

Studi Numerik Pengaruh Geometri *Leading-edge Tubercle* terhadap Performa Aerodinamika Sayap pada Bilangan Reynolds Rendah

Dewa Akbar Ramadhani¹, Retno Wulandari^{2*}

^{1,2}Program Studi S1 Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Malang
Jl. Semarang No.5, Sumber Sari, Kec. Lowokwaru, Kota Malang, Jawa Timur 65145

*Corresponding author: retno.wulandari.ft@um.ac.id

Abstract

This study numerically investigates the effect of leading-edge tubercle geometry on the aerodynamic performance of an airfoil at a low Reynolds number using Computational Fluid Dynamics (CFD). A NACA 0021 airfoil was employed with tubercle amplitude ratios ($A/c = 0.02, 0.03, \text{ and } 0.04$) and wavelength ratios ($\lambda/c = 0.07, 0.11, \text{ and } 0.15$). Simulations were performed at a Reynolds number of 1.2×10^5 and angles of attack of 12° and 18° , representing pre-stall and near-stall conditions, respectively. The results indicate that the influence of leading-edge tubercles on aerodynamic performance is relatively limited under pre-stall conditions. In contrast, under near-stall conditions, most configurations exhibit lower lift coefficients and aerodynamic efficiency than the baseline airfoil. Nevertheless, the configuration with $A/c = 0.04$ and $\lambda/c = 0.15$ achieved the highest $\Delta L/D$ value of 0.9898, indicating a more gradual degradation in aerodynamic performance and suggesting a tendency toward delayed stall progression. These findings demonstrate that the primary role of leading-edge tubercles at low Reynolds numbers is to modify stall characteristics rather than enhance maximum aerodynamic performance. **Keywords:** leading-edge tubercle; airfoil; Computational Fluid Dynamics (CFD); stall; low Reynolds number.

Abstrak

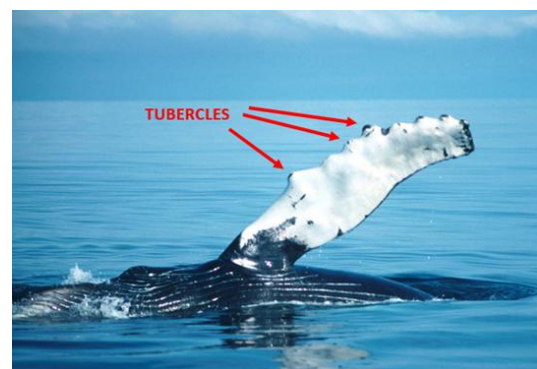
Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis pengaruh geometri *leading-edge tubercle* terhadap performa aerodinamika airfoil pada bilangan Reynolds rendah menggunakan metode Computational Fluid Dynamics (CFD). Airfoil yang digunakan adalah NACA 0021 dengan variasi amplitudo *tubercle* ($A/c = 0,02; 0,03; 0,04$) serta panjang gelombang ($\lambda/c = 0,07; 0,11; 0,15$). Simulasi dilakukan pada bilangan Reynolds $1,2 \times 10^5$ dengan sudut serang 12° dan 18° yang merepresentasikan kondisi *pre-stall* dan *near-stall*. Hasil menunjukkan bahwa pengaruh *leading-edge tubercle* terhadap performa aerodinamika relatif terbatas pada kondisi *pre-stall*. Sebaliknya, pada kondisi *near-stall*, sebagian besar konfigurasi menghasilkan koefisien lift dan efisiensi aerodinamika yang lebih rendah dibandingkan airfoil *baseline*. Namun, konfigurasi $A/c = 0,04$ dan $\lambda/c = 0,15$ menghasilkan nilai $\Delta L/D$ tertinggi sebesar 0,9898, yang menunjukkan degradasi performa aerodinamika yang lebih bertahap serta mengindikasikan kecenderungan penundaan perkembangan stall. Temuan ini menunjukkan bahwa peran utama *leading-edge tubercle* pada bilangan Reynolds rendah lebih berkaitan dengan modifikasi karakteristik *stall* dibandingkan peningkatan performa aerodinamika maksimum.

Kata kunci: *leading-edge tubercle*; airfoil; Computational Fluid Dynamics (CFD); stall; low Reynolds number.

1. Pendahuluan

Beberapa tahun terakhir, *leading-edge tubercle* atau tonjolan sinusoidal pada bagian depan sayap menjadi salah satu pendekatan biomimetik yang banyak dikembangkan dalam bidang aerodinamika [1]. Konsep ini terinspirasi dari morfologi sirip depan paus bungkuk (*humpback whale*), yang dilaporkan mampu mempertahankan koefisien lift tinggi pada sudut serang besar melalui mekanisme penundaan pemisahan lapisan batas [2]. Keberadaan *tubercle* menghasilkan struktur aliran sekunder yang membantu mempertahankan energi lapisan batas sehingga aliran cenderung tetap melekat

lebih lama pada permukaan sayap [3]. Oleh karena itu, berbagai penelitian bioinspirasi mengadaptasi geometri ini pada airfoil untuk meningkatkan performa aerodinamika.

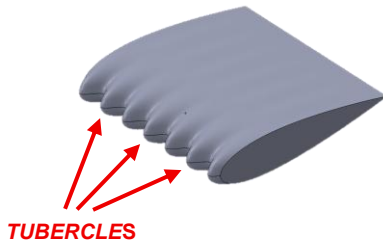


DOI: <http://dx.doi.org/10.24127/trb.v15i1.5209>

Received 8 May 2026; Received in revised form 24 June 2026; Accepted 4 July 2026

Available online 6 July 2026





Gambar 1. Konsep bio-inspired leading-edge *tubercle* yang diadaptasi dari sirip paus bungkuk ke geometri airfoil

Berbagai studi menunjukkan bahwa penerapan *tubercle* dapat memodifikasi karakteristik stall menjadi lebih bertahap serta meningkatkan performa pada kondisi pasca-stall [1], [4]. Namun demikian, pada kondisi pre-stall, beberapa penelitian melaporkan adanya penurunan performa akibat peningkatan gangguan aliran pada leading-edge [4]. Efektivitas *tubercle* sangat bergantung pada parameter geometrinya, khususnya amplitudo dan panjang gelombang, yang mempengaruhi interaksi vorteks serta distribusi tekanan di sepanjang permukaan airfoil [3], [5]. *Tubercle* dengan amplitudo kecil cenderung meningkatkan nilai lift maksimum, sedangkan amplitudo besar menghasilkan karakteristik stall yang lebih gradual [5]. Hal ini menunjukkan bahwa desain *tubercle* bersifat sensitif terhadap kombinasi parameter geometrinya.

Pada kondisi bilangan Reynolds rendah, karakteristik aliran menjadi lebih kompleks akibat dominasi efek viskositas yang menyebabkan aliran lebih mudah mengalami pemisahan [6]. Kondisi ini umum dijumpai pada wahana udara berukuran kecil seperti UAV dan mikro air vehicle, sehingga studi mengenai kontrol aliran pada rezim ini menjadi penting [6]. Penelitian numerik terbaru juga menunjukkan bahwa penerapan leading-edge *tubercle* pada sayap UAV mampu memodifikasi karakteristik aerodinamika dan menunda stall pada sudut serang tinggi [7]. Penelitian terdahulu menunjukkan bahwa *leading-edge tubercle* mampu memodifikasi karakteristik stall sehingga transisi menuju kondisi stall menjadi lebih bertahap serta berpotensi meningkatkan

performa aerodinamika pada kondisi pasca-stall [8]. Meskipun demikian, sebagian besar studi masih berfokus pada performa maksimum atau kondisi pasca-stall, sementara analisis perubahan performa antara kondisi pre-stall dan mendekati stall masih terbatas.

Oleh karena itu, penelitian ini bertujuan untuk menganalisis secara numerik pengaruh variasi amplitudo dan panjang gelombang *leading-edge tubercle* terhadap performa aerodinamika airfoil NACA 0021 pada bilangan Reynolds rendah. Analisis difokuskan pada perubahan koefisien lift (C_l), koefisien drag (C_d), serta rasio lift terhadap drag (L/D) pada sudut serang 12° dan 18° yang merepresentasikan kondisi pre-stall dan near-stall. Selain itu, penelitian ini juga mengevaluasi progresi stall melalui parameter ΔC_l dan $\Delta L/D$ untuk memahami peran *tubercle* dalam memodifikasi karakteristik aliran dibandingkan dengan airfoil baseline.

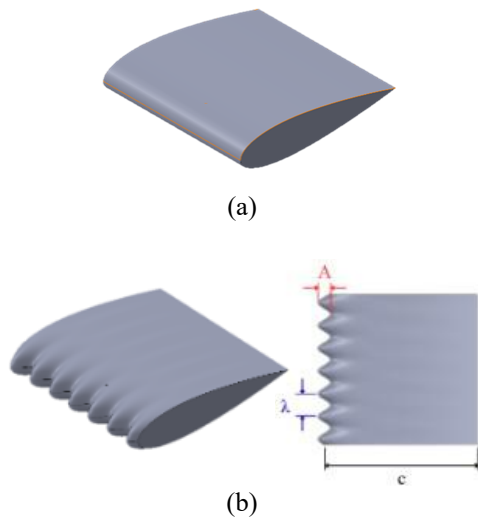
2. Metode Penelitian

2.1 Model Geometri dan Variasi Parameter

Penelitian ini menggunakan model airfoil NACA 0021 yang dimodifikasi dengan penambahan geometri *leading-edge tubercle* berbentuk sinusoidal. Pemilihan airfoil NACA 0021 didasarkan pada karakteristiknya yang simetris sehingga banyak digunakan sebagai referensi dalam studi aerodinamika, khususnya pada bilangan Reynolds rendah [9]. Geometri *tubercle* didefinisikan berdasarkan dua parameter utama, yaitu rasio amplitudo terhadap chord (A/c) dan rasio panjang gelombang terhadap chord (λ/c), yang diketahui mempengaruhi pembentukan vorteks dan distribusi tekanan di sepanjang permukaan airfoil [3], [5]. Variasi parameter yang digunakan dalam penelitian ini ditunjukkan pada Tabel 1, sedangkan bentuk geometri airfoil dengan *tubercle* ditampilkan pada Gambar 2. Kombinasi parameter tersebut digunakan untuk mengevaluasi pengaruh geometri terhadap performa aerodinamika airfoil.

Tabel 1. Variasi parameter geometri leading-edge tubercle

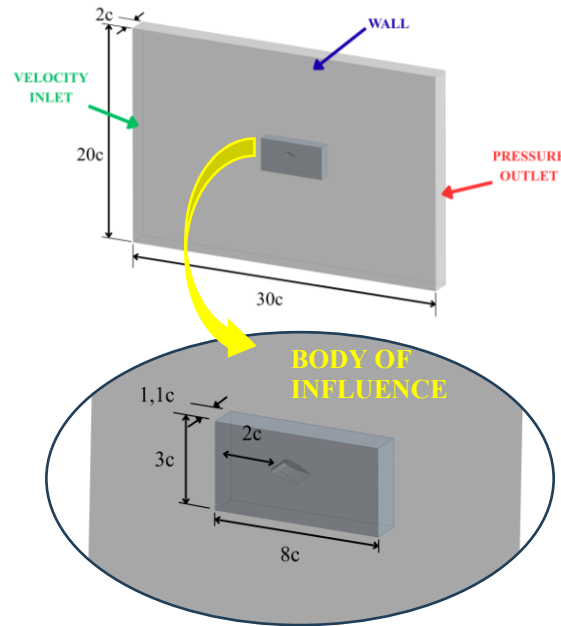
No.	A/c	λ/c
1	0,02	0,07
2	0,02	0,11
3	0,02	0,15
4	0,03	0,07
5	0,03	0,11
6	0,03	0,15
7	0,04	0,07
8	0,04	0,11
9	0,04	0,15



Gambar 2. Geometri (a) sayap baseline dan (b) sayap dengan leading-edge tubercle

2.2 Domain Komputasi dan Kondisi Batas

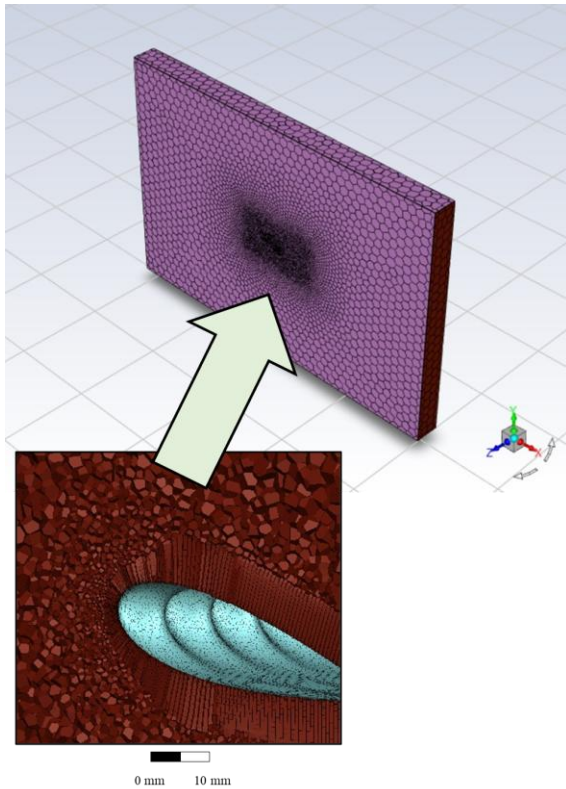
Domain komputasi dibuat dalam bentuk C-type domain untuk mengurangi efek refleksi aliran pada batas domain serta memastikan perkembangan aliran yang stabil di sekitar airfoil [10]. Ukuran domain ditentukan dalam kelipatan panjang chord untuk meminimalkan efek blockage terhadap hasil simulasi. Ilustrasi domain komputasi yang digunakan dalam penelitian ini ditunjukkan pada Gambar 3. Kondisi batas pada inlet ditetapkan sebagai velocity inlet dengan kecepatan 25,04 m/s yang sesuai dengan bilangan Reynolds sebesar $1,2 \times 10^5$, sedangkan bagian outlet menggunakan pressure outlet. Permukaan airfoil didefinisikan sebagai dinding tanpa slip (no-slip wall) untuk merepresentasikan kondisi aliran nyata [11].



Gambar 3. Domain komputasi dan kondisi batas simulasi

2.3 Strategi Mesh dan Uji Independensi Mesh

Proses meshing dilakukan dengan refinemen lokal pada daerah sekitar airfoil untuk meningkatkan resolusi aliran di dekat dinding. Lapisan inflasi (*inflation layer*) ditambahkan pada permukaan airfoil untuk menangkap fenomena lapisan batas secara lebih akurat, yang berperan penting dalam proses pemisahan aliran [12]. Uji independensi mesh (*mesh independence study*) dilakukan dengan membandingkan beberapa tingkat kerapatan mesh untuk memastikan hasil simulasi tidak bergantung pada jumlah elemen yang digunakan [13]. Parameter yang digunakan sebagai acuan adalah koefisien lift (Cl), dan hasil menunjukkan bahwa selisih antar mesh berada di bawah 1% yang tertera pada Tabel 2. Dengan demikian, mesh yang digunakan dinyatakan telah memenuhi kriteria independensi dan layak digunakan untuk analisis lebih lanjut.



Gambar 4. Distribusi mesh pada model

Tabel 2. Hasil studi independensi mesh

Mesh	Total Cell	CL	ΔCL (%)
Coarse	833269	0.38720575	-
Medium	1377893	0.3858768	0.34
Fine	2570527	0.38308343	0.72

Berdasarkan hasil tersebut, mesh medium dipilih untuk simulasi selanjutnya karena telah memberikan hasil yang stabil dengan biaya komputasi yang lebih efisien dibandingkan mesh fine.

2.4 Model Turbulensi dan Pengaturan Solver

Simulasi numerik dilakukan menggunakan ANSYS Fluent 2023 R1 dengan pendekatan *pressure-based solver*. Model turbulensi yang digunakan adalah $k-\omega$ SST karena kemampuannya dalam memprediksi pemisahan aliran pada kondisi gradien tekanan merugikan serta telah banyak digunakan dalam studi aerodinamika airfoil [14]. Persamaan aliran didiskretisasi menggunakan skema orde kedua (*second-order upwind*) untuk meningkatkan akurasi numerik. Kriteria

konvergensi ditentukan berdasarkan nilai residual di bawah 10^{-5} serta kestabilan nilai koefisien aerodinamika selama proses iterasi.

2.5 Kondisi Simulasi dan Parameter Evaluasi

Simulasi dilakukan pada dua kondisi sudut serang, yaitu 12° dan 18° , yang masing-masing merepresentasikan kondisi pre-stall dan near-stall. Pada sudut serang 12° , aliran masih cenderung melekat pada permukaan airfoil sehingga simulasi dilakukan secara tunak (*steady-state*). Sementara itu, pada sudut serang 18° digunakan pendekatan tak tunak (*transient*) untuk menangkap karakteristik aliran yang mulai tidak stabil akibat terjadinya pemisahan aliran [6]. Pendekatan transient digunakan karena pada kondisi near-stall aliran mulai menunjukkan karakteristik tidak tunak akibat berkembangnya separasi aliran secara periodik. Parameter performa aerodinamika yang dianalisis meliputi koefisien lift (Cl), koefisien drag (Cd), serta rasio lift terhadap drag (L/D). Selain itu, dilakukan analisis perubahan performa menggunakan parameter ΔCl dan $\Delta L/D$ untuk mengevaluasi progresi stall akibat pengaruh geometri *tubercle*.

Tabel 3. Kondisi simulasi numerik

Parameter	Nilai
Reynolds Number	$1,2 \times 10^5$
Velocity	25.04 m/s
AoA	$12^\circ, 18^\circ$
Turbulence Model	$k-\omega$ SST

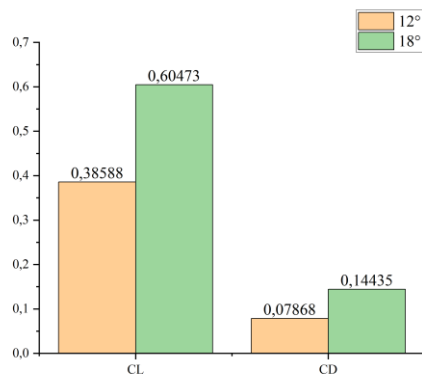
3. Hasil dan Pembahasan

Hasil dan pembahasan pada penelitian ini meliputi karakteristik performa aerodinamika airfoil baseline, analisis pengaruh variasi geometri *leading-edge tubercle* terhadap koefisien lift (Cl), koefisien drag (Cd), serta rasio lift terhadap drag (L/D) pada kondisi pre-stall dan near-stall. Selain itu, dilakukan analisis pengaruh parameter geometri serta evaluasi progresi stall berdasarkan perubahan parameter aerodinamika. Data hasil simulasi disajikan

dalam bentuk grafik dan tabel untuk memudahkan interpretasi serta perbandingan antar konfigurasi.

3.1 Karakteristik Aerodinamika Airfoil Baseline

Hasil simulasi pada airfoil baseline digunakan sebagai acuan untuk mengevaluasi performa airfoil dengan *tubercle*. Grafik perbandingan koefisien lift (Cl) dan koefisien drag (Cd) pada dua kondisi sudut serang ditunjukkan pada Gambar 5. Berdasarkan grafik tersebut, nilai Cl meningkat seiring dengan kenaikan sudut serang, yang menunjukkan karakteristik aerodinamika yang sesuai dengan teori dasar airfoil [6]. Selain itu, rasio L/D menunjukkan kecenderungan menurun pada sudut serang tinggi akibat meningkatnya drag, yang mengindikasikan awal terjadinya fenomena pemisahan aliran. Hasil simulasi baseline ini digunakan sebagai kondisi acuan (baseline) untuk membandingkan perubahan performa aerodinamika pada seluruh konfigurasi leading-edge *tubercle*.

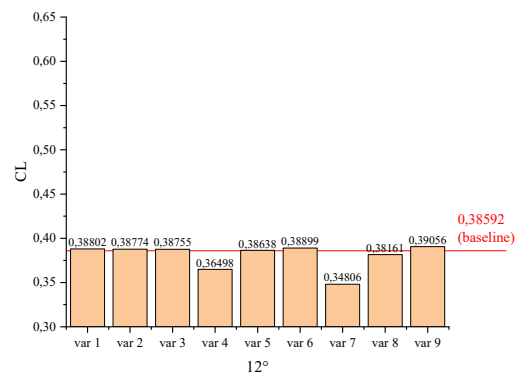


Gambar 5. Grafik nilai CL dan CD pada dua AoA menggunakan desain baseline

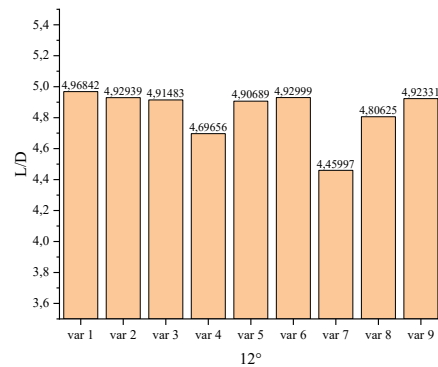
3.2 Performa Aerodinamika pada Sudut Serang 12° (Pre-stall)

Pengaruh geometri *tubercle* pada kondisi pre-stall dianalisis pada sudut serang 12°, dengan hasil yang ditunjukkan pada Gambar 6 dan Gambar 7. Berdasarkan grafik tersebut, nilai CL berkisar antara 0,34806 hingga 0,39056, sedangkan baseline sebesar 0,38592, namun perbedaannya relatif kecil dan tidak signifikan secara keseluruhan. Nilai rasio L/D juga masih berada pada

kisaran yang relatif tinggi, yang menunjukkan bahwa aliran masih melekat pada permukaan airfoil. Hal ini menunjukkan bahwa pada kondisi pre-stall, pengaruh *tubercle* terhadap performa aerodinamika belum dominan. Temuan ini sejalan dengan penelitian sebelumnya yang melaporkan bahwa *tubercle* cenderung tidak memberikan peningkatan signifikan pada kondisi sudut serang rendah hingga menengah [4].



Gambar 6. Grafik perbandingan nilai CL setiap variasi pada kondisi AoA 12°

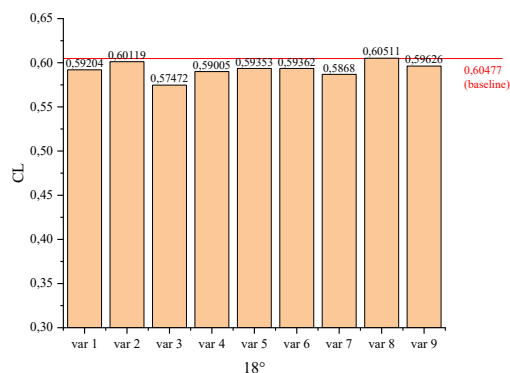


Gambar 7. Grafik perbandingan nilai L/D setiap variasi pada kondisi AoA 12°

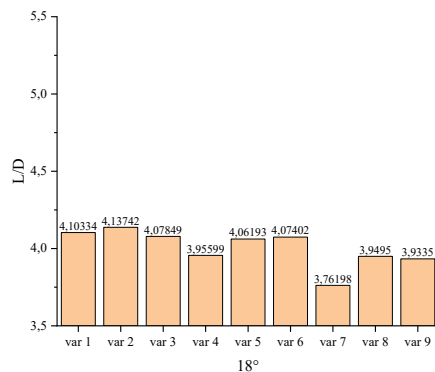
3.3 Performa Aerodinamika pada Sudut Serang 18° (Near-stall)

Pada sudut serang 18°, pengaruh geometri *tubercle* terhadap performa aerodinamika menjadi lebih kompleks, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 8 dan Gambar 9. Nilai CL berada pada rentang 0,57472–0,60511, sedangkan baseline sebesar 0,60477, dengan hanya sedikit konfigurasi yang menunjukkan peningkatan

yang sangat kecil. Selain itu, nilai rasio L/D mengalami penurunan yang cukup signifikan dibandingkan kondisi pre-stall, yang mengindikasikan meningkatnya efek pemisahan aliran. Hal ini menunjukkan bahwa vorteks yang dihasilkan oleh *tubercle* belum mampu meningkatkan performa secara global pada kondisi mendekati stall. Fenomena ini juga dilaporkan pada beberapa penelitian sebelumnya yang menunjukkan bahwa *tubercle* tidak selalu meningkatkan performa maksimum pada sudut serang tinggi [5].



Gambar 8. Grafik perbandingan nilai CL setiap variasi pada kondisi AoA 18°

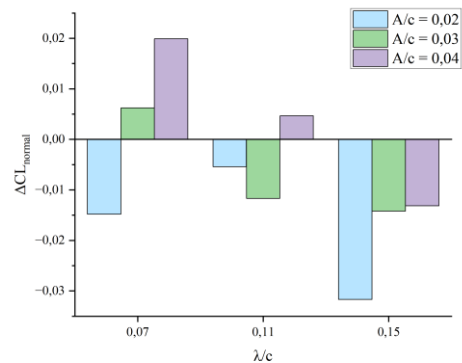


Gambar 9. Grafik perbandingan nilai L/D setiap variasi pada kondisi AoA 18°

3.4 Pengaruh Parameter Geometri *Tubercle*

Pengaruh variasi amplitudo dan panjang gelombang terhadap performa aerodinamika ditunjukkan pada Gambar 10. Grafik tersebut menunjukkan bahwa tidak terdapat tren peningkatan performa yang linier

terhadap perubahan parameter geometri. Pada beberapa konfigurasi, peningkatan nilai amplitudo atau perubahan panjang gelombang tidak selalu menghasilkan peningkatan nilai CL maupun L/D. Hal ini menunjukkan bahwa efektivitas *tubercle* sangat bergantung pada kombinasi parameter geometrinya, yang mempengaruhi pembentukan dan interaksi vorteks di sepanjang permukaan airfoil [3].

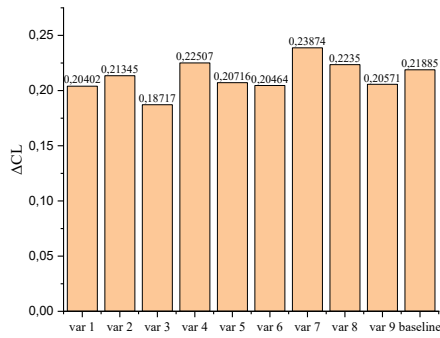


Gambar 10. Grafik ΔCl_{norm} vs λ/c pada variasi A/c

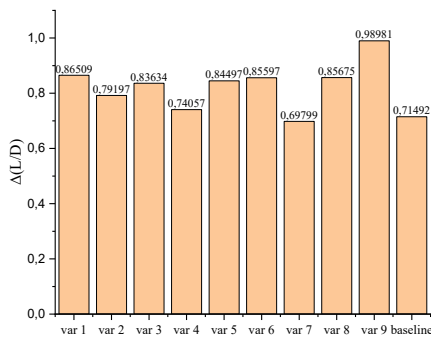
3.5 Analisis Progresi Stall

Analisis progresi stall dilakukan dengan membandingkan perubahan nilai koefisien lift (ΔCl) dan rasio lift terhadap drag ($\Delta L/D$) antara kondisi pre-stall dan near-stall, sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 11 dan Gambar 12. Hasil menunjukkan bahwa meskipun sebagian besar konfigurasi *tubercle* tidak meningkatkan nilai lift maksimum, beberapa konfigurasi mampu memperlambat laju penurunan performa aerodinamika dibandingkan baseline. Hal ini mengindikasikan bahwa *tubercle* berperan dalam memodifikasi karakteristik stall menjadi lebih bertahap. Fenomena tersebut diduga berkaitan dengan modifikasi karakteristik aliran di sekitar leading-edge yang membantu mempertahankan energi lapisan batas sehingga pemisahan aliran cenderung tertunda [15]. Temuan ini sejalan dengan penelitian sebelumnya yang menyatakan bahwa *tubercle* lebih efektif dalam mengontrol perilaku stall dibandingkan meningkatkan performa maksimum [1]. Visualisasi streamline pada Gambar 13 menunjukkan adanya perubahan

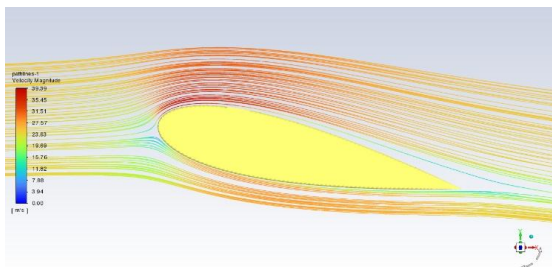
pola aliran pada konfigurasi *tubercle* dibandingkan baseline, khususnya pada kondisi near-stall. Pola aliran tersebut mengindikasikan adanya modifikasi pola aliran di sekitar leading-edge terhadap perkembangan separasi aliran di sekitar permukaan airfoil.



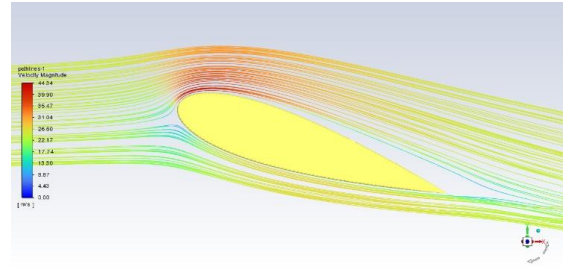
Gambar 11. Grafik perbandingan perubahan nilai CL



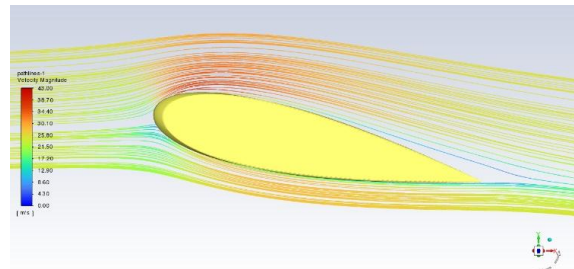
Gambar 12. Grafik perbandingan perubahan nilai rasio L/D



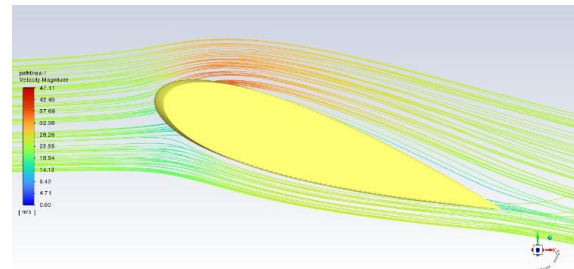
(a)



(b)



(c)



(d)

Gambar 13. Streamline kecepatan pada desain (a) baseline 12° (b) baseline 18° (c) *tubercle* 12° (d) *tubercle* 18°

4. Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi numerik, penggunaan *leading-edge tubercle* pada airfoil NACA 0021 pada bilangan Reynolds rendah menunjukkan bahwa pengaruh *tubercle* terhadap peningkatan performa aerodinamika maksimum relatif terbatas, terutama pada kondisi mendekati stall. Pada sudut serang 12°, pengaruh *tubercle* terhadap nilai koefisien lift dan efisiensi aerodinamika cenderung kecil, sedangkan pada sudut serang 18° sebagian besar konfigurasi menunjukkan penurunan performa dibandingkan airfoil baseline akibat meningkatnya efek separasi aliran. Meskipun demikian, beberapa konfigurasi *tubercle* mampu memperlambat laju

degradasi performa aerodinamika yang mengindikasikan adanya modifikasi karakteristik stall menjadi lebih gradual. Hasil penelitian ini menunjukkan bahwa efektivitas *leading-edge tubercle* lebih berperan sebagai perangkat kontrol aliran untuk memodifikasi progresi stall dibandingkan sebagai peningkat performa maksimum, dengan pengaruh yang sangat bergantung pada kombinasi parameter geometrinya.

REFERENSI

- [1] D. Wang *dkk.*, “Impact of Leading-Edge Tubercles on Airfoil Aerodynamic Performance and Flow Patterns at Different Reynolds Numbers,” *Energies*, vol. 17, no. 21, hlm. 5518, Nov 2024, doi: 10.3390/en17215518.
- [2] I. Ali, T. Hussain, I. N. Unar, L. Kumar, dan I. U. Ahad, “Turbulence model study for aerodynamic analysis of the leading edge tubercle wing for low Reynolds number flows,” *Heliyon*, vol. 10, no. 11, hlm. e32148, Jun 2024, doi: 10.1016/j.heliyon.2024.e32148.
- [3] M. F. Satria, J. Julian, F. Wahyuni, dan W. Iskandar, “THE EFFECT OF THE SPLIT NACA 0015 AIRFOIL ON VARIATIONS IN REYNOLDS NUMBER,” *Turbo J. Program Studi Tek. Mesin*, vol. 12, no. 2, Des 2023, doi: 10.24127/trb.v12i2.2845.
- [4] P. Valls Badia, S. Hickel, F. Scarano, dan M. Li, “Dynamic stall on airfoils with leading-edge tubercles,” *Exp. Fluids*, vol. 66, no. 3, hlm. 56, Mar 2025, doi: 10.1007/s00348-025-03981-7.
- [5] R. He, X. Wang, J. Li, X. Liu, dan B. Song, “Effects of Leading-Edge Tubercles on Three-Dimensional Flapping Foils,” *J. Mar. Sci. Eng.*, vol. 11, no. 10, hlm. 1882, Sep 2023, doi: 10.3390/jmse11101882.
- [6] S. Chen, Y. Liu, C. Han, S. Yan, dan Z. Hong, “Numerical Investigation of Turbine Blades with Leading-Edge Tubercles in Uniform Current,” *Water*, vol. 13, no. 16, hlm. 2205, Agu 2021, doi: 10.3390/w13162205.
- [7] R. Bardera, Á. A. Rodríguez-Sevillano, E. Barroso-Barderas, dan J. C. Matías-García, “CFD study of the effect of leading-edge tubercles on the aerodynamic characteristics of a small UAV based on eppler 186 airfoils,” *Results Eng.*, vol. 23, hlm. 102639, Sep 2024, doi: 10.1016/j.rineng.2024.102639.
- [8] D. B. Zadorozhna, O. Benavides, J. S. Grajeda, S. F. Ramirez, dan L. De La Cruz May, “A parametric study of the effect of leading edge spherical tubercle amplitudes on the aerodynamic performance of a 2D wind turbine airfoil at low Reynolds numbers using computational fluid dynamics,” *Energy Rep.*, vol. 7, hlm. 4184–4196, Nov 2021, doi: 10.1016/j.egy.2021.06.093.
- [9] I. Rohmawati, H. Arai, dan I. Nurjannah, “Wavy Leading Edge (WLE) Influence on a Rectangular Wing Using an Unsteady Analysis Approach,” *J. Mech. Eng. Sci. Innov.*, vol. 3, no. 1, hlm. 43–56, Mei 2023, doi: 10.31284/j.jmesi.2023.v3i1.4477.
- [10] M. Derda, F. Neumann, dan P. U. Thamsen, “Suitability of a Profile with Tubercles for Axial Pumps—Investigation Using Flow Simulation,” *Int. J. Turbomach. Propuls. Power*, vol. 8, no. 3, hlm. 29, Sep 2023, doi: 10.3390/ijtp8030029.
- [11] Á. A. Rodríguez-Sevillano *dkk.*, “Flow Visualization at Extremely Low Reynolds Numbers on NACA 0021 Airfoil with Bioinspired Tubercles,” *Appl. Sci.*, vol. 15, no. 22, hlm. 11993, Nov 2025, doi: 10.3390/app152211993.
- [12] K. Rogowski, G. Królak, dan G. Bangga, “Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of the NACA 0021 Airfoil at Low Reynolds Number for Darrieus Wind Turbines Using the Transition SST Model,” *Processes*, vol. 9, no. 3, hlm. 477, Mar 2021, doi: 10.3390/pr9030477.

- [13] M. Sereez, N. Abramov, dan M. Goman, “CFD Simulations and Phenomenological Modelling of Aerodynamic Stall Hysteresis of NACA 0021 Wing,” *Aerospace*, vol. 11, no. 5, hlm. 354, Apr 2024, doi: 10.3390/aerospace11050354.
- [14] G. Balaji, S. Gupta, G. K. Manikpuri, S. Sureshkumar, S. Sathish, dan V. Madhanraj, “Numerical investigation of aerodynamic performance of leading edge *tubercle* airfoil at low Reynolds number,” *Mater. Today Proc.*, vol. 68, hlm. 1455–1465, 2022, doi: 10.1016/j.matpr.2022.07.005.
- [15] P. Yang, Y. Zhu, dan J. Wang, “Effect of leading-edge *tubercles* on the flow over low-aspect-ratio wings at low Reynolds number,” *Theor. Appl. Mech. Lett.*, vol. 13, no. 1, hlm. 100386, Jan 2023, doi: 10.1016/j.taml.2022.100386.