

前缘涡流发生器对S809翼型气动性能影响的研究

杨星宇

上海理工大学能源与动力工程学院, 上海

收稿日期: 2024年12月17日; 录用日期: 2025年1月10日; 发布日期: 2025年1月17日

摘要

本文采用DDES模型和STAR CCM+软件, 对装配前缘涡流发生器的S809翼型在不同攻角下的气动性能进行了研究。结果表明, 前缘涡流发生器能显著提升翼型在 20° 攻角及以下的升力系数和降低阻力系数, 特别是在 20° 攻角下, 升力系数提升了64.1%, 阻力系数降低了50.5%。然而, 随着攻角增加至 24° 及以上, 涡流发生器控制流动分离的效果逐渐减弱。该研究不仅验证了前缘涡流发生器在控制流动分离方面的有效性, 也为风力机叶片的设计提供了重要的参考依据。未来研究将进一步探讨涡流发生器的尺寸、形状及布置方式对其性能的影响, 及其在实际风力机叶片中的应用潜力。

关键词

涡流发生器, 流动分离控制, 数值模拟, 气动性能

Investigation of the Impact of Leading Edge Vortex Generators on the Aerodynamic Performance of the S809 Airfoil

Xingyu Yang

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

Received: Dec. 17th, 2024; accepted: Jan. 10th, 2025; published: Jan. 17th, 2025

Abstract

This paper utilizes the DDES model and STAR CCM+ software to study the aerodynamic performance of the S809 airfoil equipped with leading-edge vortex generators at various angles of attack. The results show that the leading-edge vortex generators significantly enhance the lift coefficient and reduce the drag coefficient at angles of attack of 20° and below, particularly at a 20° angle of attack.

where the lift coefficient increased by 64.1% and the drag coefficient decreased by 50.5%. However, as the angle of attack increases to 24° and above, the effectiveness of the vortex generators in controlling flow separation gradually diminishes. This study not only verifies the effectiveness of leading-edge vortex generators in controlling flow separation but also provides important reference data for the design of wind turbine blades. Future research will further explore the impact of the size, shape, and arrangement of vortex generators on their performance, as well as their potential application in actual wind turbine blades.

Keywords

Vortex Generators, Flow Separation Control, Numerical Simulation, Aerodynamic Performance

Copyright © 2025 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

风能作为一种可再生且对环境无害的能源，相较于传统能源，具有不依赖化石燃料、有助于优化能源配置、提升能源安全性以及缓解气候变化和保护生态环境的显著优势，对社会的可持续性发展贡献尤为重大。在风力发电系统中，叶片是关键组件之一，其主要功能是拦截风能并将其转换为机械能。风作用于叶片时产生的气动力促使叶片旋转，进而驱动发电机旋转，实现风能向电能的转换。

流动分离是指流体(如空气)在绕过物体表面时，由于压力梯度或表面形状的变化等原因，导致边界层流体脱离物体表面的现象。流动分离通常伴随着大量的能量损失，因此，在许多流体力学的技术应用中，对流动分离的控制十分重要[1]-[3]。对于风力机而言，流动分离不仅会降低风力机的升力系数与风能转换效率，还会增加叶片的阻力和噪声。严重的流动分离甚至会导致叶片失速，显著降低升力，并影响风力机的稳定运行。因此，控制叶片的流动分离在提升风力发电系统性能、稳定性以及经济效益方面有着至关重要的作用。为控制流动分离，利用流动控制装置是一个实用的解决方案。Taylor [4]于20世纪40年代末提出了一种被动式涡流发生器，其由一排垂直于表面的小板或翼型组成，并以一定角度置入来流中，从而产生一系列尾涡。这种涡流发生器已被用于延迟边界层分离[5]、提高飞行器机翼升力[6]、减小机身尾部阻力[7]等领域。在各类已得到广泛应用的传统涡流发生器基础上，又有许多学者与机构对其进行了优化设计。Kuethe [8]开发并研究了不同于传统涡流发生器的波形涡流发生器，当流体被波状涡流发生器引导流过凹面时，边界层内将产生流向涡流，成功降低了尾流区域声学扰动的强度。Rao 和 Kariya [9]探索了浸没式涡流发生器控制流动分离的性能，研究表明，由于浸没式涡流发生器的阻力相比传统涡流发生器低得多，所以其提升控制流动分离的能力超越了后者。Lin [10]总结了低剖面涡流发生器对流动分离的控制。Zhu [11]使用 URANS 模型，研究了矩形被动涡流发生器对 NREL S809 翼型的动态失速特性，结果显示被动涡流发生器能够显著延迟动态失速的发生并消除流动分离，在此基础上 Zhu [12]又将被动涡流发生器应用在 NREL Phase VI 风力机叶片上，研究显示，尽管涡流发生器能够显著提升翼型的升力系数，但在叶片上却由于涡流发生器阻碍了径向流动，进而导致了叶片气动力的下降，将涡流发生器倾斜布置则能有效减小这种负面影响。Thanushree Suresh [13]通过实验研究了棒状涡流发生器对 DU96-W-180 风力机翼型流动特性及远场声学压力的影响，结果显示棒状涡流发生器有效减少了流动分离区及低频段的噪声水平。Mesut Algan [14]通过实验研究了气动形状涡流发生器对 NACA4415 翼型气动性能影响，并与传统涡流发生器进行了对比，结果显示气动形状涡流发生器在提升升力与减少阻力方面表现出

色, 在预失速区域的升力系数较传统涡流发生器最大可提高 107.7%。总体而言, 被动涡流发生器能够显著改善流动分离, 提高最大升力系数, 但也会增加低攻角下的阻力。

学者们在研究涡流发生器的过程中, 通常将其布置于翼型与叶片的吸力面。不同于此种布置方式, Le Pape [15]提出了一种新型的主动控制动态失速的方法, 通过在 OA209 翼型前缘布置可展开的涡流发生器来减轻动态失速的影响。实验结果显示, 这种新型前缘涡流发生器能够有效触发层流向湍流的转捩, 从而延迟失速, 这项研究为直升机叶片与其他飞行器部件的空气动力学设计提供了新的思路。受此启发, 本文基于 S809 翼型, 在翼型前缘加装新型涡流发生器, 使用数值模拟方法研究不同攻角下新型涡流发生器对 S809 翼型流动分离的控制。

2. 研究对象及数值方法

2.1. 几何模型及参数

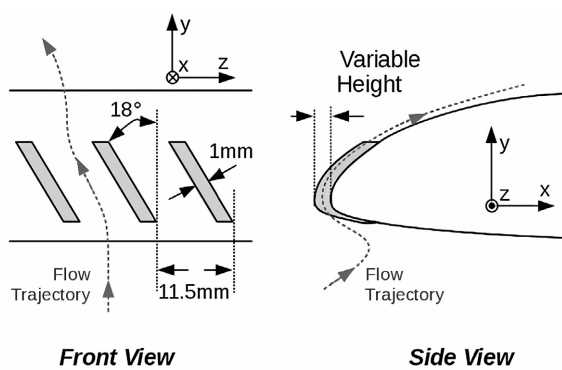


Figure 1. Sketch of designed deployable vortex generator system

图 1. 可部署涡流发生器示意图

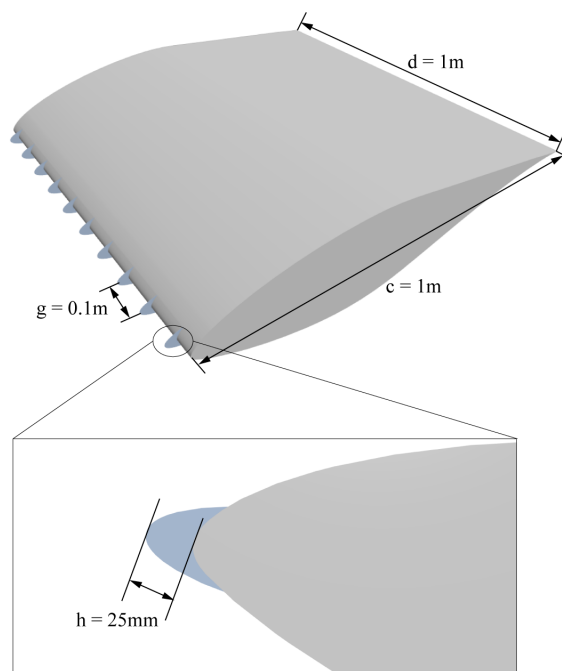


Figure 2. Geometric model

图 2. 几何模型示意图

本文选择 NREL S809 翼型作为研究对象。如图 1 所示, 按照 Le Pape [13] 的涡流发生器布置方法, 在翼型前缘加装基于 NACA0012 翼型的涡流发生器。为了探究涡流发生器对不同攻角下翼型的影响, 本研究采用固定的前缘涡流发生器, 其沿翼展 $b = 1 \text{ m}$ 、弦长 $c = 1 \text{ m}$ 的翼型上, 沿展向共安装十组间隔 $g = 100 \text{ mm}$ 、宽度 $w = 5 \text{ mm}$ 的涡流发生器, 基于 NACA0012 翼型的涡流发生器前缘点与 S809 翼型前缘点距离为 $h = 25 \text{ mm}$, 几何模型及细节如图 2 所示。为探索不同攻角下改装叶片的气动性能, 取 1×10^6 雷诺数下, 攻角分别为 16° , 20° , 24° 的三组算例进行计算, 以探索涡流发生器对大攻角下处于流动分离状态的翼型的影响。

2.2. 数值模型

本研究的所有算例均使用 STAR CCM+ 软件求解。考虑到 S809 翼型的流动分离现象主要发生在大攻角下, 为确保计算模型的可靠性与经济性, 各算例均使用结合 Gamma-ReTheta 转捩模型的延迟分离涡 (DDES) 模型求解。压力-速度耦合采用 SIMPLEC 算法, 时间离散选用 2 阶隐式, 时间步长设置为 0.01 s , 残差收敛标准设置为 10^{-6} , 假设来流为轴向均匀流动。

数值计算计算域如图 3 所示, 流域向前延伸 10 m , 向后延伸 20 m 。边界条件设置如下: 入口设置为速度入口, 出口设置为压力出口, 计算域上下边界设置为壁面, 左右边界设置为对称边界。网格划分同样使用 STAR CCM+ 软件, 整体计算区域采用多面体网格, 翼型表面法向第一层网格高度设定为 $1 \times 10^{-5} \text{ m}$, 以保证翼型整体无量纲 y^+ 约为 1, 计算域网格如图 4 所示。

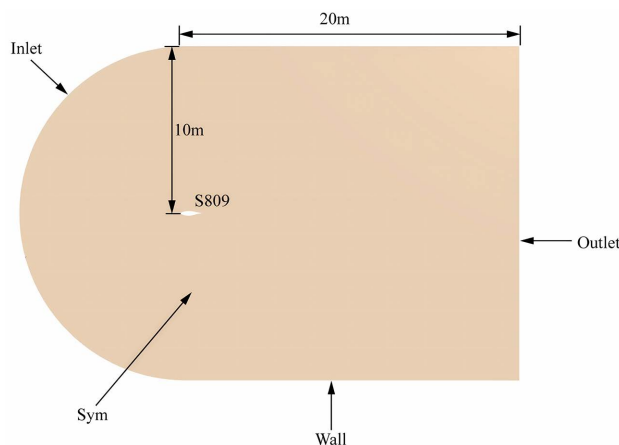
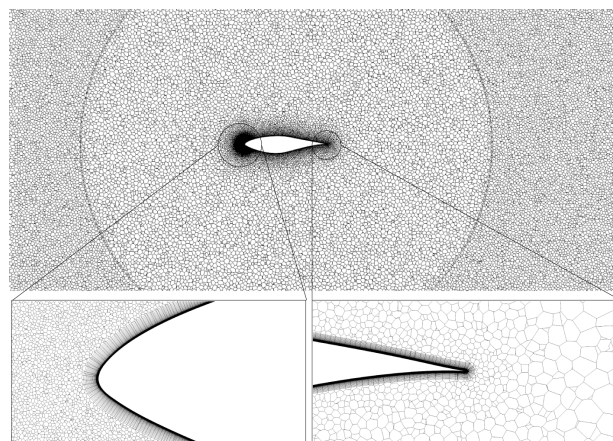
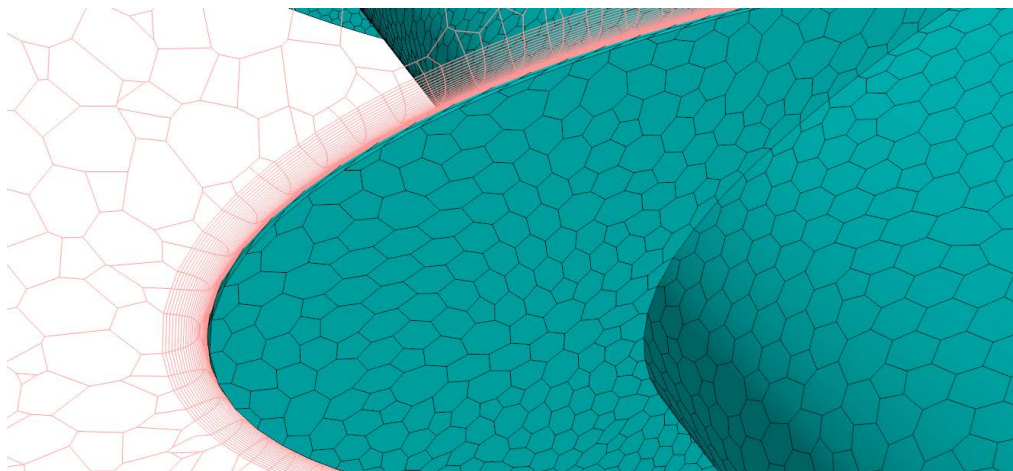


Figure 3. Computational domain

图 3. 计算域示意图



(a) 翼型截面网格

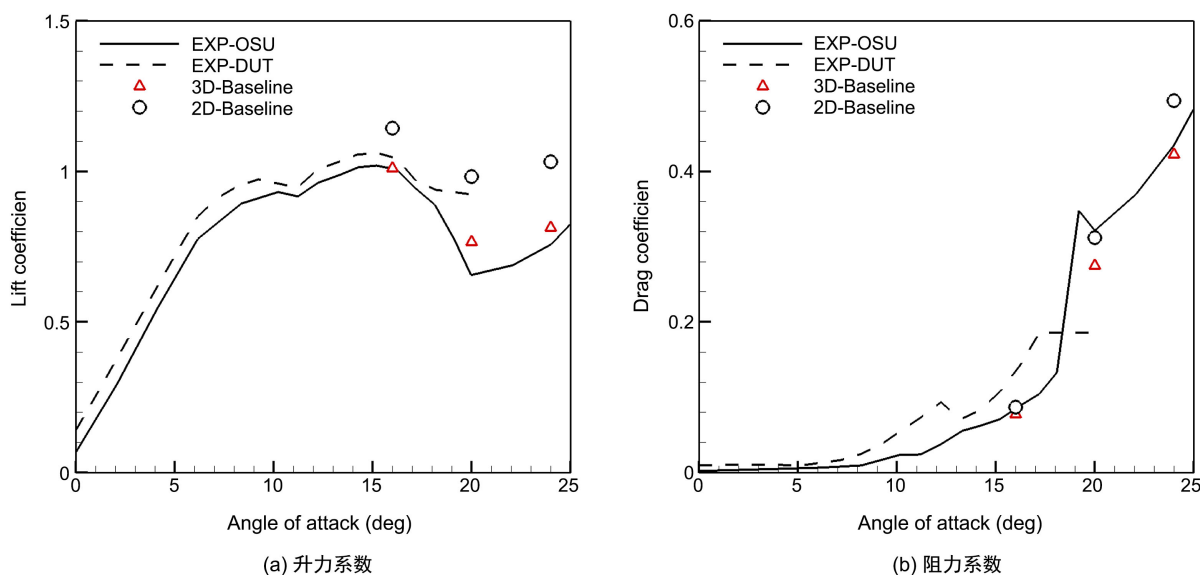


(b) 涡流发生器局部边界层网格

Figure 4. Computational mesh**图 4.** 网格划分示意图

2.3. 数值模型的验证

研究翼型气动性能的关键在于理解流场中流动状态的变化以及其对翼型性能的影响，在翼型达到失速攻角前，其表面流动大多保持层流状态，此时使用 DDES 模型对提高计算精度的影响并不明显。但随着攻角增加至失速区域，经典的雷诺平均纳维 - 斯托克斯 (URANS) 模型并不能准确捕捉到翼型吸力面上方的分离涡现象，所以本研究使用 DDES 模型探索大攻角下翼型的气动性能差异。为了确保模拟结果的可靠性，本应首先进行网格无关性的验证，但考虑到高精度算法的计算成本，故选取导师建议的 550 万网格量作为三维 DDES 模拟的基础网格。图 5 展示了不同失速攻角下二维与三维 S809 翼型使用 DDES 模型在不同攻角下的升阻力系数。由图可知，三维 DDES 模型下的计算展现出了与实验结果的高度相关性，在 550 万网格量下，使用该模型获得的模拟结果较为可靠。

**Figure 5.** Comparisons of experimental and CFD results for C_l and C_d **图 5.** 数值模拟与实验的升阻力系数对比

3. 计算结果与讨论

图6展示了不同攻角下S809原型翼型与加装前缘涡流发生器后翼型的升阻力系数对比图。从图中能够明显看出,前缘涡流发生器显著提升了 16° 与 20° 攻角下翼型的升力系数。在 20° 攻角下,加装前缘涡流发生器的S809翼型升力系数较原型提升了近64%,同时阻力系数也较原型降低了近50%,可以发现该攻角下前缘涡流发生器对翼型气动性能的提升效果相当明显。而在 24° 攻角下,前缘涡流发生器对翼型的增加升力、减少阻力的效果较 20° 攻角下虽然有所降低,但仍然能起到改善翼型气动性能的作用。模拟结果表明,前缘涡流发生器在 20° 攻角以下能够显著改善翼型的气动性能,但当攻角继续增加,流动分离现象更加剧烈时,涡流发生器可能无法完全抑制住流动分离。

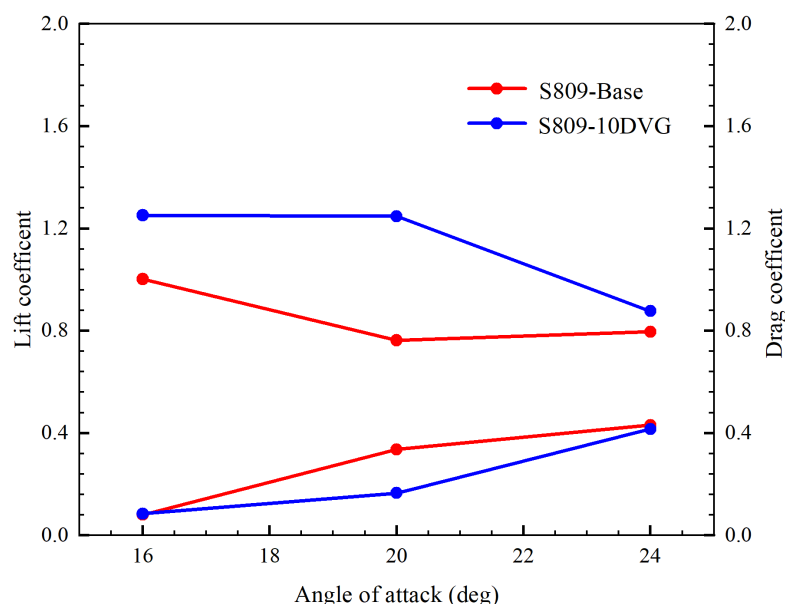


Figure 6. Comparisons of S809 and S809-10DVG results for Cl and Cd

图6. 加装涡流发生器的S809翼型与原型的升阻力系数对比

图7展示了 20° 攻角下S809翼型与加装前缘涡流发生器翼型 $d = 0.5\text{ m}$ 截面处的速度云图及截面流线。图中能明显看出,原型S809翼型在 20° 攻角下吸力面上方几乎完全处于流动分离状态,高速流域主要集中在前缘部分,翼型尾部形成了极大的分离涡流区域。相比之下,前缘涡流发生器产生的流向涡促进气流掺混,增加了近壁面流体的动量,使其流动分离的能力增强;同时前缘涡流发生器也抑制了翼型前缘处的流体在展向的流动,其有助于维持流动的稳定性。故前缘涡流发生器显著改善了流场特性,有效延迟了流动分离现象的发生。将原始翼型在前缘处产生的流动分离延迟至翼型吸力面中部及尾缘,在吸力面扩展了高速流体区域,同时抑制了翼型尾部分离涡流的强度,从而达到了降低翼型阻力,提高翼型升力的效果。

图8展示了 20° 及 24° 攻角下S809原始翼型与加装前缘涡流发生器S809翼型的涡结构对比图。由图可见,在 20° 攻角下,前缘涡流发生器能够有效延迟流动分离的产生,明显削弱了翼型吸力面尾部区域的分离涡流强度,从而显著改善了翼型气动性能。而在 24° 攻角下,原始翼型流动分离现象虽然同样在前缘处就已发生,但其强度较 20° 攻角下更为剧烈,此时前缘涡流发生器对流动分离现象的延迟作用已不明显,仅少许扩大了翼型吸力面前缘的高速流动区域,这也是 24° 攻角下前缘涡流发生器对翼型升力系数提升不大的原因。

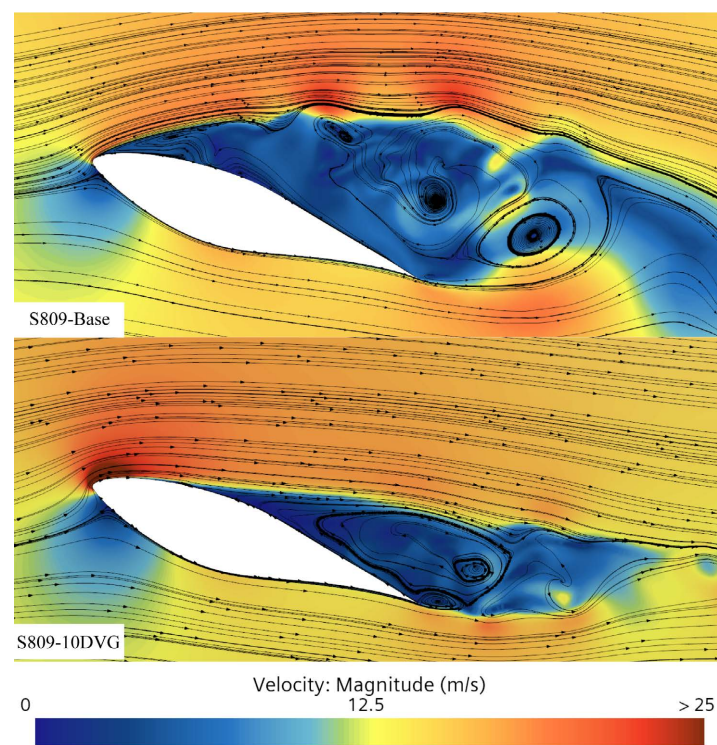


Figure 7. Comparisons of S809 and S809-10DVG for flow fields at $d = 0.5$ m section ($AoA = 20^\circ$)
图 7. 20° 攻角下加装涡流发生器的 S809 翼型与原型于 $d = 0.5$ m 截面的流场对比

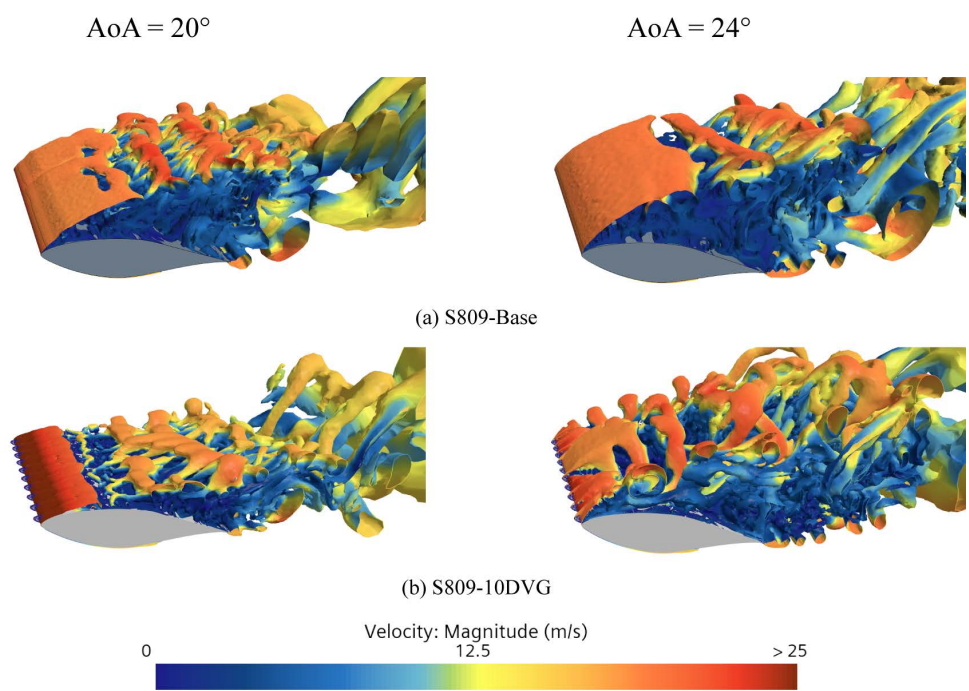


Figure 8. Comparisons of S809 and S809-10DVG for Vortex structure distribution
图 8. 加装涡流发生器的 S809 翼型与原型的涡结构对比

4. 结论

本文以 S809 翼型为基础, 使用 DDES 模型对不同攻角下加装前缘涡流发生器的翼型进行三维非定常数值模拟分析, 模拟结果表明:

1) 对于 20° 及以下的攻角, 前缘涡流发生器能够抑制流动分离现象, 扩展吸力面的高速流动区域, 抑制分离涡流的强度, 从而显著提升了翼型的气动性能, 20° 攻角下加装涡流发生器翼型的升力系数较原型提升了 64.1%, 阻力系数较原型降低了 50.5%。

2) 对于 24° 及以上的攻角, 前缘涡流发生器抑制流动分离的效果已不明显, 仅能少量增加吸力面靠近前缘处的高速流动区域, 此时前缘涡流发生器对提升翼型气动性能的效果有限。

综合模拟结果, 此种布置方式下的前缘涡流发生器在 20° 攻角以下能明显抑制流动分离, 而随着攻角增大, 抑制流动分离的效果将会变弱。而此类前缘涡流发生器各类参数, 如尺寸、形状、布置方式等, 对抑制流动分离效果的具体影响, 及其是否能应用于实际的风力机叶片等问题尚待后续研究。

参考文献

- [1] Malik, A.S., Boyko, O., Aktar, N. and Young, W.F. (2001) A Comparative Study of MR Imaging Profile of Titanium Pedicle Screws. *Acta Radiologica*, **42**, 291-293. <https://doi.org/10.1080/028418501127346846>
- [2] Chang, P.K. (1976) Control of Flow Separation. Hemisphere Pub. Cor.
- [3] Haines, A. (1998) Know Your Flow—The Key to Better Prediction and Successful Innovation. 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, 12-15 January 1998, 221. <https://doi.org/10.2514/6.1998-221>
- [4] Taylor, H.D. (1947) The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators. Research Department Report No. r-4012-3, United Aircraft Corporation, East Hartford, Connecticut.
- [5] Schubauer, G.B. and Spangenberg, W.G. (1960) Forced Mixing in Boundary Layers. *Journal of Fluid Mechanics*, **8**, 10-32. <https://doi.org/10.1017/s0022112060000372>
- [6] Bragg, M.B. and Gregorek, G.M. (1987) Experimental Study of Airfoil Performance with Vortex Generators. *Journal of Aircraft*, **24**, 305-309. <https://doi.org/10.2514/3.45445>
- [7] Calarese, W., Crisler, W. and Gustafson, G. (1985) Afterbody Drag Reduction by Vortex Generators. 23rd Aerospace Sciences Meeting, Reno, 14-17 January 1985, 354. <https://doi.org/10.2514/6.1985-354>
- [8] Kuethe, A.M. (1972) Effect of Streamwise Vortices on Wake Properties Associated with Sound Generation. *Journal of Aircraft*, **9**, 715-719. <https://doi.org/10.2514/3.44333>
- [9] Rao, D. and Kariya, T. (1988) Boundary-Layer Submerged Vortex Generators for Separation Control—An Exploratory Study. 1st National Fluid Dynamics Conference, Cincinnati, 25-28 July 1988, 3546. <https://doi.org/10.2514/6.1988-3546>
- [10] Lin, J.C. (2002) Review of Research on Low-Profile Vortex Generators to Control Boundary-Layer Separation. *Progress in Aerospace Sciences*, **38**, 389-420. [https://doi.org/10.1016/s0376-0421\(02\)00010-6](https://doi.org/10.1016/s0376-0421(02)00010-6)
- [11] Zhu, C., Chen, J., Wu, J. and Wang, T. (2019) Dynamic Stall Control of the Wind Turbine Airfoil via Single-Row and Double-Row Passive Vortex Generators. *Energy*, **189**, Article 116272. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116272>
- [12] Zhu, C., Chen, J., Qiu, Y. and Wang, T. (2021) Numerical Investigation into Rotational Augmentation with Passive Vortex Generators on the NREL Phase VI Blade. *Energy*, **223**, Article 120089. <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.120089>
- [13] Suresh, T., Flaszynski, P., Carpio, A.R., Kurowski, M., Piotrowicz, M. and Szulc, O. (2024) Aeroacoustic Effect of Boundary Layer Separation Control by Rod Vortex Generators on the DU96-W-180 Airfoil. *Journal of Fluids and Structures*, **127**, Article 104133. <https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2024.104133>
- [14] Algan, M., Seyhan, M. and Sarioğlu, M. (2024) Effect of Aero-Shaped Vortex Generators on NACA 4415 Airfoil. *Ocean Engineering*, **291**, Article 116482. <https://doi.org/10.1016/j.oceaneng.2023.116482>
- [15] Le Pape, A., Costes, M., Richez, F., Joubert, G., David, F. and Deluc, J.-M. (2012) Dynamic Stall Control Using Deployable Leading-Edge Vortex Generators. *AIAA Journal*, **50**, 2135-2145. <https://doi.org/10.2514/1.j051452>