

剪刀式尾桨前飞状态气动噪声特性计算

李志彬, 杨永飞, 孙 伟, 林永峰, 樊 枫

(中国航空工业集团有限公司 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: 基于计算流体力学(CFD)建立了适用于剪刀式尾桨的流场计算模型,采用嵌套网格方法模拟尾桨运动,采用双时间方法进行时间推进。针对不同的尾桨构型,采用高效配平策略“差量法”将剪刀式尾桨配平至相同负载状态。在此基础上,采用 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)方程计算剪刀式尾桨的气动噪声特性。应用该方法对不同前飞速度下剪刀式尾桨的气动力和噪声进行计算分析,着重研究了剪刀角和轴向间距两个重要构型参数的影响。计算结果表明:剪刀角对剪刀式尾桨气动力和气动噪声特性均有重要影响,而轴向间距在合理的变化范围内,对尾桨影响较小。与常规尾桨相比,前飞状态下剪刀式尾桨的噪声指向性变化较小,但噪声幅值变化显著。

关 键 词: 剪刀式尾桨; 前飞状态; 计算流体力学; FW-H 方程; 气动噪声特性

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Computation on aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in forward flight

LI Zhibin, YANG Yongfei, SUN Wei, LIN Yongfeng, FAN Feng

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

Aviation Industry Corporation of China, Limited, Jingdezhen Jiangxi 333001, China)

Abstract: A flow field calculation model for scissors tail-rotor was established based on the computational fluid dynamics (CFD). The nested grid method was used to simulate the blade motion, and the dual-time method was used for time propulsion. A high-efficiency trim strategy based on the “delta method” was adopted to trim the collective pitch for the scissors tail-rotor. On the basis, the aeroacoustic characteristics of the scissors tail-rotor were calculated by using Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) equation. This method was applied to the calculation of scissors tail-rotor (L configuration and U configuration) in different forward velocities. The effects of the scissors angle and vertical space on the aerodynamic force and noise of scissors tail-rotor were compared and analyzed. It was found that the scissors angle had an important effect on aerodynamic force and noise characteristics of the scissor tail rotor, while the vertical space had little effect on the tail rotor within a reasonable range. Compared with the conventional tail rotor, the noise directivity of the scissor tail rotor changed little in forward flight, but the noise amplitude changed significantly.

Keywords: scissors tail-rotor; forward flight; computational fluid dynamics; FW-H equation; aeroacoustic characteristic

收稿日期: 2021-12-16

基金项目: 国防基础科研计划(JCKY2019205D002)

作者简介: 李志彬(1993—),男,工程师,硕士,主要从事直升机空气动力学、旋翼噪声仿真与控制研究。E-mail: lzb19306876@163.com

引用格式: 李志彬, 杨永飞, 孙伟, 等. 剪刀式尾桨前飞状态气动噪声特性计算[J]. 航空动力学报, 2022, 37(12): 2691-2706. LI Zhibin, YANG Yongfei, SUN Wei, et al. Computation on aeroacoustic characteristics of scissors tail-rotor in forward flight[J]. Journal of Aerospace Power, 2022, 37(12): 2691-2706.

尾桨是单旋翼带尾桨式直升机重要声源之一^[1-3]。剪刀式尾桨^[4]是一种非常规尾桨, 先前有研究表明剪刀式尾桨与常规尾桨相比具备一定的降噪能力, 并且已经在美国 AH-64“阿帕奇”、俄罗斯 Mi-28“浩劫”和我国直 10“霹雳火”等武装直升机上得到应用。相比于常规尾桨, 剪刀式尾桨的气动干扰更加复杂, 噪声特性有所不同, 具有较高的理论研究价值。

从公开的文献来看, 国内外对剪刀式尾桨开展了一些理论和试验研究工作。在国外, 大多数关于剪刀式尾桨的研究采用试验方法。Edwards^[5]和 Sullivan 等^[6]分别针对剪刀式旋翼进行试验研究, 结果表明剪刀式旋翼在噪声特性方面没有优势。通过深入研究后发现剪刀式的旋翼和尾桨存在较大差别, 并得出剪刀式尾桨具有更大降噪潜力的结论。Rozhdestvensky^[7]对悬停状态下的剪刀式尾桨进行试验研究, 实测结果表明剪刀式尾桨噪声要低于常规尾桨。在国内, 中国直升机设计研究所、南京航空航天大学对剪刀式尾桨开展了一些计算研究。徐国华等^[8-9]采用自由尾迹方法对剪刀式旋翼进行了理论分析, 但在气动力模拟精度方面有所欠缺。樊枫等^[10-11]采用 CFD/FW-H 方法对悬停及小速度前飞状态剪刀式尾桨的气动力和噪声展开深入的计算研究, 着重分析了剪刀角和轴向间距两个重要构型参数的影响, 得出了一些能够指导剪刀式尾桨设计的结论。但是, 樊枫等采用相同总距的方式进行尾桨噪声特性研究, 在这种情况下尾桨的负载是不同的。尾桨最主要的作用之一是平衡旋翼的反作用力矩(即反扭矩), 将尾桨配平到相同的负载下, 计算出的噪声特性才更具可比性。陈丝雨等^[12]分别在控制总距以及控制负载不变的情况下对悬停状态剪刀式尾桨气动/噪声特性进行了优化分析, 但也仅限于悬停状态。

鉴于此, 本文基于 CFD/FW-H 计算模型对前飞状态下剪刀式尾桨的气动力和气动噪声特性进行研究。选取小、中、大前进比状态进行分析, 在相同拉力系数下着重研究了剪刀角和轴向间距两个重要参数的影响。

1 计算方法

1.1 网格生成方法

采用嵌套网格技术对剪刀式尾桨流场空间进行离散。根据尾桨叶几何特点, 采用“平铺法”生

成 C-O 型桨叶三维网格^[13]。背景网格类型为笛卡儿网格, 在剪刀式尾桨附近进行网格局部加密。单片尾桨叶的贴体网格数为 $203 \times 49 \times 65$, 背景网格数为 $224 \times 204 \times 194$ 。图 1 给出了剪刀式尾桨网格系统。

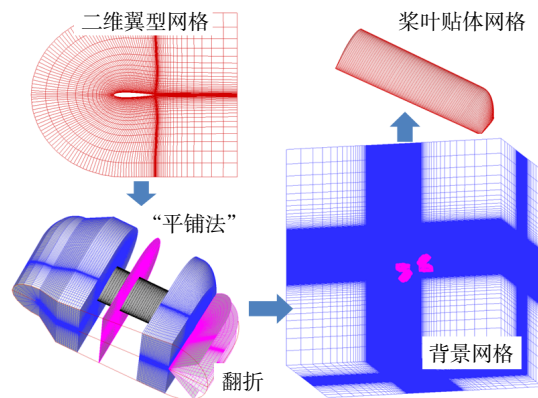


图 1 剪刀式尾桨网格系统

Fig. 1 Scissors tail-rotor grid system

1.2 流场计算方法

相较于普通形式尾桨, 前飞状态下剪刀式尾桨的气动干扰现象显著增强, 对应的流场是高度非定常的, 因此前飞流场控制方程选择惯性坐标系下的三维非定常雷诺平均 Navier-Stokes 方程(RANS)^[13]。

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_{\partial V} [\mathbf{F}(\mathbf{W}) - \mathbf{G}(\mathbf{W})] dS = 0 \quad (1)$$

式中 $\mathbf{W}$ 是守恒变量, $\mathbf{F}(\mathbf{W})$ 和 $\mathbf{G}(\mathbf{W})$ 分别是无黏通量和黏性通量, V 是单元体体积, S 是面积, t 是时间。

在流场计算时, 对网格单元内流场变量进行重构时采用二阶 MUSCL(monotone upwind schemes for scalar conservation laws)格式, 计算网格交界面上对流通量时采用低耗散的 Roe 格式^[14], 模拟流场的高度非定常效应时采用双时间法。同时, 为更好地模拟旋翼桨叶的附面层运动, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras(S-A)一方程线性涡黏性模型^[15]。采用无干扰流场物理量作为计算的初始条件, 物面处的运动学边界条件选择无滑移边界条件, 即流体与物面的相对速度为零。

为提高流场计算效率, 在双时间法中的伪时间步引入高效的 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)隐式时间格式来加快流场求解的收敛速度; 同时, 采用 OpenMP 并行策略对流场的求解过程进行加速处理。

在本文计算中,CFD 计算周期为 5,通过比较第 4 和第 5 个周期的结果发现计算已收敛,基于第 5 周期的结果进行气动力和噪声计算分析。

1.3 声学计算方法

针对本文计算状态,剪刀式尾桨的气动噪声以旋转噪声为主导成分。剪刀式尾桨噪声计算程序基于 FW-H 方程的时域求解公式——Farassat 1A(F 1A)公式,适用于多副旋翼和任意剪刀角形式尾桨的旋转噪声计算。其表达式如下:

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

式中

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

$$4\pi p'_L(\mathbf{x},t) = \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left(\frac{\dot{l}_r}{r|1-Ma_r|^2} \right)_{\text{ret}} dS + \int_{f=0} \left(\frac{l_r - l_{Ma}}{r^2|1-Ma_r|^2} \right)_{\text{ret}} dS + \frac{1}{a_0} \int_{f=0} \left\{ \frac{l_r [r\dot{M}a_r + a_0 (Ma_r - Ma^2)]}{r^2|1-Ma_r|^3} \right\}_{\text{ret}} dS \quad (4)$$

以上公式中的物理量定义可参考文献 [16]。选取桨叶表面网格、桨叶运动参数和桨叶表面离散载荷数据作为噪声计算程序的输入。根据以上公式计算尾桨一个旋转周期内的声压时间历程,之后通过计算声压时间方均根获得各类噪声声压级。

2 计算方法验证

2.1 气动力计算方法算例验证

为了验证本文方法能够模拟旋翼(尾桨)的桨涡干扰现象,选取中国直升机设计研究所的共轴刚性双旋翼试验数据对计算结果进行验证。试验中采用 4 m 直径共轴刚性旋翼,测量了上、下旋翼的性能数据和桨叶表面的非定常压力。试验台和试验模型参数见文献 [17]。

图 2 给出了配平状态上、下旋翼在 180°方位角桨叶表面压力计算与试验的对比曲线,配平目标拉力系数 C_T 为 0.016 3,图中横坐标 x/c 为无量纲化弦向位置, x 为点所在弦向位置, c 为弦长,纵坐标为无量纲化得到的压力系数 (C_p)。从图中可以看出,上、下旋翼在 0.5R 剖面桨叶表面压力计算值与试验值吻合较好(R 为桨叶半径)。图 3 给出

了共轴双旋翼气动性能的计算值和试验值,图中横坐标为拉力系数 C_T ,纵坐标为扭矩系数 C_Q 。从图中可以看出,旋翼的气动性能吻合得很好,且具有较高的精度,表明本文方法较好地模拟了桨涡干扰现象,能够为剪刀式尾桨非定常气动力计算提供一个可靠的分析工具。

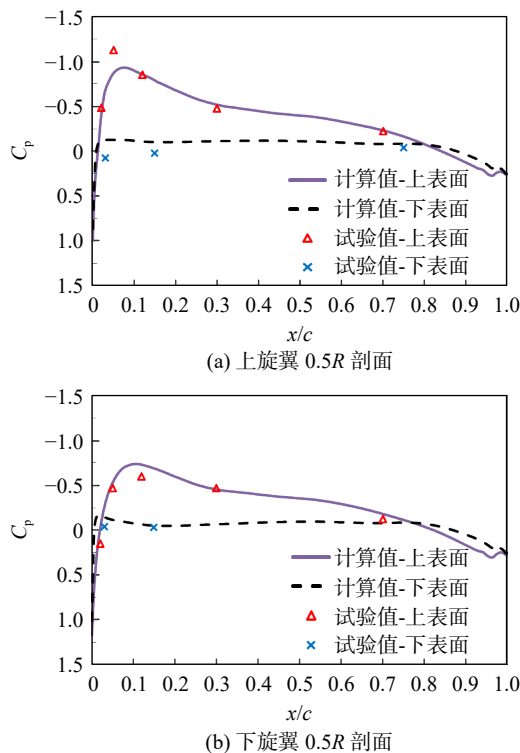


图 2 桨叶表面压力系数计算与试验对比

Fig. 2 Comparison of blade surface pressure coefficient between calculation and experiment

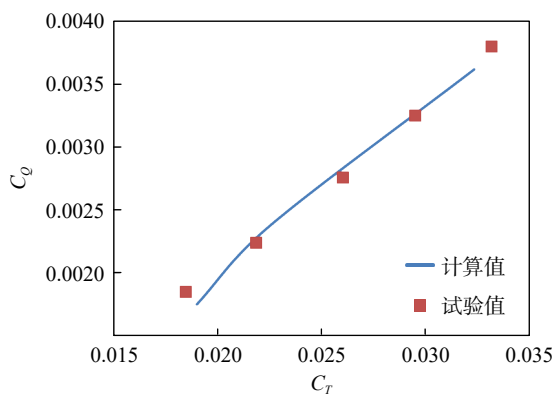


图 3 扭矩系数随拉力系数的变化

Fig. 3 Torque coefficient varies with thrust coefficient

2.2 气动噪声算例验证

中国直升机设计研究所在中国空气动力学研究与发展中心 4 m×5.5 m 声学风洞开展了 2 m 级直径模型旋翼风洞试验,测量了旋翼的性能数据

和噪声数据。试验中的旋翼具有 5 片桨叶, 桨叶弦长为 0.062 m, 采用 OA 系列翼型, 桨尖抛物线后掠, 线性扭转。试验中悬停桨尖速度为 208.3 m/s。

计算了该模型旋翼在悬停状态下总距 10° 的试验状态。图 4 中给出了不同观测点处的声压历程的本文计算值与试验值结果的对比。

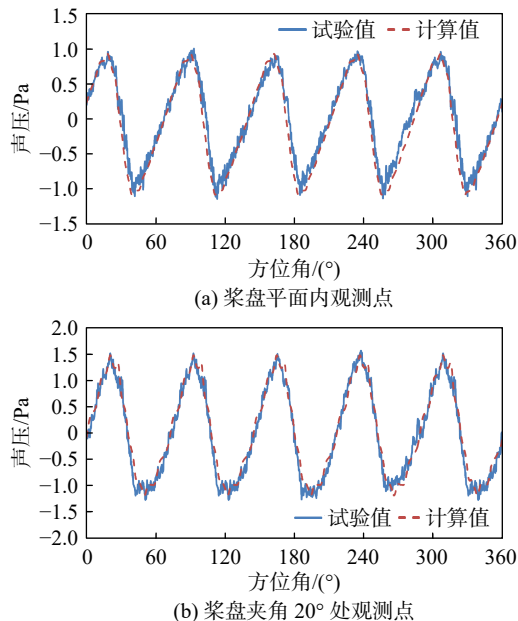


图 4 模型旋翼声压时间历程对比

Fig. 4 Comparison of sound pressure-time history for model rotor

由图 4 可知, 观测点处声压时间历程的计算值和试验值吻合较好, 表明本文建立的方法能够有效地计算旋翼旋转噪声, 可用于后续剪刀式尾桨气动噪声特性的计算与分析。

3 计算与分析

3.1 剪刀式尾桨模型

本文采用的剪刀式尾桨半径为 1.25 m, 展弦比为 5.68, 桨叶线性负扭转, 桨尖抛物线后掠, 采用 OA 系列翼型, 悬停桨尖速度为 209 m/s, 旋转方向为底向前。

剪刀式尾桨有两种构型, 即“L 构型”和“U 构型”。取尾桨产生的拉力方向为正, “L 构型”定义为旋转在前的桨叶坐标值小于旋转在后的桨叶的构型, “U 构型”定义为旋转在前的桨叶坐标值大于旋转在后的桨叶的构型。“1”表示旋转在前的桨叶, “2”表示旋转在后的桨叶, 如图 5 所示, 文中的 δ 代表剪刀角, U45 对应 U 构型、剪刀角 45° , Δh 为轴向间距。

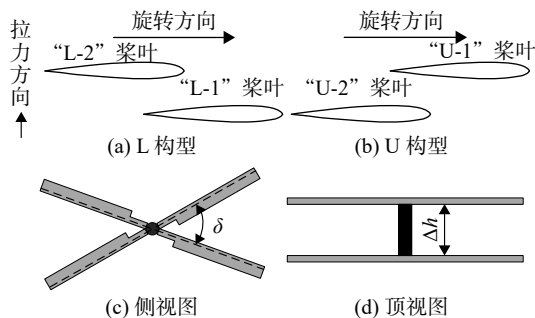


图 5 剪刀式尾桨构型示意图^[10]

Fig. 5 Schematic of scissors tail-rotor configuration^[10]

在合理范围内, 本文选择三个轴向间距进行研究, 分别是 $0.072R$ 、 $0.092R$ 和 $0.112R$ 。

3.2 气动特性

为对比分析不同构型剪刀式尾桨的噪声特性, 使用差量配平方法^[18]将剪刀式尾桨配平到相同负载状态, 这里在不同前进比均选择 10° 总距常规尾桨所产生的拉力系数 $C_{T,org}$ 作为配平目标量, 配平计算容差为 0.1%。

图 6 分析了轴向间距 $\Delta h=0.092R$ 时剪刀式尾桨总距随剪刀角的变化情况, 图中直线表示常规尾桨。从图中可以看出, 在小前进比状态下, 配平后 L 构型的总距小于 U 构型, 并且剪刀式尾桨总距均小于常规尾桨。随着前进比增大, 配平后 L 构型和 U 构型的总距差逐渐减小。当前进比达到 0.35 时, 配平后 L 构型的总距反而要大于 U 构型。这可能是因为随着前进比增大, 桨尖涡和桨叶的干扰距离随之变化。在小前进比时, U 构型干扰严重, L 构型干扰较弱。随着前进比增大, U 构型的干扰距离逐渐变大, L 构型的干扰距离减小, 导致 L 构型升力损失加大。

从图 6 中还可以看出, 在中、大前进比状态, 除 90° 交叉角外, 剪刀式尾桨总距均大于常规尾桨总距。换言之, 在中、大前进比状态相同总距下剪刀式尾桨产生的拉力要小于常规尾桨。

图 7 分析了剪刀角对前飞状态剪刀式尾桨桨叶拉力的影响。图 8 给出了不同剪刀角时尾桨流场的等涡量图。从图 7 中可以看出, 无论是 L 构型还是 U 构型, “1”桨叶拉力始终大于“2”桨叶拉力。对于 U 构型, 下桨叶受到上桨叶下洗速度影响, 诱导速度较大, 相应地有效迎角较小, 导致拉力较小。对于 L 构型, 由于前飞时桨尖涡在拖出后并不会直接向桨盘下方运动, 而是先会在桨盘平面附近甚至向桨盘上方运动, 然后再向下运动,

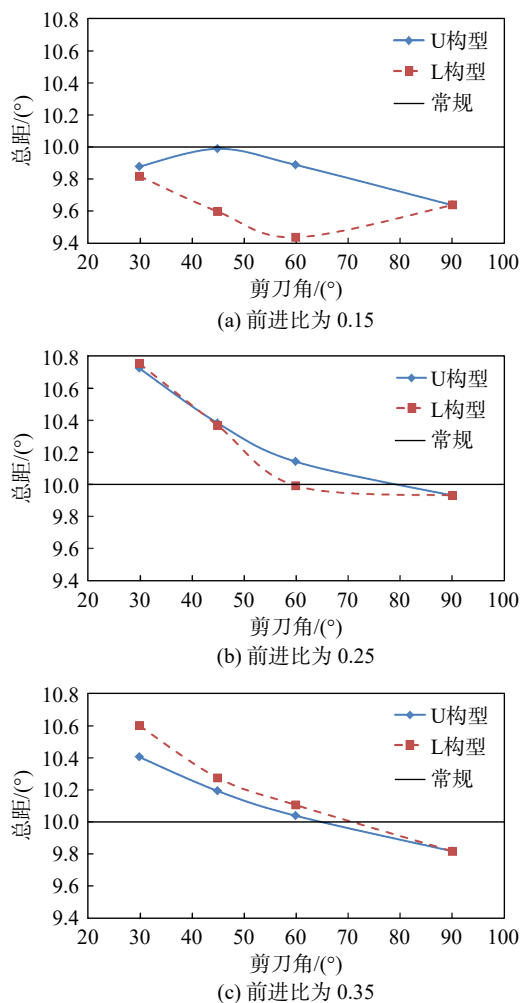


图 6 尾桨总距随剪刀角变化

Fig. 6 Tail-rotor collective pitch varies with scissors angle

导致 L-2 桨叶离桨尖涡较近, 有效迎角减小, 导致拉力较小。

从图 7 中还可以看出, “L”构型的相邻桨叶的拉力相差较小, 而“U”构型相差较大。如图 8 所示, 这是由于“L”构型尾桨的 L-1 桨叶拖出的桨尖涡与 L-2 桨叶间距较大, 气动干扰较弱。而“U”构型尾桨的 U-1 桨叶拖出的桨尖涡离 U-2 桨叶很近, 甚至直接与 U-2 桨叶碰撞, 气动干扰现象强烈, 导致 U-2 桨叶拉力急剧减小。

旋转在前的尾桨桨叶拉力系数随着剪刀角增大而减小, 相应地, 旋转在后的尾桨桨叶拉力系数随着剪刀角增大而增大。对比不同前进比状态可以看出, 随着前进比增大, U 构型和 L 构型的拉力差异整体上在逐渐缩小。

图 9 给出了剪刀式为 45°时尾桨总距随轴向间距的变化情况。从图中可知, 随着轴向间距的增加, U 构型和 L 构型的总距均逐渐减小。

图 10 给出了剪刀式为 45°时尾桨桨叶拉力随

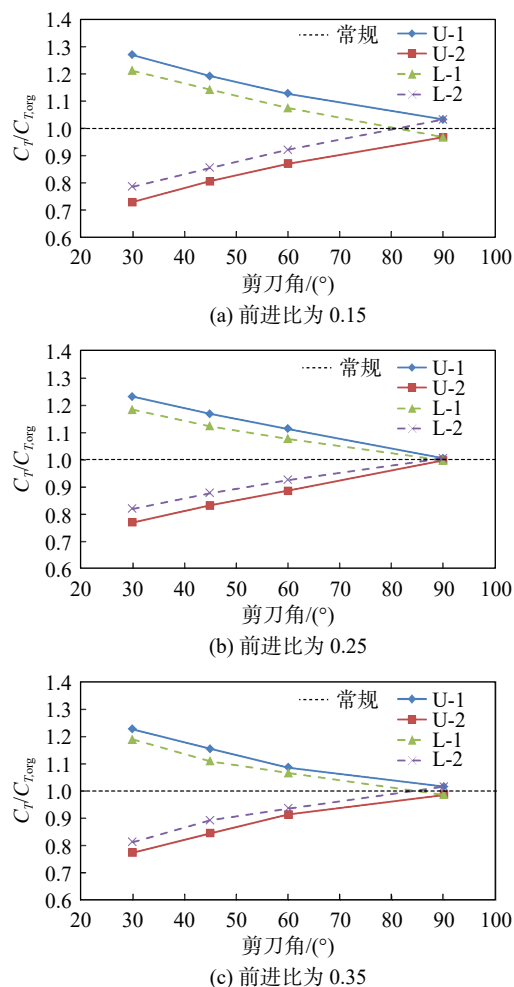


图 7 剪刀角对尾桨桨叶拉力的影响

Fig. 7 Effect of scissors angle on scissors tail-rotor blade thrust

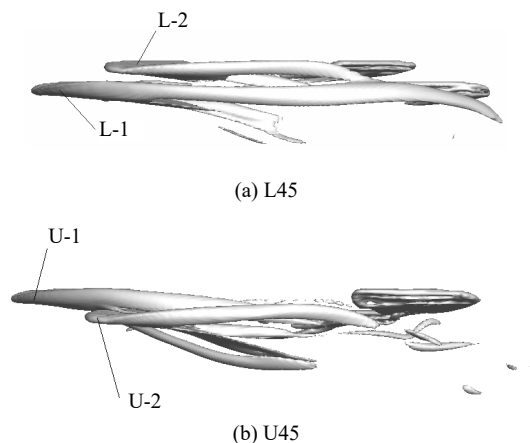


图 8 前进比为 0.15 剪刀式尾桨桨尖涡空间分布图

Fig. 8 Vortex schematic of scissors tail-rotor in advance ratio 0.15

轴向间距的变化情况。由图可知, 随着轴向间距的增加, U 构型和 L 构型的尾桨拉力与常规尾桨差距逐渐减小, 这是由于相邻桨叶之间的干扰逐渐减弱的缘故。

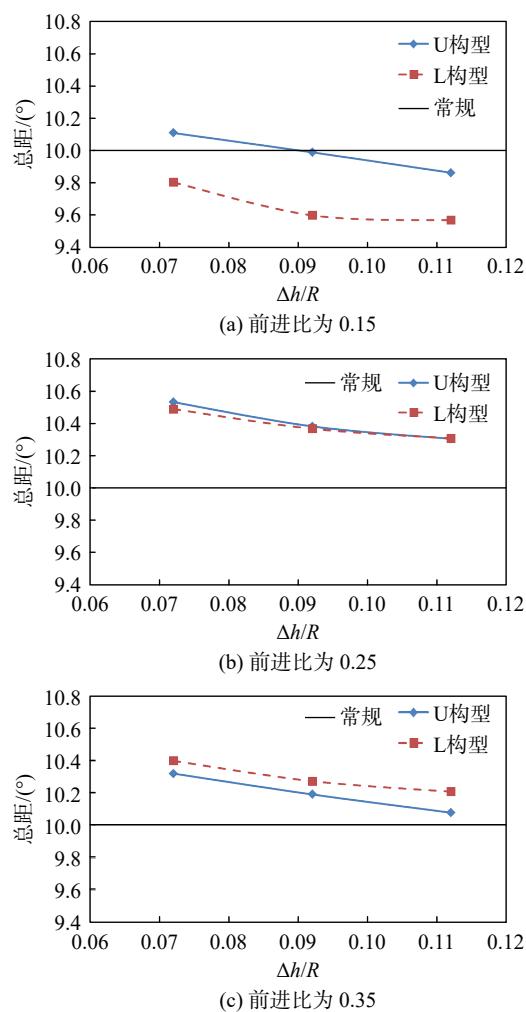
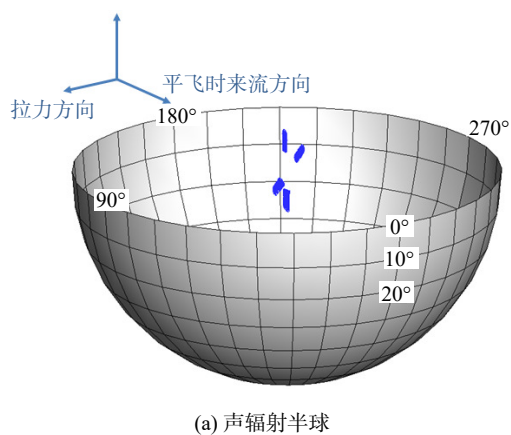


图9 尾桨总距随轴向间距变化

Fig. 9 Tail-rotor collective pitch varies with vertical space

3.3 噪声特性分析

噪声计算的观测点以尾桨桨毂中心形成辐射半球面,半径为 $25R$,尾桨在辐射球中是竖直放置的,图 11(a)中标注了来流方向和尾桨拉力方向,



(a) 声辐射半球

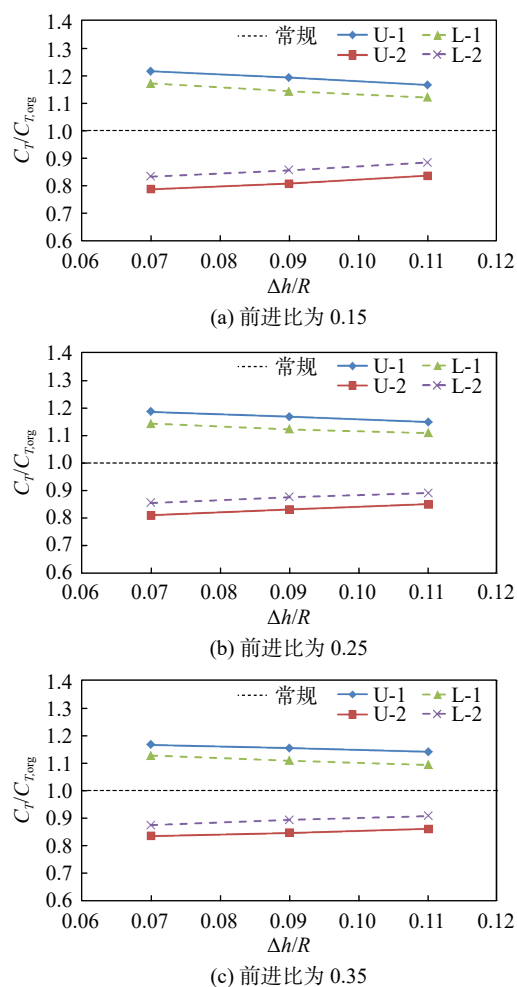
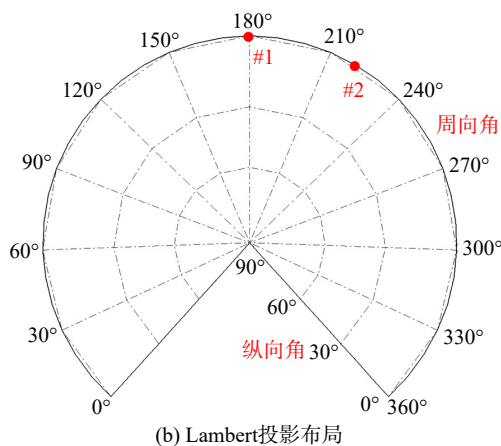


图10 轴向间距对尾桨桨叶拉力的影响

Fig. 10 Effect of vertical space on tail blade thrust

纵向角 0° 、周向角 270° 位于尾桨桨盘正下方。将半球面以来流方向等角割圆锥投影转换,得到声辐射球的 Lambert 投影,投影的顶部表示直升机正前方的角度,裂缝表示直升飞机正后方的角度,如图 11(b)所示,图中定义了纵向角和周向角。



(b) Lambert投影布局

图11 声辐射半球计算位置示意图

Fig. 11 Schematic of the acoustic radiation ball

3.3.1 厚度噪声

图 12 示出的是前进比为 0.25 状态下剪刀角对尾桨厚度噪声的影响, 图中 L_{sp} 为声压级 (dB)。从图中可以看出, 常规尾桨和剪刀式尾桨的主要传播方向均位于辐射球的 0° 纵向角、 180° 周向角附近。根据式 (3), 对于球面观测位置, r 不变, 噪声值主要取决于相对辐射马赫数 Ma_r 。在直升机正前方, Ma_r 最小, 导致厚度噪声最大。

不同构型尾桨的厚度噪声辐射方位特性是基本一致的, 因此其余前进比的厚度噪声云图不再赘述。同时, 轴向间距对尾桨厚度噪声的影响很小。

为更直观地对比剪刀角对噪声的影响规律,

图 13 给出了辐射球上厚度噪声最大噪声级随剪刀角的变化曲线。从图中可以看出, 90° 剪刀角的尾桨与常规尾桨噪声基本相当。随着剪刀角的减小, 厚度噪声最大值逐渐降低。由图 13 还可以发现, 随着前进比的增大, 剪刀式尾桨针对厚度噪声的降噪效果逐渐减弱。图 14 给出了观测点 #1 处不同尾桨厚度噪声声压时间历程, 观测点 #1 位置如图 11(b) 所示。从能量角度分析, 非等距角布置改变了声能量分布, 在总能量一定的情况下, 能量被分布到更宽的频域范围内, 因而对应于频谱上的各阶谐波幅值降低了, 这种降噪机理被称为“调制效应”^[13]。随着剪刀角的增大, 这种调制效应的降噪效果逐渐减弱。

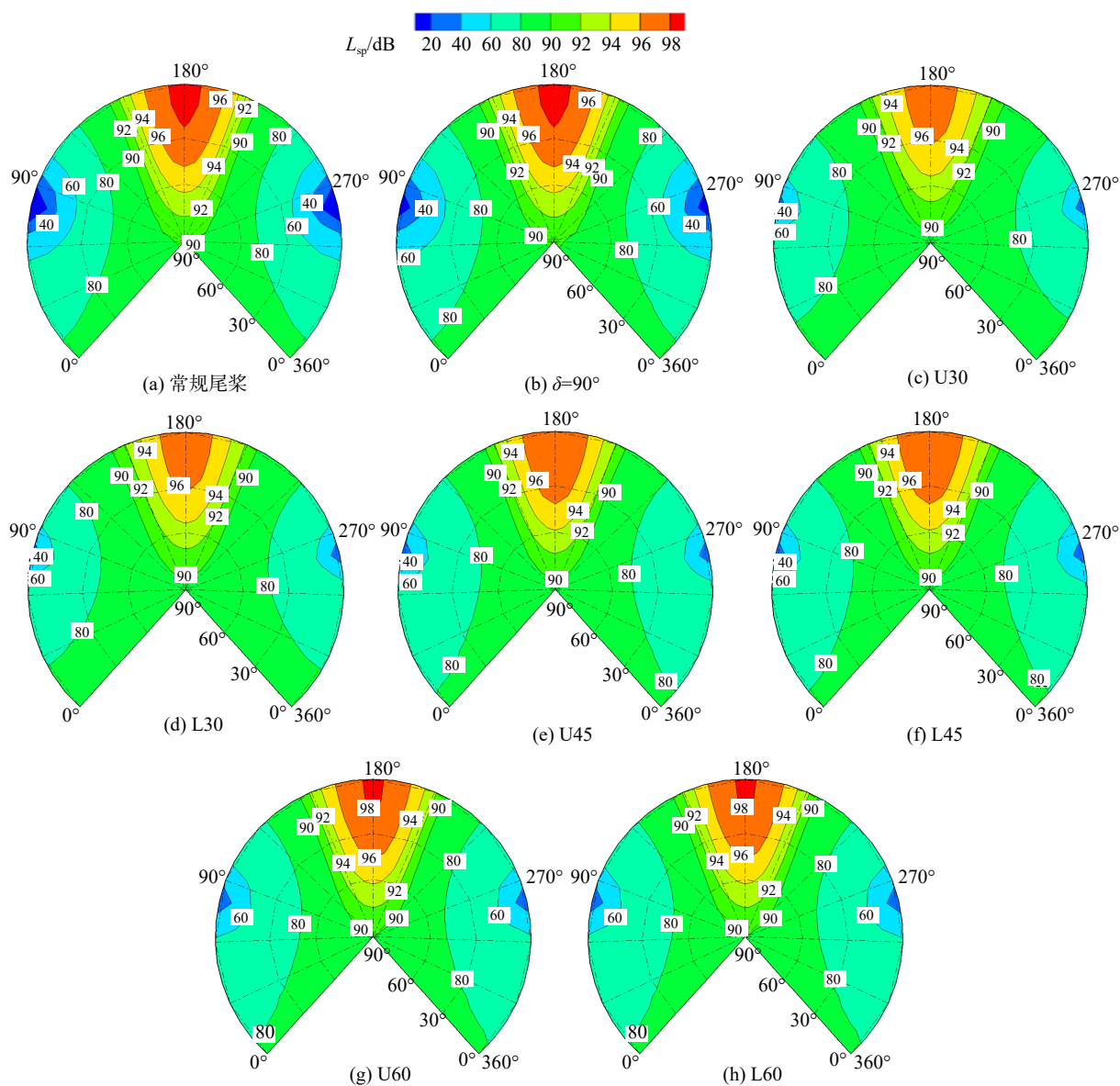


图 12 前进比为 0.25 状态剪刀角对尾桨厚度噪声的影响

Fig. 12 Effect of scissor angle on the thickness noise of tail rotor (advance ratio is 0.25)

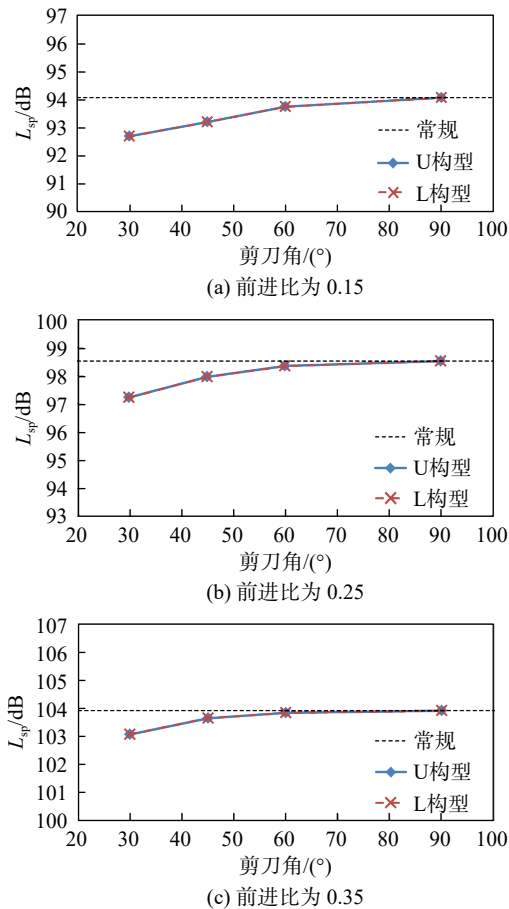


图13 不同状态尾桨厚度噪声最大值随剪刀角的变化
Fig. 13 Maximum thickness noise varies with scissors angle in different cases

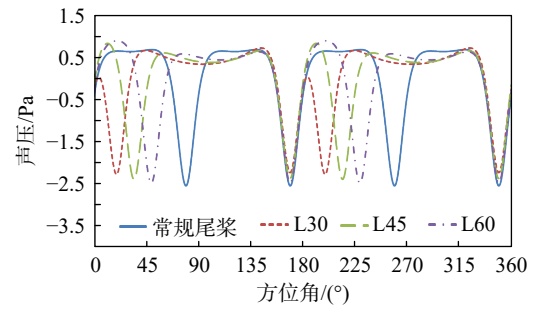
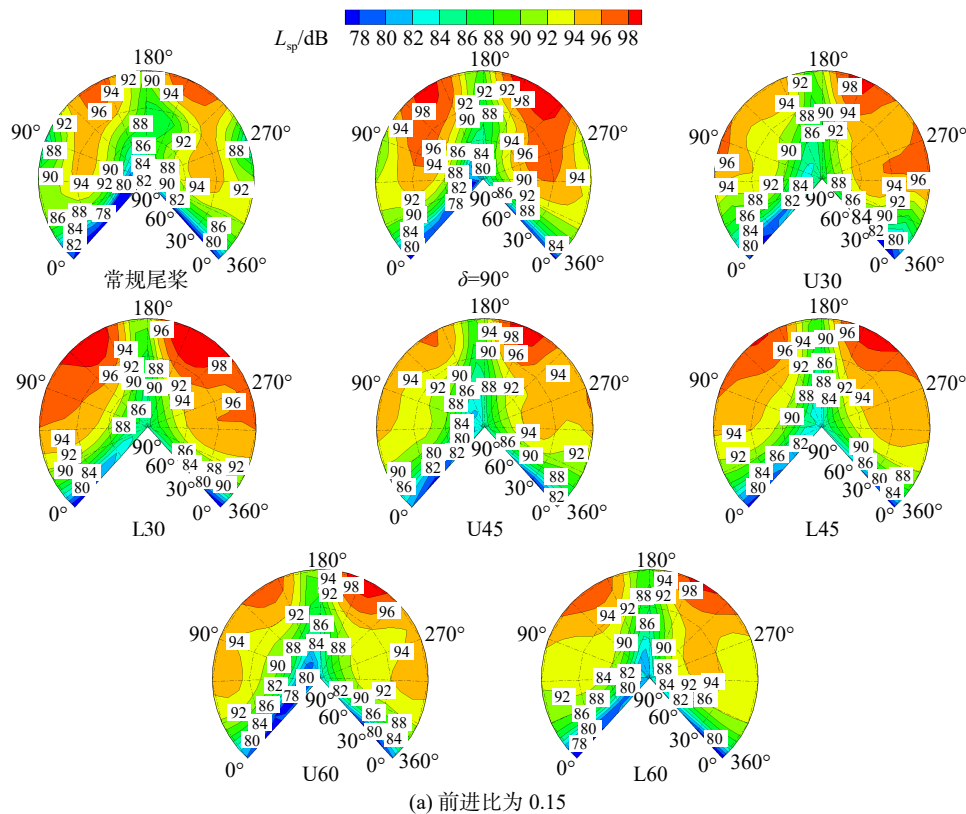


图14 观测点#1处不同尾桨典型厚度噪声声压时间历程
Fig. 14 Thickness sound pressure time history of different tail rotors in observer #1

3.3.2 载荷噪声

图15示出的是不同前进比状态下剪刀角对尾桨载荷噪声的影响。从图中可以看出,常规尾桨和剪刀式尾桨的主要传播方向均位为 0° 夹角平面内,对应方位角约为 150° 和 210° 。对于小剪刀角构型,如U-30,噪声热点区域有发散趋势,这是由于相邻桨叶间距较小导致尾桨气动干扰加剧。 $\delta=90^\circ$ 构型与常规尾桨仅存在轴向间距差别,但最大载荷噪声明显较大。这是由于上桨叶拖出的桨尖涡与下桨叶发生更强烈的气动干扰导致的。

图16给出了辐射球载荷噪声最大值随剪刀角的变化曲线。从图中可以看出,所有状态下所有剪刀式尾桨的最大载荷噪声均大于常规尾桨。



(a) 前进比为 0.15

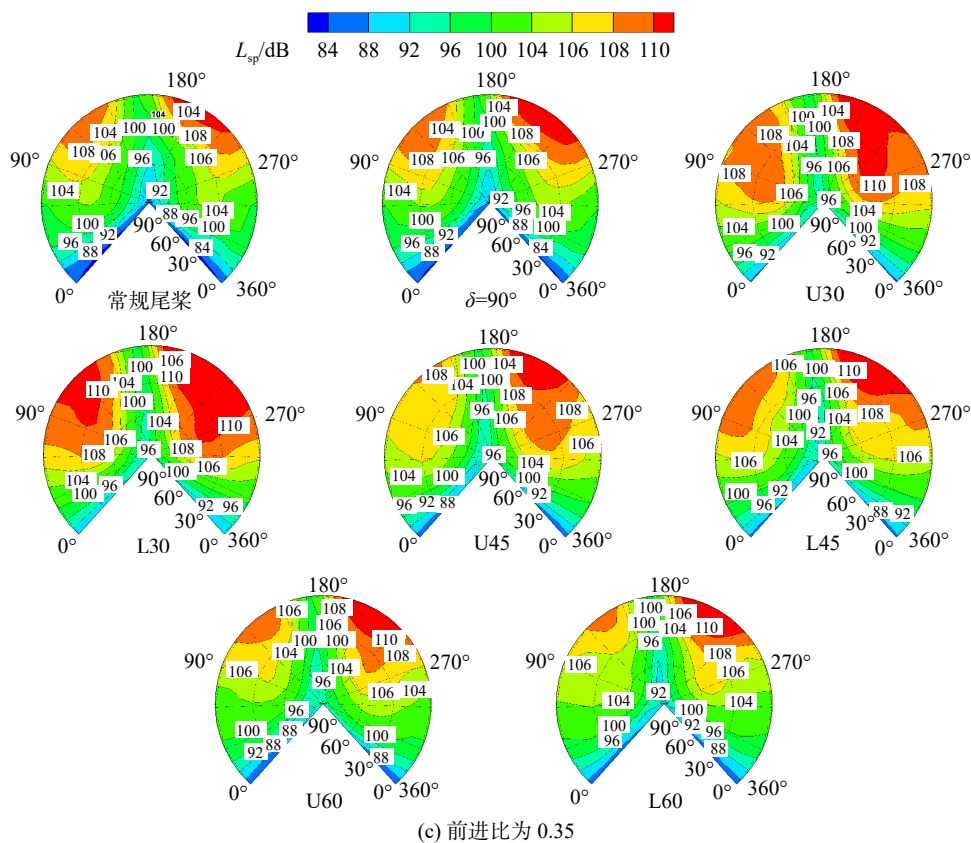
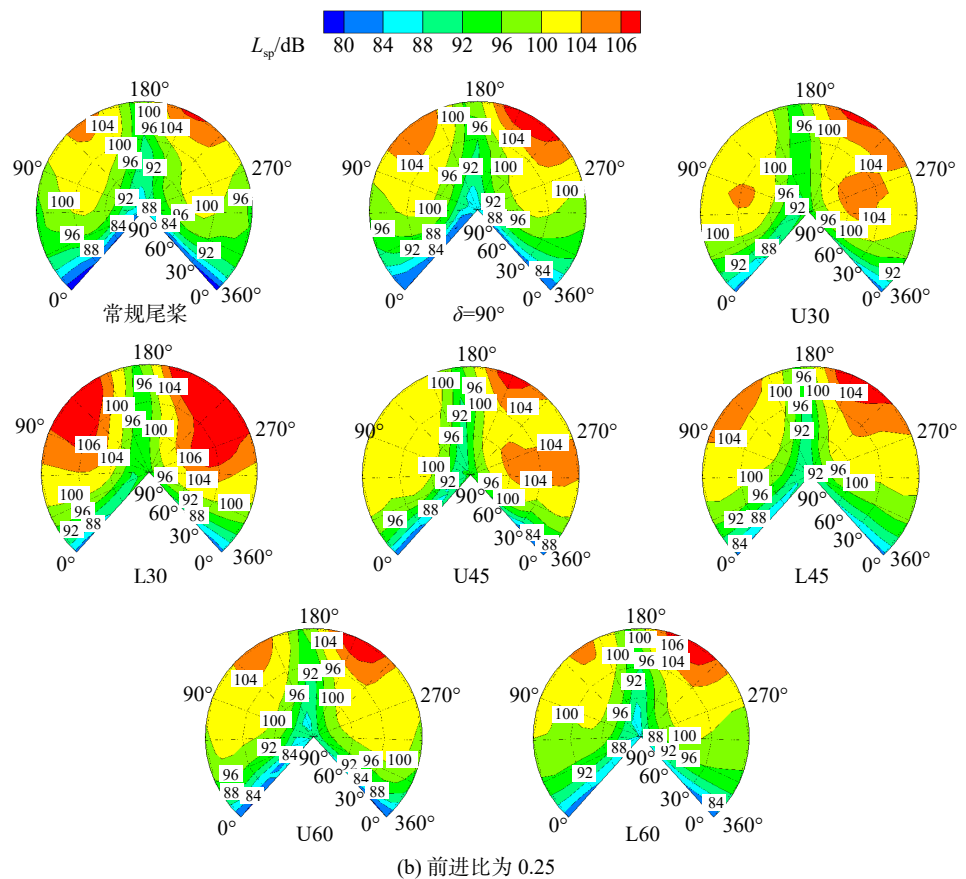


图 15 不同前进比状态剪刀角对尾桨载荷噪声的影响

Fig. 15 Effect of scissor angle on the loading noise of tail rotor in different advance ratio cases

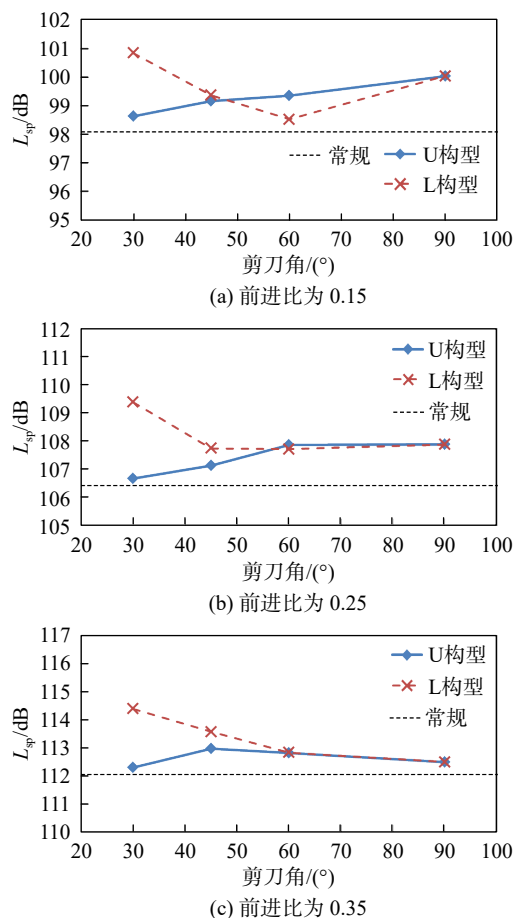
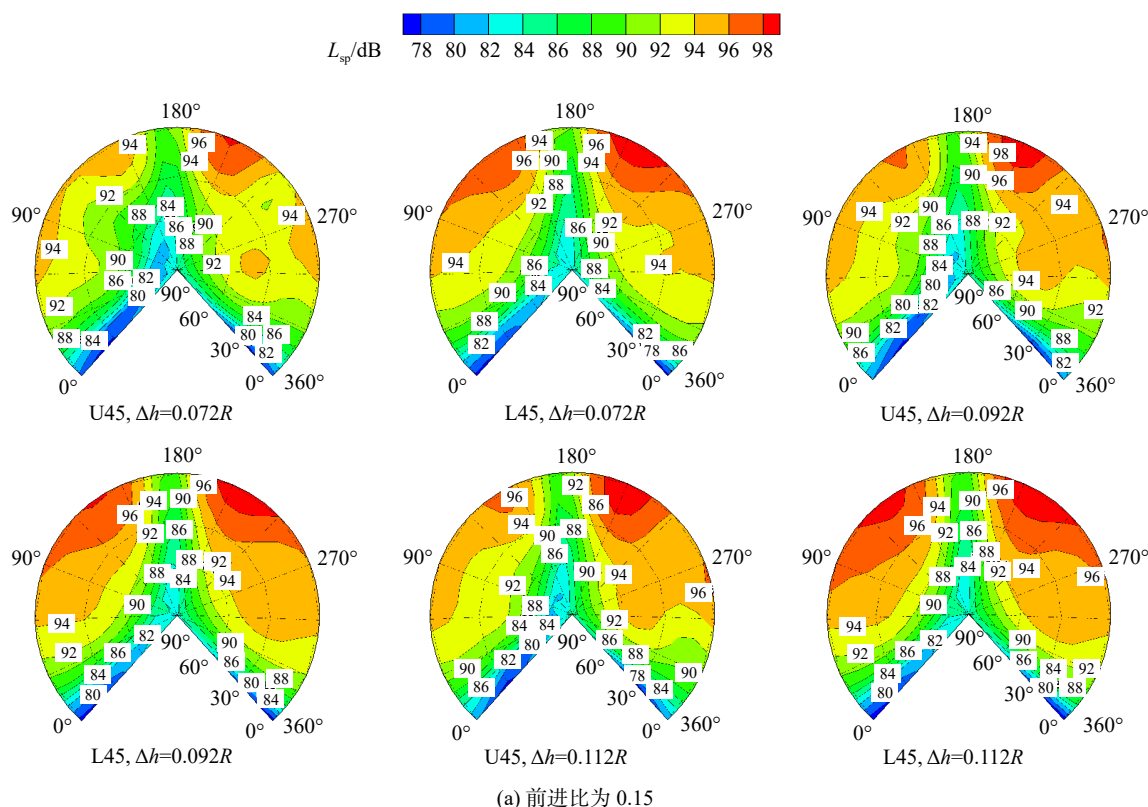


图 16 不同状态尾桨载荷噪声最大值随剪刀角的变化
Fig. 16 Maximum loading noise varies with scissors angle in different cases



不同前进比下, 最大载荷噪声级随剪刀角的变化规律是不同的。由图 16(a)可以看出, L30 与 U30 构型的最大载荷噪声相差 2.3 dB。

图 17 给出了前进比为 0.35 状态下观测点#2 处不同尾桨载荷噪声声压时间历程, 观测点#2 位置如图 11(b)所示。从图中可以看出, 载荷噪声受“调制效应”影响也会在一定程度上降低, 但剪刀式尾桨气动干扰现象更加剧烈, 导致载荷噪声增加。

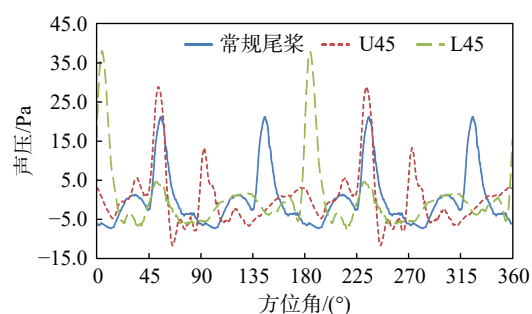


图 17 观测点#2 处不同尾桨典型载荷噪声声压时间历程
Fig. 17 Loading sound pressure time history of different tail rotors in observer #2

图 18 示出的是不同前进比状态下轴向间距对尾桨载荷噪声的影响。由图 18 可知, 轴向间距对载荷噪声指向性基本无影响。

图 19 给出了辐射球上载荷噪声最大值随轴

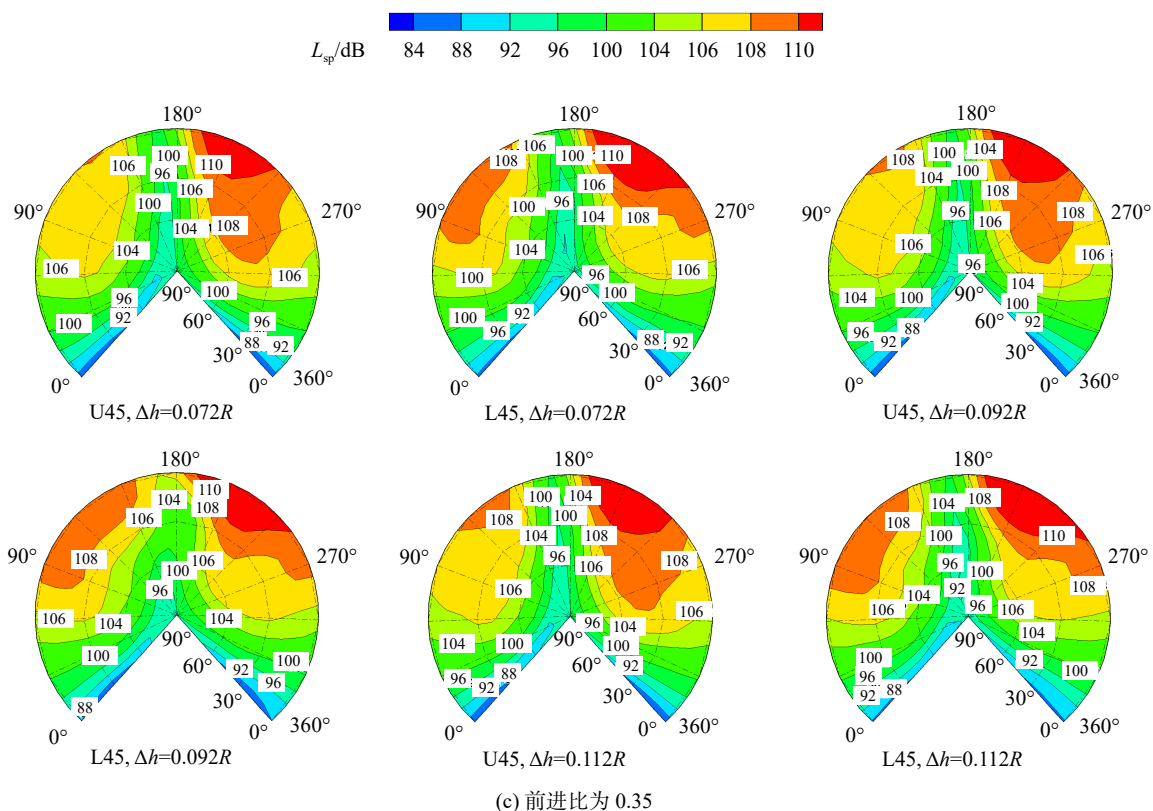
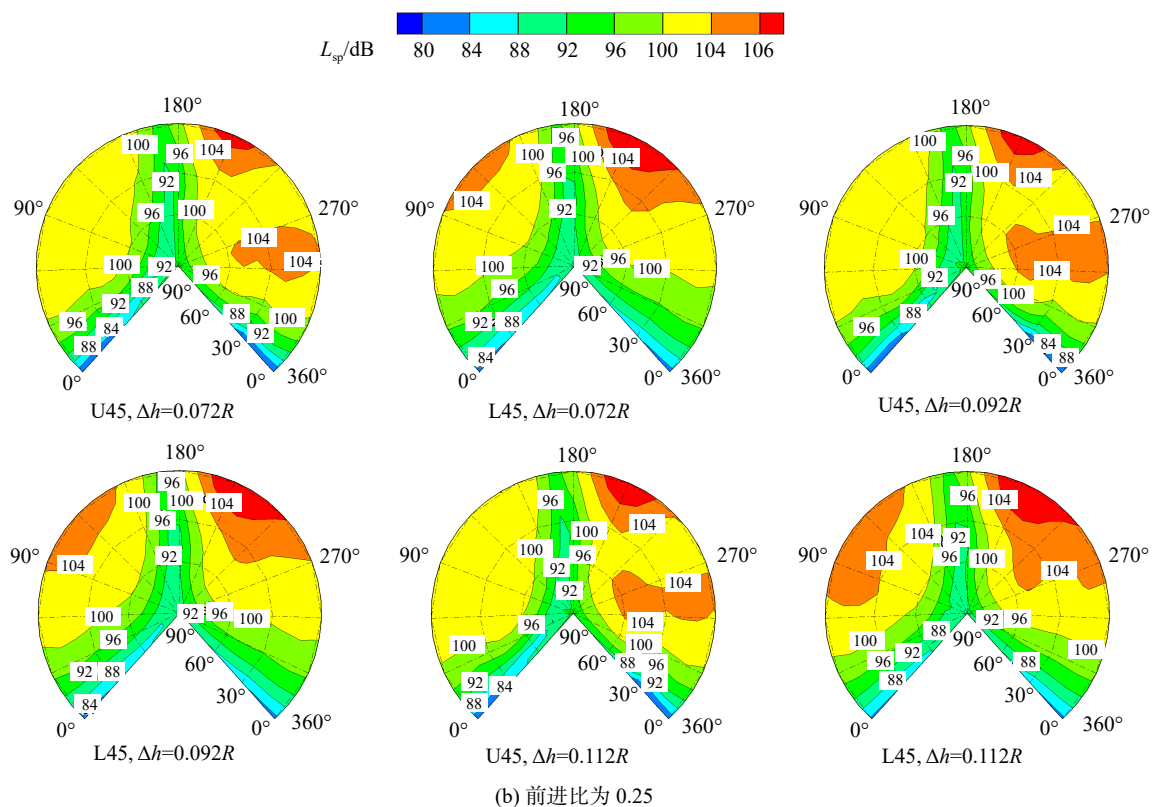


图 18 不同前进比状态轴向间距对尾桨载荷噪声的影响

Fig. 18 Effect of vertical space on the loading noise of tail rotor in different advance ratio cases

向间距的变化曲线。从图中可以看出,随着轴向
间距增加,最大载荷噪声略有增大。

3.3.3 总噪声

图 20 示出的是不同前进比状态下剪刀角对

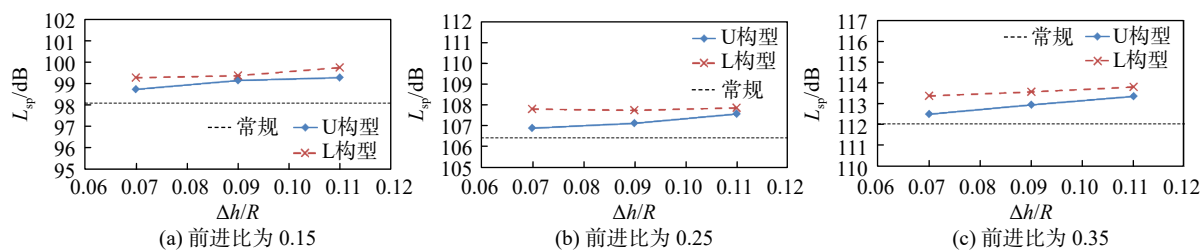
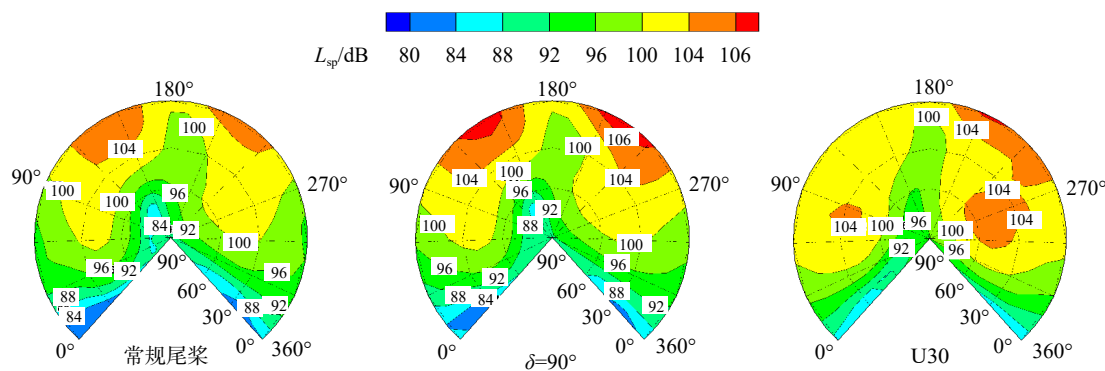
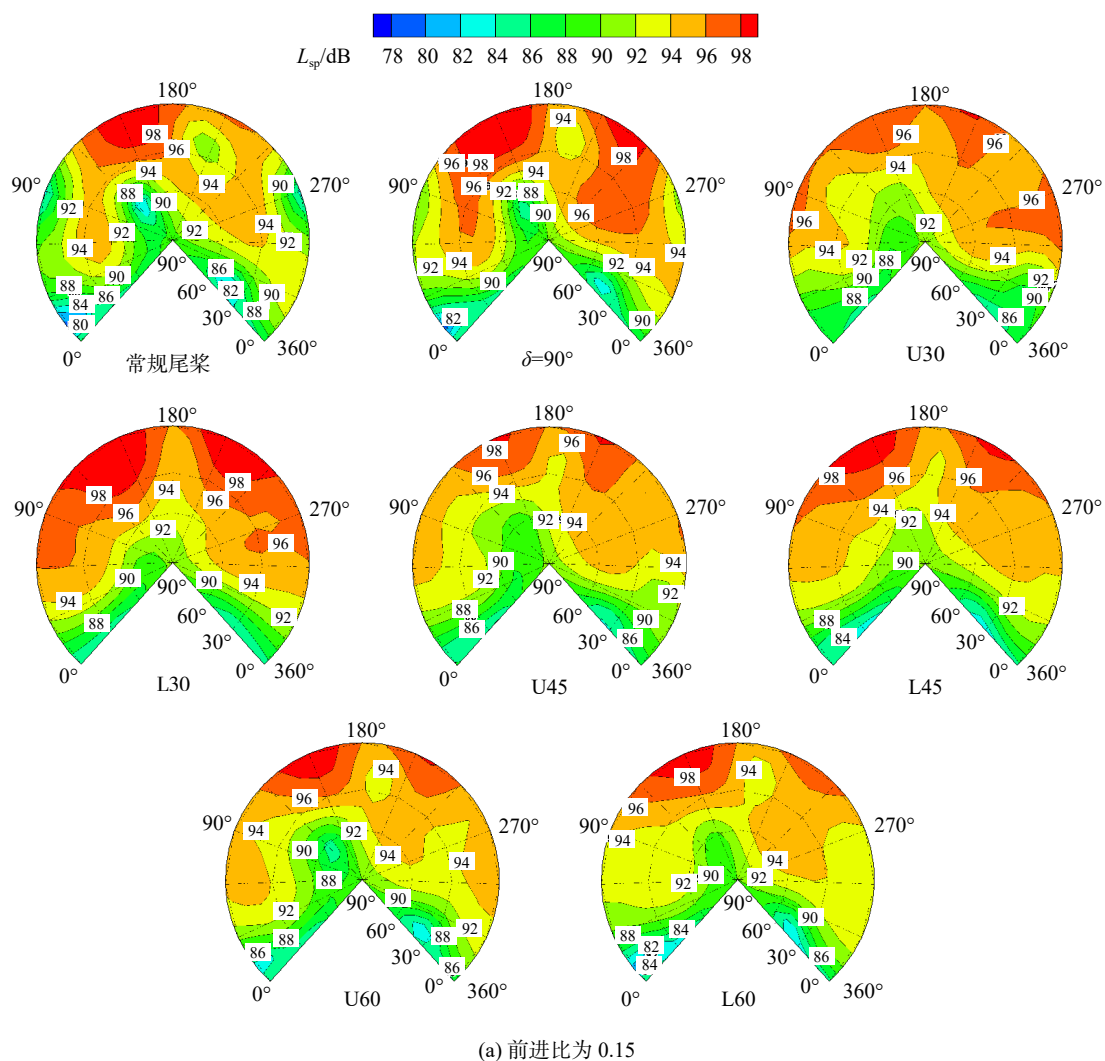


图 19 不同状态尾桨载荷噪声最大值随轴向间距的变化

Fig. 19 Maximum loading noise varies with vertical space in different cases



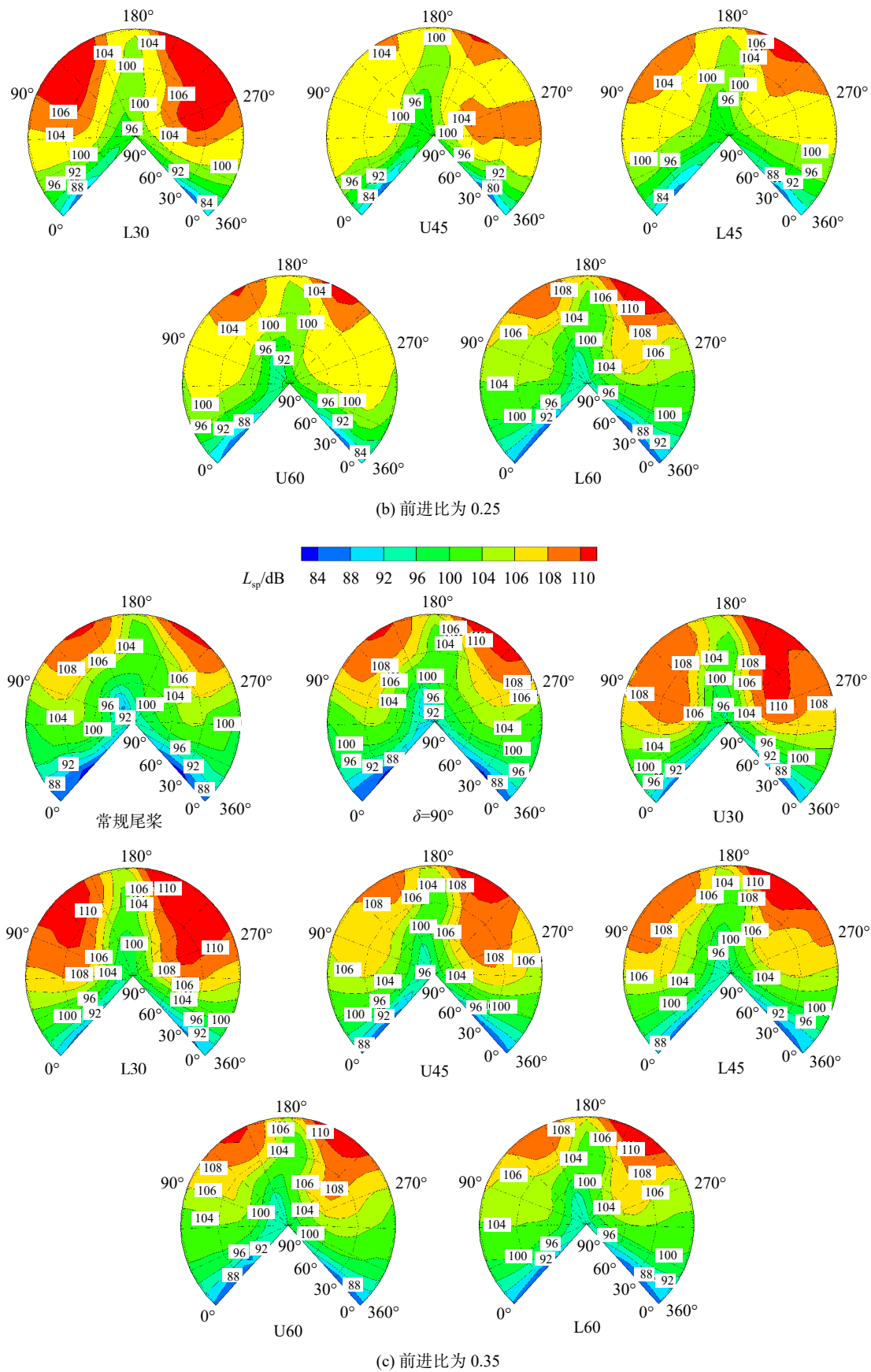


图 20 不同前进比状态剪刀角对尾桨总噪声的影响

Fig. 20 Effect of scissor angle on the total noise of tail rotor in different advance ratio cases

尾桨总噪声的影响。从图中可以看出,总噪声与载荷噪声方向特性基本相同,不同构型之间的噪声变化趋势也是一致的。

图 21 给出了辐射球总噪声最大噪声级随剪刀角的变化曲线。从图中可知,小前进比状态下的大多数构型最大总噪声是低于常规尾桨的。但在中、大前进比状态,所有构型的最大总噪声均

大于常规尾桨。

图 22 给出了不同前进比状态下轴向间距对尾桨总噪声的影响。从图中可以看出,轴向间距对总噪声指向性基本无影响。

图 23 给出了辐射球总噪声最大噪声级随轴向间距的变化曲线。由图 23 可知,随着轴向间距增加,最大总噪声略有增大。

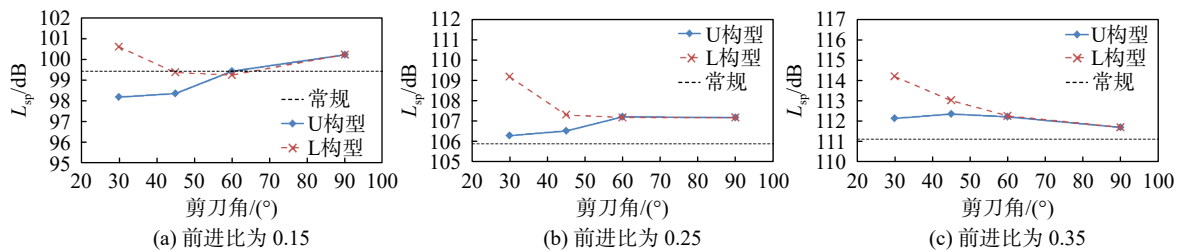
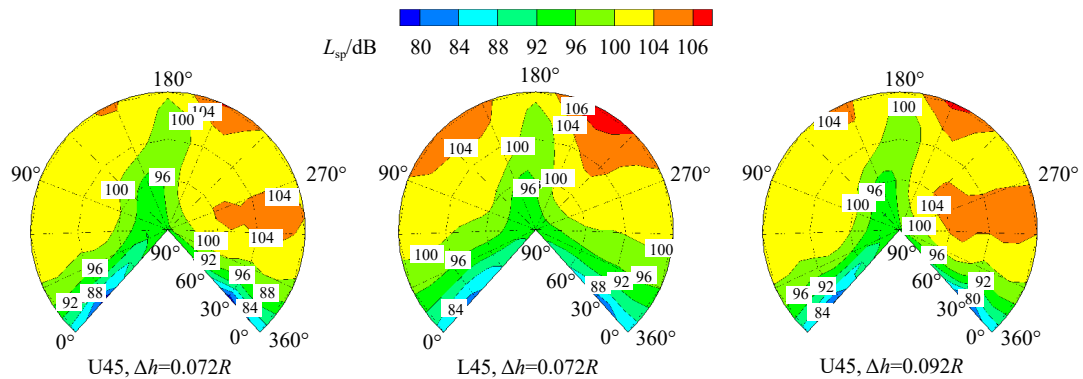
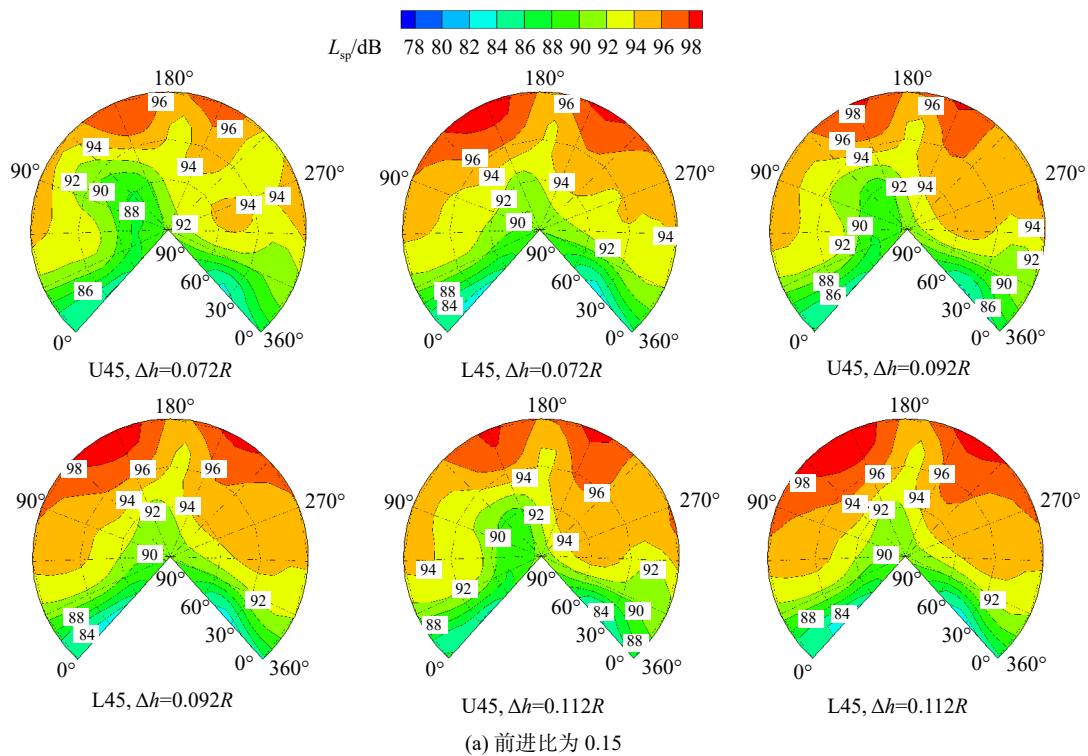


图 21 不同状态尾桨总噪声最大值随剪刀角的变化

Fig. 21 Maximum total noise varies with scissors angle in different cases



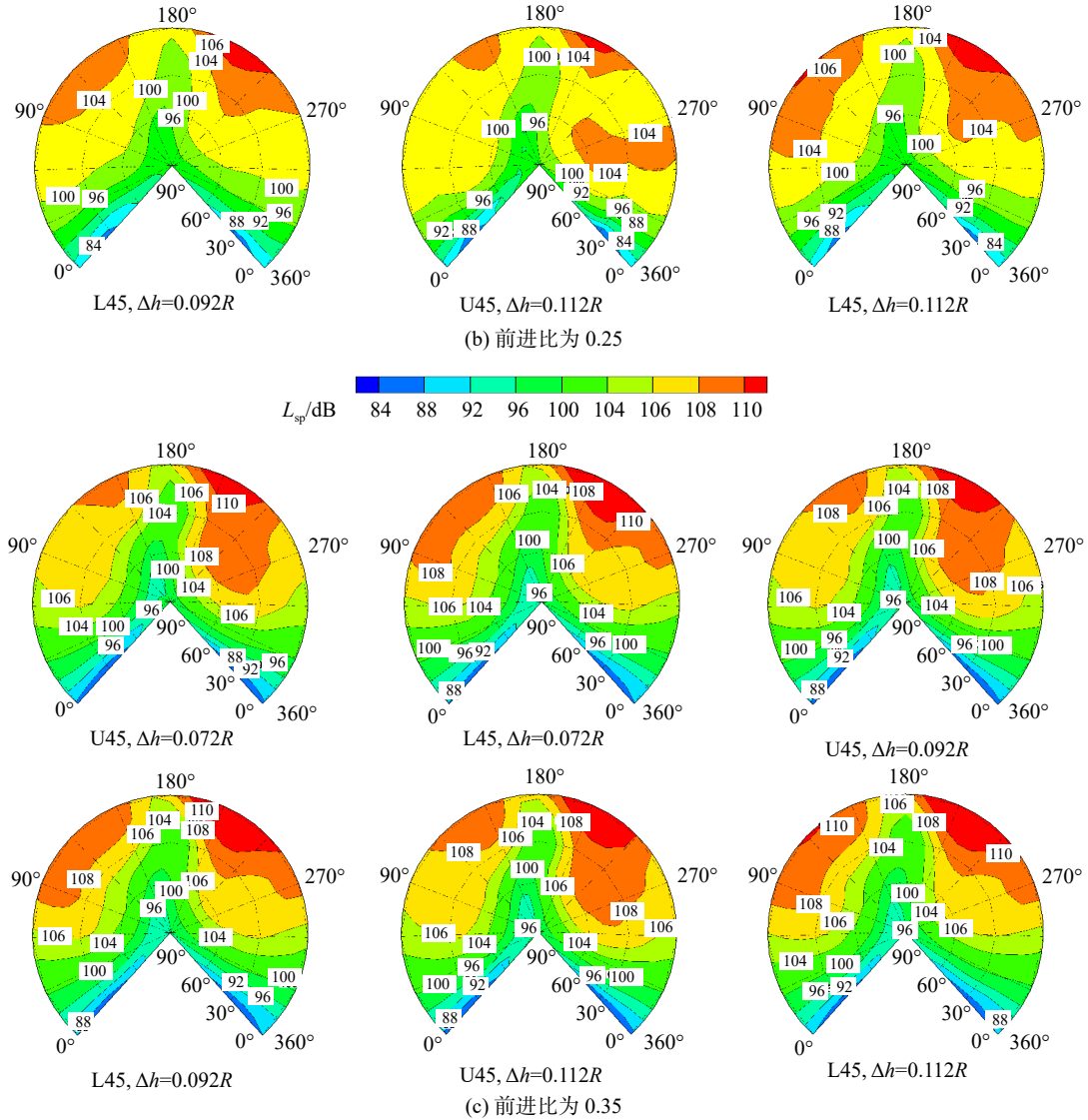


图 22 不同前进比状态轴向间距对尾桨总噪声的影响

Fig. 22 Effect of vertical space on the total noise of tail rotor in different advance ratio cases

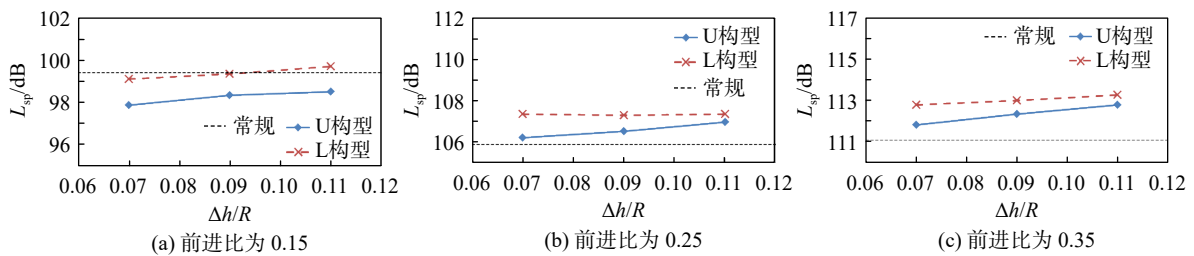


图 23 不同状态尾桨总噪声最大值随轴向间距的变化

Fig. 23 Maximum total noise varies with vertical space in different cases

4 结 论

1) 在相同拉力系数下, 随着剪刀角增大, 剪刀式尾桨相邻桨叶拉力差值逐渐较小。相比于 U 构型, L 构型尾桨的相邻桨叶拉力相差较小。

2) 剪刀式尾桨能够有效降低最大厚度噪声,

针对本文计算状态, 剪刀角为 30° 时尾桨厚度噪声最大值能够降低 1.4 dB。但剪刀式尾桨还存在着较常规尾桨更为强烈的桨-涡干扰现象, 引起载荷噪声有所增大, 进而导致在大多数工况下最大总噪声级增大。

3) 在本文研究范围内, 随着轴向间距的增加,

相邻桨叶拉力差异减小, 轴向间距对剪刀尾桨噪声影响较小。

4) 本文分析了配平状态下孤立尾桨的噪声特性。下一步将考虑旋翼/机身/尾桨之间的干扰, 进一步研究更贴近真实情况下的尾桨噪声特性。

参考文献:

- [1] LEVERTON J W, POLLARD J S, WILLS C R. Main rotor wake-tail rotor interaction[J]. *Vertica*, 1977, 1(3): 213-221.
- [2] MENDER R P, WOOD T L, BEIEGER J T. Effects of aerodynamic interaction between main and tail rotors on helicopter hover performance and noise[R]. NASA CR-1983-166477, 1983.
- [3] ROGER M, KUCUKCOSKUN K. Near-and-far field modeling of advanced tail-rotor noise using source-mode expansions[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 453(1): 328-354.
- [4] SONNEBORN W G O, DREES J M. The scissors rotor[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1975, 20(3): 18-27.
- [5] EDWARDS B D. Psychoacoustic testing of modulated blade spacing for main rotor[R]. NASA CR-2002-211651, 2002.
- [6] SULLIVAN B M, EDWARDS B D, BRENTNER K S, et al. A subjective test of modulated blade spacing for helicopter main rotors[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, 50(1): 26-32.
- [7] ROZHDESTVENSKY M G. Scissors rotor concept: new results obtained[C]//Proceedings of American Helicopter Society 52nd Annual Forum. Washington DC: American Helicopter Society, 1996: 1231-1241.
- [8] XU Guohua, WANG Shicun, ZHAO Qijun. Experimental and analytical investigation on aerodynamic characteristics of helicopter scissors tail rotor[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2001, 14(4): 193-199.
- [9] XU Guohua, ZHAO Qijun, PENG Yanhui. Study on the induced velocity and noise characteristics of a scissors rotor[J]. *Journal of Aircraft*, 2007, 44(3): 806-811.
- [10] 樊枫, 史勇杰, 徐国华. 剪刀式尾桨悬停状态气动力及噪声特性计算研究[J]. *航空学报*, 2013, 34(9): 2100-2109.
FAN Feng, SHI Yongjie, XU Guohua. Computational research on aerodynamic and aeroacoustic character of scissors tail-rotor in hover[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(9): 2100-2109. (in Chinese)
- [11] FAN Feng, XU Guohua, SHI Yongjie, et al. Numerical calculations of aerodynamic and acoustic characteristics for scissored tail-rotors in forward flight[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics*, 2016, 33(3): 285-293.
- [12] 陈丝雨, 招启军, 范俊, 等. 悬停状态剪刀式尾桨气动/噪声特性优化分析[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(5): 1050-1060.
CHEN Siyu, ZHAO Qijun, FAN Jun, et al. Optimization analysis for aerodynamic noise characteristics of scissors tail rotor in hover[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(5): 1050-1060. (in Chinese)
- [13] 樊枫. 直升机非定常干扰流场与声场的计算方法研究与应用[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
FAN Feng. Research and application of computational methods for unsteady flow field and sound field of helicopter[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)
- [14] ROE P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors, and difference schemes[J]. *Journal of Computational Physics*, 1981, 43(2): 357-372.
- [15] 吴琪, 招启军, 林永峰, 等. 旋翼跨音速非定常黏性绕流的高效CFD模拟方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2015, 47(2): 212-219.
WU Qi, ZHAO Qijun, LIN Yongfeng, et al. Highly-efficient CFD method for predicting unsteady transonic viscous flow around rotor[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2015, 47(2): 212-219. (in Chinese)
- [16] FARASSAT F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise[J]. *AIAA Journal*, 1981, 19(9): 1122-1130.
- [17] 江露生, 曹亚雄, 刘婷, 等. 共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(12): 2484-2493.
JIANG Lusheng, CAO Yaxiong, LIU Ting, et al. Experimental and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(12): 2484-2493. (in Chinese)
- [18] 吴希明, 祁浩天, 马率, 等. 共轴刚性旋翼气动干扰数值计算方法[J]. *南京航空航天大学学报*, 2019, 51(2): 147-153.
WU Ximing, QI Haotian, MA Shuai, et al. Numerical method of coaxial rigid rotor aerodynamic interaction[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2019, 51(2): 147-153. (in Chinese)

(编辑: 陈越)