Rancang Bangun Pesawat Udara Tanpa Awak Sayap Tetap Bermesin Potong Rumput: Analisis Aerodinamika Menggunakan Simulasi CFD

Kobilah Alfariza Abdilah Sopiyan[1], Ferdi Sriwahyuda[2], Retno Aulya[3], Adrifalni[4], Saskiani Fatimah Putri[5], Syam Husaini Ardiansyah[6], Singgih Satrio Wibowo[7*], Zaim Sidqi Islami[8]

[1]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail: kobilah.alfariza.aer23@polban.ac.id
[2]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail: ferdi.sriwahyuda.aer23@polban.ac.id
[3]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail: retno.aulya.aer23@polban.ac.id
[4]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail: adrifalni.aer23@polban.ac.id
[5]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail : saskiani.fatimah.aer23@polban.ac.id
[6]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail: syam.husaini.aer23@polban.ac.id
[7]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
**E-mail Korespondensi: singgih.wibowo@polban.ac.id*
[8]Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Bandung, Indonesia
E-mail: zaim.sidqi@polban.ac.id

ABSTRAK

Perancangan UAV jenis *fixed-wing* membutuhkan pertimbangan aerodinamika yang matang, khususnya dalam pemilihan *airfoil* untuk mengoptimalkan performa terbang. Penelitian ini bertujuan untuk menentukan satu *airfoil* dari NACA 4412, E214 dan Clark-Y menggunakan metode simulasi *Computational Fluid Dynamics* yang efisien secara waktu dan biaya pada *Reynolds Number* 450.000 melalui tiga tahapan utama yaitu *pre-processing*, *solve* dan *post-processing*. Berdasarkan hasil simulasi tersebut, Clark-Y terpilih karena memiliki nilai hambatan yang lebih kecil pada *Angle of Attack* rendah dibandingkan *airfoil* lainnya, serta permukaan bawahnya yang rata sehingga lebih mudah diproduksi. Pemilihan *airfoil* ini menghasilkan desain akhir sayap berbentuk *rectangular* dengan *wingspan* 2,5 meter dan *chord* 0,3 meter yang berhasil mencapai nilai L/D Sayap sebesar 25.

Kata Kunci:
Unmanned Aerial Vehicle (UAV), *Airfoil*, *Computational Fluid Dynamics* (CFD), Aerodinamika, Mesin Potong Rumput

The design of fixed-wing UAVs requires careful consideration of aerodynamics, particularly in the selection of airfoils to optimize flight performance. This study aims to select one airfoil from among the NACA 4412, E214, and Clark-Y using a time- and cost-efficient Computational Fluid Dynamics (CFD) simulation method at a Reynolds number of 450,000 through three main stages: pre-processing, solving, and post-processing. Based on the results of the simulation, the Clark-Y was selected because it has a lower drag coefficient at low angles of attack compared to other airfoils, and its flat underside makes it easier to manufacture. The selection of this airfoil resulted in a final wing design with a rectangular shape, a wingspan of 2.5 meters, and a chord of 0.3 meters, which achieved a final performance value of 25.

Keywords:
Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Airfoil, Computational Fluid Dynamics (CFD), Aerodynamics, Lawn Mower

1. PENDAHULUAN

Pesawat Udara Tanpa Awak atau *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) semakin mendapat perhatian di banyak bidang, seperti militer, logistik dan pemetaan lokasi (1). Salah satu jenis UAV yang banyak dikembangkan adalah tipe *fixed wing*, karena memiliki keunggulan dalam hal efisiensi energi, jangkauan terbang yang lebih jauh, serta kestabilan pada penerbangan jelajah dibandingkan UAV jenis *rotary wing*. Dalam merancang dan membangun UAV *Fixed Wing* ini, mesin potong rumput dipilih sebagai sistem propulsi. Alasan pemilihan mesin potong rumput sebagai sistem propulsi karena

beberapa hal, terutama dari segi biayanya yang relatif murah dan banyak tersedia di pasaran.

Desain konseptual pesawat udara tanpa awak (UAV) melibatkan pendekatan multidisiplin, yang mengintegrasikan hal hal seperti aerodinamika, analisis struktural dan sistem desain berbasis komputer (CAD) (2). Oleh karena itu, penelitian ini akan berfokus pada simulasi CFD 3 airfoil (Naca 4412, E214 dan Clark-Y) untuk melihat performa aerodinamika (terutama C_l dan C_d) yang dihasilkan. Hasil dari simulasi tersebut akan dipilih 1 airfoil untuk dilakukan perancangan sayap.

Simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) ini dipilih karena tidak memerlukan biaya yang tinggi dan waktu yang cukup lama. Tahapannya dimulai dari pembuatan geometri, pembuatan *meshing* serta tahapan komputasi.
Oleh karena itu, metode ini diharapkan mampu menghasilkan rancangan aerodinamika yang efisien. Serta mampu mendukung performa terbang yang baik, sebelum tahap rancang bangun dilakukan.

2. TINJAUAN PUSTAKA

Referensi (3) dalam penelitiannya yang berjudul "*Design and Development of a Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle*" menunjukkan bahwa pemilihan airfoil merupakan tahapan yang sangat penting dalam desain UAV fixed wing. Pada penelitian tersebut, pemilihan airfoil dilakukan berdasarkan karakteristik aerodinamika yang diambil dari hasil pengujian terowongan angin yang tersedia diliteratur dengan mempertimbangkan beberapa parameter seperti nilai koefisien angkat maksimum, *lift-to-drag ratio* dan sudut *stall*. *Airfoil* Eppler 387 dipilih karena dinilai paling sesuai untuk *Reynolds number* rendah yang umum pada UAV, sebelum diaplikasikan pada desain sayap dan struktur UAV secara keseluruhan.

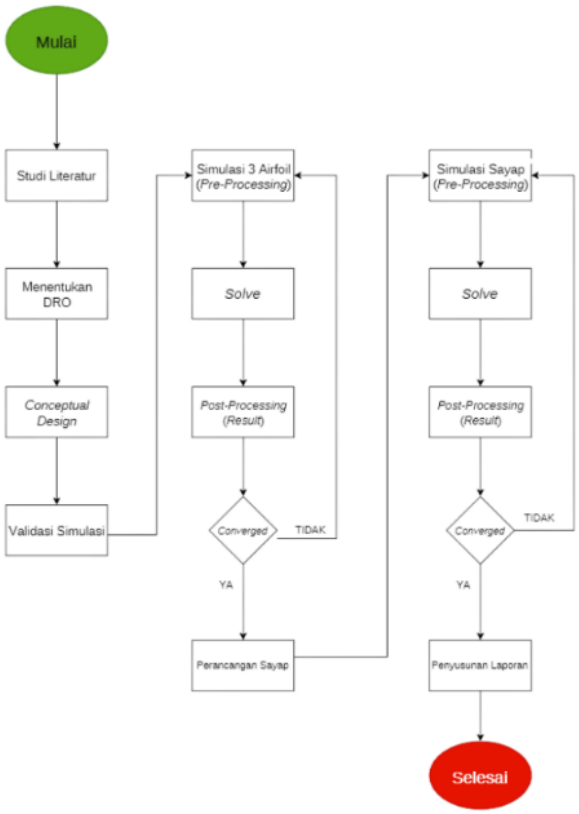
Referensi (4) Pada penelitian yang berjudul "*Aerodynamics of a Modified High-Lift Low Reynolds Number Airfoil: Preliminary Analysis*" hanya melakukan analisis aerodinamika secara 2 dimensi menggunakan XFLR5 pada *Reynolds number* tertentu dan membandingkan sejumlah *airfoil baseline* serta memodifikasinya. Hal ini tentunya masih bersifat *preliminary* dikarenakan belum mempertimbangkan efek 3 dimensi sayap. Oleh karena itu, hasilnya cocok sebagai referensi awal pemilihan *airfoil* tetapi belum cukup untuk prediksi performa sayap 3D secara menyeluruh.

Referensi (5) pada penelitiannya yang berjudul" *Design of a Low- Cost Fixed Wing UAV*" berfokus pada desain konfigurasi dan pemilihan material UAV *fixed wing* berbiaya rendah dengan pendekatan multi-kriteria. Namun, penelitian tersebut belum mengkaji karakteristik aerodinamika pada *airfoil*, Hasil penelitian tersebut menunjukkan bahwa UAV dapat terbang dengan stabil meskipun tanpa didukung oleh analisis aerodinamika yang detail. Namun demikian, keberhasilan UAV untuk terbang tidak serta-merta menunjukkan bahwa desain aerodinamikanya telah optimal.

Referensi (6) pada penelitiannya yang berjudul "*Comparative CFD Analysis of Airfoil For Unmaned Aerial Vehicles"* melakukan analisis aerodinamika pada dua *airfoil*, yaitu NASA LRN 1015 dan NACA 4415, menggunakan simulasi CFD 2D. Penelitian ini bertujuan untuk mengevaluasi kemungkinan penggunaan *airfoil* NACA 4415 sebagai alternatif *airfoil* UAV. Namun, analisis masih terbatas pada dua dimensi, sehingga efek tiga dimensinya belum dikaji secara menyeluruh. Penulis juga secara eksplisit menyatakan bahwa diperlukan analisis CFD tiga dimensi atau uji terowongan angin untuk memvalidasi hasil seleksi *airfoil* yang diperoleh dari hasil analisis dua dimensi.

3. METODE PENYELESAIAN MASALAH

Penelitian ini menggunakan metode penyelesaian masalah yang terdiri dari beberapa langkah. Seluruh langkah tersebut dirancang agar proses analisis serta perancangan dapat berjalan secara menyeluruh dan sejalan dengan tujuan penelitian. Agar lebih mudah dipahami, alur kerja ini akan direpresentasikan melalui diagram alir pada gambar dibawah ini.



Gambar 1. Diagram alir

3.1 Studi literatur

Studi literatur merupakan bagian dari proses yang sangat penting pada penelitian yang melibatkan pencarian informasi berdasarkan sumber-sumber informasi relevan dan terpercaya yang tersedia. Sumber Literatur ini bisa berasal dari buku, jurnal ilmiah, artikel, laporan penelitian, tesis dan lainnya.

3.2 *Design requirement and objectives*

Menentukan DRO (*Design Requirement and Objectives*) untuk dijadikan bahan acuan dalam merancang dan membangun UAV *Fixed Wing* (7). Penentuan DRO akan dicantumkan pada tabel dibawah ini.

Tabel 1. DRO

Parameter	*Objectives*
MTOW	$\leq 10\ kg$
V_s	$\leq 15\ m/s$
V_c	$20\ m/s - 25\ m/s$
A_R	6-10
C_{Lmax}	$1{,}2 - 1{,}5$
C_{Lc}	$0{,}2 - 0{,}5$
C_L/C_D	≥ 10

Nilai-nilai yang tercantum pada Tabel 1 akan digunakan untuk kebutuhan awal dalam perancangan sayap UAV yang akan dibuat.

3.3 *Conceptual design*

Merupakan salah satu tahapan penting untuk melakukan perhitungan (8), yang dimana perhitungan tersebut dilakukan berdasarkan data yang tersedia pada Tabel 1.

3.3.1 Estimasi MTOW

Maximum Take-Off Weight ditetapkan seberat $10\ kg$ yang didapat dari perkiraan awal dari total berat sayap, *fuselage* dan sistem lainnya.

3.3.2 Estimasi kecepatan *stall*

Salah satu persyaratan kinerja pesawat terbang adalah batasan kecepatan minimum yang diizinkan. Secara umum, kecepatan *stall* yang rendah diinginkan, karena kecepatan *stall* yang lebih rendah menghasilkan pesawat yang lebih aman (9). Adapun untuk rumusnya sendiri yaitu:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho\ x\ S\ x\ C_{L_{max}}}} \quad (1)$$

Nilai ini akan ditetapkan sebesar $15\ m/s$.

3.3.3 Estimasi koefisien gaya angkat maksimum

Besaran yang masih belum diketahui, yaitu koefisien angkat maksimum, bisa sangat sulit untuk diperkirakan. Nilainya berkisar antara 1,2 hingga 1,5 untuk sayap polos tanpa *flap*.

3.3.4 Estimasi beban sayap

Beban sayap memengaruhi performa UAV kedepannya. Jika beban sayap dikurangi, sayap menjadi lebih besar. Hal ini dapat meningkatkan kinerja, tetapi hambatan tambahan dan berat kosong akibat sayap yang lebih besar akan meningkatkan berat kotor lepas landas untuk menjalankan suatu misi terbang (10). Adapun untuk rumusnya:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{max} = \frac{1}{2} \times\ \rho\ \times V_s^2 \times C_{Lmax} \quad (2)$$

Dengan data yang tersedia, maka:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{max} = \frac{1}{2} \times 1{,}225 \times 15^2 \times 1{,}2 \quad (3)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{max} = 165{,}375\ N/m^2 \quad (4)$$

Selanjutnya menentukan beban sayap pada kondisi jelajah:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_d = \frac{1}{2} \times 1{,}225 \times 22^2 \times 0{,}44 \quad (5)$$

$$\left(\frac{W}{S}\right)_d = 130{,}44\ N/m^2 \quad (6)$$

Hasil menunjukkan bahwa beban sayap desain lebih kecil dari beban sayap maksimum. Ini berarti bahwa beban sayap pada saat kondisi jelajah masih dalam batas aman.

3.3.5 Menentukan Geometri Sayap

Hasil dari perhitungan diatas dapat digunakan untuk menentukan luas sayap (11), menggunakan rumus:

$$S = {W_{TO}}\Big/{\left(\frac{W}{S}\right)_d} \quad (7)$$

Dengan MTOW $10\ kg$, maka:

$$S = \frac{10}{130{,}44} \quad (8)$$

$$S = 0{,}752\ m^2 \quad (9)$$

Jadi, Luas area sayapnya adalah 0,752 m^2
Dari luas area sayap yang didapat, lebar sayap dapat ditentukan menggunakan rumus:

$$b = \sqrt{A_R \times S} \quad (10)$$

$$b = \sqrt{8{,}3 \times 0{,}752} \quad (11)$$

$$b = 2{,}5\ m \quad (12)$$

Jadi, Lebar sayapnya adalah 2,5 m.
Hasil dari perhitungan luas dan lebar sayap dapat ditentukan nilai *Chord* dengan rumus:

$$c = \frac{S}{b} \quad (13)$$

$$c = \frac{0{,}752}{2{,}5} \quad (14)$$

$$c = 0{,}3\ m \quad (15)$$

Jadi, nilai *Chord* nya adalah 0,3 m

3.3.6 Validasi simulasi

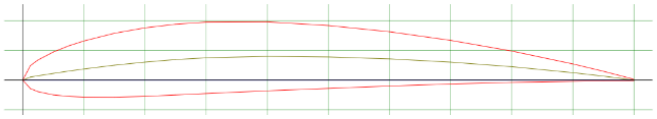
Sebelum melakukan simulasi. Dilakukan validasi terlebih dahulu guna memastikan setiap tahapan-tahapan simulasi yang akan dilakukan bisa menghasilkan hasil simulasi yang bagus.

3.3.7 Simulasi CFD

Langkah pertama yaitu diperlukan terlebih dahulu data koordinat dari *airfoil* yang akan disimulasikan.

Naca 4412

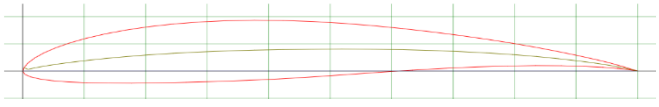
Profil sayap NACA 4412 mewakili varian dengan kelengkungan lebih tinggi, yaitu 4% kelengkungan yang terletak pada 40% *Chord*, menghasilkan gaya angkat yang besar di sudut serang yang rendah.



Gambar 2. Profil naca 4412

E214

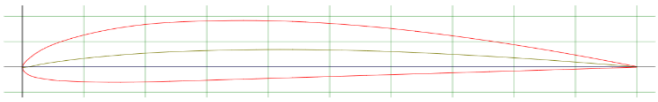
Karakteristik geometri E214 memiliki ketebalan maksimum sebesar 11,1% pada posisi 33% dari *chordline*, serta kelengkungan maksimum mencapai 3,7% dari 56.9% *chord line* (12).



Gambar 3. Profil E214

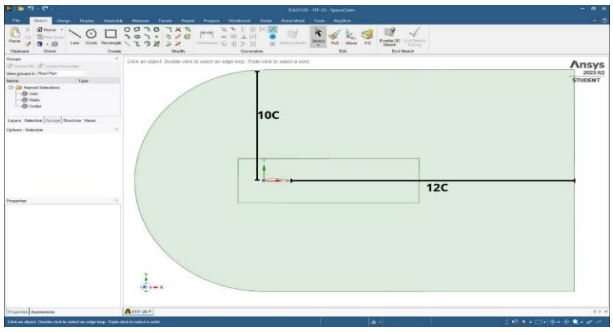
Clark-Y

Profil sayap Clark Y adalah salah satu profil yang paling tahan lama dan banyak digunakan dalam desain pesawat ringan dan UAV, terutama karena geometrinya yang sederhana namun efektif (13).



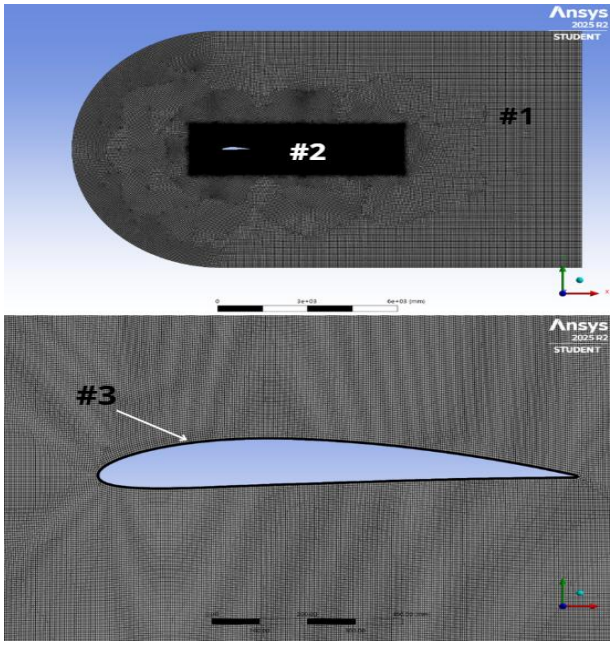
Gambar 4. Profil Clark-Y

Data koordinat tersebut akan di impor ke ansys fluent untuk dilakukan pembuatan geometri.



Gambar 5. Geometri airfoil

Selanjutnya akan dilakukan pembuatan *meshing* pada geometri tersebut seperti yang tertera pada gambar dibawah ini.



Gambar 6. Meshing

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

Berikut merupakan hasil dan pembahasan dari simulasi yang telah dilakukan, diantaranya:

4.1 Hasil *mesh independence study*

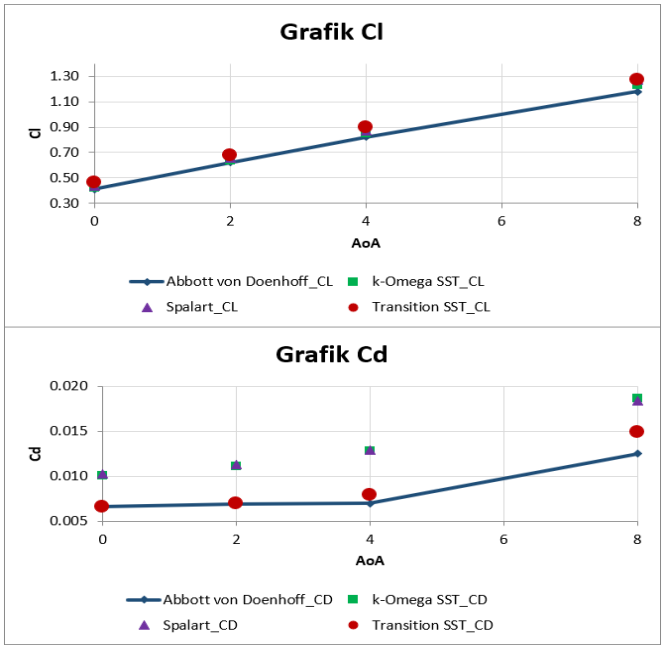
mesh independence study dilakukan untuk melihat pengaruh kerapatan *mesh* terhadap hasil simulasi yang didapatkan (14).

Tabel 2. Hasil mesh independence study

AoA	*Element*	C_l	C_d
2	251793	0.6787	0.0074
2	324171	0.6771	0.0078
2	430006	0.6807	0.0075
2	623129	0.6789	0.0069
2	724246	0.6793	0.0069

4.2 Hasil uji model turbulensi

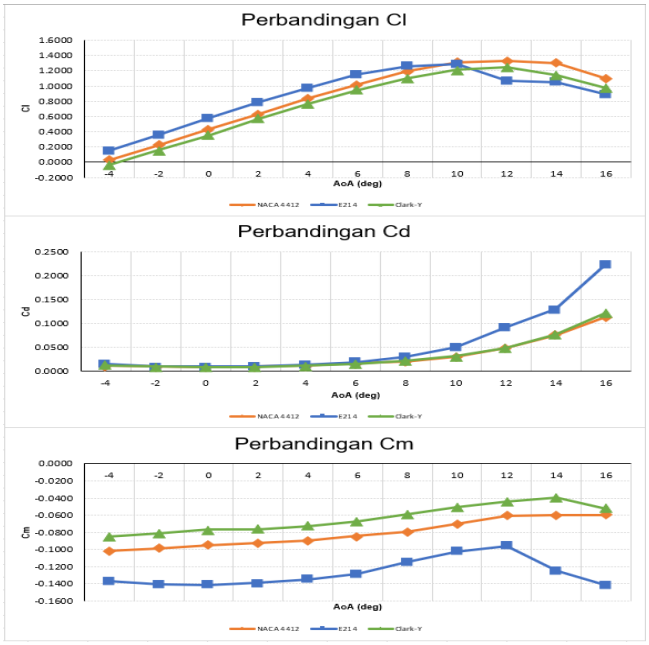
Validasi ini dilakukan untuk membandingkan hasil simulasi *airfoil* terhadap data referensi Abbott (15), pada variasi sudut serang AoA 0°, 2°, 4° dan 8° dengan 3 model turbulensi yang berbeda.



Gambar 7. Grafik perbandingan model turbulensi

4.3 Hasil simulasi *airfoil*

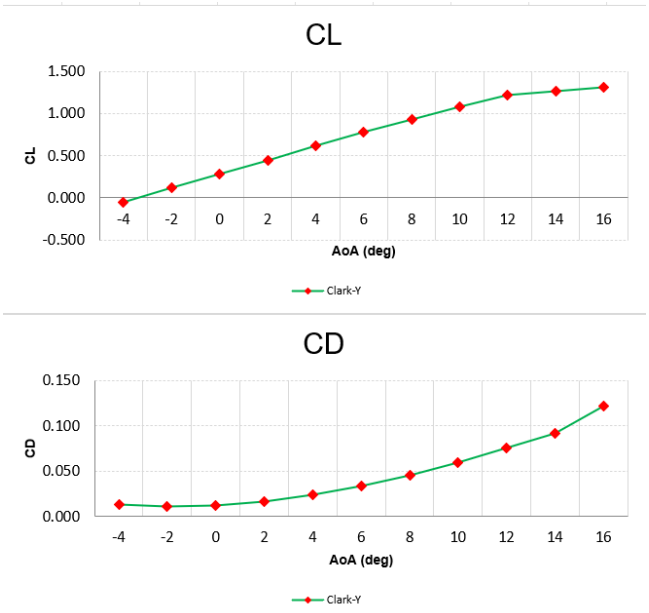
Setelah validasi simulasi dilakukan, langkah selanjutnya yaitu melakukan simulasi pada 3 *airfoil*. Simulasi airfoil bertujuan untuk mencari nilai C_l, C_d yang dihasilkan beserta nilai C_m untuk tambahan data. Simulasi ini dilakukan pada $R_e = 450.000$.



Gambar 8. Grafik simulasi airfoil

4.4 Hasil simulasi sayap

Berdasarkan hasil perhitungan beserta simulasi *airfoil* yang telah dilakukan, perancangan sayap telah selesai dilakukan dan dilanjutkan dengan melakukan simulasi untuk mencari tahu performa sayap yang telah dirancang.



Gambar 9. Grafik simulasi sayap

4.5 Hasil akhir

Hasil akhir dari simulasi CFD akan dibandingkan dengan DRO sebelumnya.

Tabel 3. Perbandingan DRO

No	Parameter	Objective	Hasil
1.	MTOW	$\leq 10\ kg$	$15\ kg$
2.	V_s	$\leq 15\ m/s$	$16\ m/s$
3.	V_c	$20\ m/s - 25\ m/s$	$22\ m/s$
4.	A_R	6-10	8,3
5.	C_{Lmax}	$1{,}2 - 1{,}5$	1,3
6.	C_{Lc}	$0{,}2 - 0{,}5$	0,66
7.	C_L/C_D	≥ 10	25

Dari tabel tersebut dilihat bahwa kenaikan MTOW menjadi 15 Kg yang terjadi ketika proses manufaktur berlangsung. Kenaikan MTOW ini tentunya membuat kebutuhan seperti nilai C_{L_C} dan V_S menjadi besar. Kenaikan parameter-parameter tersebut masih dalam batas aman, hanya saja beban yang diterima sayap menjadi lebih besar dari sebelumnya.

5. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil yang didapat sebelumnya, disimpulkan bahwa:

1) Standar *element* yang digunakan untuk simulasi airfoil yaitu sebanyak 600k dikarenakan nilai C_d yang dihasilkan sudah stabil
2) Model Transition SST dipilih karena mampu menghasilkan nilai C_l, C_d yang mendekati data referensi.
3) Airfoil Clark-Y dipilih karena memiliki beberapa keunggulan seperti nilai C_d rendah di AoA rendah, nilai C_m yang lebih kecil serta kemudahan dari segi manufaktur.
4) Hasil simulasi sayap didapatkan L/D sayap sebesar 25. Beserta AoA efektif untuk terbang jelajah yaitu di AoA 4,5°.

DAFTAR PUSTAKA

1. L. Li *et al.*, “Unmanned aerial vehicles towards future Industrial Internet: Roles and opportunities,” *Digit. Commun. Networks*, vol. 10, no. 4, pp. 873–883, Aug. 2024, doi: 10.1016/j.dcan.2023.09.003.
2. “Conceptual design of unmanned aerial vehicles,” *Int. J. Adv. Comput. Sci. Technol.*, vol. 14, no. 4, pp. 1–4, 2025, doi: 10.30534/ijacst/2025/011442025.
3. S. K. Mayuri, “Design and Development of a Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicle.” [Online]. Available: www.ijert.org
4. A. H. A. Hamid *et al.*, “Aerodynamics of a Modified High-Lift Low Reynolds Number Airfoil: Preliminary Analysis,” *Int. J. Emerg. Technol. Adv. Eng.*, vol. 12, no. 12, pp. 16–22, Dec. 2022, doi: 10.46338/ijetae1222_02.
5. M. Ariyanto *et al.*, “Design of a Low-Cost Fixed Wing UAV,” in *MATEC Web of Conferences*, EDP Sciences, Mar. 2018. doi: 10.1051/matecconf/201815902045.
6. A. Balani *et al.*, “COMPARATIVE CFD ANALYSIS OF AIRFOILS FOR UNMANNED AERIAL VEHICLES.” [Online]. Available: http://www.ijret.org
7. Anuar et al., (2023). Design and Aerodynamic Analysis of Fixed-Wing Vertical Take-Off Landing (FW-VTOL) UAV. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, *106*(1), 136–146. https://doi.org/10.37934/arfmts.106.1.136146
8. Karageorgiou, A., Kantouris, P., Metallidou, N., Charizani, A., & Panagiotou, P. (2023). DESIGN, MANUFACTURING AND FLIGHT-TESTING OF A FIXED-WING, SMALL-SCALE UAV FOR THE TRANSPORTATION OF BLOOD BAGS TO REMOTE LOCATIONS. *Journal of Physics: Conference Series*, *2526*(1). https://doi.org/10.1088/17426596/2526/1/012087
9. S., R. I. (2017). Analisa Unjuk Kerja Flap Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat. *Jurnal Penelitian*, *2*(2), 84–92. https://doi.org/10.46491/jp.v2e2.59.84-92
10. Karatzas et al., (2026). Conceptual design and analysis of a tube-launched fixed-Wing UAV with integrated folding wing systems. *Aerospace Science and Technology*, *168*(PH), 111248.https://doi.org/10.1016/j.ast.2025.111248
11. Lukyanov et al., (2024). Atmospheric Aircraft Conceptual Design Based on Multidisciplinary Optimization with Differential Evolution Algorithm and Neural Networks. *Drones*, *8*(8). https://doi.org/10.3390/drones8080388
12. Tools, A. (2026). *Airfoil Tools: Airfoil Data and Tools for Low Reynolds Number Aerodynamics*. http://airfoiltools.com/
13. U. Karki, K. R. Bhattarai, and S. R. Arun, “Comparative Aerodynamic Performance Evaluation of Six Airfoils for UAV Applications Using XFLR5 at Low Reynolds Numbers,” *World Acad. J. Eng. Sci.*, vol. 12, no. 3, pp. 36– 50, 2025, [Online]. Available: www.isroset.org
14. BAYRAM, H. (2022). Numerical investigation of airfoils aerodynamic performances. *International Journal of Energy Applications and Technologies*, *9*(1), 1–5. https://doi.org/10.31593/ijeat.103310
15. Herbert-Acero, J. F., Probst, O., Rivera-Solorio, C. I., Castillo-Villar, K. K., & Mendez-Diaz, S. (2015). An extended assessment of fluid flow models for the prediction of two-dimensional steady-state airfoil aerodynamics. *Mathematical Problems in Engineering*, *2015*, 6–10. https://doi.org/10.1155/2015/854308