

DOI:10.16356/j.1005-2615.2023.02.001

## 直升机气动噪声抑制与飞行测试研究进展

邓景辉, 朱文庆, 张威, 曹荣富

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

**摘要:** 直升机在军用和民用领域发挥着越来越重要的作用, 新的旋翼技术和构型不断出现, 对直升机噪声研究需不断深入和更新。本文首先概述了旋翼(尾桨)的噪声产生机理和传播规律, 并扩展到存在复杂气动或噪声干扰的共轴刚性旋翼高速直升机和倾转旋翼机; 接下来介绍了直升机飞行噪声测量进展, 已发展成多种测量方式作为降噪设计的验证和评估手段; 然后综述了降噪设计技术的发展现状: 旋翼被动降噪技术已在直升机领域得到大量应用, 直升机噪声水平稳步降低; 变转速控制技术和低噪声轨迹优化技术逐渐走向成熟; 旋翼主动降噪技术更多地停留在实验室阶段, 尚需在驱动装置、控制规律等方面开展进一步研究。最后总结了直升机降噪设计现状, 并展望了未来发展方向。

**关键词:** 直升机气动噪声; 被动降噪; 主动降噪; 变转速设计; 低噪声轨迹优化

**中图分类号:** V211.3 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2023)02-0169-17

### Progress in Suppression and Flight Measurement for Helicopters Noise

DENG Jinghui, ZHU Wenqing, ZHANG Wei, CAO Rongfu

(China Helicopter Research & Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

**Abstract:** Helicopters have been playing an increasingly important role in military and civilian activities. The review of helicopter noise reduction is needed to be updated, because new technologies are constantly emerging. Firstly, the mechanism and propagation properties of the rotor (tail rotor) noise are described, and the co-axial rigid rotor high-speed helicopter and the tilting rotor are introduced. There are complicated aerodynamic or acoustic interaction in two new configuration helicopters. Secondly, the progress of helicopter flight noise measurement, as the verification approach for low noise design technologies, is demonstrated. Then, the design technologies for silent helicopters are summarized. The passive noise reduction strategies have been intensively implemented, and reduced helicopter radiated noise level greatly. The strategies of variable rotor speed and low noise trajectory are gradually maturing. However, the active control technologies are in the laboratory stage, and need further research on driving devices and control parameters et al. The final part summarizes the state of art for low noise control strategies in helicopters, and outlooks the development trend.

**Key words:** helicopter noise; passive control; active control; variable speed rotor; low noise trajectory optimization

直升机以低空和超低空飞行为主, 其噪声辐射对地面具有重要影响。民用直升机领域对直升机噪声污染越来越重视, 适航条款要求越来越严格, 例如 CCAR-36 部从 2007 年 4 月 15 日开始实施第二阶段,

**收稿日期:** 2023-01-12; **修订日期:** 2023-02-15

**作者简介:** 邓景辉, 男, 研究员, 中国直升机设计研究所总设计师, 直-20 直升机总设计师, 中国航空工业集团公司首席技术专家。曾获国防科技进步特等奖, 航空工业航空报国金奖一等奖, 航空报国实业贡献奖等荣誉。

**通信作者:** 邓景辉, 男, 研究员, E-mail: dengjh001@avic.com。

**引用格式:** 邓景辉, 朱文庆, 张威, 等. 直升机气动噪声抑制与飞行测试研究进展[J]. 南京航空航天大学学报, 2023, 55(2): 169-185. DENG Jinghui, ZHU Wenqing, ZHANG Wei, et al. Progress in suppression and flight measurement for helicopters noise[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2023, 55(2): 169-185.

相比第一阶段,起飞、飞越和进场噪声限制值均降低2EPNdB<sup>[1]</sup>;而2018年1月12日开始实施第三阶段,相比第二阶段,起飞、飞越和进场噪声限制值分别又降低3EPNdB、4EPNdB和1EPNdB<sup>[2]</sup>。2023年1月1日起实施的CCAR-36-R3中新增了对倾转旋翼航空器的噪声要求<sup>[3]</sup>。在军用直升机领域,受地球曲率和地面杂波的影响,雷达对低空飞行直升机的探测能力有限。随着声探测技术的飞速发展,瑞典“直升机搜索装置”,英国“警戒哨”预警系统等新型低空声探测系统和美国、俄罗斯等国的新型声探测反直升机地雷等,成为发现直升机的重要手段<sup>[4-5]</sup>。2016年,美国一架“阿帕奇”武装直升机被俄制声控反直升机地雷击中而坠毁。2022年爆发的俄乌冲突中,便携式防空导弹大战直升机的画面被广泛传播。而在伊拉克战争中,美军直升机面临的巨大威胁也是来自地面密集的火箭筒和重机枪射击。在如此近的距离内,人耳能够第一时间定位直升机。

降低直升机辐射噪声和影响范围可以极大地提高军用直升机战场生存力和民用直升机市场竞争力。然而,直升机降噪设计非常具有挑战性。首先,直升机噪声辐射来源复杂,旋翼、尾桨、大尺寸机身、裸露的武器挂架和起落架等均会产生不同的辐射噪声,各声源的噪声大小取决于飞行条件和观测者的位置。其次,直升机降噪设计面临气动、动力学等多学科影响和约束,任何降噪设计概念的提出都应考虑直升机的整体性能,包括气动效率、载荷和结构质量,因此从概念提出到实施应用通常需要长达数年甚至数十年的漫长过程。最后,直升机降噪设计的理论预测和试验验证难度大,以旋翼桨涡干扰(Blade vortex interaction, BVI)噪声为例,其与桨尖涡的演化和桨叶动力学息息相关<sup>[6]</sup>。理论计算方面仍无法对桨尖涡结构和尺寸进行准确模拟,CFD-CSD紧耦合方法距离工程应用仍有一定的差距。在风洞试验方面,配平策略的差异使得缩比模型旋翼在前进比较大时,噪声与全尺寸旋翼出现较大差异<sup>[7]</sup>。

过去几十年,世界各国对直升机噪声的产生、传播和控制等投入了大量的人力物力进行研究,极大地降低了直升机的噪声辐射水平。科曼奇、NH-90等第四代直升机中均使用了降噪设计技术,噪声水平比第三代降低了3~4 dB。特别地,美国特战黑鹰直升机在黑鹰直升机的基础上进行了综合的声隐身设计,噪声水平降低了10 dB以上。2011年,美军利用特战黑鹰直升机的隐身性能,从阿富汗起飞成功突破巴基斯坦防御系统,充分体现了隐身直升机作战效能。

直升机降噪设计至今仍是经久不衰的研究热

点,近年来已有较多文献综述相关进展。2014年,文献[8]对直升机外部噪声控制技术的现状和发展趋势进行了分析,从基础研究和主被动控制技术等方面提出了中国直升机外部噪声控制技术的发展思路。2015年,文献[9]对直升机气动噪声的研究进展进行了综述,内容包括试验技术、理论分析方法和噪声抑制技术。2017年,文献[10]重点叙述了旋翼气动噪声的研究新进展,包括大气、地面和飞行轨迹等对直升机旋翼噪声的影响,机身散射声场以及机身噪声计算方法等方面取得的新成就。2021年,文献[11]展望了直升机型号的声隐身设计趋势。2022年,文献[5]对基于新材料及结构的直升机噪声抑制技术研究进展进行了综述。上述文献均是以理论研究和试验为主,且对象是常规直升机构型,而对于直升机气动噪声辐射特性最为直接的飞行测试和当前快速发展的高速新构型直升机气动噪声方面的研究进展则少有提及。

本文第1部分针对直升机噪声产生机理和传播规律进行讨论,并涵盖共轴刚性旋翼高速直升机和倾转旋翼机的噪声产生和辐射特性;第2部分介绍了直升机飞行噪声测量的进展;第3部分综述了在旋翼被动/主动降噪设计、转速控制、飞行轨迹优化等声隐身设计方法研究情况,并侧重试验和试飞;第4部分给出了未来的发展展望。

## 1 直升机气动噪声特性分析

在直升机产生外部噪声的诸多部件中,旋翼和尾桨气动噪声占主导地位,常用来衡量直升机全机噪声水平。本节首先详细分析旋翼(尾桨)的噪声特性,然后分析共轴刚性旋翼高速直升机和倾转旋翼机构型中因旋翼的气动干扰引起的噪声特性变化。

### 1.1 旋翼(尾桨)噪声特性分析

#### 1.1.1 旋转噪声

旋翼旋转噪声分为厚度噪声和载荷噪声。

##### (1) 厚度噪声

厚度噪声由桨叶运动排开空气产生,是具有周期性的谐波噪声。厚度噪声通常具有较低的频率(例如10吨级直升机厚度噪声仅为20 Hz左右),能够传播非常远的距离,对直升机的声隐身能力具有重要影响。

根据FW-H方程,厚度噪声声压可写成

$$4\pi a^2 \rho'_M = \frac{\partial}{\partial t} \int_{s_i} \left( \frac{\rho_0 U_n}{|r| |1 - Ma_r|} \right)_{ret} dS \quad (1)$$

式中: $\rho'_M$ 为厚度噪声引起的密度脉动; $a$ 为当地声速; $\rho$ 为当地密度; $U_n$ 为桨叶表面法向速度; $r$ 为声源到接收点的矢量; $Ma_r = \frac{Ma \cdot r}{|r|}$ , $Ma$ 为桨叶表面

的马赫数矢量。可见,其辐射特性取决于时间变化率、质量流量 $\rho_0 U_n$ 和多普勒因子 $(1-Ma_r)$ 。

时间变化率和质量流量主要影响厚度噪声的频率和幅值。厚度噪声频率取决于旋翼桨叶通过速度。时间变化率和质量流量对厚度噪声幅值的贡献均随马赫数呈一次线性关系增加。

而多普勒因子 $(1-Ma_r)$ 影响噪声的指向性和幅值。当观测点垂直于桨盘平面时, $Ma_r=0$ ,噪声幅值最小,且不受多普勒因子影响;当观测点在桨盘平面内,且桨叶处于前行侧时, $Ma_r$ 最大,噪声幅值最大。

因此,直升机大速度前飞时,厚度噪声主要沿桨盘平面向前方辐射,辐射能量取决于最大桨尖马赫数。同时,考虑到桨盘前倾,低频的厚度噪声将传播向后方地面,使得直升机在尚未抵达目的地时就极易被发现,且飞行员在大多数情况下不能感受厚度噪声的增加。

## (2) 载荷噪声

载荷噪声由作用于桨叶上的气动载荷产生,根据著名的Formulation 1A of Farassat<sup>[12]</sup>,并考虑远场,忽略与距离的平方成反比的影响项,则载荷噪声可简化为

$$4\pi p'_D = \iint \left[ \frac{F Ma_r}{a|r|(1-Ma_r)^3} + \frac{\dot{F}}{|r|(1-Ma_r)^2} \right] dS \quad (2)$$

式中: $p'_D$ 为载荷噪声声压幅值; $F$ 为桨叶表面气动力。式中等式右边两项分别为桨叶表面的气动力项和时间梯度项。以桨尖速度 $V$ ,升力 $L$ 和桨叶半径 $R$ 为特征量分析,可得

$$p'_D \propto V^2 L^2 \left( \frac{1}{(1-Ma_r)^3} + \frac{1}{(1-Ma_r)^2} \right)^2 \quad (3)$$

式中: $V$ 代表桨尖速度; $L$ 代表旋翼气动力; $R$ 为桨叶半径。从式(3)可知,载荷噪声幅值与桨尖马赫数,升力和多普勒因子相关。在保持旋翼升力不变的情况下,降低桨尖速度可以有效降低载荷噪声。

载荷噪声的频率特性与厚度噪声相同,方向性遵循偶极子噪声辐射特性。悬停状态下,载荷噪声主要垂直于桨盘平面传播;直升机前飞速度增大,载荷噪声传播方向向前倾斜,使能量主要集中在旋翼桨盘下方的前向。

### 1.1.2 脉冲噪声

#### (1) 高速脉冲噪声

当直升机大速度飞行时,前行侧桨叶表面存在激波,当“离域化”扩展到空间区域,流场中出现跨音速和强烈非线性的特征,产生高速脉冲噪声。高速脉冲噪声取决于前行桨叶桨尖马赫数。高速脉动噪声可看作是厚度噪声的极限情况,远场噪声辐

射特性与厚度噪声基本相同。

高速脉冲噪声是现代直升机辐射噪声中最主要的部分之一,对直升机的总体噪声水平有着重要的影响<sup>[7]</sup>。经过几十年的研究,人们对高速脉冲噪声的产生机理已经有了较好的认识。当桨尖速度超过一定马赫数,噪声脉冲突然从平滑的三角形形状变为锋利的锯齿形状,此时局部激波将开始传播到远场,这个马赫数即为离域马赫数。利用双曲方程和椭圆方程的特性可解释局部激波对声远场的突然连接和传播<sup>[13]</sup>。

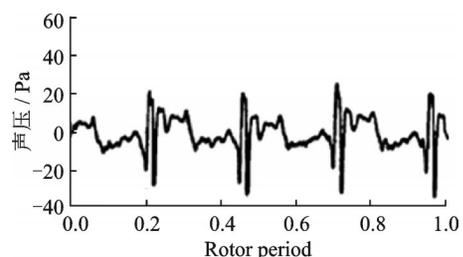
#### (2) 桨涡干扰噪声

当直升机处于机动或斜下降状态时,旋翼桨叶与其他桨叶桨尖涡可能发生气动干扰,产生BVI噪声,它可以看作是载荷噪声的一种极限情况。BVI噪声是一种中、高频的脉冲噪声,具有很强的幅值和方向性,一旦发生就会成为远场主导噪声,使直升机的声压级(Sound pressure level, SPL)迅速增加。

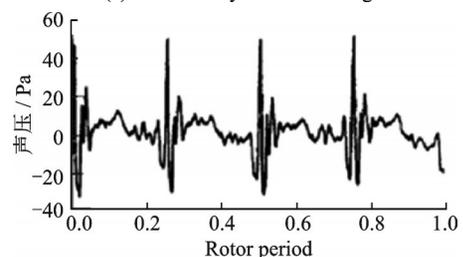
BVI噪声主要产生于旋翼前行侧平行或近平行的桨涡干扰。图1给出了远场BVI噪声的时域和频谱特征<sup>[14]</sup>。在时域上,每一次气动干扰都由正波峰和负波峰组成,正波峰在前行侧占主导,负波峰在后行侧占主导。这种符号变化是由于在桨涡干扰过程中,前行侧和后行侧涡的旋转方向相反。同时,桨涡干扰噪声具有明显的间歇性,造成其在频域上富含桨叶通过频率的高阶谐波。

斜下降状态时,BVI噪声幅值依赖于飞行速度和下降率。轻型直升机Robinson R44在下降率小于 $-6^\circ$ 时,BVI噪声幅值达到最大;中型直升机AW139 BVI噪声在下降率 $-10.3^\circ$ 时达到峰值。

图2给出了BO105模型旋翼噪声试验得到的远场噪声指向性<sup>[14]</sup>,高噪声集中在一个略微向前延伸并朝向前行侧的方向上,在后行侧同样有一个



(a) Time history from retreating side



(b) Time history from advancing side

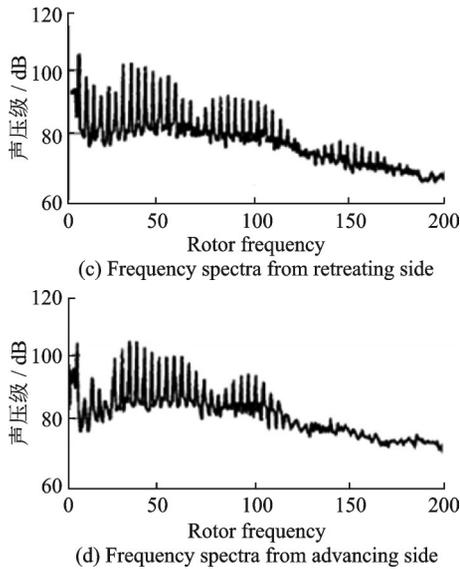


图1 典型的桨涡干扰噪声特征<sup>[14]</sup>

Fig.1 Typical BVI noise characteristics<sup>[14]</sup>

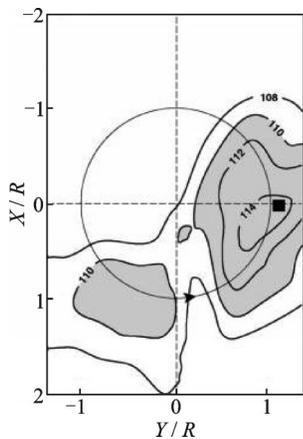


图2 中等频率范围BVI噪声指向性<sup>[14]</sup>

Fig.2 Mid-frequency BVI noise directivity pattern<sup>[14]</sup>

相对集中的噪声辐射方向。

直升机主要噪声源的指向性和频率特征如图3所示<sup>[9]</sup>。对于军用直升机的作战方式,旋翼系统向前

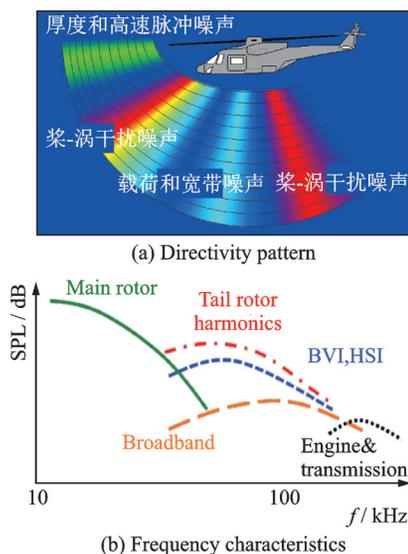


图3 直升机典型噪声辐射的指向性和频域特性<sup>[9]</sup>

Fig.3 Typical helicopter noise characteristics<sup>[9]</sup>

方和前下方辐射的厚度噪声、高速脉冲噪声和桨涡干扰噪声是影响其可探测性的主要噪声源。特别的,高速脉冲噪声和桨涡干扰噪声,因其脉冲特性,一旦出现,对军用直升机的可探测性具有重要影响。

### 1.2 共轴刚性旋翼高速直升机噪声分析

军用和民用领域对直升机高速飞行能力的需求始终是迫切的,随着工业能力的提升,共轴刚性旋翼高速直升机成为前沿热点研究问题之一。美国经过X2和S-97验证机的研制,开始正式研制SB>1直升机(图4),以适应未来战场需求<sup>[15]</sup>。



图4 共轴刚性旋翼直升机SB>1<sup>[15]</sup>

Fig.4 Coaxial rotor helicopter SB>1<sup>[15]</sup>

共轴刚性旋翼由两副尺寸相同、转向相反的旋翼组成。在前飞状态下,其能够利用前行侧动压大的特点,使前行侧桨叶承担绝大部分升力。共轴刚性旋翼的构型特点决定了其存在复杂的气动干扰。与常规直升机旋翼相比,共轴刚性旋翼气动干扰的特殊性有3点:(1)上下旋翼桨叶相遇产生的桨叶交叉干扰;(2)悬停或小速度前飞时,上旋翼桨尖涡与下旋翼产生的桨涡干扰,见图5(a)<sup>[16]</sup>; (3)大速度前飞时,旋翼与自身桨尖涡产生的桨涡干扰见图5(b)<sup>[17]</sup>。

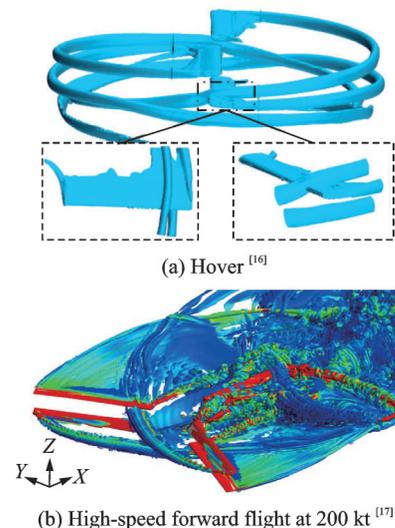


图5 悬停状态涡量等值面<sup>[16]</sup>和前飞状态Q=0.001等值面图<sup>[17]</sup>

Fig.5 Iso-surface of vorticity magnitude for hover and iso-surface of Q criterion of 0.001 for forward flight<sup>[17]</sup>

复杂的气动干扰必将引起新的噪声源产生。以XH-59A旋翼为对象的CFD-CSD模拟研究发现<sup>[18-19]</sup>,与常规旋翼不同,共轴刚性旋翼在平飞状

态即发现了两种脉冲性的气动干扰:旋翼自身的桨涡干扰(旋翼桨叶与同副旋翼的桨尖涡干扰)和上下旋翼桨叶交叉干扰。脉冲干扰引起脉冲噪声,且对前进比和升力偏置均很敏感,随着前进比和升力偏置增大而增大。文献[20-21]基于升力线理论预测了共轴刚性旋翼的噪声特性,该旋翼具有两片桨叶,工作中低前进比下(0.12~0.24),旋翼尾迹与另一旋翼桨叶的桨涡干扰是重要的脉冲噪声源之一。

在悬停状态下,上旋翼和下旋翼反向旋转的特点对声压(Sound pressure, SP)历程影响显著,不同方向观察点的声压波形峰值对应的相位不同。桨涡干扰现象及下洗流的作用使得桨叶气动载荷呈现明显的非定常特征,导致共轴双旋翼的载荷噪声辐射强度较大。在低频段,总噪声受厚度噪声主导,而在高频段则受载荷噪声主导<sup>[22]</sup>。

悬停和小速度前飞下的气动干扰无疑是新的噪声源,与常规旋翼相比增大了旋翼辐射噪声;大速度前飞时,旋翼与自身桨尖涡的干扰噪声却小于常规旋翼。图 6 给出了前飞速度 200 kt(约 370.4 km/h)时,双旋翼和单旋翼诱导速度的对比,双旋翼的诱导速度明显高于单旋翼<sup>[17]</sup>。大的诱导速度降低了剖面的有效引角和法向力,同时大的诱导速度增大了桨涡干扰的垂直距离,降低了旋翼与自身桨尖涡的干扰噪声。

大速度前飞时,同样存在上下旋翼桨叶交叉干扰噪声,图 7 给出了旋翼正前方的麦克风时间历程<sup>[17]</sup>。与流场分析结果相对应,自身 BVI 噪声引起正的声压脉冲峰值降低,但是新增了上下旋翼桨叶交叉干扰噪声。两者综合作用增大了远场的脉

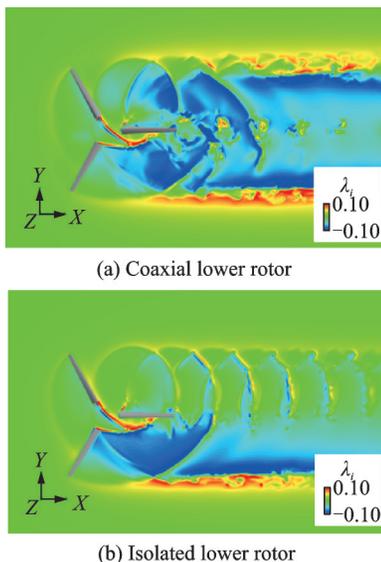


图 6 双旋翼和单旋翼诱导速度  $\lambda_i$  对比<sup>[17]</sup>  
Fig.6 Comparison of induced inflow ratio  $\lambda_i$  between the coaxial and isolated rotor<sup>[17]</sup>

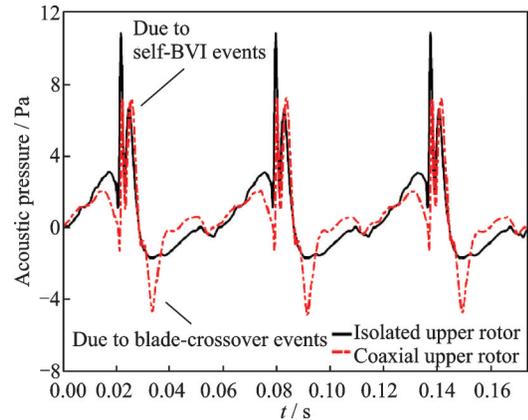


图 7 旋翼正前方麦克风时间历程(前飞速度 100 kt)<sup>[17]</sup>  
Fig.7 Acoustic pressure of upper rotor before the rotor at 100 kt<sup>[17]</sup>

冲噪声幅值,特别是大速度下,SPL 噪声增加 5 dB 左右(图 8)。

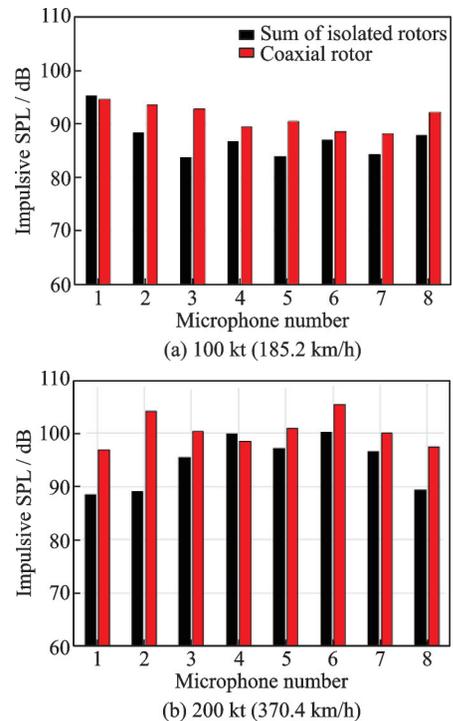


图 8 不同飞行速度下脉冲声压级的对比<sup>[17]</sup>  
Fig.8 Comparison of impulsive SPL between the isolated and coaxial rotors<sup>[17]</sup>

共轴刚性旋翼高速直升机尾推力桨具有更大的旋转速度,例如 X2 技术验证机尾推力桨桨尖速度为 254 m/s,远高于主旋翼桨尖速度 190 m/s。推力桨高桨尖速度会极大地增加桨盘平面内的厚度噪声,加上其更易辐射向地面的桨盘位置,成为该构型直升机重要的噪声源,甚至占主导地位。S-97 使用离合器断开尾推力桨来保持低噪声巡航能力,增加作战生存能力<sup>[23]</sup>。试飞员 Bill Fell 也表示,悬停时尾推力桨断开,飞行过程非常安静<sup>[24]</sup>。然而,有关尾推力桨噪声定量计算的内容鲜有

报道。

事实上,噪声一直是螺旋桨飞机领域面临的重要挑战之一。国内外对螺旋桨噪声已开展了大量的降噪理论与试验研究,对其特性有了较为全面的认识<sup>[25-26]</sup>。

尾推力桨的噪声特性与常规螺旋桨相似,但会受旋翼、机身和尾翼尾迹的影响,使得总噪声增加,产机理更加复杂,宽频分量的贡献更大。旋翼、机身对尾推力桨的气动干扰在各个飞行状态下均存在,前飞速度较低时,旋翼尾迹对尾推的干扰占主导,增大尾推力桨推力和扭矩的周期性波动幅值,极大增加尾推力桨的非定常噪声;前飞速度较大时,机身对尾推的干扰占主导,增加尾推推力和扭矩,同样增大了推力桨噪声。

与常规螺旋桨不同的是,尾推力螺旋桨会出现旋翼中常出现的桨涡干扰噪声,如共轴刚性旋翼直升机执行潜人和水平减速任务时(图9),推力与入流方向相反,易出现桨涡干扰噪声。因此,需要对尾推力桨噪声进行全面深入的研究。

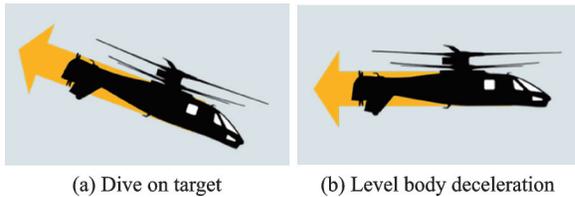


图9 潜人和水平减速状态示意图<sup>[23]</sup>

Fig.9 Schematic for two typical flight conditions<sup>[23]</sup>

### 1.3 倾转旋翼机噪声分析

倾转旋翼机是另一高速直升机的构型,如图10所示,美国V-22倾转旋翼机已列装部队,V-280于2022年竞标胜出,得到未来远程攻击机(FL-RAA)计划的合同,欧洲AW609即将完成适航取证。倾转旋翼机在未来的军民机领域将占据重要地位。



图10 倾转旋翼机V22和V280

Fig.10 Tiltrotor aircraft V22 and V280

倾转旋翼机两旋翼间距较远,气动干扰集中在旋翼/机翼/机身/尾翼,两旋翼间产生气动干扰情况较少<sup>[27]</sup>。文献<sup>[28]</sup>结合消声室试验和数值计算

研究了悬停状态下旋翼气动噪声特性。倾转双旋翼噪声相对纵向平面对称分布,在多个方位角区域存在着局部最大值(图11),这和双旋翼噪声传播时的相互叠加以及气动干扰相关。

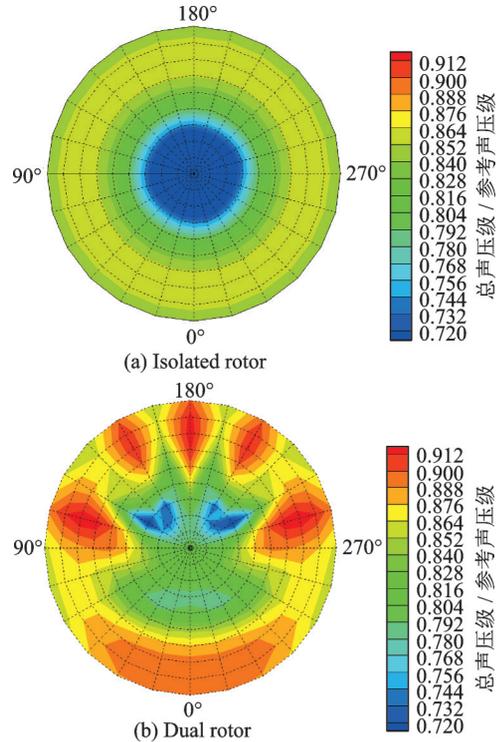
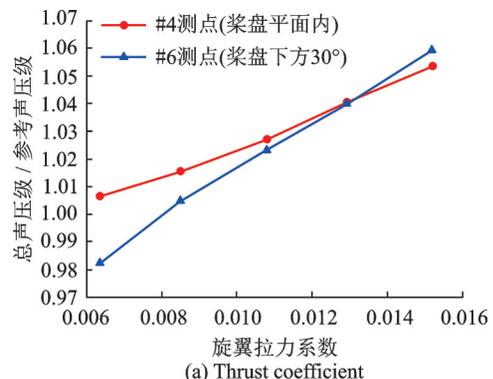


图11 孤立旋翼和双旋翼状态总声压级/参考声压级云图计算结果<sup>[28]</sup>

Fig.11 Comparison of overall SPL/reference SPL contour between isolated and dual rotors<sup>[28]</sup>

图12给出了总声压级随拉力系数和桨尖马赫数的变化,其规律与常规旋翼相似。倾转旋翼在悬停时具有更大的拉力系数和桨尖马赫数,会产生更强的噪声辐射,特别是厚度噪声。常规旋翼直升机桨尖速度通常为220 m/s以下,V-22倾转旋翼机空军型悬停桨尖速度达到了250 m/s,在相同拉力下,厚度噪声增大3.3 dB。

倾转旋翼机在前飞时,机翼将承担一部分升力,并在高速时降低旋翼转速,使得旋翼噪声比同吨位的直升机小。



(a) Thrust coefficient

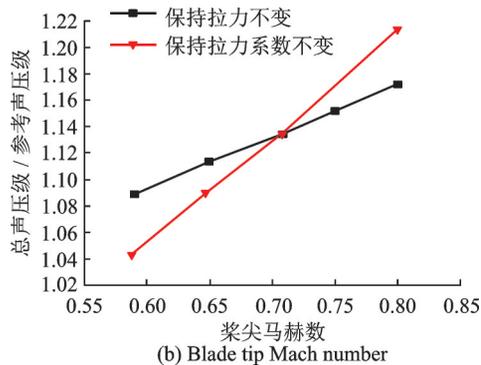


图12 倾转旋翼总声压级/参考声压级随拉力系数和桨尖马赫数的变化<sup>[28]</sup>

Fig.12 Overall SPL/reference SPL versus rotor thrust coefficient and blade tip Mach number<sup>[28]</sup>

## 2 直升机飞行噪声测量

直升机飞行噪声测量是非常重要的。从设计角度来说,只有明确了噪声产生的位置及强度,才能采取相应的措施进行噪声控制;从使用角度来说,只有飞行中噪声低于限制值的直升机才能进入市场或列装部队。

国内外对直升机飞行噪声测量非常重视,特别是民机领域,只有经过严格的噪声适航认定的直升机才能进入市场。民用倾转旋翼机 AW609 需引用直升机的噪声适航条例。此外,美国亚音速旋翼(Subsonic rotary wing, SRW)计划和欧洲绿色旋翼机计划中包含大量的飞行噪声测试;国内利用 AC311、AC313 和 AC352 等民用直升机型号进行了大量的飞行噪声测试工作。这些飞行试验为直升机降噪设计提供了重要的数据支撑。

直升机飞行噪声测量可分为两种方式:在直升机上固定安装麦克风和在地面安装麦克风。在科研试飞中,为全面获得直升机的噪声特性,通常两种方式联合使用;而在民机噪声适航中,通常采用第二种方式,只测量地面上的噪声特性。

麦克风安装于机身的测量方式可以更直接地获得旋翼噪声特性。因为麦克风随直升机运动,可以快速且低成本地测量全包线内的噪声特性,也通常用于测试机动飞行状态<sup>[29]</sup>。欧洲 EC155 验证机(图 13)及国内 AC311A 都曾采用过此种测量方式。该方式能够对不同设计、不同飞行状态间的噪声辐射水平进行直接快速的比较。但是该测量方式的麦克风和机身位置相对固定,只能得到局部噪声,无法获得远场噪声指向性。

在地面使用麦克风可以直接获得直升机在地面上的噪声辐射水平,也可以提供远场噪声的



图13 EC155验证机上安装的麦克风<sup>[29]</sup>

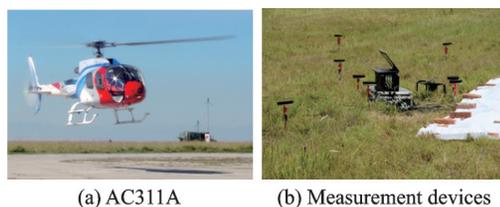
Fig.13 Near-field microphone installation on EC155<sup>[29]</sup>

指向性,在直升机飞行噪声测量中广泛使用。与近场麦克风相比,地面噪声测量的成本和复杂性增加,需结合近场麦克风测量结果,减少测试矩阵。

地面麦克风测量得到的是直升机的整体噪声水平,但直升机外形复杂,旋翼和尾翼气动噪声、发动机噪声等信号会在时频域混叠。在噪声研究中,为了有效对比评估不同直升机的噪声辐射特性,通常以直升机旋翼中心为原点,3~5倍旋翼直径为半径,将直升机等效为半球形二级声源,即声辐射球。球面上不同位置的声信号辐射强度代表了直升机整体噪声在该方向上的辐射强度,从而为不同飞行状态下直升机噪声辐射特性分析提供统一的基础。

基于旋翼飞机噪声模型(Rotorcraft noise model, RNM)方法构建声辐射球作为二次声源的方法已得到广泛的应用<sup>[30]</sup>,并扩展到机动飞行状态<sup>[31]</sup>,之后该方法得到进一步的发展,包括引入桨涡干扰模型<sup>[32]</sup>和直升机轨迹优化模型<sup>[33]</sup>。

2019年,利用 AC311A 直升机,在景德镇市开展直升机噪声成像试验,试验场景如图 14 所示。试验中使用 8 台 19 元阵以及 40 元对臂螺旋阵,提取信号时/空/频等信号统计特征,基于 RNM 方法获得各种飞行状态下的声辐射球,代表了不同状态下直升机噪声时空频分布特性。测量包括悬停、水平飞越、近地突防、爬升、斜下降和转弯等状态。图 15 给出了其中 4 种状态下声辐射球结果,能够很好地反映不同飞行状态下的噪声辐射特性,为降噪设计提供良好的数据基础。



(a) AC311A (b) Measurement devices

图14 直升机噪声源成像外场测试场景图

Fig.14 Devices for imaging of AC311A aerodynamic noise

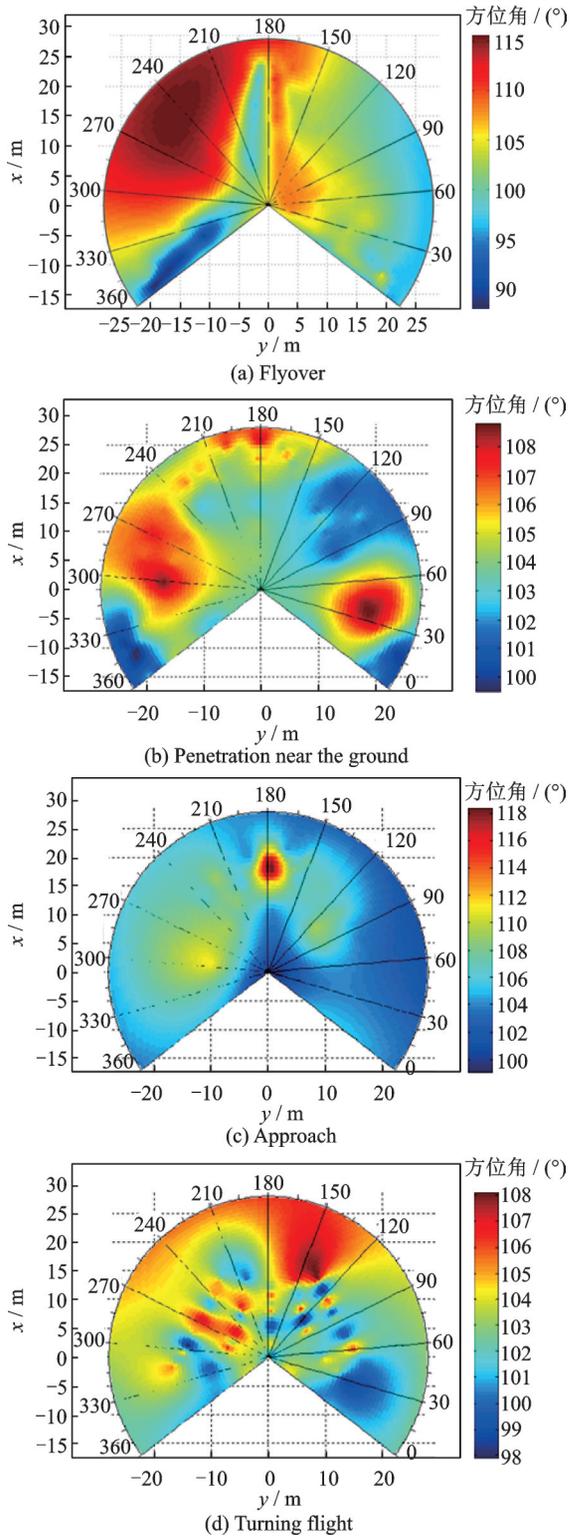


图15 AC311A在4种典型飞行状态下的声辐射球  
Fig.15 Acoustic semi-sphere for four typical flight conditions of AC311A

民机适航采用地面麦克风测量方式,共计3个测量站垂直于轨迹平面布置,中间一个位于轨迹正下方。民机只关注爬升、水平飞越和斜下降3种飞行状态。尽管飞行状态简单,但对测试要求非常严格。国内航空器型号和适航合格审定噪声规定共计有47条,涉及载机状态、试验场地、气象条件、飞行状态、性能参数、试验设备、数据有效

性、噪声评定及数据报送等,涉及的点多、面广,细致而全面。

图16给出了爬升、水平飞越和进场3个测试状态的飞行轨迹,对航迹偏差、速度和功率波动也有严格的限制。AC352型机进行噪声适航审定时,共进行13次起飞状态测量,其中8次有效;共进行15次进场状态飞行,仅6次有效。经严格规定的适航噪声处理后,满足规章要求。

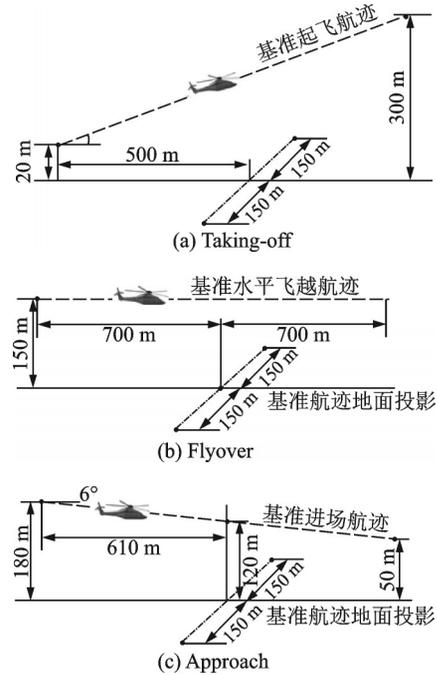


图16 适航中爬升,水平飞越和进场轨迹图  
Fig.16 Flight trajectories for civilian helicopter certification

同样,理论和实测数据表明,经过优化设计的国产第四代直升机直-20低噪声特性优异。

### 3 降噪设计方法研究现状

多年来,军事和民用需求引起了业界对直升机降噪设计的关注和研究,并取得了丰硕的成果。由美国国家航空航天局主持、多家研究机构参与的“直升机降噪SILENT旋翼计划”通过理论分析和试验,研究得到效果显著的旋翼降噪技术,如减小桨尖速度、改变桨尖形状和翼型优化设计,并在“X-force”控制和非等分或可调桨叶间距“Modulate blade spacing”等新概念设计上进行了探索。通过优化设计,这些降噪概念都可在保证高性能、低振动水平的前提下,降低总噪声水平<sup>[34-35]</sup>。“SILENT旋翼计划”的成果在型号上得到积极应用,如RAH-66采用后掠桨尖以及涵道尾桨,噪声水平减小2~3 dB<sup>[9]</sup>。

在欧洲,多国合作项目HELISHAPE计划<sup>[36]</sup>、HELINOISE计划<sup>[37]</sup>和ATR项目<sup>[38]</sup>,通过理论分

析、风洞试验和飞行试验研究了桨叶平面形状、扭转分布、桨尖形状和速度等参数对降低旋翼噪声的效果。通过先进桨尖形状、翼型和可变转速旋翼系统,法国一架验证直升机实现了整体噪声水平比 ICAO 标准低 8 EPNdB<sup>[39]</sup>。德国进行的旋翼主动控制技术项目,通过风洞试验和飞行试验充分探索了单片桨叶控制 (Individual blade control, IBC) 技术降噪潜力<sup>[40]</sup>。

直升机外部噪声控制设计方案如图 17 所示,包括低噪声旋翼和尾桨设计,低噪声轨迹优化,发动机变速技术和弱干扰整机消声布局。旋翼是直升机的最主要噪声源,当前主动/被动降噪措施多以旋翼为研究对象。而低噪声轨迹优化易实施且经济适用,近年来成为降噪热点。因此,本节主要对低噪声旋翼设计和低噪声轨迹优化进行综述。



图 17 直升机外部噪声控制设计方案示意图

Fig.17 Schematic of control strategies for helicopter aerodynamic noise

### 3.1 低噪声旋翼设计

#### 3.1.1 被动控制

被动控制通过改变桨叶外形降低旋翼噪声,主要工作集中在先进桨尖设计。薄厚度桨尖翼型、桨尖尖削和后掠等措施,减小了桨尖的体积,延迟了前行桨叶上的压缩性现象,可有效控制厚度噪声和高速脉冲噪声<sup>[41-43]</sup>。先进桨尖也能重新分配桨叶气动载荷分布,影响桨尖涡的生成和演化,对载荷噪声和桨涡干扰噪声产生重要影响。

目前,被动降噪技术已成功应用于第四代直升机,如 NH-90、RAH-66 以及 H160 等,噪声水平比第三代直升机降低了 3~4 dB。

对厚度噪声和高速脉冲噪声被动控制,已有明确的设计准则:任何降低桨尖体积的方式均具有良好的降噪效果。以降低高速脉冲噪声为目标的优化获得的桨叶具有前掠、后掠和尖削的外形特征<sup>[41]</sup>。

但载荷噪声和桨涡干扰噪声受桨叶弹性变形和诱导速度分布的影响较大,很难通过外形参数对噪声辐射水平进行直接判断<sup>[6]</sup>。因此,先进桨叶降噪设计研究集中在降低载荷噪声和桨涡干扰噪声上,特别是桨涡干扰噪声。

文献[38,45-46]研究了多种桨尖设计概念,包括子翼端板桨尖、Ogee 桨尖、后缘前掠桨尖等(图 18),详细对比了其降噪效率,揭示了先进桨尖的降噪潜力。

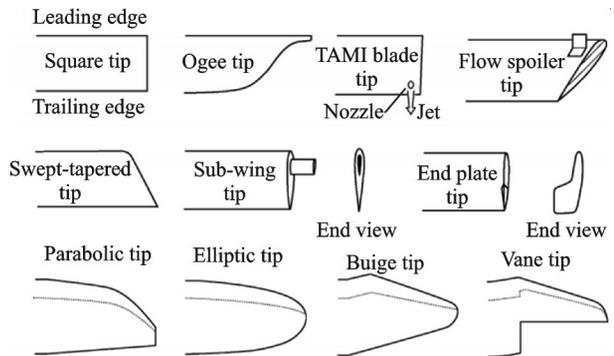


图 18 早期尝试的直升机桨尖形状<sup>[38,45-46]</sup>

Fig.18 Blade tip shapes proposed for BVI noise reduction at early stage<sup>[38,45-46]</sup>

近年来,先进的桨叶平面形状演化成了后掠、桨削和下反的形式,用以实现噪声降低和气动性能提升。

美国“黑鹰”直升机经过历次改进设计,桨尖由最初的矩形变为下反尖削形式,在提高性能的同时降低了噪声水平,如图 19 所示<sup>[9]</sup>。

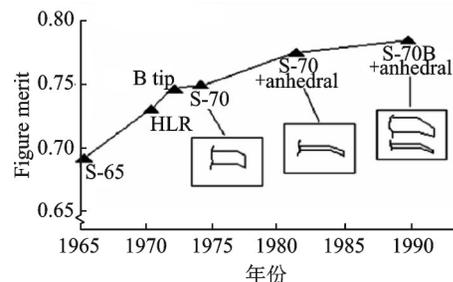


图 19 黑鹰直升机桨尖形状变化历程<sup>[9]</sup>

Fig. 19 Blade tip evolution of blackhawk helicopter<sup>[9]</sup>

欧洲前缘抛物线后掠桨尖(图 20)在型号上得到大量应用,占据主导地位,如 EC120、EC135 和 EC155 等系列直升机。NH-90 在抛物线后掠的基础上采用了下反桨尖(图 21),进一步降低了旋翼噪声,提高了悬停性能。

中国直升机设计研究所抛物线后掠桨尖为

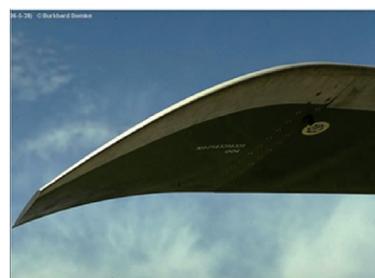


图 20 抛物线后掠桨尖

Fig.20 Parabolic swept blade tip



图21 NH-90抛物后掠下反桨尖  
Fig.21 Parabolic swept anhedral blade tip

基础,持续进行了低噪声旋翼设计。对AC311、AC313和AC352等多个型号(图22)和一系列预研项目开展了模型旋翼噪声试验,对降噪设计方案进行验证和筛选,确定装机方案。



图22 国内已取证的AC313、AC311和AC352直升机  
Fig.22 Domestic helicopters AC313, AC311 and AC352 certified by Civil Aviation Administrator of China (CAAC)

2011年在江西景德镇进行了AC313直升机外部噪声测试,起飞、飞越和进场噪声分别比限制值低3.11、4.7和0.68 dB。2015年进行了AC311A直升机外部噪声测试,噪声水平比适航限制值低1.5 dB。2022年在黑龙江建三江进行了AC352型机机外噪声测试,起飞、飞越和进场噪声分别比限制值10.68、4.49和5.13 dB。AC313、AC311A到AC352直升机噪声测试的结果体现出了国内直升机低噪声旋翼设计能力的稳步提升。

低噪声桨尖形状的探索从未停止。1991年,法国宇航和德国宇航中心通过纯被动设计降低BVI噪声,设计了ERATO桨叶<sup>[47-49]</sup>,与常规后掠尖削相比,BVI噪声降低4 dB。在ERATO桨叶的基础上,空客直升机公司通过增大后掠部分的弦长,并延后后掠位置,提升了旋翼气动性能,解决了动力学不稳定现象,形成了型号可用的Blue Edge桨叶,并于2015年在EC155直升机上进行了演示验证<sup>[50]</sup>。与ERATO桨叶相比,Blue Edge桨叶提高了悬停效率,降低了拉杆的静载荷和振动,降低

斜下降状态下BVI噪声。飞行试验证实了Blue Edge桨叶具有实用价值,并应用于H160直升机上。H160直升机于2020年取得了欧洲航空安全局和美国联邦航空局认证,至2022年底已获得64架订单。之后,在保持Blue Edge特征的基础上,空客直升机公司进行了多目标优化,进一步提高气动性能,并在H225验证机上进行了装机试飞<sup>[51]</sup>。当前飞速度超过最大连续功率速度后,需用功率大幅下降,13~15 t质量下能够节省400~600 kW的功率。

BERP桨尖是另一具有重大降噪潜力的被动设计。英国研究人员从1975年开始进行BERP桨尖研究,通过减少激波和延迟桨叶失速来突破直升机速度记录。该桨尖具有薄翼型、后掠和前缘凹槽的特征,如图23所示<sup>[52]</sup>。尽管以性能设计为主要目的,但同时收获了很好的降噪效果。与传统的矩形桨叶相比,低速下降飞行中降噪达到5 dB<sup>[6]</sup>。该设计创新性地结合了可压缩性、后行桨叶失速和降噪的设计目标,有效地平衡了气动、动力学和声学方面的设计约束。

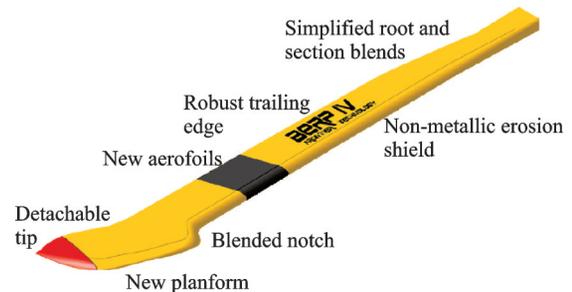


图23 BERP IV桨叶外形<sup>[52]</sup>  
Fig.23 BERP IV blade features<sup>[52]</sup>

### 3.1.2 主动控制

主动控制通过外部能量输入来改变桨叶气动负载,从而达到降噪目的。主动控制可以通过自适应的方式有效解决不同飞行状态下的设计矛盾,其在原理上是非常完美的噪声控制方式。但因控制代价,可靠性等方面存在限制,仅停留在试验验证阶段。鉴于已有较多文献对主动控制进展进行了深入探讨<sup>[6,53-54]</sup>,本节对现状只进行简要介绍,对仍处于概念阶段的方案不再介绍。

旋翼噪声主动控制方法可分为:(1)高阶谐波控制(High harmonic control, HHC);(2)单片桨叶控制(Individual blade control, IBC);(3)主动后缘小翼控制(Active flap control, AFC)。

#### (1) 高阶谐波控制

通过在自动倾斜器的不旋转环上施加高阶谐波操纵输入,从而实现桨距的主动控制。激励器放

置在自动倾斜器下方,对所有桨叶施加给定的频率、幅值和相位。将变化的频率施加到配平的桨距上,产生不同的桨叶挥舞和扭转变形,从而改变气动载荷,进一步改变旋翼尾迹和桨尖涡。它不会对桨叶操纵产生影响,但可以使桨叶在特定方位角处的迎角发生变化。通过降低特定方位角的桨尖涡和桨涡垂直干扰距离,达到降低BVI噪声的目的。图24给出了诱导下洗速度和桨叶挥舞综合影响下,桨涡干扰距离变化。低噪声的HHC激励显著

增加了桨涡干扰距离,减少了BVI噪声。

目前已对HHC的控制参数影响进行了深入的分析。HHC控制效果已经过多个风洞试验和飞行试验(BO105,AH-1型机)的验证<sup>[55-60]</sup>,结果表明控制频率对HHC产生的降噪效果影响不大;控制幅值和相位对HHC的控制效果具有重要作用,能使BVI噪声降低6 dB以上。但低噪声的HHC激励会显著增强振动水平,在直升机型号上的应用尚需进一步研究。

(2) 单片桨叶控制

为了提高输入变量的控制权限,IBC概念应运而生。IBC控制激励器安装在自动倾斜器上方,可以单独对各片桨叶施加激励。相较于HHC,控制方式更加灵活,对旋翼性能影响较小,对驱动功率需求较低。

文献[61-62]通过理论计算揭示了IBC主动控制的降噪机理:通过降低桨叶剖面的负压峰值,改善桨叶表面的压力分布,从而改善气动特性;同时改变了桨尖涡的结构,减小了桨尖涡的集中程度,有效增加了桨叶和桨尖涡之间的距离。

IBC激励应用于BO105全尺寸旋翼已经过风洞试验和飞行试验验证<sup>[63-69]</sup>。利用多谐波IBC输入可以同时降低BVI噪声和桨毂振动载荷。二阶频率IBC输入具有最大的降噪效果。通过与基准旋翼对比,在前行侧30°~60°之间和后行侧300°~330°之间,桨涡平行干扰受到较大抑制。在风洞试验中,采用2~5阶频率多谐波组合产生了平均12 dB的BVI噪声降低和显著的4倍基础频率旋翼振动降低。同时,在高速情况下,性能提升7%。飞行测试中,二阶频率IBC输入显示出最有希望的潜力,同时产生减振和降噪效果,达5 dBA,如图25所示。飞行测试结果还表明,二阶频率IBC输入的降噪在不同地面横向位置是均匀的,这表明噪声减少对各个方向均是适用的。

但是,当前IBC系统质量大、机械复杂性和功率需求高,使得IBC在型号上的应用进展较慢。除BO105外,未见IBC激励在其他型号上应用飞行。文献[70]利用理论方法分析了IBC在“黑鹰”上减

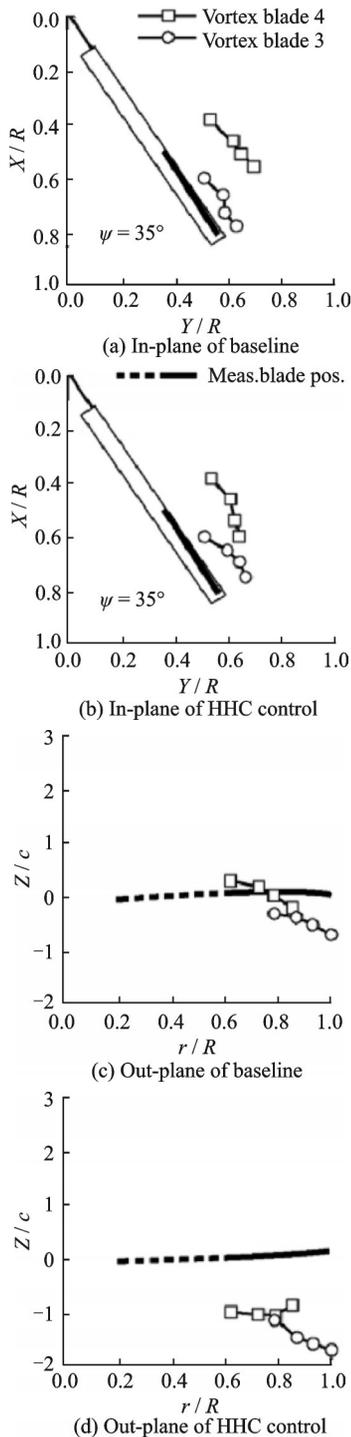
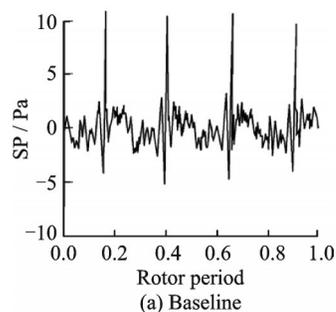


图 24 HHC 控制对桨涡干扰距离的影响<sup>[6]</sup>

Fig.24 Comparison of tip-vortex geometry segments for baseline and low noise HHC control<sup>[6]</sup>



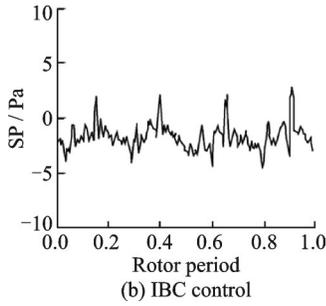


图25 基本状态和低噪声IBC控制状态的时间历程对比<sup>[6]</sup>  
Fig.25 SP histories for a baseline and minimum noise IBC setting<sup>[6]</sup>

振效果,但未涉及噪声研究。文献[71]通过全尺寸风洞试验进行了振动和降噪效果评估,BVI噪声可降低12 dB,但未找到进一步的型号应用资料。

### (3) 主动后缘小翼控制

为了克服HHC、IBC等桨根主动控制方式的缺点,采用在桨叶内部安装激励的方式来降低气动噪声,开发出了后缘小翼控制。在早期的概念演示中,用机械式的尾缘襟翼进行了风洞试验,并显示了至少4 dB的降噪潜力<sup>[72-73]</sup>。后来,轻而有力的基于压电堆的驱动机构被应用于小翼控制并进行风洞试验,已有文献研究其在桨叶载荷分布和挥舞特性的影响<sup>[74-77]</sup>。研究表明,小翼偏转会影响桨尖涡的产生和演化。当后缘小翼运动到最大振幅时,桨尖涡形态会产生明显变化,从而改变桨涡干扰特性,但只有特定运动下的小翼才能改善桨叶气动载荷分布,从而降低气动噪声。主动后缘小翼降低噪声的有效性已在缩比模型风洞试验中进行验证,特定的运动规律下,可分别降低桨盘内和下方噪声5.62 dB和4.24 dB<sup>[78-79]</sup>,但不合适的控制规律也会造成噪声的增加。

此外,由于这些驱动器会产生非常小的位移,需要机械放大机制来达到所需的襟翼偏转。摩擦力、动态压力和离心力是机械放大方案的主要技术障碍。增加后缘小翼和相关硬件对质量和动力学设计提出挑战。因此主动后缘小翼控制在直升机上的应用仍处于起步阶段。

### 3.2 变转速设计

降低转速是直升机最直接有效的降噪方式,对所有飞行状态均具有良好的降噪效果。但变转速设计势必影响气动性能,同时变转速涉及飞行控制、发动机控制、桨叶动力学等多学科问题,对飞行品质和结构质量等方面也会带来额外的负担。在直升机型号设计中需进行综合权衡。

旋翼变转速设计已经在直升机上得到应用。美国S-97、SB>1共轴刚性旋翼高速直升机采用降低转速实现大速度前飞;V-22鱼鹰在飞机模式下

采用低转速以实现螺旋桨性能提升;美国的特战黑鹰和科曼奇均采用降低转速的方式降低噪声辐射。

国内AC352模型旋翼试验结果表明,在升力不变的情况下,转速降低为额定转速的90%,旋翼噪声可降低4.2 dB。

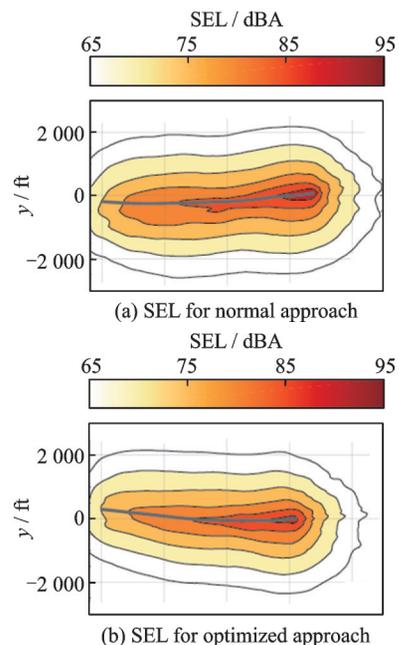
### 3.3 低噪声轨迹优化

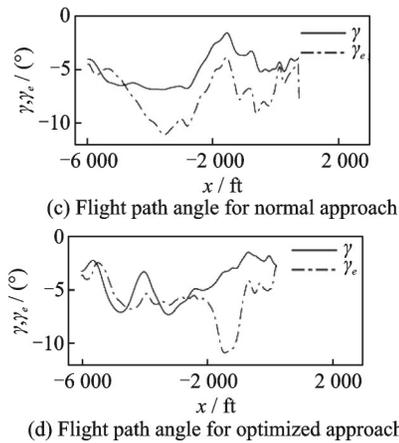
低噪声轨迹优化技术是降低直升机低空飞行、爬升或下降时的地面可感知噪声的技术。国外研究表明,通过飞行轨迹优化可实现地面感知的噪声最大下降6 dB<sup>[80]</sup>。国外直升机研发机构制定了大量的研究计划,目前飞行仿真和试验同步开展,经过验证即可进入型号应用阶段。

美国的“SRW计划”中包含了低噪声轨迹优化方法,并通过飞行试验验证<sup>[81]</sup>。欧洲的“直升机环境友好飞行路线项目”进行了直升机低噪声飞行轨迹的研究,获得了低噪声直升机飞行操纵程序,并降低了驾驶员疲劳程度<sup>[82]</sup>。

最近,美国对6架轻型直升机(最大起飞质量在2 000~4 500 lb)进行噪声试飞,以获取不同降落方法和机动状态下的辐射噪声变化<sup>[83]</sup>。之后,对4型中型直升机进行了相似的噪声试飞,包括S-76D、AW139、MH-65和Bell205,起飞质量在7 400~14 200 lb之间。但因试飞现场约束,地面测量范围有限,其通过噪声数据处理软件NICE-OPS对测量噪声的范围进行扩展<sup>[84]</sup>。

图26给出了S-76D型机正常降落和轨迹优化后降落的地面噪声辐射云图(Sound exposure level, SEL)。采用从70 kt速度开始以 $-5^\circ$ 轨迹角降落的优化轨迹能够有效降低噪声辐射范围。在 $-6\ 000\sim-2\ 000$  ft范围内,空速基本保持恒定,在 $-2\ 000$  ft处以更大的轨迹角降落。尽管大轨迹角



图26 S-76D降落时SEL分布、飞行轨迹角的对比<sup>[84]</sup>Fig.26 Comparison of SEL and flight path angle for a normal approach and optimized approach of S-76D<sup>[84]</sup>

会增大BVI噪声,但却在更低的海拔高度降低了噪声辐射的范围。

## 4 结 论

本文综述了直升机气动噪声抑制与飞行测试研究进展。首先介绍了常规构型直升机、共轴刚性旋翼高速直升机和倾转旋翼机的噪声产生机理和噪声特性。然后介绍了旋翼被动和主动降噪技术,变转速控制技术和低噪声轨迹优化等降噪设计的理论发展和应用情况。被动降噪技术经过多年的探索,已在直升机上得到大量的应用,直升机的噪声水平稳步降低;变转速控制技术和低噪声轨迹优化技术正逐渐走向成熟,在直升机中进行应用;旋翼主动降噪技术更多地停留在实验室阶段,尚需要在驱动装置、控制规律等方面的进一步研究。

根据目前的研究,可得出以下结论:

(1)持续进行被动降噪方案研究。至今已开发出多种先进桨尖形状,其中尖削后掠桨尖、下反桨尖等发展成熟,在型号上获得大量应用。BERP桨尖和Blue Edge桨叶经过近20年的发展逐步从理论研究走向型号应用,获得了良好的降噪效果。前凸后掠变弦长下反设计为特征的桨叶外形配合旋翼变转速技术,具有极大的降噪潜力,但是应进一步提升其气动性能,实现先进被动降噪方案的型号应用。

(2)主动降噪从实验室走向型号应用。以HHC、IBC和ACF为代表的旋翼主动降噪技术在国外已经过大量的试验和试飞,证明了其降噪潜力。但目前存在相应的问题阻止其进一步的工程应用。如HHC和IBC主动控制需采取严格的控制策略,不合适的控制方法反而使噪声恶化,同时低噪声会引起振动水平增加。主动负扭转等对桨叶

动力学设计和剪裁提出了很高的要求。未来研究中应注重主动控制下旋翼流动机理及气动/声学/振动综合控制策略研究,从而增强安全性和可靠性,提高技术成熟度。

(3)轨迹优化技术逐步在现役直升机中得到应用。轨迹优化技术通过对直升机飞行轨迹和姿态调整改变噪声幅值和方向,使得地面噪声辐射强度减小,是一种非常经济的降噪技术。该方法在国外已得到型号应用,但国内仅停留在理论研究阶段,应加强该方面的研究投入。

(4)积极开展主/被动/轨迹优化综合降噪技术研究。结合旋翼低噪声气动布局、低噪声轨迹优化以及主动控制方法等降噪手段,进行三者的综合应用研究,突破旋翼动力学与全机耦合动力学、变转速发动机、主动控制和轨迹噪声优化等关键技术,形成直升机全机噪声的综合噪声控制方案。

(5)加强机动飞行状态的噪声预测和控制能力。机动飞行具有高度非定常特性,不仅对气动力产生影响,也会改变气动噪声的产生和传播特性。应注重改善全机飞行力学模型,在非空战飞行过程中避免高度机动飞行。

## 参考文献:

- [1] 中国民用航空总局.航空器型号和适航合格审定噪声规定:CCAR-36-R1[S].北京:中国民用航空总局,2007-03-15.
- [2] 中国民用航空总局.航空器型号和适航合格审定噪声规定:CCAR-36-R2[S].北京:中国民用航空总局,2017-12-12.
- [3] 中国民用航空总局.航空器型号和适航合格审定噪声规定:CCAR-36-R3[S].北京:中国民用航空总局,2022-11-21.
- [4] 冯杰,杨博,李兆利.空气声探测在军事中的应用[J].电声技术,2012,36(6):32-36.  
FENG Jie, YANG Bo, LI Zhaoli. Overview of acoustic detection and its application in military[J]. Audio Engineering, 2012, 36(6):32-36.
- [5] 李文智,曹瑶琴,何志平.基于材料及结构的直升机噪声抑制技术研究进展[J].航空材料学报,2022,42(2):1-10.  
LI Wenzhi, CAO Yaoqin, HE Zhiping. Research progress of helicopter noise suppression technology based on materials and structures[J]. Journal of Aeronautics Materials, 2022, 42(2):1-10.
- [6] Yu Y H, Rotor blade-vortex interaction noise [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2000, 36:97-115.
- [7] SCHMITZ F H, BOXWELL D A, LEWY D A, et al. Model to full-scale comparisons of helicopter blade-vortex interaction noise [J]. Journal of America

- Helicopter Society, 1984, 29(2): 16-25.
- [8] 吴希明. 我国直升机外部噪声控制技术发展思路研究[J]. 直升机技术, 2014(180):1-6.  
WU Ximing. Research on the development path of the helicopter external noise control technology in China [J]. Helicopter Technique, 2014(180):1-6.
- [9] 陈平剑, 仲唯贵, 段广战. 直升机气动噪声研究进展[J]. 试验流体力学, 2015, 29(3):18-24.  
CHEN Pingjian, ZHONG Weigui, DUAN Guangzhan. Progress in aero-acoustic technology of helicopter [J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2015, 29(3): 18-24.
- [10] 徐国华, 史勇杰, 招启军, 等. 直升机旋翼气动噪声的研究新进展[J]. 航空学报, 2017, 38(7):520991.  
XU Guohua, SHI Yongjie, ZHAO Qijun, et al. New research progress in helicopter rotor aerodynamic noise [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(7):520991.
- [11] 邓景辉. 直升机技术发展展望[J]. 航空科学技术, 2021, 32(1):10-16.  
DENG Jinghui. Development and prospect of helicopter technology [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(1):10-16.
- [12] FARASSAT F. Derivation of formulations 1 and 1A of Farassat: NASA TM-2007-214853 [R]. USA: NASA, 2007.
- [13] SCHMITZ F H, YU Y H. Helicopter impulsive noise: Theoretical and experimental status [J]. Journal of Sound and Vibration, 1986, 109(3):361-422.
- [14] SPLETTSTOESSER W R, KUBE R, WAGNER W, et al. Key results from a higher harmonic control aeroacoustic rotor test (HART) [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997, 42(1):58-78.
- [15] HIRSCHBERG M. Joint multi-role moves forward: Four teams begin JMR Phase 1 air vehicle demonstration [J]. Vertiflight, 2014, 60(1): 24-27.
- [16] 卢丛玲, 史勇杰, 徐国华, 等. 共轴刚性旋翼悬停状态气动干扰机理[J]. 南京航空航天大学学报, 2019, 51(2):201-207.  
LU Congling, SHI Yongjie, XU Guohua, et al. Research on aerodynamic interaction mechanism of rigid coaxial rotor in hover [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(2): 201-207.
- [17] JIA Z, LEE S. Impulsive loading noise of a lift-offset coaxial rotor in high-speed forward flight [J]. AIAA Journal, 2020, 58(2):687-700.
- [18] JIA Z, LEE S, SHARMAN K, et al. Aeroacoustic analysis of a lift-offset coaxial rotor using high-fidelity CFD-CSD loose coupling simulation [C]// Proceedings of the 74th American Helicopter Society Annual Forum. Fairfax, VA: AHS, 2018.
- [19] JIA Z, LEE S, SHARMAN K, et al. Effect of pitch attitude on the performance and acoustics of a lift-offset coaxial rotor based on high-fidelity CFD/CSD simulations [C]// Proceedings of the 75th Vertical Flight Society Annual Forum. Fairfax, VA: AHS, 2019.
- [20] KIM H W, DURAISAMY K, BROWN R. Aeroacoustics of a coaxial rotor in level flight [C]// Proceedings of the 64th American Helicopter Society Annual Forum. Fairfax, VA: AHS, 2008.
- [21] KIM H W, DURAISAMY K, BROWN R. Effect of rotor stiffness and lift offset on the aeroacoustics of a coaxial rotor in level flight [C]// Proceedings of the 65th American Helicopter Society Annual Forum. Fairfax, VA: AHS, 2009.
- [22] 朱正, 招启军, 陈丝雨, 等. 共轴双旋翼悬停状态气动噪声特性分析 [J]. 声学学报, 2016, 6: 833-842.  
ZHU Zheng, ZHAO Qijun, CHEN Siyu, et al. Analyses on aeroacoustic characteristics of coaxial rotors in hover [J]. Acta Acustica, 2016, 6:833-842.
- [23] LOCKHEED M. S-97<sup>®</sup> demonstrator flight maneuvers [EB/OL]. (2019-07-19) [2023-04-12]. <https://www.lockheedmartin.com/en-us/products/s-97-raider.html>.
- [24] PARSONS D. The first public flight of sikorsky's S-97 raider [EB/OL]. (2019-07-19) [2023-04-12]. <https://www.defensedaily.com/first-public-flight-sikorskys-s-97-raider/army>.
- [25] 陈小剑. 空气螺旋桨噪声 [J]. 噪声振动与控制, 1983, 5: 23-29.
- [26] 吴佳峰, 黄迅. 螺旋桨中的流动噪声问题 [J]. 空气动力学学报, 2022, 40(3):10-21.  
WU Jiafeng, HUANG Xun. Flow-induced noise problems of propellers [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(3): 10-21.
- [27] 朱文庆, 仲唯贵, 张威. 倾转旋翼机小速度前飞时的尾迹涡衍化及其对平尾的影响 [J]. 南京航空航天大学学报, 2022, 54(2): 203-210.  
ZHU Wenqing, ZHONG Weigui, ZHANG Wei. The wakes of a tilt-rotor aircraft in small forward velocity flight and effects on a horizontal tail [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2022, 54(2):203-210.
- [28] 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. Acoustic test and numerical analysis of tilt-rotor in hover [J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(3):520-529.
- [29] GREENWOOD E, SCHMITZ F H, GOPALAN

- G, et al. Helicopter external noise radiation in turning flight: Theory and experiment [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 63rd Annual Forum. Virginia Beach, VA: AHS, 2007.
- [30] PAGE J A, WILMER C, PLOTKIN K J. Rotorcraft noise model technical reference and user manual (Version 7.1): WR 08-04[R]. [S.l.]: Wyle Laboratories, 2008.
- [31] DUC A, SPIEGEL P, GUNTZER F, et al. Simulation of complete helicopter noise in maneuver flight using aeroacoustic flight test database [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum, and Technology Display. Montréal, Canada: AHS, 2008.
- [32] GREENWOOD E, SCHMITZ F H, SICKENBERGER R D. Semi-empirical noise modeling method for helicopter maneuvering flight operations [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 68th Annual Forum, Fort Worth, TX: AHS, 2012.
- [33] GREENWOOD E, RAU R, MAY B, et al. A maneuvering flight noise model for helicopter mission planning [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 71th Annual Forum. Virginia Beach, VA: AHS, 2015.
- [34] BRENTNER K S, EDWARDS B D, RILEY R, et al. Predicted noise for a main rotor with modulated blade spacing [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2005, 50(1): 18-25.
- [35] CHAE S H, YEE K J, YANG C G, et al., Helicopter rotor shape optimization for the improvement of aero-acoustic performance in hover [J]. Journal of Aircraft, 2010, 47(5): 1770-1783.
- [36] SCHULTZ K J, SPLETTSTOESSER W, JUNKER B, et al. A parametric wind tunnel test on rotorcraft aerodynamics and aeroacoustics (HELISHAPE) test procedures and representative results [J]. Aeronautical Journal, 1997, 101(1004): 143-154.
- [37] SPLETTSTOESSER W R, NIESL G, CENEDESE F. Experimental results of the European HELINOISE aeroacoustic rotor test in the DNW [C]// Proceedings of the 19th European Rotorcraft Forum. Cernobbio, Italy: [s.n.], 1993.
- [38] BEBESEL M, PLOZ G, SCHOELL E. Aerodynamic and aeroacoustic layout of the ATR (Advanced Technology Rotor) [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal, Canada: AHS, 1999.
- [39] ALLONGUE M, MARZE HJ, POTDEVIN F. The quiet helicopter—from research to reality [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 55th Annual Forum. Montreal, Canada: AHS, 1999.
- [40] SCHIMKE D, JANKER P, BLAAS A, et al. Individual blade control by servo-flap and blade root control—A collaborative research and development program [C]// Proceedings of the 23rd European Rotorcraft Forum. Dresden, Germany: [s.n.], 1997.
- [41] 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 effects of blade-tip shape on rotor aero acoustic noise by Euler/Kirchoff method [J]. Chinese Journal of Computational Physics, 2001, 18(6): 569-572.
- [42] 徐国华, 王适存. 具有后掠桨尖的旋翼气动特性计算方法 [J]. 空气动力学学报, 1999, 17(3): 356-361.
- XU Guohua, WANG Shicun. An analytical method for predicting aerodynamic characteristics of the rotor with a swept tip [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1999, 17(3): 356-361.
- [43] 段广战, 陈平剑. 直升机旋翼厚度噪声研究 [J]. 直升机技术, 2007(1): 6-10.
- DUAN Guangzhan, CHEN Pingjian. Research of helicopter rotor thickness noise [J]. Helicopter Technique, 2007(1): 6-10.
- [44] 朱正, 招启军. 低 HSI 噪声旋翼桨尖外形优化设计方法 [J]. 航空学报, 2015, 36(5): 1442-1452.
- ZHU Zheng, ZHAO Qinjun. Optimization design method for rotor blade-tip shape with low HSI noise characteristics [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(5): 1442-1452.
- [45] BROOKS T F. Studies of blade-vortex interaction noise reduction by rotor blade modification [C]// Proceedings of the 1993 National Conference on Noise Control. Williamsburg, VA: [s.n.], 1993.
- [46] MARZE H J, PHILIPPE J J. A quiet helicopter—A research program today, a reality tomorrow [C]// Proceedings of the 20th European Rotorcraft Forum, Amsterdam, Netherlands: [s.n.], 1994.
- [47] DELRIEUX Y, PRIEUR J, COSTES M, et al. The ONERA-DLR aeroacoustic rotor optimisation programme ERATO: Methodology and achievements [C]// Proceedings of the American Helicopter Society Aerodynamics, Acoustics, and Test and Evaluation Technical Specialists Meeting. San Francisco, CA: AHS, 2002.
- [48] BEAUMIER P, BOUSQUET J M. Applied CFD for analysing aerodynamic flows around helicopters [C]// Proceedings of the 24th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS2004). Yokohama, Japan: [s.n.], 2004.
- [49] BEAUMIER P, DELRIEUX Y. Description and validation of the ONERA computational method for

- the prediction of blade-vortex interaction noise [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9 (1) : 31-43.
- [50] BEREND G, BEAUMIER P, PENDEL K, et al. From ERATO basic research to the Blue Edge™ rotor blade [C]// *Proceedings of the AHS 72nd Annual Forum*. West Palm Beach, Florida: [s.n.], 2016.
- [51] ALFANO D, CRANGA P, GARETON V, et al. The Blue Edge™ blade continuation [C]// *Proceedings of the Vertical Flight Society's 75th Annual Forum & Technology Display*. Philadelphia, PA, USA: [s.n.], 2019.
- [52] HARRISON R, STACEY S, HANSFORD B. BERP IV the design, development and testing of an advanced rotor blade [C]// *Proceedings of the American Helicopter Society 64th Annual Forum*, Montréal, Canada: [s.n.], 2008.
- [53] 倪同兵, 旋翼(尾桨)气动噪声的主/被动抑制方法及机理研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
- NI Tongbing. Active/passive noise suppression method and mechanism research on aeroacoustic of rotor (Tail-rotor) [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017.
- [54] 史勇杰, 徐国华, 招启军. 直升机气动声学[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
- SHI Yongjie, XU Guohua, ZHAO Qijun. *Helicopter aeroacoustics* [M]. Beijing: China Science Publishing & Media Ltd (CSPM), 2019.
- [55] BROOKS T F, BOOTH E R, JOLLY J R, et al. Reduction of blade-vortex interaction noise through higher harmonic pitch control [J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1990, 35(1):86-91.
- [56] KOBIKIN, TSUCHIHASHI A, MURASHIGE A, et al. Elementary study for the effect of HHC and active flap on blade-vortex interaction [EB/OL]. [2022-10-16] <https://dSPACE-erf.nlr.nl/server/api/core/bitstreams/cf8dd09a-281c-4eb9-8efc-539b484bf6bd/content>
- [57] KUBE R, SPLETTSTOESSER W R, WAGNER W, et al. Initial results from the higher harmonic control aeroacoustic rotor test (HART) in the German-Dutch wind tunnel [C]// *Proceedings of the 75th Fluid Dynamics Panel Symposium on Aerodynamics and Aeroacoustics of Rotorcraft*. Berlin, Germany: [s.n.], 1994.
- [58] KUBE R, VAN DE WAL B, SCHULTZ K J. Mechanisms of vibration and BVI noise reduction by HHC [C]// *Proceedings of the 20th European Rotorcraft Forum*. Amsterdam, The Netherlands: [s.n.], 1994.
- [59] POLYCHRONIADIS M. Generalized higher harmonic control—Ten years of aerospace experience [C]// *Proceedings of the 16th European Rotorcraft Forum*. Glasgow, UK: [s.n.], 1990.
- [60] BROOKS T F, BOOTH E R, BOYD D, et al. Analysis of a higher harmonic control test to reduce blade vortex interaction noise [J]. *Journal of Aircraft*, 1994, 31(6):1341-1349.
- [61] 倪同兵, 招启军, 马砾. 基于IBC方法的旋翼BVI噪声主动控制机理 [J]. *航空学报*, 2017, 38(7):120744.
- NI Tongbing, ZHAO Qijun, MA Li. Active control mechanism of rotor BVI noise based on IBC method [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7):120744.
- [62] 倪同兵, 招启军, 马砾. 基于CFD/CSD/FW-Hpds综合方法的旋翼BVI噪声IBC主动控制参数影响分析 [J]. *空气动力学学报*, 2018, 36(3): 417-431.
- NI Tongbing, ZHAO Qijun, MA Li. Parameter influence analyses of IBC active control on rotor BVI noise based upon an integrated CFD/CSD/FW-Hpds method [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2018, 36 (3) : 417-431.
- [63] MORBITZER D, ARNOLD U T P, MULLER M. Vibration and noise reduction through individual blade control experimental and theoretical results [C]// *Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum*. Marseilles, France: [s.n.], 1998.
- [64] NIESL G, ARNAUD, G. Low noise design of the EC135 Helicopter [C]// *Proceedings of the 52nd Annual Forum of the American Helicopter Society*. Washington DC: AHS, 1996.
- [65] SCHOLL E, GEMBLER W, BEBESEL M, et al. Noise reduction by blade root actuation—analysis of flight and wind tunnel tests [C]// *Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum*. Marseilles, France: [s.n.], 1998.
- [66] SPLETTSTOESSER W R, SCHULTZ K J, VANDER WALL B, et al. The effect of individual blade pitch control on BVI noise comparison of flight test and simulation results [C]// *Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum*. Marseilles, France: [s.n.], 1998.
- [67] JACKLIN S A, BLAAS A, TEVES D, et al. Reduction of helicopter BVI noise, vibration, and power consumption through individual blade control [C]// *Proceedings of the 51st American Helicopter Society Forum*. Fort Worth, TX: AHS, 1995.
- [68] NIESL G, SWANSON S M, JACKLIN S A, et al. Effect of individual blade control on noise reduction [C]// *Proceedings of the AGARD Conference on Aerodynamics and Aeroacoustics of Rotorcraft*. Berlin, Germany: [s.n.], 1994.
- [69] SWANSON S M, JACKLIN S A, BLAAS A, et al. Acoustic results from a full-scale wind tunnel test eval-

- uating individual blade control [C]// Proceedings of the 51st American Helicopter Society Forum. Fort Worth, TX: AHS, 1995.
- [70] KOTTAPALLI S. Analytical estimation of UH-60A helicopter pilot vibration with active control[C]// Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Austin, Texas: AIAA, 2005.
- [71] JACKLIN S A , HABER A , SIMONE G D , et al. Full-scale wind tunnel test of an individual blade control system for a UH-60 helicopter[C]// Proceedings of the American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montréal, Canada: AHS, 2002.
- [72] MARCOLINI M A , BOOTH E R , TADGHIGHI H , et al. Control of BVI noise using an active trailing edge flap[C]// Proceedings of the American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference. San Francisco, CA: AHS, 1995.
- [73] STRAUB F K. A feasibility study of using smart materials for rotor control[C]// Proceedings of the 49th Annual Forum of the American Helicopter Society. Louis, MO: AHS, 1993.
- [74] CHOPRA I. Development of a smart rotor[C]// Proceedings of the 19th European Rotorcraft Forum. Cernobbio, Italy: [s.n.], 1993.
- [75] CHOPRA I. Status of application of smart structures technology to rotorcraft systems [J]. Journal of the American Helicopter Society, 45(4): 228-252.
- [76] SCHIMKE D, JANKER P, WENDT V, et al. Wind tunnel evaluation of a full scale piezoelectric flap control unit[C]// Proceedings of the 24th European Rotorcraft Forum. Marseilles, France: [s.n.], 1998.
- [77] STRAUB F K. Application of smart materials to helicopter rotor active control [C]// Proceedings of the SPIE Symposium on Smart Structures and Materials. San Diego, CA:[s.n.], 1997.
- [78] ANOBILE A, BERNARDINI G, GENNARETTI M. Investigation on a high-frequency controller for rotor BVI noise alleviation [J]. International Journal of Acoustics and Vibrations, 2016, 21: 239-248.
- [79] MODINI S, GRAZIANI G, BERNARDINI C. et al. Blade-vortex interaction noise controller based on miniature trailing edge effectors [J]. International Journal of Acoustics and Vibrations, 2018, 23(3): 378-384.
- [80] YIN J P, SPIEGEL P, BUCHHOLZ H. Towards noise abatement flight procedure design: DLR rotorcraft noise ground footprints model and its validation [C]// Proceedings of the European Rotorcraft Forum. Marseilles: DLR, 2004.
- [81] PADULA L S, BURLEY L C, BOYD D D, et al. Design of quiet rotorcraft approach trajectories: NASA/TM-2009-215771[R]. [S.l.]: NASA, 2009.
- [82] WARWICH G. European research shows benefit of public-private focus on greening rotorcraft [J]. Aviation Week & Space Technology, 2012, 13: 43-44.
- [83] WATTS M, GREENWOOD E, SMITH C, et al. Noise abatement flight test data report: NASA TM 2019-220264[R]. [S.l.]: NASA, 2019.
- [84] PASCIONI K A, GREENWOOD E, WATTS M, et al. Medium-sized helicopter noise abatement flight test [C]// Proceedings of the VFS 76th Annual Forum & Technology Display. [S.l.]: VFS, 2020.

(编辑:孙静)