

文章编号: 1007-7294(2026)02-0177-15

水翼壁面脉动压力波数-频率谱预报

王亚坤¹, 张咏鸥¹, 徐 飘¹, 施亚光²

(1. 武汉理工大学 船海与能源动力工程学院, 武汉 430061; 2. 武汉第二船舶设计研究所, 武汉 430064)

摘要: 本文采用基于大涡模拟 (LES) 的数值计算方法对 NACA 0015 水翼壁面流动的湍流边界层脉动压力进行仿真计算, 利用波数-频率谱研究其时空关联特征, 并使用六种波数-频率谱经验模型对水翼壁面脉动压力的波数-频率谱进行预报。结果表明: 零度攻角时同一来流速度下, 随着测点组位置向后缘移动, 由测点组仿真数据计算得到的无量纲迁移速度逐渐接近理论预测值 0.7, 在同一来流速度下对应位置脉动压力的波数-频率谱迁移脊谱级随攻角增加而增加; 六种波数-频率谱经验模型的预报结果与仿真结果存在一定差异, Efimtsov 模型预报值最小, Ffowcs-Williams 模型预报值最大, 仿真计算得到的迁移脊谱级在 Efimtsov 模型与 Corcos 模型预报值之间。

关键词: 湍流边界层; 脉动压力; 水翼; 波数-频率谱; 大涡模拟

中图分类号: U661.44 文献标识码: A doi: 10.3969/j.issn.1007-7294.2026.02.001

Prediction of wavenumber-frequency spectrum of wall pressure fluctuations on hydrofoils

WANG Ya-kun¹, ZHANG Yong-ou¹, XU Piao¹, SHI Ya-guang²

(1. School of Naval Architecture, Ocean and Energy Power Engineering, Wuhan 430061, China; 2. Wuhan Second Ship Design and Research Institute, Wuhan 430064, China)

Abstract: Large Eddy Simulation (LES) method was employed to simulate the pressure fluctuations on the wall of NACA 0015 hydrofoil. The spatio-temporal correlation characteristics were studied using wavenumber-frequency spectrum (WFS), and six empirical models were used to predict the WFS on the hydrofoil. The results show that at zero angle of attack, as the position of sensors moves towards the trailing edge, the dimensionless convection velocity gradually approaches the theoretical predicted value of 0.7. At the same incoming velocity, the spectral level of the WFS at the ridge increases with the increase of the angle of attack. The predictions of the six empirical models show differences from the simulation results, with the Efimtsov model having the minimum values and the Ffowcs-Williams model having the maximum values. The simulation results fall between the predicted values of the Efimtsov model and those of the Corcos model.

Key words: turbulent boundary layer; pressure fluctuation; hydrofoil; wavenumber-frequency spectrum; LES

0 引 言

湍流边界层内的脉动压力是重要的流噪声声源^[1], 在流体诱发振动与噪声的众多工程应用问题中

收稿日期: 2025-04-22

基金项目: 装备预研领域基金项目(61402070503)

作者简介: 王亚坤(1998-), 男, 硕士; 施亚光(1990-), 男, 工程师, 通讯作者, E-mail: sy.guang@163.com。

脉动压力十分重要,它不仅可以直接产生辐射噪声,还会激励物面结构振动并产生辐射噪声^[2-3]。例如,空中或水下航行器壳体表面的湍流边界层脉动压力会引起壳体振动和伴随舱内外噪声,这不仅会影响结构完整性,还会激发强烈的噪声;低马赫数下,舰艇水动力噪声以湍流脉动压力激励结构振动产生的声辐射为主^[2];舰艇航行时,声呐导流罩内的自噪声以罩壳结构受脉动压力激励产生的振动辐射噪声为主^[4],该噪声是声呐平台区自噪声的主要成分^[5]。

在计算湍流边界层内脉动压力的直接辐射噪声或因脉动压力激发结构振动而产生的辐射噪声时,定性定量地分析壁面脉动压力的特性至关重要。有别于普通噪声,湍流边界层脉动压力是一种面分布的随机激励源,其在频域和波数域内呈现出独特的能量分布规律,能量主要集中于迁移脊区域,通常采用波数-频率谱定量地描述湍流边界层内随时间和空间位置变化的脉动压力。吕世金等^[6]试验测量了水下航行体壁面脉动压力的波数-频率谱。徐嘉启等^[5]总结了湍流边界层脉动压力研究的波数-频率谱方法。

翼型结构在航空航天和船舶海洋工程领域都有十分广泛的应用,水下航行器的围壳、艏艉舵和螺旋桨叶片等结构都可以抽象为翼型结构。翼型结构的壁面流动通常伴随压力梯度,俞孟萨和林立^[7]指出逆压梯度流动及弹性表面湍流边界层脉动压力波数-频率谱的研究是水下噪声研究中的前沿基础问题之一。为准确预报流噪声,有必要对不同压力梯度下的壁面流动规律及脉动压力分布特性开展深入研究。舒礼伟等^[8]对不同厚度翼型的壁面脉动压力进行数值模拟,研究了压力梯度对壁面流动的影响。因此,研究翼型壁面湍流边界层脉动压力的时空关联特性对于飞机、船舶和潜艇等的减振降噪具有重要意义。

1 数值计算方法

1.1 数值计算方法

大涡模拟(Large Eddy Simulation, LES)方法的主要思想是通过滤波函数将湍流运动分解为大尺度涡和小尺度涡,并且假设大尺度涡结构几乎包含了所有的能量,而小尺度涡主要起到耗散作用。LES方法对湍流脉动的大尺度部分直接计算,对于较小尺度的湍流涡旋结构则采用亚格子涡模型进行建模。流场中的瞬态量 ϕ 可分解为滤波量 $\bar{\phi}$ 和亚格子量 ϕ_{sgs} ,其表达式为

$$\phi = \bar{\phi} + \phi_{\text{sgs}} \quad (1)$$

将非定常的 N-S 方程滤波,可得到 LES 湍流模型的控制方程。滤波后的连续方程和动量方程为

$$\begin{aligned} \frac{\partial \rho \tilde{u}_i}{\partial x_i} &= 0 \\ \frac{\partial \rho \tilde{u}_i}{\partial t} + \frac{\partial \rho \tilde{u}_i \tilde{u}_j}{\partial x_j} &= -\frac{\partial \tilde{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} \right) + \rho (\tilde{u}_i \tilde{u}_j - u_i u_j) \right] \end{aligned} \quad (2)$$

其中, $\rho(\tilde{u}_i \tilde{u}_j - u_i u_j)$ 为亚格子尺度应力,称为 τ_{ij} , 可通过求解亚格子涡模型得到。

在大涡模拟中常用的亚格子涡模型有常数 Smagorinsky 模型、WALE(Wall-Adapting Local Eddy-viscosity)模型、KET 模型和动态 Smagorinsky 模型等。张晓龙等^[9]采用四种亚格子涡模型对平板壁面湍流边界层脉动压力进行了研究,结果表明 WALE 模型计算结果较好。本文采用 LES 方法结合 WALE 亚格子涡模型对平板和翼型的壁面脉动压力开展数值研究。WALE 模型将涡黏性系数表示为

$$\mu_t = \rho \Delta^2 S_w \quad (3)$$

其中, Δ 为湍流长度尺度, S_w 为变形参数。

$$\Delta = \begin{cases} C_w V^{1/3} \\ \min(\kappa d, C_w V^{1/3}) \end{cases} \quad C_w = 0.544, \kappa = 0.41 \quad (4)$$

$$S_w = \frac{S_d : S_d^{3/2}}{S_d : S_d^{5/4} + S : S^{5/2}}$$

$$S_d = \frac{1}{2} [\nabla u \cdot \nabla u + (\nabla u \cdot \nabla u)^T] - \frac{1}{3} \text{tr}(\nabla u \cdot \nabla u) I \quad (5)$$

LES 湍流模型在求解边界层内的湍流运动时对网格质量要求比较高,因此本文在对计算模型进行网格划分时,通过不断试算和调整网格,保证了近壁面网格符合计算要求。

1.2 翼型湍流边界层大涡模拟方法验证

Bulté等^[10]在风洞中测量了 NACA 0012 翼型壁面的脉动压力,试验工况为:攻角 2.5° ,来流速度 70 m/s 。参考 Gloerfelt 等^[11]的仿真计算模型,建立本文仿真计算的三维模型,如图 1(a)所示,弦长 $c=495 \text{ mm}$,钝后缘高度 $t=2.66 \text{ mm}$,展向长度为 $0.02c$,在翼型上下表面 $x/c=0.16$ 的弦长位置使用绊线诱发转捩,绊线长度 $a=5 \text{ mm}$,绊线高度 $b=0.24 \text{ mm}$ 。

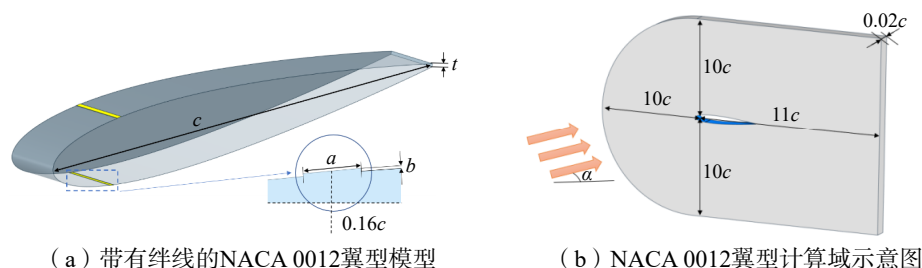


图1 NACA 0012 翼型模型及计算域

Fig.1 NACA 0012 airfoil model and computational domain

流体介质建模采用理想气体(ideal gas)模型,计算域如图 1(b)所示,流场四周为压力远场边界,计算域两侧为周期性边界,翼型及绊线表面为无滑移边界。在翼型吸力面距后缘 5 mm 处布置由 18 个测点组成的测点组 T,测点间距 4.5 mm ,因此截止波数为 697 rad/m 。

仿真计算时首先采用 SST $k-\omega$ 湍流模型进行定常计算,生成稳态流场并将其作为非定常计算的初始流场,采用 LES 方法结合 WALE 亚格子涡模型进行非定常计算,得到壁面湍流边界层脉动压力信号。非定常计算中时间步长 $\Delta t = 10^{-5} \text{ s}$,采样频率 $f_s=100 \text{ kHz}$,截止频率为 50 kHz 。

流场计算稳定后得到的壁面压力系数分布与 Bulté等^[10]在风洞中的试验数据和 Gloerfelt 等^[11]的仿真计算结果对比如图 2(a)所示。可以看到,本文仿真得到的翼型壁面压力系数分布与试验数据和 Gloerfelt 等计算得到的结果一致。压力面不同位置处的速度剖面与试验结果对比如图 2(b)所示,可以看到速度剖面的仿真计算结果与试验结果较为一致。

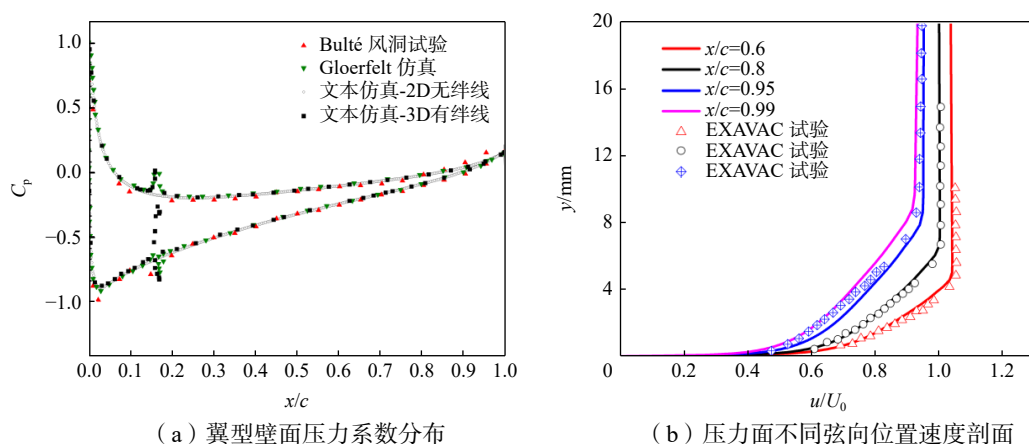


图2 NACA 0012 壁面压力系数分布与速度剖面

Fig.2 Wall pressure coefficient distribution and velocity profiles of NACA 0012 airfoil

测点组 T 脉动压力计算得到的波数-频率谱(WFS)与试验结果对比如图 3 所示。可以看到仿真计算得到的迁移脊谱级峰值为-40 dB, Bulté试验得到的迁移脊谱级峰值为-37 dB, 本文仿真计算结果误差在-5 dB 以内。

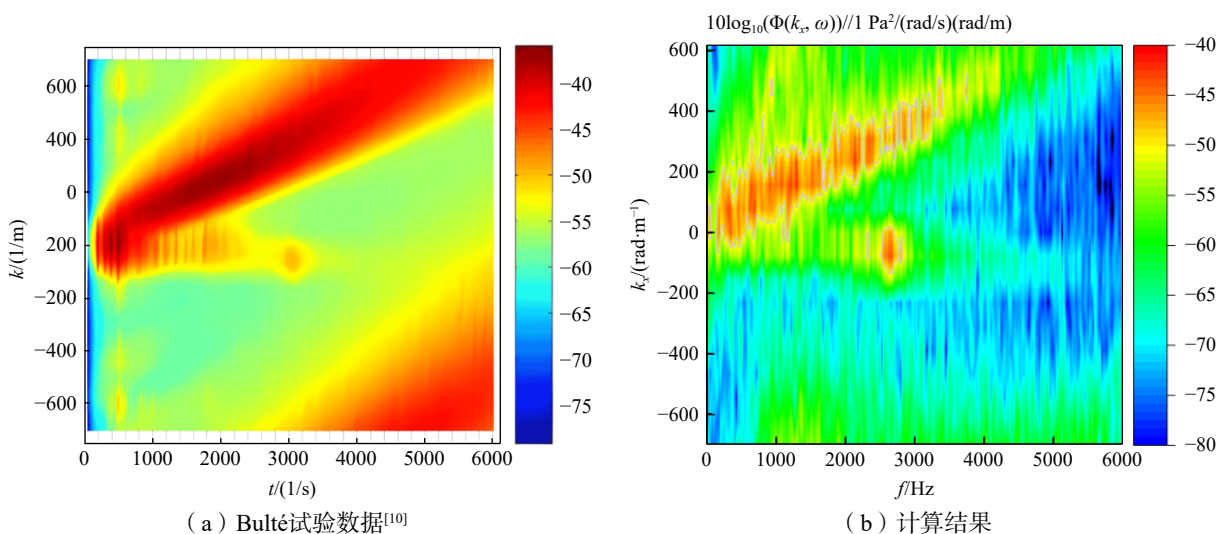


图 3 NACA 0012 翼型测点组 T 的波数-频率谱与试验数据对比

Fig.3 Comparison of WFS at Sensor Array T on NACA 0012 airfoil with experimental results

1.3 水翼仿真计算模型验证

NACA 0015 模型及计算域形状如图 4 所示, 弦长 $c=500$ mm, 展向长度为 $0.3c$ 。前方和下方为速度入口, 来流速度 $U=8$ m/s, 攻角 $\alpha=8^\circ$, 计算域上方和后方为压力出口, 翼型表面为无滑移壁面, 展向两侧为周期性边界。

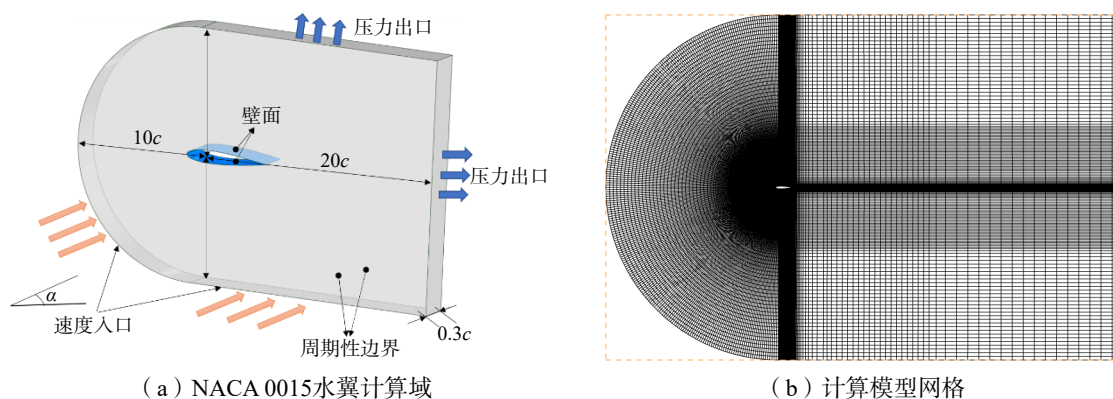


图 4 NACA 0015 水翼模型计算域及整体网格

Fig.4 Computational domain of NACA 0015 hydrofoil model and the overall mesh

使用六面体网格对模型划分结构网格, 整体采用 CH 型计算网格, 如图 4(b)所示。基于弦长的雷诺数 $Re_c=3 \times 10^6$, 经过多次试算迭代, 最终壁面 $y^+ \approx 1$ 。为进行网格无关性验证, 建立了稀、中、密三套网格, 对节点分布数量与分布密度进行控制, 分别对应网格方案 A、B、C, 如表 1 所示。为准确求解水翼壁面湍流边界层的脉动压力, 近壁面网格需要足够精细, 三种网格的壁面首层网格高度均保证 $y^+ \approx 1$, 基于弦长的雷诺数 $Re_c = 3 \times 10^6$ 。

表 1 三种不同数量的网格对比

Tab.1 Comparison of three different meshes

网格方案	第一层网格高度/mm	网格数量/万
A	0.0066	284
B	0.0066	356
C	0.0066	428

三种网格方案计算得到的水翼吸力面不同位置脉动压力的自功率谱结果,如图5所示,参考声压 $p_{\text{ref}} = 1 \mu\text{Pa}$ 。可以看到中、密网格计算得到的自功率谱结果较为接近。

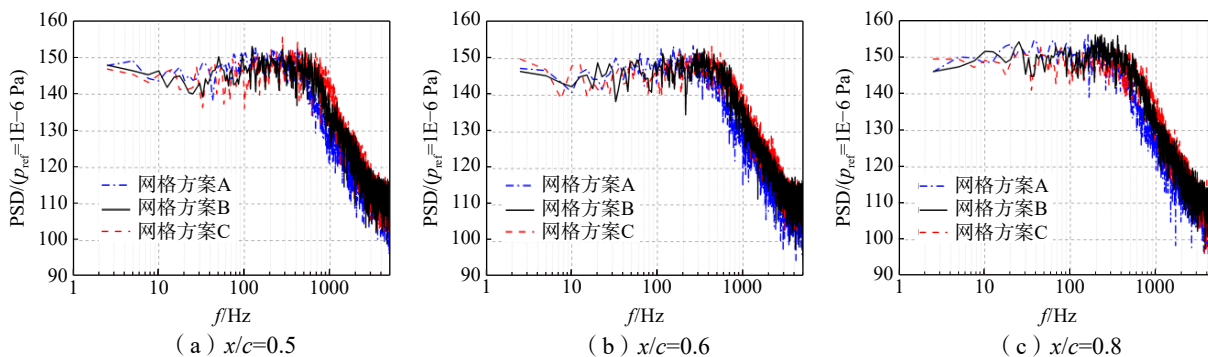


图5 网格无关性验证的自功率谱对比

Fig.5 Comparison of auto-power spectra for grid independence verification

三种网格方案计算得到的水翼壁面测点组 T 的波数-频率谱如图6所示,参考值为 $1 \text{ Pa}^2/(\text{rad/s})$ (rad/m)。方案B与方案C计算得到的波数-频率谱迁移脊峰值均在 -5 dB 左右,在高频区的迁移脊分布也较为一致;而稀疏网格方案A计算得到的迁移脊在高频区的波数-频率谱能量降低,其原因可能是因为随着网格尺寸变大,由亚格子涡模型计算得到的涡能耗散不准确导致。

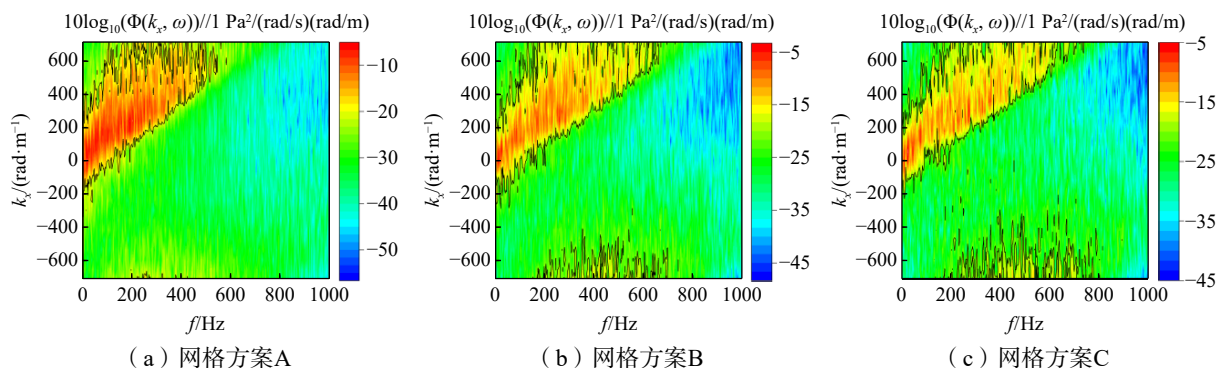


图6 不同数量的网格在测点组 T 的波数-频率谱对比

Fig.6 Comparison of WFS of different meshes on Sensor Array T

通过对比不同方案网格计算得到的壁面脉动压力的自功率谱与波数-频率谱可以发现,方案B的网格是满足计算要求的。综上,本文对 NACA 0015 水翼计算模型的网格划分是合理的。

2 数值计算结果与分析

2.1 工况设计

对不同雷诺数、不同攻角下三维 NACA 0015 翼型水绕流问题的湍流边界层壁面脉动压力特性进行数值研究。不同工况如表2所示。

为了研究水翼壁面不同弦长位置的流动状态变化及脉动压力特性,在 NACA 0015 水翼的吸力面和压力面设置四组测点,每组有 25 个测点,相邻测点间距 4 mm,图7给出了每组测点中心测点的位置。

2.2 不同雷诺数下壁面脉动压力波数-频率谱

NACA 0015 水翼在不同来流速度下的壁面压力系数分布和 Clauser 压力梯度参数 $\beta_c^{[12]}$ 如图8所示。在 $x/c > 0.2$ 区域,压力梯度斜率为负且 β_c 均大于零,说明流场受逆压梯度作用。

表 2 NACA 0015 水翼在不同攻角、不同来流速度的工况

Tab.2 Different conditions of the NACA 0015 hydrofoil at different angles of attack and incoming velocities

	攻角 $\alpha/^\circ$	来流速度 ($\text{m}\cdot\text{s}^{-1}$)	Re_c
工况1	0	4	1.99×10^6
工况2	0	6	2.99×10^6
工况3	0	8	3.98×10^6
工况4	3	4	1.99×10^6
工况5	3	6	2.99×10^6
工况6	3	8	3.98×10^6
工况7	6	4	1.99×10^6
工况8	6	6	2.99×10^6
工况9	6	8	3.98×10^6

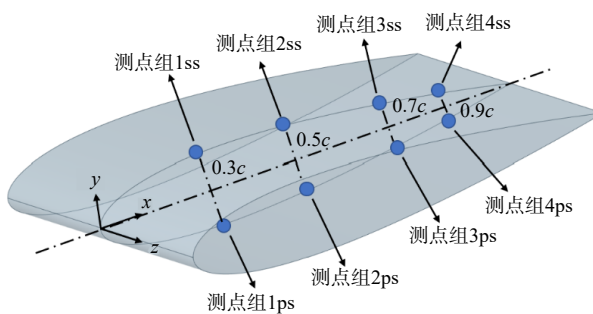
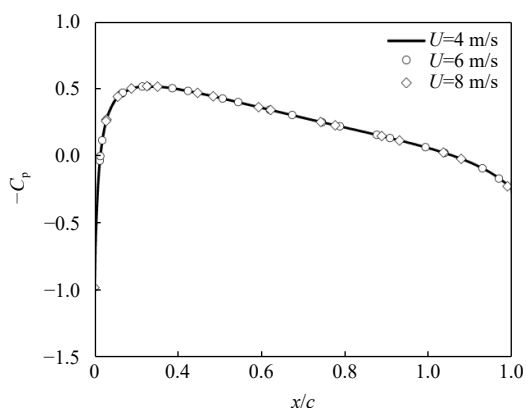
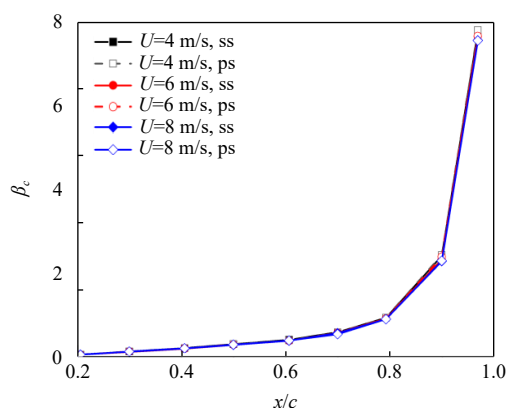


图 7 NACA 0015 水翼壁面测点分布

Fig.7 Sensor arrays on NACA 0015 hydrofoil



(a) 壁面压力系数分布



(b) Clauser压力梯度参数

图 8 NACA 0015 水翼壁面压力系数分布与 Clauser 压力梯度参数

Fig.8 Pressure coefficient distribution and Clauser pressure gradient parameters on NACA 0015 hydrofoil

在 $U=4\text{ m/s}$ 、 6 m/s 和 8 m/s 的三种来流速度下, 水翼吸力面弦向不同位置脉动压力的自功率谱如图 9 所示。在 $x/c=0.2$ 位置, 其脉动压力自功率谱均不具有稳定的平台区, 在 $190\sim 400\text{ Hz}$ 的范围出现峰值, 峰值谱级超过 145 dB , 大于其他测点的平台区谱级, 符合刘进等^[13]发现的转捩区脉动压力自功率谱峰值比充分发展的湍流区高这一规律。

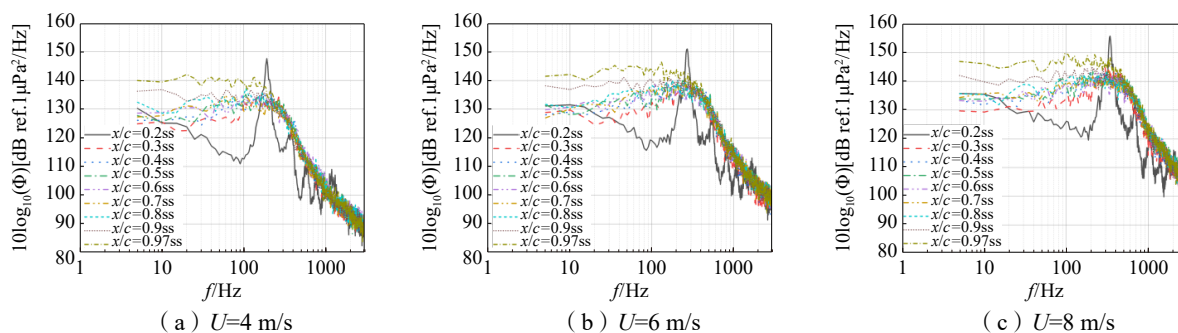


图 9 不同来流速度下水翼吸力面不同位置的脉动压力自功率谱

Fig.9 Auto-power spectrum of pressure fluctuations at various locations on the suction side at different incoming flow velocities

NACA 0015 水翼在不同来流速度下吸力面不同测点组的波数-频率谱如图 10~12 所示, 谱级采用 $10\log_{10}[\Phi(k_x, \omega)]/1\text{Pa}^2/(\text{rad/s})(\text{rad/m})$ 表示, 图中黑色斜虚线为 Corcos 波数-频率谱经验模型对迁移脊的预测位置, 斜线斜率为 $\omega/k_c = U_c$, 其中 $U_c = 0.7U_e$, U_e 取每组测点中心测点处的边界层边缘速度, k_c 为对流波数。

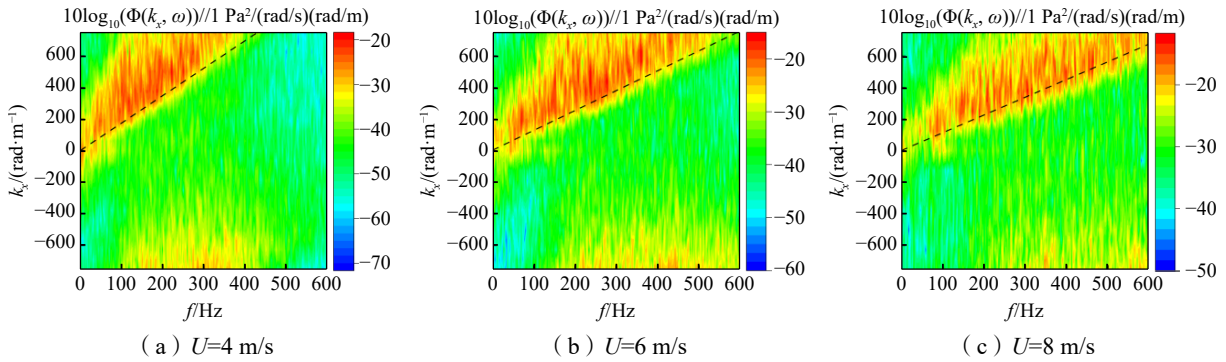


图 10 不同来流速度下, 测点组 2ss 波数-频率谱

Fig.10 WFS at sensor array 2ss under various incoming flow velocities

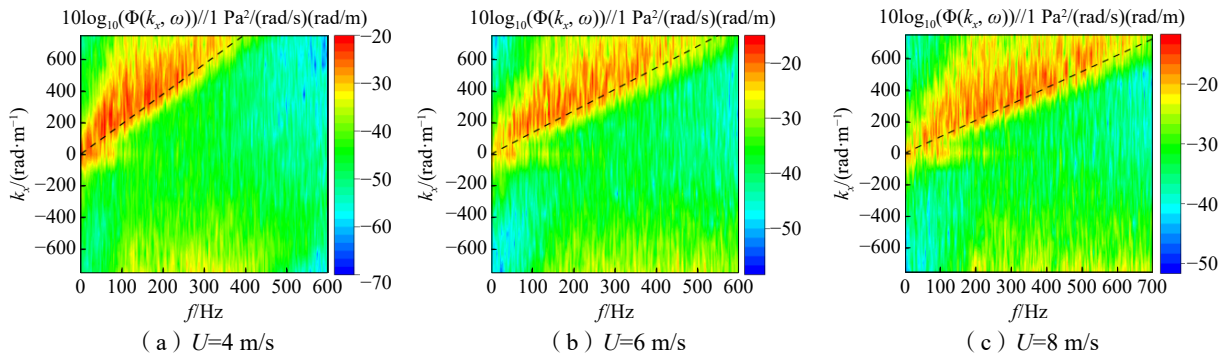


图 11 不同来流速度下, 测点组 3ss 波数-频率谱

Fig.11 WFS at sensor array 3ss under various incoming flow velocities

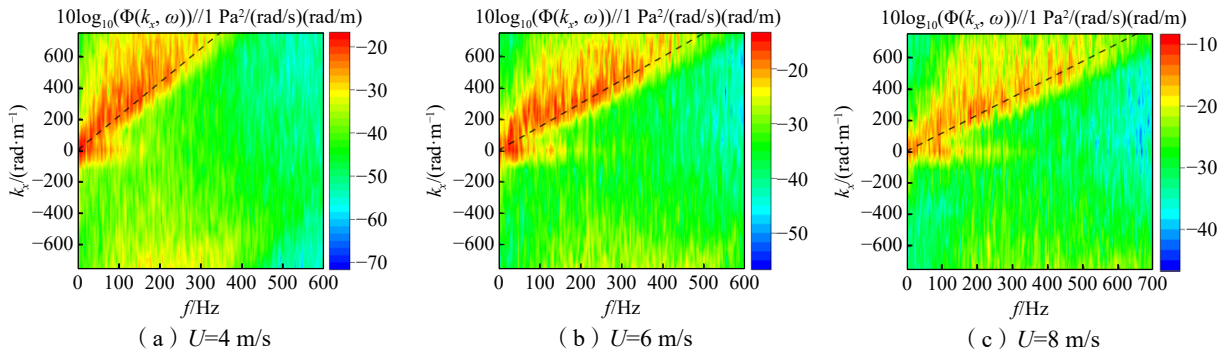


图 12 不同来流速度下, 测点组 4ss 波数-频率谱

Fig.12 WFS at sensor array 4ss under various incoming flow velocities

从图中可以看到, 零度攻角时在同一来流速度下, 随着测点组位置向后缘移动, 由测点组仿真数据计算得到的无量纲迁移速度逐渐接近理论预测值 0.7; 且随着频率增加, 迁移脊变宽, 幅值降低。谱级最高的部分, 也就是大尺度涡的分布区域, 主要分布在小于 300 Hz 的低频范围, 说明大尺度涡对应频谱的低频区域。由 NACA 0015 水翼在不同来流速度下弦向不同位置脉动压力波数-频率谱的分析结果 (表 3) 可以看到, 三种工况下随着测点位置向后缘移动, 测点组 3ss 与测点组 4ss 的无量纲迁移速度逐渐增大到 0.7, 接近理论值, 且随着频率增加迁移脊变宽, 幅值降低。随着来流速度增加谱级最高部分的分布范围由 0~300 Hz 扩大到 0~400 Hz、0~560 Hz, 说明湍流能量随流速的增加而增加。

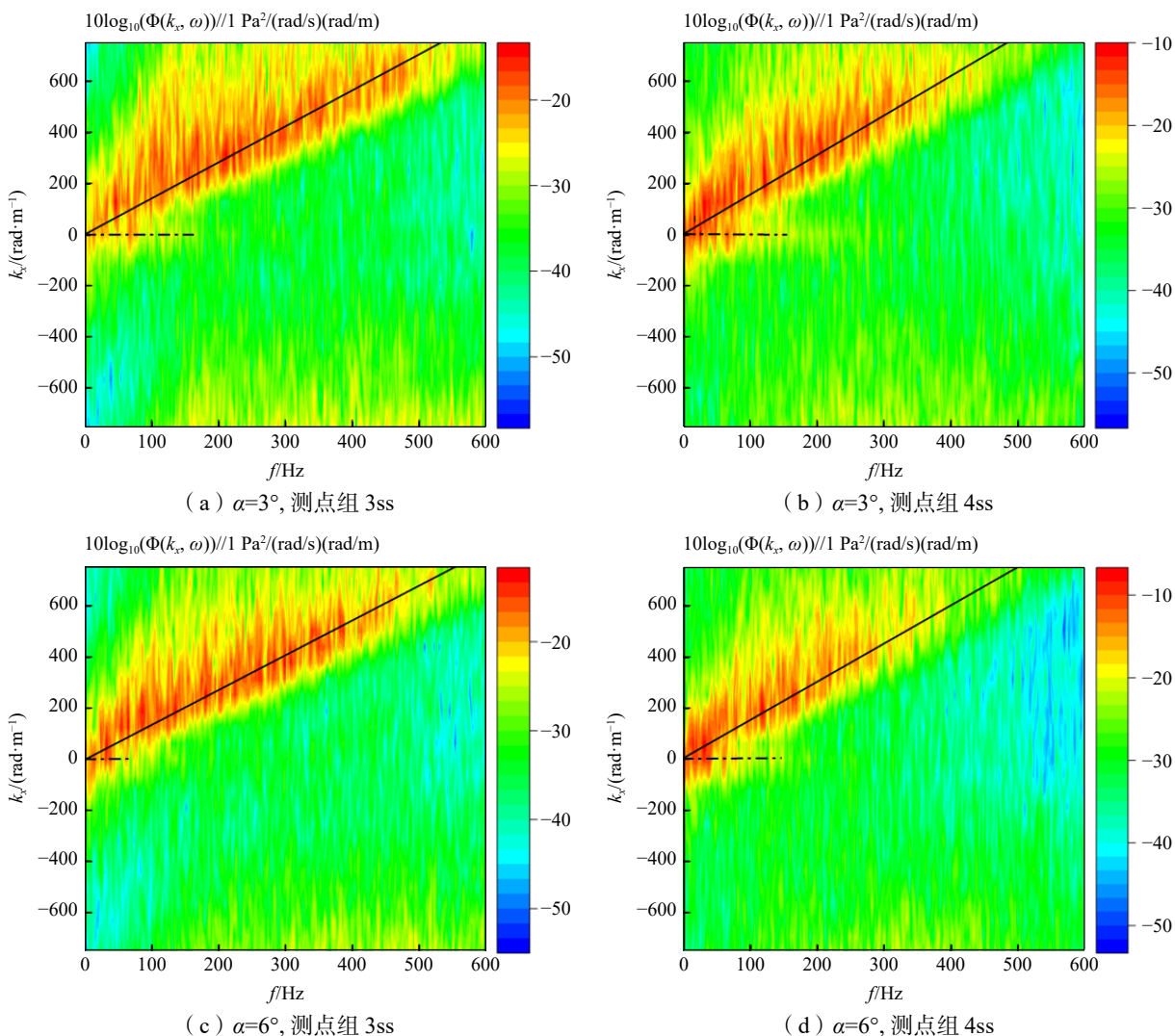
表3 不同来流速度下, 吸力面测点组波数-频率谱结果

Tab.3 WFS at sensor array on the suction side at different incoming velocities

	$U=4$ m/s		$U=6$ m/s		$U=8$ m/s	
	测点组3ss	测点组4ss	测点组3ss	测点组4ss	测点组3ss	测点组4ss
谱级峰值 (dB)	-20	-16.4	-15.4	-13.2	-11.8	-8.2
频域分布范围 (Hz)	(0,330)	(0,260)	(0,480)	(0,418)	(0,567)	(0,560)
波数域分布范围 (rad/m)	(0,670)	(0,600)	(0,670)	(0,650)	(0,700)	(0,700)
迁移速度 (m/s)	2.8	2.55	4.13	4.06	5.24	2.25
无量纲迁移速度	0.64	0.67	0.63	0.7	0.6	0.67

2.3 不同攻角下壁面脉动压力波数-频率谱

图13以来流速度 $U=6$ m/s 下的工况为例, 给出了不同攻角下 NACA 0015 水翼吸力面不同弦长位置处波数-频率谱的对比。在同一攻角下, 在同一位置脉动压力的波数-频率谱迁移脊谱级随攻角增加而增加; 同时可注意到, 波数-频率谱中出现两条迁移脊, 一条随频率变化比较明显(图中实线所示), 另一条随频率变化不明显(图中点划线所示), 其波数域分布范围集中在 $(-100, 100)$ rad/m, 频域分布范围随测点位置向后缘移动而扩大, 整体上分布在 $(0, 200)$ Hz 范围内, 这条迁移脊可能是湍流中大尺度涡运动所

图13 来流速度 $U=6$ m/s 时不同攻角下吸力面测点组波数-频率谱对比Fig.13 Comparison of WFS on the suction side at different angles of attack with $U=6$ m/s

形成。脉动压力波数-频率谱迁移脊的谱级随测点向后缘移动而增大,同时吸力面同一弦长位置波数-频率谱的谱级要大于压力面对应位置,且压力面第二条迁移脊比吸力面在波数域和频域分布的范围更大。

图 14 给出了来流速度 $U=6$ m/s, 不同攻角下 NACA 0015 水翼压力面不同弦长位置处波数-频率谱的对比。可以看到,相比于吸力面同一位置的波数-频率谱,压力面波数-频率谱第二条迁移脊更加明显。

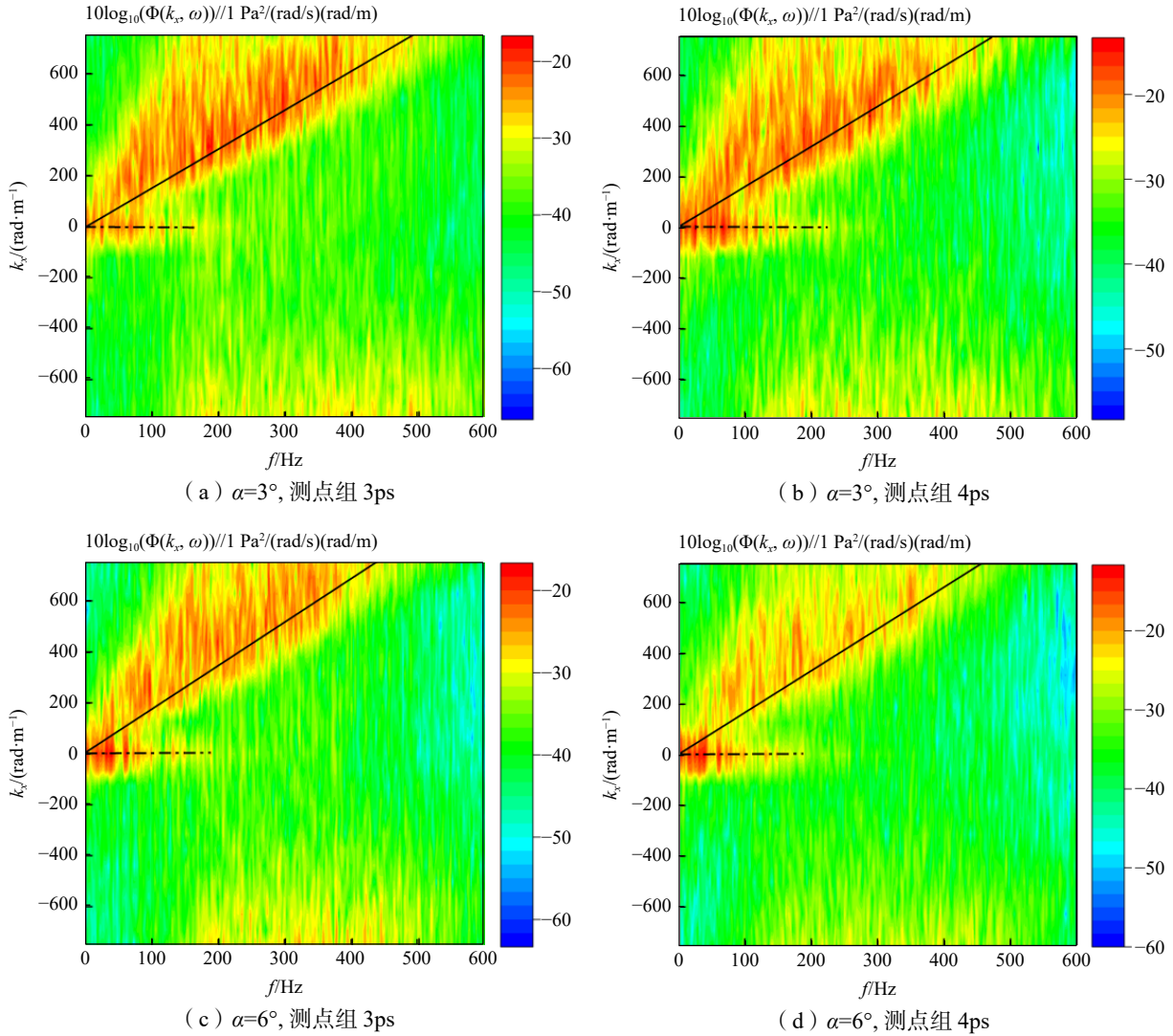


图 14 来流速度 $U=6$ m/s 时, 不同攻角下压力面测点组波数-频率谱对比

Fig.14 Comparison of WFS on the pressure side at different angles of attack with $U=6$ m/s

3 波数-频率谱经验模型预报结果对比

3.1 一维流向波数-频率谱计算

流向的一维波数-频率谱 $\Phi(k_x, \omega)$ 是将二维的波数-频率谱对展向波数进行积分得到^[15], 即采用式 (6) 进行积分

$$\Phi(k_x, \omega) = \int_{-\infty}^{\infty} \Phi(k_x, k_z, \omega) dk_z \quad (6)$$

其中, k_x 为流向波数, k_z 为展向波数。Abraham 和 Keith^[16] 给出了 Corcos 波数-频率模型对展向波数积分的解析解

$$\Phi(k_x, \omega) = \frac{\Phi(\omega)}{\pi k_c} \frac{\alpha}{[\alpha^2 + (k_x/k_c - 1)^2]} \quad (7)$$

其中, 衰减常数 $\alpha = -0.125$ 。除 Corcos 模型外, 其他波数-频率谱模型大多形式复杂, 难以获得采用式(6)积分的解析解, 本文采用数值积分方法对二维的波数-频率谱模型进行积分^[17]

$$\Phi(k_x, \omega) = \sum_{i=-k}^k \Phi(k_x, k_z^i, \omega) \Delta k_z \quad (8)$$

经过反复计算, 本文选取 $k=1000$ 。当使用波数-频率谱模型进行预报时, 需要脉动压力的自功率谱 $\Phi(\omega)$ 作为输入, $\Phi(\omega)$ 可由仿真计算或试验得到。图 15 对比了 $f=100$ Hz, $\Phi(\omega) = 2.83$ 时, Corcos 波数-频率谱模型使用数值积分获得的 $\Phi(k_x, \omega)$ 与解析解的结果。可以看到, 数值积分值与解析解计算得到的迁移波数一致, 解析解结果与数值积分结果最大误差约为 1 dB。

3.2 脉动压力波数-频率谱经验模型预报

本文采用 Graham^[14] 对比的 Corcos 模型、Efimtsov 模型、Smol'yakov 模型、Ffowcs-Williams 模型、Chase I 和 Chase II 模型等六种波数-频率谱经验模型对 NACA 0015 水翼壁面脉动压力的一维流向波数-频率谱进行了预报。为排除 $\Phi(\omega)$ 由经验模型计算带来的误差, 本文直接将仿真计算得到的 $\Phi(\omega)$ 代入各波数-频率谱模型。

图 16 给出了 NACA 0015 水翼在攻角为零, 不同来流速度下吸力面测点组 4 波数-频率谱的预报结果。图 17 给出了在攻角 $\alpha = 3^\circ$ 时, 吸力面测点组 4 波数-频率谱的预报结果。

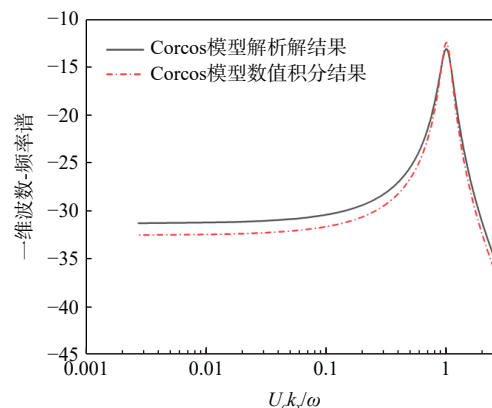
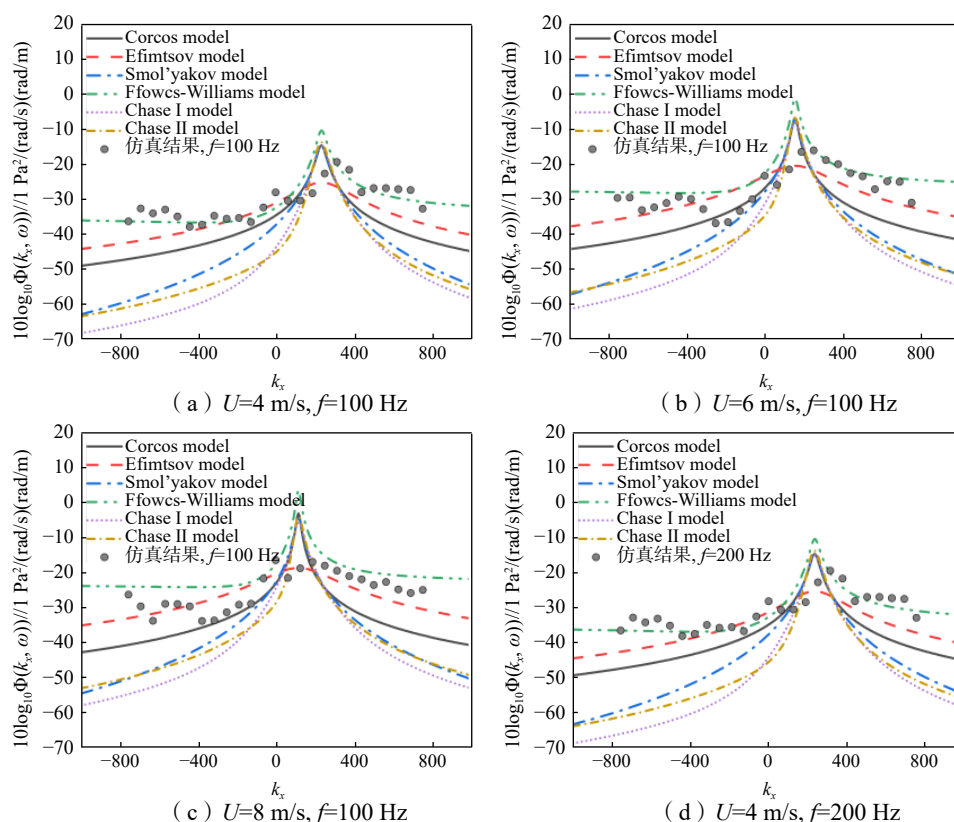


图 15 Corcos 模型一维流向波数-频率谱数值积分值与解析值对比

Fig.15 Comparison between the numerical integration and analytical values of the one-dimensional streamwise WFS using the Corcos model



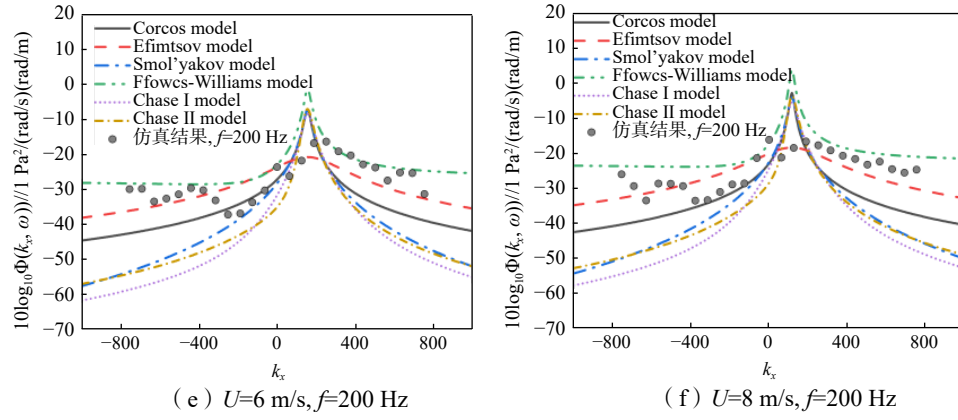
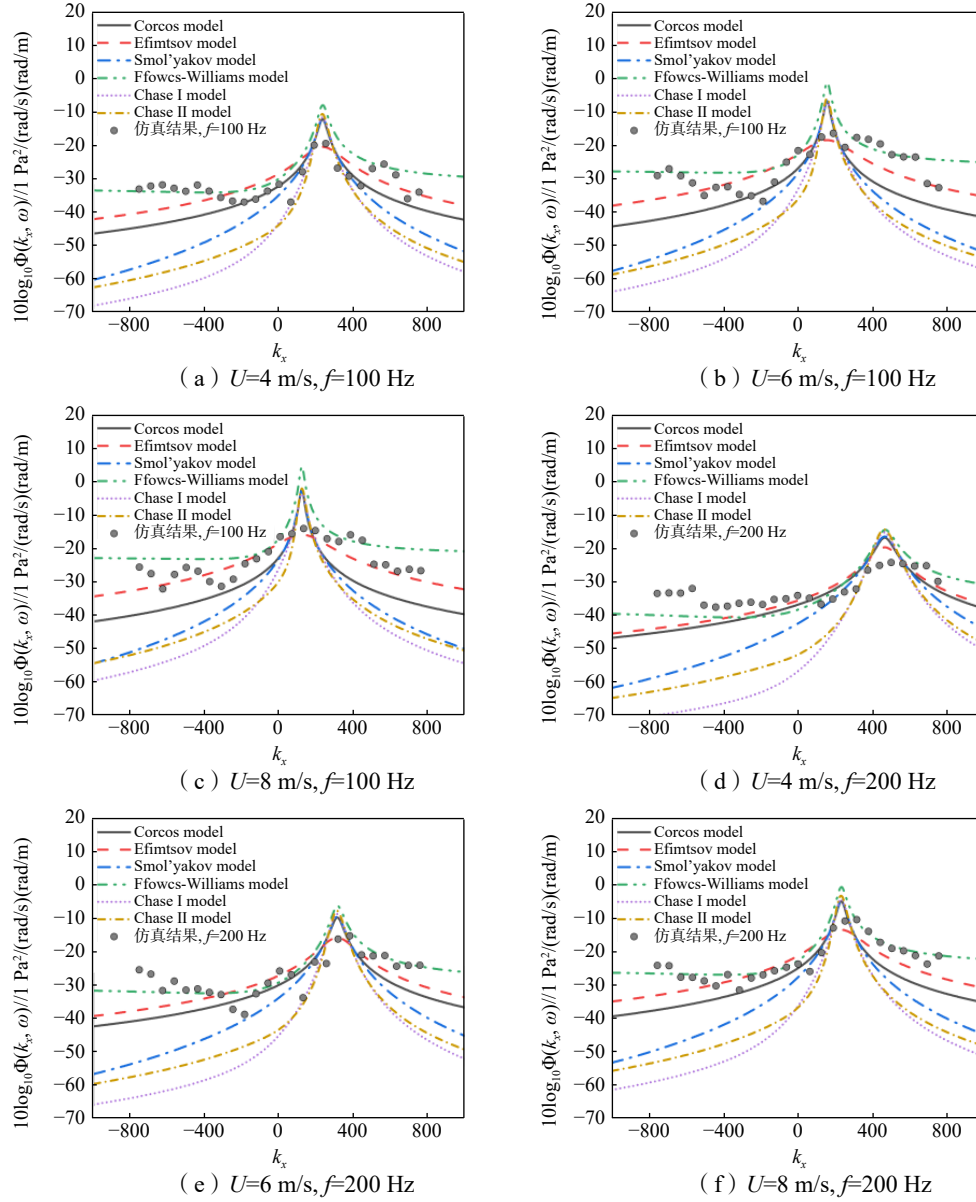
图 16 攻角 $\alpha = 0^\circ$ ，水翼吸力面流向波数-频率谱预报结果Fig.16 Prediction of the streamwise WFS on the suction side at an angle of attack of 0° 图 17 攻角 $\alpha = 3^\circ$ ，水翼吸力面流向波数-频率谱预报结果Fig.17 Prediction of the streamwise WFS on the suction side at an angle of attack of 3°

图 18 给出了 NACA 0015 水翼在攻角 $\alpha = 6^\circ$, 不同来流速度下吸力面测点组 4 波数-频率谱的预报结果。

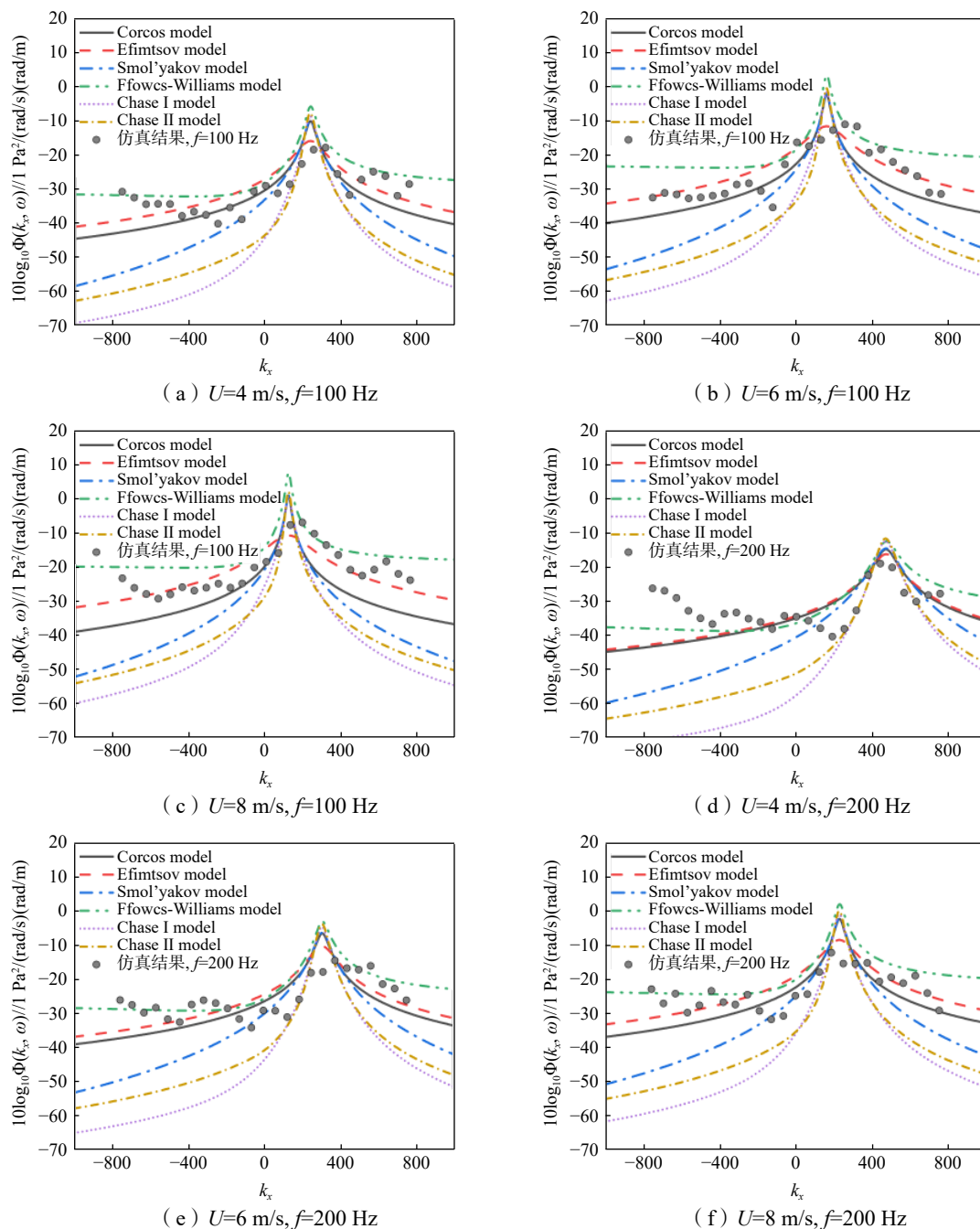


图 18 攻角 $\alpha = 6^\circ$, 水翼吸力面流向波数-频率谱预报结果

Fig.18 Prediction of the streamwise WFS on the suction side at an angle of attack of 6°

图 16~18 展示了六种波数-频率谱模型在 100 Hz 和 200 Hz 的典型频率下一维流向波数-频率谱 $\Phi(k_x, \omega)$ 模型预报值与仿真计算结果的对比。分析图中数据可以发现, 六种波数-频率谱模型的预报值除与仿真计算值存在差别外, 各自预报结果也存在差异。就迁移波数而言, 各波数-频率谱模型计算得到的迁移波数一致, 预报值与仿真结果较为接近, 其差异是由波数-频率谱模型预报时假设的 $U_c = 0.7U$ 导致, 在测点组 4 的脉动压力波数-频率谱仿真计算中迁移速度 U_c 与 $0.7U$ 接近但并不相等。

对于 Corcos 模型, 在 100 Hz 和 200 Hz 频率下, 在 $-1000 < k_x < -400$ 的流向波数区域内, Corcos 模型

预报值高于仿真计算值,在 $-400 < k_x < 400$ 的波数区域内,预报值与仿真值整体较为接近,在 $k_x = k_c$ 的迁移脊位置,Corcos模型预报值大于仿真计算值,整体而言,随着来流速度的增大,误差从3 dB增加到8 dB。在 $k_c < k_x < 1000$ 的波数区域内,Corcos模型预报值整体上略高于仿真计算值。

Efimtsov模型在迁移区外预报值高于Corcos模型,与仿真结果更为接近,随着频率的增加,Efimtsov模型预报值与Corcos模型预报值差异减小,这是因为Efimtsov模型考虑了边界层厚度的影响,而边界层厚度主要影响低频段;在迁移区内,Efimtsov模型的预报值低于其他模型,但与仿真计算得到的迁移脊谱级最为接近。

Ffowcs-Williams模型在 $-1000 < k_x < -200$ 的波数区域内,模型预报值高于其他所有波数-频率谱模型,在 $-200 < k_x < k_c$ 的波数区域内,Ffowcs-Williams模型预报值与其他模型相近,且在 $k_x = k_c$ 时对迁移脊谱级的预报值相较于其他模型最大,随着来流速度的增加,Ffowcs-Williams模型对迁移脊谱级预报值与其他模型的预报值差异逐渐增大。在 $k_c < k_x < 1000$ 的波数区域内,Ffowcs-Williams模型预报值高于其他模型与仿真计算值。

Smol'yakov模型在 $f = 100$ Hz时, $100 < k_x < 400$ 的波数区域内预报值与其他模型相近;当 $f = 200$ Hz时, $350 < k_x < 550$ 的波数区域内预报值与其他模型相近;在不同频率下对迁移脊谱级的预测与Corcos模型接近。

Chase I模型与Chase II模型在迁移区以下的波数区域内,预报值低于其他模型和仿真计算值。在迁移区内,Chase I模型和Chase II模型预报值与Corcos模型较为吻合。对迁移脊谱级峰值的预测高于仿真计算值,且随着频率的增加,两者之间差别逐渐减小。当 $f = 100$ Hz时,在 $-1000 < k_x < 0$ 的波数区域内,Chase II模型预报值高于Chase I模型预报值,与仿真计算值更为接近,在 $0 < k_x < 1000$ 的区域内,两者预报值较为接近;当 $f = 200$ Hz时,在 $-1000 < k_x < 220$ 的波数区域内,Chase II模型预报值高于Chase I模型预报值,与仿真计算值更为接近,在 $220 < k_x < 1000$ 的区域内,两者预报值较为接近。

4 结 语

本文采用LES方法对水翼在不同雷诺数和不同攻角下壁面脉动压力进行了仿真计算,通过波数-频率谱研究了脉动压力的时空关联特性。并使用六种波数-频率谱经验模型对脉动压力的波数-频率谱进行了预报,对比分析各模型的预报结果。相关结论可为水下航行器及其附体的流噪声计算提供参考。

研究发现,零度攻角时在同一来流速度下,随着脉动压力向后缘发展由仿真数据计算得到的无量纲迁移速度逐渐接近理论预测值0.7;在同一来流速度下,对应位置脉动压力的波数-频率谱迁移脊谱级随攻角增加而增加;对于不同频率下的波数-频率谱,六种经验模型的预报结果与仿真结果存在一定差异:Efimtsov模型预报值最小,Ffowcs-Williams模型预报值最大;仿真计算得到的迁移脊谱级在Efimtsov模型与Corcos模型预报值之间;在迁移波数以下的低波数区域内,Corcos模型、Efimtsov模型和Ffowcs-Williams模型预报值与仿真计算值较为接近,Smol'yakov模型与Chase I、Chase II模型预报值偏小;在迁移波数以上的中波数区域内,仿真计算值在Efimtsov模型预报值和Ffowcs-Williams模型预报值之间。

参 考 文 献:

- [1] 汤渭霖,俞孟萨,王 斌. 水动力噪声原理[M]. 北京: 科学出版社, 2019.
Tang W L, Yu M S, Wang B. Principles of hydrodynamic noise[M]. Beijing: China Science Publishing & Media Ltd., 2019. (in Chinese)
- [2] 俞孟萨,吴有生,庞业珍. 国外舰船水动力噪声研究进展概述[J]. 船舶力学, 2007(1): 152-158.

- Yu M S, Wu Y S, Pang Y Z. A review of progress for hydrodynamic noise of ships[J]. Journal of Ship Mechanics, 2007(1): 152–158. (in Chinese)
- [3] Deuse M, Sandberg R D. Different noise generation mechanisms of a controlled diffusion aerofoil and their dependence on Mach number[J]. Journal of Sound and Vibration, 2020, 476: 115317.
- [4] 汤渭霖. 湍流边界层压力起伏激励下弹性板的噪声辐射[J]. 声学学报, 1991(5): 352–364.
- Tang W L. Noise radiation of an elastic plate excited by turbulent boundary layer pressure fluctuations[J]. Acta Acustica, 1991(5): 352–364. (in Chinese)
- [5] 徐嘉启, 梅志远. 声呐导流罩边界层壁面脉动压力研究进展[J]. 中国舰船研究, 2018, 13(4): 57–69.
- Xu J Q, Mei Z Y. Research progress in sonar dome turbulent boundary layer wall fluctuating pressure[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2018, 13(4): 57–69. (in Chinese)
- [6] 吕世金, 高岩, 刘进, 等. 水下航行体表面湍流脉动压力波数-频率谱测试应用分析[J]. 中国舰船研究, 2020, 15(S1): 55–60.
- Lyu S J, Gao Y, Liu J, et al. Application analysis on the wavenumber-frequency spectrum of pressure excited by a turbulent boundary layer on the wall of an underwater test vehicle[J]. Chinese Journal of Ship Research, 2020, 15(S1): 55–60. (in Chinese)
- [7] 俞孟萨, 林立. 船舶水下噪声研究三十年的基本进展及若干前沿基础问题[J]. 船舶力学, 2017, 21(2): 244–248.
- Yu M S, Lin L. Some progress of underwater noise of ships in the recent thirty years and several new basic problems[J]. Journal of Ship Mechanics, 2017, 21(2): 244–248. (in Chinese)
- [8] 舒礼伟, 翟树成. 压力梯度对湍流边界层壁面脉动压力影响的数值模拟分析[J]. 舰船科学技术, 2022, 44(11): 40–43.
- Shu L W, Zhai S C. Numerical simulation of the influence of pressure gradient on the fluctuation pressure of turbulent boundary layer wall[J]. Ship Science and Technology, 2022, 44(11): 40–43. (in Chinese)
- [9] 张晓龙, 张楠, 吴宝山. 壁面涡旋结构与湍流脉动压力的大涡模拟研究[J]. 船舶力学, 2014, 18(8): 871–881.
- Zhang X L, Zhang N, Wu B S. Computation of tunnel wall pressure fluctuations using large eddy simulation[J]. Journal of Ship Mechanics, 2014, 18(8): 871–881. (in Chinese)
- [10] Bulté J, Davy R, Manoha E. Airfoil noise and unsteady flow measurements for the validation of CFD/CAA methods[C]//13th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (28th AIAA Aeroacoustics Conference). Rome, Italy: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [11] Gloerfelt X, Le Garrec T. Trailing edge noise from an isolated airfoil at a high Reynolds number[C]//15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Miami, Florida: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
- [12] Tanarro Á, Vinuesa R, Schlatter P. Effect of adverse pressure gradients on turbulent wing boundary layers[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2020, 883: A8.
- [13] 刘进, 庞业珍, 俞孟萨. 柔性湍流脉动压力测试传感器阵列设计[C]//船舶振动噪声重点实验室, 湖北省声学学会. 2016年度声学技术学术会议论文集. 《声学技术》编辑部, 2016: 257–259.
- Liu J, Pang Y Z, Yu M S. Supple sensor array design for measuring turbulent boundary layer pressure[C]//China Academic Journal Electronic Publishing House. Editorial Office of Technical Acoustics, 2016: 257–259. (in Chinese)
- [14] Graham W R. A comparison of models for the wavenumber-frequency spectrum of turbulent boundary layer pressures[J]. Journal of Sound and Vibration, 1997, 206(4): 541–565.
- [15] Salze E, Bailly C, Marsden O, et al. Investigation of the wall pressure wavenumber-frequency spectrum beneath a turbulent boundary layer with pressure gradient[C]//International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-9). 2015.
- [16] Abraham B M, Keith W L. Direct measurements of turbulent boundary layer wall pressure wavenumber-frequency spectra[J]. Journal of Fluids Engineering, 1998, 120(1): 29–39.

- [17] 赵 鲲, 章荣平, 杨 玫, 等. 基于线阵列的湍流边界层壁面脉动压力波数-频率谱模型实验研究[J]. 空气动力学学报, 2024, 42(6): 15–34.

Zhao K, Zhang R P, Yang M, et al. Study of the turbulent boundary layer wall pressure fluctuation wavenumber-frequency spectrum models with the experiment using linear array[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2024, 42(6): 15–34. (in Chinese)