

# 多段翼型缝翼流动非定常性的试验研究

焦予秦\*, 熊楠

西北工业大学 翼型叶栅空气动力学国家重点实验室, 陕西 西安 710072

**摘要:** 为了探索缝翼噪声的流体动力学机理, 在西北工业大学 NF-3 低速风洞中用动态压力传感器研究多段翼型在不同条件下绕前缘缝翼流动的非定常性。分析了雷诺数、来流迎角、缝翼和襟翼参数(偏角、缝道宽度和搭接量)对缝翼流动的非定常性影响规律。研究表明: 缝翼流动非定常性与流动雷诺数、缝翼参数、襟翼参数和来流迎角密切相关, 初步揭示了缝道涡的变化趋势和对翼型表面流动的影响以及缝翼噪声产生的原因。该试验研究结果对研究多段翼型噪声产生及抑制方法具有一定的指导意义。

**关键词:** 多段翼型; 缝翼; 动态压力; 非定常流动; 噪声

**中图分类号:** V211.7 **文献标识码:** A

前缘缝翼是用在飞机起飞着陆阶段通过推迟失速增强其低速空气动力学性能的前缘装置。前缘缝翼及缝翼槽内的非定常流动及其产生的噪声是目前国内外很多研究机构和学者研究的热点。Imamura 等<sup>[1]</sup>对缝翼噪声产生机理的研究结果表明: 缝翼噪声大概分为低频的宽频带<sup>[2]</sup>、与低频宽频带重叠的多峰值带和单峰高频噪声三部分。Mendoza 等<sup>[3]</sup>采用可移动的小口径定向麦克风阵列(moveable Small Aperture Directional Array of Microphones)、缝翼尾流处的边界层探测器和缝翼及主翼表面的动态压力传感器对缝翼噪声的低频宽频带噪声进行了试验研究。Jenkins<sup>[4]</sup>和 Takeda<sup>[5-6]</sup>等用粒子图像测速仪(PIV)和激光多普勒测速仪(LDA)技术对缝翼槽区和缝翼后缘剪切层的非定常速度场进行了测量研究。Kolb 等<sup>[7]</sup>利用大量的测量数据对缝翼槽区噪声的多峰值带进行了深入研究。Dobrzynski 等<sup>[8-9]</sup>通过 4 个不同的风洞试验得出缝翼槽区周围的非定常流动

与宽频带噪声的密切关系, 这部分也是飞机真实飞行状态下的最主要噪声。Yokogawa 等<sup>[10-11]</sup>发现无论缝翼的形状如何, 只要缝翼表面的压力分布相同, 那么它的远场声谱也必定相同。其他噪声的来源也可能是缝翼连接件<sup>[12]</sup>, 连接件根部的孔<sup>[13]</sup>或防冰冻的孔<sup>[14]</sup>。从目前的研究看, 高频单峰噪声的研究相对成熟, 但低频宽频带和与低频宽频带重叠的多峰值带噪声机理尚不清楚。

本文利用布置在缝翼槽区和主翼前缘的动态压力传感器对缝翼在不同状态下的流动特性进行试验测量, 研究缝翼流动非定常性的参数影响规律。

## 1 试验设备及方法

试验在西北工业大学 NF-3 低速翼型风洞二元试验段内完成<sup>[15]</sup>。该风洞二元试验段为矩形截面, 试验段长×宽×高=8 m×3 m×1.6 m, 空风洞最大风速  $V_{\max} = 130$  m/s, 最小稳定风速  $V_{\min} = 10$  m/s, 气流湍流度  $\epsilon \leq 0.045\%$ 。多段翼

收稿日期: 2011-06-28; 退修日期: 2011-08-15; 录用日期: 2011-10-08; 网络出版时间: 2011-10-31 10:58

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20111031.1058.007.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20111031.1058.007

\* 通讯作者. Tel.: 029-88493775-6303 E-mail: jiaoyuqin@nwpu.edu.cn

引用格式: Jiao Y Q, Xiong N. Experimental investigation of effect of slat on unsteadiness of multi-element airfoil. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(4): 579-587. 焦予秦, 熊楠. 多段翼型缝翼流动非定常性的试验研究. 航空学报, 2012, 33(4): 579-587.

型试验模型为钢骨架木质结构三段翼型模型,由缝翼、主翼和襟翼三部分组成。当缝翼和襟翼收起时为光洁翼,其弦长  $c=1\text{ m}$ ,相对厚度为  $16\%$ ;缝翼和襟翼除具有不同的偏度外,还有不同的缝宽和搭接量,如图 1 所示。

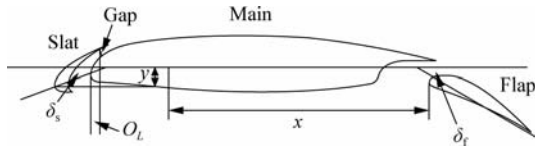


图 1 模型示意图

Fig. 1 Schematic of test model

主翼弦长  $c_0=0.880\text{ m}$ ,前缘缝翼弦长  $c_s=0.124\text{ m}$ ,后缘襟翼弦长  $c_f=0.276\text{ m}$ 。模型试验状态如表 1 所示,其中:Gap 为缝道宽度; $\delta_s$  和  $\delta_f$  分别为缝翼和襟翼偏角; $O_L$  为搭接量; $x$ 、 $y$  为缝翼或襟翼前缘点距光洁翼  $1/4$  弦长点的距离。

表 1 缝翼和襟翼参数表

Table 1 Parameters of the slat and the flap

State	Gap/mm	$O_L$ /mm	$x$ /mm	$y$ /mm
$\delta_s=10^\circ(6)$	0	20	305.0	-54.0
$\delta_s=10^\circ(12)$	13	20	304.0	-37.5
$\delta_s=10^\circ(16)$	6	20	304.0	-48.0
$\delta_s=24^\circ(1)$	41	-11	312.3	-51.0
$\delta_s=24^\circ(4)$	11	-11	312.3	-119.0
$\delta_f=20^\circ(1)$	38	0	-635.0	-6.5
$\delta_f=30^\circ(2)$	26	0	-637.4	7.0
$\delta_f=40^\circ(9)$	36	12	-628.2	-4.2

在试验模型各段展向中剖面表面布置静态测压孔来测量表面静态压力,并计算升力和俯仰力矩系数;在试验模型后 1 倍弦长处用总、静压测量尾把测量尾迹总、静压以求得三段翼型的阻力。压力数据采集由美国压力系统国际(PSI)公司的 PSI9816 压力测量系统完成。静态测量结果用于分析试验结果时参考。在试验模型缝翼和主翼前缘安装 5 个美国 Kulite 生产的动态压力传感器(见图 2),脉动压力采用美国 Agilent VXI 数据采集系统采集,型号 E8401A,32 个通道,动态采集速度为  $100\text{ kHz/通道}$ ,采集精度为  $0.1\%$ ,滤波频率为  $0\sim 20\text{ kHz}$ ,在此试验中采样频率为  $10\text{ kHz}$ ,截止频率为  $5\text{ kHz}$ 。

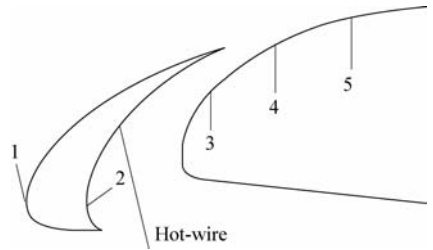


图 2 动态压力传感器测量位置示意图

Fig. 2 Positions map of dynamic pressure transducer measurement

将测得的脉动压力按式(1)用动压无量纲化,转化为脉动压力系数,然后用式(2)和式(3)求出脉动压力和脉动压力系数的功率谱密度  $P_S(\omega)$ 。

$$\tilde{C}_p = \frac{\tilde{p}}{\frac{1}{2}\rho V^2} \quad (1)$$

$$R(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_{-\frac{T}{2}}^{\frac{T}{2}} f(t)f(t+\tau)dt \quad (2)$$

$$P_S(\omega) = \int_{-\infty}^{\infty} R(\tau) \cdot e^{-j\omega\tau} d\tau \quad (3)$$

式(1)为无量纲化公式,式中: $\tilde{p}$  为测量的脉动压力; $\rho$  为空气密度; $V$  为风速; $\tilde{C}_p$  为无量纲化的脉动压力系数。式(2)和式(3)为功率谱密度公式,式中: $T$  为有限且足够长的时间区间; $f(t)$  为时域信号,即  $\tilde{p}(t)$  或  $\tilde{C}_p(t)$ ;  $R(\tau)$  为自相关函数; $\omega=2\pi f$  为频率变量。

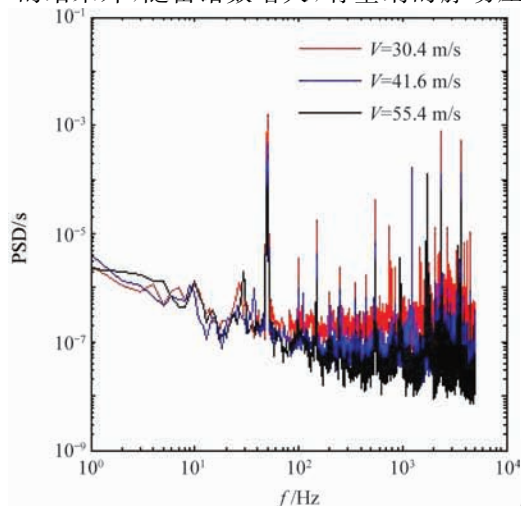
## 2 试验结果与分析

### 2.1 不同雷诺数的比较

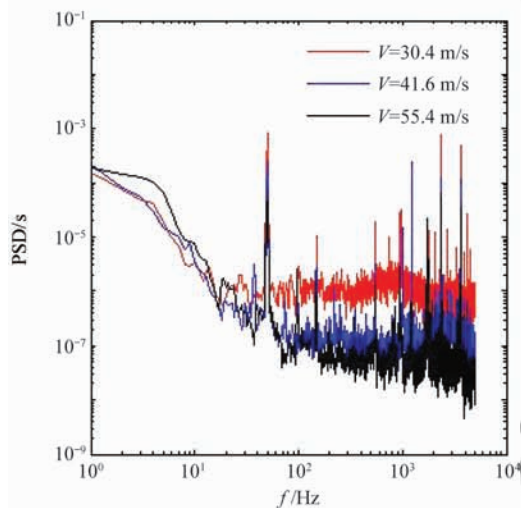
在缝翼状态  $\delta_s=10^\circ(6)$ 、襟翼状态  $\delta_f=30^\circ(2)$  及迎角  $\alpha=12^\circ$  时,进行了 3 个雷诺数下缝翼流动试验,如图 3 所示。试验雷诺数  $Re=2.19 \times 10^6$ ,  $3.00 \times 10^6$ ,  $4.00 \times 10^6$  对应风洞风速  $V=30.4$ ,  $41.6$ ,  $55.4\text{ m/s}$ 。

对于动态压力传感器结果中的频率  $f=50\text{ Hz}$  及其倍频的很高的幅值,由于稳压电源中未彻底滤波的交流分量,分析时予以忽略(以下分析均做相同处理)。图 3(a)和(b)的纵坐标为用动压进行无量纲化的脉动压力功率谱(PSD),图 3(c)和(d)的纵坐标为有量纲脉动压力功率谱(1、3 号传感器的脉动压力功率谱分布与 2 号类似,图中并未给出)。图 3(c)和(d)表明,有量纲脉动压力

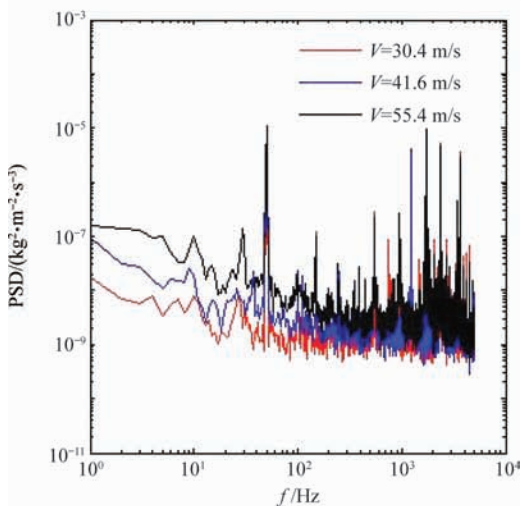
功率谱的低频分量与雷诺数(风速)相关,随风速增大而增加;除4号动态传感器雷诺数为 $2.19 \times 10^6$ 的结果外,随雷诺数增大,有量纲的脉动压力



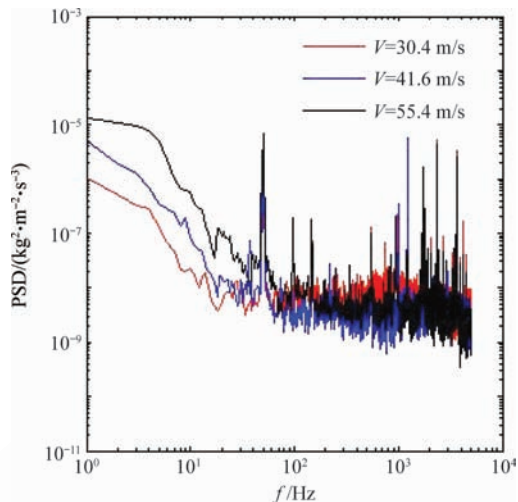
(a) Dimensionless data, No.2



(b) Dimensionless data, No.4



(c) Original data, No.2



(d) Original data, No.4

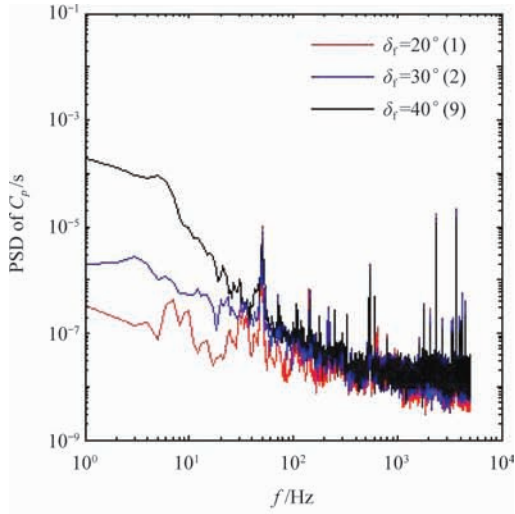
图3  $\alpha=12^\circ, \delta_s=10^\circ(6), \delta_f=30^\circ(2)$  状态动态压传感器脉动压力功率谱比较

Fig. 3 PSD for pulsant pressure of dynamic pressure transducer at  $\alpha=12^\circ, \delta_s=10^\circ(6), \delta_f=30^\circ(2)$

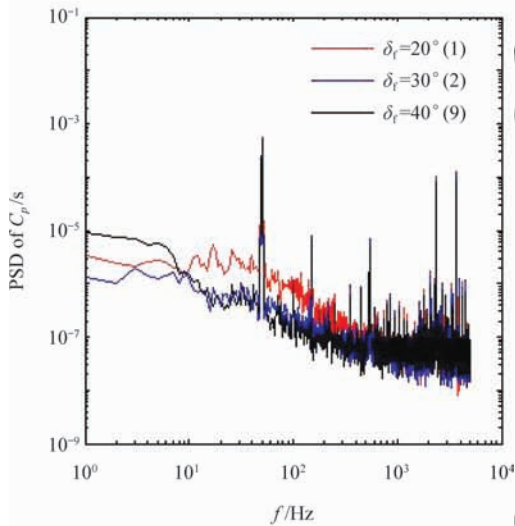
功率谱高频分量越大,这与低频分量类似;4号动态传感器雷诺数为 $2.19 \times 10^6$ 有量纲脉动压力功率谱结果大于其他雷诺数的结果,有待进一步研究。从图3(a)和(b)无量纲化的脉动压力功率谱可以看出,在不同雷诺数下,各个传感器的压力脉动在低频部分差别不大,特别是小于50 Hz时,几乎一致;雷诺数越大,无量纲脉动压力功率谱高频分量越低。总之,无量纲脉动压力功率谱在低频段与雷诺数无关而高频段与雷诺数反相关。

## 2.2 不同襟翼状态的比较

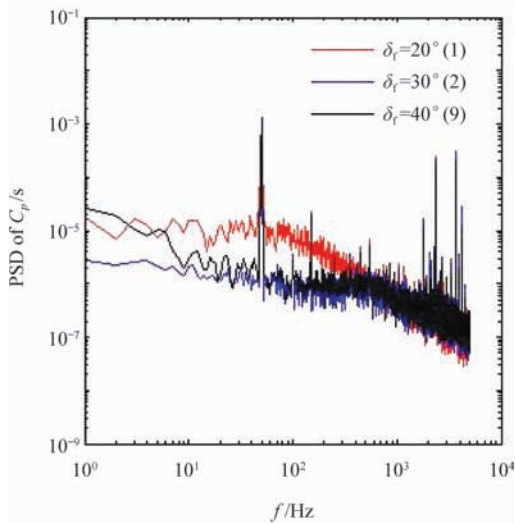
在缝翼状态  $\delta_s=10^\circ(16), Re=3.00 \times 10^6$  时,比较不同襟翼状态下缝翼流动的非定常性。图4为 $\alpha=0^\circ$ 时不同襟翼状态下缝翼的流动非定常性的结果,由图4可看到,对于 $\delta_f=30^\circ(2)$ 和 $\delta_f=40^\circ(9)$ 襟翼状态,低频区域功率谱幅值随襟翼偏角增加而增加,且处于缝翼前缘和缝翼后主翼上表面的1,4号传感器在低频区域变化更加明显;高频区域两者趋于一致。对于 $\delta_f=20^\circ(1)$ 襟翼状态,2,3号传感器(位于襟翼槽区)结果在频率 $f=10^2$  Hz附近具有较大幅值,而1,4号传感器结果在全频域内幅值均小于 $\delta_f=30^\circ(2)$ 和 $\delta_f=40^\circ(9)$ 襟翼状态。



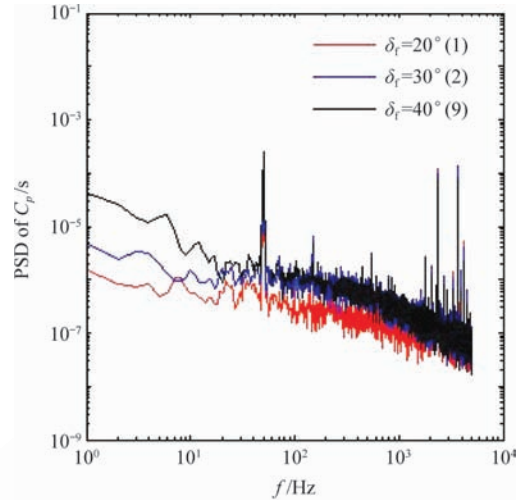
(a) No.1



(b) No.2



(c) No.3

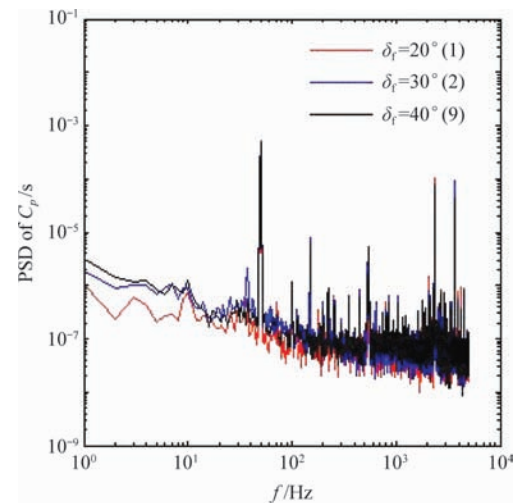


(d) No.4

图4  $\alpha=0^\circ, \delta_s=10^\circ(16), Re=3.00 \times 10^6$  时不同襟翼角动压传感器脉动压力功率谱比较

Fig. 4 PSD for pulsant pressure of dynamic pressure transducer of different flap angles at  $\alpha=0^\circ, \delta_s=10^\circ(16), Re=3.00 \times 10^6$

图5为三段翼型失速前两个迎角时的流动非定常性比较,由图可看出,各个襟翼状态的脉动压力功率谱密度随频率变化趋势几乎一致,且随襟翼偏角的增加,主翼前段上表面非定常压力的功率谱幅值在整个频率范围幅值增加;4号动态压力传感器在频率  $f=10^3$  Hz 附近有宽频峰值带。分析认为:前者是由于随襟翼偏角的增加,主翼后段和襟翼上表面的分离流动区域增大,流动非定常性增强,并向前传播使主翼前段的流动非定常性也增强;后者由于缝翼后缘涡脱落扫过主翼上表面对4号动态压力传感器的影响。

(a)  $\alpha=10^\circ, No.2$

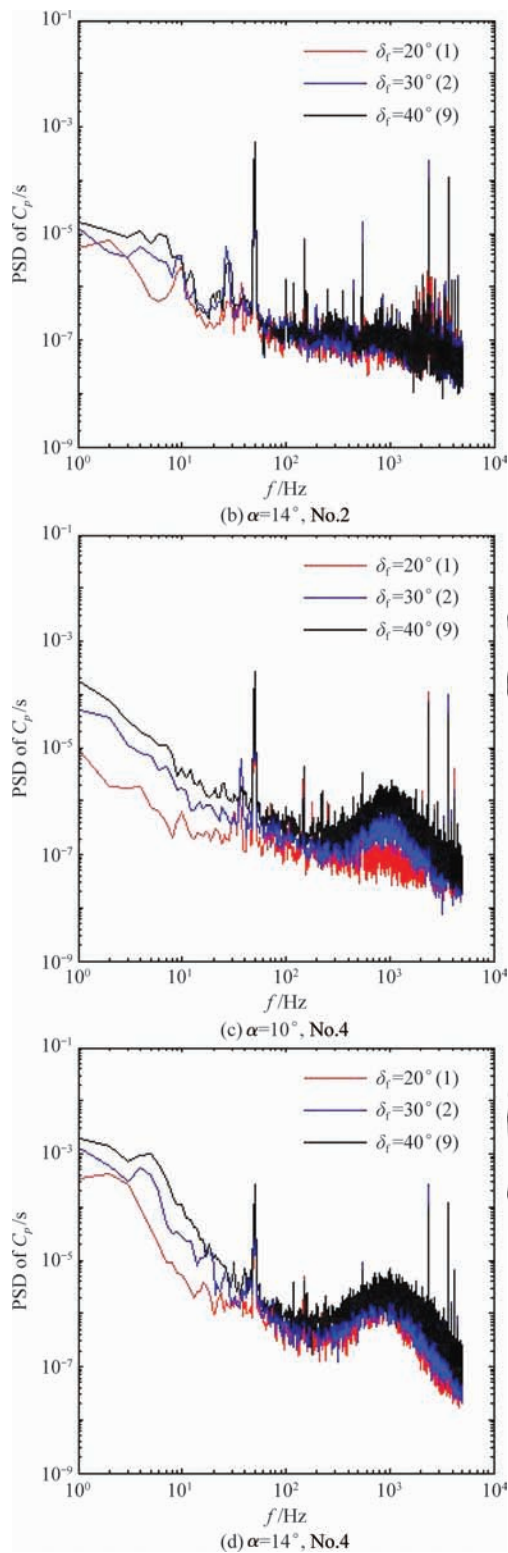


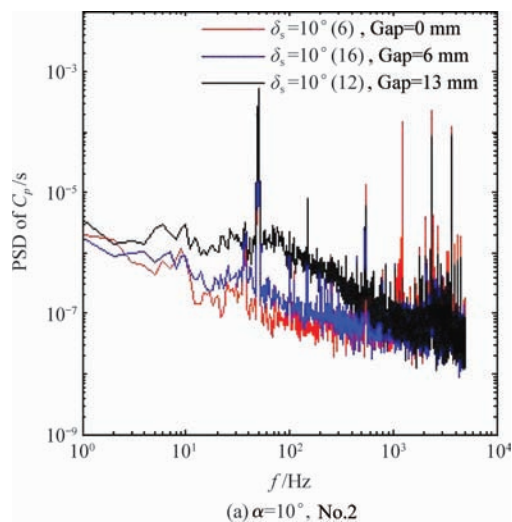
图5  $\alpha = 10^\circ, 14^\circ; \delta_s = 10^\circ (16); Re = 3.00 \times 10^6$  时不同襟翼角动压传感器脉动压力功率谱比较

Fig. 5 PSD for pulsant pressure of dynamic pressure transducer of different flap angles at  $\alpha = 10^\circ, 14^\circ; \delta_s = 10^\circ (16); Re = 3.00 \times 10^6$

### 2.3 不同缝翼状态的比较

图6为襟翼状态  $\delta_i = 30^\circ (2)$ 、 $Re = 3.00 \times 10^6$ 、迎角分别为  $10^\circ$  和  $14^\circ$  时,不同缝翼状态下流动非定常性比较。从图6可看出,变化主要在频率  $f < 10^3$  Hz 的范围,2号传感器上脉动值的大小与缝道宽度成正比,而3、4号传感器(3号传感器的脉动压力功率谱基本与4号传感器一致,后文中图示也省略了3号传感器)的缝道宽度  $Gap = 0, 13$  mm 时的各频率的脉动幅值较低,其频率分布形态很接近;而缝道宽度  $Gap = 6$  mm 各频率的脉动幅值在中、高频率比较大,有时在  $f = 10^3$  Hz 附近出现宽频带峰值。这可能表明缝道内的涡正好在缝道宽度  $Gap = 6$  mm 时被3、4号传感器所扑捉,而缝道宽度  $Gap = 0, 13$  mm 时,3、4号传感器的位置没有受到涡的影响。因为缝道宽度  $Gap = 0$  mm 时,缝翼和主翼没形成缝道,槽区内形成稳定分离涡,缝翼后缘没有涡脱落及其对主翼上翼面(包括3、4号传感器的位置)的影响。而缝道宽度  $Gap = 13$  mm 时,由于缝道过大,缝翼的脱落涡涡心离主翼上翼面较远,未对主翼上翼面表面流动造成污染。

图7为襟翼  $\delta_i = 30^\circ (2)$  时缝翼  $\delta_s = 24^\circ$  不同缝道状态的脉动压力功率谱比较。由图7可看出,对于  $\alpha = 16^\circ$ ,两缝道宽度脉动压力功率谱密度基本接近;但缝道宽度  $Gap = 41$  mm 时,2号传感器在大部分频率下脉动压力功率谱密度幅值较高,4号传感器在  $f = 10^3$  Hz 附近有宽频带峰值。 $\alpha = 0^\circ$  缝道宽度  $Gap = 41$  mm 的3号和4号



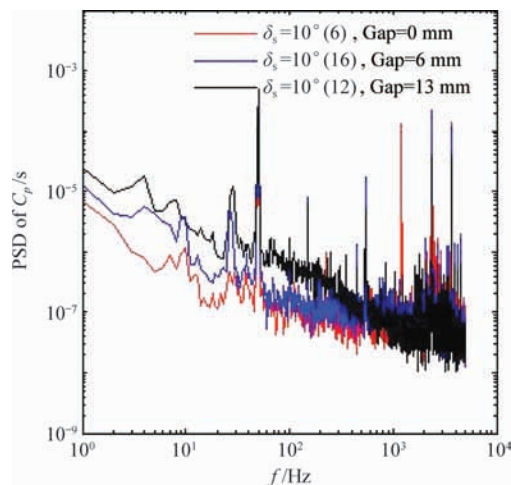
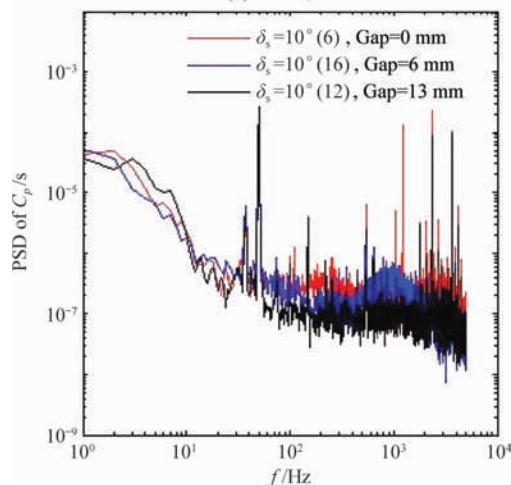
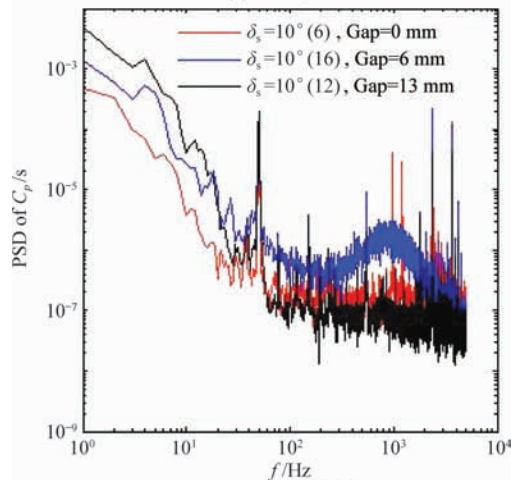
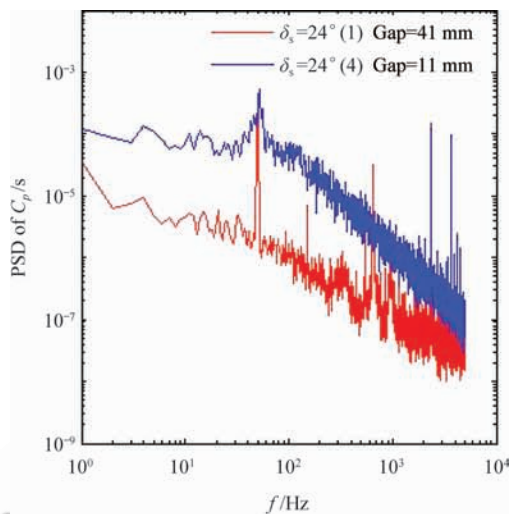
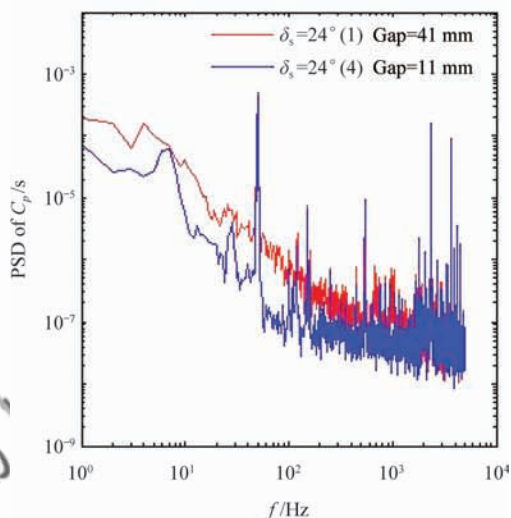
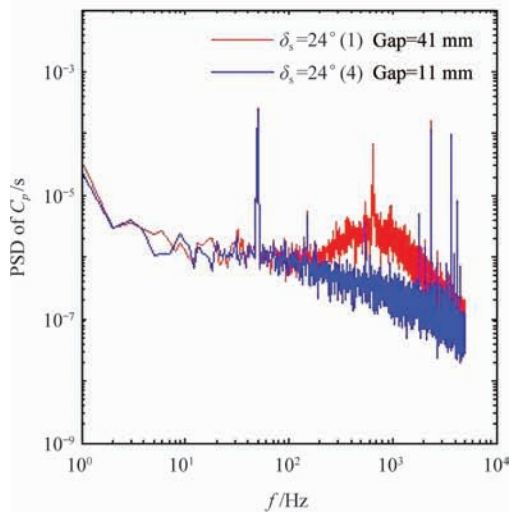
(b)  $\alpha=14^\circ$ , No.2(c)  $\alpha=10^\circ$ , No.4(d)  $\alpha=14^\circ$ , No.4(a)  $\alpha=0^\circ$ , No.2(b)  $\alpha=16^\circ$ , No.2(c)  $\alpha=0^\circ$ , No.4

图6  $\alpha=10^\circ, 14^\circ; \delta_i=30^\circ(2); Re=3.00 \times 10^6$  时不同缝翼角动压传感器脉动压力功率谱比较

Fig.6 PSD for pulsant pressure of dynamic pressure transducer of different flap angles at  $\alpha=10^\circ, 14^\circ; \delta_i=30^\circ(2); Re=3.00 \times 10^6$

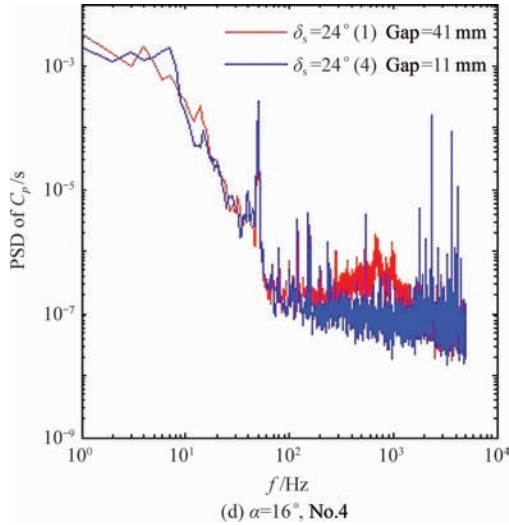


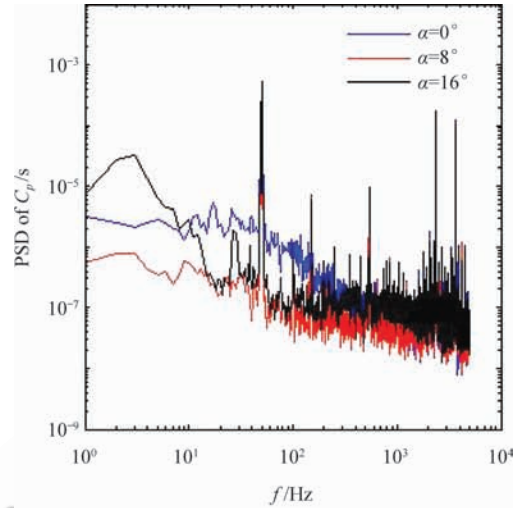
图7  $\alpha=0^\circ, 16^\circ; \delta_f=30^\circ(2); Re=3.00 \times 10^6$  时不同缝翼角动压传感器脉动压力功率谱比较

Fig.7 PSD for pulsant pressure of dynamic pressure transducer of different flap angles at  $\alpha=0^\circ, 16^\circ; \delta_f=30^\circ(2); Re=3.00 \times 10^6$

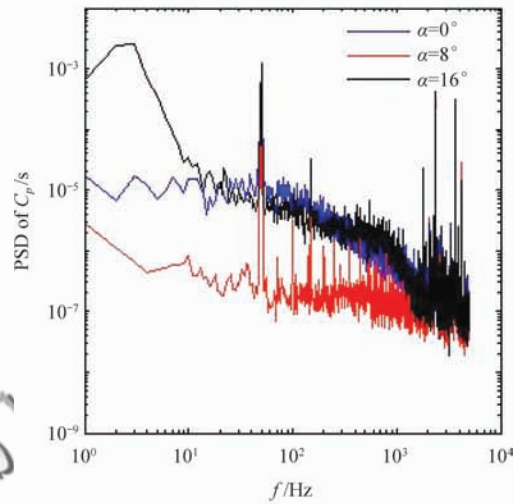
传感器均存在宽频带峰值,但2号传感器在缝道宽度  $Gap=11\text{ mm}$  时在大部分频率下幅值较高。同样说明3、4号传感器捕捉到了这个状态缝翼缝道内的涡,缝道内涡尺度和缝翼缝道宽度的相对关系决定缝道内流动的非正常性和其对主翼上表面流动非正常性的影响。

### 2.4 不同迎角的比较

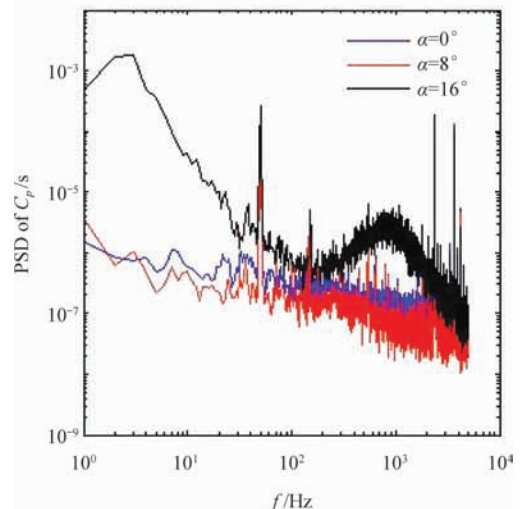
图8给出缝翼状态分别为  $\delta_s=10^\circ(16)$ 、 $Gap=6\text{ mm}$  和  $\delta_s=10^\circ(12)$ 、 $Gap=13\text{ mm}$  时,2~4号动态压力传感器在  $\alpha=0^\circ, 8^\circ, 16^\circ$  时的结果比较。由图8可看出,在  $\alpha=8^\circ$  时,2~4号传感器的脉动压力功率谱密度幅值在整个频率范围均较小。而  $\alpha=0^\circ$  时,  $\delta_s=10^\circ(16)$  缝翼状态,2、3号传感器在中等频率( $10^2\text{ Hz}$  两侧)功率谱密度幅值较大;  $\delta_s=10^\circ(12)$  缝翼状态,3、4号传感器在中、高频( $10^2\text{ Hz}$  两侧)功率谱密度幅值较大。对于  $\alpha=16^\circ$ , 具有很大的低频( $<30\text{ Hz}$ )脉动,而且  $\delta_s=10^\circ(16)$ 、 $Gap=6\text{ mm}$  缝翼状态3、4号传感器在高频( $10^3\text{ Hz}$  附近)脉动幅值较高,且4号传感器出现了宽频峰值带;  $\delta_s=10^\circ(12)$  缝翼状态3、4号传感器在高频( $10^3\text{ Hz}$  附近)脉动幅值较低。结合上述数据和表1中的构型集合参数



(a)  $\delta_s=10^\circ(16), \delta_f=20^\circ(1), Re=3.00 \times 10^6, \text{No.2}$



(b)  $\delta_s=10^\circ(16), \delta_f=20^\circ(1), Re=3.00 \times 10^6, \text{No.3}$



(c)  $\delta_s=10^\circ(16), \delta_f=20^\circ(1), Re=3.00 \times 10^6, \text{No.4}$

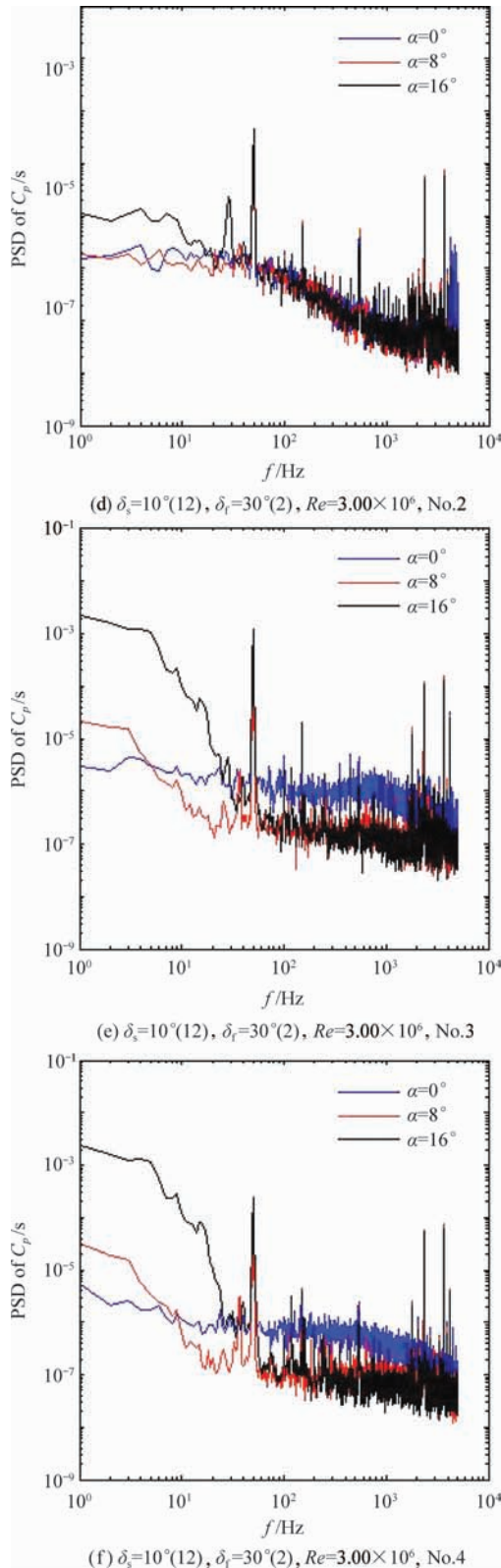


图8 不同迎角动压传感器脉动压力功率谱密度的比较  
Fig. 8 PSD for pulsant pressure of dynamic pressure transducer at different angles of attack

分析,  $\alpha=0^\circ$ 时缝翼槽区具有很大的分离涡,并在缝翼后缘存在周期性的涡脱落,这一方面导致缝翼槽涡的振荡,形成中等频率( $10^2$  Hz 两侧)较大的功率谱密度幅值,另一方面涡脱落也可能扫过主翼表面引起中、高频( $10^2$  Hz、 $10^3$  Hz)较高的脉动幅值(如3、4号传感器),4号传感器的高频宽带峰值对应于缝翼后缘涡脱落的频率。随迎角增加,缝翼槽区分离涡减小,其后缘涡脱落强度和槽区分离涡振荡也减弱,从而功率谱密度变小(如 $\alpha=8^\circ$ 时)。 $\alpha=16^\circ$ 时,已失速或接近失速,上翼面的流动分离引起翼面低频脉动分量增加。

### 3 结论

1) 频率  $f=10^3$  Hz 附近的峰值带只有3、4号传感器具有,这说明这个频率影响是在缝翼缝道和缝翼后缘部分产生的,即与缝翼涡脱落有关。

2) 前缘缝翼缝道流动非定常性的影响因素,不仅与迎角和缝翼缝道参数有关,而且与后缘襟翼的状态也有关系;雷诺数对低频分量的影响相对简单。这些结论为更好地研究多段翼型的噪声提供了一定的依据。

### 参考文献

- [1] Imamura T, Ura H, Yokokawa Y, et al. A far-field noise and near-field unsteadiness of a simplified high-lift-configuration model (slat). AIAA-2009-1239, 2009.
- [2] Pott-Pollenske M, Alvarez-Gonzalez J, Dobrzynski W. Effect of slat gap/overlap on farfield radiated noise. AIAA-2003-3228, 2003.
- [3] Mendoza J, Brooks T, Humphreys W. Aeroacoustic measurements of a wing/slat model. AIAA-2002-2604, 2002.
- [4] Jenkins L N, Khorrami M R, Choudhari M M. Characterization of unsteady flow structures near leading-edge slat: Part I: PIV measurements. AIAA-2004-2801, 2004.
- [5] Takeda K, Ashcroft B G, Zhang X, et al. Unsteady aerodynamics of slat cove flow in a high-lift device configuration. AIAA-2001-706, 2001.
- [6] Takeda K, Zhang X, Nelson P A. Unsteady aerodynamics and aeroacoustics of a high-lift device configuration. AIAA-2002-570, 2002.
- [7] Kolb A, Faulhaber P, Drobietz R, et al. Aeroacoustic wind tunnel measurements on a 2D high-lift configuration. AIAA-2007-3447, 2007.
- [8] Dobrzynski W, Nagakura K, Gehlhar B, et al. Airframe



- noise studies on wings with deployed high-lift devices. AIAA-1998-2337, 1998.
- [9] Dobrzynski W, Pott-Pollenske M. Slat noise source studies for farfield noise prediction. AIAA-2001-2158, 2001.
- [10] Yokokawa Y, Ura H, Imamura T, et al. Detail observation of noise and aerodynamics for high-lift configuration model in JAXA. INTER-NOISE, 2007.
- [11] Yokokawa Y, Murayama M, Ito T, et al. Experiment and CFD of a high-lift configuration civil transport aircraft model. AIAA-2006-3452, 2006.
- [12] Andreou C, Graham W, Shin H. Aeroacoustic comparison of airfoil leading edge high-lift geometries and supports. AIAA-2007-230, 2007.
- [13] Piet J F, Davy R, Elias G, et al. Flight test investigation of add-on treatments to reduce aircraft airframe noise. AIAA-2005-3007, 2005.
- [14] Stoker R. Using microphone phased arrays to enable low airframe noise design (invited). AIAA-2003-707, 2003.
- [15] Zhou R X, Gao Y W, Xiao C S, et al. Investigation of effect of flap gap on multi-element airfoil aerodynamical characters. Experiments and Measurements in Fluid Mechanics, 2002, 16(4):7-12. (in Chinese)  
周瑞兴, 高永卫, 肖春生, 等. 襟翼缝道对多段翼型气动特性影响的试验研究. 流体力学试验与测量, 2002, 16(4):7-12.

#### 作者简介:

焦予秦 男, 博士, 副教授, 硕士生导师。主要研究方向: 计算与实验流体力学。

Tel: 029-88493775-6303

E-mail: jiaoyuqin@nwpu.edu.cn

熊楠 男, 硕士研究生。主要研究方向: 理论与计算流体力学。

E-mail: xinb13@163.com

## Experimental Investigation of Effect of Slat on Unsteadiness of Multi-element Airfoil

JIAO Yuqin \* , XIONG Nan

National Key Laboratory of Science and Technology on Aerodynamic Design and Research, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

**Abstract:** For the exploration on principle of slat noise investigation on the unsteady flow of a leading edge slat of a multi-element airfoil under different conditions with unsteady pressure transducers placed around the slat cove region is performed in the two-dimensional testing section of a NF-3 wind tunnel at Northwestern Polytechnical University. It analyzes the relationship between the flow unsteadiness and the Reynolds number, angle of attack, parameters of slat and flap (deflecting angle, gap, overlap). Through comparison, the study demonstrates that the Reynolds number, slat position, flap position and angle of attack can all influence the flow unsteadiness of the slat cove. It also reveals the change and trend of the vortex in the slat cove region and the front of the main wing region, its influence on the flow over the airfoil, as well as the cause of the slat noise. The study is of considerable significance to the investigation of noise source and noise reduction of multi-element airfoils.

**Key words:** multi-element airfoil; slat; dynamic pressure; unsteady flow; noise