文章编号：1000-8055（2023）04-0939-10 doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210214

桨扇后掠降噪规律及声学机理数值研究

贺 象，赵振国，舒太波，彭学敏
（中国航发湖南动力机械研究所
中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室，湖南 株洲 412002）

摘 要： 结合三维流场数值模拟方法和声学 Ffowcs Williams-Hawkings 方程声类比方法，对对转桨扇流动及声学特征进行仿真分析，研究了桨叶后掠角对对转桨扇的气动性能和气动噪声的影响规律。结果表明：对转桨扇桨叶后掠角从 0°增加至 40°，高速巡航状态推进效率可提高接近 1.5 个百分点，起飞状态推进效率提升不大；桨扇噪声大小与后排桨叶吸力面压力脉动强度有直接关系，增大桨扇桨叶后掠角可明显降低压力脉动强度，从而降低起飞状态下对转桨扇整个角向范围内的噪声大小；在噪声最大的 75°角向位置，后掠角从 0°增至 40°声压级降低达 3 dB 以上。

关 键 词： 对转桨扇；桨叶后掠角；Ffowcs Williams-Hawkings 方法；气动性能；压力脉动强度；噪声指向性
中图分类号： V215.3 **文献标志码：** A

Numerical investigation of noise reduction law and acoustic mecha-nism of the sweepback propfan

HE Xiang，ZHAO Zhenguo，SHU Taibo，PENG Xuemin
（Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Small and Medium Aero-Engine，
Hunan Aviation Powerplant Research Institute，
Aero Engine Corporation of China，Zhuzhou Hunan 412002，China）

Abstract: The propfan flow-field and acoustic features were investigated by combining the 3D numerical simulation with Ffowcs Williams-Hawkings equation. And the effects of propfan sweepback angle on aerodynamic performance and noise level were studied. It indicated that, with propfan sweepback angle increasing from 0° to 40°, the thrust efficiency was promoted about 1.5 percentage points at the high speed cruise condition but slightly at the take-off condition. The propfan noise level was directly related to the pressure fluctuation intensity of the rear blade suction surface. With the increase of sweepback angle, the pressure fluctuation intensity decreased, and then the noise level in all angular positions was reduced at the take-off condition. At the 75° angular position with the maximum sound pressure level, the sound pressure level decrease by more than 3 dB with propfan sweepback angle increasing from 0° to 40°.

Keywords: contra rotating propfan；blade backward sweep angle；
Ffowcs Williams-Hawkings methodology；aerodynamic performance；
pressure fluctuation intensity；noise directivity

桨扇发动机又称开式转子发动机，可看作带先进高速螺旋桨的涡桨发动机，也可看作是一种不带外涵道的超高涵道比的涡扇发动机。它带有多个宽弦、掠型薄叶片，双排对转，能减小激波损

收稿日期： 2021-05-06
基金项目： 湖南创新型省份建设专项经费（2020RC3096）
作者简介： 贺象（1984—），男，高级工程师，博士，主要从事叶轮机械气动热力学研究。E-mail: 41213014@qq.com

引用格式： 贺象，赵振国，舒太波，等. 桨扇后掠降噪规律及声学机理数值研究[J]. 航空动力学报，2023，38(4)：939-948. HE Xiang，ZHAO Zhenguo，SHU Taibo，et al. Numerical investigation of noise reduction law and acoustic mecha-nism of the sweepback propfan[J]. Journal of Aerospace Power，2023，38(4)：939-948.

失和排气旋流，使飞行马赫数比常规螺桨高，并能在较高的飞行速度下保持较高的推进效率；它兼有涡桨推进效率高、耗油率低和涡扇飞行速度大的优点[1-2]。

桨扇发动机所具有的优势主要体现在对转桨扇这一核心关键部件，国际上开展了大量的研究工作，文献 [3] 对国外桨扇技术发展的进行了较全面的综述。目前，国际上已突破了桨扇气动设计问题，在巡航马赫数超过 0.70 的情况下，先进对转桨扇的推进效率可高达 85.0% 以上[4-7]，国际上先后完成了多个桨扇发动机技术验证机研制[8-11]。由于对转桨扇两排桨叶对转，气动上相互干涉，导致气动噪声明显高于常规螺桨，这是桨扇发动机进入型号研制的重要限制因素，目前国外仅有 D-27 桨扇发动机配装 An-70 定型服役[12]。

因此，桨扇气动噪声在桨扇技术领域目前是一个热点问题，国外结合声学仿真和风洞试验开展了大量降噪优化设计研究。欧洲各国联合开展了桨扇气动优化设计、计算气动声学（CAA）声场模拟及风洞试验研究[13-15]，获得了详细的桨扇流场结构、安装支架对桨扇性能及噪声的影响、前后排桨叶相互干扰的流场结构等，为 SNECMA 开式转子发动机的研制提供了理论方法和数据支撑。通用电气（GE）公司在桨扇噪声领域取得明显突破[6,16-17]，在 F-A 系列桨扇基础上研制了新一代对转桨扇叶型 Gen2A+B，其噪声水平优于第 4 阶段噪声标准，并且具有一定噪声裕度。桨扇可采用多种方法实现降噪，包括大后掠设计[18-19]、增加叶片数降低负荷[16]、功率分配比优化[20]、缩小直径或降低转速减小叶尖切线速度[16]、增大前后桨直径比[16] 等。

国内与桨扇相关文献基本上是相关技术发展的综述，具体桨扇技术研究鲜有发表。本文针对对转桨扇，采用定常数值模拟方法分析桨叶后掠对桨扇性能的影响规律，结合非线性谐波非定常数值模拟和 Ffowcs Williams-Hawkings（FWH）方法计算分析桨扇远场噪声辐射特征，以及桨扇后掠降噪规律和机理。

1 研究对象

对转桨扇为拉进式构型，前、后排桨叶对转，转速大小相同。本文采用基于升力面理论的设计方法[21] 开展桨扇的气动设计，桨叶叶片数选择前 8 后 6。在巡航状态下，来流马赫数超过 0.7，叶尖切线速度约 200 m/s 左右，叶尖相对马赫数接近声速，因此，为提高推进效率采用了马刀型大后掠和薄翼型宽弦设计，桨扇几何模型如图 1 所示。对于起飞状态，由于来流马赫数降低至 0.2～0.25，为兼顾起飞推进效率和噪声水平，叶尖相对马赫数通常选择降低至 0.7 左右，甚至更低。桨叶叶型采用三段式设计[22]，桨根至 40% 叶高采用 NACA65 叶型，50% 叶高至叶尖采用 NACA16 叶型，中间 40%～50% 叶高插值光滑过渡。

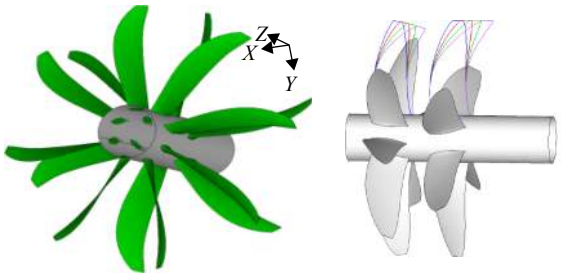


图 1 对转桨扇模型

Fig. 1 Contra rotating propfan model

本文研究对象包含 0°、10°、20°、30°、40°共 5 个后掠桨扇模型，下文用 Sweep0、Sweep10、Sweep20、Sweep30 和 Sweep40 来表示。对于每一个桨扇模型，其前、后排桨的积叠线和后掠角保持一致。

由于螺旋桨/桨扇作为涡桨类飞机的最大噪声源之一，在起飞过程中噪声水平尤其显著，且飞机噪声适航审定关注的重点也是起飞、进场等飞行状态。因此，本文桨扇噪声相关研究主要针对起飞条件进行。

2 桨扇声学分析方法

本文桨扇气动声学分析分为两个步骤[23]：其一，采用商业 CFD 软件 Numeca 的非线性谐波法（NLH）对桨扇非定常流场进行仿真，获得声源；其二，采用 Numeca 专业声学模块 Fine/Acoustics 的 FWH 方法对桨扇声场进行求解，获得桨扇噪声辐射特性。

2.1 三维定常和非定常数值模拟方法

本文桨扇的计算区域尺寸选取参考了文献 [21]，采用 AutoGrid 对计算域进行结构化网格划分。如图 2 所示，远前方边界和远后方边界到桨盘的距离为 10 倍桨尖半径，径向远场边界处的半径选为 6 倍桨尖半径。由于两排叶片对转，前、后叶片排的中间面作为转-转交界面，将桨扇计算域划

分为前、后两个对转的计算域。计算域网格数分布如表 1 所示，总网格数为 204 万。

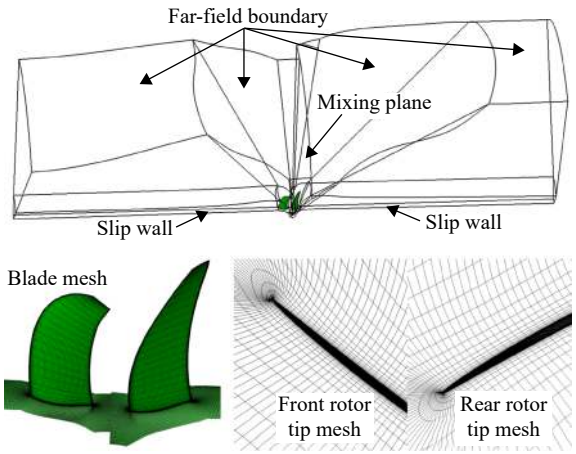


图 2　计算网格及边界条件[21]

Fig. 2　Computational mesh and boundary conditions[21]

表 1　网格数分布

Table 1　Mesh distributions

位置	网格数/10^4
前排桨	46
后排桨	46
远场	112

转-转交界面设置为掺混面，计算域采用周期边界条件，前后桨均只计算单个通道；进口、出口和远场设置远场边界条件，给定静压、速度和静温；桨盘轮毂为旋转壁面，桨盘上下游轮毂壁面设置为滑移边界；选用 Spalart-Allmaras 湍流模型，采用非线性谐波法（NLH）进行频域非定常流场计算。

为保证本文不同掠角桨扇模型计算结果的可比性，采用了相同的网格拓扑模板和计算设置。

2.2　噪声仿真分析方法

将 NLH 非定常计算获得的叶片表面前 3 阶静压谐波作为噪声计算的声源数据，导入到 FineAcoustics 软件。由于桨扇在起飞状态下，叶尖马赫数低于 0.9，在噪声求解设置中，声源包络面选取为叶片表面，将静压谐波数据映射到声源包络面。以前桨桨盘中心为原点，在半径 R=50 m 的远场布置半圆观察点阵列，如图 3 所示，0°位置为桨扇下游正后方，180°位置为桨扇上游正前方，在 0°至 180°范围内每隔 2.5°布置一个观察点，总共布置 73 个点。采用 FWH 方法进行远场噪声辐射求解，获得每个点上的噪声数据。

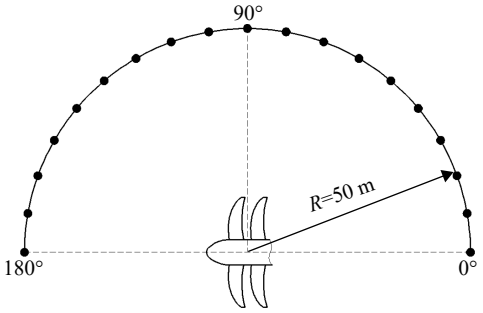


图 3　虚拟麦克风布置

Fig. 3　Layout of the virtual microphones

3　桨叶后掠对气动性能的影响

在进行声学分析之前，采用定常数值模拟方法，对不同掠角桨扇模型进行了计算分析，研究桨叶后掠对气动性能的影响。图 4 为不同后掠角下桨扇巡航和起飞马赫数下推进效率随前进比变化的特性线；其中，推进效率定义为飞行推进功率与发动机轴功率之比$\eta = FV/P$，推进功率定义为螺旋桨推进拉力 F 与飞行速度 V 乘积；前进比定义为飞行速度 V 与 2 倍叶尖切线速度之比

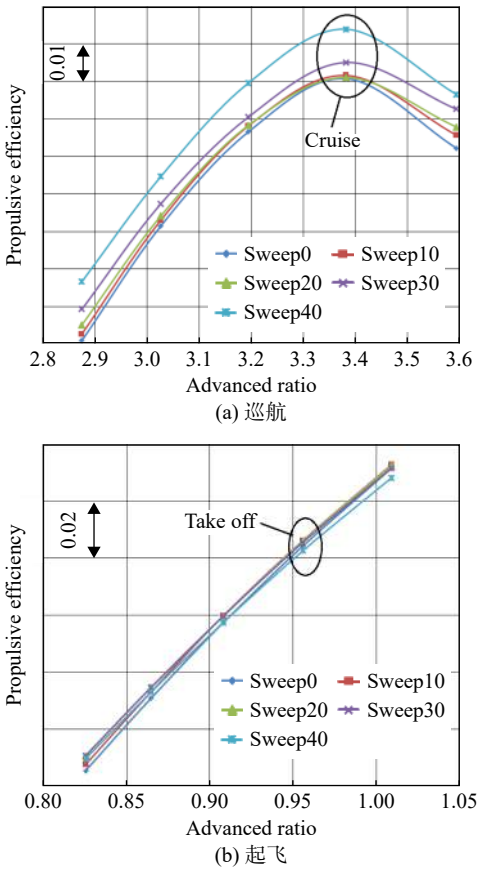


图 4　桨扇巡航和起飞状态性能

Fig. 4　Propfan performance at cruise and take-off conditions

$\lambda = V/n_s D$, n_s 和 D 分别为螺旋桨转速和直径。从图中可知, 巡航条件下, 掠角越大推进效率越高。后掠角从 0°增大到 10°, 再增大到 20°, 推进效率略有提高, 幅度不大; 从 20°增大至 30°, 推进效率明显提高, 最高效率点提高 0.5 个百分点以上; 从 30°增大至 40°, 推进效率显著提升, 最高效率点进一步可提高 1 个百分点以上。对于起飞状态, 掠角的增大对气动性能的影响并不明显。

在设计状态下, 桨叶尖部进口相对马赫数为 0.98 接近声速, 尖部吸力面处于跨声流动状态。对设计转速下前、后桨在 50% 叶高和 95% 叶高位置的 S1 流面相对马赫数分布进行了详细的对比分析。图 5 为前桨 95% 叶高马赫数分布, 呈现出典型的跨声翼型流动特征, 在吸力面接近尾缘位置存在一道较为明显的激波。随着后掠角的增大, 桨叶吸力面峰值马赫数减小、高马赫区范围减小, 后掠角增至 40°时, 吸力面激波消失。后桨桨尖流动特征及变化趋势与图 5 相同, 本文不再赘述。图 6 为 50% 叶高马赫数分布, 随着后掠角的增大, 桨叶吸力面峰值马赫数减小、高马赫区范围减小, 但并不显著。由此可知, 后掠角的增大可明显降低尖区吸力面峰值马赫数和高马赫区域, 从而降低流动损失, 提升性能, 这与图 4 巡航状态性能变化规律一致。这一变化规律从理论上可进行类比, 桨叶掠角对桨尖区域的流动影响与后掠机翼具有相似性, 掠角可明显降低机翼有效马赫数, 降低激波损失, 对于桨扇而言可提高推进效率。

在起飞状态下, 由于进口来流速度降低至马赫数为 0.2, 桨扇转速虽然略有提升, 但进口相对马赫数低于巡航状态, 桨叶全叶高进口流动处于亚声状态。如图 7 桨叶 50% 叶高相对马赫数分布所示, 桨叶后掠角对半高位置流动的影响较小。图 8 和图 9 为 95% 叶高前桨和后桨的桨尖马赫数分布, 桨尖翼型攻角较大, 前桨吸力面负面层较厚(如图 8), 增大后掠角至 30°, 可略微减小附面层厚度, 减小损失; 后桨桨尖同样攻角偏大, 后

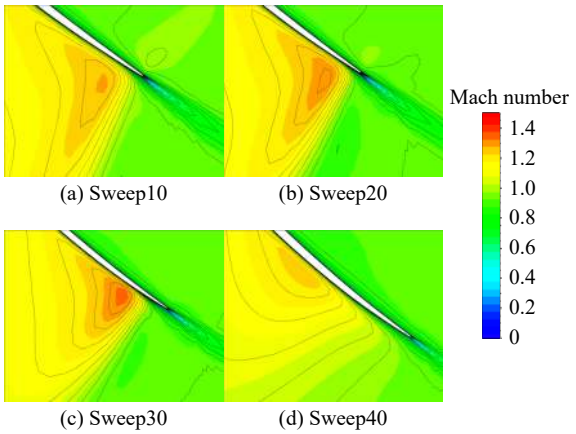


图 5 巡航状态下前桨 95% 叶高马赫数分布

Fig. 5 Mach number distributions of front blade at 95% span at cruise condition

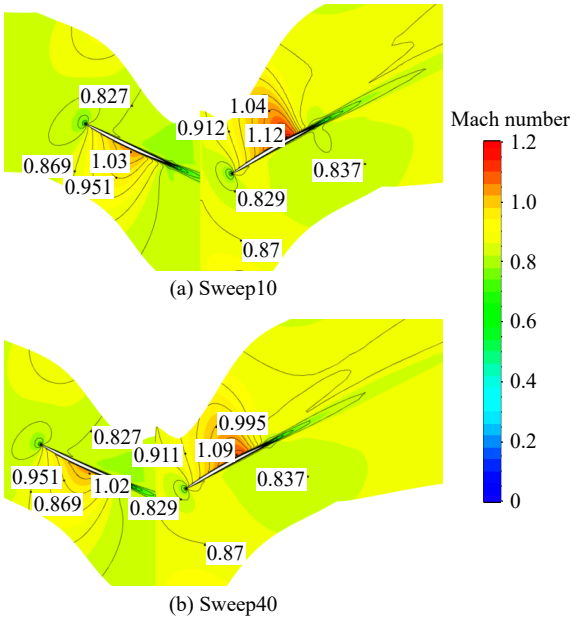


图 6 巡航状态下 50% 叶高马赫数分布

Fig. 6 Mach number distributions at 50% span at cruise condition

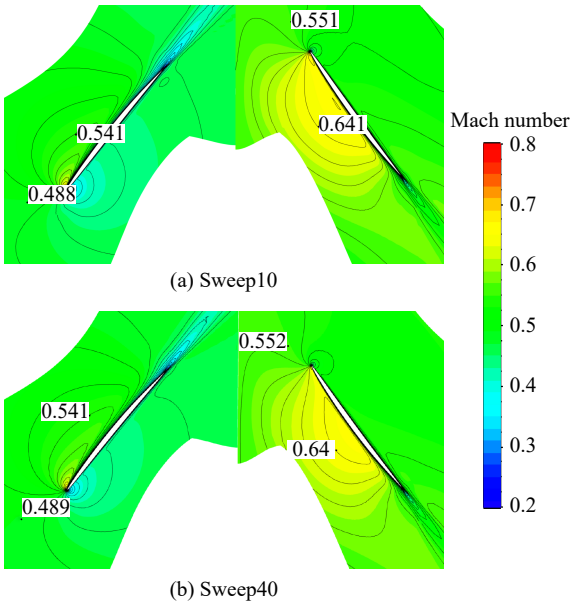
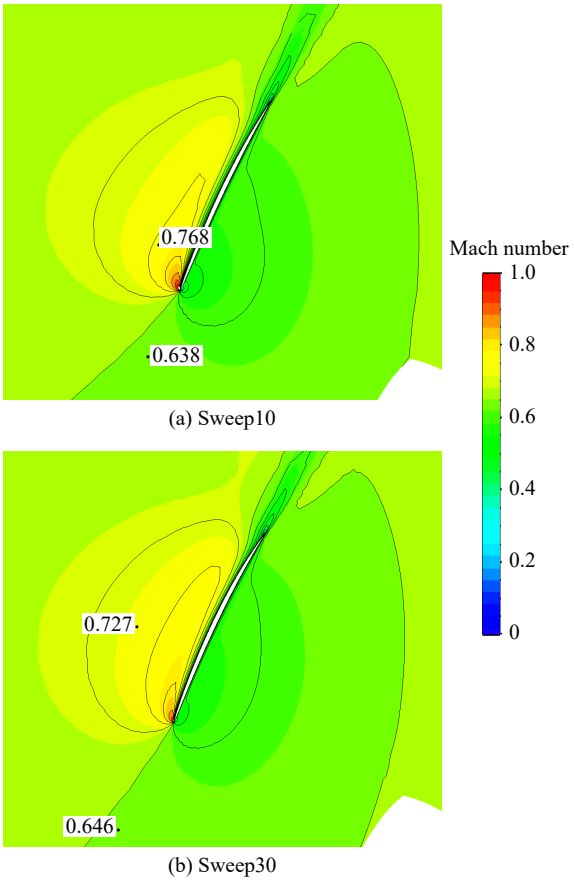


图 7 起飞状态下 50% 叶高马赫数分布

Fig. 7 Mach number distributions at 50% span at take-off condition

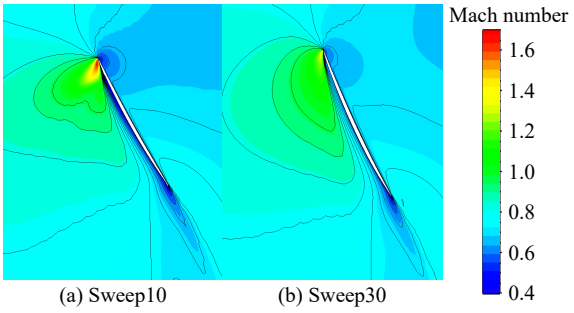


(a) Sweep10

(b) Sweep30

图 8　起飞状态下 95% 叶高前桨马赫数分布

Fig. 8　Mach number distributions of front blade at 95% span at take-off condition



(a) Sweep10　(b) Sweep30

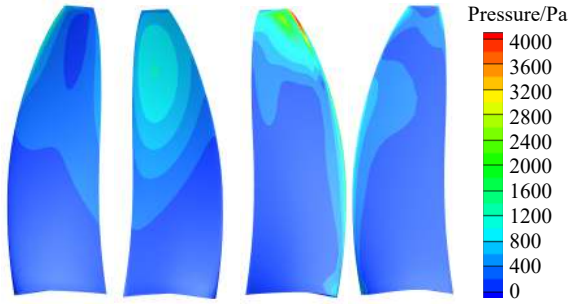
图 9　起飞状态下 95% 叶高后桨马赫数分布

Fig. 9　Mach number distributions of rear blade at 95% span at take-off condition

掠角 10°时，大的攻角导致吸力面分离，当后掠角增大至 30°，分离程度减缓，峰值马赫数降低。可见，桨叶后掠对半高流动影响不大，对于前桨可减小桨尖附面层厚度，对于后桨可减小桨尖分离，在桨扇特性图上表现为推进效率略微提高，但幅度并不如巡航状态显著。

4　桨叶后掠对桨间干扰的影响

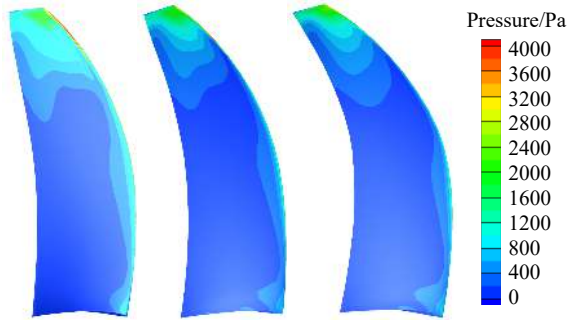
以定常数值模拟结果为初场，采用非线性谐波方法对桨扇非定常流场进行数值模拟。图 10 为后掠角 10°模型在起飞状态下的叶片表面静压的 1 阶谐波分量的幅值分布，前桨的 1 阶谐波分量对应的频率为后桨叶片通过频率的 2 倍（2 倍反映的是前、后排桨叶对转的影响），后桨的 1 阶谐波频率为前桨叶片通过频率的 2 倍，2 阶、3 阶谐波频率分别为 1 阶谐波的 2 倍和 3 倍频，静压的各阶谐波分量的幅值代表着前、后桨的相互干扰的脉动程度。其主要流动特征表现为：后桨叶吸力面的 80% 叶高至桨尖区域以及吸力面前缘附近区域的脉动量较大，主要是受前桨桨尖涡流以及尾迹流的影响；另外，前桨的压力面 50% 叶高至桨尖区域脉动也较为明显，主要是后桨对前桨的位势作用；此外，后桨的压力面也略受前桨尾迹的影响，前桨吸力面压力脉动并不显著。实际上，脉动量较大的区域体现了桨扇前桨与后桨的相互干扰的影响程度。如图 11 所示，随着后掠角的增大，后桨叶吸力面的压力脉动量明显减小。对于前桨压力面，压力脉动同样具有减小趋势。



(a) 前桨吸力面和压力面　(b) 后桨吸力面和压力面

图 10　起飞状态桨叶表面静压的 1 阶谐波

Fig. 10　The 1st harmonic pressure distributions of blade surface at take-off condition



(a) Sweep20　(b) Sweep30　(c) Sweep40

图 11　起飞状态后桨吸力面静压的 1 阶谐波

Fig. 11　The 1st harmonic pressure distributions of rear blade suction-surface at take-off condition

对于静压的 2 阶谐波分布，如图 12 所示，后桨叶吸力面前缘附近的脉动量较大，随着后掠角增大，明显减小。静压的 3 阶谐波脉动量主要集中在后桨吸力面，如图 13 所示，靠近前缘区域最大，随着后掠角的增大，后桨吸力面脉动整体明显减小。

对比图 11～图 13 桨叶表面的 1、2、3 阶静压谐波分量分布，其中 1 阶谐波脉动量最为显著，2 阶次之，3 阶与 1 阶相比小一个量级。

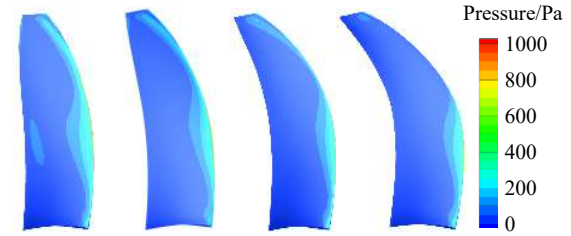


图 12 起飞状态后桨吸力面静压的 2 阶谐波

Fig. 12 The 2nd harmonic pressure distributions of rear blade suction-surface at take-off condition

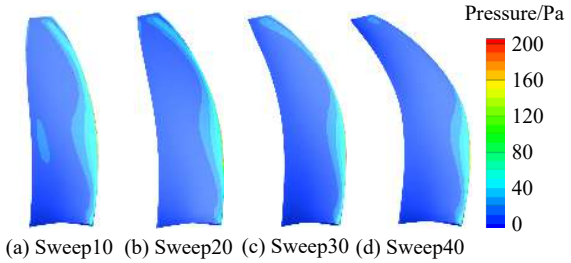


图 13 起飞状态后桨吸力面静压的 3 阶谐波

Fig. 13 The 3rd harmonic pressure distributions of rear blade suction-surface at take-off condition

5 桨扇噪声频谱和指向性特征

利用文中第 2.2 节所述方法，将非线性谐波非定常数值模拟获得的叶片表面静压的前 3 阶谐波分量作为声源，对远场噪声辐射进行计算，可获得图 3 中阵列测点的噪声数据。

对 90°位置声学测点进行分析，获得如图 14

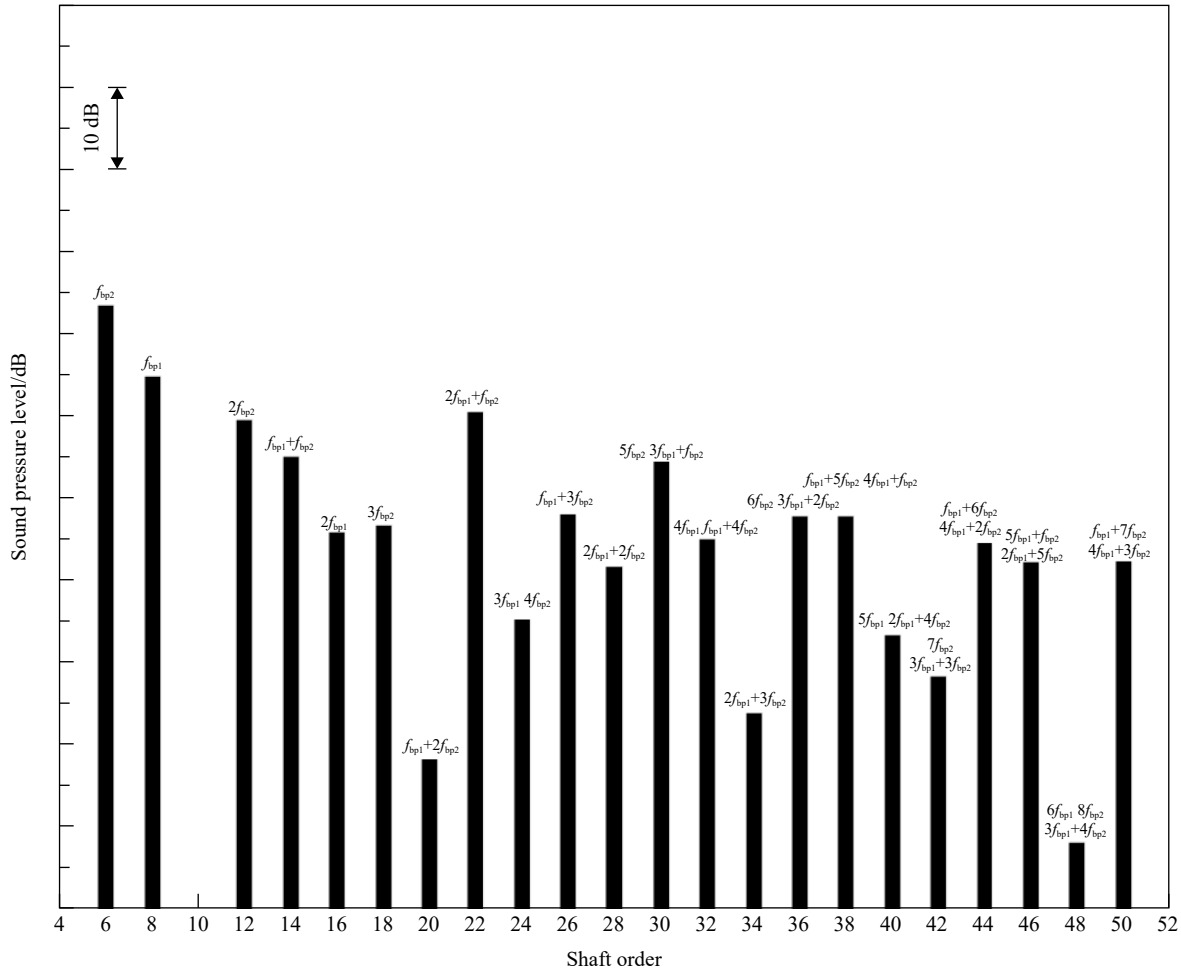


图 14 对转桨扇噪声频谱(后掠角 30°)

Fig. 14 Noise spectrum of the propfan (backward sweep angle 30°)

所示声压级频谱分布，图中横坐标数值为转频的倍数，纵坐标为不同频率下声压级大小。根据本文桨扇频谱分布，参考文献 [24-25] 分析，超过 50 阶的频率分量幅值已经比较小，因此本文频谱分析仅针对前 50 阶进行分析。如图 14 所示，噪声频率分量非常丰富（本文未开展宽频噪声计算），桨扇噪声频谱属于典型的螺旋桨类纯音噪声频谱。图中频率分量包含两类，一类为前、后桨叶片通过频率及其倍频，二类为前、后桨的噪声干扰频率分量，可用 $mf_{bp1}+nf_{bp2}$ 表示，f_{bp1} 为前桨叶片通过频率，f_{bp2} 为后桨叶片通过频率，m、n 取正整数（取负值时噪声幅值为小量，本文不做分析）。其中，幅值最高的为前、后桨的叶片通过频率 f_{bp1} 和 f_{bp2}，干扰噪声频率分量虽然幅值也比较显著，但不会超过 f_{bp1} 和 f_{bp2} 的幅值。

对每一个测点的频谱分布进行声压级求和，可获得图 15 所示的总声压级指向性分布。从总声压级指向性分布来看，除桨扇正前方、正后方之外，桨扇噪声在整个角向范围内均非常显著，声压级最大位置发生在桨扇桨平面（90°位置）后方 70°至 80°之间的角向位置，前方 160°位置、后方 20°至 30°之间的角向位置声压级次之，正前方和正后方位置声压级最小。

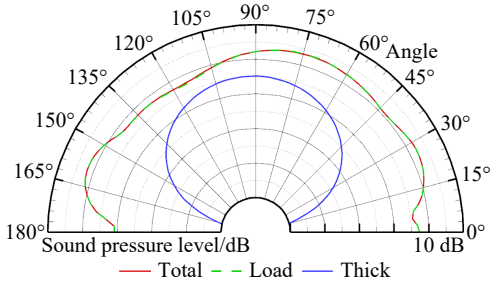


图 15　对转桨扇声压级指向性（sweep30）

Fig. 15　Sound pressure level directivity of the propfan (sweep30)

总噪声由载荷噪声和厚度噪声组成，载荷噪声指向性与总噪声指向性几乎重合，由此可知，载荷噪声在桨扇噪声中占主导地位，厚度噪声要比载荷噪声小一个量级。

6　桨叶后掠降噪规律和声学机理

图 16 所示为不同后掠角下桨扇噪声指向性分布。随着桨扇后掠角增大，总声压级整体降低，这与文中第 4 节描述的叶片表面静压谐波脉动随

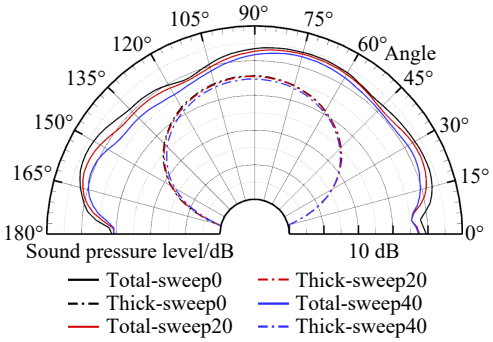


图 16　不同后掠角下对转桨扇声压级指向性

Fig. 16　Sound pressure level directivity of the propfan with different backward sweep angle

后掠角增大而降低的趋势一致。在角向 75°位置，后掠角从 0°增至 20°声压级降低 1 dB，再增至 40°声压级降低 2.6 dB。随后掠角增大，厚度噪声同样具有逐渐减小的趋势，厚度噪声最大值均出现在 90°位置，整体上厚度噪声与总声压级相比要小一个量级。

在总声压级最大的 75°位置附近，将不同后掠角下噪声的频谱进行对比分析。如图 17 所示，对于大部分轴频谐波频率分量，0°后掠桨扇要比 20°和 40°后掠桨扇的噪声要大。频谱图中，声压级比较显著的有 6 阶、8 阶转频对应的 f_{bp2}、f_{bp1}，22 阶和 26 阶转频对应的 $2f_{bp1}+f_{bp2}$、$f_{bp1}+3f_{bp2}$，30 阶转频对应的 $3f_{bp1}+f_{bp2}$，以及 38 阶和 44 阶转频对应的 $f_{bp1}+5f_{bp2}$ & $4f_{bp1}+f_{bp2}$、$f_{bp1}+6f_{bp2}$ & $4f_{bp1}+2f_{bp2}$。从这些频率分量来看，可发现一个比较重要的特征，后排桨对应 6 阶轴频谐波频率分量比前排桨对应的 8 阶的幅值大接近 10 dB，22 阶转频对应的 $2f_{bp1}+f_{bp2}$ 要比 8 阶频率分量的幅值更大，比 6 阶低约 5 dB。从图 18 所示 f_{bp2} 指向性分布来看，其幅值最大的区域位于 75°位置，而图 19 中 $2f_{bp1}+f_{bp2}$ 指向性分布所示，幅值最大区域位于 60°角向位置。由此可知，75°角向位置桨扇噪声主要是由 f_{bp2} 分量贡献，前后桨干扰 $2f_{bp1}+f_{bp2}$ 分量次之。

在图 15 和图 16 所示的 160°和 25°位置附近，桨扇噪声也非常显著，同样将不同后掠角下噪声的频谱进行对比分析，如图 20 和图 21。对于大部分频率分量，0°后掠角桨扇要比 20°和 40°后掠角桨扇的噪声要大。频谱图中，声压级比较显著的有 14 阶和 20 阶转频对应的 $f_{bp1}+f_{bp2}$、$f_{bp1}+2f_{bp2}$，28 阶和 34 阶转频对应的 $2f_{bp1}+2f_{bp2}$、$2f_{bp1}+3f_{bp2}$，以

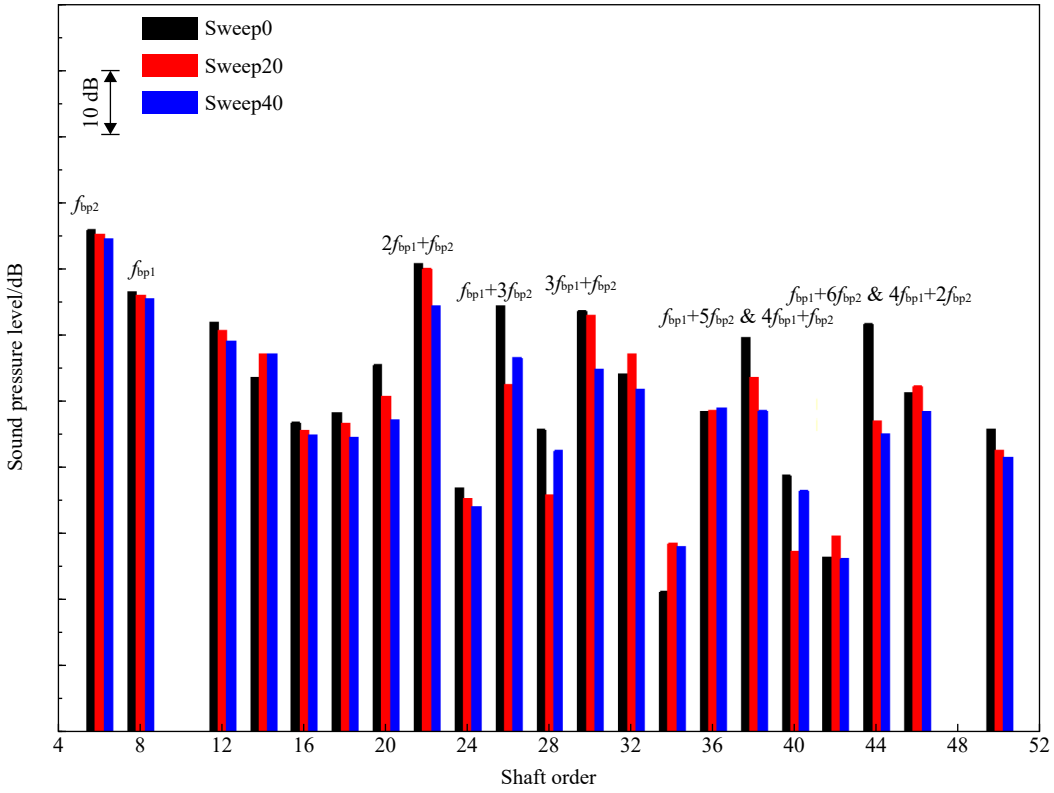


图 17 不同后掠角下 70°角向位置桨扇噪声频谱对比

Fig. 17 Noise spectrum of the propfan with different backward sweep angle at 70° angular position

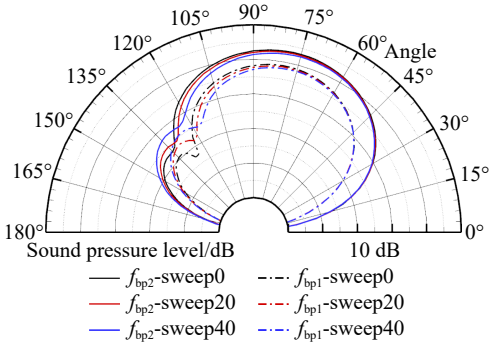


图 18 不同后掠角下桨扇桨叶通过频率的声压级指向性

Fig. 18 Sound pressure level directivity of the propfan blade passing frequency with different backward sweep angle

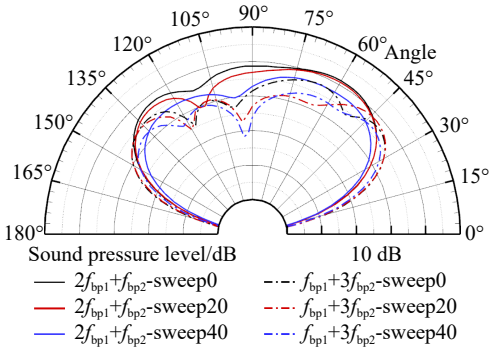


图 19 不同后掠角下前后桨干涉声压级指向性

Fig. 19 Interference sound pressure level directivity of the propfan with different backward sweep angle

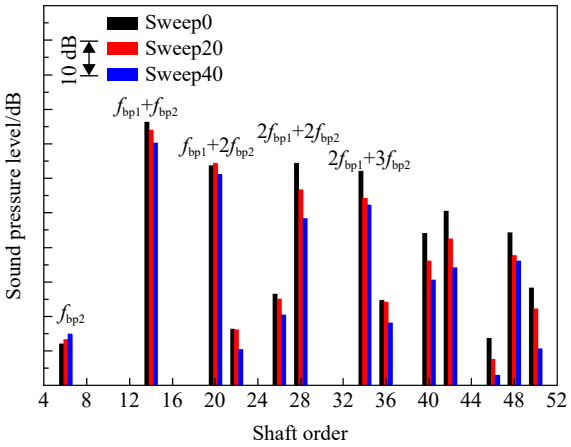


图 20 不同后掠角下 160°角向位置桨扇噪声频谱

Fig. 20 Noise spectrum of the propfan with different backward sweep angle at 160° angular position

及 40 阶转频对应的 $5f_{bp1}$ & $2f_{bp1}+4f_{bp2}$。

从这几个前后桨的干涉噪声指向性分布来看，如图 22 所示，$f_{bp1}+f_{bp2}$ 在 160°和 25°角向位置幅值最大，$f_{bp1}+2f_{bp2}$ 次之，小 10 dB 左右，另外，$2f_{bp1}+3f_{bp2}$ 对应的前后桨干涉噪声的高幅值影响区域更靠近 0°和 180°区域。

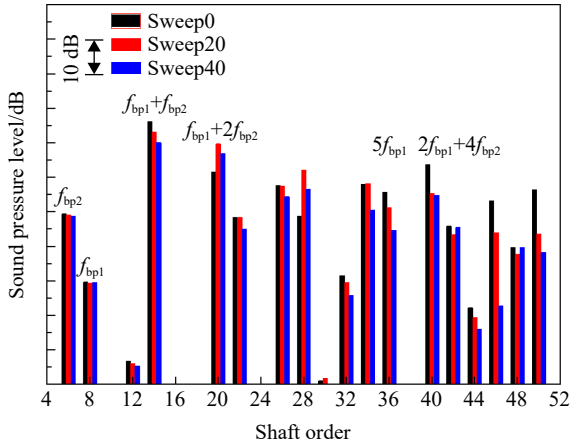


图 21　不同后掠角下 30°角向位置桨扇噪声频谱

Fig. 21　Noise spectrum of the propfan with different backward sweep angle at 30° angular position

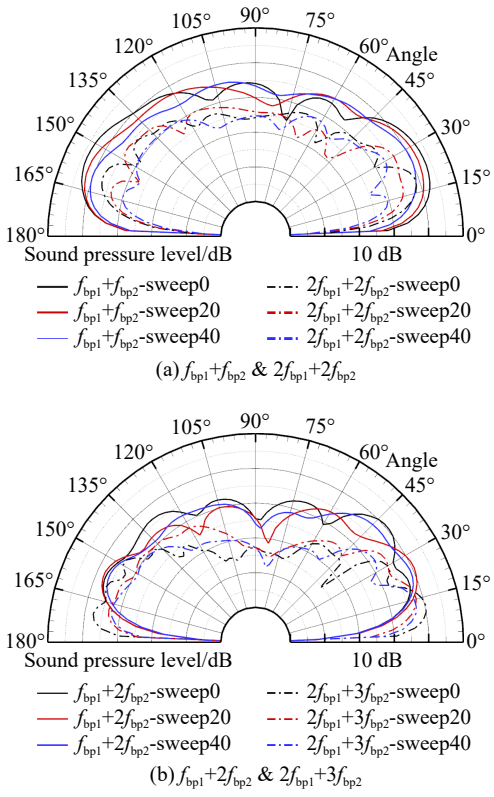


图 22　不同后掠角下前后桨干涉声压级指向性

Fig. 22　Interference sound pressure level directivity of the propfan with different backward sweep angle

7　结　论

结合定常/非定常数值模拟和 FWH 方法研究了桨扇后掠对气动性能和气动噪声的影响规律和机理，得到如下结论：

1）在巡航状态下，桨扇桨叶尖部跨声，桨叶后掠可明显降低有效马赫数，降低损失，从而明显提高桨扇推进效率；在起飞状态下，推进效率略有提升，并不显著。

2）前后排桨叶静压谐波脉动量大小依次为后桨吸力面、前桨压力面、后桨压力面和前桨吸力面，后排桨叶静压谐波脉动量大于前排桨叶。

3）随后掠角增大桨叶表面谐波脉动量减小，静压谐波脉动量反映了声源强度，这与桨扇噪声随后掠角增大而降低趋势一致。

4）桨扇除正前方和正后方噪声较小之外，整个角向范围噪声都较大，其中声压级最大位置有三处，桨平面后方的 70°至 80°角向位置最大，前方 160°位置、后方 20°至 30°位置声压级次之。

5）70°至 80°角向位置，对声压级贡献最大的为后排桨叶 f_{bp2}，前后桨干扰 $2f_{bp1}+f_{bp2}$ 次之；前方 160°位置、后方 20°至 30°位置噪声也较大，主要是干涉噪声的影响，其中 $f_{bp1}+f_{bp2}$ 最大，$f_{bp1}+2f_{bp2}$ 次之。

6）桨叶后掠可有效降低桨扇整个角向范围内声压级大小，在噪声最大的 75°角向位置，后掠角从 0°增至 20°声压级降低 1 dB，再增至 40°声压级降低 2.6 dB。

参考文献：

[1] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京：北京航空航天大学，2006.

[2] 严成忠. 开式转子发动机[M]. 北京：航空工业出版社，2016.

[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. Development of the propfan technology abroad[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(1): 54-58. (in Chinese)

[4] WAINAUSKI H S, VACZY C M. Aerodynamic performance of a counter rotating prop-fan[R]. AIAA-86-1550, 1986.

[5] HANNIGAN T E, WAINAUSKI H S. Wind tunnel results of counter rotation prop-fans designed with lifting line and euler code methods[R]. AIAA-91-2499, 1991.

[6] VAN ZANTE D E. Progress in open rotor research[R]. ASME Paper GT2015-42203, 2015.

[7] NEGULESCU C A. Airbus AI-PX7 cror design features and aerodynamics[J]. SAE International Journal of Aerospace, 2013, 6(2): 626-642.

[8] CHAPMAN D C, FLEURY R E, SMITH D E. Testing of the 578-DX propfan propulsion system[R]. AIAA-89-2581, 1989.

[9] GE Aircraft Engines, GE36 Project Department. Full scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept: design report[R]. NASA-CR-180867, 1987.

[10] GE Aircraft Engines, GE36 Project Department. Full scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept: component test[R]. NASA-CR-180868, 1987.

[11] GE Aircraft Engines, GE36 Project Department. Full scale technology demonstration of a modern counter rotating unducted fan engine concept: engine test[R]. NASA-CR-180869, 1987.

[12] 刘红霞，梁春华. 开式转子发动机研制与进展[J]. 国际航空，2010(4)：75-77.

LIU Hongxia, LIANG Chunhua. Development and progress of open-rotor engine[J]. International Aviation, 2010(4): 75-77. (in Chinese)

[13] BÉCHE S, NEGULESCU C A, CHAPIN V, et al. Integration of CFD tools in aerodynamic design of contra-rotating propeller blades [R]. Venise, Italy: 3rd Council of European Aero-space Societies Conference, 2011.

[14] BOISARD R, DELATTRE G. HPC capabilities of the *elsA* CFD software applied to a counter rotating open rotor test rig[R]. AIAA 2012-2777, 2012.

[15] STUERMER A, AKKWEMANS R A D. Validation of aerodynamic and aeroacousitc simulations of contra-rotating open rotors at low-speed flight conditions[R]. AIAA 2014-3133, 2014.

[16] KHALID S, WOJNO J P, STRINGFELLOW A B, et al. Open rotor designs for low noise and high efficiency[R]. ASME Paper GT2013-94736, 2013.

[17] GUYNN M D, BERTON J J. Performance and environmental assessment of an advanced aircraft with open rotor propulsion[R]. NASA/TM-2012-217772, 2012.

[18] BRAILKO I A, MILESHIN V I, NYUKHTIKOV M A, et al. Computational and experimental investigation of unsteady and acoustic characteristics of counter-rotating fans[R]. ASME Paper HT-FED2004-56435, 2004.

[19] MILESHIN V I, NYUKHTIKOV M A, OREKHOV I K, et al. Open counter-rotating fan blades optimization based on 3D inverse problem navier-stokes solution method with the aim of tonal noise reduction[R]. ASME Paper GT2008-51173, 2008.

[20] DELATTRE G, FALISSARD F. Influence of torque ratio on counter-rotating open-rotor interaction noise[R]. AIAA 2014-2969, 2014.

[21] 周亦成, 单鹏. 可压升力面理论桨扇气动设计反问题方法[J]. 航空动力学报, 2017, 32(6): 1456-1469.
ZHOU Yicheng, SHAN Peng. Inverse design approach for propfan aerodynamics based on compressible lifting surface theory[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(6): 1456-1469. (in Chinese)

[22] ROHRBACH C. A report on the aerodynamic design and wind tunnel test of a prop-fan model[R]. AIAA-76-667, 1976.

[23] FERRANTE P, VILMIN S, HIRSCH C, et al. Integrated "CFD-acoustic" computational approach to the simulation of a contra rotating open rotor at angle of attack[R]. AIAA 2013-2242, 2013.

[24] ENVIA E. Contra-rotating open rotor tone noise prediction[R]. AIAA 2014-2606, 2014.

[25] ENVIA E. Open rotor aeroacoustic modelling[R]. NASA/TM-2012-217740, 2012.

（编辑：张 雪）