

Analisis Simulasi Gaya Angkat dan Hambat Airfoil NACA 4316 Menggunakan Solidworks

Fajarrullah Rusmana¹, Yafid Effendi², Muhamad Safi^{1,3}

^{1,2}Universitas Muhammadiyah Tangerang, Tangerang 15118

³Prodi Teknik Mesin, Fakultas Teknik dan Informatika, Universitas PGRI Semarang, Semarang 50123
e-mail: yafid_effendi@yahoo.com

Receive: 30-12-2025

Accepted: 29 Januari 2026

Abstract

Aircraft can generate lift and propeller blades can rotate due to wind gusts due to their geometric shape called an airfoil. An airfoil is an aerodynamic geometric shape generally designed to generate lift. The purpose of this study was to determine the lift and drag forces of the NACA 4316 airfoil, along with its lift coefficient, drag coefficient, and characteristics. The research method used was a simulation analysis of the NACA 4316 airfoil with varying airflow speeds of 10 m/s, 15 m/s, and 20 m/s, as well as varying angles of attack (α) of -5° , 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 30° , 35° , 40° , and 45° using SolidWorks Flow Simulation. The highest lift force sequentially starts from a speed of 20 m/s α 40° , then 15 m/s α 35° and finally 10 m/s α 30° . While the largest drag force value occurs at α 45° at all three speeds in the order of 20 m/s, then 15 m/s, and 10 m/s. The critical angle of attack (α) occurs at an angle of attack of 30° at a speed of 10 m/s, a speed of 15 m/s at an angle of attack of 35° , and a speed of 20 m/s at an angle of attack of 40° . This airfoil still has lift even without angle of attack and experiences the most efficient lift at α 5° .

Keywords: simulation, lift, drag, airfoil, NACA 4316.

Abstrak

Pesawat dapat menghasilkan gaya angkat dan bilah baling-baling dapat berputar karena tiupan angin karena bentuk geometrinya yang disebut airfoil. Airfoil merupakan bentuk geometri aerodinamika yang umumnya dirancang untuk menghasilkan gaya angkat. Tujuan dari penelitian ini adalah untuk mengetahui gaya angkat dan gaya hambat airfoil NACA 4316 berikut coefficient lift, coefficient drag serta karakteristik dari airfoil tersebut. Metode penelitian yang digunakan adalah analisis simulasi airfoil NACA 4316 dengan variasi kecepatan aliran udara 10 m/s, 15 m/s dan 20 m/s serta variasi sudut serang (α) -5° , 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 30° , 35° , 40° dan 45° menggunakan SolidWork Flow Simulation. Gaya angkat tertinggi secara berurutan mulai dari kecepatan 20 m/s α 40° , lalu 15 m/s α 35° dan terakhir 10 m/s α 30° . Sedangkan nilai gaya hambat terbesar terjadi pada α 45° di ketiga kecepatan dengan urutan 20 m/s, lalu 15 m/s, dan 10 m/s. Titik kritis α terjadi pada sudut serang 30° pada kecepatan 10 m/s, kecepatan 15 m/s pada sudut serang 35° , dan kecepatan 20 m/s pada sudut serang 40° . Airfoil ini masih memiliki gaya angkat walau tanpa sudut serang dan mengalami gaya angkat paling efisien pada α 5° .

Kata Kunci: simulasi, gaya angkat, gaya hambat, airfoil, NACA 4316.

PENDAHULUAN

Ketika membahas aerodinamika, hal yang langsung terbayang adalah ilmu mekanika fluida, yang di dalamnya mempelajari perilaku dan interaksi fluida dengan permukaan benda padat (Fredrick Evrizen Telaumbanua & Kristian Zebua, 2024). Aerodinamika sendiri merupakan salah satu cabang ilmu dari mekanika fluida. Dalam kajian aerodinamika, salah satu topik penting yang dibahas adalah *airfoil*. Oleh karena itu, kajian lebih lanjut mengenai *airfoil* sangat diperlukan, karena dapat membantu memahami berbagai karakteristik yang dimiliki dari sebuah *airfoil* terutama dalam lingkup kedirgantaraan.

Tekanan dan kecepatan merupakan landasan konsep serta aplikasi aerodinamika. Tekanan dan kecepatan yang mempengaruhi kenapa pesawat bisa terbang. Pergerakan fluida yang mengalir melewati suatu objek seringkali menimbulkan tantangan tersendiri dalam proses perancangan, terutama pada industri yang berfokus di bidang aerodinamika (Fredrick Evrizen Telaumbanua & Kristian Zebua, 2024). Dengan kedua besaran tersebut dapat dilakukan beberapa analisis, seperti gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*) yang diakibatkan oleh aliran fluida. Agar pesawat bisa terbang, gaya angkat harus melebihi gaya berat (*weight*), serta gaya dorong (*thrust*) harus melebihi gaya hambat.

Setiap *airfoil* memiliki karakteristik tersendiri terkait distribusi tekanan dan kecepatan aliran udara yang mengalir di sekitarnya. *Airfoil* memiliki nilai *coefficient lift* (CL) serta *coefficient drag* (CD) yang bergantung pada sudut serang (α). Beragam jenis bentuk *airfoil* menunjukkan perbedaan karakteristik distribusi tekanan, kecepatan, serta nilai CL dan CD terhadap variasi α . Metode analisis aerodinamika sebuah *airfoil*, dapat dilakukan secara eksperimen melalui *wind tunnel* atau *smoke tunnel*, pendekatan numerik, atau bahkan simulasi pada aplikasi *software* berbasis CFD (*Computational Fluid Dynamics*) seperti pada *solidworks Flow Simulation* atau *ansys fluent*. Menurut (Wallace, 2019) salah satu analisis *airfoil* paling akurat adalah dengan menggunakan *SolidWorks Flow Simulation*. Metode analisis tersebut memungkinkan peneliti untuk memahami karakteristik aerodinamika *airfoil* secara mendalam dengan bilangan Reynold yang rendah.

Airfoil menyumbang begitu banyak dampak saat proses perancangan suatu pesawat dan *wind turbine*. Geometri *airfoil* memengaruhi keefektifan pesawat saat terbang di udara, terkait ekonomis bahan bakar, kestabilan, bahkan manuver. Beragam bentuk geometri *airfoil* yang dapat dirancang.

Hukum Newton merupakan dasar dari mekanika klasik yang menjelaskan bagaimana benda bergerak ketika dikenai gaya. Hubungan antara Hukum Newton dan *airfoil* sangat penting dalam menjelaskan bagaimana gaya angkat (*lift*) dihasilkan oleh bentuk sayap atau *airfoil*. Hukum Newton II menyatakan bahwa gaya yang bekerja pada suatu benda sebanding dengan laju perubahan momentum benda tersebut. Secara sistematis dinyatakan sebagai berikut:

$$F = m \times a$$

Keterangan:

F = Gaya (N)

m = massa (kg)

a = percepatan (m/s^2)

Dalam mekanika fluida, hukum ini berarti bahwa perubahan arah dan perubahan kecepatan (udara) akibat interaksi dengan permukaan *airfoil* akan menghasilkan gaya yang bekerja pada *airfoil*. Saat fluida (udara) mengalir melewati *airfoil*, bentuk *airfoil* mengubah arah dan kecepatan aliran udara. Perubahan ini menghasilkan gaya pada *airfoil*.

Hukum Newton III menyatakan bahwa setiap aksi menimbulkan reaksi yang sama besar dan berlawanan arah. Secara persamaan dapat dituliskan sebagai berikut:

$$F_{aksi} = -F_{reaksi}$$

Dalam aerodinamika, jika *airfoil* membelokkan aliran udara ke bawah menyebabkan defleksi tegak lurus dengan tanah (aksi), maka udara memberikan gaya dorong ke atas (reaksi) dengan resultan gayanya tegak lurus dengan tanah, fenomena ini dikenal sebagai gaya angkat (*lift*).

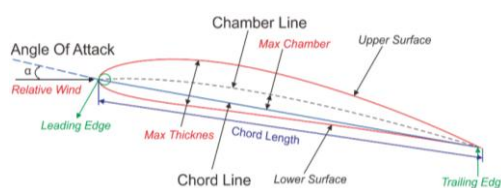
Selain Hukum Newton, Hukum Bernoulli pun turut berkontribusi dalam menjelaskan gaya angkat (*lift*) yang terjadi pada sebuah *airfoil* yang ditinjau dari aliran fluida. Menurut (Shah et al., 2021), hukum Bernoulli adalah prinsip dasar dalam mekanika fluida yang menyatakan bahwa dalam suatu aliran fluida ideal (tanpa viskositas dan tidak termampatkan), total energi sepanjang garis aliran adalah konstan. Energi ini terdiri dari energi tekanan ditambah dengan energi kinetik ditambah dengan energi potensial. Hal ini dapat dinyatakan dalam persamaan Bernoulli sebagai berikut:

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 + \rho \cdot g \cdot h = \text{Konstan}$$

Keterangan:

P = Tekanan (Pa), ρ = Massa jenis (Kg/m^3), v = Kecepatan (m/s), g = Gravitasi (m/s^2), h = Ketinggian (m)

Prinsip Bernoulli menjelaskan dalam mekanika fluidanya bahwa kecepatan suatu aliran fluida akan berbanding terbalik dengan tekanan, jika kecepatan aliran fluida meningkat maka tekanan menurun, begitupun sebaliknya. Menurut (Forenz, 2016), udara yang mengalir di atas permukaan *airfoil* harus mencapai tepi belakang *airfoil* secara bersamaan dengan udara yang mengalir di bawah *airfoil*. Hal ini berlaku pada sebuah *airfoil* yang notabeneanya dirancang agar menghasilkan gaya angkat, dalam artian tekanan statis pada permukaan bawah *airfoil* harus lebih besar dari pada permukaan atas. Perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah merupakan sumber utama gaya angkat. Sehingga kebanyakan dari desain *airfoil* yang cenderung lebih lengkung di permukaan bagian atas (kecuali *airfoil* simetris) dan ujung depan cenderung berbentuk bulat sementara ujung belakang diratakan. Desain tersebut untuk menghasilkan perbedaan kecepatan aliran udara yang melewati *airfoil* (Shah et al., 2021). Namun, *airfoil* memiliki sudut serang maksimum, apabila *airfoil* bekerja diatas sudut serang maksimum, maka gaya angkat akan hilang (Wibowo, 2017). Menurut (Adenan et al., 2017), *airfoil* atau yang disebut *aerofoil* adalah suatu bentuk geometri yang jika ditempatkan pada suatu aliran fluida seperti udara akan menghasilkan gaya angkat (*lift force*) lebih besar dibanding gaya hambat (*drag force*). Berikut merupakan *airfoil* terminologi yang ditunjukkan pada Gambar 1:



Gambar 1 *Airfoil* terminologi
(Sumber: Effendy, Muchlisin, 2019)

1. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*.
2. *Angle of attack* (sudut serang α) adalah sudut yang terbentuk antara *chord line* dengan *relative wind*.
3. *Leading edge* adalah bagian dari *airfoil* yang pertama kali menyentuh udara.
4. *Location of maximum thickness* adalah lokasi *maximum thickness* yang diukur tegak lurus terhadap *chord line*.
5. *Location of maximum camber* adalah lokasi *maximum camber* terukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
6. *Maximum thickness* adalah jarak terjauh antara permukaan atas dan bawah.

7. *Upper surface* adalah permukaan bagian atas.
8. *Maximum camber* adalah jarak terjauh antara *chord line* dan *mean camber line*.
9. *Lower surface* adalah permukaan bagian bawah.
10. *Chord* adalah jarak antara *leading edge* dan *trailing edge*.
11. *Mean camber line* adalah garis lengkung yang membagi tengah antara permukaan atas dan bawah yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*.
12. *Trailing edge* adalah bagian dari *airfoil* yang terakhir kali menyentuh udara.

NACA (*National Advisory Committee for Aeronautics*) adalah suatu lembaga penelitian aeronautika milik pemerintah Amerika Serikat yang didirikan pada tahun 1915. Tujuan utama didirikan NACA ini adalah untuk mengembangkan, menguji, dan menyebarkan pengetahuan aerodinamika dan teknologi penerbangan yang salah satunya adalah perancangan *airfoil* NACA, serta memajukan ilmu dan teknologi penerbangan di Amerika Serikat terutama sebagai respon terhadap kemajuan teknologi penerbangan yang pesat di Eropa saat itu. Pada *airfoil* NACA seri 4 digit terdiri dari 4 banyaknya angka yang mewakili arti pada masing-masing angkanya. Digit pertama, menyatakan nilai *maximum camber* terhadap *chord* dalam satuan per seratus. Digit kedua, merupakan *location of maximum camber* pada *chord* dari *leading edge* dalam satuan per sepuluh. Sedangkan dua digit terakhir, merupakan ketebalan *airfoil* terhadap *chord* dengan nilai per seratus. Jika pada dua digit pertama menyatakan angka "00", maka *airfoil* tersebut tidak memiliki *camber* atau termasuk *airfoil* simetris. Bilangan Reynold (Re) adalah sebuah bilangan yang tidak memiliki dimensi yang mempunyai hubungan dengan densitas, kecepatan, panjang MAC (*mean aerodinamika chord*) dan viskositas dinamik (Adenan et al., 2017). Bilangan Reynold dapat menentukan kecenderungan aliran fluida termasuk ke dalam aliran laminar, transisi, atau bahkan turbulen. Pada pengujian aerodinamika *airfoil*, bentuk aliran udara menggunakan aliran eksternal. Menurut (Xia et al., 2021), aliran udara laminar dominan terjadi pada nilai Re kurang dari 10^5 , aliran udara transisi dominan terjadi pada nilai Re lebih dari 10^5 dan kurang dari 10^6 , sedangkan aliran udara turbulen dominan terjadi pada nilai Re lebih dari 10^6 .

Menurut (Adenan et al., 2017), *Computational Fluid Dynamics* (CFD) merupakan suatu cara penggunaan teknologi komputer untuk menyelesaikan dan menganalisa aliran fluida, perpindahan panas, reaksi kimia, dan fenomena-fenomena lain dengan menggunakan metode numerik dan algoritma persamaan matematika. Aplikasi yang dapat digunakan untuk membuat analisis simulasi adalah salah satunya menggunakan aplikasi CAD keluaran dari Dassault Systemes yang bernama SolidWorks. Pada penelitian yang dilakukan oleh (Effendy et al., 2019) melakukan Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika *Airfoil* NACA 4412 dengan kecepatan aliran udara tunggal 10 m/s dan variasi sudut serang. Perubahan sudut serang sangat mempengaruhi karakteristik aerodinamika aliran serta berpengaruh terhadap pergeseran titik stagnasi maupun titik ekspansi pada *leading edge*. Perubahan sudut serang positif mengakibatkan bertambahnya kecepatan aliran pada permukaan bagian atas *airfoil*, sedangkan pada bagian bawah *airfoil* mengalami perlambatan.

Pada penelitian yang dilakukan oleh (Wicaksono et al., 2022) yang melakukan Analisa Aerodinamika *Airfoil* Pesawat Dengan Pendekatan CFD dan *Wind Tunnel* dengan menggunakan *airfoil* NACA 2412, NACA 4412, dan NACA 6412 dengan kecepatan aliran udara 3 m/s, 4 m/s, 5 m/s, dan 7 m/s dengan variasi sudut serang -5° , 0° , 5° , 10° , dan 15° . Dapat disimpulkan semakin besar *chamber* berbanding lurus dengan nilai C_L dan C_D . Kecepatan udara berbanding terbalik dengan nilai C_D , tetapi tidak berlaku untuk kecepatan 3 m/s karena bentuk aliran udara dalam kondisi laminar, sedangkan untuk C_L berbanding lurus dengan kecepatan aliran udara. Sudut serang aliran udara berbanding lurus dengan nilai C_L dan C_D . Perbandingan antara C_D dan C_L pada *wind tunnel* dan Ansys Fluent didapat persentase terbesar pada NACA 2412 dengan nilai persentase 28%. Berdasarkan kategori

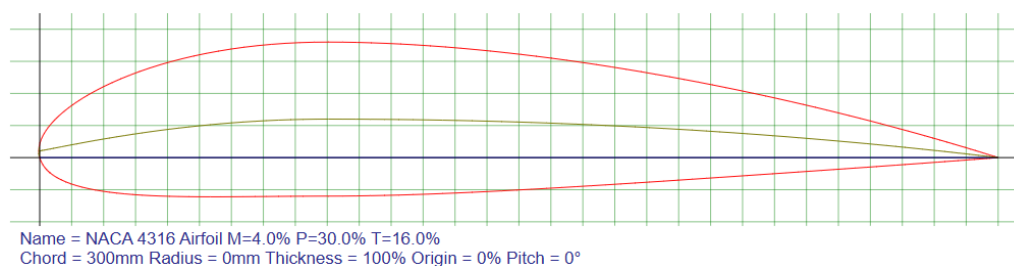
nilai MAPE (*Mean Absolute Percentage Error*) dapat ditafsirkan pengujian secara numerik dapat memberikan hasil yang layak. Karena nilai MAPE terbesar $<50\%$ dan $>20\%$. Sedangkan pada penelitian yang dilakukan oleh (Robby et al., 2024) melakukan penelitian *Aerodynamic Analysis of NACA 2412 Airfoil on UAV Aircraft Wing Using Ansys Fluent Software* dengan menyimpulkan bahwa sudut serang optimal pada *airfoil* NACA 2412 mencapai rasio C_L/C_D tertinggi pada kecepatan 10 m/s dan 20 m/s adalah 4° . Selain itu, peningkatan sudut serang hingga 20° menyebabkan penurunan signifikan pada rasio C_L/C_D .

METODE PENELITIAN

Pada penelitian ini menggunakan metode simulasi menggunakan SolidWorks dengan fitur Flow Simulation. Dengan geometri 2D yang dimana titik kordinat *airfoil* tersebut diambil datanya melalui *website* *airfoiltools.com* lalu memanfaatkan beberapa fitur pada SolidWorks untuk membuat geometri 3D dengan panjang *chord* 300 mm dan *wing span* 500 mm dan *running* simulasi. Prosedur analisis simulasi gaya angkat dan hambat *airfoil* NACA 4316 menggunakan SolidWorks Flow Simulation dengan variasi sudut serang -5° , 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 30° , 35° , 40° dan 45° serta variasi kecepatan aliran udara 10, 15, dan 20 m/s dengan batasan masalah yang telah diuraikan pada bab 1.

Proses pembuatan geometri *airfoil* NACA 4316 adalah dengan menggunakan *website* *airfoiltools.com* untuk mengunduh titik kordinat *airfoil* tersebut. Dengan memasukkan kode NACA *airfoil* sesuai dengan identitas kodenya masing-masing, kemudian di-*generate*. Setelah itu, unduh titik kordinat dan ekstrak ke format teks. Lalu, masukan data kordinat tersebut ke SolidWorks Flow Simulation. Setelah geometri *airfoil* terbentuk, menyesuaikan pengaturan dan variasi yang berhubungan dengan penelitian. Setelah semua sesuai, *running* simulasi dengan variasi-variasi penelitian. Setelah simulasi selesai, data akan didapatkan dan *postprocessing*, mengorganisir dan menginterpretasikan data hasil simulasi CFD yang berupa kontur gambar dan plot grafik. Langkah terakhir adalah analisis data dan kesimpulan. Setelah diplot, maka bentuk geometri *airfoil* NACA 4316 akan nampak dengan panjang

chord line yang sesuai yakni 0,3 meter (Gambar 2).

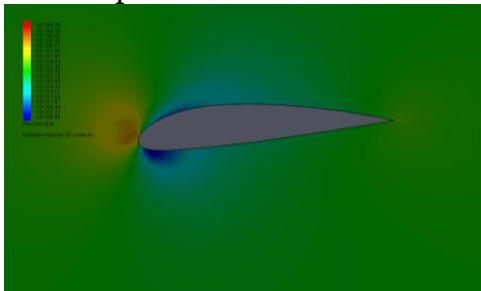


Gambar 2 Bentuk geometri *airfoil* NACA 4316 dengan *chord line* 0,3 meter

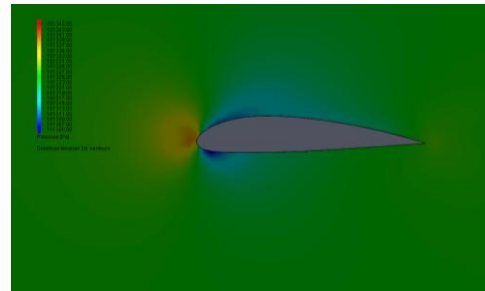
HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada bagian ini menampilkan gambar-gambar hasil simulasi dengan kecepatan aliran udara sebesar 10 m/s dengan variasi *angle of attack* -5° , 0° , 5° , 10° , 15° , 20° , 25° , 30° , 35° , 40° dan 45° . Berikut merupakan gambar distribusi tekanan yang ditunjukkan

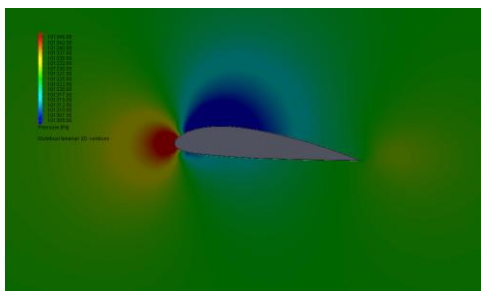
pada Gambar 3 dengan jarak pengukuran 101305 Pa pada warna biru tua hingga 101345 Pa pada warna merah.



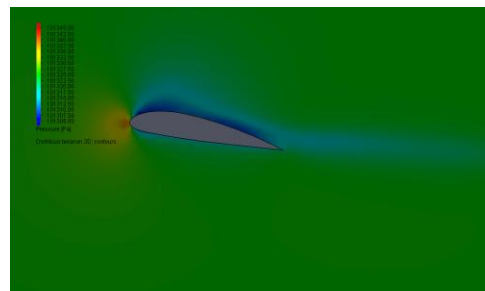
Gambar 3a α -5°



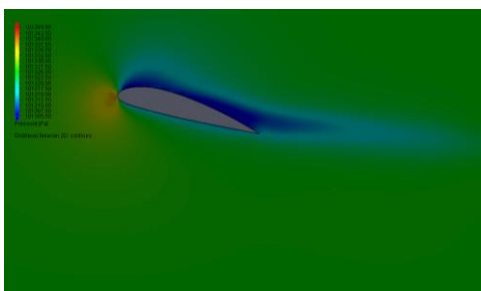
Gambar 3b α 0°



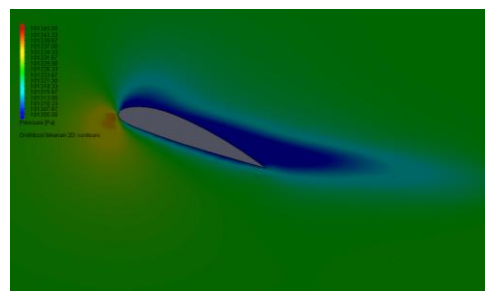
Gambar 3c α 5°



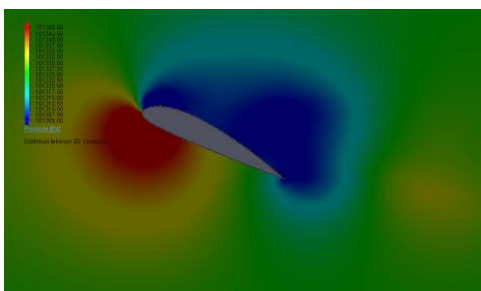
Gambar 3d α 10°



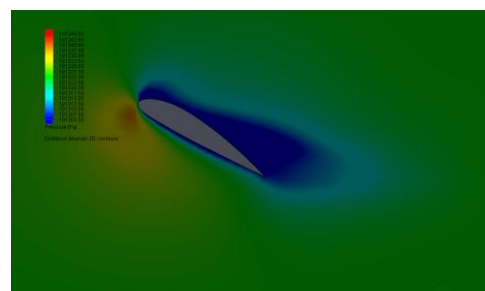
Gambar 3e α 15°



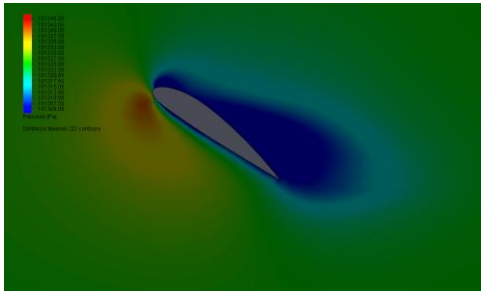
Gambar 3f α 20°



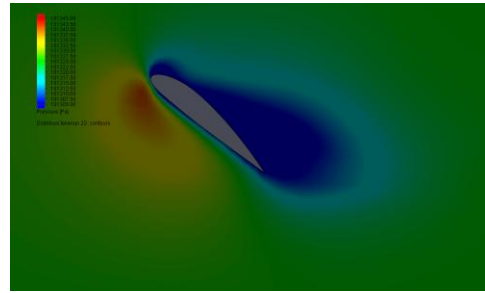
Gambar 3g α 25°



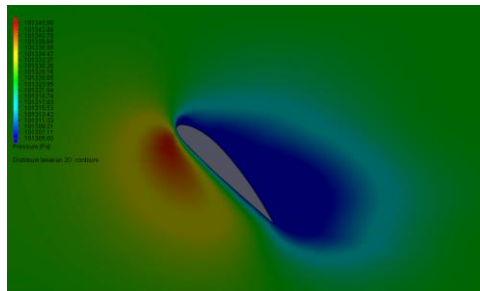
Gambar 3h α 30°



Gambar 3i α 35°

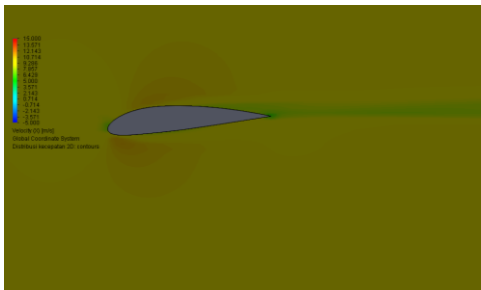


Gambar 3j α 40°

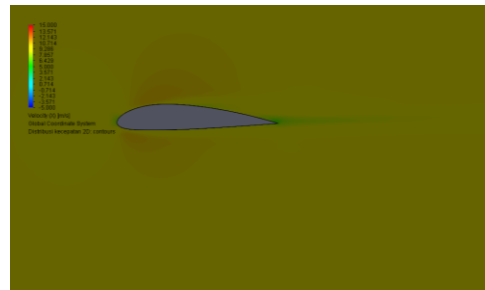


Gambar 3k α 45°

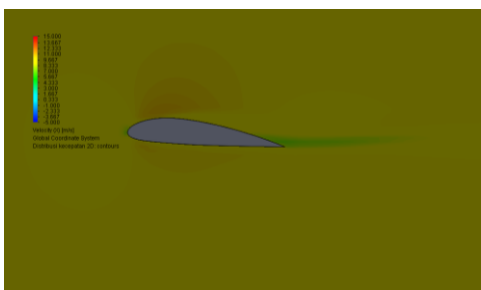
Selain distribusi tekanan, distribusi kecepatan saling berhubungan dengan gaya angkat dan hambat, berikut distribusi kecepatan 10 m/s dengan variasi *angle of attack* -5°, 0°, 5°, 10°, 15°, 20°, 25°, 30°, 35°, 40° dan 45° yang ditunjukkan pada Gambar 4 dengan jarak pengukuran -5 m/s pada warna biru tua hingga 15 m/s pada warna merah.



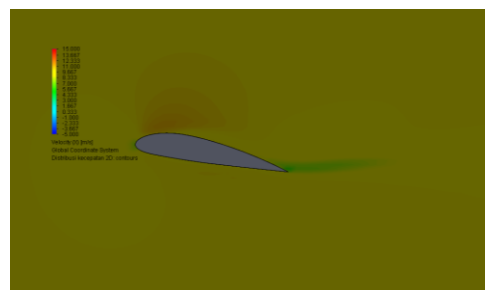
Gambar 4a α -5°



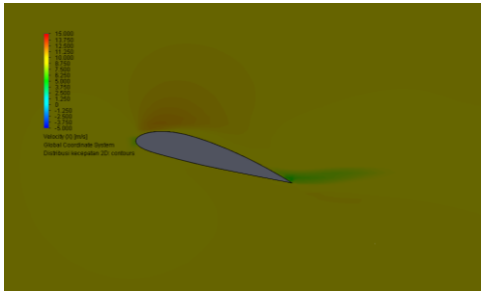
Gambar 4b α 0°



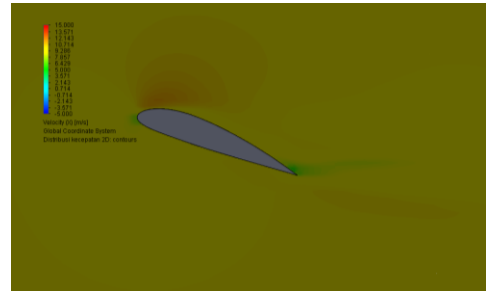
Gambar 4c α 5°



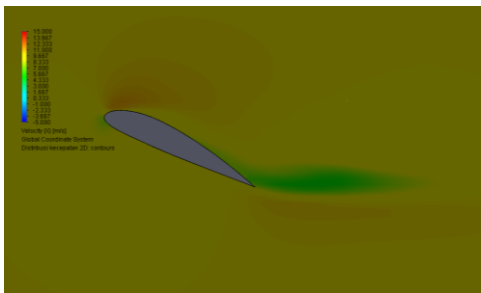
Gambar 4d α 10°



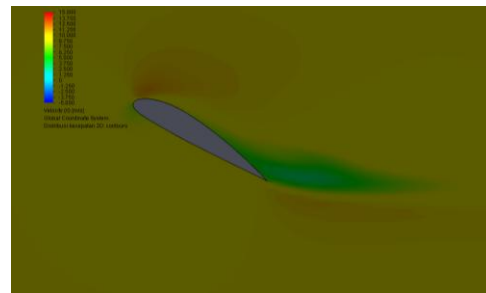
Gambar 4e α 15°



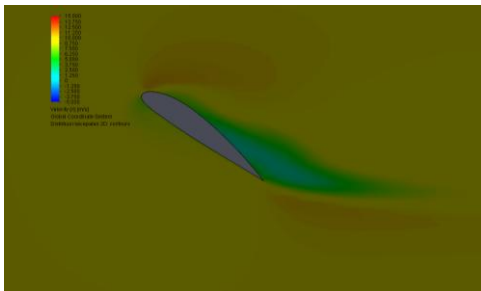
Gambar 4f α 20°



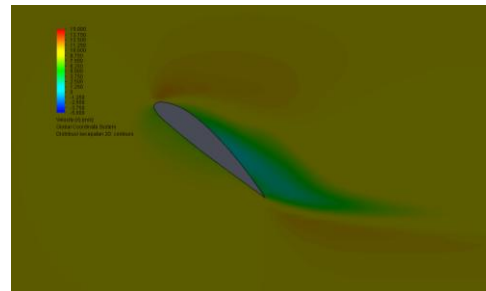
Gambar 4g α 25°



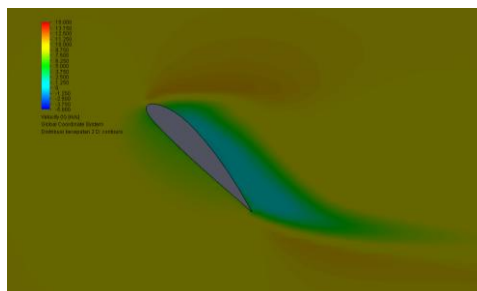
Gambar 4h α 30°



Gambar 4i α 35°



Gambar 4j α 40°



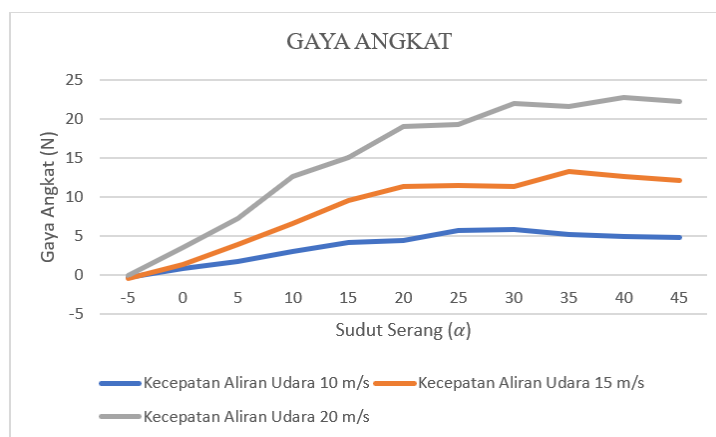
Gambar 4k α 45°

Berikut merupakan nilai gaya angkat hasil pengujian *airfoil* NACA 4316 menggunakan SolidWorks Flow Simulation pada Tabel 1:

Tabel 1 Gaya angkat (N)

α	Kecepatan Aliran Udara		
	10 m/s	15 m/s	20 m/s
-5	-0,4018	-0,4382	-0,129
0	0,77322	1,35745	3,55845
5	1,68427	3,91643	7,19814
10	2,93153	6,57228	12,5512
15	4,11452	9,55835	15,054
20	4,33774	11,2708	19,0183
25	5,61828	11,4721	19,2424
30	5,85688	11,2783	21,9215
35	5,13265	13,2209	21,5585
40	4,87743	12,6403	22,6999
45	4,80711	12,1247	22,18

Blok warna ungu menunjukkan gaya angkat bernilai negatif, resultan gaya tersebut mengarah ke bawah disebabkan oleh sudut serang yang bernilai negatif. Warna merah merupakan nilai gaya angkat terendah, pada kondisi ini sudut serang bernilai nol, hal ini disebabkan oleh bentuk *airfoil* yang asimetris, walaupun tanpa sudut serang masih memiliki nilai gaya angkat. Sedangkan warna hijau merupakan nilai gaya angkat tertinggi, pada titik ini merupakan titik kritis sudut serang, sesaat sebelum terjadinya penurunan nilai gaya angkat. Besaran nilai gaya angkat berbanding lurus dengan kecepatan, terlihat pada kecepatan 20 m/s yang selalu memiliki nilai paling tinggi dibanding pada kecepatan lainnya, lalu disusul dengan kecepatan 15 m/s dan gaya angkat paling kecil pada kecepatan 10 m/s di setiap sudut serang. Untuk melihat tren grafik yang lebih jelas, dapat ditinjau melalui Gambar 2.



Gambar 2 Gaya angkat *airfoil* NACA 4316

Sedangkan gaya hambat hasil simulasi *airfoil* NACA 4316 seperti pada Tabel 2 berikut:

Tabel 2 Gaya hambat (N)

α	Kecepatan Aliran Udara		
	10 m/s	15 m/s	20 m/s
-5	0,27518	0,67866	1,13852
0	0,25351	0,43469	1,00907
5	0,34132	0,53011	1,17726
10	0,63472	1,41279	2,32271
15	1,05891	2,35023	3,89397
20	1,92217	3,37243	6,11611
25	2,15192	4,52717	8,10087
30	2,81579	6,22835	11,2558
35	3,55344	7,94473	14,2809
40	4,48802	9,54471	15,9402
45	5,23343	11,6799	19,8673

Blok warna merah merupakan nilai gaya hambat terendah. Sedangkan warna hijau merupakan nilai gaya hambat tertinggi. Pada sudut serang -5° , nilai gaya hambat lebih besar dari pada 0° . Pada kondisi *airfoil* yang memiliki sudut serang, baik positif maupun negatif, nilai gaya hambat lebih besar dari pada kondisi *airfoil* tanpa sudut serang, hal ini disebabkan oleh aliran udara yang terganggu akibat sudut serang. Pada sudut serang positif, peningkatan nilai gaya hambat berbanding lurus dengan peningkatan sudut serang. Besaran nilai gaya hambat berbanding lurus dengan kecepatan, terlihat pada kecepatan 20 m/s yang selalu memiliki nilai paling tinggi dibanding pada kecepatan lainnya, lalu disusul dengan kecepatan 15 m/s dan gaya hambat paling kecil pada kecepatan 10 m/s di setiap sudut serang. Untuk melihat tren peningkatan gaya hambat dapat ditinjau melalui Gambar 5 berikut.



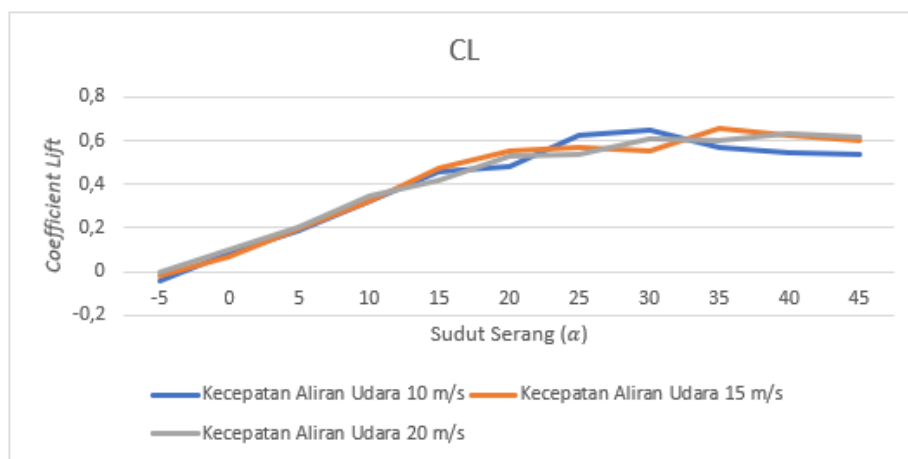
Gambar 5 Gaya hambat *airfoil* NACA 4316

Selain nilai gaya angkat dan hambat, nilai koefisien pun turut berkontribusi dalam analisis aerodinamika sebuah *airfoil*. Berikut Tabel 3 yang menampilkan *coefficient lift*.

Tabel 3 *Coefficient lift*

α	Kecepatan Aliran Udara		
	10 m/s	15 m/s	20 m/s
-5	-0,0446	-0,0216	-0,0036
0	0,08591	0,06703	0,09885
5	0,18714	0,1934	0,19995
10	0,32573	0,32456	0,34864
15	0,45717	0,47202	0,41817
20	0,48197	0,55658	0,52829
25	0,62425	0,56652	0,53451
30	0,65076	0,55696	0,60893
35	0,57029	0,65289	0,59885
40	0,54194	0,62421	0,63055
45	0,53412	0,59875	0,61611

Blok warna ungu merupakan nilai *coefficient lift* yang bernilai negatif, resultan gaya pada sudut serang ini mengarah ke bawah disebabkan oleh sudut serang yang bernilai negatif. Warna merah merupakan nilai *coefficient lift* terendah pada sudut serang yang tidak negatif. Sedangkan warna hijau merupakan nilai *coefficient lift* tertinggi. Untuk melihat tren peningkatan *coefficient lift* dapat dilihat melalui Gambar 6 berikut.



Gambar 6 *Coefficient lift* airfoil NACA 4316

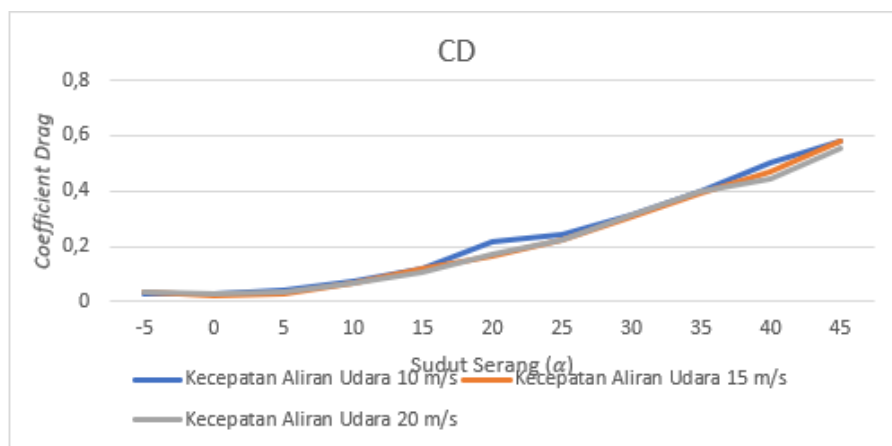
Tren pada *coefficient lift* fluktuatif, terutama pada sudut serang lebih dari 10°, juga peningkatan *coefficient lift* tidak selalu berbanding lurus dengan kecepatan. Hal ini terjadi karena nilai *coefficient lift* bukan fungsi linear dari kecepatan, melainkan fungsi karakter aliran (Re).

Selain nilai *coefficient lift*, nilai *coefficient drag* dapat dilihat melalui Tabel 4 berikut ini.

Tabel 4 *Coefficient drag*

α	Kecepatan Aliran Udara		
	10 m/s	15 m/s	20 m/s
-5	0,03058	0,03351	0,03163
0	0,02817	0,02147	0,02803
5	0,03792	0,02618	0,0327
10	0,07052	0,06977	0,06452
15	0,11766	0,11606	0,10817
20	0,21357	0,16654	0,16989
25	0,2391	0,22356	0,22502
30	0,31287	0,30757	0,31266
35	0,39483	0,39233	0,39669
40	0,49867	0,47134	0,44278
45	0,58149	0,57678	0,55187

Blok warna merah merupakan nilai *coefficient drag* terendah. Sedangkan warna hijau merupakan nilai *coefficient drag* tertinggi. Pada sudut serang -5° , nilai *coefficient drag* lebih besar dibanding sudut serang 0° , hal ini terjadi karena adanya korelasi antara sudut serang dengan *coefficient drag*. Untuk meninjau tren peningkatan *coefficient drag* dapat dilihat melalui Gambar 7 berikut.



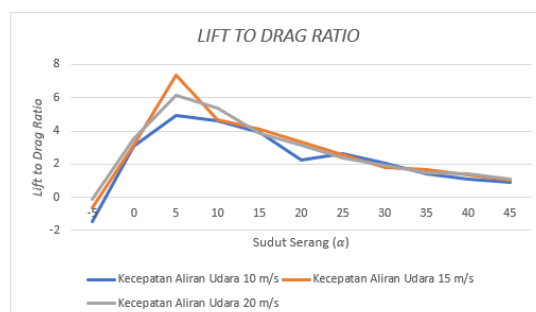
Gambar 7 *Coefficient drag* airfoil NACA 4316

Merujuk pada Gambar 7, nilai *coefficient drag* pada kecepatan 20 m/s cenderung memiliki nilai yang lebih rendah. Hal ini terjadi karena nilai *coefficient drag* bukan fungsi linear dari kecepatan, melainkan fungsi karakter aliran (Re). Pada kecepatan rendah (Re rendah), *boundary layer* tebal dan separasi aliran terjadi lebih besar, sehingga nilai *coefficient drag* lebih tinggi. Pada kecepatan yang lebih tinggi (Re tinggi), *boundary layer* terjadi lebih turbulen dan memiliki energi kinetik yang lebih tinggi, sehingga *boundary layer* menempel lebih lama, separasi aliran sedikit berkurang dan *coefficient drag* lebih rendah. Selain nilai gaya angkat dan hambat serta nilai koefisiennya, perbandingan antara gaya angkat dan hambat turut menjelaskan bagaimana performa aerodinamika terbaik dari sebuah *airfoil*. Berikut nilai rasio gaya angkat dan hambat yang diperlihatkan pada Tabel 5.

Tabel 5 *Lift to drag ratio*

α	Kecepatan Aliran Udara		
	10 m/s	15 m/s	20 m/s
-5	-1,4602	-0,6457	-0,1133
0	3,05004	3,12279	3,52647
5	4,93452	7,38795	6,1143
10	4,6186	4,652	5,40367
15	3,88564	4,06699	3,86598
20	2,25668	3,34205	3,10954
25	2,61081	2,53405	2,37535
30	2,08001	1,81081	1,94758
35	1,44442	1,66411	1,5096
40	1,08677	1,32433	1,42406
45	0,91854	1,03809	1,11641

Blok warna ungu menjelaskan resultan gaya yang mengarah ke bawah. Warna merah merupakan nilai perbandingan gaya angkat terhadap gaya hambat terendah. Sedangkan, warna hijau merupakan rasio tertinggi. Pada sudut serang 5° di ketiga kecepatan merupakan performa aerodinamika terbaik pada *airfoil* NACA 4316. Hal ini disebabkan oleh gaya angkat yang cukup tinggi, namun gaya hambat yang tidak begitu tinggi. Untuk melihat tren rasio gaya angkat terhadap gaya hambat dapat dilihat pada Gambar 8 berikut.



Gambar 8 *Lift to drag ratio*

Fenomena ini membuktikan bahwa nilai gaya angkat tertinggi bukan berarti gaya angkat paling efisien. Faktanya ada gaya hambat yang menjadi kompensasi dari gaya angkat tersebut. Gaya angkat yang efisien, tidak ditentukan oleh sudut serang, melainkan perbandingan gaya angkat dan gaya hambat.

SIMPULAN DAN SARAN

Nilai gaya angkat tertinggi secara berurutan mulai dari kecepatan 20 m/s AOA 40°, lalu 15 m/s AOA 35° dan terakhir 10 m/s AOA 30°. Sedangkan nilai gaya hambat terbesar terjadi pada AOA 45° di ketiga kecepatan dengan urutan 20 m/s, lalu 15 m/s, dan 10 m/s. Lalu nilai *coefficient lift* tertinggi serupa dengan urutan gaya angkat. Sedangkan *coefficient drag* tertinggi terjadi pada AOA 45° dengan urutan 10 m/s, 15 m/s, lalu 20 m/s. Nilai gaya angkat

serta gaya hambat terendah terjadi pada AOA 0° secara berurutan mulai dari kecepatan 10 m/s, 15 m/s, lalu 20 m/s. Nilai gaya angkat yang bernilai negatif menginterpretasikan bahwa gaya angkat yang terjadi mengarah ke bawah. Lalu nilai *coefficient lift* terendah terjadi pada AOA 0° secara berurutan mulai dari 15 m/s, 10 m/s, lalu 20 m/s. Nilai *coefficient lift* yang bernilai negatif menginterpretasikan bahwa AOA bernilai negatif. Sedangkan nilai *coefficient drag* terendah terjadi pada AOA 0° secara berurutan mulai dari 15 m/s, 20 m/s, lalu 10 m/s. *Airfoil* NACA 4316 memiliki karakteristik gaya angkat yang tidak sama dengan nol walaupun tanpa sudut serang. Fenomena ini disebabkan oleh permukaan atas *airfoil* yang lebih melengkung dibandingkan dengan permukaan di bawah *airfoil*. *Critical angle of attack* pada *airfoil* NACA 4316 terjadi pada AOA 30° pada kecepatan 10 m/s. Lalu pada kecepatan 15 m/s terjadi pada AOA 35° . Sedangkan pada kecepatan 20 m/s terjadi pada AOA 40° . *Airfoil* NACA 4316 mengalami gaya angkat paling efisien pada AOA 5° . Hal ini terjadi pada ketiga variasi kecepatan pada AOA yang sama. Fenomena ini terjadi karena gaya angkat yang cukup tinggi namun gaya hambat yang masih rendah, sehingga gaya angkat menjadi efisien.

DAFTAR PUSTAKA

- Effendy, M., Muchlisin, D., & Yani, J. A. (2019). *Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412*. In *Effendy dan Muchlisin / ROTASI* (Vol. 21, Issue 3).
- Forenz, T. (2016). *EASA Module 08 Basic Aerodynamics*.
- Fredrick Evrizen Telaumbanua, M., & Kristian Zebua, R. (2024). *Analisis Aplikasi Mekanika Fluida Dalam Industri Penerbangan*.
- Robby, M., Karudin, A., & Fernanda, Y. (2024). *International Journal of Innovation in Mechanical Construction and Energy Aerodynamic Analysis of NACA 2412 Airfoil on UAV Aircraft Wing Using Ansys Fluent Software*. *International Journal Of Innovation In Mechanical Construction And Energy*, 1(3), 156–165.
- Shah, G., Singhal, A., Apte, R., & Dupetawalla, R. (2021). *An Assessment of the Application of Bernoulli's Theorem in the Generation of Lift Force*. www.JSR.org
- Wallace, J. S. (2019). *Investigation Of Solidworks Flow Simulation As A Valid Tool For Analyzing Airfoil Performance Characteristics In Low Reynolds Number Flows*.
- Wibowo, H. (2017). *Pengaruh Sudut Serang Aerofoil Terhadap Distribusi Tekanan Dan Gaya Angkat*. <https://journal.uny.ac.id/index.php/dynamika/issue/view/1445>
- Wicaksono, M. F. A., Pohan, G. A., & Hidayath, I. T. (2022). *Analisa Aerodinamika Airfoil Pesawat Dengan Pendekatan Computational Fluid Dynamic Dan Wind Tunnel*. 13(1), 21–35.
- Xia, T., Dong, H., Yang, L., Liu, S., & Jin, Z. (2021). Investigation on flow structure and aerodynamic characteristics over an airfoil at low Reynolds number—A review. In *AIP Advances* (Vol. 11, Issue 5). American Institute of Physics Inc. <https://doi.org/10.1063/5.0044717>