柔性薄板翼流固耦合振动噪声风洞试验研究

曹亮, 杨鹏飞, 王怡星, 陈刚*

西安交通大学航天航空学院, 机械结构强度与振动国家重点实验室, 西安交通大学声学风洞实验室, 西安 710049

* E-mail: aachengang@xjtu.edu.cn

收稿日期: 2017-12-13; 接受日期: 2018-06-06; 网络版发表日期: 2018-11-30

国家自然科学基金(批准号: 11672225, 11872293, 11472206, 11371288)和气动噪声控制重点实验室开放基金(编号: 1801ANCL20180103)资助

摘要 柔性结构在风场中会发生流固耦合振动, 其噪声特性要比流场中刚性结构气动噪声更为复杂. 通过声学风洞试验, 对比研究了流固耦合作用下不同柔性薄板翼模型的气动噪声特性. 试验表明, 随着结构柔性增加, 薄翼气动噪声声压级对风速和迎角变化更加敏感. 柔性平板翼噪声的频谱特性和声源位置都与刚性翼明显不同. 研究发现, 在特定迎角和风速下气动噪声强度会突然显著增强. 给出了流固耦合作用下的平板翼气动噪声变化初步规律, 为相关流固耦合振动噪声理论分析和数值模拟提供了试验支撑.

关键词 流固耦合, 气动噪声, 声学风洞试验, 柔性薄板翼

1 引言

流致噪声是许多工程应用格外关注的问题. 例如, 它会处于噪声环境中的人员产生不适; 会对飞行器、潜艇等军事物体的隐蔽性产生不利影响^[1]. 因此各类工程场景中的气动噪声问题越来越得到人们的重视. 包括薄板翼在内的翼型单元不仅是机翼、风机、风力机等叶轮机设计的基本元素, 同时也是气动声学基础理论研究的重要载体. 细致深入研究这类结构的气动噪声问题, 具有重要的学术意义和实际应用价值^[2]. 早在1970年, Willialms和Hall^[3]研究了半无限平板噪声辐射问题, 发现在较低马赫数下, 辐射噪声的强度与 $v_\infty^5 \sin(\theta/2)$ 成比例(其中 v_∞ 是自由来流或飞行速度, θ 为观测点与来流方向夹角). 后来的研究表明, 雷诺数、迎角、尾缘形态等因素均对翼型叶片噪声的产

生机理有重要影响. 翼型叶片噪声主要有湍流边界层尾缘噪声、层流边界层涡脱落噪声、边界层分离噪声、失速产生的噪声、尾缘钝化产生的噪声及翼尖噪声等组成^[4]. 然而翼型气动噪声很多细致机理并未完全清楚, 例如关于气流分离噪声的产生机理研究便很少, 难以剥离分离噪声的大小. 早期有研究显示, 在小攻角下, 失速点处噪声比湍流边界层尾缘噪声明显增大^[5]. Choudhari等人^[6]测量了高升力翼型在低端流度风管中的气动噪声, 得到相应的噪声频谱. 该研究表明, 在高 Re 数的自模区内, 宽频声占有大部分频域; 而在低 Re 数的非自模区则离散声占有主导地位. Brook等人^[4]对矩形和圆形叶尖的叶尖涡噪声做了试验测量, 指出静止叶片的叶尖涡在整个宽频自噪声频谱中并不比边界层和尾缘噪声更重要. Ovenden和Rienstra^[7]通过实验研究表明, 雷诺数对声辐射的影响隐含于非定

引用格式: 曹亮, 杨鹏飞, 王怡星, 等. 柔性薄板翼流固耦合振动噪声风洞试验研究. 中国科学: 技术科学, 2019, 49: 815–824

Cao L, Yang P F, Wang Y X, et al. Wind tunnel experimental study on noise of flexible thin plate wing with fluid-solid interaction effects (in Chinese). Sci Sin Tech, 2019, 49: 815–824 doi: 10.1360/N092017-00433

常力之中, 它影响叶片表面脉动压力而对声场相似性产生影响. 随着人们对翼型气动噪声机理了解的逐渐深入, 设计并研究了多孔介质^[8]、刷式尾缘^[9-11]、尾缘锯齿结构^[12,13]等多种特殊的翼型结构进行降噪.

当前对翼型气动噪声产生机理和降噪措施的研究多以翼型为刚性体为研究基础. 然而人们也开始注意到另一类更加复杂的翼型噪声问题. 那就是有一定柔性的翼型在流场中可能发生气动弹性等复杂的流固耦合作用, 此时气动噪声水平与纯刚体翼产生的气动噪声水平和特点有不同. Wu和Maestrello^[14]研究了湍流边界层激发下弹性结构的声学 and 力学响应. 在其他类似研究^[15-17]中, 利用对边界层研究得到的压力场数值模型作为弹性结构的激发源, 但是并没有考虑由于流体压力分布造成的结构变形的影响. Schäfer等人^[18]采用流场与结构场迭求解的双向流固耦合仿真方法, 研究了在两端固支条件下的柔性薄膜的流致噪声. 结果表明, 在来流上游增设方柱较没有方柱的情形在高频产生的噪声更大, 产生的宽频噪声并不是来源于板的振动而是由于方柱后产生的湍流. Purohit等人^[19]则利用双向流固耦合计算模型研究了在刚性方体后部安装的弹性尾板结构在外力激发之下扩散出的远场气动噪声. 结果表明加入柔性结构会显著地影响涡场, 进而影响了远场的气动噪声. 与刚性结构相比, 柔性结构产生更高的声压和不同的声波图样. Bae等人^[20]用考虑双向流固耦合, 流场部分采用DNS方法研究了一个带有柔性尾部的平板在风场作用下的发声问题, 发现在模型固有频率与流场特征频率接近时噪声声压级会有明显不同. 蒋树杰等人^[1]采用大涡模拟和FW-H方程研究了流固耦合振动效应对Naca0012平板翼气动噪声的影响, 显示考虑流固耦合效应时弹性机翼气动噪声要显著大于不考虑流固耦合效应的刚性机翼; 刘占生等人^[21]也采用相似的方法, 分析了二维柔性NACA0018翼型的柔性变形对流动、声源特性及噪声传播特性的影响.

目前国内外在弹性机翼流固耦合效应对气动噪声影响方面的研究并不多. 已有的少数研究也多以简化模型的数值模拟为主, 多局限于未失速状态. 翼型振动也主要考虑弯曲振动, 较少关注翼面流固耦合状态下常见的扭转振动. 而弹性机翼流固耦合效应对气动

噪声影响机理的试验研究公开报道则更为少见. 在缺乏有效可靠试验数据对比验证情况下, 不同柔性薄板翼流固耦合作用下声学特性对比、柔性薄板翼的未失速与失速流固耦合状态声学特性的区别、弯振与扭振叠加的复杂流固耦合状态的影响等复杂耦合现象, 目前尚还难以采用数值方法准确模拟. 因此通过风洞试验研究更全面了解弹性结构在流场中的气动噪声产生机理, 对于各种装备气动噪声抑制具有重要学术意义和实际参考价值. 本文在声学风洞对不同刚度薄板翼气动噪声进行试验, 对比研究流固耦合效应对不同柔性薄板翼模型的气动噪声特性的影响, 给出流固耦合作用下的弹性薄板翼气动噪声变化规律, 为柔性结构流固耦合振动噪声相关理论分析和数值模拟研究奠定了试验基础.

2 试验方案与试验设计

2.1 试验系统与设备

薄翼模型气动噪声试验在西安交通大学多功能气动声学风洞中进行. 该风洞是一座低湍流度低速直流式声学风洞. 具有开口和闭口试验段两种使用模式, 可以进行小型模型或部件的气动与气动声学试验. 风洞试验段截面尺寸为0.6 m×0.45 m, 长度1.5 m. 开口模式最大风速为80 m/s. 模型区中心处湍流度 $\varepsilon \leq 0.1\%$. 试验段位于4.5 m×3.6 m×4.6 m全消声室中. 消声室的低频截止频率为100 Hz, 以实现无反射的声学测量条件. 本次试验使用Brüel & Kjær公司的装有4958型传声器的36通道麦克风阵列测量模型周围的声压级、频谱和声源位置信息, 阵列置于垂直风向、正对试验段中模型, 距离模型1.5 m的位置. 试验中噪声监测频率范围为0~6.4 kHz. 以声阵列上最靠近中央位置的一个麦克风作为观察点记录了未安装模型时不同风速下的背景噪声频谱. 麦克风阵列由36个独立麦克风协同工作, 相较于单独的麦克风, 在声压监测方面能利用更广阔的空间作为观测点. 本文选取配套软件所计算的监测目标面——也即试验段范围内模型所在的平面作为声压级监测对象, 这样实际上利用麦克风阵列的波束成形原理及算法一定程度上起到衰减过滤背景噪声的作用. 试验得到的模型吹风时噪声总声压级数据相

1) 蒋树杰, 刘菲菲, 陈刚. 流固耦合振动效应对机翼气动噪声辐射的影响研究. 振动与冲击, 已接收

较于不安装模型时所得到的背景噪声总声压级有着明显的升高. 当风速在10 m/s以上时, 安装模型后声压级最低也比背景噪声高4 dB(A), 通常高10 dB(A)以上. 因此整个试验系统对于反映不同薄翼模型流固耦合振动中的气动噪声水平差异具有足够的有效性.

2.2 试验模型与试验设计

本试验所使用模型为4个梯形薄金属平板翼. 底边长120 mm, 上边长80 mm, 展长450 mm (包含20 mm固支段). 厚度由厚至薄分别为2, 1.2, 0.8, 0.6 mm, 其外形如图1所示. 随着厚度降低, 薄翼模型的柔性会逐渐增加. 因而本组试验模型实际上为不同柔性薄翼的参照.

试验中, 模型由位于试验段风流通道以下的支撑桌面上的虎台钳固定底边, 形成单侧固支, 且使模型位于开口风洞试验段风道正中, 板展向沿风向并可根据试验需要调节迎角(图2). 试验过程中, 对于每个模型分别以0°, 5°, 10°, 15°, 20°, 30°设置迎角. 在试验中观察到流固耦合作用和噪声变化敏感区域间隔减小到

2.5°. 并且在每个迎角下按照5 m/s为间隔从0~40 m/s改变风速, 相应以底边长作为参考长度的雷诺数约为 3.2×10^5 以内, 马赫数在0.12以下. 利用麦克风阵列记录不同工况下的声压级、频谱图和声源定位云图等声学信息, 对于每种工况, 阵列监测时间4 s后求得数据平均值. 由于薄翼模型有一定柔性, 可以观察到在吹风过程中会逐渐发生一定程度的弯曲和颤振、抖振等流固耦合作用现象. 并且相同条件下, 较低厚度的薄翼模型由于柔性更强, 其弯曲和振动更加剧烈.

3 声压级特性分析

声压是反映噪声水平最基本和直观的特征量, 声压或声压级的变化却也经常蕴藏着丰富的物理信息. 试验显示随流固耦合作用强弱的变化, 监测到的声压级有着独特的变化规律.

薄板翼在来流中气动声随风速提高而逐渐增强, 在流固耦合作用尚不明显时这是一个平滑的变化过程. 图3(a)为0°迎角下不同厚度模型噪声A计权声压级随风速增加变化曲线. 当迎角为0°时, 平板薄翼尚未失速, 且4个厚度模型随风速提高发生的流固耦合作用程度差异还不明显, 此时随风速增加产生的气动声声压水平和变化趋势差别很小, 曲线近于重合. 随后增加迎角, 流场作用在模型上的气动压力增大, 不同厚度的薄翼模型因柔性不同而产生形变差异的效果开始显现. 根据空气动力学理论推算该振动平板在5°迎角下已开始出现失速现象. 图3(b)~(f)为5°~30°迎角时同厚度模型噪声声压级(A)随风速增加变化曲线. 刚性最强的2 mm模型在流场影响下其结构形变较小, 噪声声压

图1 柔性薄板翼模型结构示意图

图2 (网络版彩图)柔性薄板翼模型在试验段的安装. (a) 安装示意图; (b) 模型安装照片

图3 (网络版彩图)6种迎角状态下不同厚度模型噪声声压级(A)随风速变化曲线. (a) 0°迎角; (b) 5°迎角; (c) 10°迎角; (d) 15°迎角; (e) 20°迎角; (f) 30°迎角

级(A)随风速增加始终保持和0°迎角时相似的增长趋势. 而较薄的0.6~1.2 mm模型则在原有变化基线上, 在一些特殊风速位置上会出现噪声水平骤然跃变的现象. 柔性越大的模型其开始出现这种声压级跳跃变化的迎角越小, 而刚性较大的2 mm模型则在整个试验工况范围内没有出现类似的跃变点, 表现出刚性模型的气动噪声特征. 值得注意的是不同柔性模型最初出现

较明显声压级骤然升高的工况位置迎角差异比较明显, 但风速则都是在25 m/s附近, 刚好是平板翼颤振速度附近范围.

以2 mm厚度的刚性模型作为参照, 各不同柔性模型与之相比声压级相差并不大. 而在气动噪声跳变的工况点则产生了显著的差别, 最大可以达到十几个分贝以上. 柔性最强的0.6 mm模型其声压级跃变信息最

为丰富和具有代表性. 可以看到随迎角增大, 该模型开始出现声压级跃变的风速向前移动. 特别指出, 试验观察到的声压级跃变现象的工况位置通常是不同风速和迎角的组合.

柔性薄翼在风中出现这些特殊的声压级变化现象显然与它们和气流的流固耦合作用密切相关. 理想刚性薄板翼的气动噪声由边界层噪声、涡脱落噪声和分离失速噪声等部分组成^[4]. 而当平板柔翼在来流风中受气动力作用在一定风速下发生颤振或抖振, 这些振动点下薄板的固体振动成为一个强有力的噪声源. 它叠加在原有的气动噪声之上, 可能是试验观察到的流固耦合作用强烈时, 比如同样工况下模型柔性增强, 或相同柔性模型颤振点附近, 噪声水平会显著增大现象的一个主要原因. 然而薄翼振动同样改变了周围气流原来的流场分布, 使得薄翼周围来自流体的气动噪声源也发生剧烈变化, 这种效应可能来自多种途径, 包括: (1) 薄翼在运动过程中带动周围流场的气动噪声源的空间分布发生快速变化; (2) 薄翼的扭转振动实际上也使得迎角不再是一个常量, 从而引起与之紧密相关的涡脱落噪声和分离失速噪声在强度和频率上的快速改变; (3) 薄翼的振动易于诱导湍流边界层的发展, 从而使来自边界层的噪声有增加趋势. 流动状态的快速变化也对薄翼振动状态有着影响, 使得固体振动

噪声源也并不保持稳定. 另外薄板形变过程中也在改变着周围复杂的气动与振动噪声的散射路径. 这些复杂的流固耦合效应使得柔性结构在流场中的噪声起源过程也变得尤为复杂, 并不是结构气流噪声和无风环境固体振动发声的简单叠加.

4 频谱变化和声源位置特征

4.1 频谱变化

试验观察了远场噪声频谱图. 以相距 1.5 m 正对薄板的一个麦克风位置作为观察点, 取其记录的声压级频谱数据. 试验显示, 频谱分布随模型、风速与迎角不同而有所差异. 可以概括为 3 类情况: 其一, 4 个不同柔性的模型在 0° 迎角未失速时所试验的风速范围内均无大幅度变形或剧烈颤振. 此时薄板翼频谱特征也相似, 在背景噪声基础上多了一些宽频噪声能量和一个单音或某个主频附近的窄带主音, 同时随风速升高该窄带频主音向高频侧移动, 且其带宽变宽. 然而不同厚度板该特征也有差异的一面, 表现为每一风速下单音或窄带主音中心频率并不一致, 这种差异随风速增大而愈为明显. 图 4 展示了 0.6 mm 厚模型 0° 迎角时几个风速下的频谱变化. 其二, 给模型施以一定迎角产生失速分离时, 流场中出现分离流和分离涡, 气动噪声源发

图 4 0.6 mm 模型 0° 迎角随风速增加噪声频谱图. (a) 10 m/s; (b) 20 m/s; (c) 25 m/s; (d) 30 m/s

生变化。从观测点声压级频谱图上来看, 刚性最强的 2 mm 薄板在 5° 迎角时频谱特性与 0° 迎角显著不同。具体表现为没有明显的单音或窄带主音, 噪声来源为较大频率范围的宽频噪声。图 5 为 2 mm 模型在 5° 迎角下随风速增加的频谱曲线。迎角进一步增加, 其基本特征没有明显变化。其三, 对于厚度低柔性较强的薄板, 在失速迎角未发生剧烈颤振时通常会有一段宽频增幅, 随风速增高该宽频中心频率向高频侧移动; 在颤振剧烈的风速下频谱曲线上在很宽频率范围内出现大量相距很近的尖峰单音。这也暗示前文所描述的颤振剧烈时引起噪声总声压级跃变的噪声源不仅仅主要来自薄板的振动, 否则在频谱图上应当表现为在薄板更容易受激的一二阶模态振动低频固有频率下出现最显著的尖峰, 这与试验所观测到的情况并不符合。图 6 为 0.6 mm 最柔板在 15° 迎角下随风速变化频谱图, 其中模型在 17.5 m/s 附近和 25 m/s 附近两个风速下有剧烈颤振。

4.2 声源位置

噪声源在模型周围的准确位置是判断噪声源起因和机理的重要线索。声源定位能力是麦克风阵列的特有功能, 然而其适用范围和定位效果上也有一定局限。对于所使用的 36 通道圆形阵列而言, 其定位声音有一

定的上下限频率限制。本次试验中, 可以得到 800 Hz~5 kHz 的噪声有效声源定位信息。其空间分辨率局限 $R \approx (Z/D)\lambda$, 其中 Z 为阵列与声源面的距离, 试验中为 1.5 m; D 为阵列直径, 为 1 m。可见空间分辨率与声波波长成反比, 即与声波频率成正比, 算得 2 kHz 声波空间分辨率约为 25 cm, 而试验模型展长为 43 cm, 这个分辨率范围不足以精确判断声源在模型周围的位置。然而试验中已验证其在相同工况下定位结果有着非常好的稳定性, 因而改变工况时可以根据阵列的定位结果变化定性判断出声考信息。结合理论分析仍有望得到较为准确的声源位置分布信息。试验中发现, 不同频率的噪声对应前文所述频谱特征, 通常声源定位云图中心更多出现在模型前缘靠下附近, 如图 7 所示。在 0° 迎角时的频谱图窄带峰附近频率, 声源定位云图中心则汇聚在后缘附近, 且相对低频部分更靠近翼根附近, 相对高频部分更靠近翼梢附近, 如图 8 所示。失速迎角下, 柔性薄翼在颤振剧烈工况附近声源分布有更加宽阔范围且随频率升高向模型翼梢方向移动的趋势, 如图 9 所示。

5 结论

在声学风洞中通过对 4 个以厚度差异区别的

图 5 2 mm 模型 5° 迎角随风速增加噪声频谱图。(a) 10 m/s; (b) 20 m/s; (c) 30 m/s; (d) 40 m/s

图 6 0.6 mm模型15°迎角随风速增加噪声频谱图. (a) 10 m/s; (b) 15 m/s; (c) 17.5 m/s; (d) 20 m/s; (e) 22.5 m/s; (f) 25 m/s

图 7 (网络版彩图)0.6 mm模型15°迎角20 m/s风速2 kHz声源定位云图

同柔性薄板翼模型在多种风速和迎角工况组合下进行吹风试验, 并对所得到的噪声特征数据进行比较, 在雷诺数约 3.2×10^5 内, 马赫数0.12以下范围内研究了流固耦合效应下板薄翼气动噪声变化特点. 得到如下结论.

(1) 失速状态下流固耦合作用对气动噪声总声压级水平有着显著的影响, 且随柔性增强这种影响明显增大. 特别表现为一定失速迎角下柔性模型在来流风速增高过程中出现一个或多个跃变点, 该跃变点对风速和迎角变化敏感. 柔性越强, 跃变点越易在更低风速和更小迎角下开始出现.

(2) 声压级跃变时伴随大量不同频率下的单音分

图 8 (网络版彩图) 0.6 mm 模型 0° 迎角 20 m/s 风速频谱图窄带峰附近频率下声源定位云图. (a) 20 m/s, 0.6 mm, 0° , 3150 Hz; (b) 20 m/s, 0.6 mm, 0° , 4000 Hz

图 9 (网络版彩图) 0.6 mm 模型 15° 迎角 15 m/s 风速 1~5 kHz 按 1/3 倍频程增长不同中心频率下噪声源定位云图. (a) 1 kHz; (b) 1.25 kHz; (c) 1.6 kHz; (d) 2 kHz; (e) 2.5 kHz; (f) 3.15 kHz; (g) 4 kHz; (h) 5 kHz

量, 声源在模型周围的分布有更加宽阔范围且随频率升高有向模型翼梢方向移动的趋势.

(3) 总声压级变化的跃变与颤振剧烈程度成正相

关, 跃变并非单纯为振动噪声凸显而造成, 而是由振动和气动噪声源的非定常相互影响和声辐射路径的快速变化等更复杂的综合因素引起的.

参考文献

- 1 Wang M, Freund J B, Lele S K. Computational prediction of flow-generated sound. *Annu Rev Fluid Mech*, 2006, 38: 483–512
- 2 王晶. 薄翼型叶片仿生流动控制降噪及其应用研究. 博士学位论文. 长春: 吉林大学, 2017
- 3 Williams J E F, Hall L H. Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane. *J Fluid Mech*, 1970, 40: 657–670
- 4 Brooks T F, Pope D S, Marcolini M A. Airfoil self-noise and prediction. NASA Technical Report NASA-RP-1218. 1989
- 5 Archibald F S. The laminar boundary layer instability excitation of an acoustic resonance. *J Sound Vib*, 1975, 38: 387–402
- 6 Choudhari M M, Lockard D P, Macaraeg M G, et al. Aeroacoustic experiments in the NASA Langley low-turbulence pressure tunnel. NASA Technical Report NASA/TM-2002-211432. 2002
- 7 Ovenden N C, Rienstra S W. Mode-matching strategies in slowly varying engine ducts. *AIAA J*, 2004, 42: 1832–1840
- 8 Sarradj E, Geyer T. Noise generation by porous airfoils. In: 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Rome, 2007
- 9 Herr M, Dobrzynski W. Experimental investigations in low-noise trailing edge design. *AIAA J*, 2005, 43: 1167–1175
- 10 Herr M. Design Criteria for low-noise trailing-edges. In: 13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Rome, 2007
- 11 Finez A, Jacob M, Roger M, et al. Broadband noise reduction of linear cascades with trailing edge serrations. In: 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference. Portland, 2013
- 12 Howe M S. Noise produced by a sawtooth trailing edge. *J Acoust Soc Am*, 1991, 90: 482–487
- 13 仝帆, 乔渭阳, 王良锋, 等. 仿生学翼型尾缘锯齿降噪机理. 航空学报, 2015, 36: 2911–2922
- 14 Wu S F, Maestrello L. Responses of finite baffled plate to turbulent flow excitations. *AIAA J*, 1995, 33: 13–19
- 15 Howe M S. Sound produced by an aerodynamic source adjacent to a partly coated, finite elastic plate. *Proc R Soc A-Math Phys Eng Sci*, 1992, 436: 351–372
- 16 Graham W R. Boundary layer induced noise in aircraft, part I: The flat plate model. *J Sound Vib*, 1996, 192: 101–120
- 17 Tang S K, Leung R C K, So R M C, et al. Acoustic radiation by vortex induced flexible wall vibration. *J Acoust Soc Am*, 2005, 118: 2182–2189
- 18 Schäfer F, Müller S, Uffinger T, et al. Fluid-structure-acoustic interaction of the flow past a thin flexible structure. *AIAA J*, 2010, 48: 738–748
- 19 Purohit A, Darpe A K, Singh S P. A study on aerodynamic sound from an externally excited flexible structure in flow. *Comput Fluids*, 2014, 103: 100–115
- 20 Bae Y, Jang J Y, Moon Y J. Effects of fluid-structure interaction on trailing-edge noise. *J Mech Sci Technol*, 2008, 22: 1426–1435
- 21 刘占生, 马瑞贤, 杨帆, 等. 基于流固耦合作用的柔性体流噪声降噪机理研究. 机械工程学报, 2016, 52: 176–184

Wind tunnel experimental study on noise of flexible thin plate wing with fluid-solid interaction effects

CAO Liang, YANG PengFei, WANG YiXing & CHEN Gang

State Key Laboratory for Strength and Vibration of Mechanical Structures, Shannxi Key Laboratory of Environment and Control for Flight Vehicle, School of Aerospace, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, China

The flexible structure may generate fluid-structure coupled vibration in the wind field. At this time its noise characteristics are more complicated than the aeroacoustics of the rigid structure in the flow field. Through the acoustic wind tunnel test, the noise characteristics of different flexible thin plate-wing models under fluid were studied. Experiments show that with the increase of structural flexibility, the OASPL of the thin wing is more sensitive to changes of wind speed and angle of attack. The spectral characteristics and sound source position of the flexible plat-wing noise are obviously different from that of the rigid wing. The study found that the aeroacoustic intensity suddenly and remarkably increases at a specific angle of attack and wind speed. The preliminary law of the aeroacoustics variation of the plate-wing under the fluid-solid coupling is given, which provides the experimental support for the theoretical analysis and numerical simulation of the relevant fluid-structure coupled vibration noise.

fluid-solid interaction, aeroacoustics, acoustics wind tunnel, flexible thin plate wing

doi: [10.1360/N092017-00433](https://doi.org/10.1360/N092017-00433)