

粗糙带圆柱尾迹流场中翼型噪声的数值研究

李悦

上海理工大学, 能源与动力工程学院, 上海

收稿日期: 2023年1月19日; 录用日期: 2023年3月7日; 发布日期: 2023年3月14日

摘要

通过数值模拟方法研究了不同高度粗糙带圆柱下尾迹变化, 以及粗糙带对圆柱和翼型的气动性能和噪声的影响。高粗糙带下的圆柱升阻力系数更大, 低粗糙带则影响较小, 粗糙带对翼型的升阻力系数影响较小, 高粗糙带在一定区域会提高翼型的表面时间平均压力系数。并且高粗糙带会改变圆柱表面的边界层分离后的流动和低速回流区的范围, 增强扰动影响后方翼型流场。FW-H方程积分不同表面得到远场位置声压级, 在90°位置高粗糙带会增加圆柱和翼型噪声, 在60°位置积分面只有翼型时, 高粗糙带圆柱后方翼型的噪声反而更小。还比较了局部流场和全局流场的压力脉动均方根值, 表明高粗糙带圆柱后方流场有更强的声源强度, 最后分析了瞬时涡结构和湍流强度的变化, 表明高粗糙带对后方尾迹具体扰动。

关键词

噪声, 粗糙带圆柱, 气动性能, FW-H方程

Airfoil in Rough Cylindrical Wake Flow Field Numerical Study of Noise

Yue Li

School of Energy and Power Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai

Received: Jan. 19th, 2023; accepted: Mar. 7th, 2023; published: Mar. 14th, 2023

Abstract

The change of wake under the cylinder with different height rough band and the influence of rough band on the aerodynamic performance and noise of the cylinder and airfoil are studied by numerical simulation. The cylindrical drag coefficient under the high rough zone is greater, while the low rough zone has little influence on the drag coefficient of the airfoil. The high rough zone will increase the surface time average pressure coefficient of the airfoil in a certain area. In addition, the high roughness zone will change the flow range after boundary layer separation on the

cylindrical surface and the low velocity reflux zone, and enhance the disturbance influence on the rear airfoil flow field. FW-H equation is integrated with different surfaces to obtain sound pressure levels at far-field positions. The noise of cylinder and airfoil is increased at 90° with high roughness band, but the noise of airfoil behind the cylinder with high roughness band is smaller at 60° with only airfoil as integral surface. The root mean square value of pressure pulsation of local and global flow fields is also compared, indicating that the flow field behind the cylinder with high rough zone has stronger sound source intensity. Finally, the changes of instantaneous vortex structure and turbulence intensity are analyzed, indicating that the high rough zone has specific disturbance to the rear wake.

Keywords

Noise, Roughness Strips Cylinder, Aerodynamic Performance, FW-H Equation

Copyright © 2023 by author(s) and Hans Publishers Inc.

This work is licensed under the Creative Commons Attribution International License (CC BY 4.0).

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Open Access

1. 引言

来流湍流与下游转子的相互作用是产生噪声的重要来源，这也是在海洋、飞行器、汽车、船舶和透平等领域的推进器设计过程中需要重点关注的问题[1] [2]。来流湍流可由绕流上游复杂结构(如静子、复杂曲面)的边界层和尾迹产生，其一般具有非均匀各向异性特征，包含非常宽泛的时空多尺度结构。上游大尺度的相干结构与下游转子相互作用会产生 tonal noise。小尺度的涡结构与转子相互作用，会引起转子边界层涡沿着流向输运、分离和脱落，从而产生宽频湍流噪声。因此，分析来流湍流与下游结构的相互作用，研究压力脉动和噪声产生的机制，具有重要的理论和实践意义。

转子噪声是一个经典声学问题，学者们在实验和数值上均开展了较多研究。大量的关于格栅湍流下游转子噪声的实验[3] [4] [5] [6] [7]丰富了人们对转子噪声的认识，也为数值模拟提供了依据。而在数值上常用 FW-H 方程预测远场噪声。如：Wang 和 Moin [8]采用大涡模拟计算了翼型后缘的边界层流动，得到的远场声与试验测量保持一致。Eltaweel 和 Wang [9]用边界元法与大涡模拟相结合，研究了 NACA 0012 翼型与上游圆柱在低马赫数下的湍流尾迹相互作用产生的噪声，付建等[10]对比了 LES 和 DES 在计算流体动力噪声中的适用性。

大量研究表明圆柱绕流产生的尾迹对下游翼型的冲击会产生严重的干涉噪声，而在实际圆柱绕流中会产生涡激振动(VIV)现象，VIV 在许多工程分支中是一个持续存在的问题，并且对于各类水下工程中使用的立管来说可能特别严重[11]。目前有许多 VIV 抑制方法以提高结构安全性，其分类为：a) 控制降低的速度，b) 控制质量和阻尼，以及 c) 控制涡流脱落[12] [13]。被动控制方法用于控制涡流脱落或结构周围的流动。它们广泛用于 VIV 抑制[14] [15] [16] [17]。Bernitsas 和 Raghavan [18]以选择性表面粗糙度的方法来加强圆柱的振动，进而增大能量输出，并且取得了良好的效果。Chang 等[19]关于对称粗糙带圆柱的流致振动做了大量研究，得到了不同规格对称粗糙带下的振幅及功率等数据。在圆柱表面设置粗糙带是一种常用的被动控制方法。对于在粗糙带圆柱下游的翼型噪声的研究目前较少，因此在该方面展开研究。

本文采用前方圆柱、后方翼型的简化模型，采用不可压缩 LES 和 FW-H 声比拟相结合的数值分析方法，试图探究同一位置两种不同高度的粗糙带对圆柱尾迹的影响，进一步分析对下游翼型的气动性能和噪声性能的影响。

2. 数值计算方法

2.1. 计算域和边界条件以及计算模型

图 1 显示了本次模拟的计算以及相应的边界条件, 计算域在流向, 横向, 和展向的长度分别为 $16C$ 、 $10C$ 和 $0.24C$ 。假定本文考察的流体介质为不可压水, 来流速度为 3 m/s , 假设翼型攻角为 0° , 雷诺数 $Re_c = 2.98 \times 10^5$ 。Nicoud [20]提出了一种新的基于速度梯度张量平方的亚网格尺度模型-WALE 模型, 该模型具有很好的复杂几何适应性, 且计算量较小, 因此本文拟采用此模型进行大涡模拟计算。在采用 ANSYS Fluent 22.1 软件的模拟中, N-S 方程采用的压力-速度耦合方式为 SIMPLE 算法, 压力的空间离散为二阶精度, 时间推进采用 bounded 二阶隐式格式。入口、上下边界给定速度边界条件, 出口给定压力边界条件, 展向给定周期边界, 壁面默认无滑移条件。声学采样的时间步长参考[21]设置为 $t = 1 \times 10^{-5} \text{ s}$, 较小的时间步长确保能够得到精确的流场。计算过程先使用 RANS 得到稳态流场, 在稳态流场的基础上再进行 LES 模拟, 在流场周期稳定后, 耦合 FW-H 声比拟模型得到远场的噪声, 声学采样时间步数为 20,000 步, 大约为圆柱脱落周期的 7 倍, 保证足够长的流动时间以获取远场噪声低频特征。

计算的几何模型如图 2 所示, 计算模型由光滑圆柱与两个不同高度粗糙带圆柱加后方 NACA0012 翼型组成。两个粗糙带的位置离前驻点 75° , 小于圆柱分离点, 无量纲高度分别为 $Y^+ \approx 1.9$ 和 $Y^+ \approx 13$, 分别位于边界层粘性底层和过渡区。

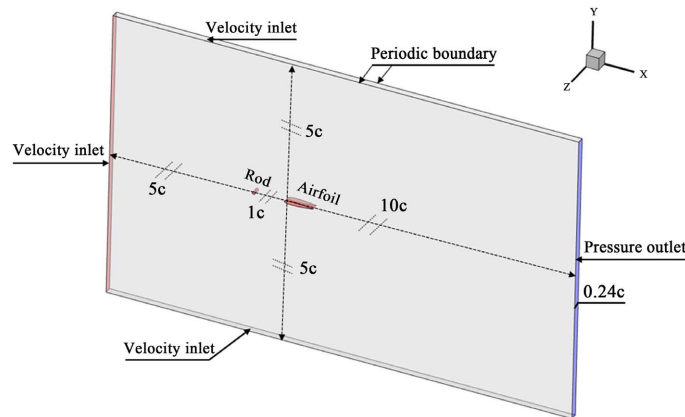


Figure 1. Computation domain and boundary conditions
图 1. 计算域及边界条件

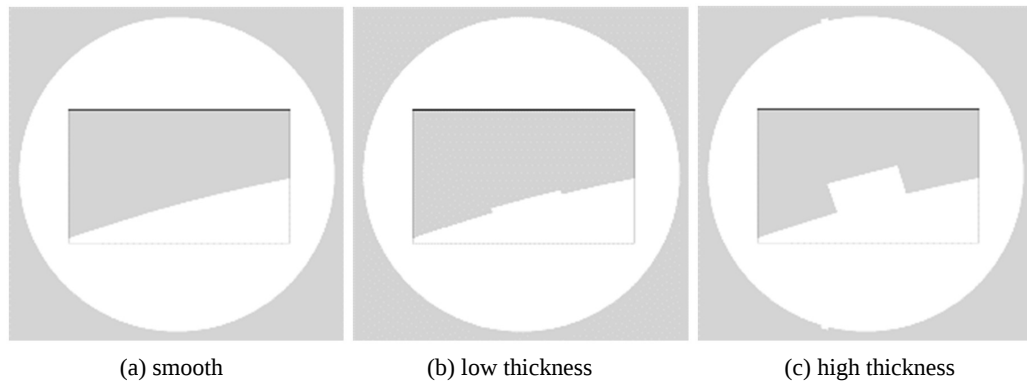


Figure 2. Sketch of different cylindrical roughness strips
图 2. 不同圆柱粗糙带示意图

2.2. 网格划分

为了提高网格质量和正交性,提高收敛速度,采用基于 O 型拓扑的全六面体结构化网格策略,并在圆柱和翼型周围区域布置足够高分辨率的网格以精细捕捉周围流场结构,在远场区域采用较稀疏的网格以降低计算成本。图 3 显示了整体计算区域、圆柱和翼型表面局部网格分布。其中,圆柱表面分布了 280 个网格,翼型表面分布了 540 个网格。总体的网格数量为 4.61×10^6 ,展向网格数量为 42 个。圆柱和翼型表面第一层网格 Y^+ 都小于 1,以满足 LES 模型计算对网格的要求。

2.3. 计算方法验证

由于水下噪声与气动噪声的预测方法基本相同,故采用了 Jacob [22]等人关于圆柱与翼型干涉噪声的经典试验为参考,并将计算结果与试验数据进行对比,以验证 CFD 与声比拟相结合方法的准确性。计算案例设置如下,NACA0012 翼型弦长 $C = 100 \text{ mm}$,圆柱直径 $d = 0.1 C$,圆柱中心与翼型前缘距离为 $1.05C$,展向长度 $L = 0.35 C$,来流速度为 72 m/s 。

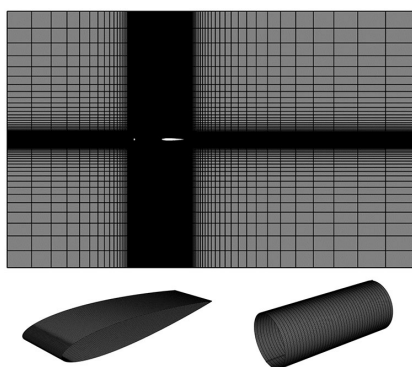


Figure 3. Schematic diagram of mesh
图 3. 网格示意图

使用 LES 联合声比拟 FW-H 方法计算出远场点的声数据,并与 Jacob 的试验结果和模拟结果进行对比。图 4 给出了远场监测点位于 $Z = 0$ 平面的位置,每隔 6° 布置一个检测点,共有 31 个远场监测点。

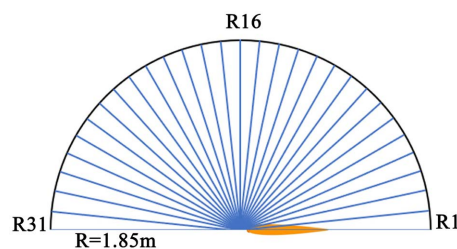


Figure 4. The far-field sound pressure receiving point around the wing
图 4. 机翼周围的远场声压接收点

图 5 为 90° 监测点声压级对比。可见,本文的计算结果与已发表文章中的试验结果和模拟结果无论是宽频噪声趋势上还是主频及其峰值都比较吻合。由图 6 可以看出声远场的指向性也与试验吻合,从而证明了目前的计算方法在一定的精度范围内是可行的,因此在后续的计算中也采用 LES 联合声比拟 FW-H 方法计算水下噪声。

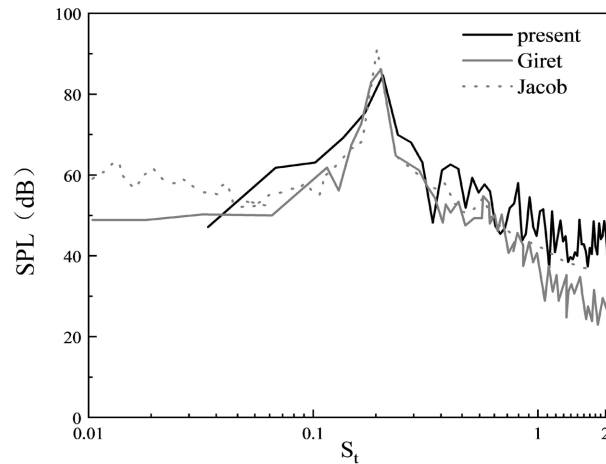


Figure 5. 90° far-field sound pressure level

图 5. 90°远场声压级

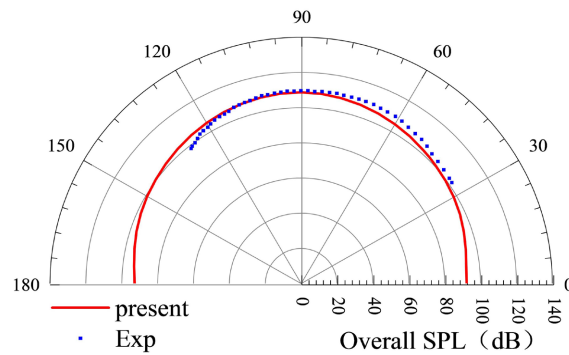


Figure 6. Far field sound pressure directivity

图 6. 远场声压指向性

3. 结果与讨论

3.1. 气动性能

为了研究粗糙带圆柱对翼型的水动力性能的影响，图 7 为不同高度粗糙带圆柱的升力系数

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S} \text{ 和阻力系数 } C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 S}$$

在多个周期内的时域波动。由图 7(a)可见，高粗糙带圆柱阻力系数脉动幅值明显大于光滑粗糙带和低粗糙带，这是因为高度处于过渡区的粗糙带结构改变了圆柱光滑度阻碍了来流，而高度处于粘性底层的粗糙带对圆柱阻力系数影响不大。

同时图 7(b)可见高粗糙带圆柱的升力系数脉动幅值变化与阻力系数相似，这是由于粗糙带影响了圆柱表面压力脉动，预期会导致圆柱偶极子声源增强，从而加强噪声。此外不同圆柱后方的翼型阻力系数和升力系数变化如图 8 所示，在图中并未看到明显差异性。进一步取翼型上表面与展向位置 $Z = 0$ 截面交线，研究粗糙带对翼型表面时间平均压力系数 C_p 的影响。在图 9 中，发现当 $0.04 < x/c < 0.6$ 时，高粗糙带圆柱后方的翼型的压力系数更高，在其他位置区别不大。

图 10 为圆柱附近 $Z = 0$ 截面的时间平均 X 方向速度分布。观察前圆柱周围流场，发现高粗糙带圆柱的边界层被破坏，并且对于边界层分离后的流动有较大影响，这是因为更高的粗糙带导致更大的扰动，同时引起低速回流区的变化。

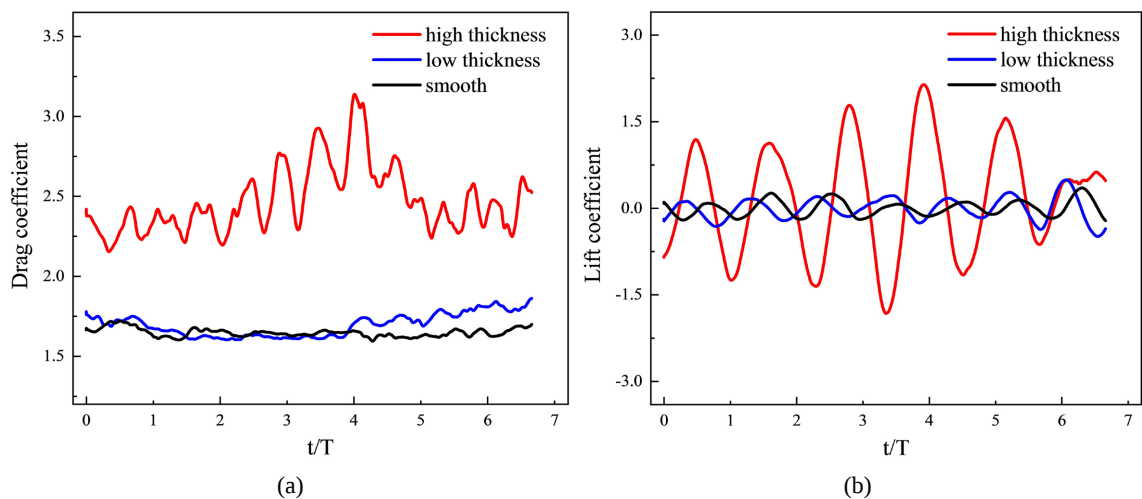


Figure 7. Drag coefficient of the cylinder

图 7. 不同圆柱的升阻力系数

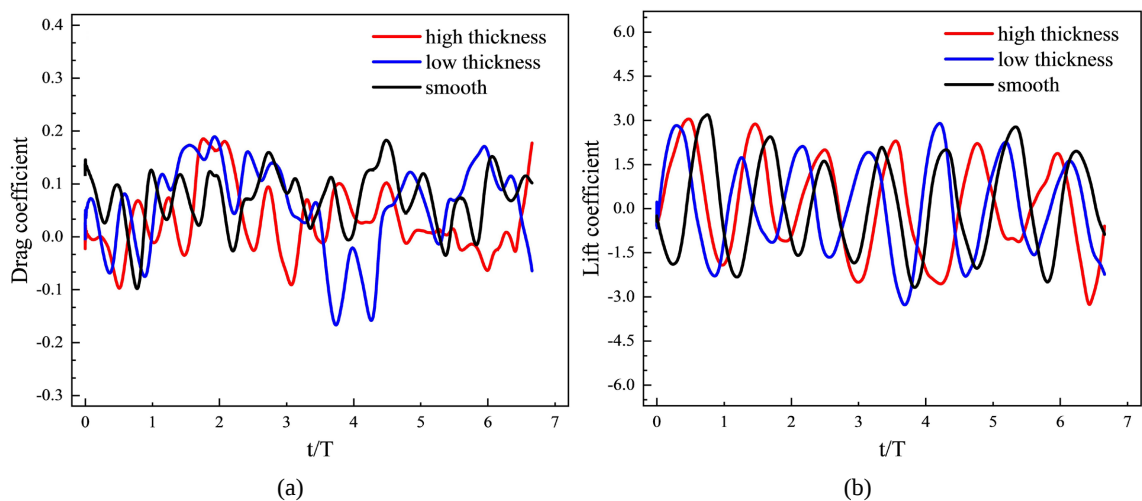


Figure 8. Drag coefficient of the airfoils

图 8. 不同翼型的升阻力系数

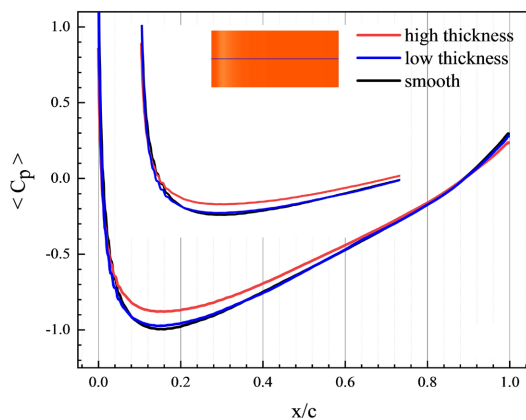


Figure 9. Time-averaged pressure coefficient

图 9. 时间平均压力系数

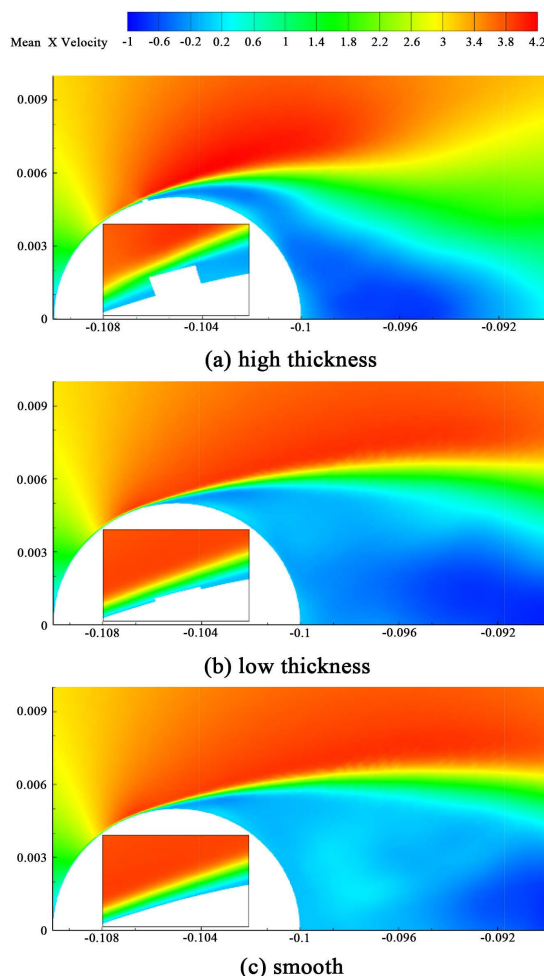


Figure 10. Average velocity cloud in X-direction for $Z = 0$ planes

图 10. $Z = 0$ 截面时均 X 方向云图

图 11 为主流区域 $Z = 0$ 截面时间平均 X 方向速度分布，低速回流区的变化可以更加明显的看到，更高的粗糙带圆柱后面的有一个更短距离的低速回流区。在尾迹区域和翼型附近的流体速度也更大。

3.2. 声学性能

声学计算结果是对圆柱和翼型表面积分得到的。由于考察的是低速流动，因此可以取圆柱和翼型表面作为声源，通过 FW-H 方程积分固壁得到远场点的声压，经过快速傅里叶变换(FFT)得到远场点的声压级谱 $SPL(f) = 10 \log(S_{pp}(f)/p_{ref}^2)$ ，其中 $p_{ref} = 2 \times 10^{-5} \text{ (Pa)}$ ，监测点的位置如图 4 所示，分别取 90° 和 60° 两点的声压级比较不同情况下的声学性能。图 12 为圆柱加翼型表面积分得到的远场声压级频谱，在两个角度的监控下均可以发现主频位置的差异。

更高的粗糙带圆柱带来主峰的频率偏移，表明相较于低粗糙带圆柱和光滑圆柱，高粗糙带影响了圆柱的尾涡脱落频率。在 90° 位置频率更高时高粗糙带圆柱加翼型的声压级更高，另外两种情况的声压级基本相同。在 60° 位置则是低粗糙带圆柱加翼型的声压级最高。可以看出在不同远场位置的声压级并不相同。为了进一步探究单一壁面的声压级变化，图 13 为积分面只有圆柱的远场声压级，在两个角度下，无论是低频还是高频高粗糙带圆柱的声压级都更高，主频位置的频率也更小，在两个角度下三个圆柱的趋势是一样的，更高的粗糙带对声压级影响较大，低粗糙带的影响不明显。

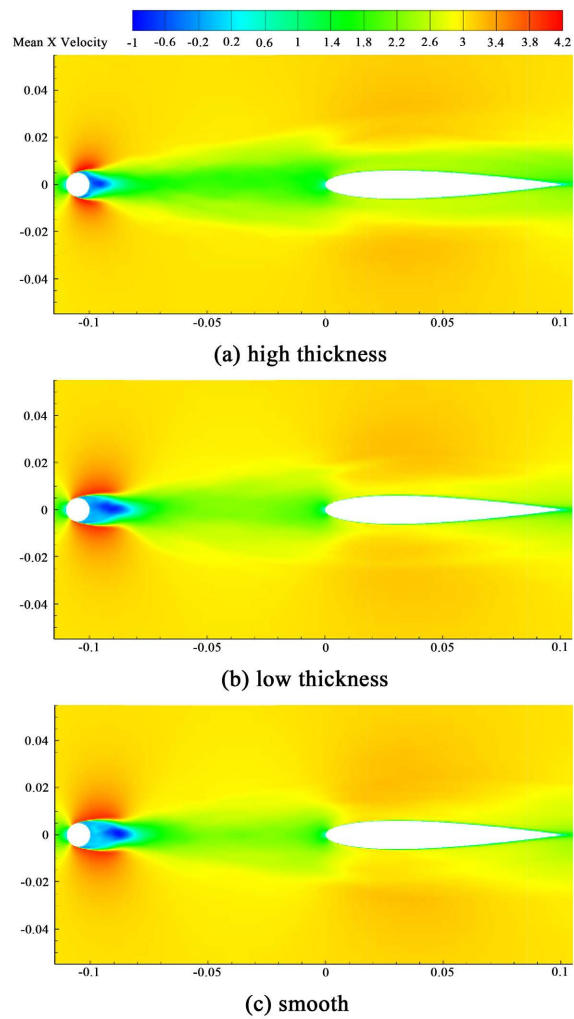


Figure 11. Average velocity cloud in X-direction for $Z = 0$ planes

图 11. $Z = 0$ 截面时均 X 方向云图

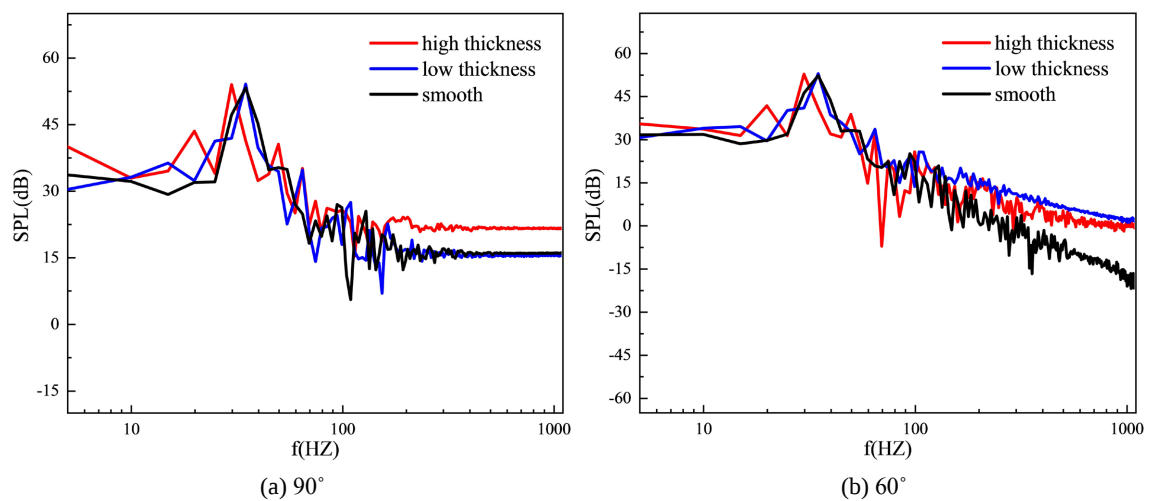


Figure 12. Far-field sound pressure level at different monitoring points

图 12. 不同角度的声压级

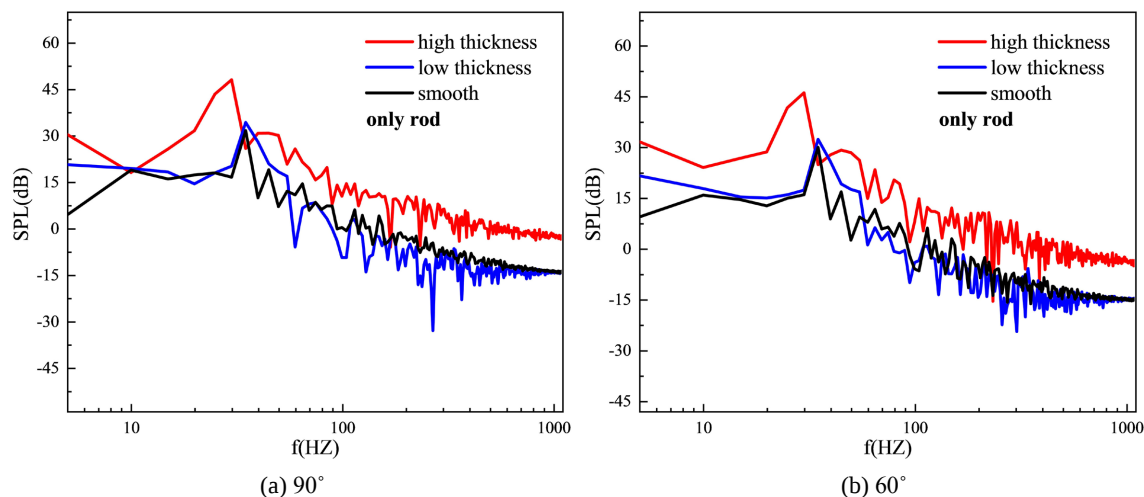


Figure 13. Far-field sound pressure level at different monitoring points

图 13. 不同角度的声压级

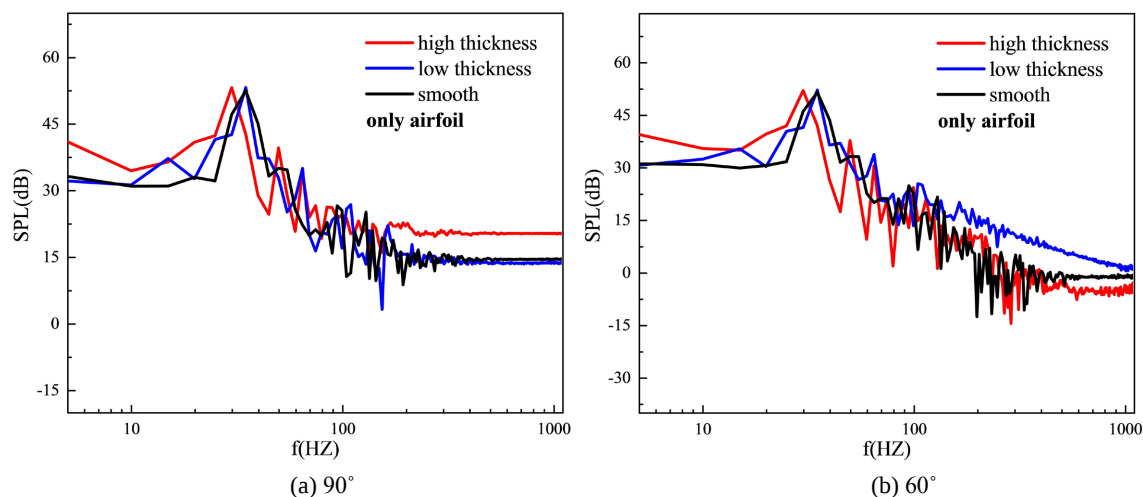


Figure 14. Far-field sound pressure level at different monitoring points

图 14. 不同角度的声压级

3.3. 机理分析

为了分析噪声增强的机理，本节将从脉动流场的角度进行详细的对比分析。

引入方程 $p'_{rms} = \sqrt{\text{var}(p'(z_i, t))}$ 给出的压力脉动均方根(RMS)值来评价声源，因为它在一定程度上反映了声音的产生和传播[23]，其中 $p' = p - p_0$ ，其中 p 为瞬态压力， p_0 为时间平均瞬态压力， var 为瞬态压力信号在一系列时间内的方差。 $Z = 0$ 截面局部流场和全局流场的 p'_{rms} 分布如图 15 和图 16 所示。图 15 中高粗糙带圆柱表面附近流场的均方根值较高，而其它两个圆柱的压力脉动均方根值都较小。这是因为高粗糙带的强扰动导致的，强扰动在平均 X 方向速度场中也能看到。图 16 中全局压力脉动均方根值也可以看到高粗糙带圆柱后方流场的压力脉动均方根值更高，这意味着高粗糙带圆柱后方流场有更高的声源，低粗糙带圆柱和光滑圆柱后方的声源基本相似，这与 90° 远场声压级相对应。

涡流结构的演化规律是探讨噪声抑制机理的重要手段。图 17 显示了用 y 速度着色的瞬时等值面 $Q = 50000 \text{ s}^{-2}$ 。可以看出在不同圆柱后方翼型附近的瞬时涡结构，前缘涡在到达前缘之后破碎为上下

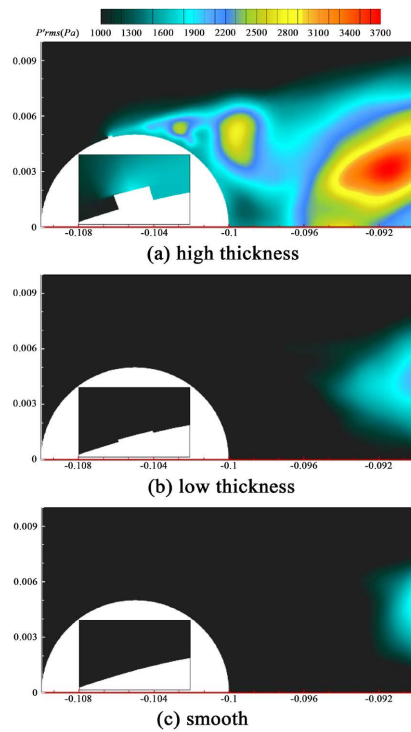


Figure 15. Root mean square value of pressure pulsation for $Z = 0$ planes

图 15. $Z = 0$ 截面压力脉动均方根值

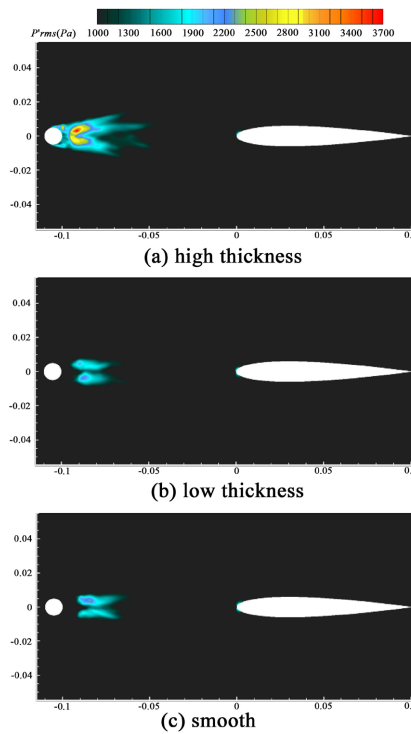


Figure 16. Root mean square value of pressure pulsation for $Z = 0$ planes

图 16. $Z = 0$ 截面压力脉动均方根值

表面附近的细小涡结构,随着尾迹的周期性撞击,交替的 y 方向速度表明在上下表面存在表面涡的附着,卷起和脱落。在高粗糙带圆柱后方翼型附近的涡结构更加密集,说明高粗糙带圆柱尾迹更加复杂,表面细碎的涡结构将导致翼型表面更强的压力脉动,因此远场 90° 位置的翼型气动噪声更强。

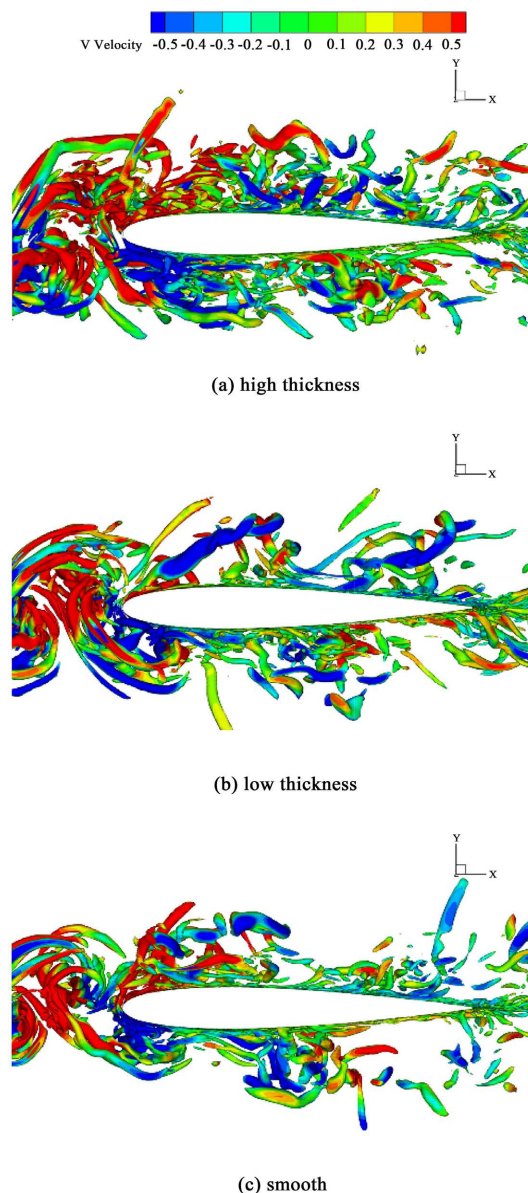


Figure 17. Transient vortex structures with isosurface $Q = 50000 \text{ S}^{-2}$, colored with y -velocity

图 17. 瞬态涡旋结构等值面 $Q = 50000 \text{ S}^{-2}$, 用 y 方向速度着色

湍流波动的强度由湍流强度(TI)反映, 定义为 $T_u = \frac{1}{U_o} u'_{RMS}$ 图 18 为 X 轴上翼型前方线段上两个方向的湍流强度, 高粗糙带后方前半部分线段上 x 方向的湍流强度明显更大, 在靠近翼型的位置也可以观察到。同时 y 方向的湍流强度也会整体增大。

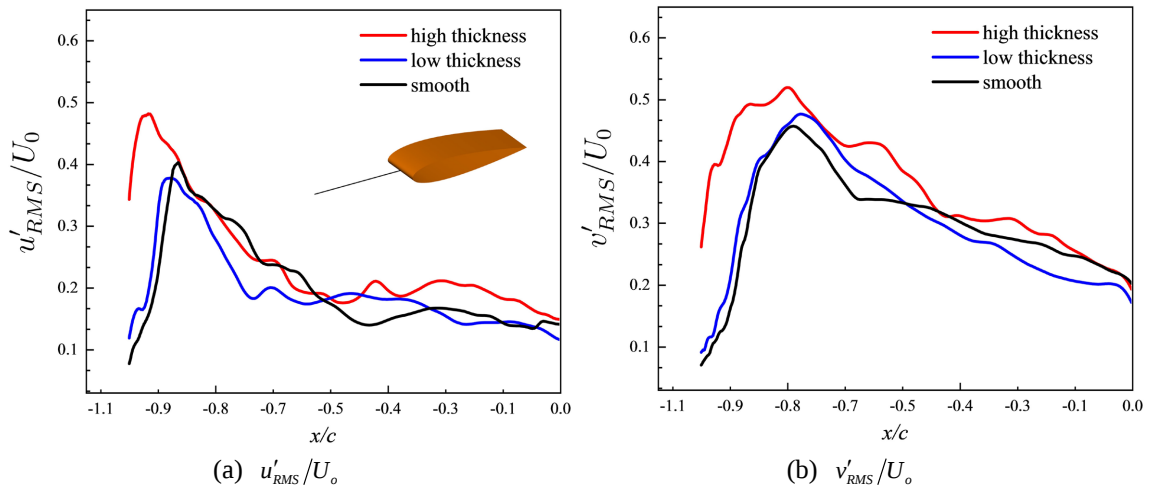


Figure 18. Turbulence intensity on the forward segment of the airfoil
图 18. 翼型前方线段上的湍流强度

4. 结论

1) 更高的粗糙带对圆柱的时域升力系数和阻力系数影响更大，所有高度粗糙带对方翼型的升阻力系数影响不大，并且高粗糙带对方翼型的时间平均压力系数有增强作用，同时圆柱后方低速回流区的大小改变，翼型附近的流速增强。

2) 通过积分不同壁面比较远场声压级的变化，积分所有壁面时，高粗糙带圆柱会影响远场声压级的主峰的频率和大小， 90° 和 60° 的位置频谱的变化趋势不一样。积分圆柱壁面时，高粗糙带圆柱会影响主峰频率，增加低频和高频噪声，两个位置的声压级变化趋势一样。积分翼型壁面时， 90° 位置和积分所有壁面情况基本相同， 60° 位置高粗糙带圆柱后方翼型声压级反而最低。

3) 通过比较不同流场的压力脉动均方根值来反映声源强度，发现高粗糙带导致的强扰动会使圆柱后方流场声源强度增高，翼型周围流场瞬时涡结构和后方线段上的来流湍流强度都表明高粗糙带圆柱对尾迹的影响，从而导致更高的声压级。

总体而言，更高的粗糙带会影响圆柱附近和后方流场，增强扰动，一方面改变了圆柱自身的噪声，另一方面改变边界层分离后的流场形态，导致撞击翼型的噪声发生改变。

参考文献

- [1] Camussi, R. and Bennett, G.J. (2020) Aeroacoustics Research in Europe: The CEAS-ASC Report on 2019 Highlights. *Journal of Sound and Vibration*, **484**, Article ID: 115540. <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2020.115540>
- [2] Gély, D. and Bennett, G.J. (2019) Aeroacoustics Research in Europe: The CEAS-ASC Report on 2018 Highlights. *Journal of Sound and Vibration*, **463**, Article ID: 114950. <https://doi.org/10.1016/j.jsv.2019.114950>
- [3] Sevik, M. (1974) Sound Radiation from a Subsonic Rotor Subjected to Turbulence. *Symposium on Fluid Mechanics, Acoustics and Design of Turbomachinery*, 493-512.
- [4] Wojno, J.P., Mueller, T.J. and Blake, W.K. (2002) Turbulence Ingestion Noise, Part 1: Experimental Characterization of Grid-Generated Turbulence. *AIAA Journal*, **40**, 16-25. <https://doi.org/10.2514/2.1636>
- [5] Wojno, J.P., Mueller, T.J. and Blake, W.K. (2002) Turbulence Ingestion Noise, Part 2: Rotor Aeroacoustic Response to Grid-Generated Turbulence. *AIAA Journal*, **40**, 26-32. <https://doi.org/10.2514/2.1637>
- [6] Sharpf, D.F. and Mueller, T.J. (1995) An Experimental Investigation of the Sources of Propeller Noise Due to the Ingestion of Turbulence at Low Speeds. *Experiments in Fluids*, **18**, 277-287. <https://doi.org/10.1007/BF00195098>
- [7] Stephens, D.B. and Morris, S.C. (2009) Sound Generation by a Rotor Interacting with a Casing Turbulent Boundary Layer. *AIAA Journal*, **47**, 2698-2708. <https://doi.org/10.2514/1.43271>

-
- [8] Wang, M. and Moin, P. (2000) Computation of Trailing-Edge Flow and Noise Using Large-Eddy Simulation. *AIAA Journal*, **38**, 2201-2209. <https://doi.org/10.2514/2.895>
 - [9] Eltaweel, A. and Wang, M. (2011) Numerical Simulation of Broadband Noise from Airfoil-Wake Interaction. *17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*, Portland, 5-8 June 2011, 2802. <https://doi.org/10.2514/6.2011-2802>
 - [10] 付建, 王永生, 靳栓宝, 等. LES 和 DES 在流体动力噪声预报中的适用性分析[J]. 华中科技大学学报: 自然科学版, 2015, 43(2): 66-70.
 - [11] Assi, G., Bearman, P.W. and Kitney, N. (2009) Low Drag Solutions for Suppressing Vortex-Induced Vibration of Circular Cylinders. *Journal of Fluids & Structures*, **25**, 666-675. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2008.11.002>
 - [12] Heaf, N.J. (1977) Dynamics of Marine Structures. Construction Industry Research and Information Association, Underwater Engineering Group.
 - [13] Kumar, R.A., Sohn, C.H. and Gowda, B.H.L. (2008) Passive Control of Vortex-Induced Vibrations: An Overview. *Recent Patents on Mechanical Engineering*, **1**, 1-11. <https://doi.org/10.2174/2212797610801010001>
 - [14] Assi, G., Bearman, P.W., Kitney, N., et al. (2010) Suppression of Wake-Induced Vibration of Tandem Cylinders with Free-to-Rotate Control Plates. *Journal of Fluids and Structures*, **26**, 1045-1057. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2010.08.004>
 - [15] Bearman, P. and Brankovic, M. (2004) Experimental Studies of Passive Control of Vortex-Induced Vibration. *European Journal of Mechanics*, **23**, 9-15. <https://doi.org/10.1016/j.euromechflu.2003.06.002>
 - [16] Shan, H. (2011) VIV Suppression of a Two-Degree-of-Freedom Circular Cylinder and Drag Reduction of a Fixed Circular Cylinder by the Use of Helical Grooves. *Journal of Fluids & Structures*, **27**, 1124-1133. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2011.07.005>
 - [17] Zdravkovich, M.M. (1981) Review and Classification of Various Aerodynamic and Hydrodynamic Means for Suppressing Vortex Shedding. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, **7**, 145-189. [https://doi.org/10.1016/0167-6105\(81\)90036-2](https://doi.org/10.1016/0167-6105(81)90036-2)
 - [18] Bernitsas, M.M. and Raghavan, K. (2011) Enhancement of Vortex Induced Forces and Motion through Surface Roughness Control. US, US8684040 B2.
 - [19] Chang, C., Kumar, R.A. and Bernitsas, M.M. (2011) VIV and Galloping of Single Circular Cylinder with Surface Roughness at $3.0 \times 10^4 \leq Re \leq 1.2 \times 10^5$. *Ocean Engineering*, **38**, 1713-1732. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2011.07.013>
 - [20] Nicoud, F. and Ducros, F. (1999) Subgrid-Scale Stress Modelling Based on the Square of the Velocity Gradient Tensor. *Flow Turbulence and Combustion*, **62**, 183-200. <https://doi.org/10.1023/A:1009995426001>
 - [21] Wang, L. and Liu, X. (2022) Aeroacoustic Investigation of Asymmetric Oblique Trailing-Edge Serrations Enlighted by Owl Wings. *Physics of Fluids*, **34**, Article ID: 015113. <https://doi.org/10.1063/5.0076272>
 - [22] Jacob, M.C., Boudet, J., Casalino, D., et al. (2005) A Rod-Airfoil Experiment as a Benchmark for Broadband Noise Modeling. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, **19**, 171-196. <https://doi.org/10.1007/s00162-004-0108-6>
 - [23] Lyu, B. and Azarpeyvand, M. (2017) On the Noise Prediction for Serrated Leading Edges. *Journal of Fluid Mechanics*, **826**, 205-234. <https://doi.org/10.1017/jfm.2017.429>