

串列海豹胡须柱杆件周围流场与气动噪声特性分析

朱剑月^{1,2}, 季婧雯^{1,2}, 贾青², 徐俊起³

(1. 同济大学交通学院, 上海 201804; 2. 同济大学汽车学院, 上海 201804;
3. 同济大学磁浮交通工程技术研究中心, 上海 201804)

摘要: 根据延迟分离涡模型进行流场计算, 采用稀疏促进动力学模态和谱本征正交分解方法对尾迹流场进行模态分解, 结合声类比方法, 分析了雷诺数($Re=6\times 10^4\sim 1.2\times 10^5$)下串列海豹胡须柱杆件周围流场与气动噪声特性, 并与具有相同特征长度(对应圆柱直径 30 mm)的串列圆柱与串列椭圆柱杆件工况进行对比。结果表明: 串列类圆柱体下游杆件的升力脉动强于上游杆件, 在噪声辐射中占据主要地位; 海豹胡须柱鞍面与节点面交错排列的几何结构引发流体三维分离, 削弱了流动中剪切层之间的相互作用, 尾迹稳定性增强; 串列海豹胡须柱破坏了串列圆柱交替涡脱落产生的卡门涡街, 流动结构中存在相邻两鞍面产生的反向涡脱落, 使部分横向力得到平衡, 显著降低升力脉动和涡激振动, 有效控制几何体表面非定常脉动力产生的气动噪声; 串列海豹胡须柱在多数频段内气动噪声声压级幅值降低, 具有较明显的降噪效果。声学风洞测试结果验证了气动噪声数值模拟的准确性。本文工作对类圆柱杆件气动噪声控制具有一定的参考价值。

关键词: 噪声控制; 串列海豹胡须柱; 流场特性; 气动噪声; 声学风洞测试

中图分类号: O355 **文献标志码:** A **DOI:** 10.16385/j.cnki.issn.1004-4523.202405038

Characteristics of flow and flow-induced noise generated from the tandem seal-vibrissa-shaped cylinder

ZHU Jianyue^{1,2}, JI Jingwen^{1,2}, JIA Qing², XU Junqi³

(1. College of Transportation, Tongji University, Shanghai 201804, China; 2. School of Automotive Studies, Tongji University, Shanghai 201804, China; 3. Maglev Transportation Engineering R&D Center, Tongji University, Shanghai 201804, China)

Abstract: Based on the flow simulations through delayed detached-eddy simulation model, the methods of sparsity-promoting dynamic mode decomposition and spectral proper orthogonal decomposition are applied for analysing the mode decomposition on the wake flow. Then combined by the acoustic analogy approach, this study investigates the behaviour of flow and aerodynamic noise generated around tandem seal-vibrissa-shaped cylinder in comparison with the cases of tandem cylinderlike and elliptical bars with the same characteristic length corresponding to the cylinder diameter of 30 mm for a range of Reynolds numbers ($Re=6\times 10^4\sim 1.2\times 10^5$). Results show that the lift fluctuations of the downstream bars are stronger than those of the upstream bars and the downstream bars dominate the aerodynamic noise radiation. The alternative arrangement of the saddle and nodal planes of seal-vibrissa-shaped cylinder introduces three-dimensional flow separations and suppresses the shear layer interactions, improving greatly the flow stability. The structure destroys the regular vortex shedding of Karman vortex street occurring in tandem cylinder wake. The presence of reverse vortex shedding generated by two adjacent saddle surfaces in the flow of tandem seal-vibrissa-shaped cylinder makes the lateral force balanced partially and reduces significantly the lift fluctuations as well as the vortex-induced vibration. The aerodynamic noise generated by the non-constant fluctuating force exerted on the wall surfaces of bars are suppressed effectively. The sound pressure level is reduced at most frequencies. Thereby the tandem seal-vibrissa-shaped cylinder is demonstrated to have a significant noise reduction effect. The experimental measurements verify the accuracy of the aerodynamic noise predictions. The current work would provide a certain scientific research and engineering application value for the aerodynamic noise control on cylinderlike bars.

Keywords: noise control; tandem seal-vibrissa-shaped cylinder; flow behaviour; flow-induced noise; anechoic wind-tunnel experiment

收稿日期: 2024-05-20; 修订日期: 2024-08-20

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(51875411, 52232013); 上海市地面交通工具空气动力与热环境模拟重点实验室项目(23DZ2229029)

柱体结构群在实际工程领域中得到广泛应用,如高速列车受电弓、飞机起落架、高层建筑、吊桥拉索与桥梁桥墩等。串列圆柱可以看作此类结构群的简化模型,NASA 兰利研究中心通过气动风洞和声学风洞对串列圆柱周围非定常流动和气动噪声特性进行了研究^[1-3],认为串列圆柱间距比(两圆柱中心距 L 与直径 D 之比)对其流动状态影响较大,发现存在一临界间距比,可使得串列圆柱产生较强气动噪声。ALAM 等^[4]根据风洞试验对间距比 L/D 为 5.5~20 的串列圆柱流场进行了研究,表明串列圆柱间距比变化对下游圆柱气动力的影响比上游圆柱敏感,间距比增加时下游圆柱升力和阻力波动均增强。楼小峰等^[5]计算了 $Re=1 \times 10^5$,间距比为 1.5 和 5.0 时串列圆柱的非定常绕流特性。发现 $L/D=1.5$ 时,气流在上游圆柱前缘分离后会再附着于下游圆柱,随着下游圆柱涡脱落形成,再附着现象在下游圆柱两侧交替出现; $L/D=5.0$ 时,上游和下游圆柱形成各自的涡脱落。KITAGAWA 等^[6]在雷诺数 $Re=2.2 \times 10^4$ 下对间距比为 2~5 的串列圆柱进行了数值模拟,结果表明:间距比小于 3.25 时,旋涡仅从下游圆柱脱落,剪切层从上游圆柱两侧分离,交替连接到下游圆柱;下游圆柱尾迹形成旋涡,与上游圆柱体剪切层的交替再附着同步;间距比大于 3.25 时,旋涡分别从上、下游圆柱脱落,上游圆柱升力波动主频与下游圆柱一致。ZHOU 等^[7]采用大涡模拟计算了 $L/D=1.25 \sim 6$ 时串列圆柱非定常绕流特性,发现 $L/D=1.5 \sim 3.5$ 时,剪切层在上游圆柱两侧分离后会重新附着于下游圆柱; $L/D \geq 4$ 时,上、下游圆柱形成独立的涡脱落。邵山等^[8]分析了 $Re=1.2 \times 10^4$ 时串列圆柱时均流场特性,研究表明当间距比较小时,下游圆柱的自由剪切层向内侧偏移;随着间距比增大,由于受到上游圆柱尾流的干扰,下游圆柱的自由剪切层变得模糊。由此可见,串列圆柱间距比不同使其流动特征趋于复杂,阐明流动机理,可为其流动控制与气动噪声降噪建立理论分析基础。

仿生学发展为类圆柱体流动控制提供了思路。海豹可以在黑暗与浑浊的海域中捕食和生存,依赖于它们的胡须能够对上游猎物游动形成的尾迹进行快速响应并产生振动,而在海豹游动过程中,胡须本身不产生明显振动,能够保持良好的稳定性^[9]。WITTE 等^[10]采用直接数值模拟对 $Re=500$ 时海豹胡须周围流动进行分析,结果表明:与圆柱相比,海豹胡须的平均阻力与阻力脉动分别降低 40% 与 90%,升力脉动减小 94% 以上;海豹胡须尾迹连续脱落的涡结构发生在距离几何体较远的位置,衰减较快。LIU 等^[11]研究了 $Re=500$ 时存在于海豹胡须鞍面、节点面上的 180° 相位差对尾流结构的影响,发

现海豹胡须结构相位差诱发的发夹式旋涡破坏了尾迹内卡门涡街结构,减小其升力脉动和流致噪声。王少飞^[12]通过试验研究表明:与圆柱相比,海豹胡须柱复杂的三维几何结构使其尾迹流场受到较强干扰,脉动明显衰减。

高雷诺数下湍流运动通常伴随着诸多复杂物理现象,呈现出高维特征。为深入理解其流动特性,模态分解技术得到了广泛应用。传统的模态分解方法,如本征正交分解(proper orthogonal decomposition, POD)^[13]和动力学模态分解(dynamic mode decomposition, DMD)^[14],已被广泛应用于湍流相干结构识别。WANG 等^[15]基于 POD 和 DMD 方法分析了不同间距比下串列方形柱体周围流动,结果表明:当 $L/D=2$ 时,其流动模式与单个方柱工况相似;当 $L/D=2.5$ 时,上、下游两个方形柱体产生的涡旋相互耦合,产生明显干涉;当 $L/D=4$ 时,上、下游方形柱体各自产生涡脱落。YIN 等^[16]通过 DMD 识别出涡旋诱导振动圆柱的四种主要模态,确定了大尺度涡旋脱落模式及其谐波。然而,当流场中相干结构表现微弱或存在多个频率时,这些模态分解方法受到限制,因此衍生出了改进降阶模型,如稀疏促进动力学模态分解(sparsity-promoting dynamic mode decomposition, SPDMD)^[17]和谱本征正交分解(spectral proper orthogonal decomposition, SPOD)^[18]。GAO 等^[19]将 POD 和 SPDMD 用于大气运动的流场分析,从射流中提取出对大气运动发展有重要影响的主要相干结构,并用降阶模型较好地还原了真实流场。CHU 等^[20]采用 SPOD 方法对单根海豹胡须柱流场结构进行降阶分析,表明海豹胡须柱上、下鞍面的反相涡脱落为其尾迹内主要流动结构,一定程度上平衡了升力,从而显著降低升力脉动。

由于海豹胡须柱能够有效抑制涡激振动与尾迹内规律性涡脱落,以往研究多数分析单根海豹胡须柱杆件的气动力性能、周围流场结构和远场气动噪声特性。如 ZHU 等^[21]基于数值模拟和声学风洞测试,分析单根海豹胡须杆件周围流场与气动噪声特性,表明海豹胡须柱表面结构破坏了尾迹卡门涡街的拟序排列状态,降低了海豹胡须柱气动力脉动,抑制了尾迹规则涡脱落所产生气动噪声,取得了较好的降噪效果。实际工程应用中,柱体绕流大多以结构群的形式存在,因此本文基于数值模拟和风洞测试,分析雷诺数 $Re=6 \times 10^4 \sim 1.2 \times 10^5$ 下串列海豹胡须柱杆件的流场与气动噪声特性,并与串列圆柱以及串列椭圆柱杆件工况进行对比,以揭示串列海豹胡须柱杆件周围流动及其诱发气动噪声的机理,为串列海豹胡须柱杆件应用于工程领域气动噪声控制建立理论基础。

1 计算模型与方法

1.1 数值模拟

本文研究的类圆柱杆件周围流动处于低马赫数区域内,几何体结构表面压力脉动产生的面偶极子声源是流动诱导噪声的主要声源,基于非定常不可压缩 Navier-Stokes 方程进行流场数值仿真。采用开源软件 OpenFOAM 求解控制方程,空间和时间离散采用二阶精度格式。基于 Spalart-Allmaras 湍流模型的延迟分离涡模型(delayed detached-eddy simulation, DDES)进行流场数值计算^[22]。当瞬态流场达到统计意义上的稳定后,根据 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)声类比方法,以近场流场数据作为源项对远场辐射噪声进行预测^[23-24]。

1.2 模型与计算设置

各串列类圆柱杆件的几何模型如图 1 所示,三种类圆柱杆件具有相同的特征长度。圆柱直径 D 为 30 mm,椭圆柱的半长轴 A 与半短轴 B 分别为 24.8 mm 和 12.4 mm;海豹胡须柱结构通过分析成年海豹胡须的尺寸而获得^[25],具有波形表面,截面为倾斜椭圆。考虑分析上、下游类圆柱杆件间距较长($L/D \geq 4$)时各自形成涡脱落的工况,串列类圆柱杆件中心距确定为 150 mm ($5D$)。

数值模拟采用的计算域尺寸为: $L_x \times L_y \times L_z = (8D + 21D) \times 16D \times 6.87D$,如图 2 所示。其中,根据圆柱算例的网格划分方法和网格无关性分析结果^[26],采用六面体结构网格划分计算域。边界层内第一层网格厚度为 5×10^{-6} m,沿壁面法向量方向以 1.1 的增长率向外增长,使得壁面网格无量纲距离 y^+ 小于 1,满足湍流模型计算精度要求,确保求解边界层黏性底层时考虑低雷诺数效应对湍流发展的影响。各个工况最终生成的网格数量均在 2500 万左右。计算域的边界条件设置如下:入口处为均匀、恒定速度入口;出口为压力出口,压力与速度梯度为零;柱体表面为无滑移、无渗透边界条件;轴向两侧为周期性循环边界条件,可使流场仿真时可模拟无限长柱体而无需考虑端部效应;侧面两侧采用对称边界条件,相当于剪切为零的无滑移表面。来流速度 $U_0 = 30$ m/s,雷诺数 $Re = 6 \times 10^4$ 。各工况数值仿真时,采用时间步长 5×10^{-6} s,确保柯朗-弗里德里希斯-列维(Courant-Friedrichs-Lewy, CFL)数在整个计算区域内不超过 1。数值仿真运行 0.4 s 后,流场达到统计意义上的稳定,接着再运行 0.5 s 进行声源数据采集,以确保声压计算结果频谱分析具有合理的频率分辨率。

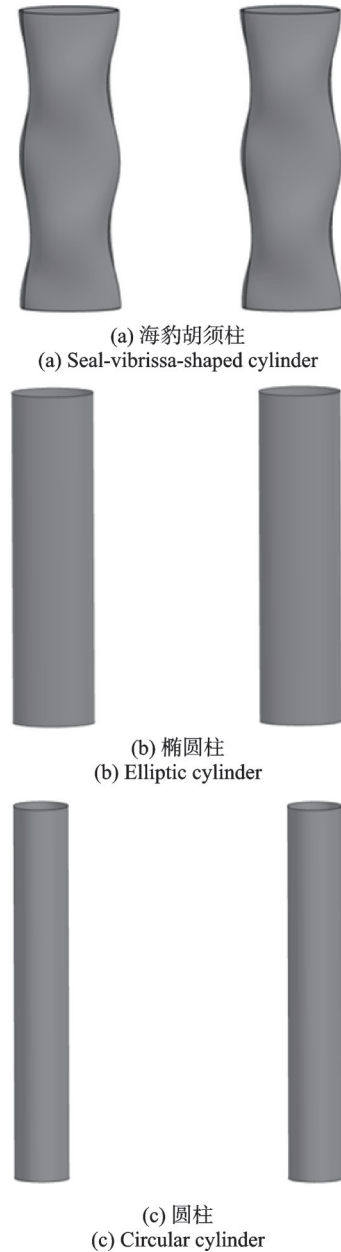


图 1 串列类圆柱杆件的几何模型

Fig. 1 Geometric models of tandem cylinderlike bars

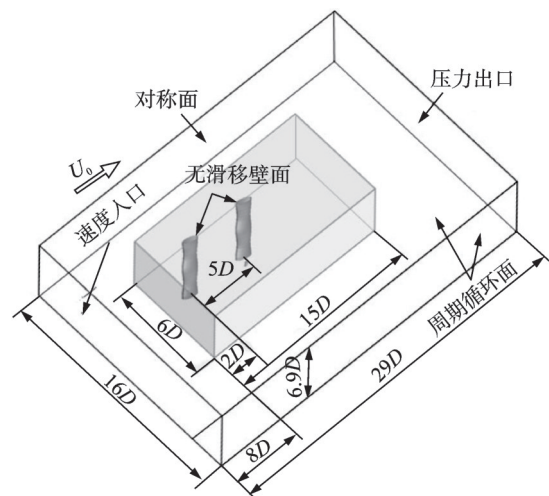


图 2 计算域设置

Fig. 2 Computational domain setting

1.3 SPDMD 方法

标准 DMD 算法通过模态振幅或模式范数来选择主模态而不考虑模态本身的稳定性特征,因此提取的模态可能不具有代表性。SPDMD 通过对标准 DMD 进行改进,根据其对流场全时间历程演化的动力学重要性来选择模态。SPDMD 可以消除对流动贡献较弱的特征结构,获得非恒定流的低维表达式,从而对主要流动特征进行捕捉。该算法包括两个步骤^[17]:

第一步,确定稀疏性结构,以便在提取模式的数量和近似精度之间取得平衡,可描述为:

$$\underset{\alpha}{\text{minimize}} J(\alpha) + \gamma \sum_{i=1}^r |\alpha_i| \quad (1)$$

式中, γ 为正则化参数,反映对振幅向量 α 稀疏性的重视; $J(\alpha)$ 表示目标函数; r 表示 α 的维度; α_i 为 α 中的第 i 个元素。方程(1)是一个凸优化问题,可以采用交替乘法进行求解。

第二步,根据第一步得到的振幅向量的稀疏性结构,确定非零振幅最优值:

$$\underset{\alpha}{\text{minimize}} J(\alpha), \text{ s.t. } E^T \alpha = 0 \quad (2)$$

式中, E 为编码矩阵,用于表示编码矢量 α 的稀疏性结构信息(α 中每个元素是否为零)。

1.4 SPOD 方法

POD方法可确保分解模式的空间正交性,但相应的时间系数序列可能包含多个频率成分。SPOD作为对传统POD方法的改进,可确保时间和空间的正交性,从而得到以单一频率振荡且与其他同频模式正交的分解模式^[27]。与传统POD算法不同,SPOD沿着对角线用一个低通滤波器来增加相关矩阵的对角线相似性,通过改变滤波长度实现从POD到纯粹离散傅里叶变换(discrete Fourier transformation, DFT)连续变换。限于篇幅,具体降阶步骤可参考文献[18]。

2 仿真结果分析

低马赫数下类圆柱杆件涡脱落产生的非定常脉动力是产生偶极子气动噪声的主要原因。为理解串列类圆柱杆件周围流场特性及其对气动噪声产生的影响,对上述三种串列类圆柱杆件的气动力系数、物面附近流场的瞬时涡结构以及通过降阶方法分解得到的模态结构进行比较分析。

2.1 气动力系数

为分析串列类圆柱杆件气动力波动强度,图3

绘出了不同串列类圆柱体工况上、下游杆件升力系数(C_L)与阻力系数(C_D)的空间相位曲线。可以发现,串列圆柱工况中上游圆柱相图清晰地呈现出均匀场抛物面分布,作为由非定常解向稳态解过渡过程的包络线,表明其流动接近稳定,但其涵盖区域较大,说明升力与阻力波动均较强;串列椭圆柱与串列海豹胡须柱工况中,上游椭圆柱和海豹胡须柱的空间相位曲线所处位置较低且涵盖区域较小,说明所受气动力及其波动均显著减小;下游圆柱由于受到上游圆柱尾流的干扰,流动变得复杂,抛物面分布形式被破坏;下游椭圆柱和海豹胡须柱空间相位曲线涵盖区域较窄,气动力波动减弱,其中海豹胡须柱涵盖区域最小,表明所受气动力脉动最弱。另外,三种串列类圆柱杆件工况中下游杆件的升力与阻力波动幅度均高于上游杆件,这是由于与层流来流作用下的上游杆件不同,下游杆件受到了上游杆件尾流的流动冲击作用,湍流来流增强了几何体表面的脉动压力幅度。

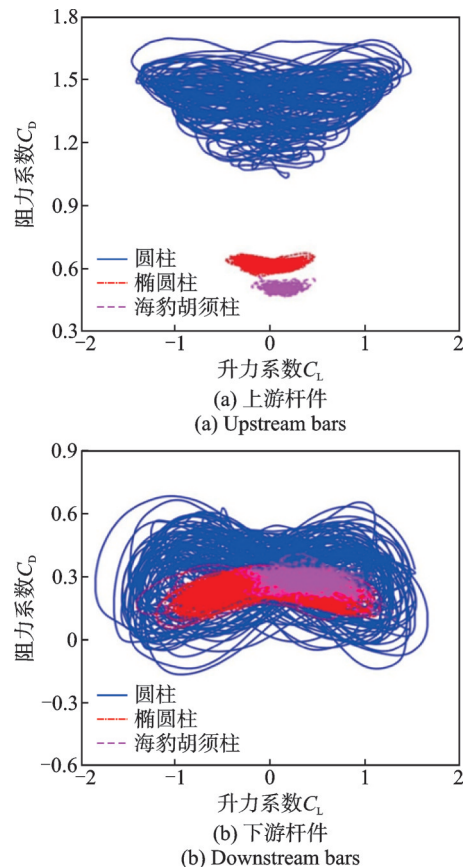


图3 串列类圆柱杆件升、阻力系数相图

Fig. 3 Phase-space plots of lift and drag coefficients of tandem cylinderlike bars

为获得涡脱落频率,对气动力系数时间历程进行了快速傅里叶变换(fast Fourier transformation, FFT),得到三种串列类圆柱杆件气动力系数功率谱密度(power spectral density, PSD)曲线,如图4

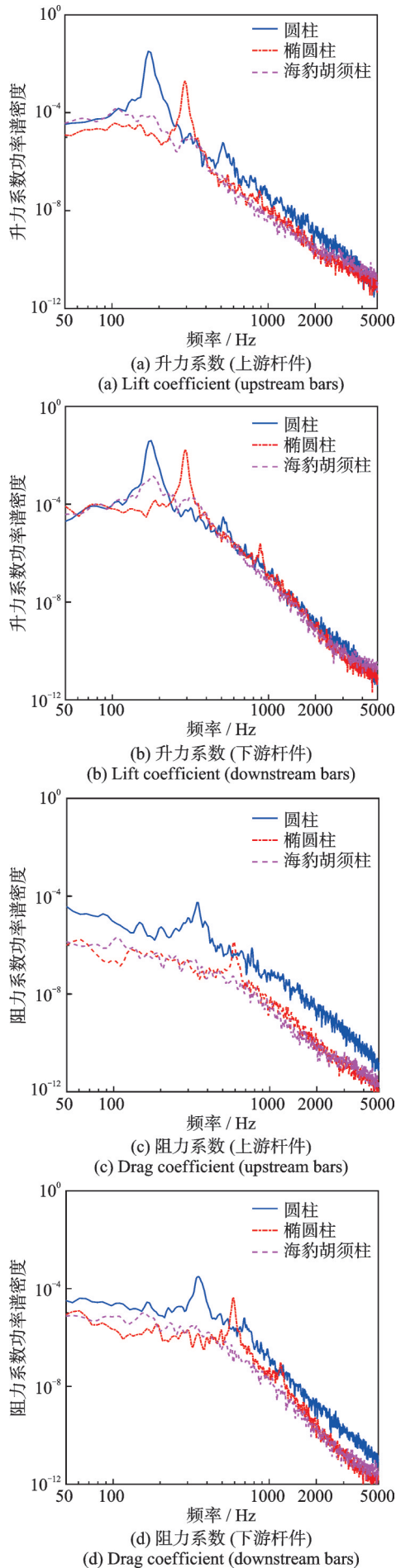


Fig. 4 Spectra of the aerodynamic force coefficients

所示。图 4(a)和(b)显示了不同工况上、下游杆件升力系数的功率谱密度,串联圆柱工况中上、下游圆柱升力系数 PSD 曲线中存在一明显峰值位于斯特劳哈尔数($St=fD/U_0$,其中 f 为频率)为 0.177 处;串联椭圆柱工况中上、下游椭圆柱升力系数 PSD 曲线峰值均出现在 $St=0.293$ 处,但幅值低于串联圆柱工况;串联海豹胡须柱工况中,上、下游杆件升力系数 PSD 曲线无明显峰值,表明海豹胡须柱尾迹中涡脱落强度较弱,尾迹振荡得到有效抑制,减弱了升力脉动诱发的杆件涡激振动。分析不同工况上、下游杆件阻力系数的功率谱密度曲线(如图 4(c)和(d)所示)可以发现,上、下游圆柱阻力系数 PSD 曲线峰值对应 $St=0.348$,上、下游椭圆柱中相应值为 0.586,均为升力系数中所对应值的 2 倍;海豹胡须柱阻力系数 PSD 曲线中无明显峰值;与串联圆柱工况相比,串联椭圆柱和串联海豹胡须柱阻力系数 PSD 曲线幅值均有所降低,但串联海豹胡须柱降幅较多,表明其减阻效果明显。

2.2 瞬时涡结构

串联类圆柱杆件流场内涡运动及其发展将影响气动噪声的产生,为分析各杆件周围流动特性,图 5 绘出了流场中壁面附近的湍涡结构,采用 Q 准则显示 $\alpha=5$ 的等值面, $\alpha=Q/[(U_0/D)^2]$,其中 Q 为速度梯度张量第二不变量;颜色表示归一化速度模值($|U|/U_0$)的大小。分析图 5(a)与(b)可以发现,串联圆柱工况中从上游圆柱分离的剪切层在两圆柱中间形成充分发展的湍涡,上、下游圆柱都产生了周期性涡脱落,从上游圆柱表面脱落的涡向下游流动并冲击下游圆柱,下游圆柱附近伴随着涡的破碎与合并过程,使得下游圆柱表面的非定常脉动力增加。串联椭圆柱工况中(如图 5(c)与(d)所示),尾迹中向后发展的交替涡脱落结构依然存在,但上游椭圆柱后方涡旋首次卷起的位置离柱体表面较远,近壁面涡旋沿杆件横向振荡幅度减弱,使得升力脉动显著降低;下游椭圆柱尾迹中小尺度涡结构减少,尾涡振荡减弱,流动趋于稳定。图 5(e)与(f)表明串联海豹胡须柱工况中上、下游杆件尾迹内未形成大尺度拟序结构,上游杆件流动分离产生的剪切层并未在杆件后方卷起而发展成为卡门涡街的流动结构,上、下游海豹胡须柱上鞍面与节点面的相位差使流动呈现强三维特性,削弱了剪切层之间的相互作用,减弱了近壁面涡旋波动强度,升力脉动得到有效抑制。

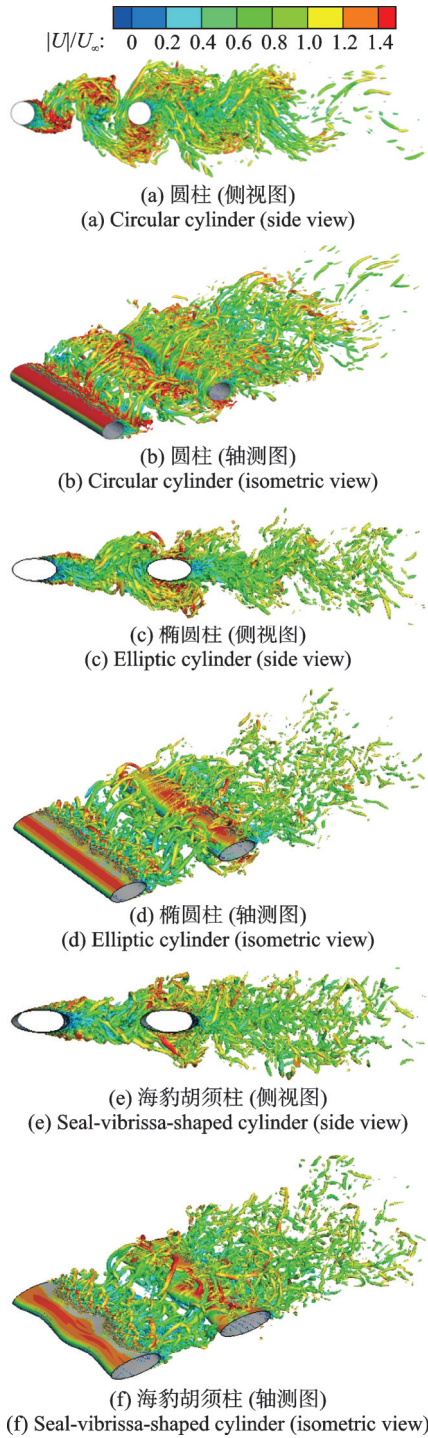


图5 串列类圆柱杆件尾流涡结构

Fig. 5 Wake vortex structure of tandem cylinderlike bars

2.3 SPDMD 和 SPOD 分析

为了进一步阐明串列类圆柱绕流的流动特性,采用SPDMD和SPOD方法对上述串列杆件的三维尾迹结构进行模态分解,以分辨出流场中大尺度拟序结构。降阶分析时采用1000帧流场快照,包含0.4 s流场数据,对于串列圆柱工况包含约72个涡脱落循环,满足流场降阶分析所需数值计算精度。

2.3.1 SPDMD 分解结果

串列圆柱和串列椭圆圆柱杆件周围的流动在横向(y 方向)上的速度 V 的第一阶模态速度等值面如

图6和7所示(以 $V/U_0 = \pm 4 \times 10^{-6}$ 等值面显示)。可以发现,串列圆柱和串列椭圆圆柱尾迹模态结构较相似,沿流向(x 方向)发展为正负交替的涡脱落形态。串列椭圆圆柱尾迹一阶模态特征频率($St = 0.305$)大于串列圆柱($St = 0.184$),但其结构尺寸较小;串列圆柱模态速度等值面中,上游圆柱尾迹内横向速度为正值(红色)与负值(蓝色)交替分布,而下游圆柱尾迹内横向速度为负值(蓝色)与正值(红色)交替分布,表明串列圆柱上、下游杆件涡脱落呈现反相位发展;基于同样的分析方法,可得到串列椭圆圆柱工况上、下游杆件涡脱落为同相位发展。由于SPDMD方法按照其对流场全时间演化的动力学重要性来选择模式,表明串列圆柱和串列椭圆圆柱尾迹中卡门涡街模态主导了流场的发展输运。串列海豹胡须柱前六阶模态如图8所示,可见其尾迹中不存在典型的卡门涡街结构,其中第一、二阶模态表示上、下鞍面的反相涡脱落,第四、六阶模态表示上、下鞍面的同相涡脱落,第三、五阶模态表示中间节点平面的涡脱落。因此,串列海豹胡须柱尾迹内涡脱落形式较多,湍涡之间的相互作用抑制了大尺度拟序涡结构的形成与发展,减弱了杆件涡激振动的产生。

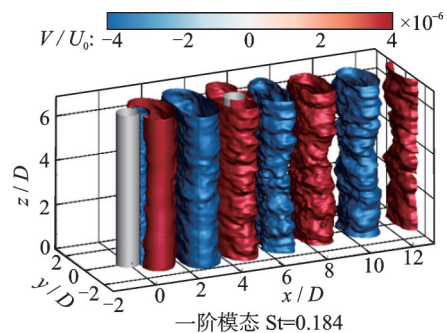


图6 串列圆柱模态速度等值面

Fig. 6 Modal velocity isosurfaces of tandem cylinders

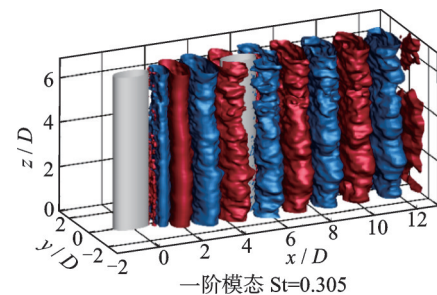


图7 串列椭圆圆柱模态速度等值面

Fig. 7 Modal velocity isosurfaces of tandem elliptic cylinder

三种串列类圆柱杆件模态系数时变图如图9和10所示。图中, $\mu(t)$ 为一个随时间变化的复数变量,常用于描述系统的时序演化特征。由蓝到黄的颜色转变表示随时间推进,半径随时间变化反映对应模态的增强或衰减。可以发现,串列圆柱一阶模态对应的卡门涡街较为稳定,随着时间变化略有增强;而

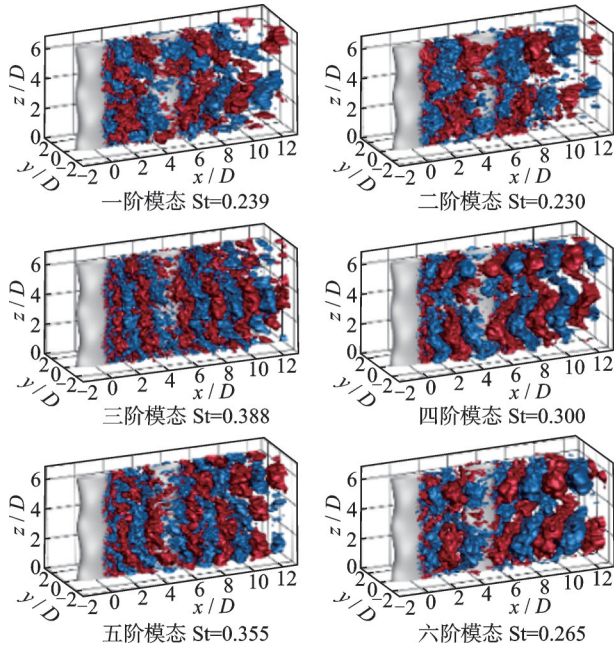
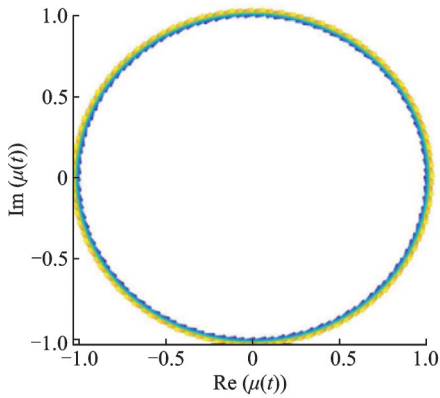


图 8 串列海豹胡须柱模态速度等值面

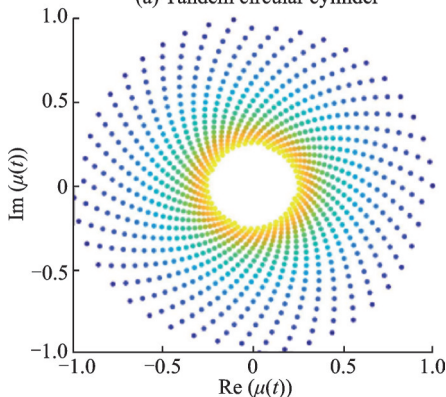
Fig. 8 Modal velocity isosurfaces of tandem seal-vibrissa-shaped cylinder



一阶模态

(a) 串列圆柱

(a) Tandem circular cylinder



一阶模态

(b) 串列椭圆柱

(b) Tandem elliptical cylinder

图 9 第一阶模态系数时变图

Fig. 9 Time-varying diagram of the first order modal coefficients

串列椭圆柱一阶模态和串列海豹胡须柱前六阶模态均处于衰减状态,衰减速度有所差异。串列海豹胡须柱一阶模态衰减速度最快,四阶模态衰减速度最

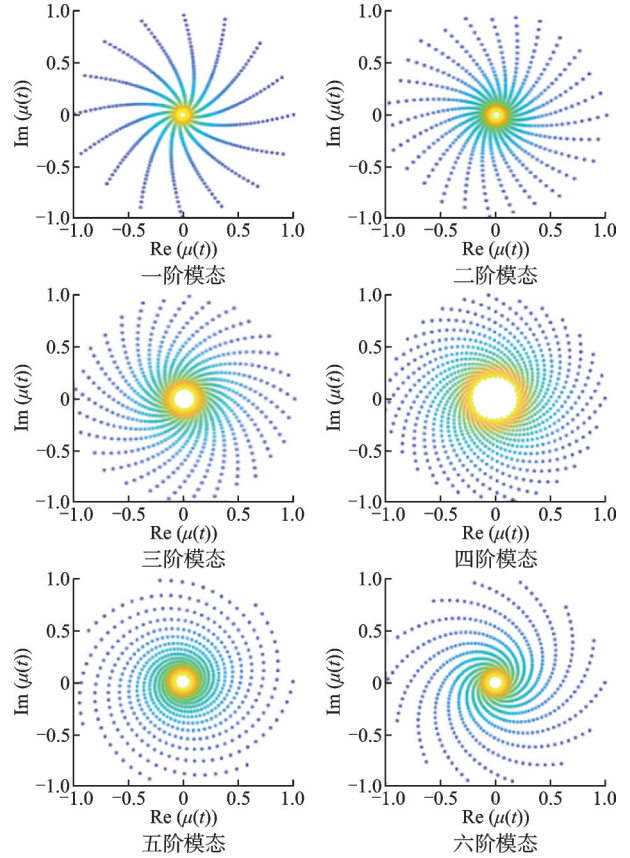


图 10 串列海豹胡须柱前六阶模态系数时变图

Fig. 10 Time-varying diagram of the first six order modal coefficients of tandem seal-vibrissa-shaped cylinder

慢,说明上、下鞍面涡脱落为主的同相涡脱落流动结构在串列海豹胡须柱尾迹中较为普遍。

2.3.2 SPOD 分解结果

图 11 显示了三种串列类圆柱杆件在不同滤波器尺寸 N_f 下前 50 个模态能量占比分布情况。结果表明:串列圆柱第一对模态(第一个和第二个模态构成第一对模态,即一阶模态)能量占比较大,在 32% 左右,第二对模态能量占比骤减,为 1.6%,表明第一对模态对流场的贡献较大,包含流场主要动力学特征;随着滤波尺度增加,第一对模态占据的能量略有降低。串列椭圆柱呈现相似特性,但与串列圆柱相比,串列椭圆柱中第一对模态对流场能量的贡献度减弱,模态能量占比约 17%;第二对模态对流场的贡献度增加,占比为 3.7%。串列海豹胡须柱第一对模态对流场总能量的贡献度大大降低,仅占 2%,同时尾迹内各阶模态能量分布较均匀,不存在能量集中于某一模态的现象。

当 $N_f=15$ 和 25 时,模态能量占比情况十分相似,图 12 显示了 $N_f=15$ 时得到的三种串列类圆柱杆件前三对 SPOD 模态结果(配对的模态仅存在相位差,故仅显示一对模态中的一个模态)。串列圆柱(图 12(a))尾迹一阶模态与 SPDM 分解得到的一阶模态相同,表示卡门涡街的特征模态($St=$

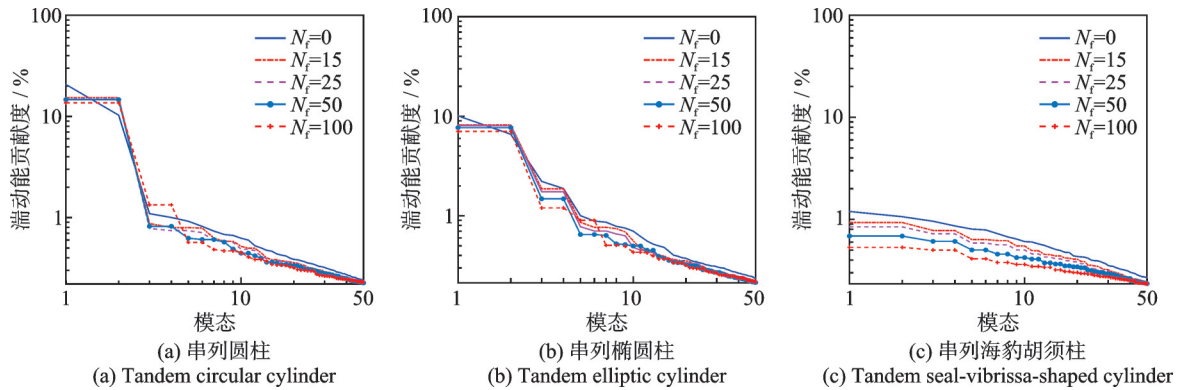


图11 串联类圆柱杆件前50个模态能量占比

Fig. 11 The proportion of the first 50 modal energy from the tandem cylinderlike bars

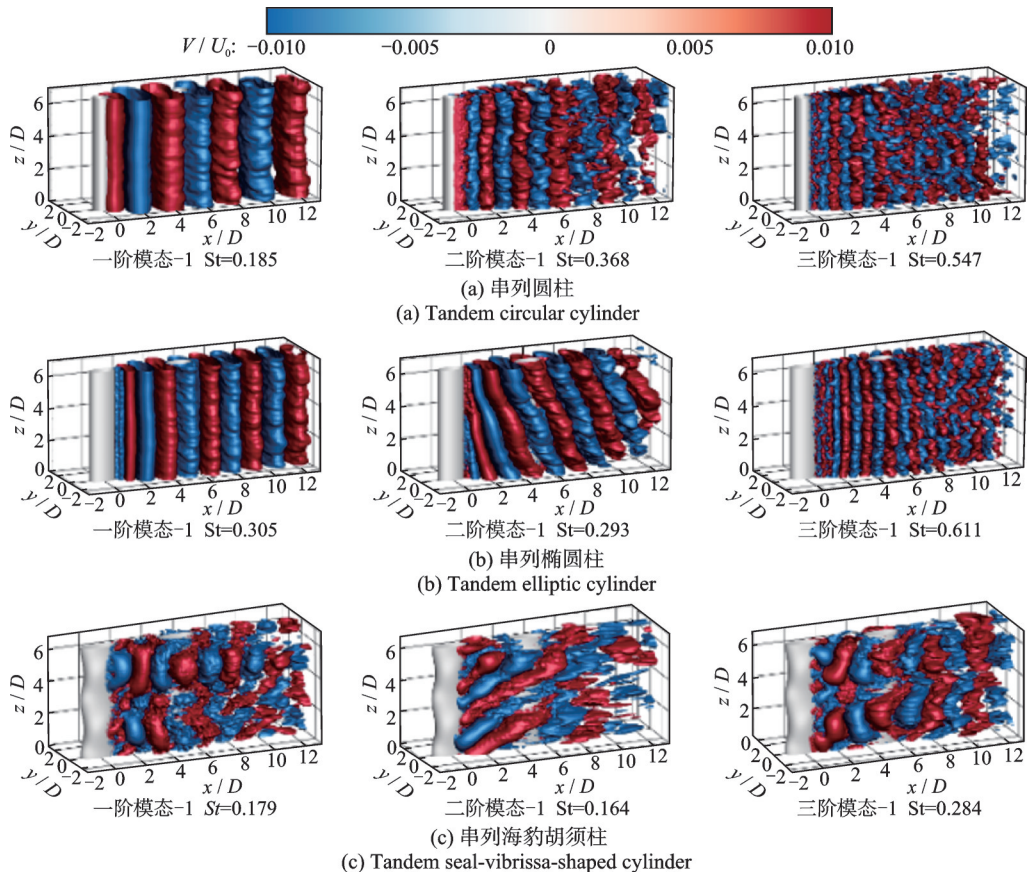


图12 串联类圆柱杆件模态速度等值面 (\$N_f=15\$)

Fig. 12 Isosurfaces of modal velocity of tandem cylinderlike bars (\$N_f=15\$)

0.185),尾迹二阶与三阶模态分别为卡门涡的二次与三次谐波,频率分别为一阶模态的2倍与3倍(\$St=0.368, St=0.547\$)。串联椭圆柱(图12(b))尾迹一阶模态也表示卡门涡街交替涡脱落模态(\$St=0.305\$),与SPDMD分析结果一致;二阶模态为倾斜卡门涡街结构(\$St=0.293\$);三阶模态为卡门涡的二次谐波,频率为一阶模态主频的2倍(\$St=0.611\$)。串联海豹胡须柱尾迹(图12(c))第一、二阶模态表示上、下鞍面的反相涡脱落,第三阶模态表示上、下鞍面的同相涡脱落。模态结构呈现沿展向断开的状态,表明该模态下剪切层没有在海豹胡须柱的节点位置卷起,未能在节点位置尾迹内形成明显的三维

涡旋结构。

串联类圆柱杆件尾迹流场SPDMD和SPOD分析表明:串联圆柱和串联椭圆柱尾迹中均存在包含主要能量的卡门涡拟序结构,主导着流场内流动发展与输运;与串联圆柱相比,串联椭圆柱涡脱落强度有所减弱;串联海豹胡须柱流场模态中不存在能量占比较大的相干结构,上、下鞍面尾迹中存在反相涡脱落,使得部分横向力得到平衡,有效抑制了升力脉动。显然,串联类圆柱杆件尾迹内不同涡旋结构的形成与发展将影响几何体表面气动力的产生与分布,从而影响由几何体表面压力脉动诱发的偶极子气动噪声的产生与辐射。

2.4 气动噪声预测结果

进行串列类圆柱杆件气动噪声预测时,远场声接收点布置如图 13 所示。考虑流场发展对称性,在杆件中截面内分别以上、下游杆件中心为圆心、半径为 1.5 m 的半圆上,每隔 5° 布置一个远场声接收点,故半圆区域每个杆件周围布置 36 个声接收点,其中 90° 声接收点与杆件中心线的连线垂直于来流方向;另外,为便于与风洞试验结果进行比较,在串列类圆柱杆件中截面上、于两杆件中心连线的中点垂直方向上 1.5 m 处布置一个远场声接收点 A,进行气动噪声预测。

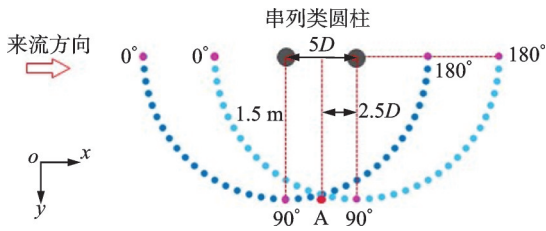
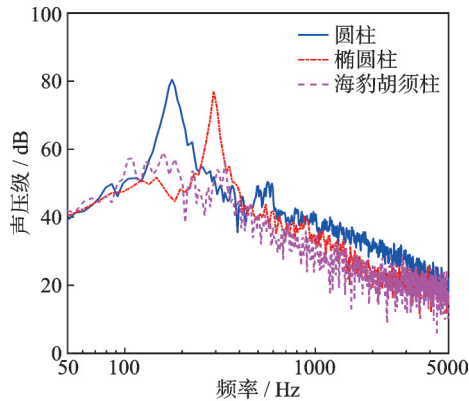


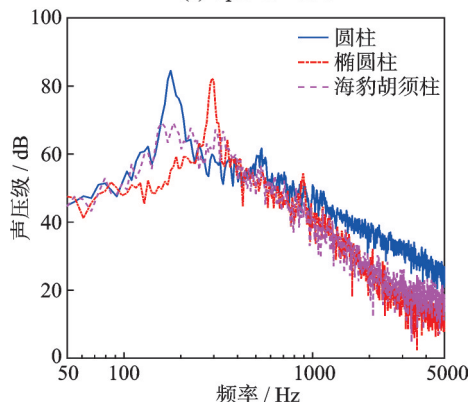
图 13 远场声接收点布置示意图

Fig. 13 Diagram of arrangement of far-field receivers

三种串列类圆柱体工况中上、下游杆件在以各自中心为圆心的远场 90° 声接收点处气动噪声声压级数值计算结果如图 14 所示。可以发现,声压级曲



(a) 上游杆件
(a) Upstream bars



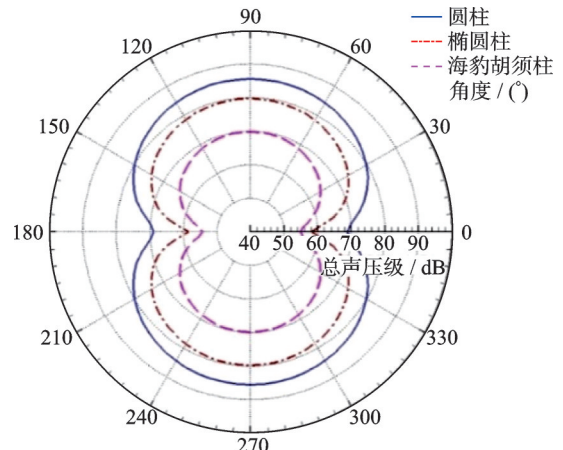
(b) 下游杆件
(b) Downstream bars

图 14 远场声接收点声压级频谱(数值计算)

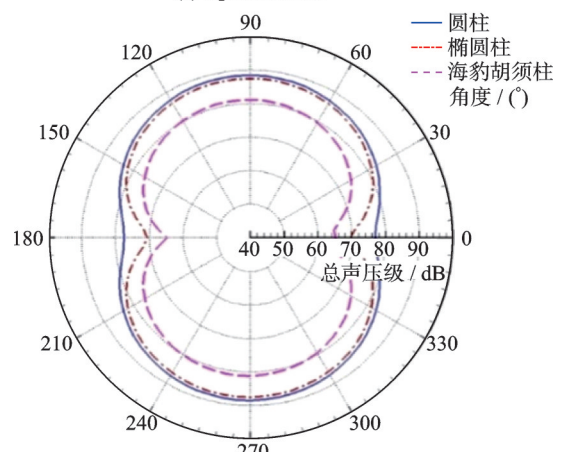
Fig. 14 Sound pressure level spectrum of far-field receivers (numerical calculation)

线峰值频率与升力系数功率谱密度曲线(图 4(a)和(b))的峰值频率一致,曲线形状较相似,表明类圆柱杆件涡脱落产生的非定常脉动力是诱发动气动噪声的主要原因。圆柱和椭圆柱工况的上、下游杆件中尾流交替涡脱落产生较强的峰值噪声,主频分别位于 177 和 293 Hz,圆柱工况的声压级幅值高于椭圆柱工况;海豹胡须柱产生的气动噪声中不存在尾流规则相干涡脱落形成的峰值噪声,上、下游杆件在全频域内均为宽频噪声,且幅值明显低于圆柱与椭圆柱绕流诱发的气动噪声。另外,三种工况中下游杆件声压级幅值均高于上游杆件,表明下游杆件在噪声辐射中占主导地位。

分别计算三种串列类圆柱体工况上、下游杆件远场半圆上 36 个声接收点(如图 13 所示)的气动噪声总声压级,然后进行镜像,获得另外对称半圆上相应声接收点的气动噪声总声压级,可以发现上、下游各杆件的声辐射指向性均具有典型的偶极子声源分布特性(如图 15 所示):连线垂直于来流方向正对杆件中心的声接收点处总声压级幅值最大,流向上总声压级幅值最小,这是因为几何体表面的垂向压力



(a) 上游杆件
(a) Upstream bars



(b) 下游杆件
(b) Downstream bars

图 15 远场气动噪声声辐射指向性

Fig. 15 Far-field aerodynamic noise radiation directivity

脉动效应由较强的升力脉动产生,而流向压力脉动效应由较弱的气动阻力形成。与圆柱工况相比,上游杆件中,椭圆柱和海豹胡须柱在 360° 径向范围内均有降噪效果,其中椭圆柱降噪 $6\sim 11$ dB;海豹胡须柱降噪 $14\sim 16$ dB。下游杆件中,在 360° 径向范围内椭圆柱降噪 $1\sim 7$ dB,其中流向方向上沿通过椭圆柱中心线位置降噪 7.3 dB;海豹胡须柱降噪 $7\sim 13$ dB。海豹胡须柱降噪效果明显优于椭圆柱和圆柱,且上游杆件的降噪效果更好。

3 声学风洞测试

3.1 试验设置

三种串列类圆柱体工况气动噪声测试在北京航空航天大学D5气动声学风洞中进行。该风洞喷口面积为 1 m^2 ($1\text{ m}\times 1\text{ m}$),试验段长度为 2 m ,试验风速为 30 、 45 和 60 m/s ,中心区域湍流度低于 0.08% ,串列类圆柱杆件沿风洞喷口垂向中心线固定(见图16),上游圆柱中心距离喷口 0.89 m ,下游圆柱中心距离集气口 0.96 m 。试验杆件位于流场内,高度为 1 m ,大于 25 倍圆柱直径 D ,在测试圆柱横向中截面远场噪声时可将杆件视为无限长^[28]。远场传声器测点位置与数值模拟中声接收点A一致(如图13所示),位于串列类圆柱杆件中截面、正对两杆件中心连线中间位置且距离为 1.5 m 处。



图16 声学风洞测试

Fig. 16 Experimental measurements in the anechoic wind-tunnel

3.2 计算试验验证

串列圆柱位于声接收点A处的气动噪声数值计算与风洞测试结果比较如图17所示,由于数值计算与风洞试验模型的展向长度不同,根据文献[29]中所述方法进行远场气动噪声修正。可以发现,100 Hz以下的差异主要来自于风洞背景噪声,

100~1000 Hz主要频段内气动噪声计算值与声学风洞测试结果吻合良好,数值计算声压级幅值与主频值分别为 77.6 dB 和 177.0 Hz ,与相应测试值 76.2 dB 和 178.0 Hz 较一致,误差在 2% 以内;另外位于 535 Hz 谐频的小振幅峰值在数值计算中也被准确捕捉到。因此,风洞测试结果验证了数值计算的准确性。

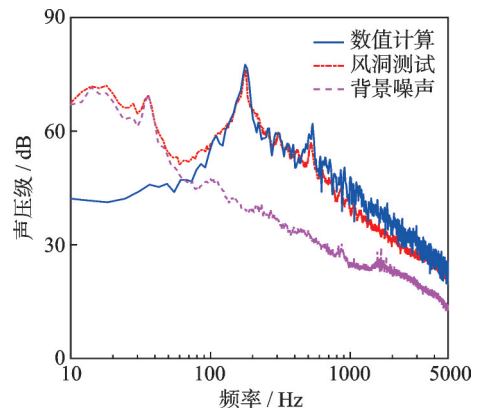


图17 噪声频谱数值计算与测试结果比较

Fig. 17 Comparisons of noise spectra between numerical simulations and experimental measurements

3.3 不同来流速度下的试验结果

不同来流速度下串列类圆柱杆件远场测点声压级频谱曲线如图18所示,试验结果表明:随着来流速度增加,与串列圆柱杆件相比,串列椭圆柱的涡脱落主频增加(斯特劳哈尔数增大 66%),主频对应峰值也增加,这是由于串列圆柱杆件上、下游圆柱表面产生了相位相反的涡脱落(如图6所示),使得两圆柱在远场产生的气动噪声相互抵消,导致串列圆柱辐射噪声低于串列椭圆柱。但如前所述,数值计算时当声源分别设为串列圆柱或串列椭圆柱的上、下游杆件时,圆柱工况产生的气动噪声高于椭圆柱工况,这是因为由单根杆件产生的气动噪声不存在相互抵消现象。与串列圆柱和串列椭圆柱工况相比,串列海豹胡须柱破坏了串列圆柱尾流规律性脱落的卡门涡街,抑制了峰值噪声的形成,使得多数频段内声压级曲线幅值远低于串列圆柱和串列椭圆柱。不同来流速度下串列类圆柱杆件远场测点总声压级如表1所示,当来流速度从 30 增至 60 m/s 时,与串列圆柱相比,串列椭圆柱远场测点总声压级增加 $5.4\sim 7.0\text{ dB}$,而串列海豹胡须柱远场测点总声压级降低 $3.4\sim 4.0\text{ dB}$,表明串列海豹胡须柱具有较好的气动噪声降噪效果,可应用于实际工程领域中类圆柱杆件气动噪声控制。

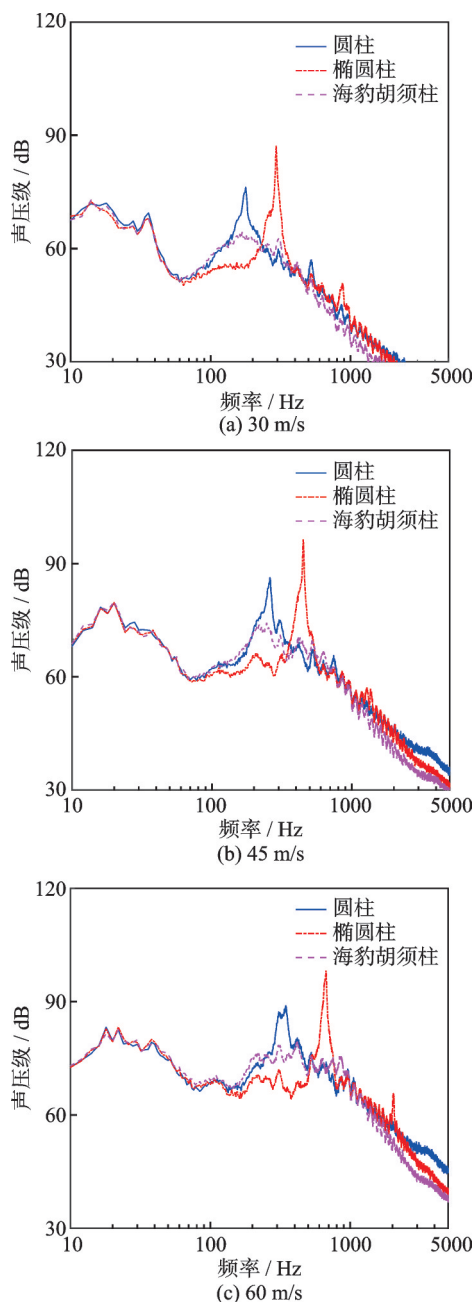


图 18 远场测点声压级频谱 (风洞试验)

Fig. 18 Sound pressure levels spectra at far-field receivers (wind-tunnel experiments)

表 1 远场测点总声压级

Tab. 1 Overall sound pressure levels at far-field receivers

类圆柱杆件	总声压级/dB		
	30 m/s	45 m/s	60 m/s
串列圆柱	83.5	94.5	101.1
串列椭圆柱	90.4	101.0	106.5
串列海豹胡须柱	79.6	90.3	97.7

4 结 论

本文基于延迟分离涡模型和声类比方法,分析雷诺数 $Re=6 \times 10^4 \sim 1.2 \times 10^5$ 下串列海豹胡须柱杆

件周围流场与气动噪声特性,并与串列圆柱和串列椭圆柱杆件进行对比,声学风洞测试结果验证了数值模拟的准确性。结果表明:海豹胡须柱鞍面与节点面交错排列的几何结构引发流体三维分离,流动结构中存在相邻两鞍面部位的反向涡脱落,在一定程度上平衡了整个海豹胡须柱杆件所受的横向力,显著降低了杆件升力脉动和涡激振动,有效抑制了几何体表面非定常脉动力产生的气动噪声;串列海豹胡须柱破坏了串列圆柱尾流规律性涡脱落运动的形成,抑制了谐频峰值,在多数频段内声压级幅值得到了降低,且上游海豹胡须柱的降噪效果较明显,因此串列海豹胡须柱可应用于工程领域中类圆柱杆件气动噪声的控制。

参考文献:

[1] NEUHART D, JENKINS L, CHOUDHARI M, et al. Measurements of the flowfield interaction between tandem cylinders[C]// Proceedings of 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference). Reston, Virginia: AIAA, 2009: 3275.

[2] LOCKARD D, CHOUDHARI M, KHORRAMI M, et al. Aeroacoustic simulations of tandem cylinders with subcritical spacing[C]// Proceedings of 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (29th AIAA Aeroacoustics Conference). Reston, Virginia: AIAA, 2008: 2862.

[3] JENKINS L, NEUHART D, MCGINLEY C, et al. Measurements of unsteady wake interference between tandem cylinders[C]// Proceedings of 36th AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2006: 3202.

[4] ALAM M M, ELHIMER M, WANG L J, et al. Vortex shedding from tandem cylinders[J]. Experiments in Fluids, 2018, 59(3): 60.

[5] 楼小峰,曹丰产,林志兴. 串列钝体绕流的数值计算[J]. 同济大学学报(自然科学版), 2002, 30(5): 604-608.
LOU Xiaofeng, CAO Fengchan, LIN Zhixing. Numerical simulation of flows around two bluff bodies in tandem arrangements[J]. Journal of Tongji University (Natural Science edition), 2002, 30(5): 604-608.

[6] KITAGAWA T, OHTA H. Numerical investigation on flow around circular cylinders in tandem arrangement at a subcritical Reynolds number[J]. Journal of Fluids and Structures, 2008, 24(5): 680-699.

[7] ZHOU Q, ALAM M M, CAO S Y, et al. Numerical study of wake and aerodynamic forces on two tandem circular cylinders at $Re=10^3$ [J]. Physics of Fluids,

- 2019, 31(4): 045103.
- [8] 邵山, 陈少松, 魏恺, 等. 串联双圆柱时均流场特性分析[J]. 气体物理, 2021, 6(5): 62-66.
SHAO Shan, CHEN Shaosong, WEI Kai, et al. Characteristic of the mean wake field of two tandem circular cylinders[J]. Physics of Gases, 2021, 6(5): 62-66.
- [9] DEHNHARDT G, MAUCK B, HANKE W, et al. Hydrodynamic trail-following in harbor seals (*Phoca vitulina*)[J]. Science, 2001, 293(5527): 102-104.
- [10] WITTE M, HANKE W, WIESKOTTEN S, et al. On the wake flow dynamics behind harbor seal vibrissae—a fluid mechanical explanation for an extraordinary capability[M]// Nature-Inspired Fluid Mechanics. Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 2012: 271-289.
- [11] LIU G, XUE Q, ZHENG X D. Phase-difference on seal whisker surface induces hairpin vortices in the wake to suppress force oscillation[J]. Bioinspiration & Biomimetics, 2019, 14(6): 066001.
- [12] 王少飞. 海豹胡须柱状结构的仿生涡激振动流动控制机制实验研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2017.
WANG Shaofei. Bionic fluid control of vortex-induced vibration inspired by the seal-vibrissa-shaped-cylinder [D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2017.
- [13] SIROVICH L. Turbulence and the dynamics of coherent structures. I. Coherent structures[J]. Quarterly of Applied Mathematics, 1987, 45(3): 561-571.
- [14] SCHMID P J. Dynamic mode decomposition of numerical and experimental data[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2010, 656: 5-28.
- [15] WANG F, ZHENG X D, HAO J M, et al. Numerical analysis of the flow around two square cylinders in a tandem arrangement with different spacing ratios based on POD and DMD methods[J]. Processes, 2020, 8(8): 903.
- [16] YIN G, JANOCHA M J, ONG M C. Estimation of hydrodynamic forces on cylinders undergoing flow-induced vibrations based on modal analysis[J]. Journal of Offshore Mechanics and Arctic Engineering, 2022, 144(6): 060904.
- [17] JOVANOVIĆ M R, SCHMID P J, NICHOLS J W. Sparsity-promoting dynamic mode decomposition[J]. Physics of Fluids, 2014, 26(2): 024103.
- [18] SIEBER M, PASCHEREIT C O, OBERLEITHNER K. Spectral proper orthogonal decomposition[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2016, 792: 798-828.
- [19] GAO M, CAO X Q, LIU B N, et al. Comparison of the atmospheric 200 hPa jet's analyses between proper orthogonal decomposition and advanced dynamic mode decomposition method[J]. Advances in Meteorology, 2020, 2020(1): 8383657.
- [20] CHU S J, XIA C, WANG H F, et al. Three-dimensional spectral proper orthogonal decomposition analyses of the turbulent flow around a seal-vibrissa-shaped cylinder[J]. Physics of Fluids, 2021, 33(2): 025106.
- [21] ZHU J Y, YUAN Y Y, HU Z W, et al. Flow-induced noise from a seal-vibrissa-shaped cylinder[J]. Journal of Sound and Vibration, 2024, 570: 118135.
- [22] SPALART P R, DECK S, SHUR M L, et al. A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities[J]. Theoretical and Computational Fluid Dynamics, 2006, 20(3): 181-195.
- [23] WILLIAMS J E F, HAWKINGS D L. Sound generation by turbulence and surfaces in arbitrary motion[J]. Philosophical Transactions of the Royal Society of London, 1969, 264: 321-342.
- [24] BRENTNER K S, FARASSAT F. Modeling aerodynamically generated sound of helicopter rotors[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2003, 39(2-3): 83-120.
- [25] HANKE W, WITTE M, MIERSCH L, et al. Harbor seal vibrissa morphology suppresses vortex-induced vibrations[J]. Journal of Experimental Biology, 2010, 213(15): 2665-2672.
- [26] ZHU J Y, HU Z W, THOMPSON D J. Flow behaviour and aeroacoustic characteristics of a simplified high-speed train bogie[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part F: Journal of Rail and Rapid Transit, 2016, 230(7): 1642-1658.
- [27] SCHMIDT O T, TOWNE A, RIGAS G, et al. Spectral analysis of jet turbulence[J]. Journal of Fluid Mechanics, 2018, 855: 953-982.
- [28] KING W F, PFIZENMAIER E. An experimental study of sound generated by flows around cylinders of different cross-section[J]. Journal of Sound and Vibration, 2009, 328(3): 318-337.
- [29] KATO C, IIDA A, TAKANO Y, et al. Numerical prediction of aerodynamic noise radiated from low Mach number turbulent wake[C]// Proceedings of 31st Aerospace Sciences Meeting. Reston, Virginia: AIAA, 1993: 145.

第一作者: 朱剑月(1973—),男,博士,副教授。

E-mail: zhujianyue@tongji.edu.cn

通信作者: 贾青(1979—),女,博士,副教授。

E-mail: prodigyjia@163.com