



# KARAKTERISTIK AERODINAMIKA *AIRFOIL* NACA 0015 DAN NACA 4415 MELALUI KAJIAN EKSPERIMENTAL DAN SIMULASI NUMERIK

Suramta<sup>a\*</sup>, Carolus Bintoro<sup>a</sup>, Warsono<sup>b</sup>

<sup>a</sup>Program Studi Teknik Mesin, Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Jl. Gegerkalong Hilir, Ds. Ciwaruga, Kec. Parongpong Kabupaten Bandung Barat, Jawa Barat 40559, Indonesia

<sup>b</sup>Program Studi Teknik Energi, Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, Jl. Gegerkalong Hilir, Ds. Ciwaruga, Kec. Parongpong Kabupaten Bandung Barat, Jawa Barat 40559, Indonesia

\*Corresponding authors at: [ramta@polban.ac.id](mailto:ramta@polban.ac.id) (ramta) Tel.: +62813-942-49921

## INFO ARTIKEL

### Riwayat artikel:

Diajukan pada 31 Januari 2025

Direvisi pada 19 Juni 2025

Disetujui pada 30 Juli 2025

Tersedia daring pada 23 Agustus 2025

### Kata kunci:

*Airfoil*, CFD, gaya angkat dan hambat,

### Keywords:

*Airofoil*, CFD, lift and drag force.

## ABSTRAK

Penelitian tentang *airfoil* terus berkembang untuk meningkatkan performa aerodinamika, khususnya dalam menghasilkan gaya angkat yang lebih besar sehingga pesawat dapat mengangkut beban dengan lebih mudah. Analisis performa aerodinamika pada penampang *airfoil* menjadi hal yang sangat penting untuk menentukan gaya angkat maksimum serta berbagai gaya lain yang bekerja pada penampang tersebut. Pengujian model *Airfoil* NACA dapat dilakukan melalui dua pendekatan, yaitu metode eksperimen dan metode komputasi. Dibandingkan dengan metode eksperimen, metode komputasi lebih efisien karena tidak memerlukan ruang pengujian yang besar dan dapat menghemat waktu secara signifikan. Penelitian ini membahas karakteristik aerodinamika *airfoil* simetris NACA 0015 dan tidak simetris NACA 4415 melalui analisis numerik menggunakan CFD NUMECA dan eksperimen di *wind tunnel*. Penelitian dilakukan dengan variasi sudut serang 0°, 2°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16° dan 18° untuk mengamati distribusi kecepatan, tekanan, koefisien gaya angkat, dan koefisien gaya hambat. Hasilnya menunjukkan peningkatan sudut serang memengaruhi gaya angkat dan gaya hambat pada kedua *airfoil*. Titik *separasi* aliran pada NACA 0015 terjadi pada sudut 10° komputasi dan 14° eksperimen, sedangkan pada NACA 4415 pada sudut 12° komputasi dan 14° eksperimen. Pola distribusi gaya angkat dan gaya hambat dari kedua metode menunjukkan kecenderungan yang serupa, sehingga dapat disimpulkan simulasi numerik memiliki prediksi yang akurat.

## ABSTRACT

Research on airfoils has been ongoing for many years to improve their aerodynamic performance, particularly to generate greater lift so that aircraft can transport loads more easily. Analysis of the aerodynamic performance of an airfoil cross section is crucial to determine the maximum lift force and various other forces acting on the cross section. The aircraft model can be analyzed by experimental and numerical methods. Compared with experimental methods, numerical methods are more efficient because they do not require a large space for the test facility and they can save time significantly. In this study, the aerodynamic characteristics of symmetrical NACA 0015 and unsymmetrical NACA 4415 airfoils were investigated using NUMECA computational fluid dynamics software and experimentally tested in a wind tunnel. The angle of attack of the airfoils was varied at 0°, 2°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°, and 18° to observe the variations in the velocity, pressure, lift coefficient, and drag coefficient. The results showed that increasing the angle of attack affected the lift and drag coefficients of both airfoils. The flow separation point of the NACA 0015 airfoil occurred at an angle of attack of 10° and 14° from simulations and experiments, respectively, whereas the flow separation point of the NACA 4415 airfoil occurred at an angle of attack of 12° and 14° from simulations and experiments, respectively. The lift and drag force distributions obtained from both simulations and experiments showed similar trends. Thus, it can be concluded that the numerical simulations produced accurate predictions.

## 1. PENGANTAR

*Airfoil* adalah bentuk khusus pada sayap pesawat yang berfungsi menghasilkan gaya angkat (*lift*) melalui efek aerodinamika saat bergerak melewati aliran udara. *Airfoil* sendiri merupakan potongan melintang dari sayap yang diperoleh dari perpotongan tegak lurus

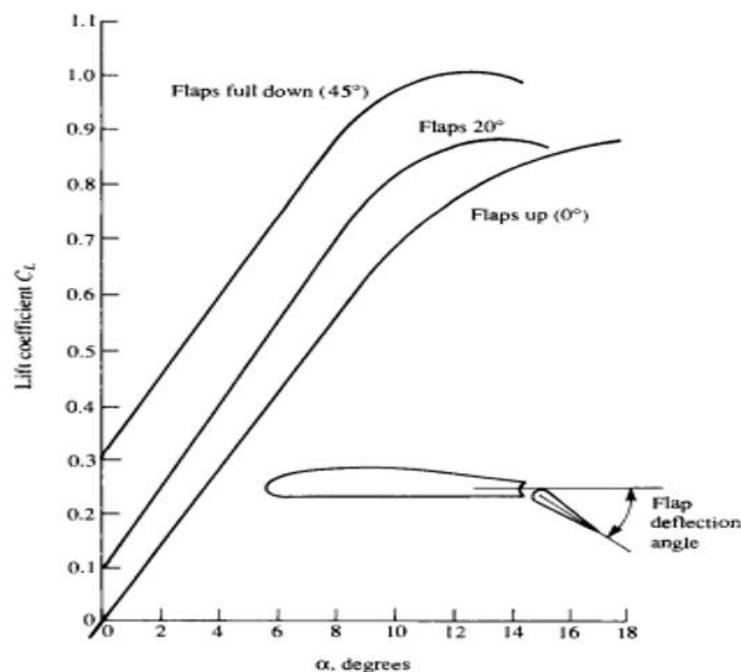
sayap terhadap badan pesawat. Permukaan atas *airfoil* dirancang dengan kontur tertentu sehingga udara yang mengalir di atasnya bergerak lebih cepat dibandingkan udara di bawahnya. Perbedaan kecepatan aliran udara ini menciptakan perbedaan tekanan, yang menghasilkan gaya angkat dan memungkinkan pesawat untuk terbang (Nurmalasari dkk., 2023). Bentuk *airfoil* mempengaruhi performansi aerodinamika dari pesawat terbang, terutama gaya angkat dipengaruhi juga oleh sudut serang. Sudut serang adalah sudut yang terbentuk antara *chord* dengan arah datangnya angin (Anderson, J.D., 2001). Secara umum, karakteristik aerodinamika mencakup analisis gaya dan momen yang dihasilkan oleh aliran udara, seperti gaya angkat (*lift*) dan gaya hambat (*drag*), serta distribusi tekanan di sekitar objek.

Simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) adalah metode numerik yang digunakan untuk menganalisis dan memprediksi perilaku fluida, seperti aliran udara atau cairan, di sekitar objek tertentu. CFD secara umum digunakan dalam penelitian karena memungkinkan para peneliti untuk mengeksplorasi dan memahami fenomena fluida yang kompleks yang sulit atau tidak mungkin diuji melalui eksperimen langsung. Dengan menggunakan simulasi komputer, peneliti dapat menganalisis berbagai kondisi aliran seperti turbulensi, gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), dan distribusi tekanan (Effendy dkk., 2029). Namun, berdasarkan prediksi yang dilakukan melalui simulasi dan eksperimen, koefisien *drag* menunjukkan tren yang serupa di antara para peneliti sebagaimana peneliti Effendy dkk (5), meskipun terdapat perbedaan pada beberapa posisi sudut serang. Data prediksi dari simulasi memiliki kesalahan hingga 10% dibandingkan dengan data dari eksperimen, meskipun keduanya menunjukkan tren yang serupa. Penelitian ini menggunakan *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan perangkat lunak Numeca, menerapkan *mesh full hexahedral* dengan lapisan *viskos* dengan hasil *lift-drag* lebih akurat.

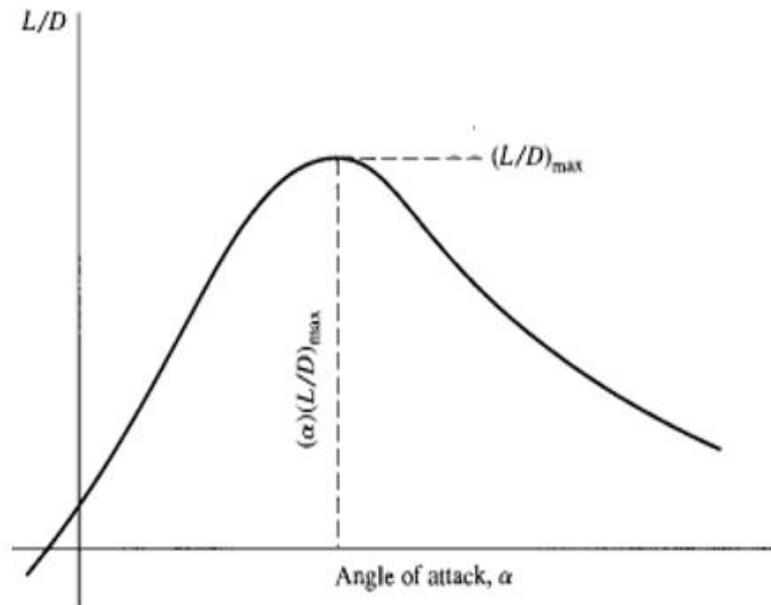
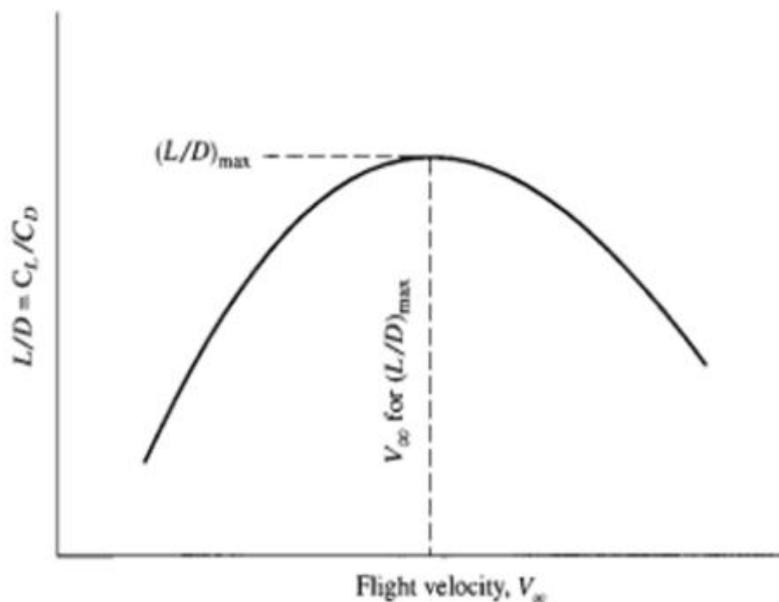
Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain dalam berbagai konfigurasi sayap. Beberapa metode dapat digunakan untuk melakukan pengujian terhadap model pesawat, seperti metode eksperimen dan metode komputasi. Dalam hal ini, metode komputasi dianggap lebih efisien bila dibandingkan dengan metode eksperimen. Karena, tidak memerlukan ruang yang besar untuk mendapatkan hasil yang maksimal dan waktu pengujian relatif lebih singkat bila dibandingkan metode eksperimen. Berkembangnya metode numerik juga menjadikan perhitungan komputasi menghasilkan data yang semakin baik. Salah satu kegunaan metode komputasi ialah untuk menganalisis permasalahan fluida dinamis (Wicaksono, dkk, 2022). Pada penelitian ini akan dilakukan 2 metode dengan variabel yang sama, metode yang dilakukan ialah metode eksperimen dan komputasi. Untuk mengetahui selisih data dan keakuratan dari kedua metode tersebut.

### 1.1 Airfoil NACA

*Airfoil* adalah bentuk profil yang dirancang untuk menghasilkan gaya angkat saat bergerak melalui fluida, seperti udara. Bagian atas *airfoil* biasanya melengkung lebih besar dibandingkan bagian bawah, menciptakan perbedaan tekanan antara kedua sisi. Tekanan lebih rendah di bagian atas dan tekanan lebih tinggi di bagian bawah menghasilkan gaya angkat yang memungkinkan benda seperti pesawat atau baling-baling berfungsi. Selain itu pula, *airfoil* memiliki dua tipe yaitu *symmetric* dan *asymmetric airfoil*. *Airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415 adalah profil sayap yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) dan sering digunakan dalam berbagai aplikasi aerodinamika (Anderson, J.D., 2001). *Airfoil* semetris 0015 menunjukkan ketebalan maksimum 15% dari panjang *chord*, sedangkan *airfoil* NACA 4415 dicirikan sebagai *airfoil* NACA 4 digit asimetris, dengan digit pertama menunjukkan *camber* 4%, digit kedua menunjukkan *camber* maksimum sebesar 40%, dan dua digit terakhir menunjukkan ketebalan 15% di sepanjang panjang *chord* (James, dkk, 2023). Karakteristik aerodinamika menggambarkan bagaimana suatu benda berinteraksi dengan aliran udara di sekitarnya. Salah satu parameter penting adalah koefisien *drag* yang menunjukkan seberapa besar hambatan udara terhadap benda tersebut. Kurva koefisien gaya angkat terhadap sudut serang ditunjukkan pada Gambar 1, dengan tiga kurva yang mewakili tiga *defleksi flap* yang berbeda. Pada Gambar 2, ditampilkan skema variasi rasio gaya angkat terhadap gaya hambat dengan sudut serang. Sementara itu, Gambar 3 menunjukkan skema variasi rasio gaya angkat terhadap gaya hambat (Anderson, J.D., 2001).



Gambar 1: Kurva defleksi  $C_L$  terhadap  $\alpha$

Gambar 2: Kurva L/D terhadap  $\alpha$ Gambar 3: Kurva L/D terhadap  $V_\infty$ 

Berkaitan dengan bentuk *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4412, beberapa penelitian pernah dilakukan untuk menyelidiki karakteristik aerodinamika pada geometri sayap pesawat, turbin gas, maupun sudu turbin angin. Karakteristik dinamis bentuk *airfoil* memainkan peranan yang sangat penting bagi parameter kinerja seperti koefisien angkat ( $C_L$ ), koefisien drag ( $C_D$ ), dan rasio lift-drag ( $L/D$ ) (Mulyadi, dkk, 2010). Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain dalam berbagai konfigurasi sayap. Beberapa metode dapat digunakan untuk melakukan pengujian terhadap model pesawat, seperti metode eksperimen dan metode komputasi. Beberapa eksperimen tentang karakteristik aerodinamika NACA 0015 dan NACA 4415 diantaranya *eksperimental Comparative Numerical Aerodynamics Performance Analysis of NACA0015 and NACA4415 Airfoils* (Haydar, dkk, 2022), *Numerical Modelling of NACA 0015 Airfoil Under Erosion Condition* (Fariansyah, dkk, 2024), *Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412* (Effendy, dkk, 2019), *Geometry Modification Effect on The Aerodynamic Characteristics of NACA 0015 Using CFD* (Abed, dkk, 2021), *Pengaruh Variasi Kecepatan Udara pada Airfoil NACA 2412 Terhadap Distribusi Tekanan pada Open Circuit Low Subsonic Wind Tunnel* (Kharisma, dkk, 2024), *Jurnal Rekayasa Mesin Numerical Modelling of NACA 0015 Airfoil Under Erosion Condition* (Billad, dkk, 2024), *Pengaruh Distribusi Tekanan Terhadap Gaya Lift Airfoil NACA 23012 pada Berbagai Variasi Angle of Attack* (Wahyudi, dkk, 2021), *Effect of Angle of Attack on Airfoil NACA 0012 Performance* (Akbar ALi, 2020), *Desain dan Analisis Aerodinamis Body Mobil Hemat Energi Jogopati Prototype Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamic* (Agung, dkk, 2024) dan Analisis Aerodinamika Penggunaan *Plain Flap* pada *Airfoil NACA 2412* (Novianti, dkk, 2022). Hasil penelitian menunjukkan semakin besar *chamber* maka semakin besar pula nilai *drag coefficient* dan *lift coefficient*.

Penelitian ini fokus karakteristik aerodinamika *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4412 dengan melakukan eksperimen pada *subsonic wind tunnel* dan simulasi numerik, di *Reynolds* 108.108. Simulasi dikerjakan dengan menggunakan CFD dengan variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ,  $14^\circ$ ,  $16^\circ$  dan  $18^\circ$  *mesh* terstruktur dan *flow model turbulent navier-stokes*, *turbulence model turbulensi Spalart Allmaras*. Model turbulensi *Spalart-Allmaras* adalah model turbulensi satu persamaan (*one-equation model*), yang hanya memerlukan satu persamaan tambahan untuk memodelkan viskositas turbulen. Hal ini membuatnya lebih ringkas secara komputasi dibandingkan model turbulensi lainnya yang menggunakan lebih banyak persamaan, seperti model *k-ε* atau *k-ω*. Simulasi dilakukan dengan menggunakan model 2D dan model turbulensi *Spalart-Allmaras*, dengan kecepatan aliran 10 m/s. Udara dimodelkan sebagai fluida *incompressible* dengan densitas 1,2

kg/m<sup>3</sup> dan tekanan statis 101,325 Pa. Untuk memastikan hasil perhitungan yang konvergen dan akurat, jumlah *grid* yang digunakan ditetapkan sekitar 61,723 *grid*.

### 1.2 Wind Tunnel

*Wind tunnel* atau terowongan angin adalah alat yang digunakan untuk mensimulasikan kondisi aerodinamika secara eksperimen pada suatu objek, seperti analisis gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), distribusi tekanan, dan pola aliran udara (*flow pattern*) di sekitar objek. Alat ini biasanya digunakan untuk menguji model kendaraan seperti mobil, sayap pesawat, dan turbin, di mana objek ditempatkan pada *test section* untuk mengukur performa aerodinamika pada berbagai kecepatan, mulai dari kecepatan rendah hingga tinggi (Wicaksono dkk., 2022). Arah angin dalam pengujian ini dapat direayasa dengan mengubah sudut serang atau posisi objek, sehingga memungkinkan simulasi kondisi tertentu. Terdapat berbagai jenis *wind tunnel*, seperti *subsonik*, *transonik*, *supersonik*, dan *hipersonik*, yang masing-masing dirancang untuk menguji objek pada kecepatan udara tertentu, *wind tunnel*. Untuk mendukung penelitian dan analisis yang lebih akurat, *wind tunnel* sering dilengkapi dengan teknologi modern, seperti sensor, kamera berkecepatan tinggi, dan sistem visualisasi aliran udara.

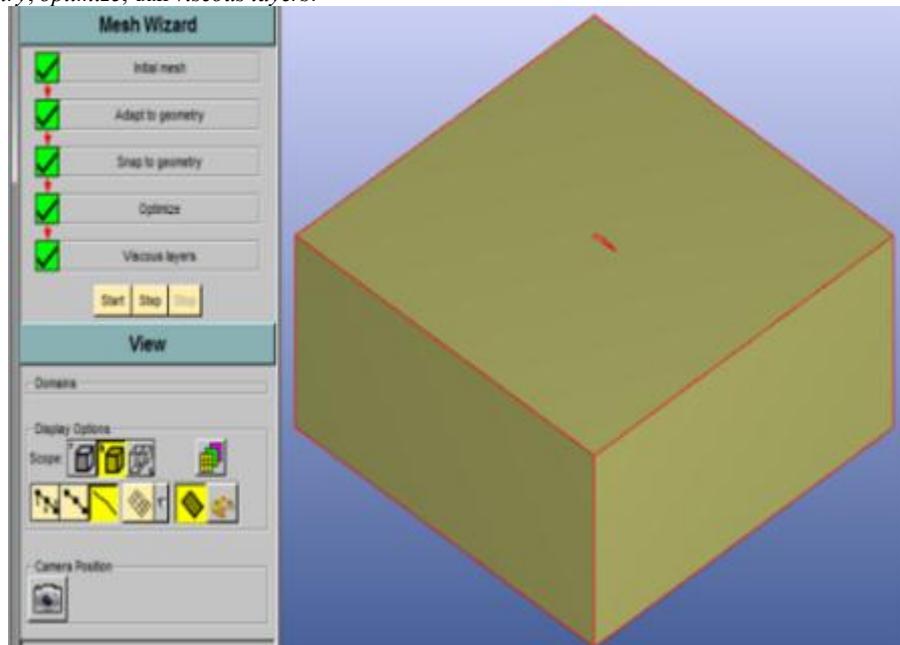
## 2. METODE PENELITIAN

### 2.1 Metode Eksperimental

Eksperimen dilakukan di Laboratorium Aerodinamika, Jurusan Teknik Mesin, Politeknik Negeri Bandung, dengan menggunakan perangkat *Wind tunnel* atau terowongan angin. Parameter-parameter yang digunakan dalam uji eksperimen meliputi mesin *wind tunnel* sirkuit terbuka, *anemometer*, *hygrometer*, alkohol, *airfoil* NACA 0015, *airfoil* NACA 4415, serta alat pendukung *wind tunnel* lainnya. *Wind tunnel* memiliki ukuran *square test section* 100 cm × 50 cm. Pada proses pengambilan data gaya angkat dan gaya hambat, kecepatan angin pada *wind tunnel* diatur pada 10 m/s, sementara sudut serangnya bervariasi. Percobaan diulang untuk beberapa variasi sudut serang dengan mempertahankan tekanan dan temperatur ruang yang sama, yaitu  $P = 1 \text{ atm}$  dan  $T = 27 \text{ }^\circ\text{C}$ .

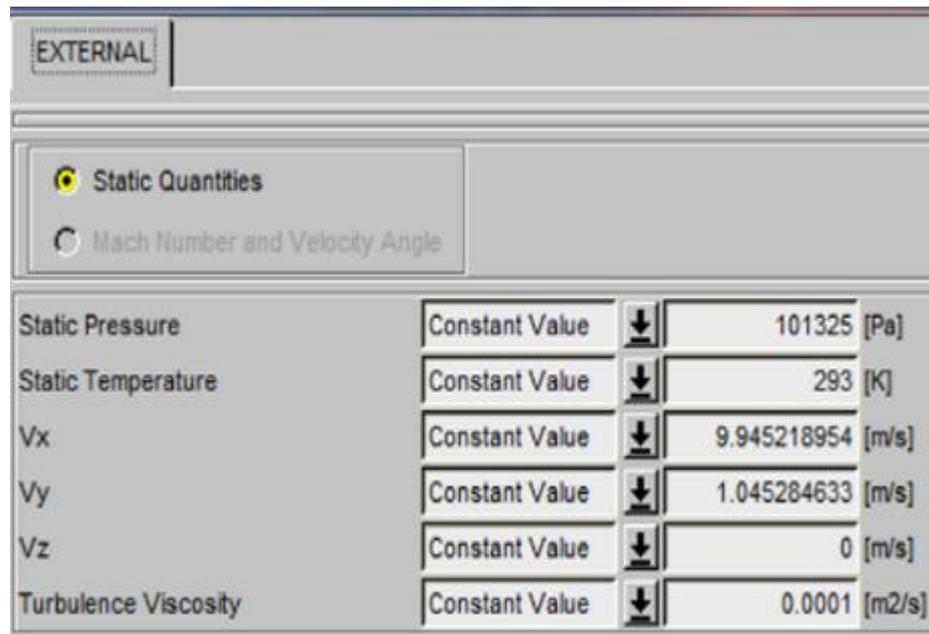
### 2.2 Metode Komputasi

Penelitian ini dilakukan dengan simulasi *Computational Fluid Dynamics* (CFD) menggunakan perangkat lunak NUMECA untuk menganalisis karakteristik aliran fluida pada *airfoil* NACA 0015 dan *airfoil* NACA 4414. NUMECA dipilih karena kemampuannya yang unggul dalam menangani simulasi aliran yang kompleks dan analisis aerodinamika dengan akurasi tinggi. Geometri *airfoil* NACA yang telah didefinisikan, secara otomatis dipisahkan pengaturan *meshing*-nya oleh *Autogrid* pada setiap bagiannya. Pengaturan ini melibatkan beberapa parameter yang harus diubah, yaitu *mesh wizard initial mesh*, *adapt to geometry*, *snap to geometry*, *optimize*, dan *viscous layers*. Nilai dari parameter-parameter tersebut akan mengatur tingkat kehalusan *grid* dan distribusi *mesh* secara spesifik seperti yang dapat dilihat pada Gambar 4. Hasil pengaturan ini kemudian disimpan dalam file dengan ekstensi *.igg*. Model turbulensi *Spalart-Allmaras* digunakan untuk memodelkan perilaku aliran di sekitar permukaan objek, terutama pada lapisan batas (*boundary layer*). Proses simulasi meliputi pembuatan dan pengolahan geometri, pembuatan *mesh* berkualitas tinggi, penentuan kondisi batas (*boundary conditions*), dan pengaturan parameter simulasi yang tepat. Analisis *mesh* dilakukan dengan mengatur beberapa parameter, seperti *mesh wizard*, *initial mesh*, *adapt to geometry*, *snap to geometry*, *optimize*, dan *viscous layers*.



Gambar 4: Tingkat kehalusan *grid* *airfoil*

Proses simulasi dilakukan pada perangkat lunak FINE dengan *men-setting* parameter *physical configuration*, *boundary condition*, *initial solution*, *numerical parameters*, dan *computation control*. Simulasi dilakukan dengan menentukan konfigurasi model pada *airfoil* NACA. Konfigurasi model tersebut mencakup parameter *fluid model* dan *flow model*. *fluid model* yang digunakan adalah udara sebagai fluida kerja dengan kondisi *inkompresibel*. Simulasi dilakukan dengan kondisi aliran tunak (*steady*) pada konfigurasi waktu (*time configuration*), menggunakan model matematika turbulensi *Navier-Stokes* dengan model turbulensi *Spalart-Allmaras*. Kondisi batas (*boundary condition*) eksternal dan solusi awal (*initial solution*) kecepatan pada sumbu  $V_x$  dan  $V_y$  ditentukan sesuai dengan variasi sudut serang, yang dapat ditampilkan pada Gambar 5. Dalam *computational fluid dynamics* (CFD) menggunakan perangkat lunak NUMECA, kriteria konvergensi penting untuk memastikan simulasi mencapai hasil yang stabil dan akurat. Salah satu indikator konvergensi adalah nilai residual yang sangat kecil, biasanya di bawah  $10^{-6}$ , yang menandakan bahwa simulasi sudah konvergen.



Gambar 5: Kecepatan pada sumbu Vx dan Vy

Data yang dihasilkan dari simulasi berupa data *global performance* dalam file berformat \*.wall. File tersebut berisi data koefisien gaya angkat ( $C_L$ ), koefisien gaya hambat ( $C_D$ ), serta parameter kinerja lainnya. Selain itu, hasil simulasi dapat divisualisasikan dalam bentuk geometri *airfoil* menggunakan perangkat lunak CFView.

### 3. HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 3.1 Hasil Eksperimental

Pengujian eksperimen aliran udara laminar dilakukan menggunakan metode tiga dimensi pada *wind tunnel* dengan sistem terbuka. Fluida yang mengalir berada dalam kondisi *steady* dan *incompressible* dengan arah aliran yang seragam (*uniform*). Parameter pendukung pengujian yang telah terukur dapat disajikan pada Tabel 1.

Tabel 1: Parameter pendukung

Komponen	Nilai
Temperatur ruangan	30° C
Kelembaban udara	38%
Tekanan udara	1058 mBar
Densitas udara	1,165 kg/m <sup>3</sup>

Sumber: data pengukuran 2024

Pengambilan data eksperimen berupa nilai koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) dan koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) pada *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415 dengan panjang *kord* 0,16 m dan lebar 0,25 m pada sudut serang 0°, 2°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°, dan 18°, dapat disajikan pada Tabel 2.

Tabel 2: Hasil ekperimental  $C_L$ ,  $C_D$  airfoil NACA 0015 dan NACA 4415

Sudut $\alpha$	NACA 0015		NACA 4415	
	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
0°	0,0151073	0,017167382	0,003467811	0,002013305
2°	0,0309013	0,019313305	0,005871245	0,002459227
4°	0,0504721	0,023605150	0,008309013	0,002682403
6°	0,0721030	0,034334764	0,010609442	0,003040773
8°	0,0892704	0,038626609	0,012875536	0,003721030
10°	0,1078112	0,049356223	0,014420601	0,004472103
12°	0,1212017	0,063304721	0,015931330	0,005452657
14°	0,1373391	0,077253219	0,016824034	0,010125322
16°	0,1084979	0,089055794	0,016309013	0,012509871
18°	0,1019742	0,131974249	0,014798283	0,015519313

Pada *airfoil* NACA 0015, peningkatan sudut serang menyebabkan kenaikan nilai koefisien gaya angkat ( $C_L$ ). Nilai gaya angkat mencapai 0,1373391 pada sudut serang 14°, namun mengalami penurunan pada sudut serang 16° dan 18° akibat terjadinya separasi aliran udara. Sementara itu, nilai koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) tertinggi tercatat sebesar 0,131974249 pada sudut serang 18°. Pada *airfoil* NACA 4415, nilai koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) sebesar 0,016824034 diperoleh pada sudut serang 14°, tetapi mengalami penurunan pada sudut serang 16° dan 18° karena separasi aliran udara yang terjadi pada sudut tersebut.

#### 3.2 Hasil Simulasi

Simulasi dilakukan menggunakan metode dua dimensi (2D) pada perangkat lunak CFD *Numeca/FINE Open* dengan geometri *airfoil* yang dimodelkan dalam bentuk 2D. Melalui perbedaan tipe NACA pada kedua *airfoil*, akan dianalisis distribusi kecepatan aliran udara di sekitar *airfoil* tersebut dengan variasi sudut serang 0°, 2°, 6°, 8°, 10°, 12°, 14°, 16°, dan 18°. Aliran udara pada simulasi ini merupakan aliran turbulen *Navier-Stokes* dengan model turbulensi *Spalart-Allmaras* menerapkan *mesh full hexahedral* dengan lapisan

*viskos*. Hasil simulasi dengan aliran udara dua dimensi menghasilkan data koefisien gaya angkat dan koefisien gaya hambat pada airfoil NACA 0015 dan NACA 4415. Hasil simulasi tersebut dapat disajikan pada Tabel 3.

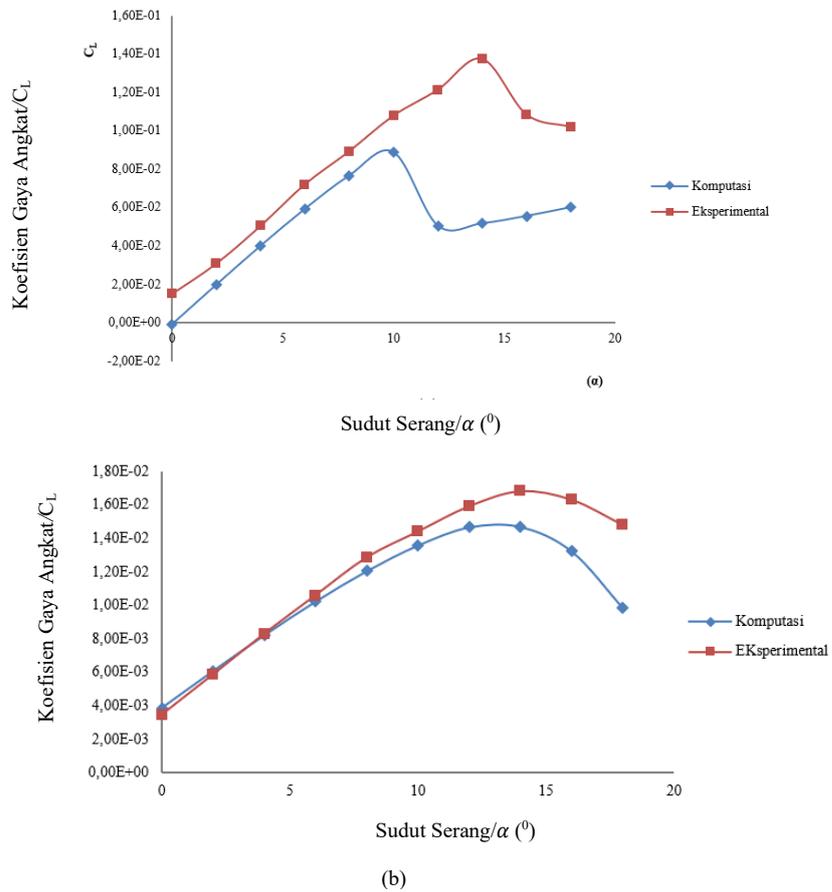
**Tabel 3:** Hasil simulasi numerik  $C_L$ ,  $C_D$  airfoil NACA 0015 dan NACA 4415

Sudut $\alpha$	NACA 0015		NACA 4415	
	$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
0°	-9,00E-04	3,10E-03	3,85E-03	3,70E-04
2°	1,97E-02	3,20E-03	6,07E-03	4,10E-04
4°	4,00E-02	3,60E-03	8,21E-03	4,79E-04
6°	5,92E-02	4,27E-03	1,02E-02	5,76E-04
8°	7,66E-02	5,30E-03	1,21E-02	7,07E-04
10°	8,88E-02	7,27E-03	1,36E-02	8,82E-04
12°	5,06E-02	2,29E-02	1,47E-02	1,14E-03
14°	5,18E-02	2,87E-02	1,47E-02	1,59E-03
16°	5,56E-02	3,41E-02	1,32E-02	2,39E-03
18°	6,01E-02	3,96E-02	9,84E-03	4,35E-03

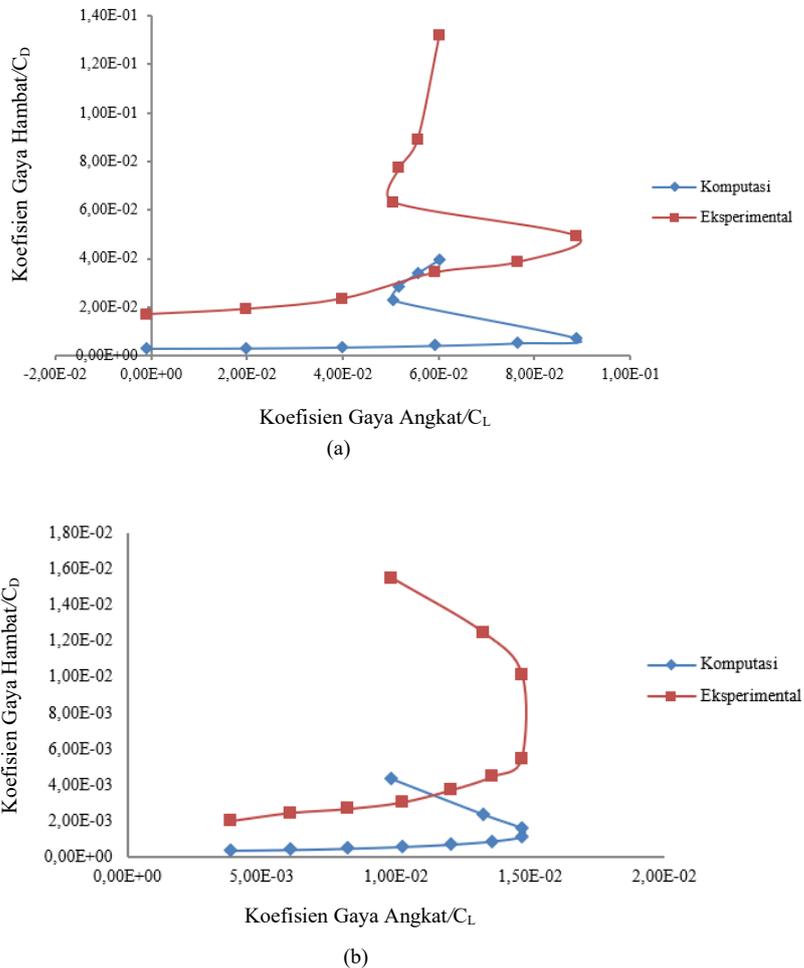
**Tabel 4:** Perbandingan  $C_L$ ,  $C_D$  airfoil NACA 0015 dan NACA 4415 hasil simulasi numerik dan eksperimen

Nomor	Sudut $\alpha$	NACA 0015		NACA 4415	
		$C_L$	$C_D$	$C_L$	$C_D$
1	0°	1,60E-02	0,014067382	-3,82E-04	1,64E-03
2	2°	1,12E-02	1,61E-02	-1,99E-04	2,05E-03
3	4°	1,05E-02	0,02000515	9,90E-05	2,20E-03
4	6°	1,29E-02	0,030064764	4,09E-04	2,46E-03
5	8°	1,27E-02	0,033326609	7,76E-04	3,01E-03
6	10°	1,90E-02	0,042086223	8,21E-04	3,59E-03
7	12°	7,06E-02	0,040404721	1,23E-03	4,31E-03
8	14°	8,55E-02	0,048553219	2,12E-03	8,54E-03
9	16°	5,29E-02	0,054955794	3,11E-03	1,01E-02
10	18°	4,19E-02	0,092374249	4,96E-03	1,12E-02

Hasil simulasi (tabel 3) dan eksperimen (tabel 2) menunjukkan bahwa dengan meningkatnya sudut serang, koefisien gaya angkat juga meningkat. Hal ini mengindikasikan bahwa *airfoil* dapat menghasilkan lebih besar gaya angkat pada sudut serang yang lebih besar. Namun koefisien gaya hambat juga meningkat yang berarti bahwa meskipun gaya angkat bertambah resistensi terhadap aliran udara juga meningkat. Fenomena sudut serang ini menyebabkan terjadinya separasi aliran yang dapat mengurangi efisiensi aerodinamis pada *airfoil*. Untuk *airfoil* NACA 0015 simulasi numerik menunjukkan bahwa separasi terjadi pada sudut serang 10°, sedangkan eksperimen menunjukkan pada sudut serang 14°. Untuk *airfoil* NACA 4415 simulasi menunjukkan separasi pada sudut serang 12°, sedangkan eksperimen pada sudut serang 14°. Analisis perbandingan antara kedua *airfoil* menunjukkan bahwa meskipun terdapat perbedaan dalam sudut serang di mana separasi terjadi, karakteristik aliran dari hasil pemodelan dan eksperimen menunjukkan kesesuaian (tabel 4). Berikut adalah kurva hubungan koefisien gaya angkat terhadap sudut serang ( $\alpha$ ) pada *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415 pada Gambar 6, serta kurva hubungan antara koefisien gaya hambat dan koefisien gaya angkat berdasarkan hasil simulasi numerik dan *eksperimental* Gambar 7. Kemiringan kurva ( $C_L$ ) terhadap  $\alpha$  menunjukkan respon linier pada sudut kecil, kemudian berkurang di *zona non-linear*, dan akhirnya menurun tajam setelah terjadi *stall*. Data eksperimen menunjukkan nilai ( $C_L$ ) yang lebih tinggi dan perubahan kemiringan yang lebih tajam dibandingkan hasil simulasi komputasi, terutama di sekitar sudut kritis dan setelahnya. Hal ini dipengaruhi keterbatasan simulasi dalam menggambarkan fenomena fisik yang kompleks.



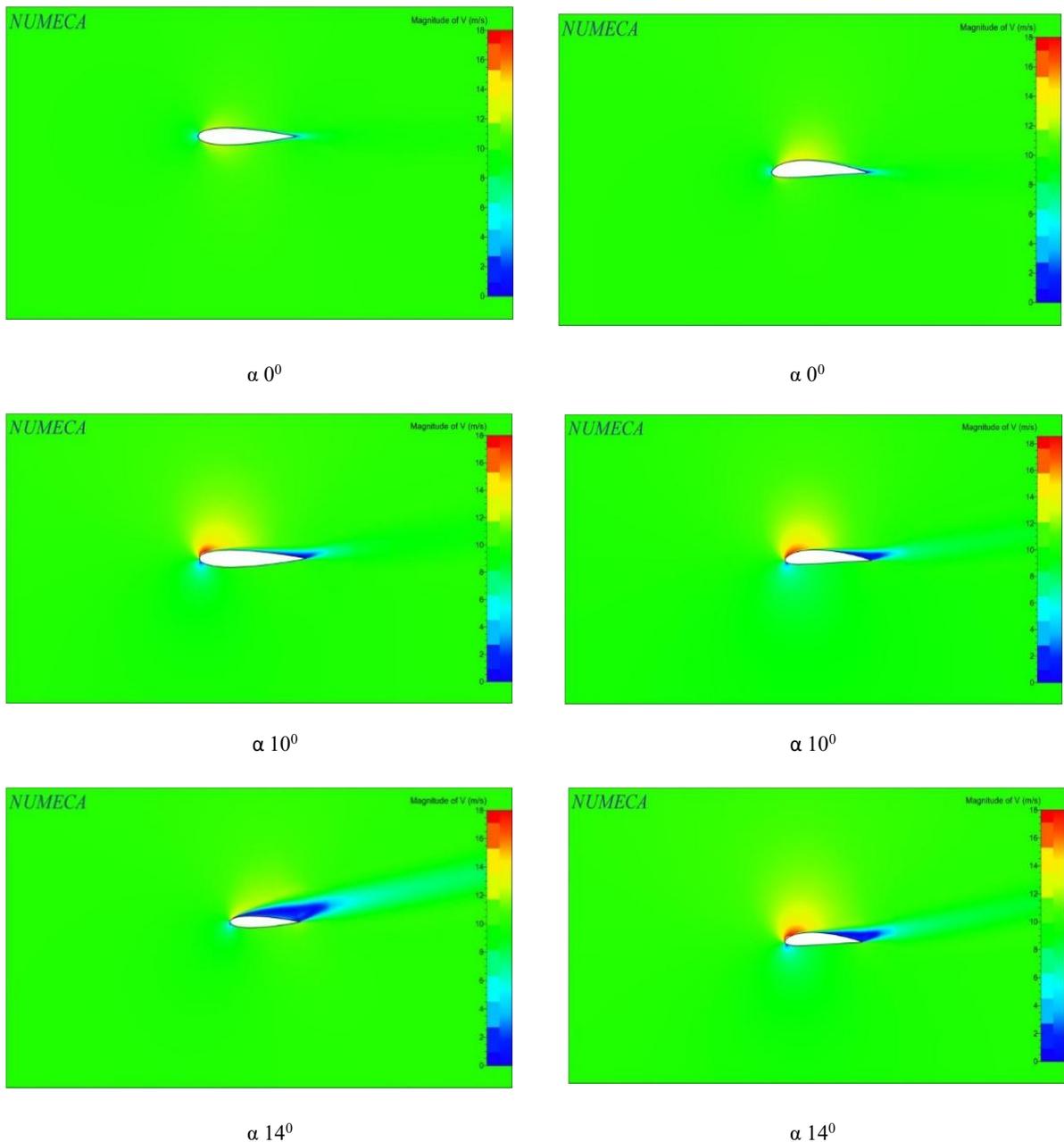
Gambar 6: Kurva koefisien lift ( $C_L$ ) vs sudut serang ( $\alpha$ ) untuk (a) *airfoil* NACA 0015 dan (b) *airfoil* NACA 4415 berdasarkan data eksperimen dan numerik



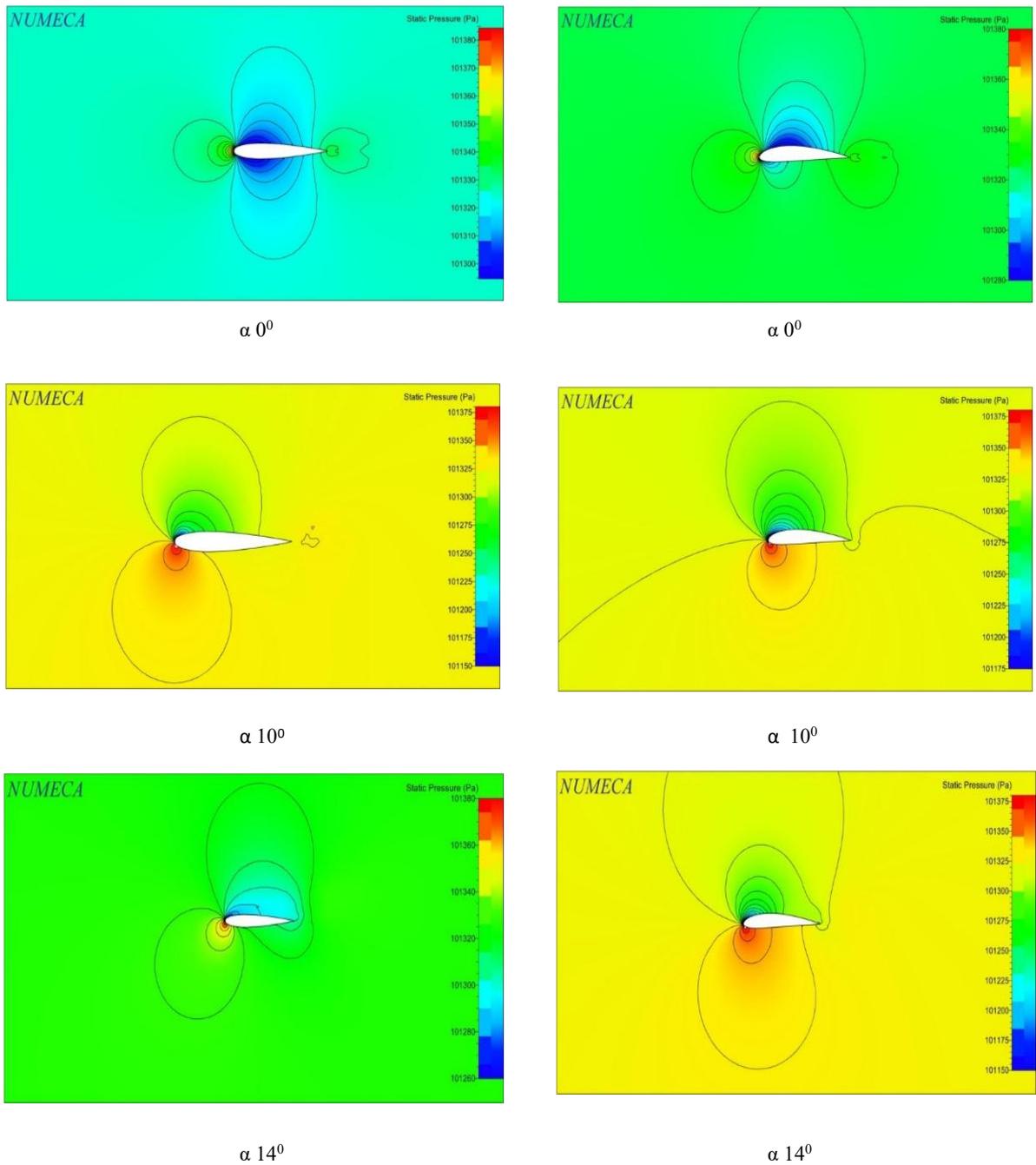
Gambar 7: Kurva koefisien  $C_D$  vs  $C_L$  *airfoil* untuk (a) NACA 0015 dan (b) NACA 4415 eksperimen dan numerik

Profil *airfoil* NACA 0015 menunjukkan bahwa tren kurva hasil simulasi numerik dan eksperimen memiliki pola yang sama. Pada simulasi numerik, koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) tertinggi terjadi pada sudut serang  $10^\circ$ , yang menandai awal terjadinya separasi (*stall*). Sementara itu, koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) tertinggi terjadi pada sudut serang  $18^\circ$ . Dalam eksperimen, separasi (*stall*) terjadi pada sudut serang  $14^\circ$ , sedangkan nilai koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) tertinggi juga terjadi pada sudut serang  $18^\circ$ . Untuk *airfoil* NACA 4415, tren kurva hasil simulasi numerik dan eksperimen juga menunjukkan kesamaan pola. Dalam simulasi numerik, koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) tertinggi tercatat pada sudut serang  $12^\circ$ , yang menjadi awal terjadinya separasi (*stall*). Nilai koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) tertinggi terjadi pada sudut serang  $18^\circ$ . Sementara itu, dalam eksperimen, separasi (*stall*) terjadi pada sudut serang  $14^\circ$ , dan koefisien gaya hambat ( $C_D$ ) tertinggi juga terjadi pada sudut serang  $18^\circ$ .

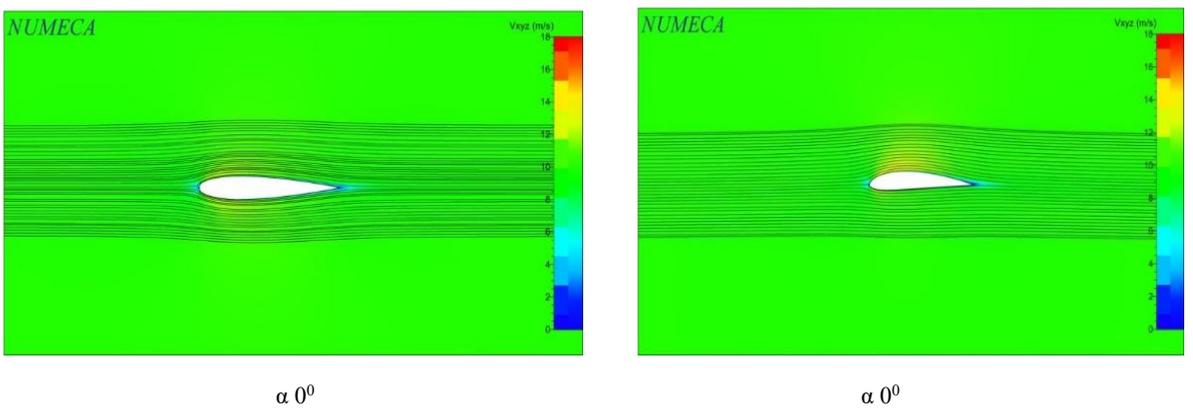
Berdasarkan hasil simulasi, diperoleh karakteristik aerodinamika berupa kontur distribusi kecepatan, tekanan, serta garis aliran kecepatan pada *airfoil*. Terdapat perbedaan pola separasi aliran antara kedua *airfoil* yang dipengaruhi oleh sudut serangnya. *Airfoil* NACA 0015 dianalisis pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $12^\circ$  karena pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $10^\circ$  belum terjadi separasi aliran, sedangkan pada sudut serang  $12^\circ$  mulai terlihat adanya separasi. Sementara itu, *airfoil* NACA 4415 ditinjau pada sudut serang  $0^\circ$ ,  $12^\circ$ , dan  $14^\circ$ , di mana pada sudut serang  $0^\circ$  hingga  $12^\circ$  aliran masih melekat dengan baik, tetapi pada sudut serang  $14^\circ$  sudah terjadi separasi aliran yang lebih signifikan. Perbedaan pola separasi ini dipengaruhi oleh bentuk profil *airfoil*, di mana NACA 4415 memiliki kelengkungan yang lebih besar dibandingkan NACA 0015, sehingga menghasilkan karakteristik aliran yang berbeda pada sudut serang tertentu. Selain itu, distribusi tekanan dan kecepatan pada masing-masing *airfoil* juga menunjukkan perbedaan yang mencerminkan dampak dari variasi sudut serang terhadap performa aerodinamisnya. Gambar 8 menunjukkan kontur distribusi kecepatan pada NACA 0015 dan NACA 4415, sedangkan Gambar 9 menampilkan kontur distribusi tekanan pada kedua *airfoil*. Sementara itu, Gambar 10 memperlihatkan kontur garis aliran yang menggambarkan pola pergerakan fluida di sekitar NACA 0015 dan NACA 4415.

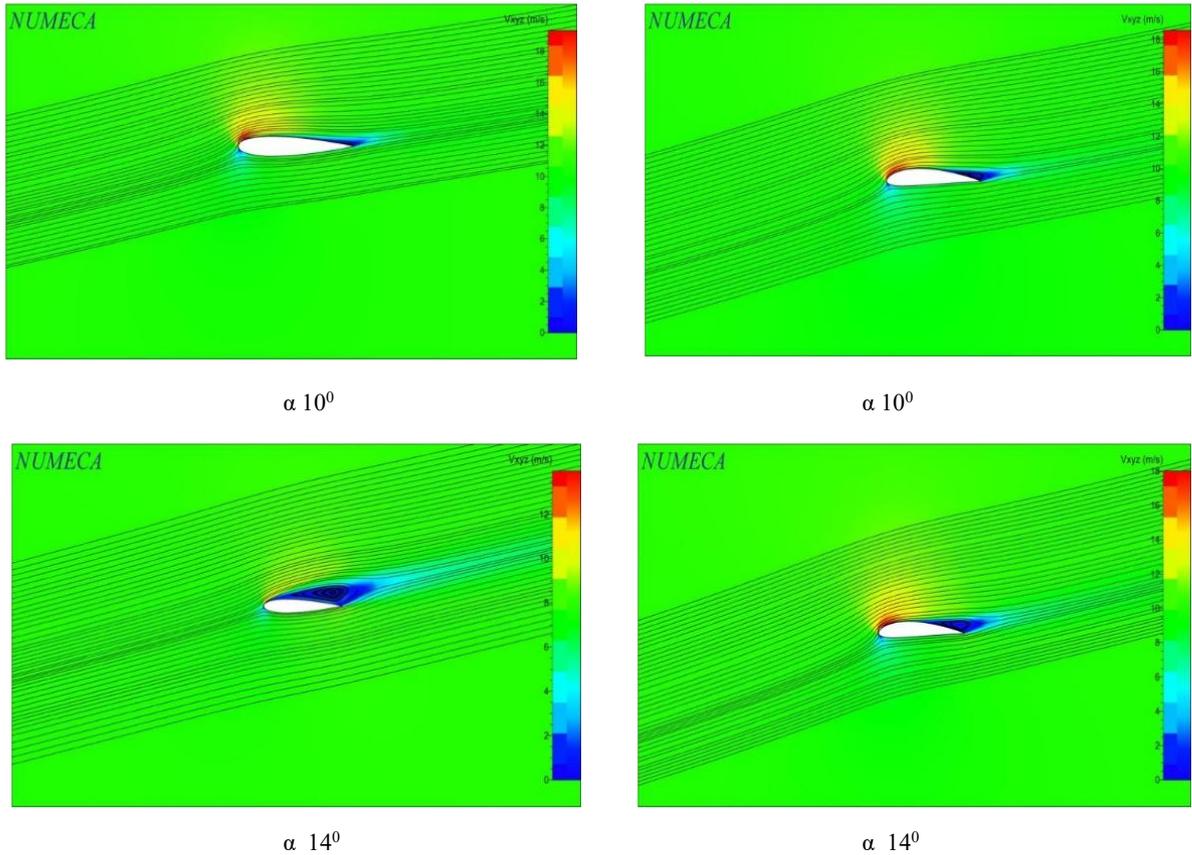


Gambar 8: Kontur distribusi kecepatan pada *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415



**Gambar 9:** Kontur distribusi tekanan *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415





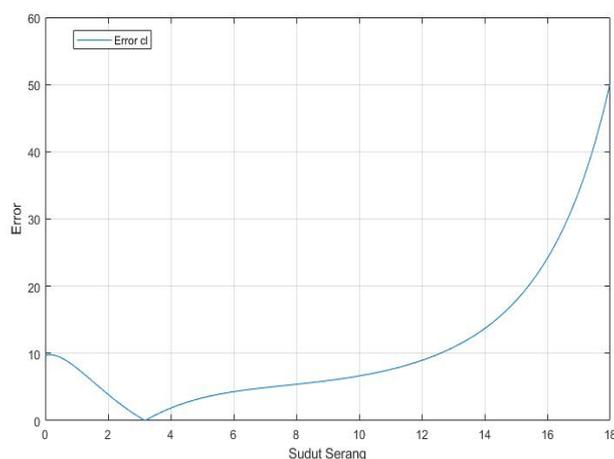
**Gambar 10:** Kontur garis aliran *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415

Kontur distribusi kecepatan pada *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415, yang ditampilkan pada Gambar 8, memberikan visualisasi yang jelas mengenai distribusi kecepatan aliran di sekitar *airfoil* pada berbagai sudut serang, khususnya dalam kondisi kecepatan rendah, di mana terlihat adanya pergeseran daerah aliran, menunjukkan terjadinya pemisahan aliran yang signifikan. Fenomena pemisahan aliran ini dapat berdampak pada performa aerodinamis, menghasilkan koefisien *lift* ( $C_L$ ) yang rendah meskipun sudut serang ( $\alpha$ ) berada pada tingkat yang tinggi, serta meningkatkan koefisien *drag* ( $C_D$ ), yang dapat mempengaruhi efisiensi keseluruhan dari desain *airfoil* tersebut. Gambar 9 menampilkan kontur distribusi tekanan pada *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415, menunjukkan perbedaan signifikan dalam cara kedua desain ini menghasilkan gaya angkat. *Airfoil* NACA 0015 sebagai *airfoil* simetris memiliki bentuk identik di bagian atas dan bawah, sehingga distribusi tekanan di kedua permukaan cenderung serupa pada sudut serang rendah, menghasilkan tekanan yang relatif seimbang dengan perbedaan minimal yang dapat memicu gaya angkat. Sebaliknya, *airfoil* NACA 4415 yang memiliki camber positif dirancang untuk meningkatkan efisiensi aerodinamis, di mana aliran udara di atas permukaan sayap bergerak lebih cepat dibandingkan dengan aliran di bawah, menghasilkan tekanan yang lebih rendah di atas dan tekanan yang lebih tinggi di bawah. Perubahan sudut serang *airfoil* memainkan peran krusial terhadap karakteristik aerodinamika aliran, termasuk koefisien *lift* ( $C_L$ ), koefisien *drag* ( $C_D$ ), rasio *lift-drag* ( $L/D$ ), koefisien tekanan ( $C_p$ ), dan profil aliran, serta mempengaruhi pergeseran titik stagnasi dan titik ekspansi di daerah *leading edge* pada permukaan bodi *airfoil*. Dengan bertambahnya sudut serang, perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah permukaan *airfoil* semakin meningkat, yang berkontribusi pada peningkatan gaya angkat. Kontur garis aliran pada *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415 yang ditampilkan pada Gambar 10 menunjukkan karakteristik kecepatan garis aliran di sekitar *airfoil* pada berbagai sudut serang dengan kecepatan aliran udara masuk adalah 10 m/s, posisi daerah peningkatan kecepatan aliran berubah apabila ada perubahan sudut serang ( $\alpha$ ). Kecepatan aliran tinggi terjadi di bawah *leading edge* pada sudut serang  $0^\circ$ . Namun, saat sudut serang diubah menjadi  $12^\circ$  untuk *airfoil* NACA 0015 dan  $14^\circ$  untuk *airfoil* NACA 4415, area kecepatan tinggi bergeser ke bagian atas *airfoil* dekat *nose*. Posisi titik berkecepatan tinggi akan berada di atas *leading edge* apabila sudut serang berangsur-angsur terus diperbesar. Pada sudut serang  $14^\circ$  menampilkan terjadinya olakan aliran (*turbulent wake*) yang mengakibatkan gaya angkat tereduksi (*reduced lift*) dan efek hambatan tekanan membesar (*large pressure drag*). Perubahan sudut serang ini memicu terbentuknya *vortex shedding* pada sudut  $14^\circ$  daerah *trailing edge* yang semakin besar, sehingga menyebabkan koefisien *lift* turun.

### 3.3 Kesalahan (Error)

Hasil pengujian dapat didekati dengan persamaan matematika polinomial atau *curve fitting*, dengan tingkat kesalahan (*error*) yang tidak terlalu besar. Oleh karena itu, dapat disimpulkan bahwa kesalahan pada geometri yang berpengaruh terhadap gaya angkat tidak signifikan. Kesalahan pada koefisien gaya angkat antara hasil numerik dan eksperimen mencapai 10% pada sudut serang  $0^\circ$ , bahkan meningkat pada sudut serang  $18^\circ$ , sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 11. Hal ini dipengaruhi oleh dimensi *airfoil* dan kondisi turbulensi yang terjadi selama pengujian. Selain itu, ketidaksesuaian ini juga dapat disebabkan oleh perbedaan metode perhitungan numerik dan eksperimen yang digunakan, terutama dalam pemodelan aliran udara di sekitar *airfoil*. Kesalahan tersebut menunjukkan perlunya

kajian lebih mendalam terhadap profil *airfoil* yang dihasilkan, termasuk analisis lebih lanjut mengenai faktor-faktor yang dapat menyebabkan deviasi hasil.



Gambar 11: Kurva besaran *error* koefisien gaya angkat ( $C_L$ ) Vs Sudut serang

#### 4. KESIMPULAN

Kajian eksperimental melalui uji terowongan angin dan simulasi numerik menggunakan perangkat lunak NUMECA, dapat disimpulkan bahwa karakteristik aerodinamika *airfoil* NACA 0015 dan NACA 4415 menunjukkan tren yang serupa meskipun terdapat perbedaan pada nilai parameter aerodinamikanya. Hasil simulasi dan eksperimen menunjukkan bahwa titik stall pada kedua *airfoil* terjadi pada sudut serang yang berbeda, dengan perbedaan yang juga terlihat pada nilai koefisien gaya angkat dan hambat. Meskipun demikian, pola perubahan koefisien gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang secara umum menunjukkan kesesuaian antara kedua metode. Perbedaan nilai yang muncul antara hasil simulasi dan eksperimen dapat disebabkan oleh beberapa faktor, seperti ketidaksempurnaan geometri *airfoil* dalam uji fisik, skala dimensi model, serta kondisi turbulensi aliran dalam wind tunnel. Pengaruh kesalahan geometri terhadap gaya angkat dan gaya hambat relatif kecil, namun tetap dapat memengaruhi akurasi hasil, khususnya pada sudut serang tinggi. Oleh karena itu, diperlukan kajian lanjutan yang mempertimbangkan pengaruh profil *airfoil*, pemilihan model turbulensi yang lebih akurat, serta peningkatan presisi dalam pelaksanaan eksperimen agar diperoleh hasil yang lebih representatif terhadap kondisi nyata.

#### UCAPAN TERIMAKASIH

Ucapan terima kasih disampaikan kepada pihak-pihak yang terkait, khususnya kepada Kepala Laboratorium Aerodinamika Jurusan Teknik Mesin Politeknik Negeri Bandung, yang telah memberikan kontribusi serta izin untuk melakukan pengujian dan pengambilan data.

#### DAFTAR PUSTAKA

- Abed, K. N., Almahdawi, Y. J., & Kader, E. E. (2021). Geometry Modification Effect on The Aerodynamic Characteristics of NACA 0015 Using CFD. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, 1076(1), 012067.
- Anderson, J. D., Jr. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics* (3rd ed.). Boston. McGraw-Hill.
- Akbar, A. (2020). Effect of Angle of Attack on Airfoil NACA 0012 Performance. *R.E.M. (Rekayasa Energi Manufaktur) Jurnal*, 5(1), 35–40.
- Billad, R. F., Julian, J., Wahyuni, F., Iskandar, W., Pembangunan, U., Veteran, N., Labu, P., Selatan, J., Laboratory, F. M., & Barat, J. (2024). *Jurnal Rekayasa Mesin Numerical Modelling of NACA 0015 Airfoil Under Erosion Condition Rayhan dkk / Jurnal Rekayasa Mesin*. 19(2), 199–210.
- Effendy, M., & Muchlisin, M. (2019). Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412. *Rotasi*, 21(3), 147.
- Hanafi, A. F., Wardhana, P. B. W., Umar, M. L., Finali, A., & Saputra, W. (2024). Desain Dan Analisis Aerodinamis Body Mobil Hemat Energi Jogopati Tipe Prototype Menggunakan Metode Computational Fluid Dynamics. *Sinergi Polmed: Jurnal Ilmiah Teknik Mesin*, 5(2), 100–112.
- Haydar Kepekci.(2022). Comparative Numerical Aerodynamics Performance Analysis of NACA0015 and NACA4415 Airfoils. *International Journal of Engineering, Science & InformationTechnology (IJESTY)*, (144-151). Turkey
- James Julian., Rizki Aldi Anggara., Fitri Wahyuni., & Nely Toding. (2023). *The Effect of Micro Geometry with Various Forms as Passive Flow Control in NACA 4415*. *Jurnal Ilmiah Rekayasa dan Inovasi*, (ISSN 1411-4348), 15-22.
- Kharisma, A. A., Rahman, A., Ramadhan, A., & Amanda, B. (2024). Pengaruh variasi kecepatan udara pada airfoil NACA 2412 terhadap distribusi tekanan pada open circuit low subsonic wind tunnel. 19(4), 21–31.
- Mulyadi., Muhamad.(2010). Analisis Aerodinamika Pada Sayap Pesawat Terbang Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dynamics (CFD). Universitas Gunadarma.

- 
- Nurmalasari, P. Y., & Sa'diyah, A. (2023). *Konsep Pesawat Terbang*. Jakarta. Andi.
- Novianti, R. D., Hariyadi, S., Putro, S., & Pambudiyatno, N. (2022). *Analisis Aerodinamika Penggunaan Plain Flap Pada Airfoil Naca 2412*. 6(1), 12–17.
- Wahyudi, Y., Agung, M., & Muhsin. (2021). Pengaruh Distribusi Tekanan Terhadap Gaya Lift Airfoil NACA 23012 pada Berbagai Variasi Angle of Attack. *Jurnal | Mechanical Engineering*, 1–15.
- Wicaksono, M. F. A., Pohan, G. A., & Hidayath, I. T. (2022). Analisa Aerodinamika Airfoil Pesawat Dengan Pendekatan Computational Fluid Dynamic Dan Wind Tunnel. *Jurnal Flywheel*, 13(1), 21–35.