

不同前倾角度倾转旋翼噪声数值计算分析

袁明川, 孙会迅, 李志彬, 牛青峰, 樊枫

(中国直升机设计研究所 直升机动力学全国重点实验室, 江西 景德镇 333000)

摘要:基于自由尾迹结合FW-H(Ffowcs Williams-Hawkings)方程的方法建立了倾转旋翼气动噪声计算模型,并采用倾转旋翼模型噪声试验数据验证了计算分析方法的有效性。选取典型过渡路径,进行考虑配平的倾转双旋翼气动噪声特性计算,获得了旋翼桨叶剖面非定常气动载荷以及不同测点气动噪声等计算结果,分析了倾转旋翼在不同前倾角下噪声指向性和噪声声压级的变化。结果表明:由于双旋翼噪声在传播中的叠加和抵消,倾转双旋翼和孤立单旋翼的噪声指向特性存在较大的不同;倾转旋翼噪声随前倾角增加总体上呈现先增加后减小的变化趋势,在前倾角 30° 附近噪声最强;不同前倾角下噪声声压级和指向性的变化与旋翼桨尖马赫数、气动载荷和桨盘角度等多种因素相关。

关键词:倾转旋翼;气动噪声;倾转角度;自由尾迹;FW-H方程

中图分类号:V211.52

文献标志码:A

文章编号:1000-2758(2024)02-0205-09

倾转旋翼机通过旋翼倾转实现由直升机向固定翼飞机模式的过渡,在保持直升机垂直起降能力和优良低速特性的同时,还可实现飞行速度和航程相对直升机的大幅提升,是直升机高速化发展的重要方向之一^[1]。强烈的远场噪声是倾转旋翼机在设计及应用阶段需要重点关注的问题^[2],在军用领域远场噪声使得倾转旋翼机在战场中容易暴露目标,从而恶化其战场生存能力,在民用方面巨大的噪声会严重干扰城区居民的生活。旋翼是倾转旋翼机的关键气动部件,也是其远场噪声的重要来源。为了保持足够拉力以平衡飞行器质量,倾转旋翼在直升机模式和倾转模式下具有桨盘载荷大、桨尖马赫数高的特点,同时由于飞行高度较低,其噪声辐射问题更加严重。特别在倾转飞行模式,旋翼从直升机模式变化至固定翼飞行模式,使得气动噪声的幅值和指向性均会发生大范围变化。因而对于不同前倾角度的倾转旋翼噪声特性开展研究,具有一定的研究意义和应用价值。

国外在20世纪90年代便已经开始进行倾转旋翼气动噪声的试验研究。1990年,美国的Edwards

等^[3-4]通过在地面布置麦克风阵列,对比测试了XV-15倾转旋翼机不同飞行状态和不同轨迹下的噪声水平。1999年,Booth等^[5-7]在DNW声学风洞测试了V-22的缩比模型噪声特性,限于试验条件,风洞试验中并未实现旋翼桨尖马赫数相似。鉴于飞行试验及风洞试验中噪声测试存在的多种限制和约束因素,20世纪90年代末美国NASA兰利研究中心的Burley等人开发了倾转旋翼气动噪声分析代码TRAC(tiltrotor aeroacoustic code),综合CFD(computational fluid dynamic)、尾迹等气动计算模块和基于FW-H方程的噪声分析模块,并开展了大量的倾转旋翼气动噪声计算研究^[8-10]。欧洲的Lefebvre等^[11]在ADYN(advanced european tilt-rotor for dynamics and noise)研究计划中综合采用CFD/FWH、自由尾迹/FWH等多种数值方法进行了倾转旋翼气动噪声计算分析,并以降低噪声为目标进行了倾转旋翼气动布局的优化设计。以上研究主要针对悬停、起降、前飞等飞行状态,对于倾转旋翼在倾转状态的噪声特性研究较少。Casalino等^[12-13]针对固定倾转角度时的倾转旋翼噪声特性进行了数值计算分析,其研究重点在于机身对于倾转旋翼噪声的散射特性,对于不同倾转角时倾转旋翼噪声幅值和指向性的变化未开展深入研究。

国内针对倾转旋翼的研究主要集中于气动干扰

收稿日期:2023-03-28

作者简介:袁明川(1988—),高级工程师

通信作者:袁明川(1988—) e-mail:yuanmingchuande@126.com

和飞行特性研究方面,招启军等^[14-16]对倾转旋翼在悬停和倾转过渡状态的气动干扰特性进行了数值计算和试验研究。曹芸芸、陈金鹤等^[17-18]对倾转旋翼机的飞行建模和操纵优化进行了研究。针对倾转旋翼噪声,中国直升机设计研究所的李尚斌等^[19]开展了悬停状态的噪声特性试验和数值计算分析,而对于倾转旋翼在倾转状态噪声特性的相关研究很少开展过。

鉴于此,本文采用数值计算的方法研究了不同前倾角度的倾转旋翼噪声特性。噪声计算基于自由尾迹结合 FW-H 方程的方法,采用声学试验数据对噪声计算精度进行了验证。选取典型过渡路径进行了倾转旋翼气动噪声数值计算,分析了不同前倾角下倾转旋翼气动噪声的传播指向性以及时域、频域特征,得到了一些结论。

1 倾转旋翼噪声计算方法

倾转旋翼噪声计算方法包括旋翼非定常气动载荷计算和噪声计算两部分。旋翼非定常气动载荷计算方法主要有 CFD 和自由尾迹 2 种。与 CFD 相比,自由尾迹方法虽然难以精确模拟旋翼桨叶流场细节,但其不存在桨尖涡数值耗散问题,对旋翼 BVI (blade vortex interaction) 噪声模拟具有一定的优势,已在旋翼噪声计算中得到了良好的应用^[20-22]。本文重点开展倾转旋翼远场噪声特性研究,采用自由尾迹方法可以满足计算需求。首先,通过自由尾迹计算获得倾转旋翼桨叶在不同方位角下的非定常气动载荷,为噪声计算提供气动数据输入。在此基础上,采用 FW-H 方程将旋翼近场声压扰动传播至远场以获得旋翼气动声学特性。

1.1 倾转旋翼气动建模方法

倾转旋翼气动建模采用自由尾迹结合叶素单元的方法。自由尾迹方法将倾转旋翼等效为涡系,通过迭代计算获得旋翼涡系的强度和空间结构。旋翼涡系一般包括由桨叶环量变化引起的尾随涡和脱落涡以及在桨叶端部卷起形成的集中涡,自由尾迹方法将旋翼尾迹涡系离散为若干直线涡段,每个涡线单元在流场中以当地速度运动,其运动方程可写为

$$\frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \phi)}{\partial \psi} + \frac{\partial \mathbf{r}(\psi, \phi)}{\partial \phi} = \frac{1}{\Omega} \mathbf{V}(\mathbf{r}(\psi, \phi)) \quad (1)$$

式中: \mathbf{r} 为涡线单元的位置矢量; ψ 为桨叶旋转的方位角; ϕ 为涡线单元的涡龄角; \mathbf{V} 为当地运动速度,

由旋翼涡系引起的诱导速度所决定。

通过求解 Biot-Savart 方程可以获得旋翼涡系中不同涡线单元对空间任意位置的诱导速度作用。Biot-Savart 方程的表达式为

$$\mathbf{V}_i = -\frac{1}{4\pi} \int \frac{\Gamma \mathbf{r} \times \mathbf{ds}}{r^3} \quad (2)$$

式中: \mathbf{V}_i 为涡对空间点的诱导速度; Γ 为涡强度; \mathbf{r} 为涡到空间点的方向向量; \mathbf{s} 表示涡向量。

为了消除控制点靠近涡线时诱导速度数值计算的奇异性,采用给定涡核模型的方式计算涡线附近诱导速度分布。涡核模型采用 Scully 代数涡核模型,涡核半径初始值取为 30% 的桨叶平均弦长,并随涡龄角逐渐增长。Scully 涡核模型的表达式为

$$V_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi} \frac{r_c}{(r_c^2 + a_0^2)} \quad (3)$$

式中: V_θ 为涡核周围的周向诱导速度; r_c 为距离涡核中心的距离; a_0 为涡核半径。

采用周期松弛迭代方法进行倾转旋翼自由尾迹计算,该方法具有良好的数值稳定特性。同时对于桨叶后方涡龄角 60° 范围内的近尾迹区域,由于桨尖涡处于卷起过程中,对尾随涡和脱落涡等详细涡系进行建模,并且采用双峰模型模拟桨尖涡卷起^[23],以适应倾转旋翼桨叶采用大负扭转而引起的桨尖负升力现象。对于远离桨叶的远尾迹区域,桨尖涡在旋翼涡系中占主导作用,仅采用涡线单元的形式对桨尖涡进行建模。在自由尾迹迭代计算时忽略了运动 5 圈之后的尾迹影响,同时非定常计算的时间步取为 5° 方位角。

叶素单元法把倾转旋翼桨叶沿展向离散成有限个气动单元,根据自由尾迹计算获得的诱导速度计算其不同时刻和不同位置的有效迎角,进而结合翼型 C81 数据表获得桨叶单元的非定常气动力变化。倾转旋翼桨叶气动计算时的翼型 C81 数据表包括翼型不同马赫数和迎角下的升力系数、阻力系数和力矩系数。本文中翼型气动数据通过开源 CFD 软件 CFL3D^[24] 计算获得,计算时采用 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 方程,湍流模型采用 $k\omega$ -SST 模型。

1.2 基于 FW-H 方程的噪声计算方法

以自由尾迹计算获得的桨叶非定常载荷和桨叶运动数据为输入,通过求解 FW-H 声学方程获得倾转旋翼在不同测点的噪声结果。旋翼噪声 FW-H 方程表达式为

$$\left(\frac{1}{c^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) p'(x, t) = \frac{\partial}{\partial t} [\rho v_n \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [P'_{ij} \cdot n_j \delta(f)] + \frac{\partial}{\partial x_i x_j} [T'_{ij} H(f)] \quad (4)$$

式中: c 表示声速; $p'(x, t)$ 表示声压; v_n 为运动速度; P'_{ij} 表示压缩应力张量; T'_{ij} 表示 Lighthill 应力张量; $\delta(f)$ 和 $H(f)$ 分别表示 Dirac delta 和 Heaviside 函数。公式等号右端 3 项表示不同的声源: 第一项为单极子声源项, 表示由于桨叶运动排开气体产生的噪声, 即桨叶的厚度噪声; 第二项为偶极子声源项, 表示桨叶表面气动载荷作用于空气产生的噪声, 即桨叶的载荷噪声; 第三项为四极子声源项, 主要包含了流场压缩性引起的非线性噪声成分。由于倾转旋翼在倾转状态时飞行速度较低, 桨叶剖面的来流马赫数一般在 0.9 以内, 压缩性影响并不显著, 因而噪声计算中忽略了四极子成分。

噪声计算的输入为自由尾迹计算结果, 由于自由尾迹结果主要为桨叶剖面的升力系数等集中载荷, 无法输出流场细节, 因而在求解 FW-H 方程进行倾转旋翼噪声计算时, 采用三维网格模拟桨叶运动以进行厚度噪声的求解计算, 采用紧致元方式进行载荷噪声计算^[25]。噪声计算的输出结果为桨叶旋转周期内的声压时间历程以及不同谐波阶次的声压级结果, 每个旋转周期的声压输出取 720 个数据点, 谐波阶次取前 30 倍的桨叶通过频率(桨叶通过频

率为 k 倍旋翼转速, 其中 k 为桨叶片数)。

1.3 噪声计算结果与试验结果对比分析

采用倾转旋翼缩比模型悬停状态的全消声室试验数据^[19]进行噪声计算与试验结果的对比分析。试验模型半径 1.1 m, 桨叶片数 3, 试验中旋翼桨尖马赫数为 0.588。选取 3 个噪声测点进行计算对比, 其中测点 a 在旋翼桨盘平面上方 30° , 测点 b 在桨盘平面上方 20° , 测点 c 在桨盘平面下方 50° , 它们距离旋翼中心的距离均为 4 m。噪声试验数据采用 32 个旋转周期的声压数据进行平均获得。图 1 为不同测点处噪声声压计算结果和试验值的对比, 图中 T_{rev} 表示桨叶旋转一圈的时间。从对比结果可以看出, 不同测点的噪声计算结果和试验结果吻合很好。在悬停状态时倾转旋翼噪声主要由厚度和载荷噪声成分构成, 以上对比结果说明了本文计算方法可以准确预测倾转旋翼的厚度噪声和载荷噪声特性。悬停状态桨叶的气动载荷基本不随旋转方位角而变化, 而对于倾转过渡状态, 在某些倾转角度时可能会出现由于桨-涡干扰引起的强烈非定常载荷脉动, 进而产生 BVI 噪声。过渡状态的倾转旋翼噪声试验数据较少见于公开文献, 作者在文献[26]中采用 BO-105 直升机旋翼的 BVI 噪声试验数据对自由尾迹结合 FW-H 方程的噪声计算方法进行了对比验证, 表明了该方法对于 BVI 噪声也具有良好的计算效果。

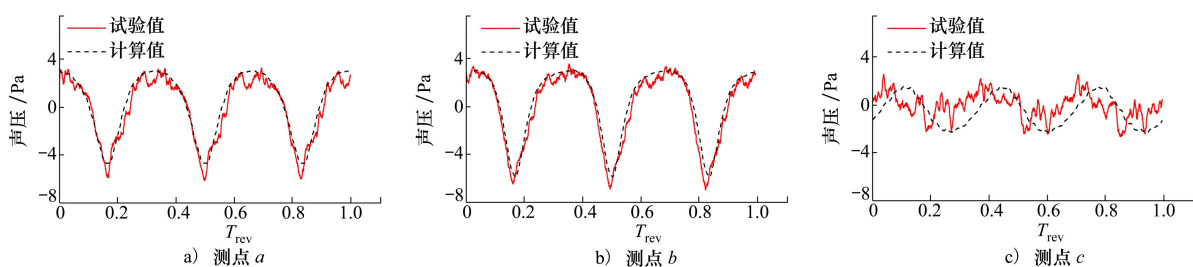


图 1 不同测点噪声声压计算和试验值对比

1.4 计算模型及计算状态

采用 V22 倾转旋翼模型为研究对象进行气动噪声特性的计算分析。由于缺少 V-22 旋翼所用 XN 系列翼型的详细数据, 计算中 V-22 桨叶的不同剖面翼型采用 NACA 64 系列(XV-15 采用)相同厚度的翼型代替。计算中的模型参数具体如表 1 所示。

表 1 倾转旋翼计算模型参数

| 参数名称 | 参数值 |
|------------|---------|
| 旋翼半径/m | 5.8 |
| 桨叶片数 | 3 |
| 预锥角/(°) | 2 |
| 旋翼实度 | 0.105 |
| 根切位置 r/R | 0.255 4 |
| 桨尖马赫数 | 0.708 |

倾转旋翼在不同飞行模式间的倾转过渡是一个非定常的动态过程,然而动态倾转运动的角速度要远小于旋翼桨叶旋转角速度,美国的 Tran 等人在文献[27]中也指出动态倾转计算获得的倾转旋翼气动力和固定倾转角度时的气动力结果相差不大。因而,本文在进行倾转旋翼噪声分析中忽略了倾转运动引起的非定常效应,仅进行固定倾转角度的气动噪声计算。

图 2 为倾转旋翼机的过渡走廊,以发动机功率和机翼失速迎角为限制边界通过飞行力学建模分析获得,本文主要进行气动噪声特性分析,对过渡走廊的计算不再进行详细介绍。在过渡走廊内选择典型的过渡路径,进行旋翼前倾角由 $0^\circ \sim 90^\circ$ 的噪声特性计算分析,前倾角 0° 时倾转旋翼处于直升机模式,前倾角 90° 时处于固定翼飞机模式。过渡路径如图 2 中虚线所示,取为每个倾转角对应速度区间的中点,以尽量远离过渡走廊的边界。在进行不同倾转角度计算时,以飞行器姿态角和旋翼总距角为操纵变量进行全机配平,配平目标为飞行器质量和阻力。同时以倾转旋翼周期变距为操纵变量进行旋翼配平,使得每个旋翼中心的俯仰力矩和滚转力矩配平至接近于 0。

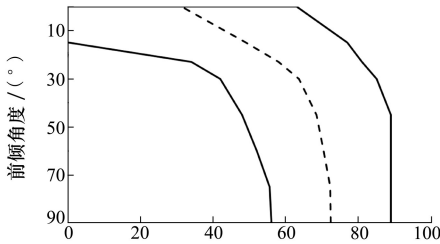


图 2 倾转旋翼机过渡路径

建立了双倾转旋翼的噪声计算模型,右侧旋翼旋转方向为逆时针,左侧旋翼旋转方向为顺时针。噪声计算时在飞行器下方的半球面上布置噪声测点,半球面半径为 58 m (10 倍的旋翼半径),噪声计算测点共 217 个,按不同方位角和与俯仰角分布。图 3 为半球面噪声测点在水平面的投影,图中径向和周向位置分别表示噪声测点与倾转双旋翼中心连线相对水平面的俯仰角和相对来流方向的方位角,俯仰角间隔为 10° ,方位角间隔为 15° ,图中对不同测点的序号进行了标注,1 号测点的方位角和俯仰角均为 0° ,测点序号随方位角和俯仰角的增加而增大。

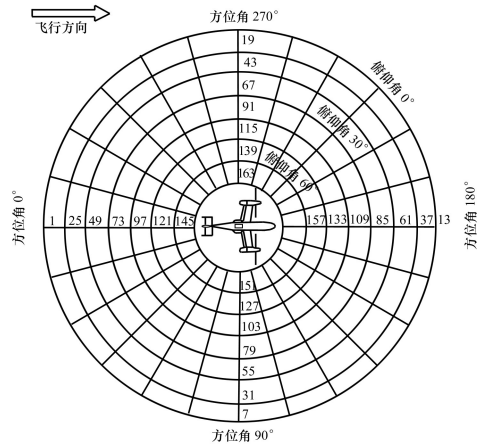


图 3 噪声计算测点示意

2 倾转旋翼噪声计算结果分析

2.1 不同前倾角的噪声传播指向性

图 4 给出了孤立倾转旋翼和倾转双旋翼不同测点的噪声指向性分布计算结果。从图中可以看出,倾转双旋翼和孤立单旋翼状态的噪声指向特性存在较大不同,双旋翼噪声相对于飞行器纵向对称分布,纵向对称面内的噪声明显大于对称面外;而纵向对称面外存在着对称分布的高噪声水平的热点区域,这些区域的位置和孤立旋翼的噪声热区分布有一定相关性。

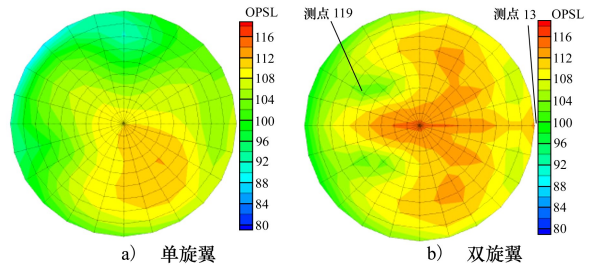


图 4 单旋翼与双旋翼噪声指向性对比

图 5 给出了传播至不同测点的双旋翼噪声以及左、右单侧旋翼噪声的声压对比情况。测点 13 位于纵向对称面内,可以看出噪声由两侧旋翼传播至该测点时相互叠加。而测点 119 位于对称面外的低噪声区域,左右两侧旋翼噪声传播至该测点时存在相互抵消的作用。这说明双旋翼噪声的指向性和左右两侧旋翼噪声传播至噪声测点时的相互叠加和抵消有关。

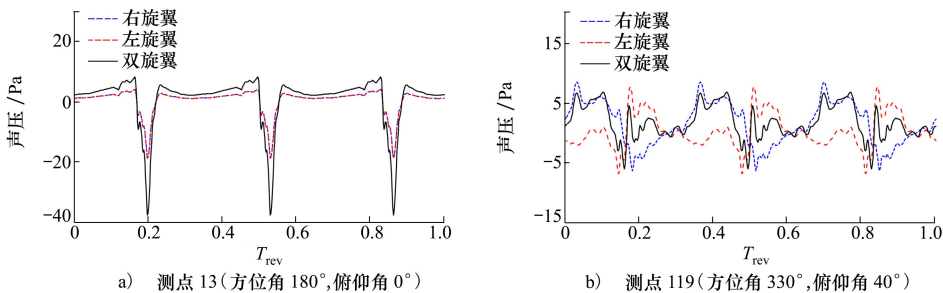


图 5 不同测点双旋翼噪声声压计算结果

图 6 进一步给出了不同前倾角的双倾转旋翼噪声指向性分布。从图中可以看出:总体上,不同倾转角的倾转旋翼向前方传播的噪声大于向后方传播的噪声;当前倾角 0°时,倾转旋翼噪声在飞行器下方靠前区域存在强烈的噪声区域;前倾角 30°时,位于

前下方的噪声热区消失,噪声强烈的区域主要集中在俯仰角 30°附近,且噪声水平总体要大于其他倾转角状态;在前倾角 30°之后,噪声热区又逐渐向飞行器下方过渡,在前倾角 90°时噪声热区基本分布在飞行器正下方和两侧区域。

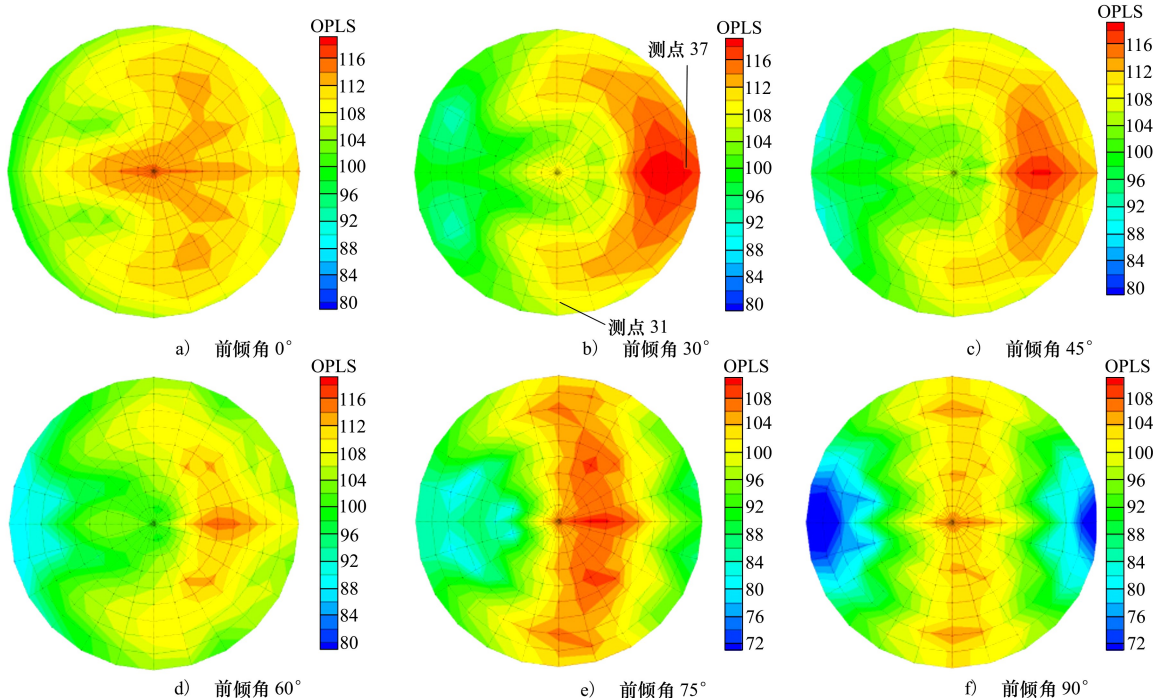


图 6 不同前倾角度的噪声指向性分布

2.2 不同前倾转角的噪声特性变化

选取飞行器前下方和侧下方 2 个典型测点的噪声计算结果进行分析,图 7 中给出了这 2 个测点的双倾转旋翼噪声总声压级随前倾角的变化情况。其中测点 37 位于飞行器前下方 10°位置,测点 31 位于飞行器侧下方 10°位置。可以看出,这 2 个测点的噪声总声压随前倾角的变化趋势有一定的区别。测点 37 的噪声总声压级在倾转角 30°之前随倾转角

增加有所增加,而之后迅速减小;测点 31 的噪声总声压级在倾转角 30°之前先减小再增加,在倾转角 30°之后缓慢下降。

图 8 分析了 2 个测点在前倾角 0°和前倾角 30°时不同噪声成分的声压变化情况。可以看出,测点 37 在前倾角 0°和 30°时的噪声成分均主要由厚度噪声组成。这是因为此时测点 37 比较靠近桨盘平面,旋翼的厚度噪声主要沿桨盘平面附近传播^[28],因而

会出现显著的厚度噪声成分。而前倾角 30° 之后测点 37 和桨盘平面的角度增加,噪声水平迅速降低。对于测点 31,前倾角 0° 时的噪声成分主要为载荷噪声,前倾角 30° 时的噪声成分主要为厚度噪声。与测点 37 不同,测点 31 位于飞行器侧方,旋翼倾转时该测点和桨盘平面的相对位置变化不大,因而其噪声成分的改变主要和旋翼本身气动状态的变化有关。

图 9 进一步给出了在不同前倾角的谐波声压级分布情况,图中谐波的基频为旋翼桨叶通过频率。

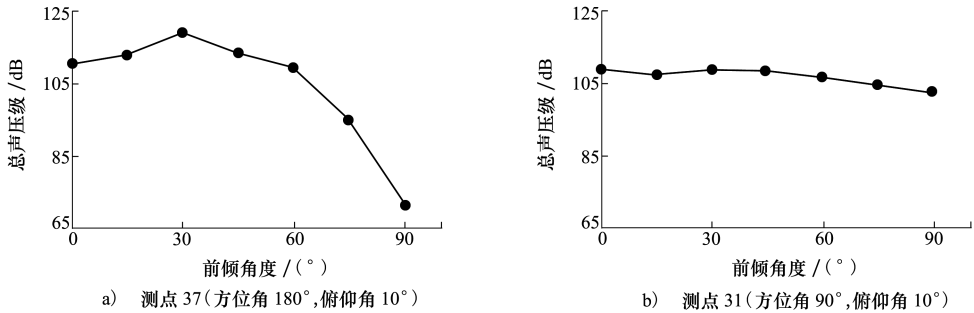


图 7 典型测点噪声总声压级随前倾角度变化

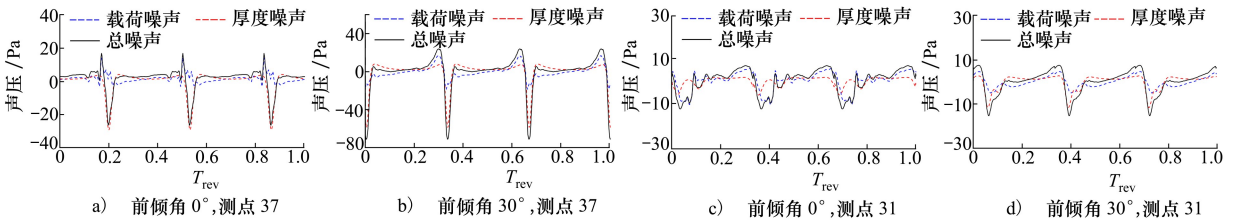


图 8 不同前倾角的噪声声压

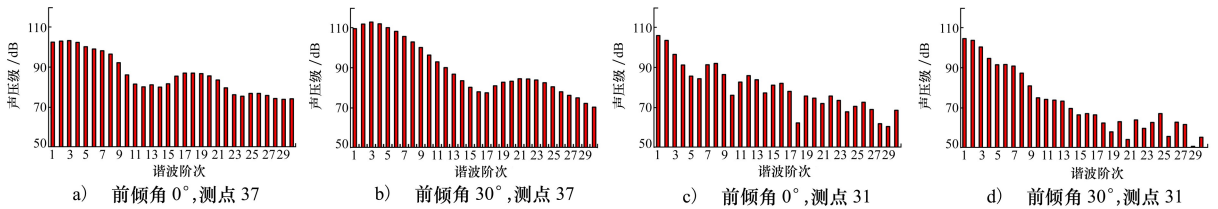


图 9 不同前倾角度的噪声声压级谐波分布

2.3 倾角噪声与气动特性相关性分析

图 10 给出了不同前倾角的旋翼桨叶最大桨尖马赫数变化情况,可以看出随前倾角的增加桨尖马赫数呈现先增加再减小的趋势,在前倾角 30° 附近存在最大值。桨尖马赫数的变化直接影响厚度噪声成分,在 2.2 节的噪声总声压级变化分析中,前倾角 30° 附近出现噪声最大值,且噪声主要成分为厚度噪声,这与桨尖马赫数的变化一致。同时,在 2.1 节的噪声指向性分析中,在前倾角 30° 状态最大噪声区

从图中可以看出,不同状态的倾转旋翼噪声主要频域分布在前 8 阶谐波以内。文献[20]中指出,旋翼 BVI 噪声在频域中主要为 8~60 倍桨叶通过频率的谐波成分,这说明在倾转过渡状态时倾转旋翼的噪声没有出现特别明显的 BVI 脉冲噪声成分,仍以载荷噪声和厚度噪声为主。事实上,在前倾状态时旋翼前方来流存在垂直桨盘的入流分量,会将桨尖涡吹离旋翼桨盘,可以有效减弱桨叶和桨尖涡之间的干扰。这种作用随着前倾角的增加会更为显著。

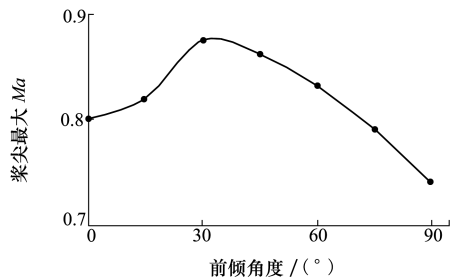


图 10 桨尖最大马赫数随前倾角变化

域出现在俯仰角 30° 附近,这是由于前行侧桨叶高桨尖马赫数产生的厚度噪声主要沿旋翼桨盘平面向前传播,使得该区域存在强烈的噪声。

图 11 给出了不同前倾角状态旋翼 0.875R 桨叶剖面气动载荷随方位角的变化情况(图中纵坐标 $C_L Ma^2$ 为桨叶剖面翼型的升力系数与来流马赫数平方的乘积)。可以看出,前倾角 $0^\circ \sim 30^\circ$ 时,桨叶剖面气动载荷随方位角的变化存在着先减小后增加的趋势,在前倾角 30° 之后桨叶剖面载荷变化逐渐趋于平缓,在前倾角 90° 时基本不随方位角变化。剖面气动载荷的变化直接影响载荷噪声成分,进而对不同前倾角的噪声总声压级变化产生影响。在 2.2 节分析中,测点 31 噪声在倾转角 30° 前先减小再增加,之后缓慢下降,这和不同前倾角下气动载荷的变化是相一致的。

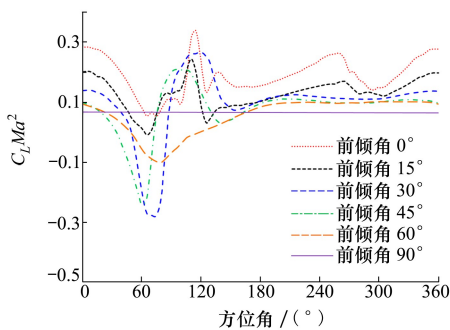


图 11 旋翼桨叶 0.875R 剖面气动载荷变化情况

3 结 论

采用自由尾迹结合 FW-H 方程的方法进行了倾转旋翼气动噪声的数值计算,分析了不同前倾角下倾转旋翼气动噪声的传播指向性和噪声声压级的变化,主要结论如下:

1) 自由尾迹结合 FW-H 方程的方法计算获得的噪声数据和倾转旋翼消声室试验结果表现了良好的一致性,说明了噪声计算方法具有较高的有效性。

2) 倾转双旋翼和孤立单旋翼状态的噪声指向特性存在较大不同,这主要是由双旋翼噪声在传播中的相互叠加和抵消引起。

3) 前倾角 0° 时在飞行器前下方存在强烈的噪声区域;前倾角 30° 时噪声主要分布在俯仰角 30° 测点区域;在前倾角 30° 之后噪声最大区域逐渐向飞行器下方过渡,在前倾角 90° 时噪声主要分布在飞行器正下方。

4) 倾转旋翼噪声总声压级随着前倾角的增加总体呈现先增加后减小的趋势,在前倾角 30° 附近噪声最强;不同前倾角下噪声声压级和指向性的变化与旋翼桨尖马赫数、气动载荷和桨盘角度等多种因素相关。

参考文献:

- [1] DENG Jingui. Development and prospect of helicopter technology[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020, 32(1): 10-16
- [2] HUSTON R J, GOLUB R A. Noise considerations for tiltrotor[C] // AIAA/ASME/SAE/ASEE 25th Joint Propulsion Conference, Monterey CA, 1989
- [3] EDWARDS B D. XV-15 tiltrotor aircraft noise characteristics[C] // American Helicopter Society 56th Annual Forum, Washington, 1990
- [4] GOLUB R A, BECKER L E, RUTLEDGE C K, et al. Some far-field acoustics characteristics of the XV-15 tilt-rotor aircraft[C] // AIAA 13th Aeroacoustics Conference, Tallahassee, 1990
- [5] BOOTH E R, MCCLUER M S, TADGHIGHI H. Acoustic characteristics of a model isolated tiltrotor in DNW[C] // American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montreal, 1999
- [6] SWANSON S M, MCCLUER M S, YAMAUCHI G K, et al. Airloads measurement from a 1/4-scale tiltrotor wind tunnel test [C] // The 20th European Rotorcraft forum, Rome, 1999
- [7] MCCLUER M S, JOHNSON J L. Full-span tiltrotor aeroacoustic model(FS TRAM) overview and initial testing[C] // American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists' Meeting, San Francisco, 2002
- [8] BURLEY C L, MARCOLINI M A, BROOKS T F, et al. Tiltrotor aeroacoustic code(TRAC) predictions and comparison with measurements[C] // American Helicopter Society 52th Annual Forum and Technology Display, Washington, 1996
- [9] LYRINZIS A S, KOUTSAVDIS E K, BEREZIN C R. Kirchhoff acoustic methodology validation and implementation in the tiltro-

- tor aeroacoustic codes (TRAC) [C] // The 51st AHS Aeromechanics Specialists' Conference, Bridgeport, 1995
- [10] PRICHARD D S. Initial tiltrotor aeroacoustic code (TRAC) predictions for the XV-15 flight vehicle and comparison with flight measurements [C] // American Helicopter Society 56th Annual Forum, Virginia Beach, 2000
- [11] LEFEBVRE T, BEAUMIER P, CANARD S. Aerodynamic and aero-acoustic optimization of modern tilt-rotor blades within the ADYN project Thierry Lefebvre [C] // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, Jyvaskyla, 2004
- [12] CASALINO D, GENITO M, VISINGARDI A. Numerical analysis of noise scattering effects due to the airframe in tilt rotor systems [C] // 12th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Cambridge, 2006
- [13] CASALINO D, GENITO M, VISINGARDI A. Numerical analysis of airframe noise scattering effects in tilt-rotor systems [J]. AIAA Journal, 2007, 45(45): 1-9
- [14] 李鹏, 招启军. 倾转旋翼典型飞行状态气动特性的 CFD 分析 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(2): 421-431
LI Peng, ZHAO Qijun. CFD analyses of aerodynamic characteristics of tilt-rotor under typical flight conditions [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 421-431 (in Chinese)
- [15] 刘佳豪, 李高华, 王福新. 倾转过渡状态旋翼-机翼气动干扰特性计算分析 [J]. 航空学报, 2022, 43(7): 1-12
LIU Jiahao, LI Gaohua, WANG Fuxin. Calculation analysis of rotor-wing aerodynamic interference characteristics in conversion mode [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2022, 43(7): 1-12 (in Chinese)
- [16] 李尚斌, 林永峰, 樊枫. 倾转旋翼气动特性风洞试验与数值模拟研究 [J]. 工程力学, 2018, 35(5): 249-256
LI Shangbin, LIN Yongfeng, FAN Feng. The research of aerodynamic characteristics of tilt rotor using wind tunnel and numerical simulation methods [J]. Engineering Mechanics, 2018, 35(5): 249-256 (in Chinese)
- [17] 曹芸芸. 倾转旋翼飞行器飞行动力学数学建模方法研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012: 85-92
CAO Yunyun. Research on mathematical modeling method for tilt rotor aircraft flight dynamics [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012: 85-92 (in Chinese)
- [18] 陈金鹤, 汪正中, 田洪源. 基于最优控制理论的倾转旋翼机跃障飞行仿真 [J]. 西北工业大学学报, 2020, 38(6): 1266-1274
CHEN Jinhe, WANG Zhengzhong, TIAN Hongyuan. Hurdle-hop simulation of tilt-rotor aircraft based on optimal control theory [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2020, 38(6): 1266-1274 (in Chinese)
- [19] 袁明川, 李尚斌, 江露生, 等. 悬停状态倾转旋翼噪声试验及数值计算 [J]. 航空动力学报, 2021, 36(3): 520-529
YUAN Mingchuan, LI Shangbin, JIANG Lusheng, et al. Experimental and numerical investigation on aeroacoustic characteristics of tilt rotor in hover [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3): 520-529 (in Chinese)
- [20] JANAKIRAM R D, SIM B W, KITAPLIOGLU C, et al. Blade-vortex interaction noise characteristics of a full-scale active flap rotor [C] // The 65th American Helicopter Society Annual Forum, Texas, 2009
- [21] GAN Z F, MUKHERJEE B, THERON J P, et al. A new distributed electric propulsion aircraft simulation tool for coupled flight dynamics, free wake, and acoustic predictions [C] // 77th Annual Vertical Flight Society Forum and Technology Display, 2021
- [22] 朱晨帆. 直升机低空飞行辐射声场特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020: 1-10
ZHU Chenfan. Study on characteristics of radiated sound field of helicopter low-altitude flight [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020: 1-10 (in Chinese)
- [23] YAMAUCHI G K, JOHNSON W, WADCOCK A J. Vortex wake geometry of a model tilt rotor in forward flight [C] // AHS International Meeting on Advanced Rotorcraft Technology and Life Saving Activities, Tochigi, 2002
- [24] RUMSEY C L, BIEDRON R T, THOMAS J L. CFL3D: Its history and some recent applications [R]. NASA-TM-112861, 1997
- [25] 李志彬, 孙伟, 袁明川. 旋翼气动噪声快速计算方法研究 [J]. 直升机技术, 2021, 207(1): 1-7
LI Zhibin, SUN Wei, YUAN Mingchuan. Research on the rapid calculation method of rotor aerodynamic noise [J]. Helicopter Technique, 2021, 207(1): 1-7 (in Chinese)
- [26] 袁明川, 刘平安, 樊枫, 等. 不同飞行轨迹对旋翼斜下降状态噪声影响计算分析 [J]. 直升机技术, 2019, 199(1): 1-6
YUAN Mingchuan, LIU Pingan, FAN Feng, et al. Effects of flight path control on rotor noise in descent condition based on numerical analysis [J]. Helicopter Technique, 2019, 199(1): 1-6 (in Chinese)
- [27] TRAN S A, YEO H. Transient and quasi-steady numerical simulations of tiltrotor conversion maneuvers [C] // The VFS International 78th Annual Forum & Technology Display, Texas, 2022

[28] JOHNSON W. Helicopter theory[M]. New York: Dover Publications, 1994

Numerical calculation and analysis of aero-acoustic characteristics of tilt rotor in different tilt angles

YUAN Mingchuan, SUN Huixun, LI Zhibin, NIU Qingfeng, FAN Feng

(National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics,
China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333000, China)

Abstract: The numerical calculation model for the aero-acoustic analysis of a tilt rotor was established by combining the free wake method and the FW-H (Ffowcs Williams-Hawkings) equation. The numerical method was validated by using the tilt rotor's aero-acoustic test results. The aero-acoustic characteristics of dual tilt rotors that take into account the force and moment trim of an aircraft in its typical transition path were calculated. The unsteady air load of a rotor blade and its noise data in different observational positions were acquired. The acoustic directivity and sound pressure level of the tilt rotor in its different tilt angles were analysed. The results show that: the acoustic directivity characteristics of an isolate tilt rotor and dual tilt rotors were quite different due to the superposition and offset during noise radiation; the sound pressure level first increases and then decreases along with the rotor's tilt angle; the maximum sound pressure level occurs at the tilt angle of 30 degree; the acoustic directivity and sound pressure level in different tilt angles vary due to multiple factors such as the Mach number at the rotor tip, air load and rotor orientation.

Keywords: tilt rotor; aero-acoustic characteristics; tilt angle; free wake method; FW-H equation

引用格式:袁明川,孙会迅,李志彬,等.不同前倾角度倾转旋翼噪声数值计算分析[J].西北工业大学学报,2024,42(2):205-213

YUAN Mingchuan, SUN Huixun, LI Zhibin, et al. Numerical calculation and analysis of aero-acoustic characteristics of tilt rotor in different tilt angles[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2024, 42(2): 205-213 (in Chinese)