

增升装置多段翼型气动声学风洞实验研究

李 玲 刘沛清*

(北京航空航天大学陆士嘉实验室(航空气动声学工信部重点实验室),北京 100191)

摘 要: 随着航空运输业的蓬勃发展,飞机的噪声污染受到越来越多的关注。在大型飞机起降阶段,增升装置作为主要的机体部件,其辐射出的噪声量级已经占据飞机总体噪声的很大一部分,是未来飞机能否进一步降低噪声达到适航标准的关键性因素。针对增升装置多段翼型 30P30N 的气动噪声问题进行实验研究,实验在北航 D5 气动声学风洞中开展,使用 Kevlar 布和穿孔板对实验段进行了气动声学改造,以满足透声不透气的声学实验要求。通过远场传声器和麦克风阵列测量得到 30P30N 模型的远场气动噪声特性和定位主要声源位置,引进小波变换的信号分析方法得到噪声的时频特性,全面揭示多段翼型的气动噪声产生机理。

关键词: 增升装置;多段翼型;气动声学风洞;气动噪声特性;气动噪声机理

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

OSID: 

0 引言

飞机噪声总体上分成飞机外部噪声和机舱内部噪声两大类。机舱内部噪声主要影响载客时旅客的舒适度,而外部噪声在飞机起降阶段对机场周边影响比较大,是目前急需研究和降低的一类飞机噪声^[1]。飞机外部噪声的主要噪声源包括发动机、机体部件、动力系统与机体干扰噪声^[2]。过去四五十年间,因为大涵道比涡轮风扇发动机的发展和应用,以及消声短舱、V 型花瓣喷嘴等发动机降噪技术的研究成果,使得发动机噪声得到了很大程度的降低,这也就导致飞机机体噪声在飞机总的噪声中所占的比重越来越大,特别是在飞机进场着陆阶段,发动机处于慢车状态导致其噪声不明显,机体噪声越发突显出来。在飞机降落过程中,完全处于打开状态的增升装置和起落架是机体气动噪声的主要噪声源^[3]。

基于增升装置多段翼型几何构型、流场特性和气动噪声特性的复杂性,在北京航空航天大学 D5 气动声学风洞中针对增升装置多段翼型开展气动声学风洞实验研究,通过实验测量揭示多段翼型远场

噪声的主要特性和主要噪声源分布,探究噪声的产生机理。同时,针对频谱中存在的多重离散噪声的现象,引入小波分析这种时频分析方法进行处理,深入揭示了多重离散噪声间隐含的时间特性。

1 实验模型及设备

1.1 气动声学风洞

北京航空航天大学 D5 气动声学风洞是一座 1 m 量级的低速、低湍流度、低背景噪声的回流式风洞。风洞总体长度 25.58 m,宽度 9.2 m,高度 3.0 m。风洞采用两种实验段设计,可以开口、闭口两用,实验段截面是 1 m × 1 m 的矩形截面,开口实验段长 2 m,带有一个 0.5 m 长的收集口,闭口实验段长 2.5 m,在闭口实验段中最大风速可以达到 100 m/s,而在开口实验段中则可以达到 80 m/s。风洞的湍流度在闭口实验段的中心进行测量,测量的湍流度小于 0.08%。

为了模拟无声波反射的噪声测量环境并消除外侧噪声对实验结果的影响,在 D5 风洞开口实验段外部区域建有一个长 7 m、宽 6 m、高 6 m 的全消声

* 通信作者. E-mail: lpq@buaa.edu.cn

引用格式: 李玲,刘沛清. 增升装置多段翼型气动声学风洞实验研究[J]. 民用飞机设计与研究,2022(1):90-94. LI L, LIU P Q. Experimental investigation of high-lift device multi-element configuration in aeroacoustic wind tunnel[J]. Civil Aircraft Design and Research,2022(1):90-94(in Chinese).

室,其截止频率为 200 Hz。在距离风洞实验段轴线 1.5 m 的位置上,80 m/s 风速下测量得到的风洞背景噪声为 85 dB(A)。总的来说,D5 气动声学风洞具有良好的气动和声学特性,可以对飞机缩比模型和部件进行气动特性和声学特性的风洞实验研究^[4]。

1.2 实验模型

实验模型用的是来自机体气动噪声标准模型计算大会(BANC)的 30P30N 三段翼型^[5]。该模型是二维的高升力构型,翼型的干净弦长 $c = 0.4572$ m,上下由端板进行固定安装,展长 $b = 1$ m,前缘和后缘的弦长分别是 $0.15c$ 和 $0.3c$,即 0.069 m 和 0.137 m,基本构型是典型的着陆构型,前缘缝翼和后缘襟翼相对主翼的偏角均为 30° ,此时前缘缝翼和后缘襟翼相对主翼的缝隙量分别是 $2.95\%c$ 和 $1.27\%c$,重叠量分别是 $-2.95\%c$ 和 $0.25\%c$,具体参数见表 1。

表 1 30P30N 三段翼型的主要参数

主要参数	弦长	偏角/ $^\circ$	缝隙量	重叠量
前缘缝翼	$15\%c$	30	$2.95\%c$	$-2.95\%c$
后缘襟翼	$30\%c$	30	$1.27\%c$	$0.25\%c$

1.3 实验设备

气动声学实验主要采用远场传声器测量远场噪声信号和麦克风阵列定位主要噪声源位置。

远场传声器选用 1/2 英寸自由场传声器,测量频率范围是 6.3 Hz ~ 20 kHz,动态范围为 14.6 dB ~ 146 dB,完全满足对本模型的远场气动噪声测量需求。实验时传声器布置在翼型压力面一侧的消声室中,其中心距离翼型中心 5 倍翼型弦长。实验采样频率设置为 65 536 Hz,采样时间是 50 s。远场噪声信号的采集、储存等过程均由 Labshop 软件进行处理,噪声频谱由 Reflex 软件计算得到,频谱的分辨率为 8 Hz。

麦克风阵列由 32 个探头组成,呈螺旋形状分布在一个直径 1 m 的圆盘上。阵列传声器的频率范围可以达到 20 kHz,动态范围是 32 dB(A) ~ 135 dB。实验中,麦克风阵列布置在距离翼型中心下表面 2 m 的位置,测量时间是 10 s,采样频率是 25.6 kHz。测量的声信号通过传统的波束成形方法进行后处理生成阵列测得的声源分布云图。

1.4 声学实验段

开口实验段便于进行远场噪声测量,且实验的背景噪声低,但是其模拟的流场与真实无界流场的

情况存在很大的不同;闭口实验段则能很好地模拟真实流场的情况,具备确保气流的稳定性等方面的优势,但是其高背景噪声、实验段内存在声波反射、无法测量远场噪声等特点导致其不能直接用于气动噪声实验研究。

为了兼顾开闭口两种常规实验段的优点而又尽可能克服其缺点,对实验段进行了改造,如图 1 所示。在翼型压力面一侧以 Kevlar 布作为实验段侧壁材料,达到透声(会有声能量损失)但不透气的效果;在翼型吸力面一侧则采用内层 Kevlar 布外层穿孔板的方案,既加强了其抵抗变形的能力也不影响其透声性能。这个新型的实验段可以满足在气动上闭口但声学上开口的要求,既消除了由于翼型对气流的强导流作用而导致的流场不相似问题,同时也降低了实验段的背景噪声水平。这种新型的声学实验段的设计和声学修正见文献^[6]。

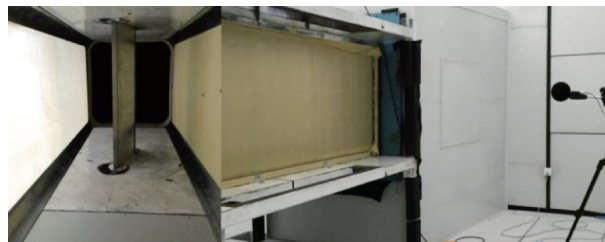


图 1 30P30N 气动声学实验设置^[6]

2 实验结果

本章节主要展示的是 30P30N 三段翼模型通过远场传声器和麦克风阵列测量得到的远场噪声频谱和主要声源位置,以及引进小波变换的方法处理声信号得到的远场噪声时频特性。

为研究 30P30N 构型的远场噪声随来流马赫数的变化规律,试验中分别测试了结果。

2.1 频域特性分析

通过测量 30P30N 构型在来流马赫数为 0.09、0.12、0.15 和 0.17 这四个工况的远场噪声结果,得到了 6° 迎角下 30P30N 构型远场噪声频谱随来流马赫数的变化规律,如图 2 所示。所有展示的噪声结果均经过 Kevlar 布和边界层声损失的修正处理。30P30N 构型在低频段会产生 3 个明显的离散峰噪声,且离散峰噪声的频率和强度均随着频率的增大而增大。将噪声频率按前缘缝翼弦长为特征尺度进行斯特劳哈尔数(Strouhal, St)相似,将噪声强度按

照马赫数 (Mach, Ma) 的 4.5 次幂的比例律对上述不同工况下的结果进行归一化处理, 其结果如图 3 所示。通过对比图 2 和图 3 可以发现, 远场噪声在不同速度下的频谱通过无量纲归一化处理, 不同工况下的宽频噪声和离散峰值噪声均吻合得好, 说明 30P30N 三段翼型的远场噪声满足马赫数 4.5 次幂的比例律关系^[7], 与国外其他团队的实验结果^[8-10]是一致的。

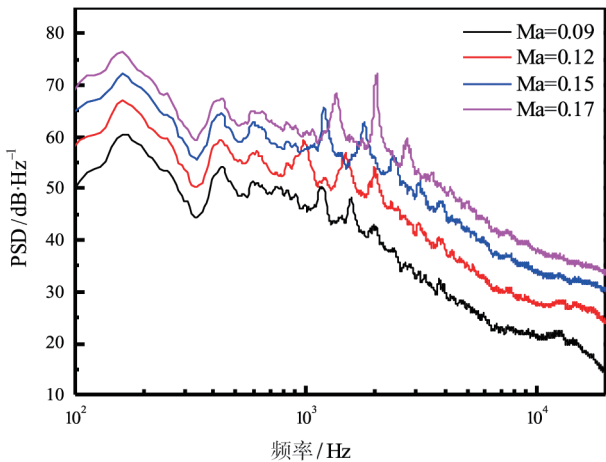


图 2 远场噪声频谱随来流马赫数的变化^[7]

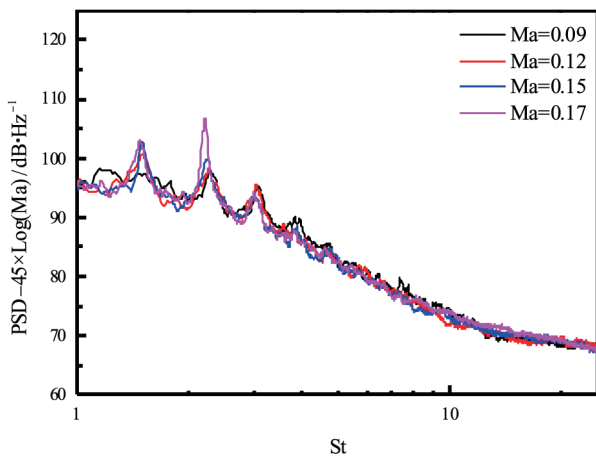
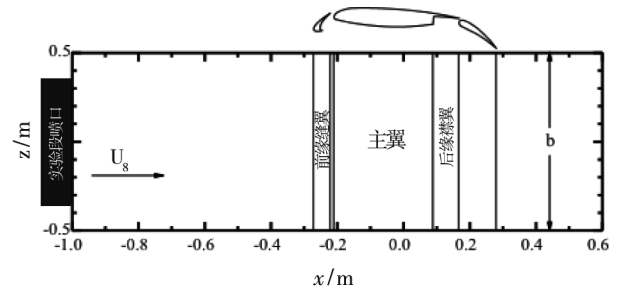


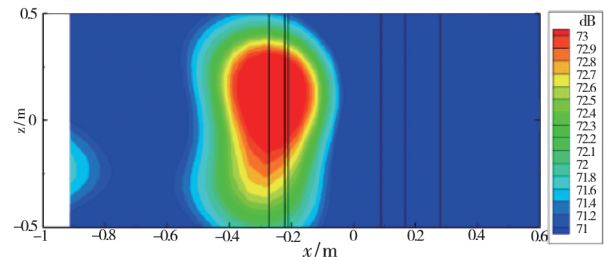
图 3 远场噪声无量纲归一化频谱^[7]

麦克风阵列可以将每个探头采集的信号通过传统的波束成形理论进行处理, 从而得到主要噪声源的位置, 由于不同工况下主要噪声源位置结果没有明显差异, 本文仅展示迎角 6°, Ma = 0.17 工况的结果。图 4(a) 给出了噪声源分布的几何示意图, 从阵列的视角看向模型的方向, 即翼型的下翼面也就是飞机过顶飞行的视角, 以便方便定位噪声源位置。图 4(b) ~ (d) 所示为 1/3 倍频中心频率分别为 1 250 Hz、2 000 Hz 和 2 500 Hz 的噪声源分布情况。

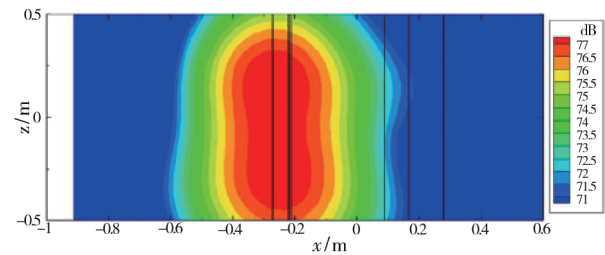
从噪声源的分布可以看出 30P30N 三段翼型的主要噪声源在 $f = 2\ 000\ \text{Hz}$ 频率下是最强烈的, 在 $f = 2\ 500\ \text{Hz}$ 频率下是最弱的, 与远场声谱所反应的现象是一致的, 而且通过噪声源的分布可以看出低频下噪声源覆盖了前缘缝翼和主翼之间的大部分区域, 而随着频率增加, 噪声源分布越来越集中在前缘凹槽和与主翼的缝道, 因此我们可以认为声谱中比较显著的离散峰值是由于前缘与主翼之间的这部分区域所产生和辐射出的。



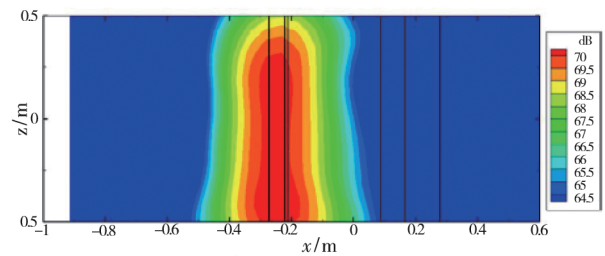
(a) 噪声源分布阵列视角的几何示意图



(b) $f = 1\ 250\ \text{Hz}$



(c) $f = 2\ 000\ \text{Hz}$



(d) $f = 2\ 500\ \text{Hz}$

图 4 30P30N 构型主要噪声源位置^[7]

2.2 时频特性分析

图2所示的远场噪声频谱图清晰表明了30P30N三段翼型产生的多个离散峰噪声的频率和强度信息,但是无法反映出这些离散噪声是何时激发的,也无法确定多个离散噪声之间是交替激发还是同时激发的。这些时频特性对于深入理解噪声的产生机理和高效的瞬态噪声控制技术是至关重要的。造成这一问题的原因在于噪声频谱是采用基于时间平均的傅里叶变换方法处理得到的,从而丢失了信号的时间特性。因此采用基于连续小波变换的时频分析方法对噪声信号进行处理,对多重离散噪声的时频特性进行分析。对于三段翼型离散噪声而言,周期性的脉动特性是占主导的,因此使用复数类的Morlet函数作为小波函数更合适分析噪声信号的时间特性^[11-12]。

图5所示为30P30N三段翼型远场噪声的小波系数云图。从频域看,小波系数云图准确捕捉到了低频段的三个离散噪声和低频的干扰噪声,离散噪声的中心频率分别在1350 Hz、2000 Hz和2800 Hz附近,与频谱分析结果一致。此外,小波能量集中区的频率带宽与频谱上反映的对应离散峰的频率上下限相吻合。这些结果表明小波分析方法能够捕捉信号的频域特征。

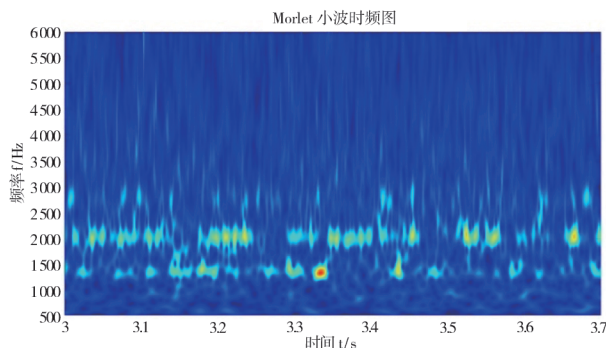


图5 30P30N构型远场噪声信号的小波云图

从时域看,图5表明30P30N模型产生的各个离散峰都不是持续性激发的而是间歇性激发的。而且,在绝大部分时间段内,三个频段的小波能量集中区在时域上是交替出现的。在某一时刻其中一个离散峰的强度位于极大值区域,另几个离散峰的强度一般位于极小值区域。这就说明多个离散峰的激发规律呈现一种此起彼伏的时间特征,一个离散噪声的激发对应着另几个离散噪声的消失。也就是说,主要声能量并不集中在某一特定模式下而是随时间变化在不同

模态之间来回切换,激发对应模态的离散噪声。这种多重离散噪声的时域现象称为模态切换现象。

造成多重离散噪声模态切换现象的本质原因是空腔内涡结构数量随时间的不断变化,从而使对应的离散噪声交替被激发。对于空腔类流动激发的离散噪声而言,不同的离散噪声对应着不同的声模态,模态数 n 在物理上代表着空腔内涡结构的数目^[13-15],而涡结构的数目又会随着时间的改变而不断发生变化。这种流态切换的现象在二维空腔流动中已经被纹影法流动显示实验^[13-14]和数值模拟^[15]成功捕捉到。由于30P30N构型前缘缝翼凹槽类似于一个弧形空腔结构,低频段的三个离散噪声的产生机理也类似于空腔流动噪声产生机理,因此其多重离散噪声具有模态切换的时间特性。

3 结论

- 1) 30P30N三段翼型的远场噪声包含多个低频段的离散峰值噪声,且远场噪声满足 St 数相似准则和 $Ma4.5$ 的比例律关系。
- 2) 离散峰值噪声的主要声源位置位于前缘缝翼和主翼之间的区域,其主要的噪声产生机理为前缘缝翼凹槽内的流-声反馈回路。
- 3) 多重离散峰值噪声满足模态切换的时间特性,即多个离散噪声是交替激发的。

参考文献:

- [1] 刘沛清,李玲. 大型飞机增升装置气动噪声研究进展[J]. 民用飞机设计与研究, 2019,1:1-10.
- [2] EDMANE E, RUSSELL T. Recent progress in aircraft noise research [R]. USA: ARMD Technical Seminar, 2007.
- [3] DOBRZYNSKI W. Almost 40 years of airframe noise research: what did we achieve? [J]. Journal of Aircraft, 2012, 47:353-367.
- [4] LIU P Q, XING Y, GUO H, et al. Design and performance of a small-scale aeroacoustic wind tunnel [J]. Applied Acoustics, 2017, 116:65-69.
- [5] CHOUDHARI M M, KHORRAMI M R, LOCKARD D P. Slat cove noise; 30P30N 3-element, simplified high-lift configuration (modified slat) [R]. [USA]: Guidelines for Category 7 of BANC-II Workshop, 2012.
- [6] LI L, LIU P Q, GUO H, et al. Aero-acoustic measurement of 30P30N High-Lift configuration in the test section with Kevlar and perforated plate [J]. Aerospace

- Science and Technology, 2017, 70:590-599.
- [7] LI L, LIU P Q, GUO H, et al. Aerodynamic and aeroacoustic experimental investigation of 30P30N high-lift configuration [J]. Applied Acoustics, 2018, 132: 43-48.
- [8] MENDOZA J M, BROOKS T F, HUMPHREYS W M. Aeroacoustic measurements of a wing/slat model; 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference & Exhibit [C]. [S. l.]: NTRS., 2002.
- [9] DOBRZYNSKI W, POTT-POLLENSKE M. Slat noise source studies for farfield noise prediction; AIAA-2001-2158 [R]. [S. l.]: AIAA, 2001.
- [10] GUO Y P. Slat noise modeling and prediction [J]. Journal of Sound and Vibration, 2012, 331(15):3567-3586.
- [11] LI L, LIU P Q, XING Y, et al. Time-frequency analysis of acoustic signals from a high-lift configuration with two wavelet functions [J]. Applied Acoustics, 2018, 129:155-160.
- [12] LI L, LIU P Q, XING Y, et al. Wavelet analysis of the far-field sound pressure signals generated from a high-lift configuration [J]. AIAA Journal, 2017, 56(1):1-6.
- [13] CATTAFESTA L N, GARG S, KEGERISE M S, et al. Experiments on compressible flow-induced cavity oscillations; AIAA-98-2912 [R]. [S. l.]: AIAA, 1998.
- [14] KEGERISE M A, SPINA E F, GARG S, et al. Mode-switching and nonlinear effects in compressible flow over a cavity [J]. Physics of Fluids, 2004, 16(3): 678-687.
- [15] GLOERFELT X, BOGEY C, BAILLY C. Numerical evidence of mode switching in the flow-induced oscillations by a cavity [J]. International Journal of Aeroacoustics, 2003, 2(2): 193-217.

作者简介

李玲女, 博士, 副教授。主要研究方向: 航空气动声学风洞实验研究, 飞机机体部件气动噪声机理及降噪技术研究, 小波变换分析气动噪声信号的时频特性, 增升装置柔性变弯气动噪声控制技术研究等领域。E-mail: lilingase@buaa.edu.cn

刘沛清男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 旋涡分离流与流动控制, 飞行器大迎角空气动力学, 鸭式布局涡系干扰与控制, 高速层流控制技术, 现代轻质高效螺旋桨设计与优化, 飞行器低雷诺数流动机理与控制, 大型飞机气动噪声与降噪技术, 大型飞机起着陆气动性能, 水上迫降性能研究, 气动噪声等领域。E-mail: lpq@buaa.edu.cn

Experimental investigation of high-lift device multi-element configuration in aeroacoustic wind tunnel

LI Ling LIU Peiqing *

(Lu Shi Jia Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: With the increasing development of aircraft transport, people have paid more and more attention to the noise generated from aircraft. In the take-off and landing stage of large aircraft, the high-lift device as the main airframe component radiates much noise which is a major part of the aircraft total noise, and the high-lift device noise is the key factor whether the aircraft can further reduce the noise and meet the airworthiness requirement in the future. This paper makes an experimental investigation on the aerodynamic noise of the multi-section airfoil 30P30N of the high-lift device. The aeroacoustic experiment is conducted in Beihang University D5 aeroacoustic wind tunnel, the closed test section of which is composed of Kevlar cloth and perforated plate for the aerodynamically closed and acoustically open condition. The far-field noise characteristics and the noise source location are respectively measured by the microphone and the microphone array, and the wavelet transform method is introduced to analyze the aeroacoustic time-frequency characteristics for completely revealing the aeroacoustic mechanism of the multi-element configuration.

Keywords: high-lift device; multi-element configuration; aeroacoustic wind tunnel; aeroacoustic characteristics; aeroacoustic mechanism

* Corresponding author. E-mail: lpq@buaa.edu.cn