



Simulasi Sayap Menggunakan *Airfoil* NACA 0008 dan 0010 dengan Variasi Sudut Serang terhadap Gaya Angkat dan Gaya Dorong

Wing Simulation Using Naca 0008 and 0010 Airfoils With Variations in Angle of Attack for Lift and Drag

Medyawanti Pane^{1,a)}

¹Teknik Mesin, Universitas Kristen Indonesia

^{a)}Corresponding author: medyawanti.pane@uki.ac.id

Abstrak

Analisa geometri *airfoil* pada suatu sayap pesawat sangat diperlukan karena geometri dapat menentukan performa aerodinamika serta gaya-gaya yang bekerja, seperti gaya dorong dan gaya angkat. Dalam penelitian ini, suatu geometri *airfoil* dengan seri NACA 0008 dan NACA 0010 diuji menggunakan *software ANSYS Fluent* berbahan Aluminium Alloy 1067 pada kecepatan 200 m/s. Untuk mendapat performa yang maksimum pada geometri ini, diberi variasi sudut serang dari 0° sampai 30° sehingga diperoleh gaya angkat dan gaya dorong serta kontur tekanan dan kontur kecepatan dari masing-masing sudut serang. Dari hasil simulasi dan perhitungan diperoleh koefisien angkat dan koefisien dorong tertinggi pada simulasi *Airfoil* NACA 0008 adalah pada sudut serang 30° yaitu 3,96 N dan 2,24 N. sementara pada simulasi *Airfoil* NACA 0010 koefisien angkat tertinggi pada sudut serang 30° yaitu 3,69 N dan 2,06 N.

Kata Kunci: NACA *airfoil*; sudut serang; *ansys fluent*

Abstract

Analysis of the airfoil geometry on an airplane wing is necessary because geometry can determine aerodynamic performance and the forces acting, such as drag and lift. In this study, an airfoil geometry with the NACA 0008 and NACA 0010 series was tested using ANSYS Fluent software made from Aluminum Alloy 1067 at a speed of 200 m/s. To get maximum performance in this geometry, the angle of attack is varied from 0° to 30° so that the lift and thrust forces as well as pressure contours and velocity contours are obtained from each angle of attack. From the simulation and calculation results, the highest lift coefficient and drag coefficient in the NACA 0008 Airfoil simulation are at an angle of attack of 30°, is 3.96 N and 2.24 N. Meanwhile, in the NACA 0010 Airfoil simulation, the highest coefficient of lift is at an angle of attack of 30°, is 3.69 N and 2.06 N.

Keywords: NACA *airfoils*; angle of attack; *ansys fluent*

PENDAHULUAN

Airfoil NACA merupakan suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan pada suatu aliran fluida yang bergerak akan menghasilkan gaya angkat (*lift*) dan gaya dorong (*drag*), yang mana gaya angkat yang terjadi lebih besar dari gaya dorong [1-2]. Pergerakan fluida di sekitar geometri *airfoil* meliputi temperatur, kecepatan, kerapatan, dan tekanan yang membentuk landasan ilmiah bagi pesawat terbang dan beberapa teknologi lainnya [3-4]. Sebuah pesawat terbang dapat melaju pada ketinggian (terbang) dikarenakan gaya aerodinamis yang dihasilkan ketika fluida melewati *airfoil* [4-5]. Gaya aerodinamis menyebabkan tekanan di bawah sayap lebih tinggi

dibandingkan dengan tekanan di atas sayap pesawat, hal inilah yang menyebabkan terjadinya gaya angkat [5-7].

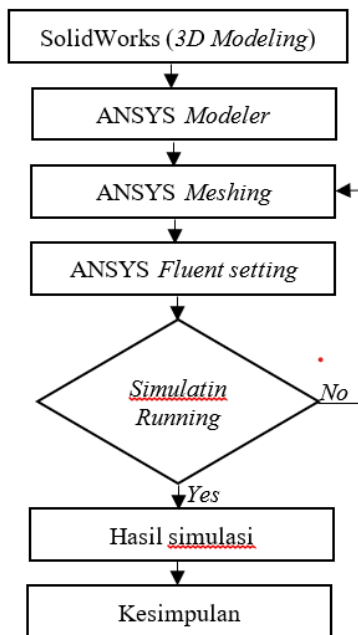
Geometri *airfoil* pada sebuah sayap pesawat akan mempengaruhi performa yang dihasilkan oleh pesawat tersebut, yaitu akan sangat berdampak pada bagaimana pesawat tersebut melakukan manuver [8]. Dalam pengembangan bentuk sayap pesawat terbang, terdapat banyak sekali jenis *airfoil* yang digunakan salah satunya yaitu *airfoil* NACA, jenis *airfoil* tersebut dikembangkan oleh lembaga yang bernama *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) [9 -11].

Penelitian ini, NACA yang dipilih adalah seri 4 digit yaitu NACA 0008 dan NACA 0010. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui pengaruh sudut serang *airfoil*

terhadap distribusi kecepatan, tekanan, koefisien angkat dan koefisien dorong. Pengambilan variasi sudut serang yang digunakan adalah 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 30° . selain untuk mengetahui pengaruh distribusi gaya angkat dan dorong, penelitian ini dapat digunakan sebagai referensi dalam aplikasi penelitian turbin angin yang mana besar gaya dorong akan mempengaruhi torsi putaran dan efisiensi pada turbin angin sumbu vertikal [12].

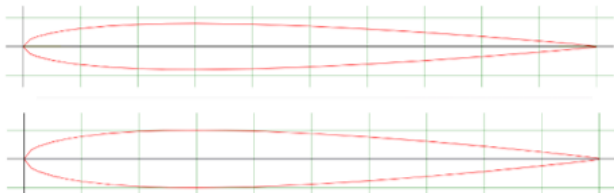
METODE PENELITIAN

Tahap yang dilakukan pada penelitian ini adalah dengan teknik analisis *computasional* atau *Computational Fluid Dynamic (CFD)* menggunakan *software ANSYS R 18* [13]. Seperti yang ditunjukkan pada **Gambar 1**. Pada penelitian ini, desain sayap pesawat *Airfoil NACA 0008* dan *0010* menggunakan *software SolidWorks* yang ditunjukkan pada **Gambar 3**. Dari desain yang dilakukan diperoleh data awal yang ditunjukkan pada **Tabel 1**.

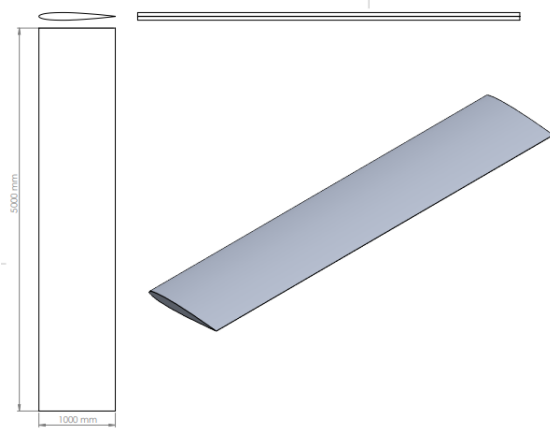


Gambar 1. Diagram alir penelitian

Desain geometri *Airfoil NACA* ditunjukkan pada **Gambar 2.**, sementara data awal yang ditentukan pada eksperimen simulasi ini ditunjukkan pada **Tabel 1**.



Gambar 2. Geometri *Airfoil NACA 0008* dan *0010* [14-15]



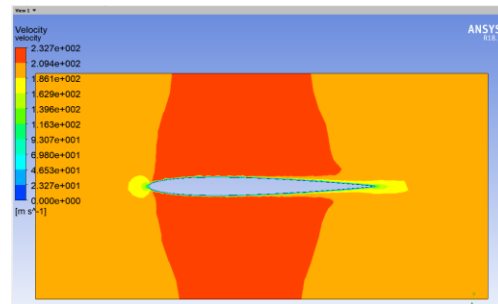
Gambar 3. Desain sayap *Airfoil NACA* menggunakan *software SolidWorks*

Tabel 1. Data awal penelitian

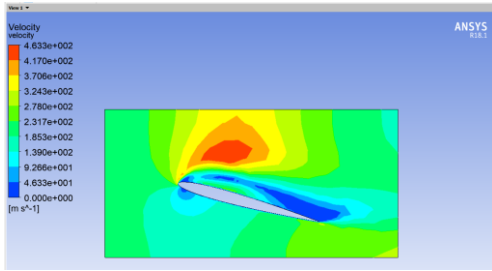
Variabel	Keterangan
Airfoil yang digunakan	0008 0010
Massa NACA 0008	740456, 58 gram
Massa NACA 0010	924455,19 gram
Volume NACA 0008	274243179,17 mm ³
Volume NACA 0010	342390810,80 mm ³
Material	<i>Alluminium Alloy 1067</i>
Massa jenis	2700 kg/m ³
Velocity inlet	200 m/s
Model	Laminar k-epsilon
Angel of attack	0, 5, 10, 15, 20, 25, 30 derajat

HASIL DAN PEMBAHASAN

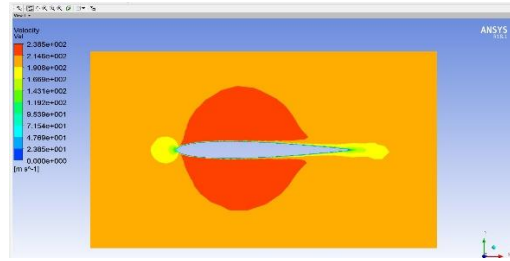
Berdasarkan data hasil simulasi yang dilakukan pada variasi sudut serang *Airfoil NACA 0008* dan *0010*, maka diperoleh kontur tekanan dan kecepatan di sekeliling *Airfoil*. Kontur kecepatan dan tekanan pada *NACA 0008* variasi sudut serang ditunjukkan pada **Gambar 4**. sampai **Gambar 9**. Kontur kecepatan pada *NACA 0010* variasi sudut serang ditunjukkan pada **Gambar 10**. sampai **Gambar 15**. Sementara hasil gaya angkat dan gaya dorong ditunjukkan pada **Tabel 2**.



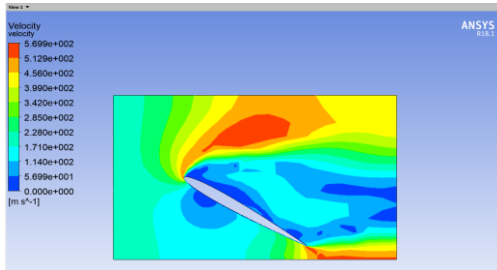
Gambar 4. Kontur kecepatan simulasi *NACA 0008* pada sudut serang 0°



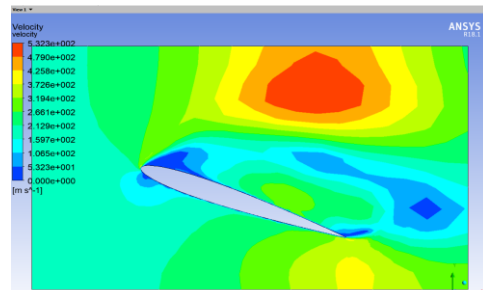
Gambar 5. Kontur kecepatan simulasi NACA 0008 pada sudut serang 15°



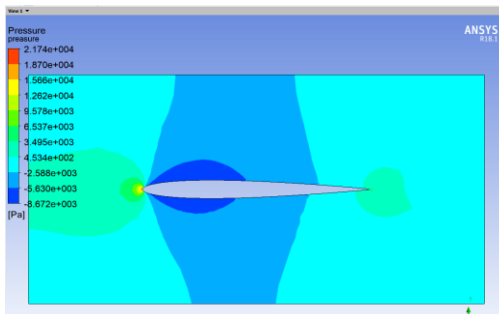
Gambar 10. Kontur kecepatan simulasi NACA 0010 pada sudut serang 0°



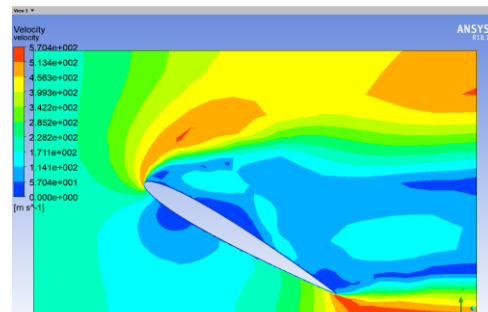
Gambar 6. Kontur kecepatan simulasi NACA 0008 pada sudut serang 30°



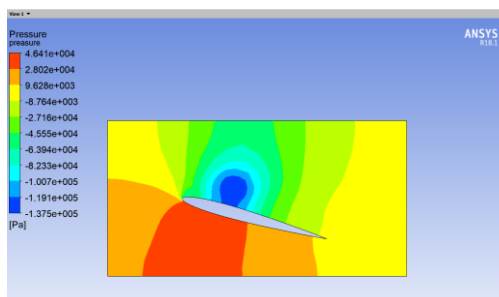
Gambar 11. Kontur kecepatan simulasi NACA 0010 pada sudut serang 15°



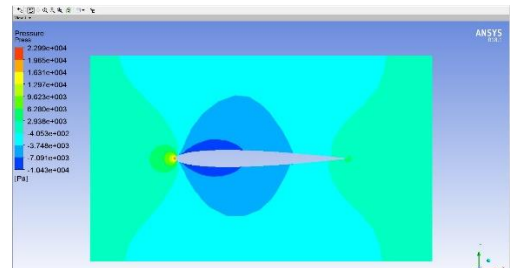
Gambar 7. Kontur tekanan simulasi NACA 0008 pada sudut serang 0°



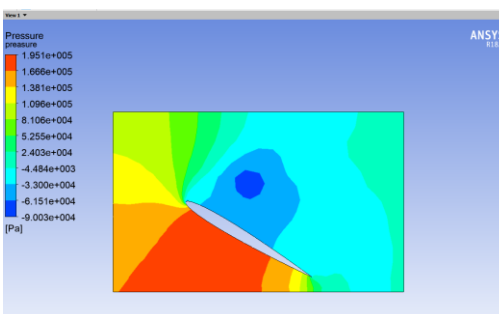
Gambar 12. Kontur kecepatan simulasi NACA 0010 pada sudut serang 30°



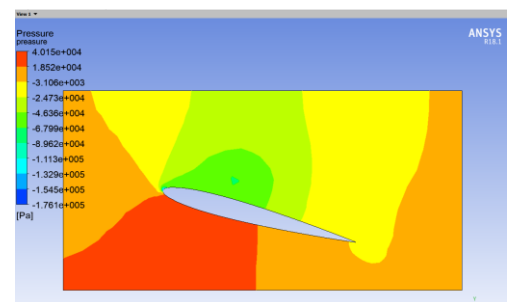
Gambar 8. Kontur tekanan simulasi NACA 0008 pada sudut serang 15°



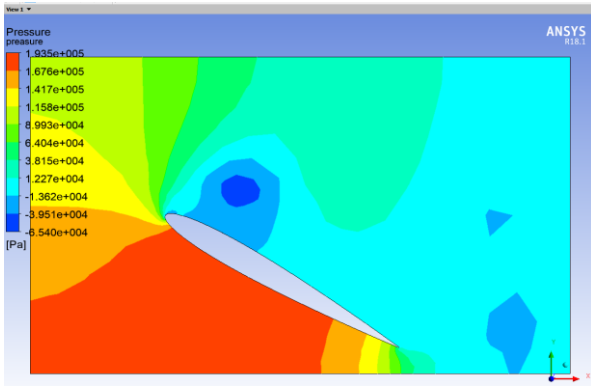
Gambar 13. Kontur tekanan simulasi NACA 0010 pada sudut serang 0°



Gambar 9. Kontur tekanan simulasi NACA 0008 pada sudut serang 30°



Gambar 14. Kontur tekanan simulasi NACA 0010 pada sudut serang 15°



Gambar 15. Kontur tekanan dan kecepatan simulasi NACA 0010 pada sudut serang 30⁰

Tabel 2. Hasil simulasi NACA 0008 dan 0010 dengan variasi sudut serang

Sudut serang (°)	NACA 0008		NACA 0010	
	Gaya angkat (N)	Gaya dorong (N)	Gaya angkat (N)	Gaya dorong (N)
0	2,45e+03	1,079e+03	9,476e+02	1,218e+03
5	8,061e+04	3,095e+03	8,060e+04	3,054e+03
10	1,989e+04	1,859e+05	1,774e+05	1,369e+04
15	4,142e+05	1,065e+05	6,635e+04	3,025e+05
20	2,973e+05	1,275e+05	2,962e+05	1,430e+05
25	7,484e+05	3,406e+05	2,875e+05	1,345e+05
30	8,098e+05	4,580e+05	7,621e+05	4,251e+05

Dengan diperolehnya data hasil simulasi maka koefisien gaya angkat dan koefisien gaya dorong dapat dihitung. Perhitungan koefisien gaya angkat menggunakan rumus $C_l = \frac{F_l}{0,5 \times V^2 \times A}$ [16] [17] dan perhitungan gaya dorong menggunakan rumus $C_d = \frac{F_d}{0,5 \times V^2 \times A}$ [16] [17], dimana C_l adalah koefisien gaya angkat, C_d adalah koefisien gaya dorong, F_l adalah gaya angkat yang terjadi, F_d adalah gaya dorong yang terjadi, V adalah kecepatan fluida, dan A adalah area model. Dengan menggunakan rumus diatas, maka diperoleh koefisien angkat dan dorong yang ditunjukkan pada Tabel 3. dan Tabel 4.

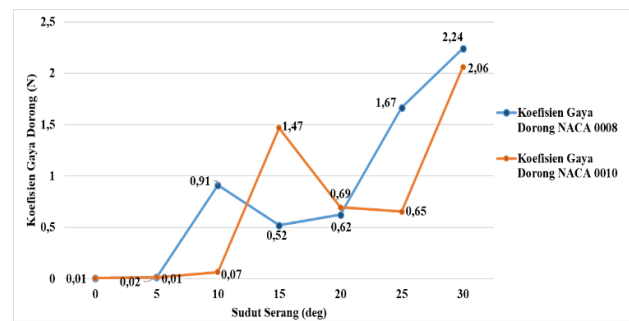
Tabel 3. Hasil perhitungan NACA 0008 dengan variasi sudut serang

Sudut serang (°)	NACA 0008			
	Gaya angkat (N)	Gaya dorong (N)	Koefisien angkat	koefisien dorong
0	2,45e+03	1,079e+03	1,20E-02	5,28E-03
5	8,061e+04	3,095e+03	3,95E-01	1,52E-02
10	1,989e+04	1,859e+05	9,74E-02	9,10E-01
15	4,142e+05	1,065e+05	2,03E+00	5,22E-01
20	2,973e+05	1,275e+05	1,46E+00	6,24E-01
25	7,484e+05	3,406e+05	3,67E+00	1,67E+00
30	8,098e+05	4,580e+05	3,97E+00	2,24E+00

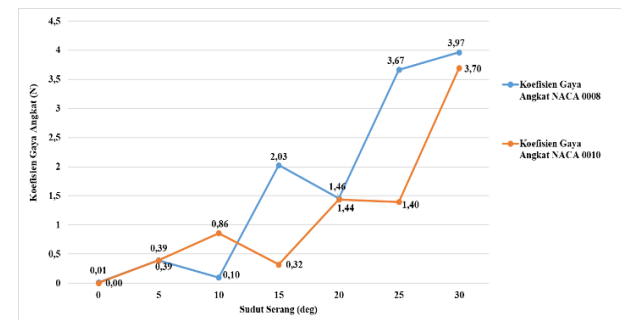
Tabel 4. Hasil perhitungan NACA 0010 dengan variasi sudut serang

Sudut serang (°)	NACA 0008			
	Gaya angkat (N)	Gaya dorong (N)	Koefisien angkat	koefisien dorong
0	9,476e+02	1,218e+03	4,60E-03	5,91E-03
5	8,060e+04	3,054e+03	3,91E-01	1,48E-02
10	1,774e+05	1,369e+04	8,61E-01	6,65E-02
15	6,635e+04	3,025e+05	3,22E-01	1,47E+00
20	2,962e+05	1,430e+05	1,44E+00	6,94E-01
25	2,875e+05	1,345e+05	1,40E+00	6,53E-01
30	7,621e+05	4,251e+05	3,70E+00	2,06E+00

Berdasarkan hasil perhitungan di atas, maka dapat dibandingkan variasi sudut serang terhadap gaya dorong dan gaya angkat yang ditunjukkan pada Gambar 16. dan Gambar 17.



Gambar 16. Grafik variasi sudut serang terhadap koefisien gaya dorong



Gambar 17. Grafik variasi sudut serang terhadap koefisien gaya angkat

Gambar 16. dan Gambar 17. menunjukkan besar koefisien gaya dorong dan gaya angkat berdasarkan variasi sudut serang. Dari gambar terlihat besar gaya dorong maupun gaya angkat terbesar pada sudut serang 30⁰. Besar koefisien gaya angkat ini dibutuhkan agar gaya dapat mengatasi gaya berat akibat tarikan gravitasi bumi atau gaya angkat (*lift*) harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi sehingga benda bisa terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa.

Nilai koefisien gaya angkat pada gambar 16 dan 17 lebih tinggi dari nilai koefisien gaya dorong, hal ini disebabkan karena bentuk geometri *airfoil* yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*) [2].

Simpulan

Berdasarkan hasil simulasi pada kecepatan fluida 200 m/s diperoleh gaya angkat tertinggi untuk *Airfoil* NACA 0008 dan 0010 adalah pada sudut serang 30^0 yaitu $8,098e+05$ N dan $3,97E+00$ N, sementara gaya dorong tertinggi adalah pada sudut serang 30^0 yaitu $4,580e+05$ N dan $2,24E+00$ N. Koefisien gaya angkat tertinggi untuk *Airfoil* NACA 0008 dan 0010 adalah pada $3,96$ N dan $2,24$ N, dan koefisien gaya dorong tertinggi adalah pada sudut serang 30^0 yaitu $3,69$ N dan $2,06$ N. Dari hasil simulasi dan perhitungan pada kedua NACA ini dapat dilihat bahwa besar gaya angkat maupun dorong NACA 0008 lebih besar dari NACA 0010, sehingga NACA 0008 lebih mampu untuk mengatasi gaya berat akibat tarikan gravitasi bumi dan gaya hambat sehingga benda bisa terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa.

Saran

Berdasarkan hasil penelitian dan kesimpulan yang telah dijelaskan sebelumnya, diharapkan agar parameter-parameter aerodinamika yang akan dikaji dan penentuan variabel bebas dari penelitian selanjutnya lebih variasi.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] A. Pope, *Basic Wing and Airfoil Theory (Dover Books on Aeronautical Engineering)*, Illustrated. Dover Publications, 2009.
- [2] M. F. Hidayat, "Analisa Aerodinamika *Airfoil* NACA 0021 Dengan ANSYS Fluent," *Jurnal Kajian Teknologi*, vol. 10, no. 2, 2014.
- [3] R. Subagyo and A. Mursadin, *Mekanika Fluida II*. Universitas Lambung Mangkurat, 2017.
- [4] F. M. White, *Mekanika Fkuida*, 2nd ed. Erlangga, 1994.
- [5] R. D. Edfi, "Analisa Perubahan Gaya Angkat dan Hambatan Total Terhadap Variasi Aspect Ratio dan Winglet pada Sayap Kapal Wing in Surface Effect Menggunakan Aplikasi CFD," *Jurnal Teknik ITS*, vol. 7, no. 2, 2018.
- [6] Y. Wahyudi, M. Agung, and Agung, "Pengaruh Distribusi Tekanan Terhadap Gaya Lift *Airfoil* NACA 23012 Pada Berbagai Variasi Angle Of Attack," *Jurnal Mechanical Engineering*, 2021.
- [7] H. Wibowo, "Pengaruh Sudut Serang Aerfoil Terhadap Distribusi Tekanan dan Gaya Angkat," *Jurnal Dinamika Vokasional Teknik Mesin*, vol. 2, no. 2, 2017.
- [8] D. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, 5th ed. Washington DC: AIAA Inc, 2012.
- [9] A. R. Buchalter and P. M. Miller, "The National Advisory Committee for Aeronautics: An Annotated Bibliography," *National Aeronautics and Space Administration*, 2015.
- [10] National Advisory Committee for Aeronautics, "National Advisory Committee for Aeronautics," *Wikipedia*, 2023.
- [11] I. Boyd Perry, "Results of National Advisory Committee for Aeronautics Report Number 496: Revisited," *J Aircr*, vol. 53, no. 5, 2016.
- [12] Rahmad Samosir, "Perancangan Turbin Angin Vertikal Modifikasi Gabungan Savonius dan Darrieus Menggunakan Geometri NACA 0018," *Journal of Mechanical Engineering, Manufactures, Materials and Energy*, vol. 5, no. 1, pp. 69–77, 2021, [Online]. Available: 10.31289/jmemme.v5i1.4108
- [13] I. ANSYS, "ANSYS Fluent Fluid Simulation Software." 2023.
- [14] UIUC Airfoil Coordinates Database, "NACA 0008 (NACA0008-il)," *UIUC Airfoil Coordinates Database*, 2023.
- [15] UIUC Airfoil Coordinates Database, "NACA 0010 (NACA0010-il)," *Airfoil Tools*, 2023.
- [16] G. S. Samy, S. T. Kumaran, M. Uthayakumar, and M. Sivasubramanian, "Numerical analysis of drag and lift coefficient of a Sport Utility Vehicle (SUV)," in *International Conference on Recent Advances in Fluid and Thermal Sciences 5–7 December 2018, Dubai, U.A.E.*, Dubai: Journal of Physics: Conference Series, 2019.
- [17] D. Eller and S. Heinze, "Approach to Induced Drag Reduction with Experimental Evaluation," *J Aircr*, vol. 42, no. 6, 2012.