横向运动,同时还会随来流沿机身纵向移动。在运动过程中,桨尖涡涡管形状会发生明显的畸变。相比于悬停状态,前飞状态时旋翼旋转中心

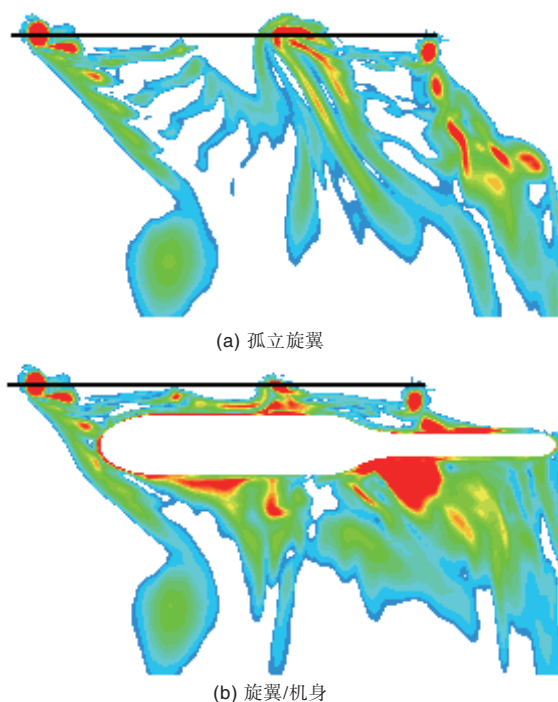


图7 小速度前飞状态旋翼/机身干扰流场的涡量分布
($\mu=0.05$, $\psi=60^\circ$)

Fig.7 Rotor tip-vortex trajectories under the fuselage interaction at small-speed forward flight
($\mu=0.05$, $\psi=60^\circ$)

处已经不存在明显的集中涡量,这是由于向后的来流速度使得旋翼下洗流和桨根涡都能顺利地向后运动。

随着来流速度的增加,旋翼尾迹向后的倾斜角也随之增大,这也使得旋翼尾迹与机身的干扰程度进一步减弱。图8给出了前进比为0.15时旋翼/机身干扰流场的涡量分布图。从图中可以看出,在该飞行状态下,在旋翼尾迹后侧的桨尖涡与机身相遇位置明显后移,在尾梁末端处两者才相遇。从桨尖涡涡管截面形状的畸变程度来看,桨尖涡截面中心并没有与尾梁直接相碰,而只是涡管靠外的部位与尾梁相遇,因此,相比悬停和小速度前飞状态,该飞行状态时尾迹后侧的桨尖涡涡管的畸变程度要小些。另外,在尾迹前侧,桨尖涡与机身表面相碰区域明显增大。

图9给出的是旋翼在中速前飞状态时纵向对称截面的涡量分布情况。从图中可以清晰地看到,在旋翼尾迹后侧,桨尖涡与机身已经完全不存在相碰的情况,而在旋翼尾迹前侧,桨尖涡与机身的相碰区域也明显后移,这也使得旋翼尾迹与机身的干扰程度进一步减弱。从尾梁末端机身尾迹的运动方向来看,在该状态下,来流效应占主导地位。

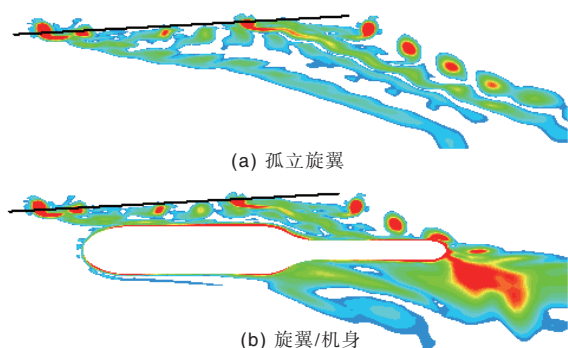


图8 低速前飞状态旋翼/机身干扰流场的涡量分布
($\mu=0.15$, $\psi=60^\circ$)

Fig.8 Rotor tip-vortex trajectories under the fuselage interaction at low-speed forward flight
($\mu=0.15$, $\psi=60^\circ$)

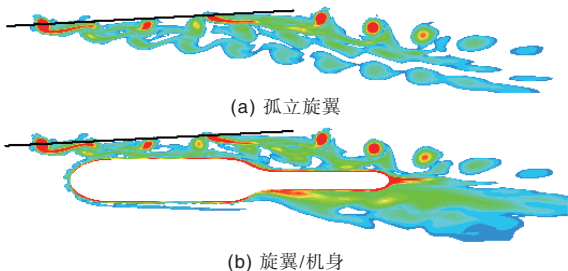


图9 中速前飞旋翼/机身干扰流场的涡量分布

Fig.9 Rotor tip-vortex trajectories under the fuselage interaction at middle-speed forward flight
($\mu=0.23$, $\psi=60^\circ$)

3.3 机身干扰对旋翼拉力及桨叶非定常气动力的影响

机身的存在会在一定程度上改变旋翼的流场特性,进而改变旋翼的非定常气动力特性。旋翼非定常气动力特性对直升机的操稳特性、振动以及噪声特性等都具有重要的影响。因此,针对不同前飞状态时机身干扰对旋翼拉力及桨叶非定常气动力的影响进行了计算。

图10给出了旋翼拉力系数增量随前进比的变化,其中纵坐标为干扰状态下的旋翼拉力与孤立旋翼拉力的差值。从图中可以看出,在不同的前飞速度时,旋翼拉力系数增量都为正,表明机身的存在对旋翼起到了类似“地效”的作用,使得旋翼拉力增加。随着前进比的增加,旋翼拉力增量逐渐减小,这说明机身对旋翼的干扰效应逐渐减弱,其原因应该是随着前飞速度的增加,旋翼尾迹倾斜角也增大,使得机身对旋翼尾流的阻塞效应也逐渐减小,当前飞速度大到一定程度时(本文计算中大于0.2),机身干扰对旋翼拉力的影响可忽略不计。

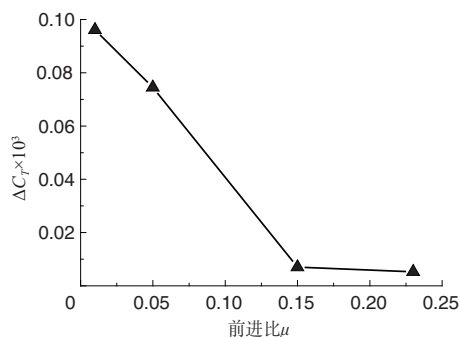


图10 旋翼拉力增量随前进速度的变化曲线

Fig.10 Variation of rotor thrust increment with forward flight speed

旋翼拉力系数是旋翼重要的工作状态参数,它直接影响了旋翼下洗流场的强弱,因此旋翼拉力系数也是旋翼/机身干扰特性的重要影响参数。图11计算了不同前进比时旋翼拉力增量随拉力系数的变化曲线。前面已经提到,机身阻塞效应引起的旋翼拉力增量在较大前飞速度时已经很小($\mu=0.15$ 和 $\mu=0.23$),因此图11中只给出了旋翼悬停及小速度前飞时的结果($\mu=0.01$ 和 $\mu=0.05$)。由图可知,随着旋翼拉力系数的增加,机身阻塞引起的拉力系数增量也随之增加。同时,前进比 $\mu=0.05$ 时各拉力系数下的拉力增量均小于 $\mu=0.01$ 时的情况,这还是因为前飞速度的增加引起的旋翼尾迹倾斜角增大,进而导致机身对旋翼尾迹的阻塞效应减弱。

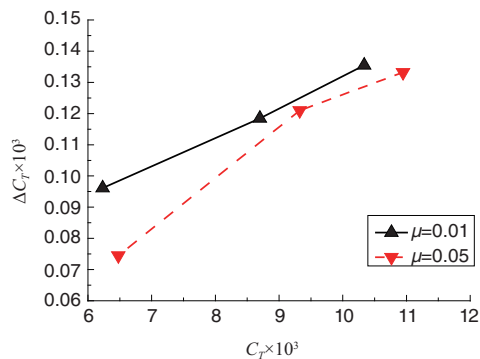


图11 旋翼拉力增量随拉力系数的变化曲线

Fig.11 Variation of rotor thrust increment with total thrust coefficients

与旋翼孤立状态不同,即使在悬停状态,旋翼/机身干扰流场也是高度非定常的。图12计算了悬停状态时机身干扰下的旋翼单片桨叶拉力在旋转一周过程中的变化曲线。从与孤立旋翼的对比结果中可以看出,机身对旋翼桨

叶非定常气动力的影响区域主要是在 0° 和 180° 两个方位角附近,且在这两处的机身干扰影响均使得桨叶拉力增大。桨叶拉力增大的原因应该是在 0° 和 180° 方位角处,桨叶与机身的距离最近,而机身的阻塞效应减小了旋翼桨盘的入流,即增大了桨叶的有效迎角,进而导致桨叶拉力的增加。另外,在悬停状态时,机身在 0° 方位角处对旋翼桨叶拉力的影响要大于 180° 方位角处的情况,其原因应该是在 0° 方位角处机身对桨叶的干扰影响区域要大于 180° 方位角处。

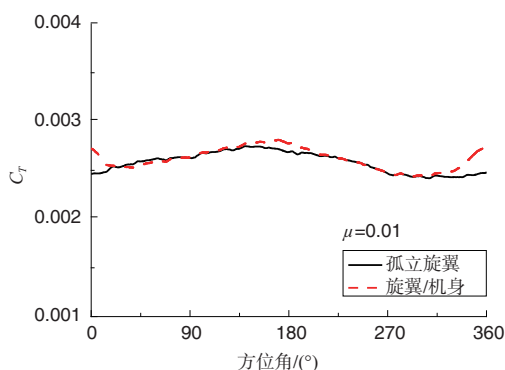


图12 悬停状态时机身干扰对旋翼单片桨叶拉力的影响

Fig.12 Interaction influence of fuselage on the single blade thrust in hover

为进一步研究机身对桨叶非定常气动力的影响细节,这里还计算了悬停状态时桨叶多个剖面处的法向力系数随方位角的变化曲线,如图13所示。从图中可以清楚地看到,在 0° 和 180° 方位角附近,机身干扰下的桨叶各剖面处的法向力均大于旋翼孤立状态,且 0° 方位角处的干扰影响要大于 180° 处的情况,这与前面桨叶单片拉力的变化趋势是一致的。导致桨叶剖面法向力增加的原因是前面提到的机身阻塞引起的旋翼桨盘入流的减小。从图中还能看出,机身干扰对桨叶内段剖面的法向力的影响要远大于桨叶外段剖面,这是因为桨叶外段的旋转速度大,由机身引起的旋翼桨盘入流的变化对桨叶外段剖面有效迎角的影响较桨叶内段要小些。

图14给出的是悬停状态时桨叶展向 $r/R=0.50$ 剖面在 0° 和 180° 方位角附近处的弦向压力系数分布情况。从图中可以看出,无论是在 0° 还是 180° 方位角附近,当桨叶运动至机身的正上方时,桨叶剖面有效迎角的增加量最大,且 0° 方位角处要比 180° 方位角处更大些。当桨叶逐渐离开机身区域时,桨叶剖面有效迎角增量也慢慢减小。

前面已经提到,随着前飞速度的增加,机身对旋翼拉力的影响逐渐减小,在本文计算的 $\mu=0.15$ 和 $\mu=0.23$ 两个飞行

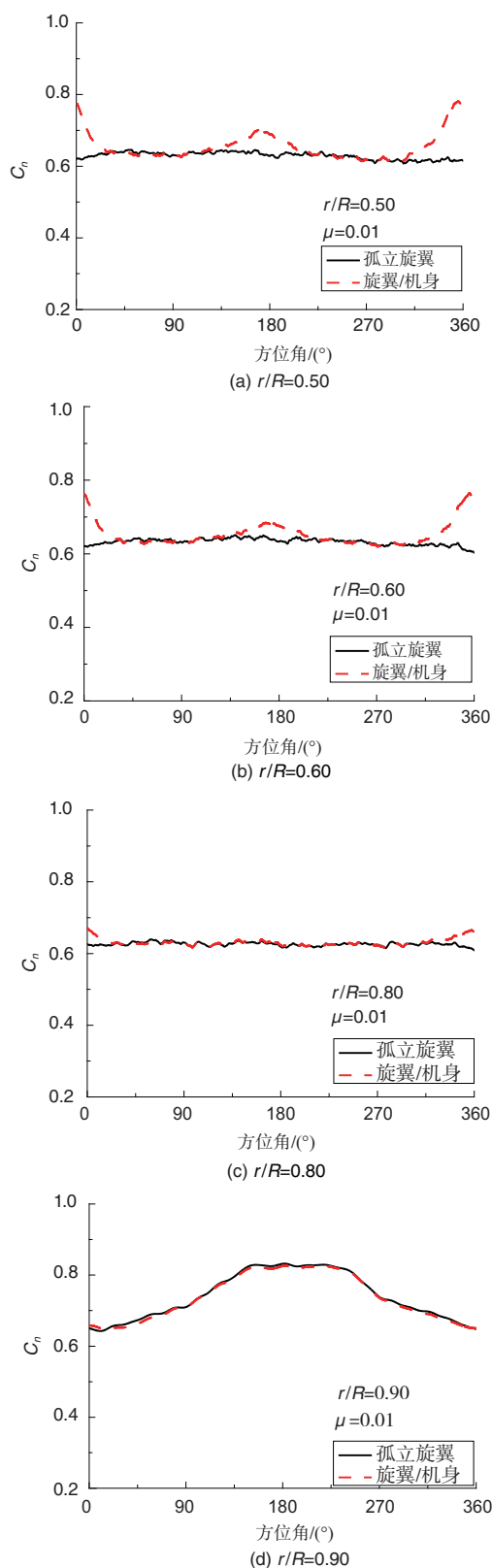


图13 悬停状态时机身干扰对桨叶剖面法向力的影响

Fig.13 Interaction influence of fuselage on the blade sectional normal force in hover

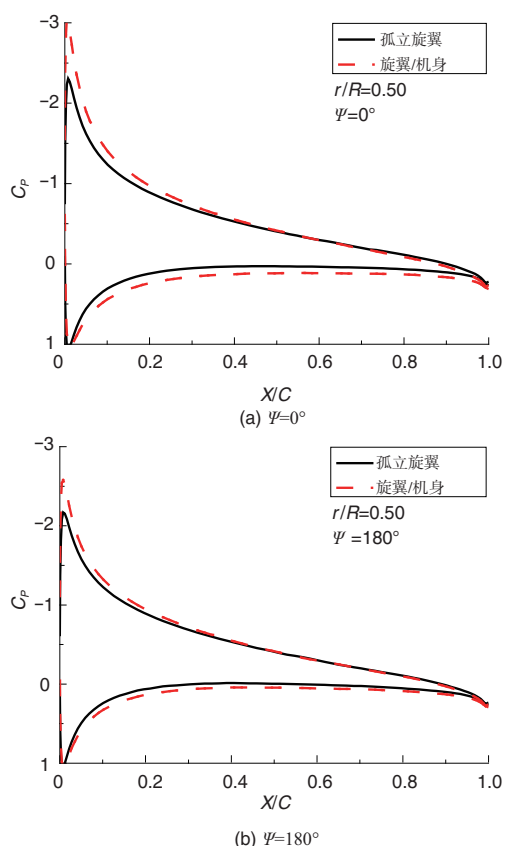


图14 悬停状态 $r/R=0.50$ 剖面处的压力系数分布随方位角的变化情况

Fig.14 Variation of pressure coefficients on the $r/R=0.50$ blade section with azimuthal angle in hover

状态下,机身对旋翼拉力的影响基本消失。然而,这并不意味着机身对旋翼气动特性的干扰影响也消失。图15给出的是 $\mu=0.15$ 和 $\mu=0.23$ 两个前飞状态时机身干扰下的旋翼单片桨叶拉力随方位角的变化情况。从图中可以看出,在这两个前飞状态下,机身对旋翼桨叶的气动力特性仍存在较明显的干扰影响。中速前飞状态时,在 0° 方位角附近机身干扰下的桨叶拉力要稍小于孤立状态,而在 180° 方位角附近则要大于孤立状态,这与悬停及小速度前飞状态时的情况是不同的。

为更清晰地分析中速前飞状态时机身干扰对旋翼桨叶非定常气动力的影响,这里还给出了 $\mu=0.23$ 的前飞状态时桨叶多个剖面处的法向力随方位角的变化情况,如图16所示。由于 $\mu=0.15$ 状态时的情况与 $\mu=0.23$ 时的基本相似,限于篇幅,这里不再重复给出。从图中可以看出,在 0° 和 180° 方位角处,干扰状态下的桨叶内段剖面法向力要明显小于孤立状态。这是因为随着前飞速度的增大,机身的干扰作用也增大,在旋翼桨盘前缘处会产生一定的向上运动的速

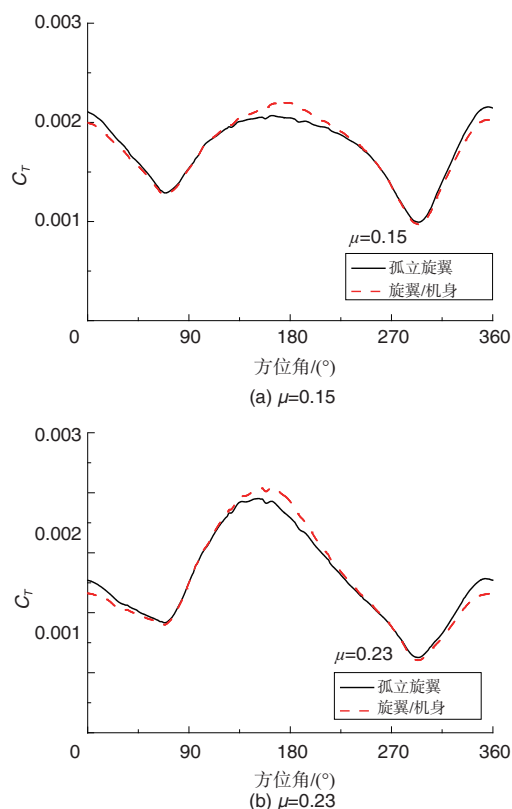


图15 前飞状态时机身干扰对旋翼单片桨叶拉力的影响

Fig.15 Interaction influence of fuselage on the single blade thrust in forward flight

度分量,而在旋翼桨盘后侧产生向下的分量,最终引起桨叶在 0° 方位角处的气动力减小,而在 180° 方位角附近的气动力增大。另外,从图中还可以看出,机身在旋翼桨盘平面的诱导作用对桨叶外段剖面的气动力影响要明显小于内段剖面。图17给出的是中速前飞状态时桨叶展向 $r/R=0.60$ 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° 方位角附近机身的干扰作用对桨叶剖面产生了向下的速度分量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向上的分量而使得桨叶剖面的有效迎角增加。

3.4 机身干扰对旋翼噪声特性的影响

3.3节中已对机身干扰下的旋翼气动力进行了分析,计算结果表明无论是悬停还是前飞状态,机身的存在对旋翼桨叶的气动力有着一定程度的影响。然而,旋翼桨叶气动力的变化会对旋翼气动噪声特性,尤其是载荷噪声特性产生一定影响。为此,本节拟针对由机身干扰引起的桨叶载荷变化对旋翼气动噪声的影响进行计算分析。这里选择了桨盘平面三个观察点(#1,#2,#3)以及桨盘平面下方 30° 处

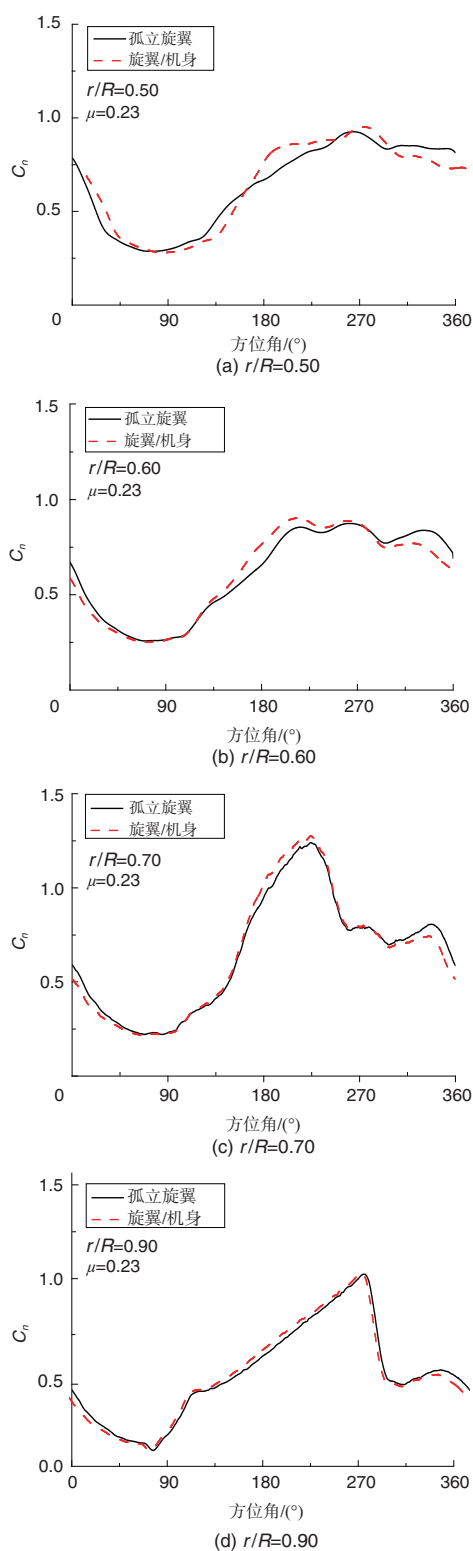


图 16 中速前飞状态机身干扰对桨叶剖面法向力的影响 ($\mu=0.23$)

Fig.16 Interaction influence of fuselage on the blade sectional normal force at middle-speed forward flight ($\mu=0.23$)

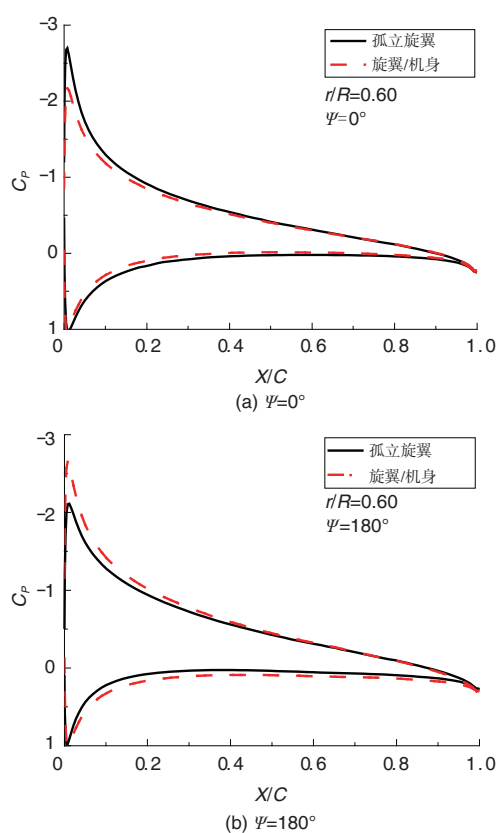


图 17 $r/R=0.60$ 剖面处压力系数分布随方位角的变化情况 ($\mu=0.23$)

Fig.17 Variation of pressure coefficients on the $r/R=0.60$ blade section with azimuthal angle ($\mu=0.23$)

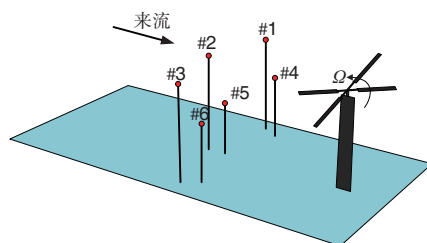


图 18 旋翼噪声计算目标位置示意图

Fig.18 Position schematic of calculation object of rotor acoustics

的三个观察点(#4,#5,#6)作为噪声计算目标,观察点具体位置如图18所示。

图19和图20分别计算了悬停状态和前飞状态时($\mu=0.15$)各观察点处的噪声时间历程。首先观察桨盘平面的三个目标点处的噪声时间历程(图19(a)~图19(c)和图20(a)~图20(c)可以得出,无论是在悬停状态还是在前飞状态,机身引起的桨叶载荷变化对旋翼桨盘平面的噪声特性几乎没有影响,这是因为旋翼桨盘平面的气动噪声是以厚度噪声为主

导,而机身干扰并不会改变旋翼厚度噪声。观察桨盘平面下方 30° 处三个目标点的噪声时间历程(图19(d)~图19(f)和图20(d)~图20(f))可以看到,桨叶载荷变化会对旋翼气动噪声造成一定影响,但影响程度较小。其原因是桨盘下方目标点处以载荷噪声为主导,而桨叶载荷变化会直接导致载荷噪声的变化,进而引起旋翼总噪声的改变。然而,前面在对于干扰状态下桨叶非定常气动力的分析中已经得知,机身干扰对桨叶气动力的干扰影响主要是在桨叶内段,对桨叶外段尤其是对靠近桨尖位置的剖面气动力影响很小,而桨叶外段正是旋翼噪声的主要影响区,因此,可以得出结论,由机身引起的桨叶载荷变化对旋翼气动噪声产生的影响较小。

表1和表2分别给出了悬停状态和 $\mu=0.15$ 的前飞状态

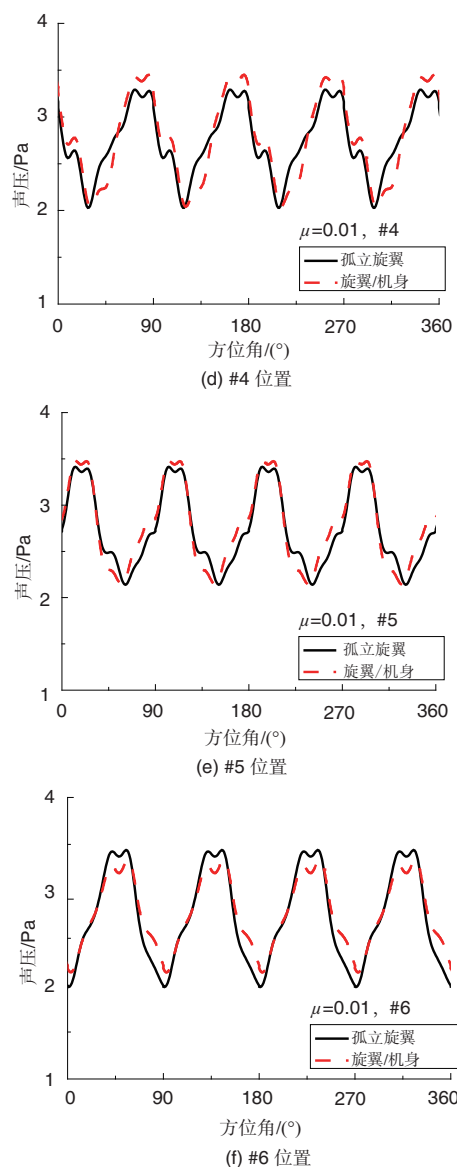
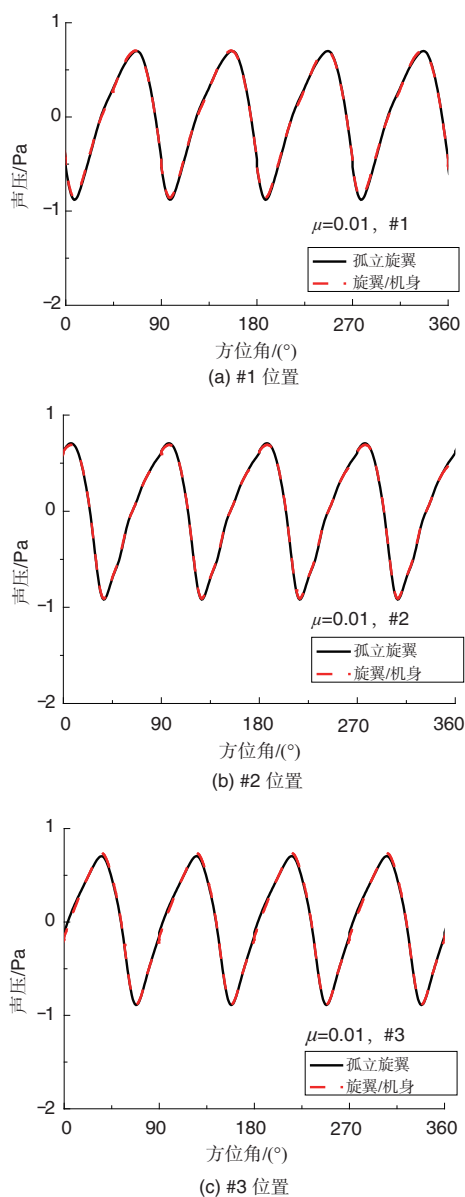


图19 机身干扰引起的桨叶载荷变化对旋翼噪声的影响(悬停状态)

Fig.19 Influence of blade airloads change on the rotor acoustics caused by fuselage interaction (in hover)

时各观察点位置处的噪声声压级值。从与旋翼孤立状态的对比中可以得出,机身干扰引起的桨叶载荷变化对旋翼气动噪声的影响很小,这与对噪声时间历程的分析结果是一致的,可以在实际中不考虑由机身引起的桨叶载荷变化对旋翼噪声产生的影响。

4 结论

本文采用CFD/FW-H计算模型针对直升机机身对旋翼涡流场、桨叶非定常载荷以及噪声特性的影响进行了综

合计算分析,可以得到以下结论:

(1)在悬停和小速度前飞状态,机身的存在较为严重地

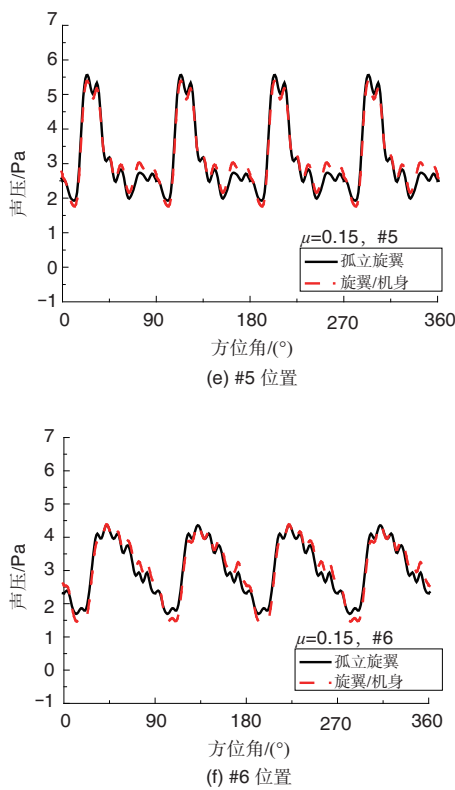
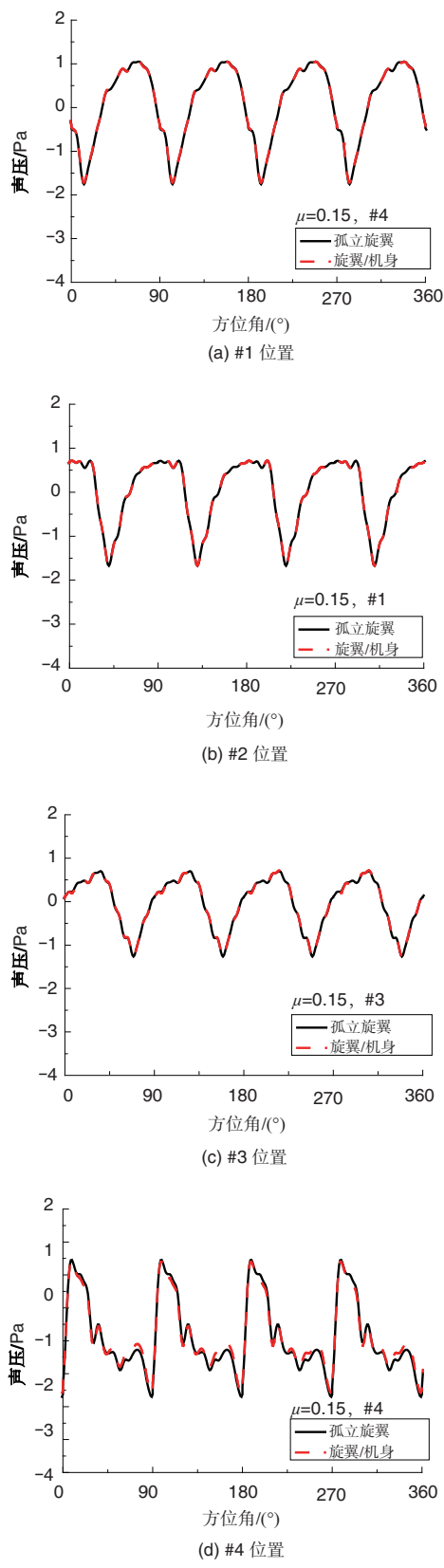


图20 机身干扰引起的桨叶载荷变化对旋翼噪声的影响 ($\mu=0.15$)

Fig.20 Influence of blade airloads change on the rotor acoustics caused by fuselage interaction ($\mu=0.15$)

表1 悬停状态时各观察点处的噪声声压级值(单位:dB)

Table 1 Calculated sound pressure level of observation location in hover (Unit:dB)

参数	#1	#2	#3	#4	#5	#6
旋翼	88.7	88.7	88.6	102.9	102.9	102.9
旋翼/机身	88.6	88.6	88.7	103.1	103.1	103

表2 前飞状态时各观察点处的噪声声压级值(单位:dB)

Table 2 Calculated sound pressure level of observation location in forward flight (Unit:dB)

参数	#1	#2	#3	#4	#5	#6
旋翼	92.8	91.6	89.5	104.5	104.4	104
旋翼/机身	92.6	91.6	89.5	104.5	104.4	104.1

影响了旋翼尾迹的自由运动。当旋翼桨尖涡在与机身相遇时,其几何形状会发生明显的畸变,并沿着机身表面继续移动;而在较大前飞速度时,旋翼尾迹与机身的间距也增大,此时机身对旋翼尾迹的运动影响较小。

(2)机身的存在改变了旋翼桨盘处的入流情况,使得旋翼拉力产生一定的变化,且拉力变化主要出现在 0° 和 180°

方位角附近,随着前飞速度的增加,由机身干扰引起的旋翼拉力变化迅速减小。

(3)机身对旋翼桨叶法向力的影响也主要存在于 0° 和 180° 方位角附近,且桨叶内段受影响较大。对于悬停和小速度前飞状态,在 0° 和 180° 方位角处机身均会使得桨叶剖面法向力增大;而在中速前飞时,在 0° 方位角处,机身使得桨叶剖面法向力减小,在 180° 方位角处,机身则使得桨叶剖面法向力增大。

(4)虽然机身干扰会对桨叶剖面载荷分布产生一定影响,但影响区域主要集中于桨叶内段,而由机身干扰引起的桨叶载荷变化对旋翼气动噪声造成的影响很小。

AST

参考文献

- [1] Steijl R, Barakos G N. Computational study of helicopter rotor-fuselage aerodynamic interactions[J]. AIAA Journal, 2009, 47(9):2143-2157.
- [2] 刘婷,刘平安,樊枫. 升力偏置对共轴刚性旋翼桨叶载荷和形变的影响分析研究[J]. 航空科学技术, 2020, 31(4):42-49.
Liu Ting, Liu Pingan, Fan Feng. Analysis and research on the effect of lift bias on load and deformation of coaxial rigid rotor blade[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, (4): 42-49. (in Chinese)
- [3] 陈笑, 吴裕平, 田旭. 旋翼翼型中高速综合气动优化设计方法研究[J]. 航空科学技术, 2019, 30(9):19-24.
Chen Xiao, Wu Yuping, Tian Xu. Research on comprehensive aerodynamic optimization design method of rotor airfoil at medium and high speed[J]. Aeronautical Science & Technology, 2019, 30(9):19-24. (in Chinese)
- [4] Brand A, Komerath N M, Mc Mahon H M. Surface pressure measurements on a body subject to vortex wake interaction[J]. AIAA Journal, 1989, 27(5):569-574.
- [5] Crouse G L, Leishman J G, Bi N. Theoretical and experimental study of unsteady rotor/body aerodynamic interactions[C]// American Helicopter Society 46th Annual Forum Proceedings, Washington D. C., 1990.
- [6] Lorber P F, Egolf T A. An unsteady helicopter rotor-fuselage aerodynamic interaction analysis[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1990, 35(3):32-42.
- [7] Mavris D M, Komerath N M, McMahon H M. Prediction of aerodynamic rotor-airframe interactions in forward flight [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(4): 37-46.
- [8] Quackenbush T R, Lam C M G, Bliss D B, et al. Vortex methods for the computational analysis of rotor/body interaction [C]//American Helicopter Society 48th Annual Forum Proceedings, Washington D. C., 1991.
- [9] Zori L A J, Rajagopalan R G. Navier-Stokes calculations of rotor-airframe interaction in forward flight[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(3):57-67.
- [10] Chaffin M S, Berry J D. Helicopter fuselage aerodynamics under a rotor by Navier-Stokes simulation[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997, 42(3):235-243.
- [11] Boyd J D, Barnwell R W, Gordon S A. A computational model for rotor-fuselage interaction aerodynamics[R]. AIAA 2000-0256, 2000.
- [12] Park Y M, Nam H J, Kwon O J. Simulation of unsteady rotor-fuselage interactions using unstructured adaptive meshes [C]// American Helicopter Society 59th Annual Forum Proceedings, Phoenix, Arizona, 2003.
- [13] Hariharan N, Sankar L N. Numerical simulation of the fuselage-rotor interaction phenomenon[R]. AIAA 96-0672, 1996.
- [14] Hariharan N, Sankar L N. Unsteady overset simulation of rotor-airframe interaction[J]. Journal of Aircraft, 2003, 40(4): 662-674.
- [15] Renaud T, O'Brien D, Smith M, et al. Evaluation of isolated fuselage and rotor-fuselage interaction using CFD[C]// American Helicopter Society 60th Annual Forum Proceedings, Baltimore MD, 2004.
- [16] Schwarz T, Pahlke K. CFD code validation for complete helicopters-the European GOAHEAD project [C]//American Helicopter Society 67th Annual Forum, Virginia Beach, VA, 2011.
- [17] 江雄, 肖中云, 陈作斌, 等. 旋翼/机身气动干扰的数值模拟[J]. 直升机技术, 2007, 151(3):4-10.
Jiang Xiong, Xiao Zhongyun, Chen Zuobin, et al. Numerical simulation of rotor/fuselage aerodynamic interference[J]. Helicopter Technology, 2007, 151(3):4-10. (in Chinese)
- [18] 叶靓, 招启军, 徐国华. 非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前飞流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4):903-910.
Ye Liang, Zhao Qijun, Xu Guohua. Numerical simulation of helicopter rotor/fuselage forward flight flow field based on

- unstructured nested grid[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4):903-910.(in Chinese)
- [19] 许和勇, 叶正寅, 史爱明. 基于非结构嵌套网格的旋翼-机身干扰流场数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(6): 814-817.
- Xu Heyong, Ye Zhengyin, Shi Aiming. Numerical simulation of rotor-fuselage interference flow field based on unstructured nested grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(6):814-817. (in Chinese)
- [20] Xu Huiying, Ye Zhiying, Wang Geng, et al. Numerical simulation of unsteady rotor-fuselage aerodynamic interaction [J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2010, 28(2):162-167.
- [21] Fan Feng, Huang Shuilin, Lin Yongfeng. Numerical calculations of aerodynamic and acoustic characteristics for scissor tail-rotor [J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 33(3): 285-293.
- [22] Roe P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. Journal of Computational Physics, 1981, 43(2): 357-372.
- [23] Lee S, Brentner K S, Farassat F, et al. Analytical formulation and numerical implementation of an acoustic pressure gradient prediction[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 319(3-5): 1200-1221.
- (责任编辑 陈东晓)

Study on the interaction Influence of Helicopter Fuselage on the Rotor Aerodynamics and Aeroacoustics

Jin Peng, Fan Feng

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

Abstract: A comprehensive analysis code of the rotor aerodynamics and aeroacoustics based on the CFD/FW-H method is used to calculate rotor vortex-flowfield, unsteady aerodynamics and aeroacoustics under the fuselage interaction at hover and forward flight. Based on the calculation results, the influence law and mechanism of fuselage interaction on the rotor flowfield, aerodynamics and aeroacoustics are obtained. The results indicate that the interaction influence of fuselage on the rotor aerodynamics mainly exists at about the azimuthal angle 0° and 180° , and the inboard section of blade is influenced more strongly than the outboard section. Meanwhile, the interaction influence law is different for hover and forward flight condition. In addition, influence of blade airloads change on the rotor acoustics caused by fuselage interaction is small.

Key Words: aerodynamic interaction; aerodynamics; aeroacoustics; rotor; fuselage