纪念马大猷先生诞辰 110 周年

# 大尺度回转体模型边界层壁面脉动压力 测量及相似性分析

# 高 岩<sup>1,2†</sup> 沈 琪<sup>1,2</sup> 俞孟萨<sup>1,2</sup> 刘 进<sup>1,2</sup> 吴 波<sup>1,2</sup>

(1 中国船舶科学研究中心 无锡 214082)
 (2 深海技术科学太湖实验室 无锡 214082)
 2024年1月16日收到
 2024年3月7日定稿

摘要 采用嵌入式齐平安装的柔性壁面脉动压力传感器阵列,在声学风洞中测量了两种大尺度回转体模型的边界层转捩区频率-空间谱及其谱峰特征和湍流区壁面脉动压力并分析其相似性,得到以雷诺数为频率分段点的转捩区和湍流区壁面脉动压力机合模型,模型具有一定的适用性。结果表明,回转体艏部转捩区局部雷诺数为 5.27 × 10<sup>5</sup>~1.1 × 10<sup>6</sup>,转捩状态由起始到完全发展在转捩特征谱频段的脉动压力带级增加 36 dB,特征谱峰无量纲中心频率为 0.2 基本不变;湍流区壁面脉动压力无量纲频谱在 0.1~10 范围,符合 Smol'yakov 模型随无量纲频率的变化规律;相同模型和不同尺度回转体模型湍流区壁面脉动压力无量纲频谱,分别在 0.4~4 和 0.1~10 范围,存在 3~4 dB 和 4 dB 的尺度效应,且模型尺度大,无量纲谱高。 关键词 回转体,壁面脉动压力,转捩,湍流 PACS: 43.28, 43.40 DOI: 10.12395/0371-0025.2024019 CSTR: 32049.14.11-2065.2024019

# Measurement and similarity analysis of boundary layer wall pressure fluctuation in large-scale revolution body models

GAO Yan<sup>1,2†</sup> SHEN Qi<sup>1,2</sup> YU Mengsa<sup>1,2</sup> LIU Jin<sup>1,2</sup> WU Bo<sup>1,2</sup>

 (1 China Ship Scientific Research Center Wuxi 214082)
 (2 Taihu Laboratory of Deepsea Technological Science Wuxi 214082) Received Jan. 16, 2024 Revised Mar. 7, 2024

**Abstract** The measurements for transition frequency-space spectrum and its spectral peak characteristics, turbulent wall pressure fluctuation and its similarity are conducted in acoustic wind tunnel through embedded flush-mounted flexible sensor arrays, regarding two large-scale revolution body models. The numerical fitting model of wall pressure fluctuation in the transition and turbulent regions can be established, in which Reynolds number can serve as frequency segmentation point, and the model is characterized by universality to some extent. It is showed that the local Reynolds number in the transition region at the bow of revolution body is  $5.27 \times 10^5 - 1.1 \times 10^6$ , and the wall pressure fluctuation within the frequency range of transition characteristic spectrum increases by 36 dB from the initial to the fully developed transition stage. Besides, non-dimensional center frequency of transition characteristic spectrum is essentially unchanged at 0.2. The non-dimensional fluctuation pressure spectrum in the turbulent region is in the range of 0.1 to 10, which is in accordance with that of Smol'yakov model. In addition, the non-dimensional spectrum of turbulent fluctuation pressure has scale effects of 3–4 dB in the ranges of 0.4 to 4 for the same model, while it has scale effects of 4 dB in the ranges of 0.1 to 10 for different scale models, in which the non-dimensional spectrum increases by enlargement of the model.

Keywords Revolution body, Wall pressure fluctuation, Transition, Turbulence

<sup>†</sup> 通讯作者:高岩, gaoyan@cssrc.com.cn

# 引言

随着安静航速要求的提高及机械噪声和螺旋桨 噪声的有效控制,水下航行体壳体及声呐窗结构受 边界层脉动压力激励产生的水动力噪声,已成为影 响其辐射噪声和声呐自噪声的主要分量而不可忽 略<sup>[1]</sup>。航行体艏部的边界层转捩区为层流向湍流发 展的过渡区,猝发的湍流斑具有单极子的声辐射特 性,其直接声辐射效率较高<sup>[2]</sup>,对航行体辐射噪声和 声呐自噪声中高频分量的贡献也不可忽略。考虑到 湍流及转捩边界层脉动压力的时空随机分布特性, 为了有效计算水下航行体水动力辐射噪声和声呐部 位水动力自噪声分量,需已知湍流边界层的统计激 励特性及边界层转捩统计声源特性作为输入参 数<sup>[3-5]</sup>。虽然目前可采用数值方法计算获取湍流边界 层脉动压力统计激励特性,但相应的计算模型尚不 够成熟,计算雷诺数偏低<sup>6</sup>,仍需要采用模型试验测 量获取水动力噪声计算的输入参数。另外,线型声 学优化作为控制航行体水动力噪声的一个基本方法, 也需要通过测量湍流和转捩壁面脉动压力的统计声 学激励特性,定量评估优化的效果。

上世纪, Skudrzyk 等<sup>[7]</sup> 最早定量研究了湍流边 界层脉动压力特性、Corcos<sup>[8]</sup>基于传感器形状分析波 数响应的影响,通过拟合空间相关函数建立了湍流 边界层频率-波数谱的经典模型, Ko<sup>[9]</sup>则针对不同形 状传感器,研究接收灵敏度的空间加权对湍流边界 层脉动压力测量的影响。为了提高湍流脉动压力测 量的空间分辨率, Maidanik 和 Jorgensen<sup>[10]</sup>提出了波 矢量滤波的概念, Sherman 等[11] 利用此概念, 采用二 维平面方阵在风洞中测量湍流边界层脉动压力频率--波数谱, Leclercq 和 Bohineust<sup>[12]</sup>, Arguillat 和 Ricot<sup>[13]</sup> 进一步提出多元相控阵和旋转线阵,测量获取湍流 边界层脉动压力频率-波数谱。Abraham 和 Keith<sup>[14]</sup> 采用48元阵列,在小型低噪声水洞中测量获得了水 介质湍流边界层脉动压力频率--波数谱。这些研究 虽然建立了湍流边界层脉动压力激励特性测量的基 本方法,但普遍针对平板模型。庞业珍等[15]在安静 性小风洞中测量了不同压力梯度模型的非均衡湍流 边界层脉动压力特性,刘进等[16]采用硅微传感器研 发了柔性传感器阵列,可用于复杂界面边界层脉动 压力测试,这些工作扩展了壁面边界层脉动压力测 量的对象,但尚限于小尺度风洞的小模型试验。

早期边界层转捩脉动压力的测量研究主要针对

平板, Josserand 和 Lauchle<sup>[17]</sup>给出了适用于平板边界 层转捩区湍流猝发的声源模型。Park 和 Lauchle<sup>[18]</sup> 同样针对无压力梯度平板模型研究了亚音速流动的 边界层转捩区脉动压力特性。文献 [19]则在平板基 础上,采用直径为 7.5 cm 的小尺度模型进一步确定 回转体艏部边界层转捩区湍流斑猝发的脉动压力比 湍流边界层脉动压力高 10 dB 以上。Hong 等<sup>[20]</sup> 在 风洞中测量了回转体模型转捩区无量纲壁面脉动压 力,测量模型长 2 m, 直径 16 cm, 试验雷诺数为 10<sup>5</sup> 量级。虽然文献 [21] 给出了不同艏部线型的回转体 模型边界层转捩起始点随雷诺数变化的特征, 但没 有给出边界层转捩反脉动压力的定量特性。文献 [22] 则采用数值计算方法研究了水下轴对称体艏部边界 层自然转捩特性, 但计算模型尺度与回转航行体实 际尺度相差较大。

为了提高水动力噪声的计算精度, Bonness 等<sup>[23]</sup> 针对已有湍流边界层脉动压力频率--波数谱模型在 低波数谱区域离散较大且测量易受背景噪声污染的 难题,通过测量管壁振动响应反演获取湍流边界层 脉动压力的低波数分量。近年来,湍流边界层脉 动压力测量一方面向高马赫数情况扩展, Ritos 和 Drikakis<sup>[24]</sup> 测量给出零压力梯度下 2~8 倍马赫数情 况的湍流边界层脉动压力;另一方面在飞行和航行 实际条件下测量湍流边界层脉动压力, Abshagen 和 Nejedl<sup>[25]</sup>采用流线型拖曳体及波数-频率滤波技术, 在海洋条件下测量获取流噪声的统计及尺度特性; 但这些研究都没有给出大尺度回转体模型转捩区和 湍流区流动激励的统计特性。文献 [26] 综述了零压 力梯度和二维管流情况下壁面边界层流动的尺度效 应,讨论了湍流边界层脉动压力与雷诺数的密切关 系,但没有给出湍流边界层脉动压力统计特性的尺 度效应。文献 [27, 28] 针对空气介质中不同尺寸矩形 板,计算分析湍流边界层脉动压力激励的振动响应 相似性,但仍采用 Corcos 模型作为激励输入,没有考 虑不同雷诺数条件下湍流边界层激励的尺度效应。

本文以大尺度回转体模型为研究对象,在声学 风洞内采用嵌入式齐平安装的柔性壁面脉动压力传 感器阵列,试验研究边界层转捩区和湍流区壁面脉 动压力激励特性,分析大尺度回转体模型边界层转 捩区频率-空间谱及其谱峰特征和湍流区壁面脉动 压力随来流速度、相对流向距离和尺度参数变化的 相似性规律,得到以雷诺数为频率分段点的转捩和 湍流壁面脉动压力拟合模型,经试验结果验证,模型 具有一定的适用性和可靠性。

# 1 试验方法

### 1.1 测量方法

考虑传感器齐平安装在测试模型表面,流体介质沿流向流经模型表面,边界层脉动压力作用在传感器接收面上,脉动压力传感器接收到的作用力 *p<sub>M</sub>(t)*受到接收面尺寸和形状的影响,其有限接收面的响应为

$$p_M(t) = \int_s p(x, y, t) h(x, y) \, \mathrm{d}x \mathrm{d}y, \tag{1}$$

式中, *p*(*x*,*y*,*t*)为稳态和空间均匀的随机脉动压力, *h*(*x*,*y*)为传感器的脉冲响应函数, 是确定性函数。

脉动压力信号 p(x,y,t)的空间和时间互相关函数 φ<sub>p</sub>(x,y,t)及其波数-频率谱函数定义为

$$\phi_p(x, y, t) = \langle p(x, y, t) p(x + x', y + y', t + t') \rangle, \quad (2)$$

$$\Phi_{p}(k_{x},k_{y},\omega) = \frac{1}{(2\pi)^{3}} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \phi_{p}(x,y,t)$$
$$e^{-i(k_{x}x+k_{y}y-\omega t)} dxdydt, \qquad (3)$$

式中,符号 $\langle \cdot \rangle$ 表示对样本函数求系综平均,  $\Phi_p(k_x, k_y, \omega)$  为 $\phi_p(x, y, t)$ 的空间和时间 Fourier 变换。

脉动压力传感器接收作用力 *p<sub>M</sub>*(*t*)的时间自相 关函数及其频率谱密度为

$$\phi_M(t) = \langle p_M(t) \, p_M(t+t') \rangle, \tag{4}$$

$$\Phi_M(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int \phi_M(t) e^{i\omega t} dt.$$
 (5)

联立式 (1)、式 (3)、式 (4) 和式 (5), 推导得到脉动压 力传感器接收信号的频率谱密度函数与脉动压力波 数-频率谱和传感器响应函数的关系<sup>[21]</sup>:



式中, *H*(*k<sub>x</sub>*,*k<sub>y</sub>*)为对应脉动压力传感器脉冲响应函数 *h*(*x*,*y*)的波函数, 表示传感器在波数域的滤波特性:

$$H(k_x,k_y) = \int_{s} h(x,y) e^{-i(k_x x + k_y y)} dx dy.$$
(7)

传感器波数域滤波函数 H(k<sub>x</sub>,k<sub>y</sub>) 与传感器尺寸 和形状等参数有关, 以典型圆形脉动压力传感器为 例, 其表达式为<sup>[9]</sup>

$$H(k_x, k_y) = \left(\frac{2J_1(ka\sin\theta)}{ka\sin\theta}\right) = 2J_1(ka)/(ka), \qquad (8)$$

式中,  $k = \sqrt{k_x^2 + k_y^2}$ , *a*为传感器接收面半径,  $J_1(\cdot)$ 为 Bessel 函数。

为了减小传感器尺寸对边界层脉动压力测量的 影响,要求传感器对任何波数有均匀的响应,即具备 空间白谱效应,相应要求传感器接收面尺寸应无限 小,则由式(6)可知测量获得的脉动压力频率谱不受 传感器参数的影响。

## 1.2 试验模型

试验模型为流线型回转体,由过渡段、平行舯体和去流段三部分组成,记为A模型和B模型,A模型几何尺寸为长4200mm、直径500mm,B模型几何尺寸为长9440mm、直径1100mm。模型采用玻璃钢纤维材料制作,壁厚分别为10mm和20mm,模型表面光顺。

模型 A 和 B 分别在航空工业空气动力研究院 (ARI)和中国空气动力研究与发展中心 (CARDC)的 回流式开口声学风洞内进行试验,风洞试验段尺寸 分别为长 6.3 m、宽 2 m 和高 1.5 m (ARI),长 14 m, 宽 5.5 m 和高 4 m (CARDC)。模型安装区域气流湍 流度  $\varepsilon \leq 0.2\%$ ,最大试验风速 100 m/s,声学风洞采 用多种降噪方法降低背景噪声,并配备全消声室,消 声室截止频率为 100 Hz<sup>[29]</sup>。图 1 给出了不同流速下



图 1 不同流速风洞背景噪声及其与 Smol'yakov 模型脉动压力谱级比较 (a) ARI 声学风洞; (b) CARDC 声学风洞

声学风洞的背景噪声谱级(参考值为 20 μPa),并与 Smol'yakov模型<sup>[30]</sup>的脉动压力谱比较,由图 1 可见, 在 40~80 m/s 测量风速下,风洞背景噪声在 20 Hz 以 上频率范围小于测量的湍流边界层脉动压力,信噪 比满足测量要求。

## 1.3 测量传感器及其布置

壁面脉动压力传感器阵列由柔性电路板 (FPC)和 MEMS 传感器构成, 传感器单元尺寸为长 3.76 mm、宽 3 mm 和厚 1.1 mm, 其中入声孔直径为 0.25 mm, 有效带宽为 10 Hz~10 kHz, 1 kHz 处灵敏度 为-38 dBV/Pa。按式 (8) 计算传感器接收面直径分 别为 0.25 mm, 2.5 mm, 5 mm 的波数域滤波响应函 数,由图2可知,传感器滤波函数随接收面直径增加 呈现高波数分量衰减的带通特征,当传感器接收面 直径为 0.25 mm, 其波函数近似为常数, 对边界层脉 动压力测量的影响可以忽略。传感器阵列依托可自 由弯曲和卷绕的 0.2 mm 厚柔性电路板,将传感器和 电路板按要求固定在 0.2 mm 厚的薄钢片上, 在对应 传感器声孔位置的薄钢片上开 0.3 mm 直径的进声 孔,一方面保证传感器阵列测量面光顺平整,另一方 面又调整了柔性电路板的刚度。阵列传感单元数为 33元, 单元间距为 0.8 mm, 声孔中心间距为 3.8 mm, 测试区域长 121.6 mm, 阵列尺寸为长 160 mm、宽 50 mm 和厚 1.5 mm, 可弯曲, 适用于曲面边界层脉动 压力测量。经空气介质声管校验,脉动压力传感器 阵列幅度偏差在±1 dB之内,相位偏差在2°之内,具 有较好的幅频、相频一致性,可参见文献 [16]。



图 2 传感器波数域滤波响应函数

图 3 为壁面脉动压力测试系统示意图,使用 B&KPULSE采集系统软件分析壁面脉动压力特性。 测量时,时域信号的采集时间为 30 s,采用加窗平均 周期图法 (Welch 法) 计算功率谱密度 (PSD),数据处 理时采用 Hanning 窗进行分块,长度取为 12800,分 块重叠比取为 66.7%。采样频率为 12.8 kHz,频率分 辨率为Δf = 1 Hz。

考虑到回转体艏部转捩区以湍流斑的随机猝发 为特征,湍流斑由起始到完全发展是一个时空随机 过程,为了测量转捩区壁面脉动压力特性,需确定艏



图 3 壁面脉动压力测试系统示意图

部传感器阵列布置位置。采用文献 [31, 32] 模型计算 风速为 20~40 m/s 的转捩点位置与转捩区流向范围, A 模型转捩区流向范围介于 6.8% 《x/L《12.4% (L 为模型流向特征长度), B 模型转捩区流向范围介 于 5.5% 《x/L《10%, 见图 4。在沿模型表面 5% 《 x/L《12% 的流向范围布置柔性脉动压力传感器阵 列,获取转捩区壁面脉动压力特征; 沿平行舯体流向 范围布置柔性脉动压力传感器阵列,获取湍流区壁 面脉动压力特征。模型艏部至艉部共安装 8 块传感 器阵列,安装传感器阵列需先在模型表面预留阵列 尺寸的凹槽, 阵列齐平模型表面嵌入,并在前、中、 后位置用平头螺丝固定,再用填缝材料将螺丝平头 表面抹平,确保模型表面光顺,见图 5。





## 2 测试结果及分析

风速为 20 m/s, 30 m/s, 40 m/s, 基于两种尺度回转体模型长度的雷诺数 *Re* 分别为 5.79 × 10<sup>6</sup>, 8.68 × 10<sup>6</sup>, 1.16 × 10<sup>7</sup> 和 1.30 × 10<sup>7</sup>, 1.95 × 10<sup>7</sup>, 2.60 × 10<sup>7</sup> (空 气运动黏性系数  $\nu$  = 1.4567×10<sup>-5</sup> m<sup>2</sup>/s)。

#### 2.1 转捩区壁面脉动压力频率-空间谱特征分析

A 模型 艏部 1#阵列位于母线方向 382~504 mm



图 5 B 模型传感器阵列布置图

(x/L=9%~12%)范围,图6为A模型1#阵列测量的 壁面脉动压力频率-空间谱特征。由图 6 (a) 可见,风 速为 20 m/s, 局部雷诺数 Re 为 5.27 × 10<sup>5</sup>~6.95 × 10<sup>5</sup>, 1#阵列全部阵元位于转捩区,每个传感器测量的壁 面脉动压力在 400~800 Hz 频率范围存在峰值, 最大 峰值谱级比邻近频率谱级高 15 dB 左右。由图 6 (b) 可见,风速为30m/s,1#阵列所处位置的局部雷诺数 *Re*为 7.90×10<sup>5</sup>~1.04×10<sup>6</sup>,随局部雷诺数 *Re* 增加, 边界层转捩区位置向来流方向迁移,只有部分阵元 响应有峰值且峰值中心频率向高频迁移到1kHz,局 部雷诺数 Re 大于 9.31×10<sup>5</sup>, 峰值逐渐消失。由图 6 (c) 可见,风速为40m/s,1#阵列所处位置的局部雷诺数 Re 为 1.05 × 10<sup>6</sup>~1.39 × 10<sup>6</sup>,只有局部雷诺数小于 1.1 × 10<sup>6</sup>的阵元响应出现峰值,峰值中心频率接近2kHz, 局部雷诺数 Re 为 1.21 × 10<sup>6</sup>~1.39 × 10<sup>6</sup>, 边界层为充 分发展的湍流。结果表明,回转体艏部局部雷诺数  $Re arrow 5.27 \times 10^5 \sim 1.1 \times 10^6$ 范围为边界层转捩区,相应 存在壁面脉动压力谱峰,试验结果与图4计算的转 捩区范围一致。

选定回转体模型艏部位置,比较转捩区壁面脉动压力随风速和相对流向距离的变化,采用 $\omega\delta^*/U_{\infty}$ 和 $\Phi_{pp}(\omega)/\rho_0^2 U_{\infty}^3 \delta^*$ 对壁面脉动压力频谱的横、纵坐标进行无量纲化,得到其无量纲谱,其中 $\delta^*$ 为边界层位移厚度,可根据文献 [31,32] 计算获得, $U_{\infty}$ 为来流速度, $\rho_0$ 为介质密度。图7和图8为A模型转捩区无量纲壁面脉动压力随风速和相对流向距离的变化结果,风速从20m/s增加到40m/s,转捩区壁面脉动压力峰值量级增加36dB,风速20m/s,相对流向距离x/L从9%增加到12%,转捩区壁面脉动压力峰值量级增加21dB,中心频率 $\omega\delta^*/U_{\infty}\approx 0.2$ 基本不变,无量纲特征频谱变化规律与文献[20]试验结果相一致。

B模型艏部壁面脉动压力频率--空间谱分布特 性测量结果与A模型类似。这里给出其无量纲频率 范围为ωδ\*/U<sub>∞</sub>=0.1~0.3的壁面脉动压力带级随空 间位置的变化情况。图9为B模型壁面脉动压力带 级随相对流向距离的变化结果,风速为40 m/s,相对



图 6 A 模型 1#阵列壁面脉动压力频率-空间谱 (a) 20 m/s; (b) 30 m/s; (c) 40 m/s

流向距离由 x/L = 4.2% 增加到 x/L = 5.9%, 转捩区壁 面脉动压力增加 11.4 dB; 相对流向距离由 x/L = 5.9% 增加到 x/L = 7.4%, 壁面脉动压力增加 24.6 dB; 转捩状态由起始到充分发展, 壁面脉动压力增加 36 dB。相对流向距离由 x/L = 7.4% 增加到 x/L = 8.2%, 流动状态由转捩区进入湍流区, 相应频段壁面脉动 压力降低 5.7 dB。

### 2.2 转捩区壁面脉动压力拟合模型及验证

针对转捩区壁面脉动压力无量纲谱特征,根据



图 7 A 模型 x/L=9% 转捩区无量纲壁面脉动压力随风速的变化

函数关系:

$$\frac{\Phi_{pp}(\omega)}{\rho_0^2 U_\infty^3 \delta^*} = F\left(\frac{\omega \delta^*}{U_\infty}\right),$$

采用最小二乘法,通过最小化误差寻找数据的最佳



图 8 A 模型转捩区无量纲壁面脉动压力随相对流向距离的变化 (20 m/s)

函数匹配参数,得到拟合模型系数,给出适合随风速 和流向距离变化的转捩区壁面脉动压力无量纲谱表 达式:

$$\frac{\Phi(\omega)}{\rho^2 U_{\infty}^3 \delta^*} = \begin{cases} 10^{\left[ (A \ln R e^{0.2} - 81) e^{20(\omega \delta^*/U_{\infty} - 0.2)^{1.85}/10} \right]} U_{\infty}^5 L^3 + F_0(\omega \delta^*/U_{\infty}), & 0.06 e^{30.96 R e^{-0.3}} < \frac{\omega \delta^*}{U_{\infty}} < 0.1708 e^{2.3365 R e^{-0.1}}, \\ F_0(\omega \delta^*/U_{\infty}), & \ddagger \&, \end{cases}$$
(9)

式中

$$F_0(\omega\delta^*/U_{\infty}) = 1.8Re^{1.4} (0.3Re^{1.75}\omega\delta^*/U_{\infty})^{66.5(U_{\infty}^*L)^{-1}-36.6(U_{\infty}^*L)^{-1}+3.2}$$
  
$$A = 12.194(U_{\infty}L)^{0.2} - 30.203.$$

图 10 为 A 模型转捩区壁面脉动压力试验与拟 合结果比较。拟合结果对转捩区壁面脉动压力谱型 估计较好,转捩特征谱峰的频段和量级估算准确,以 雷诺数 Re 的 e 指数函数作为频率分段点基本参数, 符合不同雷诺数 Re 下转捩区壁面脉动压力曲线谱 型变化趋势,试验结果与拟合结果的比较验证了拟 合模型具有一定的适用性。

## 2.3 湍流区壁面脉动压力特征及相似性分析

选定回转体模型舯部位置,采用 $\omega\delta^*/U_{\infty}$ 和  $\Phi_{pp}(\omega)/\rho_0^2 U_{\infty}^3 \delta^*$ 对B模型湍流区壁面脉动压力频谱 进行无量纲处理,分析湍流区壁面脉动压力随风速 和相对流向距离的变化规律。图11为B模型不同 流向距离湍流区壁面脉动压力相似性特征,由图11(a) 可见,风速从20 m/s增加到40 m/s,B模型湍流区壁 面脉动压力呈现为零压力梯度下充分发展的湍流边 界层脉动压力频谱特征,即低频段谱型为随频率基 本不变的平台,随来流速度增加,谱级增加且平台范 围往高频扩展; 20 m/s 和 30 m/s 风速下相对流向距 离由 x/L = 15%增加到 x/L = 45%, B 模型湍流区壁 面脉动压力频谱曲线基本完全重合,可见局部雷诺 数  $Re \approx 2.6 \times 10^6 \sim 8.8 \times 10^6$ 范围湍流边界层脉动压 力不受相对流向距离变化的影响,是基本相似的,而 40 m/s 风速下, x/L = 15%和 x/L = 45%位置的湍流 边界层脉动压力偏差在 100~300 Hz 频段为 2~3 dB, 其他频段基本一致,可见局部雷诺数 Re增加到  $1.2 \times 10^7$ ,湍流边界层脉动压力不完全相似。由图 11(b) 可见,



图 9 B模型壁面脉动压力频段带级(ωδ\*/U<sub>∞</sub> = 0.1 ~ 0.3)随 相对流向距离的变化



图 10 A 模型转捩区壁面脉动压力试验与拟合结果比较 (a) 20 m/s; (b) 30 m/s



图 11 B 模型不同流向距离湍流区壁面脉动压力相似性特征 (a) 有量纲; (b) 无量纲

湍流区壁面脉动压力无量纲谱在  $0.1 \le \omega \delta^* / U_{\infty} \le 0.4$ 范围内具有较好的归一化特性, 而在  $0.4 \le \omega \delta^* / U_{\infty} \le 4$ 范围内的离散度为  $3 \sim 4$  dB, 且来流速度大, 无量纲谱 低, 可见相同模型、不同流向距离的湍流脉动压力无 量纲谱在一定频段存在  $3 \sim 4$  dB 的尺度效应。另外, 湍流区壁面脉动压力无量纲谱与 Smol'yakov 模型无 量纲谱基本一致, 但谱级曲线平台范围上限由该模 型的  $\omega \delta^* U_{\infty} = 0.8 J^*$ 展为  $\omega \delta^* / U_{\infty} = 1 \sim 2$ ,  $0.1 \le \omega \delta^* / U_{\infty} \le 0.8$ 范围的无量纲谱级与 Smol'yakov 模型谱级偏 差为 2 dB 左右, 因谱级曲线平台范围往高频扩展,  $\omega \delta^* / U_{\infty} > 0.8$ 范围无量纲谱级与 Smol'yakov 模型谱 级差别显著。

图 12 为不同尺度模型湍流区壁面脉动压力相 似性特征。由图 12(a) 可见,风速为 20 m/s,B 模型局 部雷诺数 Re 为 5.2 × 10<sup>6</sup>,A 模型局部雷诺数 Re 为 2.3 × 10<sup>6</sup>,B 模型湍流区壁面脉动压力频谱在 100~ 300 Hz 频段量级高于 A 模型脉动压力频谱量级,在 300~600 Hz 频段两款模型湍流区壁面脉动压力频谱 量级相当,在 600 Hz~10 kHz 频段 A 模型湍流区壁面 脉动压力频谱量级高于 B 模型脉动压力频谱量级; 随流速增加,40 m/s 时 B 模型局部雷诺数 Re为 1.04 × 10<sup>7</sup>, A 模型局部雷诺数 Re 为 0.46 × 10<sup>7</sup>, B 模型湍流 区壁面脉动压力频谱量级在 100~600 Hz 频段高于 A 模型脉动压力频谱量级,在 600 Hz~10 kHz 频段两 款模型湍流区壁面脉动压力频谱量级相当。由 图 12(b) 可见, A 模型和 B 模型湍流区壁面脉动压力 无量纲谱在 0.1  $\leq \omega \delta^* / U_{\infty} \leq 10$ 范围离散度为 4 dB 左 右, 且模型尺度大, 无量纲谱高。考虑无量纲参数  $\omega \delta^* / U_{\infty} \pi \Phi_{pp}(\omega) / \rho_0^2 U_{\infty}^3 \delta^* 涉及介质、来流速度以及 边界层参数,而边界层参数与局部雷诺数 <math>Re$  有关, 不同尺度的两款模型在介质、来流速度及相对流向 位置相同的情况下,局部雷诺数 Re 引起的湍流壁面脉动压力无量纲谱尺度效应为 4 dB 左右。

### 2.4 湍流区壁面脉动压力拟合模型及验证

通过对不同尺度回转体模型湍流区壁面脉动压 力测量,获得了其无量纲谱特征,同样采用最小二乘 法和最小化误差法寻找最佳函数匹配参数,得到湍 流区壁面脉动压力模型拟合系数,给出湍流区壁面 脉动压力无量纲谱表达式:



图 12 不同尺度模型湍流区壁面脉动压力相似性特征 (x/L = 40%) (a) 有量纲; (b) 无量纲



图 13 为 B 模型湍流区壁面脉动压力试验与拟 合结果比较。拟合结果对低频段平台量级、中频段 指数衰减斜率以及高频段 e 指数衰减斜率的估算比 较准确,以雷诺数 *Re* 作为频率分段点参数,符合湍 流区壁面脉动压力曲线谱型变化趋势,试验结果与 拟合结果的比较验证了湍流区壁面脉动压力拟合模 型具有一定的适用性,试验动力设备对试验结果的 干扰仅存在于ωδ\*/U<sub>∞</sub> = 0.03 附近。



图 13 B 模型湍流区壁面脉动压力试验与拟合结果比较

# 3 结论

在声学风洞采用嵌入式齐平安装的柔性壁面脉 动压力传感器阵列,试验研究了大尺度回转体模型 边界层转捩区和湍流区壁面脉动压力,给出以雷诺 数为频率分段点的转捩区和湍流区壁面脉动压力频 谱拟合模型。研究结果表明:1)回转体艏部边界层 转捩区的局部雷诺数为 5.27 × 10<sup>5</sup>~1.1 × 10<sup>6</sup>,转捩由 起始到充分发展,脉动压力增加 36 dB;2)转捩区壁 面脉动压力谱峰中心频率随流动距离或边界层厚度 增加而降低,无量纲中心频率 $\omega\delta^*/U_{\omega} \approx 0.2$ 基本不变; 3)湍流区壁面脉动压力无量纲频谱在 0.1 $\leq \omega\delta^*/U_{\omega} \leq$ 10范围符合 Smol'yakov 模型变化规律;4)相同模型 和不同尺度回转体模型湍流区壁面脉动压力无量 纲频谱尺度效应分别为 3~4 dB (0.4 $\leq \omega\delta^*/U_{\omega} \leq$ 4)和 4 dB (0.1 $\leq \omega\delta^*/U_{\omega} \leq$ 10)。大尺度模型壁面脉动压力 试验结果验证了转捩和湍流脉动压力频谱拟合模型 的适用性,可为回转体模型边界层壁面脉动压力计 算结果的验证提供参考。

#### 参考文献

- 俞孟萨,吴有生,庞业珍.国外舰船水动力噪声研究进展概述. 船舶力学,2007;11(1):152-158
- 2 Lauchle G L. Transition noise-the role of fluctuating displacement thickness. J. Acoust. Soc. Am., 1981; **69**(3): 665–671
- 3 刘孝斌, 吕世金, 俞孟萨. 湍流边界层激励下腔体内水动力自噪 声预报与测量. 声学学报, 2015; 40(6): 845-849
- 4 刘进, 沈琪, 俞孟萨. 传递矩阵法预报时空随机激励下任意薄壳 腔体内部噪声. 声学学报, 2020; 45(6): 840-848
- 5 沈琪,刘进,高岩,等.稀疏网格条件下的水下航行体低频水动 力噪声计算.声学学报,2023;48(5):989-995
- 6 汤渭霖, 俞孟萨, 王斌. 水动力噪声理论. 北京: 科学出版社,
  2019

- Skudrzyk E J, Haddle G P. Noise production in a turbulent boundary layer by smooth and rough surface. J. Acoust. Soc. Am., 1960;
  32(1): 19–34
- 8 Corcos G M. The resolution of turbulent Pressure at the wall of a boundary layer. J. Sound Vib., 1967; 6(1): 59–70
- 9 Ko S H. Performance of various shapes of hydrophones in the reduction of turbulent flow noise. J. Acoust. Soc. Am., 1993; 93(3): 1293–1299
- 10 Maidanik G, Jorgensen D W. Boundary wave-vector filters for the study of the pressure field in a turbulent boundary layer. J. Acoust. Soc. Am., 1967; 42(2): 494–501
- Sherman C H, Ko S H, Buehler B G. Measurement of the turbulent boundary layer wave-vector spectrum. J. Acoust. Soc. Am., 1990; 88(1): 386–390
- 12 Leclercq D J, Bohineust X. Investigation and modeling of the wall pressure field beneath a turbulent boundary layer at low and medium frequencies. *J. Sound Vib.*, 2002; 257(3): 477–501
- 13 Arguillat B, Ricot D. Measured wavenumber: Frequency spectrum associated with acoustic and aerodynamic wall pressure fluctuations. J. Acoust. Soc. Am., 2010; 128(4): 1647–1655
- 14 Abraham B M, Keith W L. Direct measurements of turbulent boundary layer wall pressure wavenumber-frequency spectra. J. *Fluids. Eng.*, 1998; **120**: 29–39
- 15 庞业珍, 俞孟萨. 非均衡湍流边界层脉动压力测试研究. 船舶力 学, 2016; 20(5): 515-522
- 16 刘进, 吕世金, 高岩. 水下航行体艏部转捩区激励特性试验研究. 第三十一届全国水动力学研讨会论文集, 2020: 536-542
- 17 Josserand M A, Lauchle G C. Modeling the wavenumber-frequency spectrum of boundary layer wall pressure during transition on a flat plate. *J Vib. Acoust.*, 1990; **112**: 523–534
- 18 Park S, Lauchle G C. Wall pressure fluctuation spectra due to boundary-layer transition. J. Sound Vib., 2009; 319: 1067–1082
- 19 Araker V H, Satyanarayana S G, Mani K, *et al.* Studies on scaling of flow noise received at the stagnation point of axisymmetric body. *J. Sound Vib.*, 1991; **146**: 449–462
- 20 Hong C, Shin K K, Jeon J J. Transitional wall pressure fluctuations on axisymmetric bodies. J. Acoust. Soc. Am., 2008; 124(5):

2767-2773

- 21 Blake W K. Mechanics of flow-induced sound and vibration. 2nd ed. New York: Academic Press, 2017: 81–90
- 22 Liu J, Chu X, Zhang Y. Numerical investigation of natural transitions of bow boundary layers over underwater axisymmetric bodies. *Phys. Fluids.*, 2021; **33**: 074101
- 23 Bonness W K, Capone D E, Stephen A H. Low-wavenumber turbulent boundary layer wall-pressure measurements from vibration data on a cylinder in pipe flow. *J. Sound Vib.*, 2010; **329**: 4166– 4180
- 24 Ritos K, Drikakis D, Kokkinakis I. Wall pressure spectra models for supersonic and hypersonic turbulent boundary layer. J Sound Vib., 2019; 443: 90–108
- 25 Abshagen J, Nejedl V. Towed body measurements of flow noise from a turbulent boundary layer under sea conditions. J. Acoust. Soc. Am., 2014; 135(2): 637–645
- Gad-el-Hak M, Bandyopadhyay P R. Reynolds number effects in wall-bounded turbulent flows. *Appl. Mech. Rev.*, 1994; 47(8): 307–365
- 27 Zhao X, Ai B, Liu Z, et al. A scaling procedure for panel vibroacoustic response induced by turbulent boundary layer. J Sound Vib., 2016; 380: 165–179
- 28 Ciappi E, Magionesi F, Rosa S D, *et al.* Analysis of the scaling laws for the turbulence driven panel responses. *J. Fluids Struct.*, 2012; **32**: 90–103
- 29 赵鲲, 王勋年, 宋玉宝, 等. 5.5 m×4 m 声学风洞在中俄民机起 落架噪声特性及控制技术联合研究中的应用. 空气动力学学 报, 2023; 41(1): 66-76
- 30 Smol'yakov A V. A new model for the cross spectrum and wavenumber-frequency spectrum of turbulent pressure fluctuations in a boundary layer. *Acoust. Phys.*, 2006; 52(3): 393–400
- 31 俞孟萨,吕世金,吴永兴.水下航行体艏部低噪声线型的声学设 计方法.水动力学研究与进展 A 辑, 2002; 17(5): 529-537
- 32 吕世金, 苗金林, 张晓伟. 水下高速航行体艏部水动力自噪声预 报方法及低噪声线型设计. 水动力学研究与进展 A 辑, 2012; 27(3): 303-310