

PENGARUH PARAMETER VARIASI ASPEK RASIO PADA ANALISIS CFD AERODINAMIKA AIRFOIL NACA 0012

Minhajul Qowim¹⁾, Bobie Suhendra²⁾, Oleh³⁾

^{1,2,3}. Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Singaperbangsa Karawang
email: ¹qowim2001@gmail.com, ²bobie.suhendra@staff.unsika.ac.id, ³oleh@staff.unsika.ac.id,

Abstract

Indonesia, as the world's largest archipelagic country, benefits from its unique geographical conditions, making airplanes the most suitable mode of transportation. This is evident from the increasing number of airlines, a notable development in the aviation field, particularly in military aviation, is the advancement of drones or Unmanned Aerial Vehicles (UAVs). In recent years, there has been rapid technological progress in fixed-wing UAV technology. UAVs are unmanned aircraft that can be remotely controlled by pilots or capable of autonomous flight using aerodynamic principles to generate lift. Fixed-wing UAVs have wings with a fixed configuration. Unmanned aircraft offer several advantages over manned aircraft, including extended airborne endurance with efficient fuel consumption, categorized as Medium Altitude Endurance UAVs (MALE UAVs). These UAVs optimize the Lift-to-Drag ratio (CL/CD) to improve their performance. Currently, unmanned aircraft are being extensively developed for various purposes, such as exploration, reconnaissance, mining, military applications, competitions, and more.

Keywords—UAV, Aspect Ratio, Lift to Drag Ratio, Airfoil

1. PENDAHULUAN

Indonesia merupakan negara kepulauan yang memiliki wilayah perairan laut yang sangat luas dan sebagian besar wilayahnya terletak di wilayah pesisir pantai, dan memiliki letak wilayah yang strategis, yaitu berada diantara Samudera Pasifik dan Hindia.[1]

Hal ini yang menjadikan maskapai seperti Garuda Indonesia dan Lion Air yang meningkatkan jumlah armada pesawat mereka untuk melayani lebih banyak daerah di tanah air. Pesawat terbang tidak hanya penting untuk transportasi publik, tetapi juga memiliki peran yang besar dalam pertahanan militer negara.

Saat ini hampir seluruh aspek kehidupan telah memanfaatkan teknologi robotika sebagai faktor pendukung untuk menyelesaikan dan mempermudah pekerjaan manusia. Kehadiran teknologi tersebut

dimaksudkan untuk mencapai hasil yang lebih efektif dan efisien pada sebuah proses di instansi.[2]

Salah satu perkembangan penting dalam dunia robotika dalam dunia penerbangan, adalah kemajuan drone atau UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Dalam beberapa tahun terakhir, teknologi pesawat tanpa awak dengan sayap tetap mengalami kemajuan pesat. UAV adalah pesawat terbang tanpa awak yang dikendalikan dari jarak jauh oleh pilot atau mampu terbang secara mandiri dengan memanfaatkan prinsip aerodinamika untuk menghasilkan gaya angkat. Sayap tetap pada UAV mengacu pada konfigurasi sayap yang tidak dapat dilipat.

Pesawat tanpa awak memiliki beberapa keunggulan dibandingkan pesawat berawak. Mereka dapat bertahan di udara dalam waktu yang lama dengan konsumsi bahan bakar yang efisien, yang disebut *Medium Altitude Endurance UAV* (MALE UAV). Hal ini dapat dicapai dengan

mengoptimalkan rasio *Lift-to-Drag* (CL/CD) untuk meningkatkan kinerja pesawat. Saat ini, pesawat tanpa awak sedang dikembangkan dengan gencar untuk berbagai keperluan, seperti eksplorasi, penjelajahan, pertambangan, keperluan militer, perlombaan, dan lain sebagainya.[3]

Salah satu komponen penting yang membantu terbangnya UAV adalah *Airfoil*. *Airfoil* adalah bentuk geometri yang, jika ditempatkan dalam aliran fluida, menghasilkan gaya angkat yang lebih besar daripada gaya hambat. Selama terbang, aliran udara yang melewati bagian atas airfoil lebih cepat daripada aliran udara yang melewati bagian bawahnya. Hal ini mengakibatkan tekanan yang lebih tinggi di permukaan bawah airfoil dibandingkan permukaan atasnya. Perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah airfoil ini menciptakan gaya angkat pada sayap pesawat, sehingga pesawat dapat terbang dan tetap di udara.[4]

Airfoil NACA 0012 adalah airfoil NACA 4 Digit yang simetris dan memiliki performa aerodinamika yang tinggi dengan bilangan Reynolds yang rendah[5]. Perbandingan antara gaya angkat (*Lift*) dan gaya hambat (*Drag*) adalah salah satu faktor yang mempengaruhi kinerja dari airfoil[6]. Selain itu, dalam perancangan sayap pesawat terbang, perhatian juga harus diberikan pada rasio sayap. Rasio sayap mengacu pada perbandingan antara panjang rentangan sayap (*span*) dengan lebar sayap (*chord*). Menurut teori, penggunaan sayap dengan rentangan yang tidak terhingga (*Infinite Wing*) akan menjadi desain sayap yang paling ideal karena memiliki gaya angkat yang maksimal dan gaya hambat yang minimal. Namun, dalam kenyataannya, pembuatan sayap dengan rentangan yang tak terbatas tidak mungkin dilakukan. Oleh karena itu, panjang sayap dibatasi dan dibuat proporsional terhadap fuselage pesawat.[7]

Tujuan penelitian ini untuk mengetahui pengaruh Airfoil NACA 0012 terhadap variasi aspek rasio dengan menggunakan beberapa variasi sudut serang.

A. UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*)

Pesawat tanpa awak, juga dikenal sebagai UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*), adalah jenis pesawat terbang yang dikendalikan melalui sistem kendali jarak jauh menggunakan gelombang radio. [8] UAV merupakan bagian dari sistem tanpa awak (*Unmanned System*), yang merupakan sistem elektro-mekanik yang dapat melakukan misi terprogram dengan karakteristik mirip mesin terbang, yang dapat dikendalikan dari jarak jauh oleh seorang pilot atau mampu mengendalikan dirinya sendiri. UAV dapat dikendalikan secara manual melalui penggunaan kontrol radio, atau secara otomatis melalui pemrosesan data pada sensor yang ada.

B. Mekanisme Pesawat Untuk Terbang

Terdapat beberapa jenis gaya yang berperan dalam objek-objek yang terbang di udara. Gaya-gaya aerodinamika ini mencakup gaya angkat (*Lift*), gaya dorong (*Thrust*), gaya berat (*Weight*), dan gaya hambatan udara (*Drag*).

1. Gaya Angkat

Lift atau Gaya Angkat adalah gaya aerodinamika yang terjadi ketika udara mengalir melintasi airfoil. Saat terbang, aliran udara yang melewati bagian atas permukaan airfoil akan memiliki kecepatan yang lebih tinggi daripada aliran udara yang melewati bagian bawahnya.[4]

2. Gaya Hambat

Drag atau Gaya Hambat adalah kekuatan yang bertindak berlawanan dengan arah pergerakan suatu objek. Besarnya drag berkaitan secara langsung dengan kecepatan objek. Pada pesawat terbang, drag terbagi menjadi dua jenis, yaitu *Friction Drag* dan *Induced Drag*. *Friction Drag* terjadi karena adanya gaya gesek antara udara dan permukaan objek. Sedangkan *Induced Drag* terjadi sebagai konsekuensi dari gaya angkat yang dihasilkan oleh *airfoil* (seperti sayap atau ekor pesawat) saat udara mengalir).[4]

3. Gaya Tarik

Gaya Tarik, yang juga dikenal sebagai *thrust*, merupakan gaya yang dihasilkan oleh percepatan pada pesawat. Biasanya, gaya dorong dihasilkan oleh putaran mesin atau motor listrik. Besar gaya dorong ini dipengaruhi oleh hukum Newton kedua dan ketiga yang menyatakan bahwa percepatan

yang dihasilkan oleh gaya berbanding lurus dengan besarnya gaya dan berbanding terbalik dengan massa benda. Selain itu, jika benda pertama memberikan gaya pada benda kedua, maka benda kedua akan memberikan gaya yang sama besarnya namun berlawanan arah pada benda pertama.[8]

4. Gaya berat

Setelah pesawat berhasil terbang, terdapat gaya resistensi terakhir yang mempengaruhi *lift*, yaitu *weight*. Gaya ini terkait dengan beban pesawat itu sendiri dan gaya gravitasi yang menarik pesawat ke arah tanah. Prinsip ini terkait dengan hukum gravitasi dalam teori relativitas umum oleh Einstein. Semakin berat pesawat, semakin besar gaya yang bekerja berlawanan yaitu *lift* harus ditingkatkan. Dengan kata lain, semakin berat pesawat, semakin besar pula gaya dorong dan gaya angkat yang diperlukan agar pesawat tetap terbang.[8]

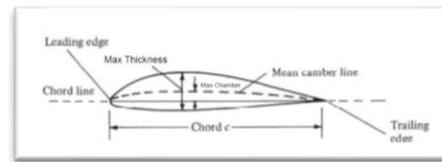
C. Airfoil

Airfoil adalah bentuk geometri yang digunakan sebagai penampang sayap pada sudut serang tertentu untuk menghasilkan gaya angkat (*Lift*) saat terkena aliran fluida.[6] Ketika pesawat terbang, aliran udara yang melewati bagian atas airfoil akan memiliki kecepatan yang lebih tinggi dibandingkan aliran udara yang melewati bagian bawahnya. Akibatnya, tekanan pada permukaan bawah airfoil lebih tinggi dibandingkan dengan permukaan atasnya.

Pada *Airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut :

- Leading Edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *Airfoil*.
- Trailing Edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *Airfoil*.
- Chamber Line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *Airfoil* Mean Chamber Line.

- Chord Line* adalah garis lurus yang menghubungkan *Leading Edge* dengan *Trailing Edge*
- Chord (c)* adalah jarak antara *Leading Edge* dengan *Trailing Edge*.
- Chamber* diukur dari *Leading Edge* dalam bentuk persentase *Chord*.



Gambar 1. Bagian – bagian Airfoil

D. Airfoil NACA

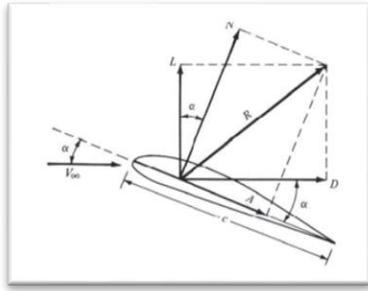
Airfoil NACA adalah jenis geometri airfoil yang telah dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Dalam pengembangannya, NACA memperhatikan pengaruh kelengkungan permukaan airfoil, penyebaran ketebalan, serta penggunaan nilai bilangan Reynold tertentu dalam pengujian.[9]

E. Aspek Rasio (AR)

Menurut penelitian yang dilakukan oleh Agung et al, dalam perancangan sayap pesawat, penting untuk memperhatikan aspek rasio dan luas sayap karena keduanya berpengaruh pada desain sayap. Aspek rasio merupakan perbandingan antara *Span of Wing* (lebar sayap) dan *Chord* (kedalaman sayap), sementara luas sayap adalah hasil perkalian antara *Span of Wing* dan *Chord*.[10]

F. Sudut Serang

Sudut serang merupakan sudut antara tali busur suatu *Airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (*Relative Wind*). Biasanya sudut ini disimbolkan dengan α (*Alpha*). Pada *Airfoil* yang simetris, gaya angkat akan menjadi nol ketika sudut serangnya nol, sedangkan pada *Airfoil* yang tidak simetris, meskipun sudut serangnya nol, tetapi gaya angkat sudah muncul.[4]



Gambar 2. Resultan gaya aerodinamis

G. Computational Fluid Dynamics

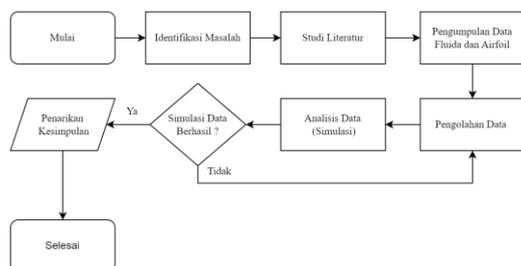
Dalam penelitian ini, untuk menghitung nilai Lift to Drag Ratio, digunakan metode pengujian menggunakan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) sebagai alternatif yang dianggap lebih efisien dan hemat biaya dibandingkan dengan pengujian menggunakan terowongan angin atau *Wind Tunnel Test*. Metode CFD ini melibatkan analisis aliran fluida melalui pendekatan komputasional menggunakan perangkat lunak khusus.[11]

Dalam simulasi CFD, aliran fluida dipecah menjadi titik-titik diskrit yang disebut grid. Grid ini digunakan untuk memodelkan aliran yang terjadi pada Airfoil.[12]

2. METODE PENELITIAN

A. Prosedur Penelitian

Berikut ini adalah prosedur penelitian yang dilakukan dengan rincian pada diagram alir dibawah ini.



Gambar 3. Diagram Alir Penelitian

B. Pengumpulan Data Fluida dan Airfoil

Setelah proses identifikasi masalah dan studi literatur, langkah selanjutnya adalah

mengumpulkan data fluida, *Airfoil* dan cara mensimulasikanya yang terpenting adalah input data geometri Airfoil (Dat File) yang bersumber dari situs resmi NACA sehingga harapannya *design* Airfoil berstandar.

1. Data Fluida

Data fluida yang digunakan berupa data densitas udara, viskositas udara, gravitasi dan lain sebagainya, berikut merupakan tabel data fluida yang digunakan dalam penelitian ini :

Tabel 1. Data Fluida

| Data Fluida | Value |
|------------------|------------------------|
| Viskositas Udara | $1,983 \times 10^{-5}$ |
| Densitas Udara | 1,2 kg/m ³ |
| Gravitasi Bumi | 9,8 m/s |
| Jenis Aliran | Incompressible |
| Tekanan | 101325 Pa |
| Kecepatan Udara | 9 m/s |

2. Data Geometri Airfoil

Airfoil yang digunakan dalam penelitian ini memiliki panjang *Chord* 245mm dengan *Chamber* 0% dan *Thickness* 2mm serta menggunakan tipe *Close Trailing Edge*.

3. Data Aspek Rasio Airfoil

Dalam penentuan data airfoil digunakan rumus aspek rasio dalam mencari panjang span yang akan digunakan dalam penelitian ini, dalam penelitian ini menggunakan variasi aspek rasio 3 dan 6.

$$AR = \frac{S}{C}$$

Dimana :

AR : Aspek Rasio

S : Panjang Span (mm)

C : Panjang Chord (mm)

$$AR 3 = \frac{S}{245 \text{ mm}} = 3 (245) = 735 \text{ mm}$$

$$AR 6 = \frac{S}{245 \text{ mm}} = 6 (245) = 1470 \text{ mm}$$

Dalam penelitian ini menggunakan semi span untuk analisis CFD, semi span adalah suatu cara yang dilakukan dalam CFD untuk meringankan

proses komputasi dengan cara mensimulasikan setengah dari panjang sayap. Untuk AR 3 memiliki panjang semi span sebesar 367,5mm dan untuk AR 6 memiliki panjang semi span sebesar 735mm.

$$AR\ 3 = 735/2 = 367,5\ mm$$

$$AR\ 6 = 1470 /2 = 735\ mm$$

C. Pengolahan Data

Setelah semua data terkumpul langkah selanjutnya adalah pengolahan data, pengolahan data terdiri dimulai dari pengolahan data sudut serang, hingga melakukan pengaturan pada software CFD.

1. Data Sudut Serang

Dalam penelitian ini variasi sudut serang yang akan digunakan adalah sudut serang 0 ; 5 ; dan 10, untuk menghitung gaya angkat dan gaya hambat dari suatu sayap, dibutuhkan nilai SIN dan COS dari sudut serang. Nilai SIN digunakan untuk *Lift* dan nilai dari COS digunakan untuk *Drag*.

Tabel 2. Data Sudut Serang

| Deg | Sin | Cos |
|-----|--------|--------|
| 0 | 0 | 1 |
| 5 | 0,0872 | 0,992 |
| 10 | 0,9848 | 0,1736 |

2. Perhitungan *Total Pressure*

Dalam perhitungan *Total Pressure* penelitian ini memakai kondisi tekanan total yaitu tekanan udara atmosfer yaitu sebesar 101325 Pa dan menggunakan *Mach Number* sebesar 0,2.

$$\frac{P_0}{P} = \left[1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

Dimana :

P_0 = Total Pressure (101325 Pa)

P = Static Pressure

γ = 1,4 untuk udara

M = Mach Number (0,3)

$$\frac{P_0}{P} = 1,02828\ dan\ P = 104.190\ Pa$$

3. Pengaturan *Thermal Tab*

Thermal Tab adalah pengaturan yang digunakan pada software CFD dalam menentukan temperatur kerja dalam sebuah analisis, dalam kasus ini memakai validasi dengan menggunakan *Whind Tunnel* dan memberikan data Total Temperatur sebesar 311 K *Thermal Tab* pada penelitian ini dihitung menggunakan rumus sebagai berikut :

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2$$

Dimana :

T_0 = Total Temperature (311 K)

T = Static Temperature

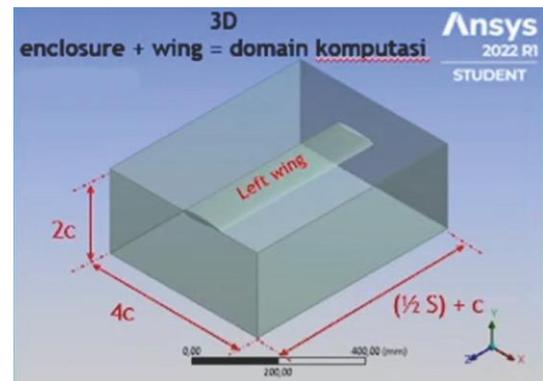
γ = 1,4 untuk udara

M = Mach Number (0,2)

$$\frac{T_0}{T} = 1,008\ dan\ T = 308,531\ K$$

4. Penentuan *Computational Domain* CFD

Pada penelitian ini menggunakan *Computational Domain* berbentuk balok seperti gambar berikut :



Gambar 4. Domain Komputasi CFD

5. Pengaturan *Solver* pada software CFD

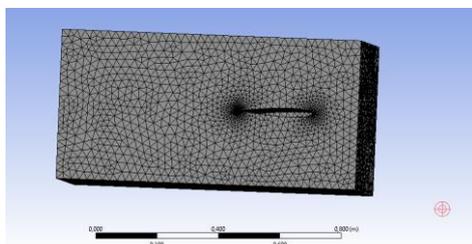
Penelitian ini menggunakan setting solver sebagai berikut :

Tabel 3. Pengaturan *Solver* CFD

| Setting | Value | |
|-------------------------|---|----------|
| Solver Type | Pressure Based | - |
| Time | Transient | - |
| Gravity | y - component (9,81 m/s) | - |
| Viscous Model | SST Omega | - |
| Fluid | Air | - |
| Inlet | Velocity Inlet | - |
| Outlet | Pressure Outlet | - |
| | Gauge Pressure | - |
| Wall | Non slip condition | - |
| Report Definition | | |
| Residual | Absolute Criteria | - |
| Solution Initialization | Standard (compute from inlet) | - |
| | Reference Frame (relative to cell zone) | - |
| Time Announcement | Number of Time Step | 100 |
| | Time Step Size | 0,015 |
| | Max Iteration / Time Step | 20 |
| | Flow Time / Total Iteration | 105/2000 |

D. Analisis Data

Setelah semua data di dapatkan dan di olah langkah selanjutnya adalah melakukan proses *Meshing* dan melakukan proses simulasi, dalam proses *Meshing* di dapatkan kriteria sebagai berikut :



Gambar 5. Mesh Airfoil NACA 0012

Didapatkan kualitas rata rata skewness sebesar 0,2296 dan kualitas rata rata dari orthogonal sebesar 0,7692.

| Quality | |
|--------------------|---------------|
| Check Mesh Quality | Yes, Errors |
| Target Skewness | Default (0,9) |
| Smoothing | Medium |
| Mesh Metric | Skewness |
| Min | 2,8212e-004 |
| Max | 0,97984 |
| Average | 0,2296 |
| Standard Deviation | 0,12068 |

Gambar 6. Kualitas Mesh (Skewness)

| Quality | |
|--------------------|------------------|
| Check Mesh Quality | Yes, Errors |
| Target Skewness | Default (0,9) |
| Smoothing | Medium |
| Mesh Metric | Orthogonal Qu... |
| Min | 2,0159e-002 |
| Max | 0,99609 |
| Average | 0,7692 |
| Standard Deviation | 0,11908 |

Gambar 7. Kualitas Mesh (Orthogonal)

Pengujian CFD dilakukan dengan menerapkan iterasi sebesar 2000 iterasi, tetapi hasil rata rata sudah konvergen pada iterasi 300 – 500 dengan jumlah *Number of Time Step* sebanyak 100.

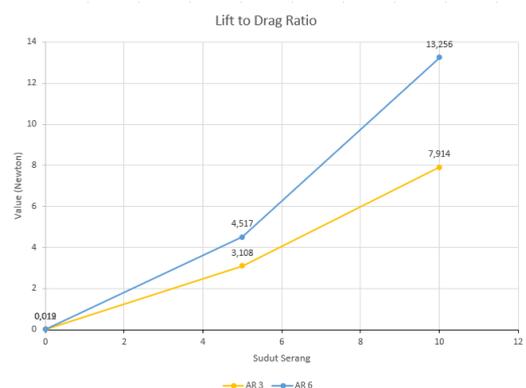
3. HASIL DAN PEMBAHASAN

Berikut merupakan hasil pengujian dari analisis CFD pada Aspek rasio 3 dan 6 dapat dilihat pada tabel dibawah ini :

Tabel 4. Hasil Pengujian

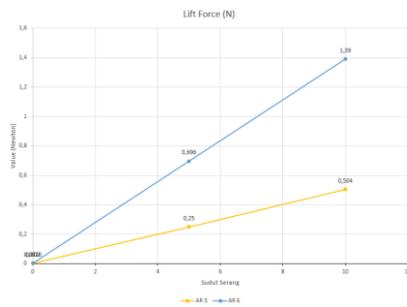
| Aspek Rasio | Sudut Serang | Drag Force (N) | Lift Force (N) | Lift to Drag Ratio (N) |
|-------------|--------------|----------------|----------------|------------------------|
| 3 | 0 | 0,086 | 0,002 | 0,020 |
| | 5 | 0,080 | 0,250 | 3,108 |
| | 10 | 0,064 | 0,504 | 7,914 |
| 6 | 0 | 0,171 | 0,002 | 0,012 |
| | 5 | 0,154 | 0,696 | 4,517 |
| | 10 | 0,105 | 1,390 | 13,256 |

Dari hasil yang di dapat pada tabel diatas bahwa aspek rasio berpengaruh terhadap peningkatan gaya angkat.



Gambar 8. Grafik Lift to Drag Ratio

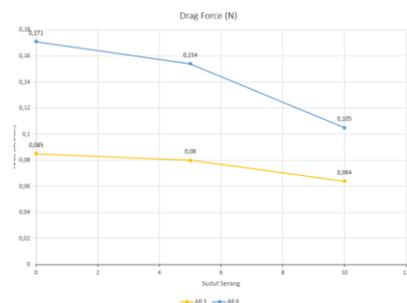
Grafik menunjukkan bahwa perubahan aspek rasio antara aspek rasio (AR) 3 dan aspek rasio (AR) 6 berpengaruh terhadap perubahan *Lift to Drag Ratio* dari grafik terlihat pada sudut serang 10° merupakan nilai dari *Lift To Drag Ratio* yang terbesar yaitu sebesar 13,256 untuk aspek rasio 3 dan 7,914 untuk aspek rasio 6



Gambar 9. Grafik Lift Force

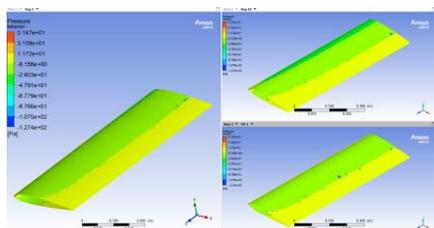
Dari grafik *Lift Force* menunjukkan perbedaan aspek rasio juga berpengaruh terhadap perbedaan gaya angkat yang dihasilkan seperti pada contoh sudut serang 10° menghasilkan *Lift Force* sebesar 0,504 dan 1,390 untuk aspek rasio 3 dan 6.

Dari hasil pengujian juga di dapatkan bahwa perubahan aspek rasio juga berpengaruh pada perubahan nilai dari *Drag Force* semakin besar atau semakin luas aspek rasio maka akan semakin besar juga gaya hambat yang dihasilkan seperti pada contoh grafik dibawah ini.



Gambar 10. Grafik Drag Force

Berikut merupakan tekanan yang dihasilkan dari pengujian. Dapat terlihat bahwa nilai tekanan terbesar terjadi pada bagian *Leading Edge* dari masing masing aspek rasio.



Gambar 11. Hasil distribusi Tekanan pada AR 6

4. KESIMPULAN

Berdasarkan kegiatan penelitian yang dilakukan dengan proses yang panjang seperti studi literatur, Identifikasi Masalah, pengumpulan data dan pengolahan data, dapat disimpulkan, sebagai berikut.

- Perubahan aspek rasio berpengaruh pada hasil dari nilai *Lift to Drag Ratio* yang dihasilkan, semakin besar aspek rasio, maka juga akan semakin besar nilai *Lift to Drag Ratio*.
- Nilai dari gaya hambat atau *Drag Force* juga mengalami perubahan yang signifikan antar aspek rasio, hal itu karena semakin luas penampang sayap maka semakin besar nilai dari gaya hambat yang dihasilkan.
- Hasil dari distribusi tekanan juga menunjukkan bahwa distribusi tekanan terpusat pada bagian *Leading Edge* karena pengaruh dari gaya angkat dan gaya hambat yang dihasilkan oleh sayap.

Berikut saran untuk penelitian berikutnya yang sejenis, pentingnya mengumpulkan data dan pengolahan dengan seksama dikarenakan terdapat banyak parameter yang akan sangat berpengaruh terhadap hasil. Untuk penggunaan alat bantu diagram juga disesuaikan kebutuhan serta diselaraskan dengan data yang didapat.

4. REFERENSI

- [1] A. Faridah *et al.*, “Perancangan Film Pendek Sebagai Media Kampanye Wisata Historical Sailing and Conservation di Kepulauan Seribu Kepada Generasi Z,” 2021. Accessed: Jun. 07, 2023. [Online]. Available: <https://eproceeding.itenas.ac.id/index.php/fad/article/view/1139>
- [2] T. Wahyuni, W. Rohmanudin, and A. Bastian, “PENGEMBANGAN PROTOTIPE TROLI OTOMATIS MENGGUNAKAN ARDUINO UNO R3 BERBASIS ANDROID,” 2021. Accessed: Jun. 07, 2023. [Online]. Available: <https://doi.org/10.31949/jensitec.v7i02.1432>
- [3] J. Cornel, R. Siahaan, A. Munawir, Z. Husin, and J. T. Mesin, “ANALISIS GAYA DORONG (THRUST) PROPELLER PADA PESAWAT MODEL REMOTE CONTROL (UAV),” vol. 8, no. 1, 2022.

- [4] J. C. Kewas, M. Ali, J. Sains dan Teknologi, U. P. Negeri Manado T D Rompas, and J. Charles Kewas, "Analisis Gaya Angkat Akibat Perubahan Kecepatan Aliran Udara Dan Sudut Serang Pada Airfoil Naca 0015 Dalam Wind Tunnel Sub Sonic," *Jurnal Frontiers*, vol. 3, no. 1, 2020, [Online]. Available: www.unima.ac.id/lppm/efrontiers
- [5] M. Anyoji, "High-performance airfoil with low reynolds-number dependence on aerodynamic characteristics," *Fluid Mechanics research International Journal*, vol. 3, pp. 76–80, Jan. 2019, doi: 10.15406/fmrij.2019.03.00055.
- [6] G. Jatisukamto and M. Sari, "Analisis Airfoil Double-Slot Flap LS(01)-0417 MOD Dengan Airfoil Tanpa Flap Nasa SC(2) 0610," *Jurnal Energi Dan Manufaktur*, vol. 11, no. 2, p. 49, Oct. 2018, doi: 10.24843/jem.2018.v11.i02.p03.
- [7] W. W. Salsabila S, " ," *Jurnal Teknik ITS*, vol. 9, no. 2, pp. B102–B107, 2020, Accessed: Dec. 19, 2022. [Online]. Available: <https://ejournal.its.ac.id/index.php/teknika/article/view/55639>
- [8] P. V. M. P. Saroinsong H, "RANCANG BANGUN WAHANA PESAWAT TANPA AWAK (FIXED WING) BERBASIS ARDUPILOT - 2018," *Jurnal Teknik Elektro dan Komputer*, vol. 7, pp. 73–84, 2018, Accessed: Dec. 19, 2022. [Online]. Available: <https://ejournal.unsrat.ac.id/index.php/elekdankom/article/view/19195>
- [9] U. Usin, Y. Fernanda, A. Karudin, and A. Kurniawan, "Comparison Lift and Drag of Airfoil NACA 1408 Standard and Modification Using Computational Fluid Dynamic," *MOTIVECTION: Journal of Mechanical, Electrical and Industrial Engineering*, vol. 4, no. 3, pp. 223–236, Aug. 2022, doi: 10.46574/motivection.v4i3.146.
- [10] A. Dwi Sasongko, R. Rafif, D. A. Penelitian dan Pengembangan TNI, and P. Arke Global Rekayasa Nusantara, "Efek Pemilihan Material Komposit dan Konfigurasi Layer terhadap Kekuatan Struktur pada Desain Sayap UAV Sejenis Aerostar," 2022. Accessed: Jun. 07, 2023. [Online]. Available: <https://e-jurnal.tni-au.mil.id/index.php/jpb/article/view/20>
- [11] Sujadi, H., & Wahyuni, T. (2021). IMPLEMENTASI STOP KONTAK PINTAR PADA LAMPU TAMAN DENGAN MENGGUNAKAN MIKROKONTROLLER WEMOS D1 R1 BERBASIS IOT: Indonesia. *J-ENSITEC*, 8(01), 574-581.
- [12] N. A. M. N. Dharmawan P, "Analisis Perbandingan Angle of Attack pada Airfoil Modifikasi dan NACA 0018 menggunakan Pendekatan Komputasional (CFD) - 2021," *Jurnal Kajian Ilmiah dan Teknologi Teknik Mesin (J-Proteksion)*, vol. 6, no. 1, pp. 20–25, Aug. 2021, Accessed: Dec. 20, 2022. [Online]. Available: <http://jurnal.unmuhjember.ac.id/index.php/J-Proteksion>
- [13] Sercan Acarer, "Peak lift-to-drag ratio enhancement of the DU12W262 airfoil by passive flow control and its impact on horizontal and vertical axis wind turbines," vol. 201, 2020, Accessed: Jun. 07, 2023. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0360544220307660?via%3Di%3Dhub>