

文章编号: 1674-8190(2024)05-162-10

螺旋桨穿孔结构声学软叶片设计与试验研究

杨嘉丰¹, 聂彦平², 燕群¹, 卫凯¹, 薛东文¹

(1. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065)

(2. 航空工业陕西飞机工业(集团)有限公司 设计研究院, 汉中 723000)

摘要: 对转螺旋桨气动噪声的产生机理十分复杂, 而且螺旋桨飞机并无短舱声衬等被动降噪部件可以在传播过程中吸收噪声, 螺旋桨噪声会直接辐射向机身和周围环境, 噪声问题突出, 降低螺旋桨噪声源强度是研制低噪声螺旋桨飞机的关键。采用 CFD 和远场噪声评估相结合的方法, 通过在螺旋叶尖吸力面前缘布置“小孔+贯穿通道”结构, 构成“软叶片”模块, 以平衡叶片前缘处的压力峰值, 降低螺旋桨产生的载荷噪声; 根据设计结果加工制造出常规桨和软叶片螺旋桨, 依托对转螺旋桨气动噪声试验系统开展气动噪声试验。结果表明: 在所测试的工况范围内, 穿孔结构对转螺旋桨可以在保证气动性能的前提下有效降低噪声, 在对飞机舱内影响最显著的 90°指向角处, 二阶通过频率处降噪量达 5 dB。

关键词: 对转螺旋桨; 气动噪声; 降噪; 穿孔结构; 声学测量

中图分类号: V211.44; V228

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.05.17

Design and experimental investigation of perforated acoustic soft blade for counter-rotating propeller

YANG Jiafeng¹, NIE Yanping², YAN Qun¹, WEI Kai¹, XUE Dongwen¹

(1. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

(2. Design and Research Institute, AVIC Shaanxi Aircraft Industry Co., Ltd., Hanzhong 723000, China)

Abstract: The mechanism of contra-rotating propeller's aerodynamic noise is very complicated, and propeller-driven aircraft is not equipped passive noise reduction components such as nacelle liner to absorb noise during sound transmission, the noise generated by propeller will straightforward radiated to the fuselage and surrounding. Therefore, reducing the intensity of propeller noise is the key to the development of low-noise propeller aircraft. In this paper, a "soft blade" module is formed by placing a "small hole and through channel" structure on the suction front edge of spiral blade tip to balance the peak pressure at the leading edge of blade and reduce the load noise. According to the optimal parameters, the conventional propeller and the soft-blade propeller are manufactured, and the radiation noise measurement is carried out on the basis of the counter-rotating propeller aerodynamic noise test system. The results show that the counter-rotating propeller with perforated structure can effectively reduce the noise as well as ensuring the aerodynamic performance. At the 90° pointing angle, which has the most significant effect on the aircraft cabin, the noise reduction at the second-order passing frequency reaches 5 dB.

Key words: counter-rotating propeller; aerodynamic noise; noise reduction; perforated structure; acoustic measurement

收稿日期: 2023-12-21; 修回日期: 2024-03-23

基金项目: 中国飞机强度研究所基础创新中心课题(BYST-CKKJ-22-015)

通信作者: 杨嘉丰(1993-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: yangfeng0728@163.com

引用格式: 杨嘉丰, 聂彦平, 燕群, 等. 螺旋桨穿孔结构声学软叶片设计与试验研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(5): 162-171.

YANG Jiafeng, NIE Yanping, YAN Qun, et al. Design and experimental investigation of perforated acoustic soft blade for counter-rotating propeller[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(5): 162-171. (in Chinese)

0 引言

相比于涡扇发动机,螺旋桨发动机由于具有超高的涵道比,推进效率可提升15%~20%,燃油消耗减少15%~30%,在改善燃油经济性和降低二氧化碳排放方面具有极大的应用潜力^[1],被广泛应用于民用运输机、军用运输机、侦查机和空中预警机等领域。但是与涡轮风扇发动机相比,采用螺旋桨推进系统的飞行器,螺旋桨产生的巨大噪声辐射及其对舱内工作环境的影响,是各类飞行器面临的一个重大难题^[2-8]。螺旋桨在工作时,高速旋转的桨叶没有任何屏蔽物的遮挡和包容,桨叶产生的高强度噪声直接传播至飞机机舱,进而影响机体材料的结构完整性和舱内成员的舒适性^[9-11]。声学软叶片是指在不改变传统螺旋桨、涡轮/涡扇航空发动机桨叶/叶片的叶型及其气动性能的前提下,通过对其表面和内部结构进行结构优化调整,达到降低螺旋桨/叶片气动噪声的目的。其原理从降低噪声源强度出发,采用合理设计的叶片表面微孔和内部串联空腔结构形式,以平衡叶片表面局部过于强烈的压力载荷,降低旋转叶片的载荷噪声。

2008—2016年间,NASA^[12-14]针对涡扇发动机进气道气动噪声提出了一种“软静子”构型,其借鉴了短舱声衬的设计思路,采用穿孔板构成叶片吸力面的表面,同时充分利用叶片内部的空间形成长空腔,使得进气道内的静子成为一种声衬。软静子结构的设计应用了NASA发展的传递线阻抗预计代码(ZKTL);选取最具降噪效果的几种构型加工成试验件,应用NASA法向入射阻抗管(NIT)对软静子表面阻抗进行测量,进而选择声阻抗性能好的软静子进一步制造形成大尺寸叶片,并在NASA格兰ANCF实验平台上开展噪声性能测量。结果表明,在全频率范围内,风扇前传和后传噪声均有1 dB的降噪量。为了验证软静子在更真实流速下对发动机噪声的控制效果,NASA在高速风扇设备(HSFR)上开展了进一步实验研究,对软静子的气动噪声和气动性能进行评估。结果显示,软静子对风扇推力没有明显的改变,对静叶推力有1.8%的损失,总体上来说,相比于没有安装软叶的风扇装置,安装软静子后总推力降低了0.5%;但在全频率范围内,软静子叶片实现了

1 dB的降噪量。在后期的SDT实验测试中,NASA发现,软件静子可在全频段内实现3 dB的降噪量,有效感觉声压级(Sound Pressure Level,简称SPL)的降噪量达1.5 dB。

欧洲宇航防务(EADS)^[15]针对对转螺旋桨的后排桨叶,设计了一种类似于声衬构型的螺旋桨前缘软叶片模块,尝试通过吸声+表面压力释放的方法,降低螺旋桨的气动噪声,并在实验室中对该种类型的软桨叶进行了声学测试。测试结果显示,当穿孔板位于压力面时,对转螺旋桨的总辐射声压级有明显降低,同时能在一阶通过频率(1BPF)单频处实现最大8.5 dB的降噪量。

国内,孙凯军等^[16]、周丞等^[17]在螺旋桨桨叶气动性能优化方面开展了一些有益尝试;翟荣华等^[18]研究发现通过改善飞机机头部位的构型,在机头部位加装合理设计的细长杆,可显著降低超声速飞机的声爆水平,但阻力系数略有上升。

国外目前进行的螺旋桨和压气机的软桨叶均借鉴了声衬的构型,值得注意的是,压气机的软静子包容于压气机机匣之中,压气机管道中的声波能够充分地叶片表面接触,有利于“穿孔板空腔”结构发挥吸声作用。但是螺旋桨的结构形式决定了其气动噪声更多地辐射向自由场,只有少部分能够在传播过程中与桨叶表面接触,桨叶上的“穿孔板空腔”结构对噪声的吸收效果有限,同时,表面材质偏软的翼型必然造成叶片的等效厚度变薄,已知的研究也未给出此种结构对桨叶气动性能的影响。

本文针对对转螺旋桨声学试验需求,在地面声学环境下搭建一套对转螺旋桨气动噪声试验平台,对一套后排桨叶带有穿孔结构的对转螺旋桨和常规桨的气动噪声特性分别开展试验研究,评估它们的噪声性能,对比分析穿孔结构的降噪效果。

1 软叶片结构气动与噪声设计

1.1 叶型选择

本文所采用的对转螺旋桨的前后排所有叶片均为直桨叶,叶片截面沿叶高方向不变,叶片弦长为50 mm,叶型截面为NACA0012翼型,如图1所示。

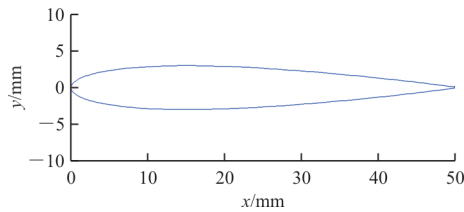


图1 NACA0012翼型截面
Fig. 1 Aerofoil of NACA0012

应用于软叶片声学性能测试试验的常规桨如图2所示,定义常规桨是前后两排均无穿孔结构、桨叶表面各处是完全声反射边界的一套对转螺旋桨,并以此为基准,用来与仅有后排螺旋桨带有穿孔结构的“软叶片”桨进行对比试验。

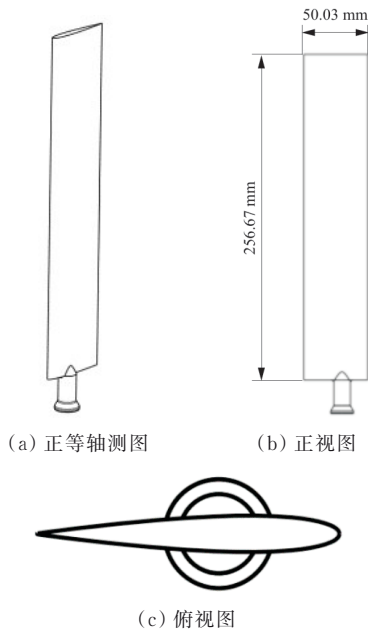


图2 常规叶片
Fig. 2 Original blade

1.2 叶片气动性能设计

对转螺旋桨软叶片的整体设计思路为:通过在后排螺旋桨叶尖吸力面前缘压力比较大的位置设置若干小孔,并使其底部联通,从而模拟多孔材料,构成“小孔+贯穿通道”的结构,即“软叶片”模块,以平衡叶片前缘处的压力峰值,降低载荷噪声,同时弱化前排转子定常尾迹及脱落涡与后排转子的干涉产生的离散干涉噪声。通过合理设计小孔的排布形式,保证叶片整体气动性能不出现明显降低。采用数值仿真的方法计算叶片的气动性能,通过解析方法得到叶片的远场噪声。

小孔和贯穿通道的目的是叶片表面的平衡压

力,原则上对孔径的大小没有要求,但是过大的孔径和孔数量会造成叶片表面过于粗糙,过细的小孔又会给后续叶片的加工制造带来困难,综合考虑技术需求和加工工艺,本文将小孔孔径定为1 mm,同一叶高位置布置4个小孔,孔间距2~3 mm,底部贯穿,作为一个串联单元。在叶片吸力面前缘沿80%叶高~100%叶高位置等间距排布14个串联单元,间隔4 mm,如图3所示。

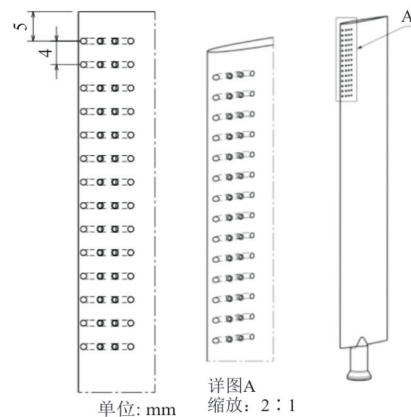


图3 软叶片模块及其在桨叶上的位置
Fig. 3 Module of soft blade and its location

采用有限元方法计算叶片的气动性能,求解基于RANS的N-S方程,湍流模型为Spalart-Allmaras,构建的二维计算域及计算网格如图4所示,用以计算NACA0012翼型及集成“小孔+贯穿通道”软叶片模块的翼型在不同攻角下叶片周围的速度场和压力场,叶片尺寸与实际大小一致,整个CFD计算域尺度为叶片弦长的20倍。叶片表面和孔中均设置边界层网格,局部边缘加密,计算域左侧及上下侧边界设置为均匀流入口,可设置的参数包括流速和气流偏角(对应叶片攻角)。

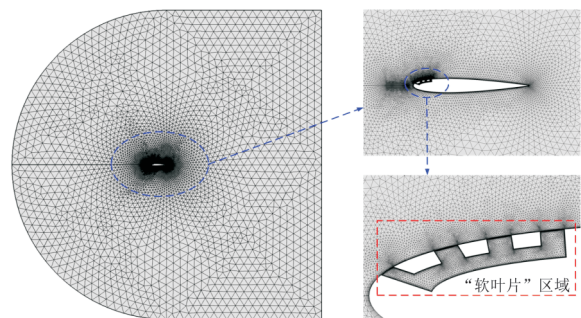
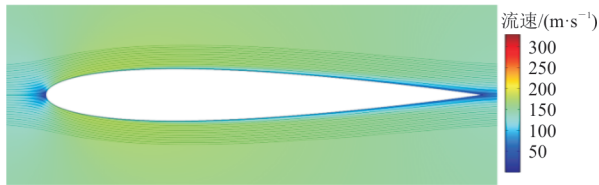


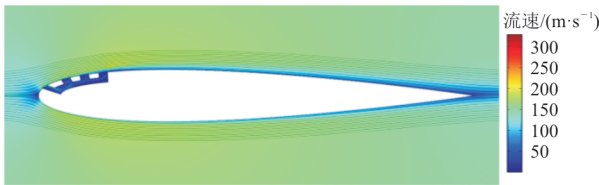
图4 叶片气动性能计算网格
Fig. 4 The mesh for aerodynamic of blade

在本方案的算例中,流速设置为 150 m/s,以此为软叶片模块平均速度时,所对应的螺旋桨转速为 $n_{RPM}=3\ 500$ r/min。攻角范围 $0^\circ\sim 10^\circ$,步长 1° 。计算域右侧设为出口,边界条件采用绝对压力为大气压。

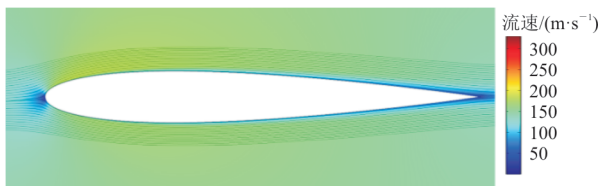
攻角范围 $0^\circ\sim 10^\circ$ 下,常规叶片和软叶片周围流场的结果如图 5 所示,可以看出:由于叶片吸力面前缘“声学软叶片”穿孔结构的存在,软叶片表面的流动相较于常规叶片呈现出差异,贯穿孔中出现气流回流现象,回流区的存在使得“软叶片”区域叶片表面的气流被“顶”了起来,吸力面的附面层更易分离;在 $0^\circ\sim 6^\circ$ 攻角下,两种叶片表面的差异并不十分明显,而当攻角进一步增大时,贯穿孔中的气流回流现象和附面层分离趋势愈发强烈,导致在 10° 攻角下,常规叶片吸力面边界层仍附着在叶片表面,而软叶片吸力面的边界层已经分离。



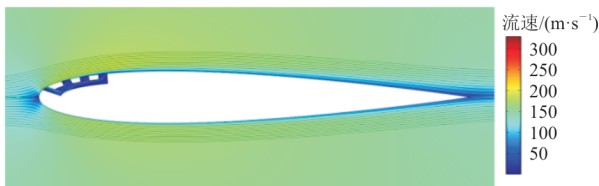
(a1) 常规叶片



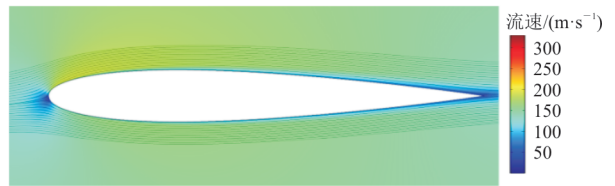
(a2) 软叶片
(a) 攻角为 0°



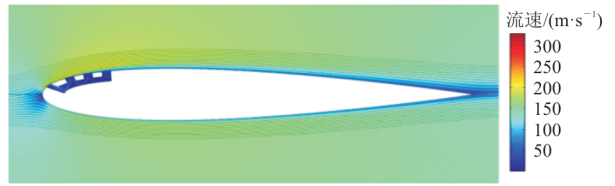
(b1) 常规叶片



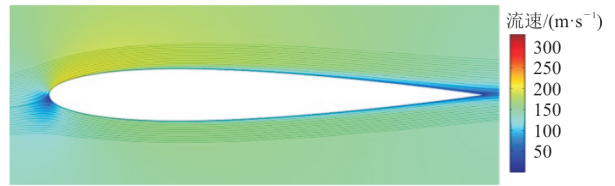
(b2) 软叶片
(b) 攻角为 1°



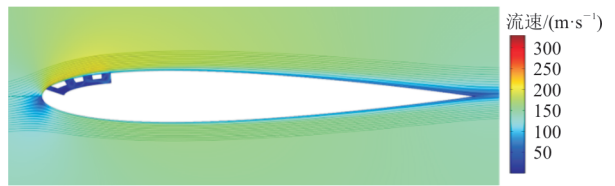
(c1) 常规叶片



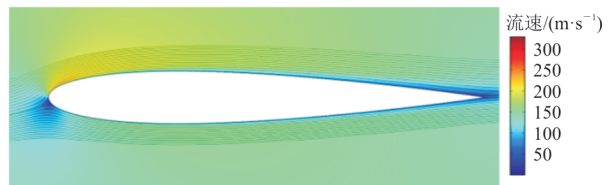
(c2) 软叶片
(c) 攻角为 2°



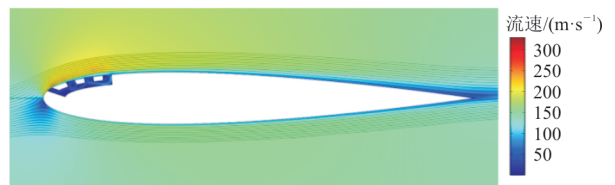
(d1) 常规叶片



(d2) 软叶片
(d) 攻角为 3°



(e1) 常规叶片



(e2) 软叶片
(e) 攻角为 4°

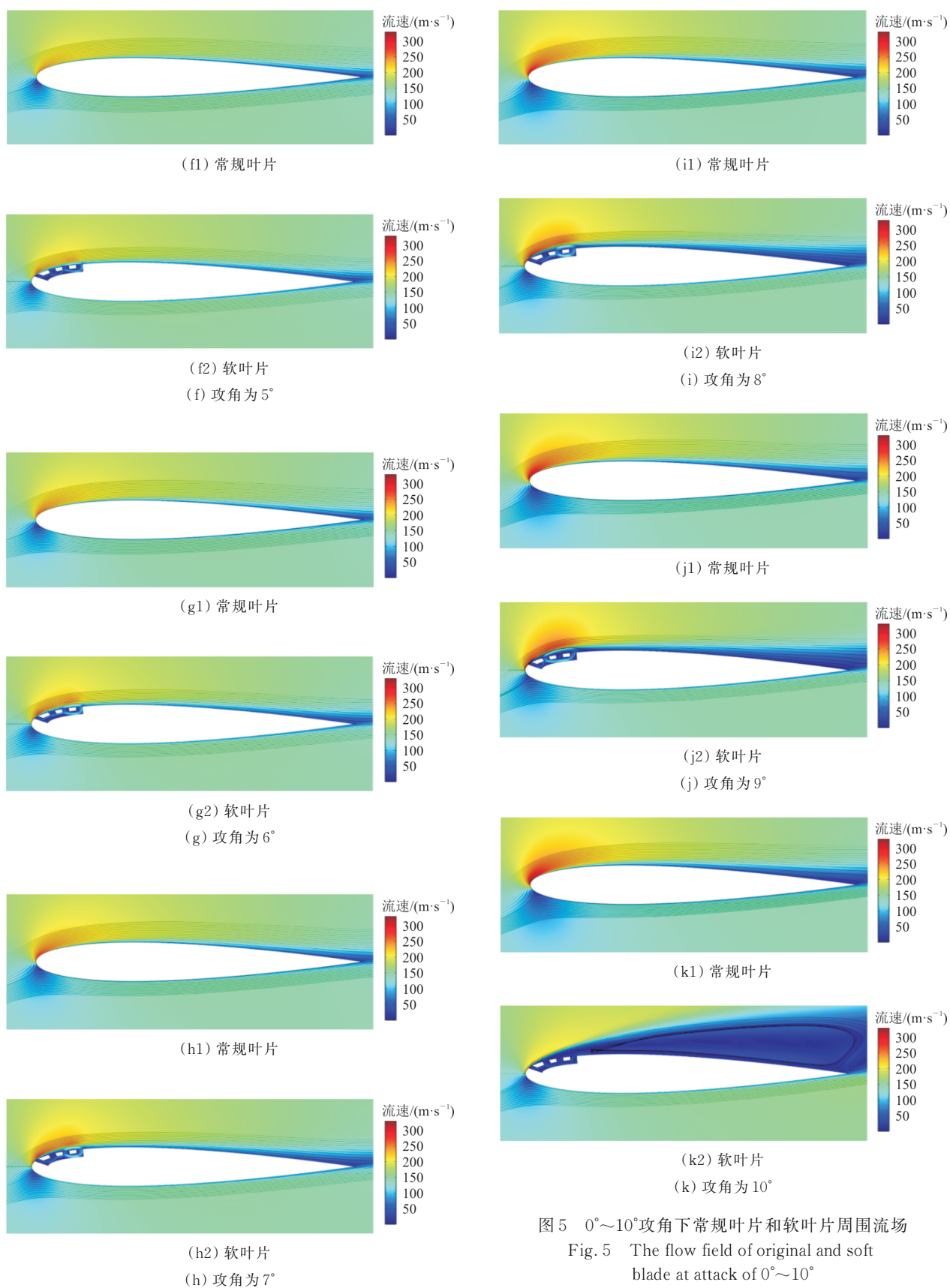


图 5 $0^\circ \sim 10^\circ$ 攻角下常规叶片和软叶片周围流场

Fig. 5 The flow field of original and soft blade at attack of $0^\circ \sim 10^\circ$

升力系数是叶型的关键参数,其与叶片表面压力和攻角之间的关系为

$$C_L(\alpha) = \oint_c \frac{C_p(s)}{c} [n_y(s) \cos \alpha - n_x(s) \sin \alpha] ds \quad (1)$$

式中: C_p 为压力系数; c 为叶片弦长; n_x 和 n_y 分别为叶片表面节点 s 处的外单位法向量在 x,y 方向上的分量; α 为来流攻角。

其中压力系数定义为

$$C_p(\alpha) = \frac{p(s) - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2} \quad (2)$$

式中: $p(s)$ 为节点 s 处的表面压力; p_∞ 为远场压力; ρ_∞ 为远场密度; U_∞ 为来流速度。

不同攻角下常规叶片和软叶片的升力系数对比及升力系数损失如图 6~图 7 所示。

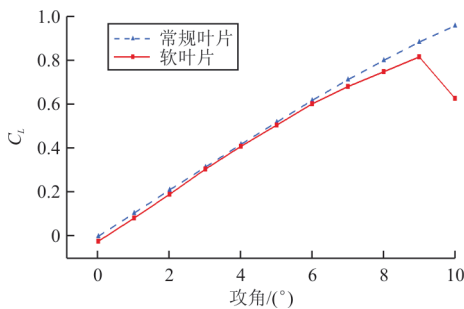


图 6 两种叶片升力系数对比
Fig. 6 Lift coefficient of two blade

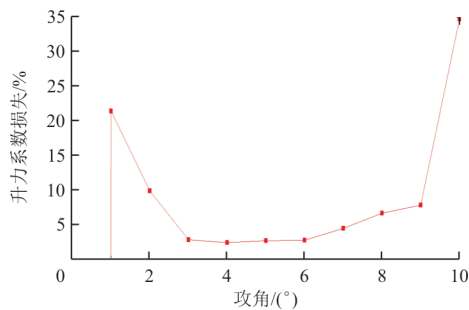


图 7 “软叶片”升力系数损失
Fig. 7 Lift coefficient loss caused by soft blade

从图 6~图 7 可以看出:各个气流攻角下,软叶片的升力系数相对于常规叶片都有所下降,二者在 0~6°范围内基本一致,但在 6°攻角以上时,软叶片的升力系数相较于常规叶片开始出现明显差异,在 10°攻角情况下,由于附面层分离引起的失速会导致叶片的升力系数急剧下降,螺旋桨使用过程中应避免此种工况。

不同攻角下常规叶片和软叶片构型的阻力系

数如图 8 所示,可以看出:在各个攻角下,表面穿孔都会引起叶片阻力系数的增加,但是在 4°攻角之内,叶片的阻力系数增加的相对较小。同时由于在 4°攻角下,软叶片的升力系数下降最少(从 0.418 下降为 0.408,降低约 2.4%),故本文采用 4°攻角为螺旋桨的试验测试工况,即 4°安装角。此工况下常规叶片和软叶片周围压力场如图 9 所示,叶片表面的压力分布如图 10 所示。

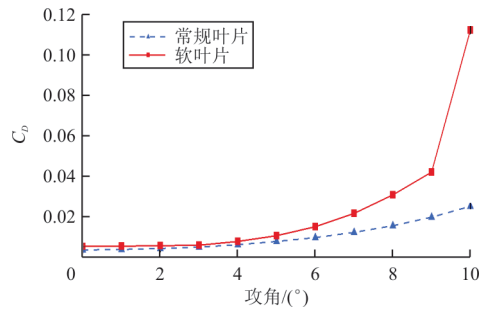


图 8 两种叶片阻力系数对比
Fig. 8 Drag coefficient of two blade



(a) 常规叶片



(b) 软叶片

图 9 4°攻角下常规叶片和软叶片周围压力场
Fig. 9 Pressure field of original and soft blade at attack of 4°

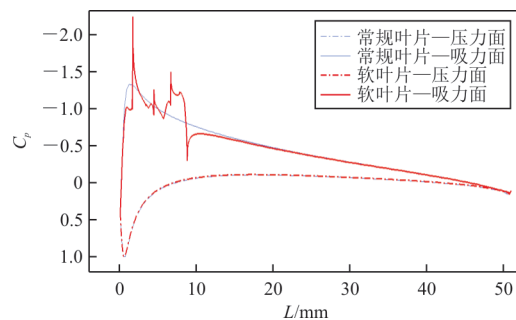


图 10 4°攻角下常规叶片和软叶片表面的压力分布
Fig. 10 Surface pressure of original and soft blade at attack 4°

从图 10 可以看出:由于“软叶片”贯穿孔结构的存在,叶片的表面并非完全的固体边界,孔内复杂的流动使得界面的压力载荷存在明显的跳动,这种变化必然对叶片的载荷噪声产生明显的影响。

$$p_{Tm}(x) = \gamma B \int_A e^{-imB\phi} \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} M_N \left(Ma_t \frac{\partial G_m}{\partial x_0} - ik_m G_m \right) e^{imB\phi_0} d\phi_0 dA(y) \quad (3)$$

式中: γ 为空气比热比,取 1.4; m 为噪声阶数; B 为单排桨叶片数量; M_N 为桨叶表面相对于流体的法向速度, $M_N = V_N/c_0$; Ma_t 为叶尖旋转马赫数; G_m 为

$$p_{Lm}(x) = B \int_A e^{-imB\phi} \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} f_i(\phi_0 - \phi_s) \frac{\partial G_m}{\partial y_i} e^{imB\phi_0} d\phi_0 dA(y) \quad (4)$$

式中: f_i 为面积单元上的叶片载荷; ϕ_0 为叶片周向倾斜所引起的相位变化; ϕ_s 为叶片后掠引起的相位变化。

相较于常规叶片螺旋桨,软叶片螺旋桨的桨叶数量、厚度、转速、叶型等参数并未发生变化,唯一变化的是叶片表面的气动载荷,因此软叶片模块并未改变螺旋桨整体的厚度噪声,引起的只是载荷噪声的变化。应用上述快速算法计算出的常规叶片和软叶片螺旋桨在转速 3 500 r/min,攻角 4° 的 2 阶叶片通过频率远场载荷噪声结果如图 11~图 12 所示。

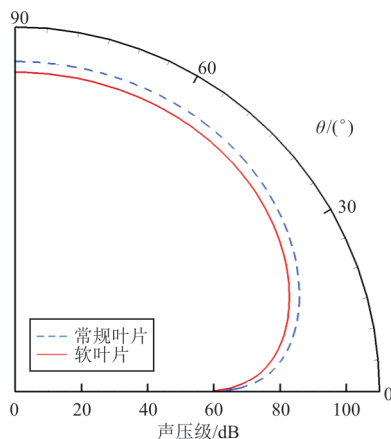


图 11 吸力面的远场载荷噪声
Fig. 11 Far-field load noise of suction surface generated by original and soft blade at attack of 4°

1.3 远场噪声评估

采用螺旋桨快速优化算法对“软叶片”模块的远场气动噪声进行计算,算法从解析的 Goldstein 方程出发,将螺旋桨气动噪声分解为厚度噪声、载荷噪声和四级子噪声三项,厚度噪声的无量纲形式表示为

格林函数。

载荷噪声表示为

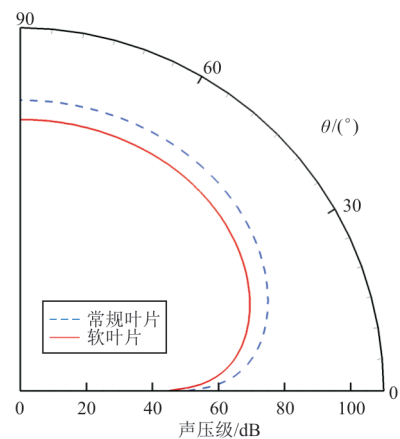


图 12 压力面的远场载荷噪声
Fig. 12 Far-field load noise of pressure surface generated by original and soft blade at attack of 4°

从图 11~图 12 可以看出:应用软叶片后,软叶片螺旋吸力面和压力面在各个指向角所产生的 2 阶叶片通过频率载荷噪声降低了大约 5 dB。

2 软叶片降噪性能验证试验

试验在半消声室内进行,试验现场如图 13 所示。对转螺旋桨试验件包括常规桨和穿孔结构桨,二者对比研究降噪效果。常规桨桨叶表面光滑,穿孔结构形成的声学“软叶片”如图 14 所示,两套桨直径均为 660 mm,桨叶为复合材料,“软叶片”部分是金属材料,采用 3D 打印工艺制成。两套对转桨前后排均为 6 片桨叶,两排桨间距为 180 mm。

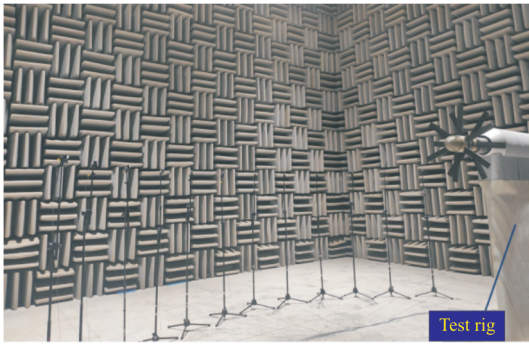


图 13 试验现场
Fig. 13 Test configuration

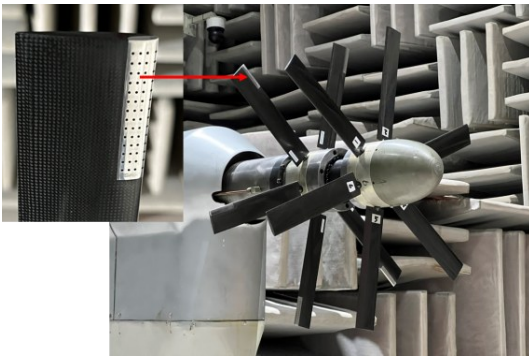


图 14 螺旋桨桨叶
Fig. 14 The blade of propeller

以叶尖马赫数相似为准则,确保动力相似。以地面起飞工况为依据,以转速为变量,设计 7 个试验工况,如表 1 所示,研究转速对对转螺旋桨的气动性能、远场噪声的关系。

表 1 试验工况
Table 1 Test matrix

攻角/(°)	转速/(r·min ⁻¹)
4	2 500, 3 000, 3 100, 3 200, 3 300, 3 400, 3 500

试验包含气动性能测试和远场噪声测试。气动性能测试主要是获取对转螺旋桨的拉力和扭矩。对转螺旋桨到达预设工况后,可以从控制系统直接读取拉力和扭矩。在半消声室布置传声器阵列,测量远场各噪声观测点的声压信号。传声器阵列由 12 个 BK4954 型自由场传声器组成,从 40°~150°,相互间隔 10°。传声器均布在以后排螺旋桨旋转中心为圆心,3.5 m 为半径的圆弧上。传声器高度与螺旋桨旋转中心保持一致,试验时,传声器佩戴防风球,以减小螺旋桨旋转扰流带来的误差,传声器同时采集 20 s 声压数据,采用频率设为 16 384 Hz,传声器须经过计量校准。

3 试验结果

试验结果包括气动性能结果和远场噪声结果。气动性能结果主要通过直接测量的拉力和扭矩来讨论说明。远场噪声主要通过噪声频率谱线和指向性来讨论说明。

常规桨和穿孔结构对转桨在不同转速工况时的拉力测试结果如图 15 所示,可以看出:两套对转桨的拉力均随着转速升高而增大,二者变化趋势基本一致,差值最大为 1 N;在所测转速范围内,常规桨和穿孔结构桨的拉力值在 25~35 N,相对较小,这是桨叶直径和桨叶角偏小导致的。整体来看,相比于常规桨,穿孔结构桨没有因为吸力面打孔而造成明显的拉力损失。

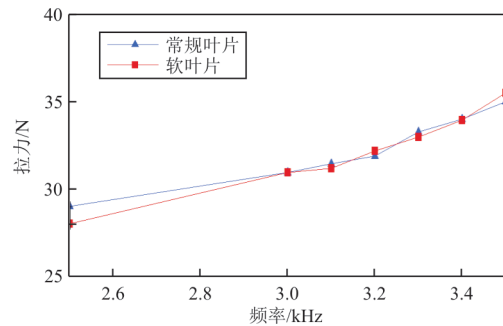


图 15 两种桨叶拉力测试结果
Fig. 15 Thrust of original and soft blade

常规桨和穿孔结构对转桨在 2 500~3 500 r/min 范围内的扭矩测量结果如图 16 所示,可以看出:两套对转桨的扭矩均呈增大趋势,且增幅相似;在所测范围内,两套对转桨的扭矩值在 10 N·m 附近,两套桨差值最大不超过 1 N·m,相对较小;穿孔结构没有引起对转螺旋桨的扭矩损失。两套桨测得的扭矩值偏小,这是桨叶角偏小导致的。

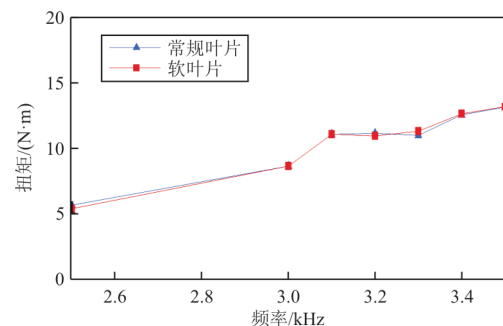


图 16 两种桨叶扭矩测试结果
Fig. 16 Torque of original and soft blade

3 500 r/min, 90°位置的噪声频谱如图 17 所示, 其中的离散尖峰不仅包含螺旋桨的噪声, 还包括电机和传动系统部件的噪声, 可以看出: 螺旋桨的一阶、二阶和三阶叶片通过频率分别是 350、700 和 1 050 Hz。

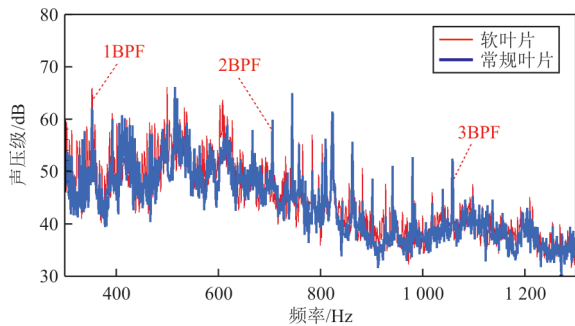


图 17 3 500 r/min, 90°位置噪声频谱

Fig. 17 Noise spectra of 90° at 3 500 r/min operating condition

对转螺旋桨的噪声幅值主要分布在前两阶通过频率和干涉频率处。因为本文试验的两套对转螺旋桨前后排均为 6 片桨叶, 所以干涉频率会和高阶的叶片通过频率重叠。常规桨和穿孔结构桨在 3 500 r/min 时一阶通过频率(1BPF)处的远场指向性结果如图 18 所示, 可以看出: 两套对转桨在 90°指向角处的噪声声压级都是最大的, 且噪声随着指向角从小到大呈现高一低一高一低的起伏趋势, 这也符合对转螺旋桨远场噪声的基本规律。但是在所测指向角范围内, 相比于常规桨, 带孔软叶片桨的噪声没有降低。

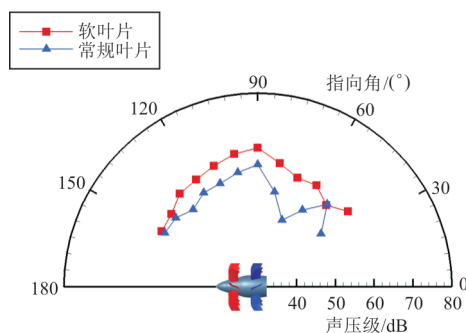


图 18 3 500 r/min 一阶叶片通过频率噪声指向性

Fig. 18 The directivity of 1st BPF noise at 3 500 r/min

两套桨在 3 500 r/min 时, 二阶通过频率(2BPF)或一阶干涉频率处的远场噪声测试结果如图 19 所示, 可以看出: 两套桨的远场噪声均在 150° 处最大, 70° 和 110° 处最小。整体来看, 各指向角的声压级分布比较均匀, 没有出现明显的极大或极小值。从降噪效果来看, 40°、60°、70°、90°、120°、

150° 均有明显的降噪效果, 70° 降噪效果达 10 dB, 最明显, 对飞机舱内影响最大的 90° 处, 降噪 5 dB。

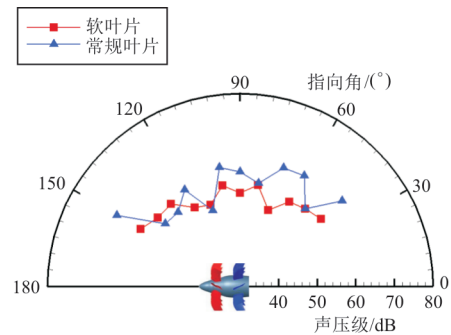


图 19 3 500 r/min 二阶叶片通过频率噪声指向性

Fig. 19 The directivity of 2nd BPF noise at 3 500 r/min

整体来看, 在所测指向角范围内, 穿孔结构对转桨在 2BPF 处降噪效果明显, 在 1BPF 处降噪效果不明显。这是因为穿孔结构位于后排桨叶的吸力面, 穿孔结构吸收了前排桨叶的尾涡, 降低了前排尾涡直接冲击后排桨叶的强度, 平衡了后排桨叶前缘的压力峰值, 从而降低了后排桨叶与前排桨叶之间的气流干涉, 进而降低了二阶通过频率处的噪声。

4 结 论

1) 本文提出一种底部贯通的穿孔结构“软叶片”结构形式, 使用计算流体力学和远场噪声快速评估相结合的方法, 设计出应用于在螺旋桨叶片吸力面上的“软叶片”模块, 评估结果表明, “软叶片模块”能够降低远场辐射噪声。

2) 通过两套对转螺旋桨的气动噪声试验, 对比研究了两套桨的气动性能和远场噪声特性, 试验结果表明, 穿孔结构可以在不损失气动性能的前提下, 降低二阶叶片通过频率处的噪声。

参 考 文 献

- [1] HAGER R, VRABEL D. Advanced turboprop project: NASA SP-495[R]. US: NASA, 1988.
- [2] 周莉, 是介, 王占学. 开式转子发动机研究进展[J]. 推进技术, 2019, 40(9): 1921-1932.
ZHOU Li, SHI Jie, WANG Zhanxue. Research progress in open rotor engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(9): 1921-1932. (in Chinese)
- [3] 陈博, 贺象. 国外桨扇技术发展概况[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(1): 54-58.
CHEN Bo, HE Xiang. Overview of the development of paddle fan technology abroad [J]. Gas Turbine Experimental and Research, 2020, 33(1): 54-58. (in Chinese)

- [4] KINGAN M J, PARRY A B. Acoustic theory of the many bladed contra-rotating propeller: the effects of sweep on noise enhancement and reduction[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 468: 89-115.
- [5] PARRY A B, KINGAN M J. Acoustic theory of the many bladed contra-rotating propeller: physics of the wake interaction noise critical sources[J]. *Journal of Fluid Mechanics*, 2019, 880: 1-12.
- [6] 刘沛清, 耿欣, 胡天翔, 等. 现代航空螺旋桨气动、噪声与优化设计的研究进展[J]. *空气动力学学报*, 2023, 41(10): 62-78.
LIU Peiqing, GENG Xin, HU Tianxiang, et al. Research progress on aerodynamics, noise and optimization design for modern aviation propellers[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2023, 41(10): 62-78. (in Chinese)
- [7] GREENWOOD E, BRENTNER K S, RAU R F, et al. Challenges and opportunities for low noise electric aircraft[J]. *International Journal of Aeroacoustics*, 2022, 112: 15-21.
- [8] CHAITANYA P, JOSEPH P, PRIOR S D, et al. On the optimum separation distance for minimum noise of contra-rotating rotors[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2022; 159: 1123-1134.
- [9] CSABA Horváth. Investigating counter-rotating open rotor noise sources from a broadband point of view[C]// *Proceedings on CD of the 5th Berlin Beamforming Conference*. Berlin: IEEE, 2014: 65-78.
- [10] BLANDEAU V P, JOSEPH P F. Broadband noise due to rotor-wake/rotor interaction in contra-rotating open rotors[J]. *AIAA Journal*, 2010, 48(11): 2674-2686.
- [11] KRISHNAMURTHY S, CHRISTIAN A, RIZZI S A. Psychoacoustic test to determine sound quality metric indicators of rotorcraft noise annoyance[C]// *International Congress and Exposition on Noise Control Engineering*. [S. l. : s. n.], 2018: 1-11.
- [12] JONES M G, PARROTT T L, SUTLIFF D L, et al. Assessment of soft vane and metal foam engine noise reduction concepts[C]// *15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. Miami, Florida: AIAA, 2009: 1-20.
- [13] JONES M G, HOWERTON B M, AYLE E. Evaluation of parallel-element, variable-impedance, broadband acoustic liner concepts[C]// *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. USA: AIAA, 2012: 2012-2194.
- [14] JONES M G, HOWERTON B M. Evaluation of novel liner concepts for fan and airframe noise reduction[C]// *22nd AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. USA: AIAA, 2016: 2016-2827.
- [15] MICHAEL B, DANIEL R, REINHARD P. An experimental study on a low noise blade concept for CROR[C]// *18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*. USA: AIAA, 2012: 2126.
- [16] 孙凯军, 张练, 付义伟, 等. 某型倾转旋翼机的旋翼桨叶气动优化设计[J]. *航空工程进展*, 2019, 10(3): 340-347.
SUN Kaijun, ZHANG Lian, FU Yiwei, et al. Aerodynamic optimization design of the rotor blade of a tilt-rotor aircraft[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2019, 10(3): 340-347. (in Chinese)
- [17] 周丞, 林杰, 刘勇. 基于拓扑优化和形状优化的桨叶结构设计[J]. *航空工程进展*, 2020, 11(1): 109-115.
ZHOU Cheng, LIN Jie, LIU Yong. Blade structure design based on topology optimization and shape optimization[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2020, 11(1): 109-115. (in Chinese)
- [18] 翟荣华, 周华. 细长杆用于超音速飞机降噪的数值分析[J]. *航空工程进展*[J]. 2017, 8(2): 171-181.
ZHAI Ronghua, ZHOU Hua. Numerical analysis of slender-rod used for reducing supersonic aircraft noise[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2017, 8(2): 171-181. (in Chinese)

(编辑:马文静)

(上接第161页)

- [19] 张建伟, 侯鸽, 暴振磊, 等. 基于CEEMDAN与SVD的泄流结构振动信号降噪方法[J]. *振动与冲击*, 2017(22): 138-143.
ZHANG Jianwei, HOU Ge, BAO Zhenlei, et al. A signal de-noising method for vibration signals from flood discharge structures based on CEEMDAN and SVD[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2017(22): 138-143. (in Chinese)
- [20] 孙嘉琳, 杨骁. 基于等效弹簧模型的裂纹Euler-Bernoulli梁弯曲变形分析[J]. *力学季刊*, 2015(4): 703-712.
SUN Jialin, YANG Xiao. Bending deformation analysis of the Euler-Bernoulli beam with effect of switching crack gap[J]. *Chinese Quarterly of Mechanics*, 2015(4): 703-712. (in Chinese)

(编辑:马文静)