

Study Perbandingan Evaluasi Performa Simulasi CFD Open-Source dan Komersial pada Airfoil NACA 0012

Muhamad Jayadi,^{*}, Aprilia Sakti K2, , Rafika Arum Sari³

^{1,2,3}Department of Aeronautical Engineering, Marshal Suryadarma Aerospace University, Indonesia

Article Info

Article history:

Received September 04, 2026

Accepted February 25, 2026

Published February 26, 2026

Keywords:

CFD,
OpenFOAM,
NACA 0012,
Inkompresibel,
Fluent

ABSTRAK

Studi ini bertujuan mengevaluasi dan membandingkan pendekatan numerik dua perangkat lunak Computational Fluid Dynamics (CFD), yaitu ANSYS Fluent dan OpenFOAM, dalam memprediksi karakteristik aerodinamika airfoil NACA 0012 pada aliran inkompresibel. Simulasi dilakukan secara steady-state dengan kondisi batas yang diseragamkan, termasuk penggunaan vektor kecepatan pada inlet untuk menjaga konsistensi perbandingan, pada variasi sudut serang 0°, 10°, dan 15°. Parameter utama yang dianalisis meliputi koefisien gaya angkat (Cl) dan koefisien gaya hambat (Cd), yang kemudian dibandingkan dengan data eksperimen Ladson serta referensi numerik tervalidasi. Hasil menunjukkan bahwa kedua platform mampu mereproduksi tren aerodinamis utama sesuai teori klasik airfoil, yakni peningkatan linear Cl pada sudut serang rendah hingga menengah dan kenaikan non-linear Cd pada sudut serang lebih tinggi. Prediksi Cl menunjukkan deviasi relatif kecil terhadap referensi, sedangkan Cd lebih sensitif terhadap konfigurasi numerik seperti model turbulensi dan resolusi mesh. Secara keseluruhan, studi ini memberikan gambaran komparatif yang dapat menjadi dasar pertimbangan metodologis dalam analisis airfoil 2D..



Corresponding Author:

Muhamad Jayadi,

Department of Aeronautical Engineering, Marshal Suryadarma Aerospace University

Jl. Raya Halim Perdanakusuma No.1, RT.1/RW.9, Halim Perdanakusuma, Kec. Makasar, Kota Jakarta

Timur, Daerah Khusus Ibukota Jakarta 13610

Email: *jayadi@unsurya.ac.id

1. PENGANTAR

Perkembangan teknologi komputasi dalam dua dekade terakhir telah mendorong Computational Fluid Dynamics (CFD) menjadi metode utama dalam analisis dan desain aerodinamika. CFD memungkinkan prediksi distribusi tekanan, kecepatan, serta gaya aerodinamis seperti lift dan drag secara numerik tanpa ketergantungan penuh pada pengujian eksperimental di terowongan angin yang memerlukan biaya tinggi dan waktu pengujian yang panjang [1][2]. Dalam industri kedirgantaraan dan penelitian akademik, CFD tidak hanya digunakan sebagai alat analisis, tetapi juga sebagai instrumen validasi desain dan optimasi performa.

Perangkat lunak CFD komersial seperti ANSYS Fluent dan STAR-CCM+ secara luas diakui memiliki stabilitas numerik tinggi, dukungan teknis yang kuat, serta antarmuka yang terintegrasi dengan baik [3]. Namun demikian, keterbatasan akses akibat biaya lisensi yang signifikan sering menjadi hambatan, terutama bagi institusi pendidikan dan penelitian dengan sumber daya terbatas. Sebagai alternatif, OpenFOAM berkembang sebagai platform open-source berbasis C++ yang menawarkan fleksibilitas tinggi dalam konfigurasi solver, model turbulensi, dan boundary condition [4]. Fleksibilitas ini memungkinkan pengembangan metode numerik yang lebih spesifik dan adaptif terhadap kebutuhan riset.

Meskipun OpenFOAM telah banyak digunakan dalam berbagai studi aerodinamika, pertanyaan mengenai tingkat akurasi dan konsistensinya dibandingkan perangkat lunak komersial masih menjadi perdebatan di kalangan akademisi dan praktisi. Beberapa penelitian terdahulu melaporkan bahwa hasil

OpenFOAM cukup kompetitif dalam memprediksi parameter aerodinamika, namun sering kali studi tersebut dilakukan dengan konfigurasi numerik yang tidak sepenuhnya setara antar platform [5][6]. Perbedaan pada strategi meshing, model turbulensi, skema diskretisasi, maupun penanganan near-wall treatment dapat memengaruhi hasil secara signifikan, sehingga membatasi objektivitas evaluasi performa solver. Dengan demikian, terdapat research gap yang jelas, yaitu belum tersedianya kerangka perbandingan yang dilakukan secara terkendali dengan penyamaan konfigurasi fisik dan numerik secara sistematis antara perangkat lunak komersial dan open-source. Tanpa pendekatan yang terstandarisasi, sulit untuk menyimpulkan apakah perbedaan hasil disebabkan oleh karakteristik solver atau oleh variasi konfigurasi simulasi.

Airfoil NACA 0012 dipilih sebagai objek penelitian karena memiliki geometri yang sederhana dan simetris serta didukung oleh ketersediaan data eksperimen yang komprehensif dari NASA untuk berbagai variasi bilangan Reynolds dan sudut serang. Profil ini secara luas digunakan sebagai kasus validasi standar dalam literatur Computational Fluid Dynamics (CFD) dan menjadi referensi penting dalam evaluasi model turbulensi maupun strategi diskretisasi numerik. Ketersediaan data validasi yang andal memungkinkan pengujian akurasi solver secara kuantitatif, khususnya pada kondisi mendekati stall yang sensitif terhadap pemodelan turbulensi. Penelitian ini bertujuan melakukan evaluasi komparatif antara ANSYS Fluent dan OpenFOAM melalui pendekatan benchmark yang terkontrol dengan penyamaan model turbulensi, konfigurasi domain, strategi refinemen mesh, dan kondisi batas. Simulasi dilakukan pada sudut serang 0° , 10° , dan 15° dalam rezim aliran inkompresibel, dengan fokus pada analisis koefisien lift (C_l), koefisien drag (C_d), distribusi tekanan, serta fenomena separasi aliran menjelang stall. Validasi hasil dilakukan terhadap data eksperimen dan referensi numerik terdahulu untuk memastikan konsistensi fisik serta memberikan alternatif pendekatan dalam penyelesaian permasalahan aerodinamika berbasis CFD.

2. METODE PENELITIAN

Penelitian dimulai dengan melakukan studi literatur. Studi literatur bertujuan untuk mengidentifikasi penelitian yang sudah ada serta merumuskan pendekatan pemecahan masalah yang sesuai. Tahapan selanjutnya merupakan pembuatan Geometri. Geometri yang digunakan dalam penelitian ini merupakan Geometri yang sederhana. Berikutnya adalah tahapan Meshing. Meshing merupakan proses membagi domain komputasi menjadi suatu elemen yang menjadi dasar untuk perhitungan numerik dalam simulasi. Dalam proses adalah tahapan awal dalam simulasi dengan metode yang berbeda. Tahapan berikutnya adalah Setup simulasi. Tahapan ini umumnya berisi penentuan kondisi batas, penentuan parameter aliran, penentuan akurasi simulasi dan lainnya. Tahapan berikutnya adalah simulasi model penelitian untuk setiap metode CFD yang digunakan. Analisis adalah tahapan berikutnya setelah hasil simulasi tersedia. Pada tahap ini hasil simulasi akan dianalisis dan dibandingkan. Jika hasil Analisis menunjukkan menjauh dengan hasil eksperimen maka perlu dilakukan evaluasi proses yang telah terjadi dan proses simulasi dimulai Kembali dari tahapan meshing. Kesimpulan akan didapat jika hasil simulasi baik.

2.1. OpenFOAM

OpenFOAM (Open Field Operation and Manipulation) merupakan perangkat lunak open-source yang banyak digunakan dalam simulasi numerik, khususnya Computational Fluid Dynamics (CFD). Platform ini menyediakan berbagai solver untuk simulasi aliran laminar maupun turbulen, baik inkompresibel maupun kompresibel, serta kondisi tunak dan tak tunak. Selain fluida, OpenFOAM juga digunakan dalam simulasi mekanika padat dan pemodelan keuangan, seperti solusi persamaan Black–Scholes [11].

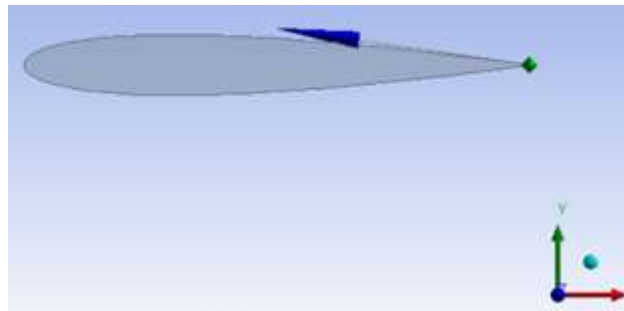
Dalam studi ini, digunakan simpleFoam, solver steady-state untuk aliran inkompresibel dengan dukungan model turbulensi. Keunggulan utama OpenFOAM adalah fleksibilitas tinggi dalam pengaturan pre-processing, solver, hingga post-processing. Struktur file-nya terdiri dari folder constant, system, dan 0 yang masing-masing menyimpan data mesh, kontrol simulasi, dan kondisi awal. OpenFOAM secara otomatis menyimpan hasil per waktu sesuai interval output yang ditentukan.

Sistem error handling-nya yang eksplisit memudahkan pengguna mengidentifikasi kesalahan sejak awal, sehingga mengurangi potensi error numerik saat simulasi berlangsung [12]. Dengan semua kelebihan ini, OpenFOAM menjadi alternatif kuat bagi software CFD komersial, terutama untuk penelitian dan pengembangan.

2.2. Geometri

Tahapan awal simulasi ini diawali dengan membangun model geometri dari airfoil NACA 0012, yang dipilih karena kesederhanaannya serta kelimpahan data referensi eksperimental dan numerik. Airfoil ini memiliki bentuk simetris tanpa camber dengan ketebalan maksimum 12% dari chord, menjadikannya ideal untuk studi aliran inkompresibel tanpa pengaruh geometri asimetris. Koordinat titik-titik profil diperoleh dari repositori daring seperti airfoiltools.com [12], yang kemudian diimpor ke perangkat lunak CAD untuk direkonstruksi menjadi model 2D. Proses rekonstruksi dilakukan secara teliti agar kontur airfoil tetap presisi

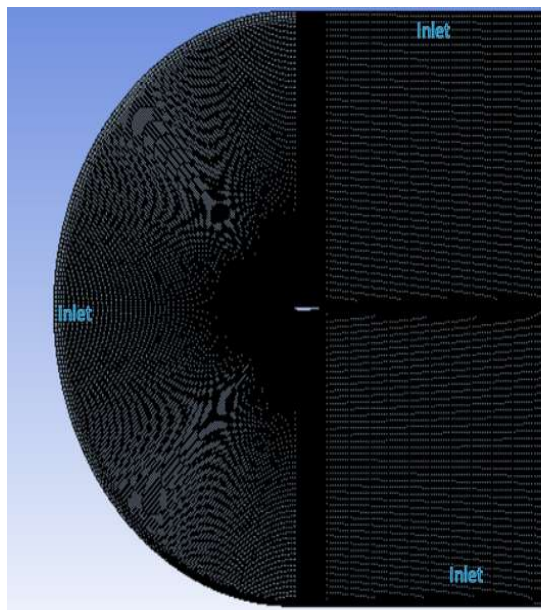
sesuai standar referensi. Setelah model terbentuk, airfoil tersebut ditempatkan dalam domain fluida berukuran cukup besar untuk menghindari pengaruh boundary terhadap hasil simulasi. Desain domain juga disesuaikan dengan arah aliran dan sudut serang yang akan divariasikan dalam studi ini, sehingga mendukung hasil simulasi yang valid dan dapat dibandingkan secara akurat terhadap data referensi. Gambar 1 merupakan Model yang digunakan NACA 0012.



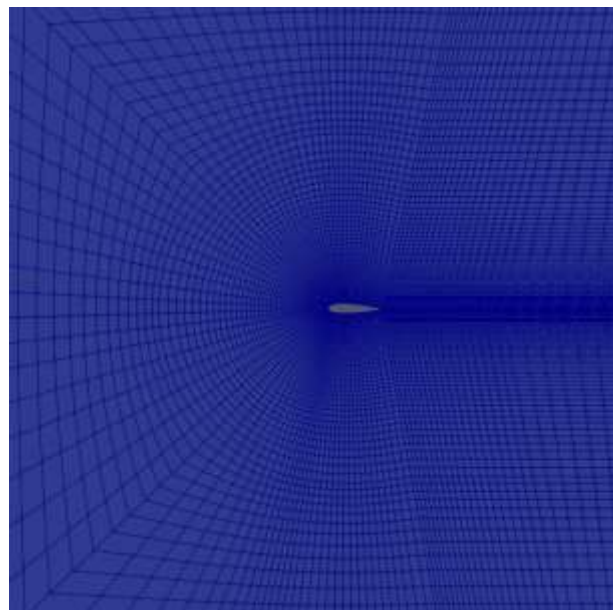
Gambar 1 Model yang digunakan NACA 0012

2.3. Meshing

Setelah model geometri airfoil NACA 0012 selesai dibangun, tahap krusial berikutnya dalam simulasi CFD adalah proses meshing, yaitu membagi domain fluida menjadi elemen-elemen kecil untuk memungkinkan penyelesaian numerik persamaan fluida berbasis metode volume hingga. Pada ANSYS Fluent, digunakan mesh 2D kuadrilateral dengan total 103.305 elemen dan kualitas mesh rata-rata 0,9334, menunjukkan mesh sangat baik dan stabil, terutama di sekitar dinding airfoil dengan gradien tinggi. Sementara itu, pada OpenFOAM digunakan pendekatan hybrid dengan elemen heksagonal yang dikustomisasi menggunakan blockMesh dan refinemen lokal melalui snappyHexMesh, guna memastikan kepadatan mesh optimal di area kritis seperti leading dan trailing edge. Meski metode meshing berbeda, keduanya menjaga kualitas dan efisiensi agar hasil simulasi tetap akurat dan adil untuk dianalisis secara komparatif. Gambar 2 merupakan Meshing pada model.



(a) Meshing dengan Mechanical



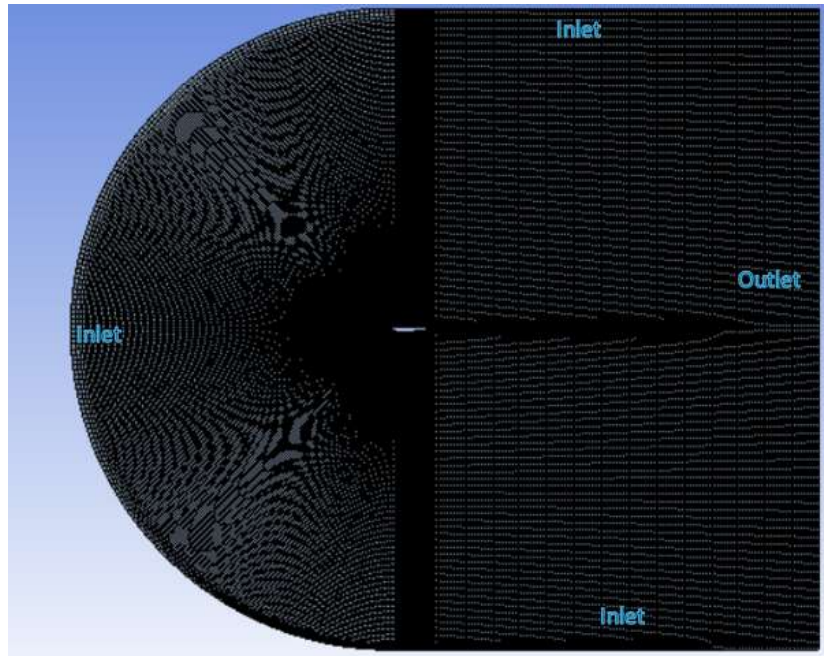
(b) Meshing pada OpenFOAM

Gambar 2. Meshing pada model

2.4. Setup Simulasi

Setelah proses pembuatan geometri dan meshing airfoil NACA 0012 selesai, tahap penting selanjutnya adalah penentuan domain dan kondisi batas simulasi. Domain dirancang persegi panjang 2D dengan ukuran $10 \times c$ di inlet dan sisi atas/bawah, serta $20 \times c$ di outlet, agar aliran tidak terpengaruh efek batas [14–17]. Pada ANSYS Fluent, inlet disetel sebagai velocity inlet (51,4815 m/s), outlet sebagai pressure outlet, dinding airfoil sebagai no-slip, dan batas atas/bawah sebagai symmetry. Setup ini memungkinkan penggambaran aliran yang realistis dengan efisiensi numerik tinggi. Pada OpenFOAM, domain disusun melalui file blockMeshDict dan snappyHexMesh, dengan kondisi batas yang konsisten: fixedValue untuk velocity inlet, zeroGradient untuk

outlet, serta no-slip di airfoil dan symmetryPlane di atas/bawah [20]. Simulasi dilakukan dalam kondisi inkompresibel dengan Mach 0,15, menggunakan model turbulensi $k-\omega$ yang dikenal stabil di dekat permukaan padat. Fluent menggunakan skema second-order upwind, sedangkan OpenFOAM memakai simpleFoam dengan konfigurasi RANS steady-state. Konsistensi fisik dan numerik antar platform dijaga ketat agar perbandingan performa dan akurasi antar perangkat lunak dapat dilakukan secara objektif dan menyeluruh. Gambar 3 merupakan Domain Simulasi.



Gambar 3. Domain Simulasi

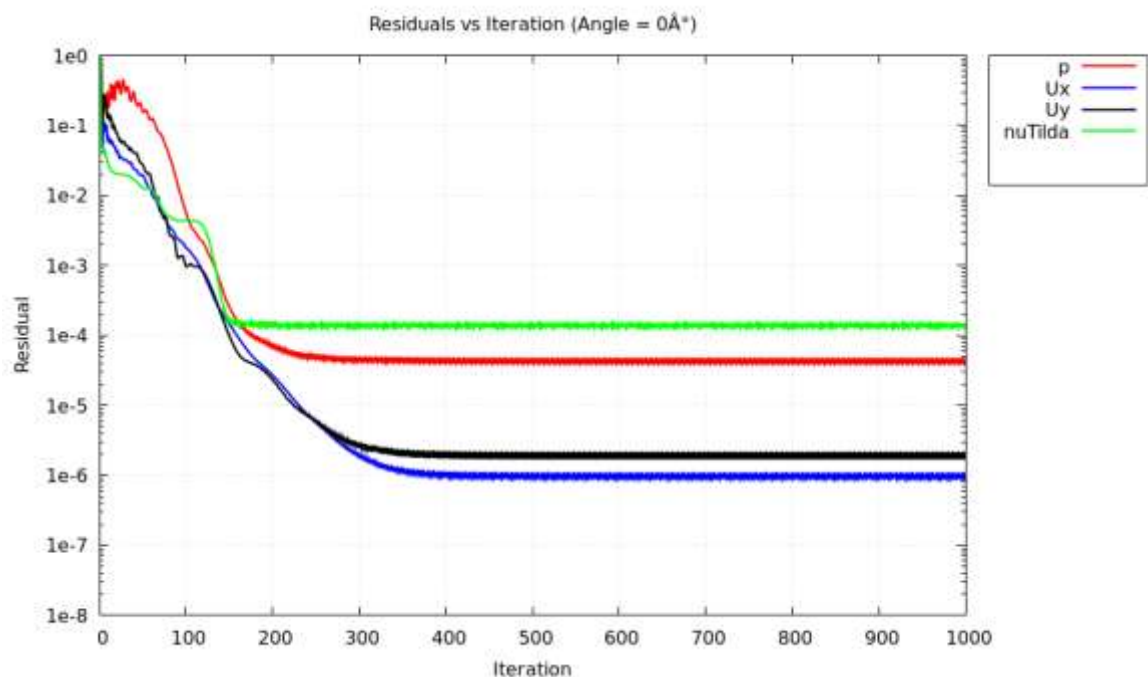
2.5. Strategi Validasi dan Uji Independensi Grid

Untuk menjamin reliabilitas dan kredibilitas hasil simulasi numerik, penelitian ini menerapkan dua tahapan verifikasi utama, yaitu validasi terhadap data eksperimen dan uji independensi grid (grid independence study). Validasi dilakukan dengan membandingkan koefisien gaya angkat (Cl) dan koefisien gaya hambat (Cd) hasil simulasi terhadap data eksperimen airfoil NACA 0012 yang dipublikasikan oleh NASA Langley Research Center [14], [16], [17],[18],[20] yang secara luas digunakan sebagai benchmark case dalam studi CFD. Untuk menjaga kesetaraan kondisi fisis, bilangan Reynolds dan Mach number pada simulasi disesuaikan dengan parameter eksperimen rujukan sehingga perbandingan dilakukan pada kondisi aliran yang identik. Evaluasi kuantitatif dilakukan melalui perhitungan deviasi relatif pada setiap sudut serang, terutama pada kondisi mendekati separasi aliran dan onset stall yang sensitif terhadap model turbulensi. Konvergensi solusi dipantau melalui penurunan residual hingga di bawah 10^{-6} untuk komponen kecepatan dan 10^{-4} untuk tekanan, serta melalui kestabilan nilai Cl dan Cd terhadap iterasi, guna memastikan tercapainya konvergensi numerik dan fisik secara simultan.

Selanjutnya, uji independensi grid dilakukan untuk memastikan bahwa hasil simulasi tidak dipengaruhi oleh resolusi diskretisasi spasial. Pada ANSYS Fluent, mesh akhir terdiri dari 103.305 elemen kuadrilateral dengan kualitas rata-rata 0,9334, dan ditetapkan setelah melalui perbandingan beberapa tingkat refinemen hingga variasi Cl dan Cd berada dalam batas toleransi $\pm 1-2\%$. Pada OpenFOAM, digunakan pendekatan hybrid berbasis blockMesh yang disempurnakan dengan snappyHexMesh, dengan refinemen lokal pada leading edge, trailing edge, serta daerah near-wall guna menangkap gradien tekanan dan fenomena separasi secara lebih akurat. Kepadatan mesh pada lapisan batas disesuaikan agar resolusi near-wall sebanding pada kedua solver, dengan pengendalian parameter non-dimensional wall distance (y^+) sesuai karakteristik model turbulensi $k-\omega$ yang digunakan. Hasil pengujian menunjukkan bahwa peningkatan jumlah elemen di atas konfigurasi akhir tidak memberikan perubahan signifikan terhadap nilai Cl dan Cd, sehingga mesh dinyatakan independen dan layak digunakan untuk analisis komparatif. Pendekatan verifikasi dan validasi yang terintegrasi ini memastikan bahwa perbedaan hasil antar solver mencerminkan karakteristik numerik masing-masing, bukan pengaruh resolusi mesh

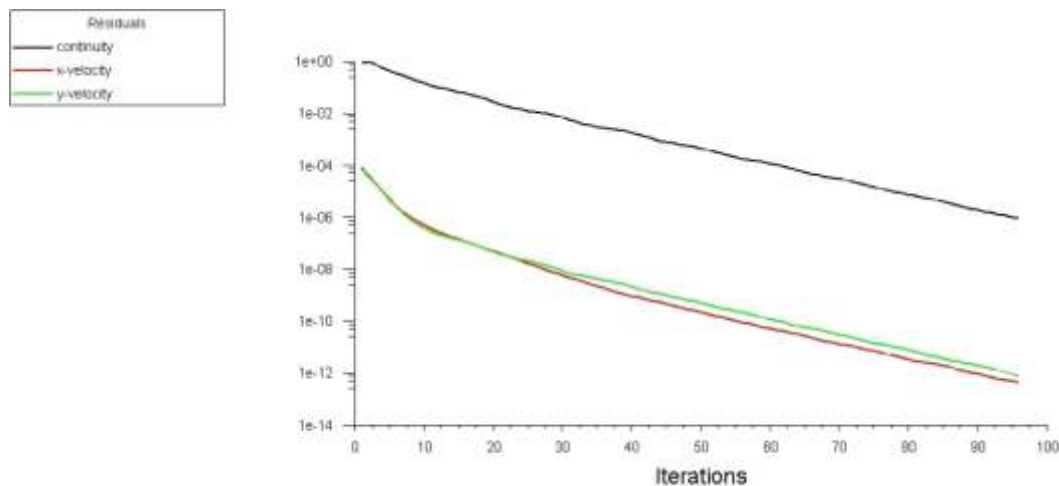
3. HASIL DAN ANALISIS

Dalam studi ini, dilakukan simulasi aliran inkompresibel pada airfoil NACA 0012 menggunakan dua perangkat lunak CFD yang berbeda, yaitu OpenFOAM dan ANSYS Fluent. Tujuannya adalah untuk melakukan verifikasi (dengan melihat konvergensi residual dan kestabilan solusi) serta validasi (dengan membandingkan hasil simulasi terhadap referensi atau eksperimen). Gambar hasil residual dari kedua simulasi digunakan sebagai dasar pembahasan. Pada Gambar 4, yang merupakan hasil dari simulasi menggunakan OpenFOAM, terlihat grafik residual dari berbagai parameter seperti tekanan (p), kecepatan arah x (U_x), kecepatan arah y (U_y), dan turbulensi (ν_{Tilda}). Residual awalnya berada di kisaran orde 1, dan menunjukkan penurunan signifikan hingga mendekati orde 10^{-6} setelah sekitar 300 iterasi, terutama untuk U_x dan U_y . Penurunan ini menunjukkan konvergensi yang baik dan sistematis terhadap solusi tunak (steady-state). Namun, residual tekanan berhenti pada kisaran 10^{-4} , yang masih dalam batas toleransi umum untuk simulasi steady-state dengan model turbulensi.



Gambar 4. Hasil Residual OpenFOAM

Sementara itu, Gambar 5, yang merupakan hasil dari ANSYS Fluent, menunjukkan pola penurunan residual yang juga konsisten dan cepat. Residual untuk kecepatan arah x dan y mencapai orde 10^{-12} setelah 100 iterasi, menunjukkan performa solver yang sangat stabil dan efisien. Residual kontinuitas pun menurun dari 10^0 ke 10^{-2} , meskipun tidak seturun komponen kecepatan. Hal ini dapat disebabkan oleh ketelitian spasial mesh serta penanganan diskritisasi tekanan yang berbeda antara kedua solver.



Gambar 5 Hasil Residual dengan Ansys Fluent CFD

Jika dibandingkan, ANSYS Fluent menunjukkan penurunan residual yang lebih tajam dan mencapai nilai akhir yang lebih kecil dibandingkan dengan OpenFOAM. Hal ini menunjukkan bahwa solver Fluent memiliki algoritma konvergensi yang lebih agresif atau metode penanganan residual yang berbeda. Namun demikian, hasil dari OpenFOAM tetap dapat dikatakan konvergen karena nilai residual berada pada ambang batas umum (sekitar 10^{-4} hingga 10^{-6}) untuk analisis steady.

Dalam konteks validasi, penurunan residual yang baik merupakan salah satu syarat agar hasil simulasi dapat dipercaya. Namun, konvergensi saja belum cukup; perlu juga dilakukan validasi hasil gaya angkat (Cl) dan hambatan (Cd) terhadap data eksperimen. Secara keseluruhan, kedua solver menunjukkan performa yang layak digunakan untuk analisis aerodinamika pada airfoil NACA 0012. Pilihan antara OpenFOAM dan ANSYS Fluent akan lebih lanjut tergantung pada tujuan studi, ketersediaan sumber daya, serta kebutuhan fleksibilitas dalam kontrol simulasi.

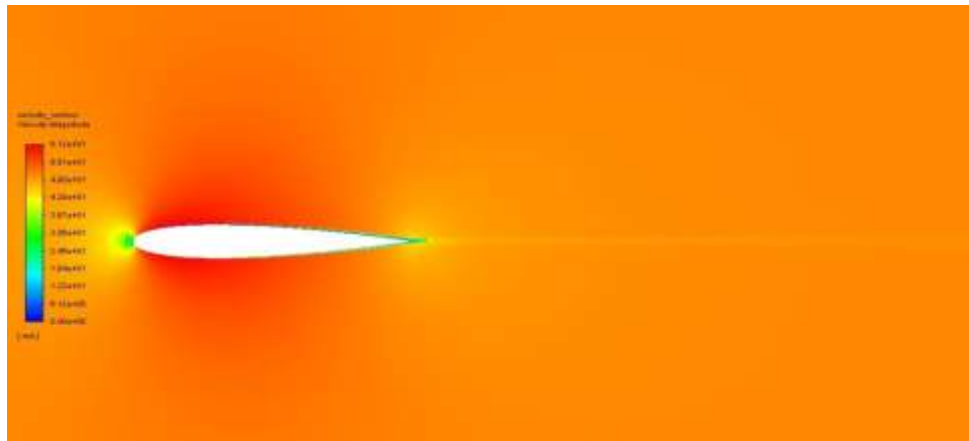
3.1. Hasil Simulasi CFD dengan Ansys Fluent

Simulasi CFD terhadap airfoil NACA 0012 pada kondisi aliran inkompresibel dilakukan menggunakan ANSYS Fluent sebagai salah satu perangkat lunak CFD komersial yang telah terverifikasi luas dalam dunia rekayasa fluida. Studi ini difokuskan pada pengaruh variasi sudut serang (angle of attack) terhadap karakteristik aliran, khususnya pada distribusi kecepatan dan tekanan di sekitar airfoil. Untuk mendefinisikan variasi sudut serang, pendekatan yang digunakan adalah dengan mengatur arah vektor kecepatan inlet, bukan dengan memutar geometri airfoil. Metode ini memungkinkan perubahan sudut aliran tanpa memodifikasi domain secara fisik, sehingga lebih efisien dan menjaga kualitas mesh tetap optimal pada setiap kasus.

Gambar residual pada ANSYS Fluent menunjukkan penurunan yang konsisten hingga mencapai orde 10^{-12} untuk komponen kecepatan, menandakan bahwa solusi telah konvergen dan hasil simulasi dapat dipercaya. Setiap simulasi dilakukan pada kondisi tunak (steady-state), dan hasil yang dianalisis mencakup distribusi kecepatan di sekitar airfoil dan kontur tekanan permukaan, sebagai dasar untuk mengevaluasi performa aerodinamisnya. Perbandingan hasil ini akan menjadi acuan untuk mengamati fenomena seperti pemisahan aliran (flow separation) atau stagnasi yang muncul pada sudut serang tertentu. Dengan pendekatan tersebut, hasil simulasi dari tiap variasi sudut serang akan diuraikan lebih lanjut untuk menunjukkan bagaimana aliran berubah terhadap peningkatan sudut dan bagaimana hal ini mempengaruhi gaya angkat dan hambatan airfoil.

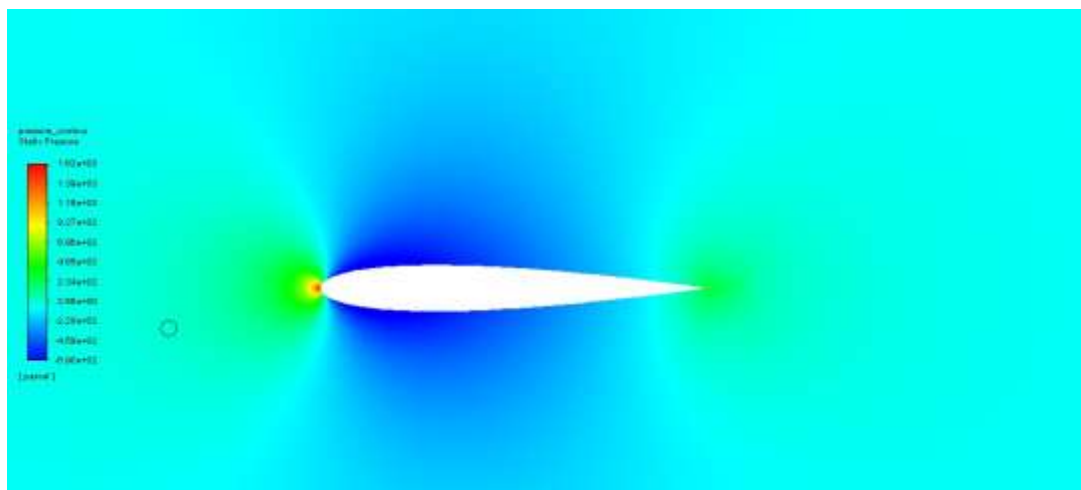
Pada sudut serang 0° , aliran udara yang melewati airfoil NACA 0012 secara teori bersifat simetris, sehingga gaya angkat (lift) yang dihasilkan secara ideal mendekati nol. Fenomena ini tampak selaras dengan hasil simulasi yang divisualisasikan melalui kontur kecepatan dan tekanan. Simulasi dilakukan dengan pendekatan incompressible, sehingga pengaruh kerapatan dianggap konstan dan tidak berdampak signifikan pada distribusi aliran.

Gambar 6 menunjukkan distribusi kecepatan (velocity magnitude). Warna merah pada bagian atas dan bawah trailing edge menandakan percepatan aliran udara akibat penyempitan geometri, sesuai dengan prinsip kontinuitas (konservasi massa) dan persamaan Bernoulli, di mana aliran yang mempercepat akan mengalami penurunan tekanan. Sebaliknya, warna biru kehijauan di leading edge menandakan daerah stagnasi, di mana kecepatan hampir nol karena aliran “menabrak” ujung airfoil — hal ini sangat khas pada AoA nol derajat.



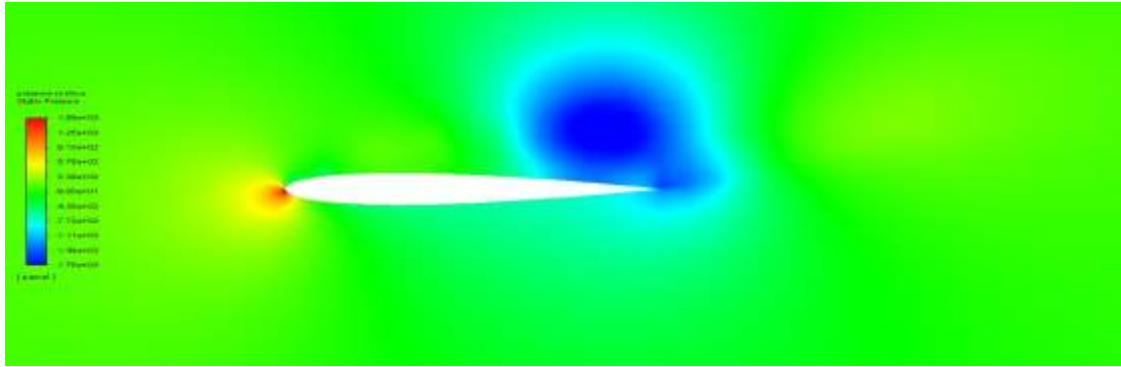
Gambar 6 Kecepatan saat 0 derajat

Gambar 7 merupakan kontur tekanan statis. Area berwarna merah terang di leading edge menunjukkan tekanan tinggi yang berkorelasi dengan kecepatan rendah di area stagnasi. Sedangkan, di sepanjang permukaan atas dan bawah airfoil, terlihat warna biru hingga hijau yang mengindikasikan penurunan tekanan akibat peningkatan kecepatan aliran. Fenomena ini kembali dikaitkan dengan hukum Bernoulli. Karena airfoil bersifat simetris dan tidak ada kemiringan sudut serang, distribusi tekanan atas dan bawah hampir identik, mengakibatkan resultan gaya angkat mendekati nol. Dengan kata lain, hasil ini menegaskan bahwa pada sudut serang 0 derajat, tidak ada perbedaan signifikan antara tekanan pada permukaan atas dan bawah, yang berarti gaya angkat (Cl) sangat kecil.



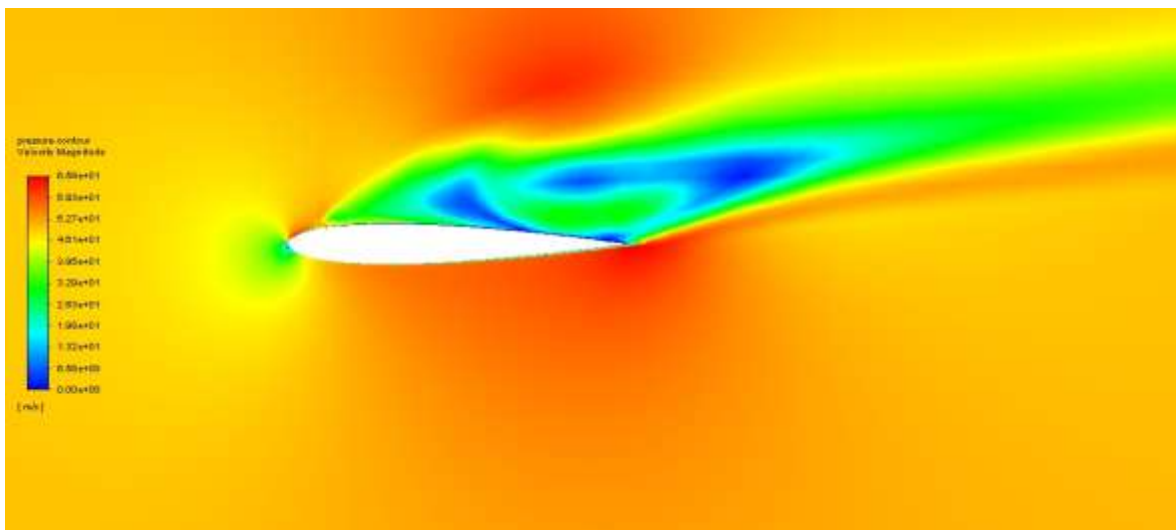
Gambar 7. Tekanan saat 0 derajat

Peningkatan sudut serang dari 0° ke 10° memberikan dampak signifikan terhadap distribusi tekanan dan kecepatan di sekitar profil airfoil NACA 0012. Seperti ditunjukkan pada visualisasi kontur tekanan Gambar 8, terjadi peningkatan gradien tekanan antara sisi atas dan bawah airfoil. Warna biru tua yang dominan di bagian atas airfoil mengindikasikan area dengan tekanan statik sangat rendah, mencapai sekitar -1780 Pa, sedangkan bagian bawah tetap berada pada tekanan lebih tinggi, ditunjukkan oleh warna hijau kekuningan. Fenomena ini sejalan dengan prinsip Bernoulli, di mana peningkatan kecepatan aliran menyebabkan penurunan tekanan.



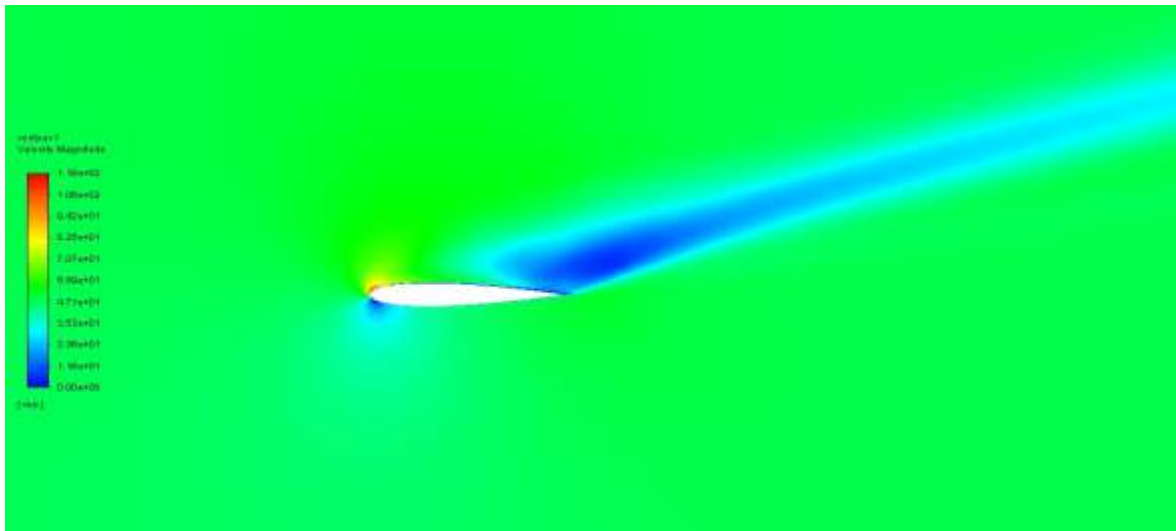
Gambar 8 Kontur tekanan saat 10 derajat

Gambar 9 menampilkan distribusi aliran yang lebih kompleks dibandingkan saat sudut serang 0° . Warna merah hingga oranye menunjukkan kecepatan tinggi di bagian atas airfoil, dengan puncaknya sekitar 65.8 m/s. Namun, tampak adanya wilayah berwarna biru kehijauan di sisi atas trailing edge yang menandakan pembentukan zona separasi aliran (flow separation), yang merupakan indikasi awal terjadinya stall jika sudut serang terus ditingkatkan. Peningkatan gaya angkat (lift) terjadi akibat perbedaan tekanan yang lebih besar, namun hal ini juga dibarengi dengan peningkatan drag akibat separasi aliran. Hasil ini memperkuat peran hukum Bernoulli dalam menghasilkan lift, serta memperlihatkan efek viskositas dan boundary layer yang digambarkan oleh Navier-Stokes equations dalam CFD. Kombinasi visualisasi ini menunjukkan bahwa sudut serang 10° masih memberikan distribusi aliran yang efisien untuk menghasilkan gaya angkat tinggi, namun mulai menunjukkan indikasi penurunan performa aerodinamis akibat meningkatnya gaya hambat serta proses terjadinya separasi aliran.



Gambar 9 Kontur kecepatan saat 10 derajat

Ketika sudut serang meningkat menjadi 15° , perubahan karakteristik aliran di sekitar airfoil NACA 0012 menjadi lebih kompleks dan mengindikasikan awal dari fenomena stall atau kehilangan gaya angkat. Gambar 10 yang menampilkan kontur kecepatan menunjukkan adanya area luas berwarna biru dan hijau muda di permukaan atas airfoil. Warna tersebut sesuai dengan legenda mengindikasikan kecepatan aliran rendah, berkisar antara 0–30 m/s, yang merupakan hasil dari terjadinya separasi aliran. Di sisi lain, permukaan bawah tetap menunjukkan kecepatan tinggi (warna oranye-kemerahan), mengindikasikan bahwa aliran tetap mengikuti kontur airfoil di sisi bawah.



Gambar 10 Kontur kecepatan saat 15 derajat

fenomena ini dapat dijelaskan melalui prinsip Bernoulli dan pemisahan lapisan batas. Pada sudut serang yang tinggi, lapisan batas di permukaan atas airfoil mengalami penurunan energi kinetik akibat gradien tekanan yang tidak menguntungkan (adverse pressure gradient), sehingga menyebabkan pemisahan aliran. Pemisahan inilah yang ditunjukkan oleh pola kecepatan rendah di permukaan atas pada gambar velocity magnitude.

Gambar 11 menampilkan kontur tekanan untuk memperkuat observasi tersebut. Area berwarna biru tua di atas airfoil mengindikasikan daerah separasi dan vortex. Sebaliknya, sisi bawah airfoil didominasi warna oranye yang berarti tekanan relatif tinggi. Perbedaan tekanan ini tetap menciptakan gaya angkat, namun tidak seefisien pada sudut serang 10° , bahkan berpotensi menurun akibat kehilangan aliran yang stabil. Secara umum, sudut serang 15° memperlihatkan batas efektif airfoil sebelum terjadi stall yang signifikan. Hal ini penting dalam desain pesawat terbang karena batas sudut serang ini menjadi parameter kritis untuk menjaga performa dan kestabilan aerodinamika.



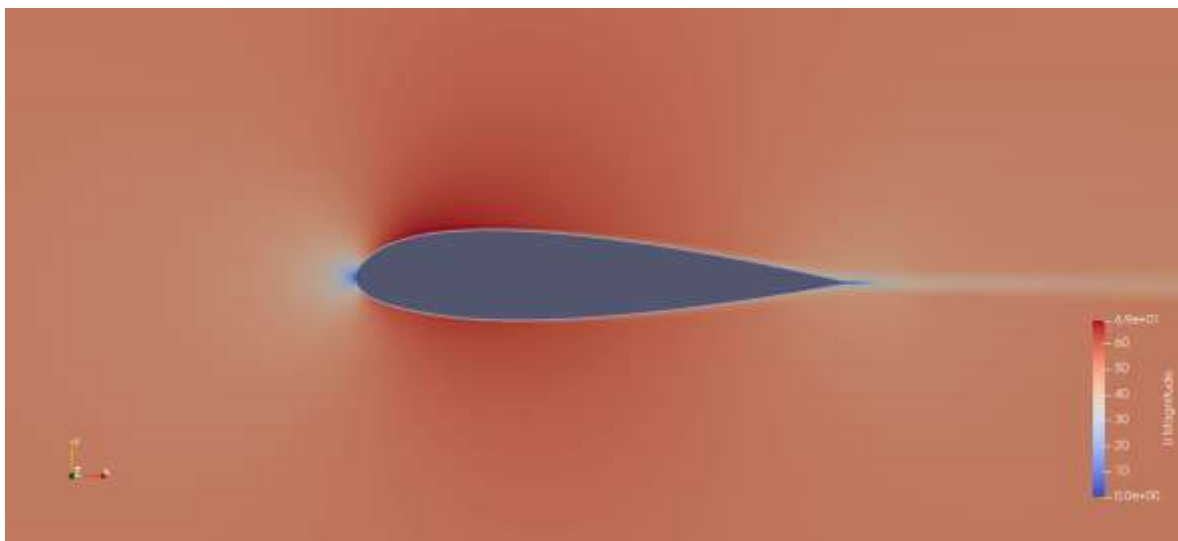
Gambar 11 Kontur tekanan Fluent saat 15 derajat

3.2. Hasil Simulasi dengan OpenFOAM

Hasil analisis sebelumnya menggunakan ANSYS Fluent, simulasi CFD pada airfoil NACA 0012 kini dilakukan menggunakan software CFD bersifat open-source yaitu OpenFOAM untuk mengevaluasi konsistensi hasil dan kemampuan solver open-source ini dalam menangani aliran inkompresibel dengan variasi sudut serang. Dalam pendekatan ini, variasi sudut serang tidak ditentukan secara eksplisit melalui rotasi geometri, melainkan melalui manipulasi vektor kecepatan inlet, sebuah teknik umum di OpenFOAM yang memberikan fleksibilitas tinggi dalam mengatur arah aliran relatif terhadap airfoil.

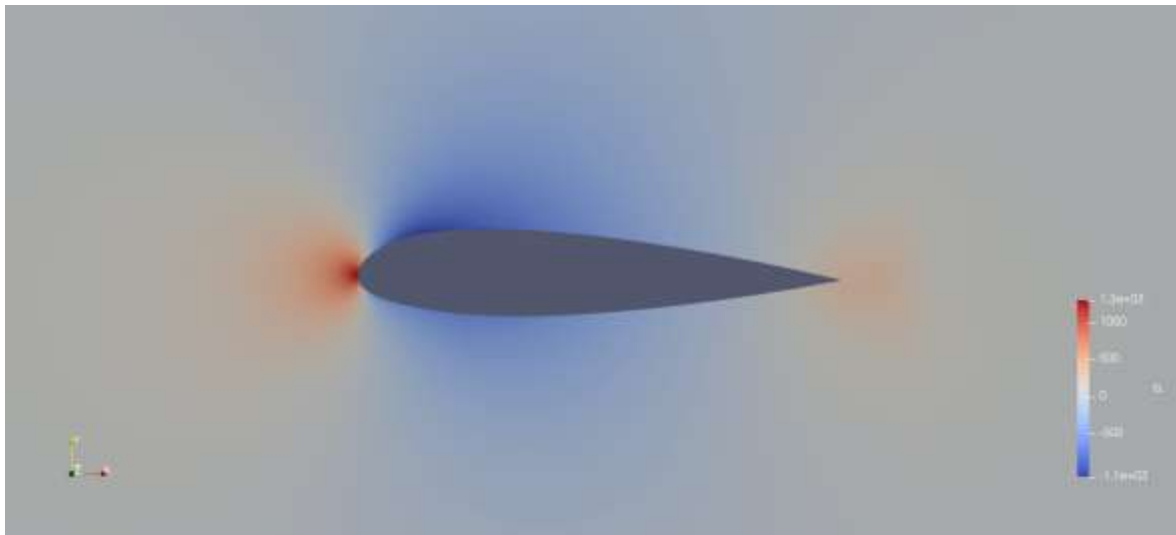
Simulasi dilakukan dengan kondisi batas dan parameter mesh serupa dengan simulasi di ANSYS Fluent untuk menjaga kesetaraan perbandingan. Parameter kecepatan, tekanan, serta hasil kontur distribusi kecepatan dan tekanan menjadi indikator utama untuk mengevaluasi perubahan karakteristik aliran pada masing-masing sudut serang. Melalui visualisasi hasil post-processing, perbandingan pola aliran dan distribusi tekanan antar kedua software CFD ini memberikan wawasan mengenai sejauh mana OpenFOAM mampu mereproduksi hasil yang serupa dengan software komersial. Dengan begitu, kita dapat menilai ketepatan prediksi OpenFOAM terhadap fenomena fisika seperti pembentukan lift, separasi aliran, serta onset dari stall pada sudut serang tinggi, yang kemudian akan dianalisis lebih lanjut pada tiap variasi sudut serang secara terpisah.

Pada sudut serang 0 derajat, hasil simulasi OpenFOAM untuk aliran inkompresibel terhadap airfoil NACA 0012 menunjukkan pola aliran yang relatif simetris terhadap sumbu horizontal airfoil. Hal ini sesuai dengan ekspektasi secara fisik, di mana pada sudut serang 0 derajat, distribusi tekanan dan kecepatan di atas dan bawah permukaan airfoil seharusnya hampir seimbang, menghasilkan gaya angkat (lift) yang sangat kecil atau bahkan nol. Dari kontur kecepatan (U Magnitude) pada Gambar 12, terlihat bahwa kecepatan maksimum tercapai di atas permukaan airfoil, dengan nilai puncak sekitar 68.78 m/s. Warna merah terang pada gambar tersebut menunjukkan area dengan kecepatan tertinggi, yang terjadi akibat percepatan aliran di atas airfoil karena bentuk geometri airfoil itu sendiri.



Gambar 12 Kontour kecepatan OPenFOAM saat 0 derajat

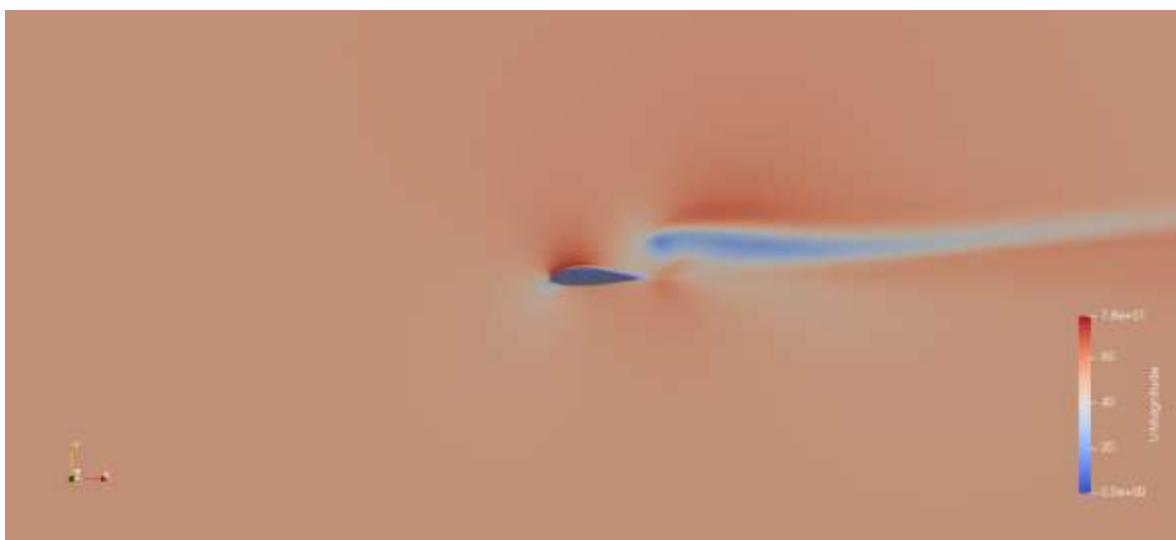
Sementara itu, kontur tekanan statik (p) pada Gambar 13 memperlihatkan distribusi tekanan yang lebih rendah di atas airfoil, ditunjukkan oleh gradasi warna biru ke abu-abu. Hal ini mengacu pada prinsip Bernoulli, yang menyatakan bahwa peningkatan kecepatan fluida akan diikuti oleh penurunan tekanan. Titik tekanan tertinggi tercatat pada bagian leading edge dengan nilai sekitar 129,53 Pa, seperti tertera pada tabel hasil. Perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah airfoil ini yang nantinya akan mempengaruhi pembentukan gaya angkat ketika sudut serang mulai ditingkatkan.



Gambar 13 Kontour tekanan OpenFOAM saat 0 derajat

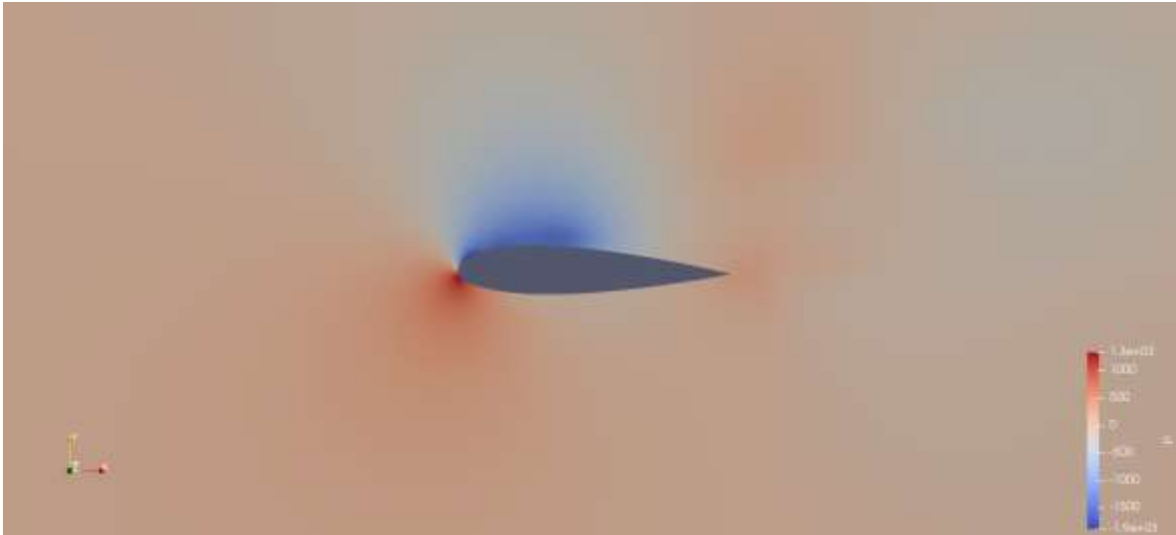
Dibandingkan dengan hasil Ansys Fluent sebelumnya, visualisasi dari OpenFOAM pada sudut serang atau Angle of Attack (AoA) 0° memberikan hasil yang konsisten secara kualitatif, baik dari segi pola distribusi kecepatan maupun tekanan. Ini menjadi indikasi awal bahwa setup simulasi OpenFOAM cukup valid, dan layak dijadikan perbandingan dalam studi selanjutnya untuk variasi sudut serang yang lebih kompleks.

Pada sudut serang 10 derajat, hasil simulasi CFD menggunakan OpenFOAM menunjukkan perkembangan pola aliran yang semakin kompleks dibandingkan saat sudut serang 0 derajat. Variasi distribusi kecepatan dan tekanan di sekitar profil airfoil NACA 0012 semakin kentara, seiring bertambahnya sudut serang yang memicu interaksi fluida yang lebih dinamis antara permukaan atas dan bawah airfoil. Secara visual, Gambar 14 menunjukkan kontur kecepatan memperlihatkan gradasi warna dari biru hingga merah, yang merepresentasikan besaran kecepatan dari 0 m/s hingga nilai maksimum 78,024 m/s. Warna merah marun yang muncul di sekitar permukaan atas leading edge mengindikasikan percepatan aliran akibat efek kelengkungan dan perbedaan tekanan sesuai dengan hukum Bernoulli, di mana peningkatan kecepatan di atas airfoil menyebabkan penurunan tekanan.



Gambar 14 Kontour kecepatan OpenFOAM saat 10 derajat

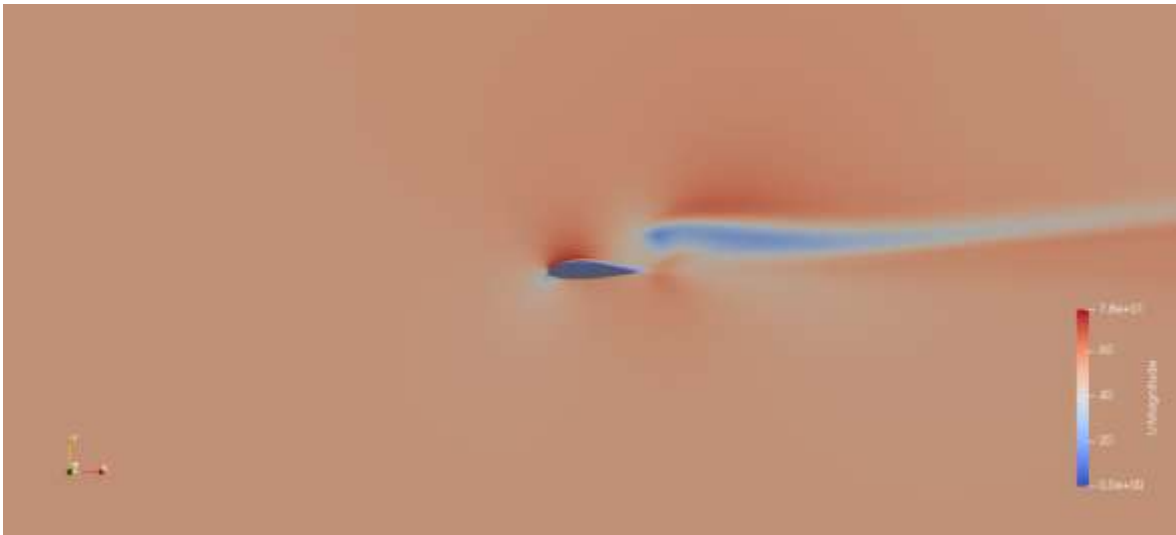
Hal ini semakin diperkuat oleh Gambar 15 menunjukan distribusi tekanan statis, di mana tampak gradasi dari biru (tekanan rendah) hingga merah (tekanan tinggi). Tekanan maksimum tercatat sebesar 1323,22 Pa, terjadi di area stagnasi di depan leading edge, sedangkan tekanan minimum (berwarna biru tua) terjadi di atas permukaan airfoil. Fenomena ini secara fisik mencerminkan prinsip gaya angkat (lift) yang timbul akibat beda tekanan antara permukaan atas dan bawah.



Gambar 15 Kontour Tekanan OpenFOAM saat 10 derajat

Peningkatan sudut serang mendorong pembentukan wake (alur bangun turbulen di belakang airfoil) yang terlihat lebih tebal dan lebih panjang dibandingkan kondisi tanpa sudut serang. Ini menunjukkan adanya perubahan struktur aliran yang dapat mempengaruhi performa gaya angkat dan gaya hambat. Dengan kata lain, melalui simulasi ini, OpenFOAM telah berhasil merepresentasikan fenomena fisis yang kompleks secara visual dan kuantitatif, yang memberikan gambaran penting dalam studi performa airfoil pada kondisi aliran inkompresibel. Melanjutkan dari pembahasan sebelumnya pada sudut serang 0° dan 10° , pada sudut serang 15° , fenomena aerodinamika yang terjadi menjadi semakin kompleks. Sudut serang ini mendekati batas stall bagi airfoil simetris seperti NACA 0012. Berdasarkan simulasi OpenFOAM, dua gambar yang disajikan menggambarkan distribusi kecepatan (U Magnitude) dan tekanan statis (p) di sekitar airfoil.

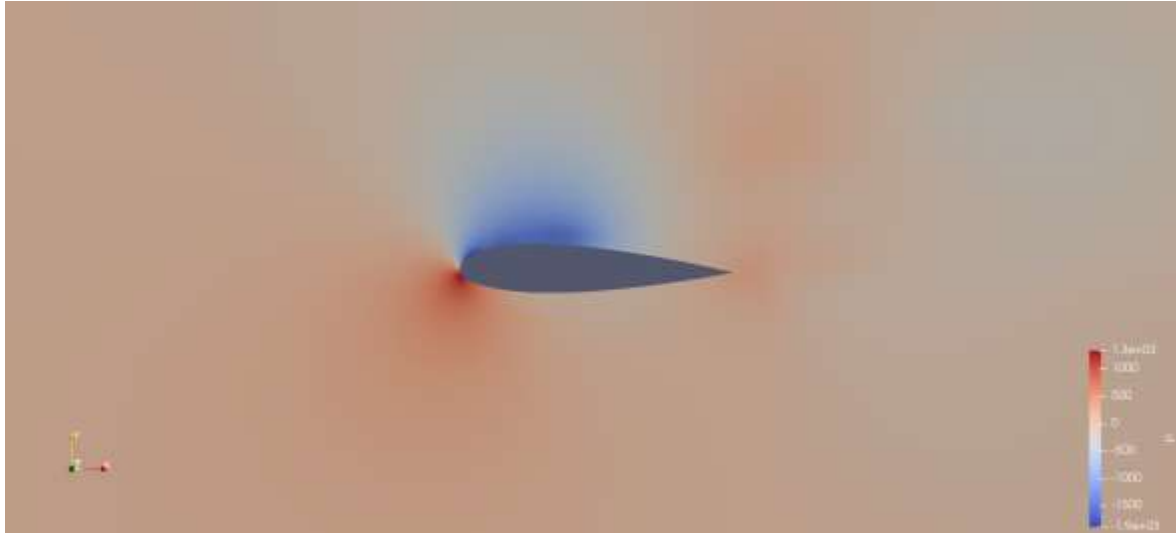
Gambar 16 memperlihatkan kontur kecepatan, di mana gradasi warna biru ke merah menunjukkan peningkatan kecepatan dari 0 m/s (biru tua) hingga sekitar 79 m/s (merah marun). Terlihat jelas adanya area aliran yang sangat cepat di atas airfoil, menandakan terbentuknya vakum relatif akibat percepatan fluida sesuai prinsip Bernoulli. Warna biru di belakang airfoil menandakan area separasi aliran (flow separation), fenomena khas saat sudut serang tinggi.



Gambar 16 Kontour Kecepatan OpenFOAM saat 15 derajat

Gambar 17 menunjukkan kontur tekanan statis dengan skala warna dari biru (tekanan rendah, sekitar -2400 Pa) ke merah (tekanan tinggi, sekitar 1400 Pa). Pada bagian leading edge bawah airfoil terdapat akumulasi tekanan tinggi, sedangkan bagian atas mengalami depresi yang cukup ekstrem, sesuai dengan percepatan aliran sebelumnya. Kombinasi ini menghasilkan selisih tekanan besar antara permukaan atas dan bawah airfoil, yang

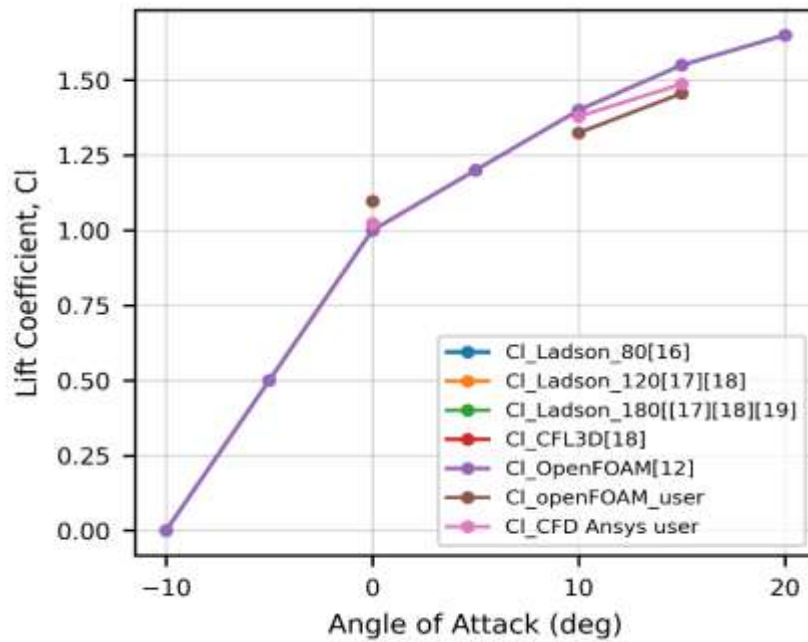
menciptakan gaya angkat (lift). Nilai tertinggi yang terekstrak dari simulasi menunjukkan tekanan maksimum sebesar 1366,55 Pa dan kecepatan maksimum sebesar 78,76 m/s. Nilai-nilai ini memperkuat interpretasi bahwa pada sudut serang 15° , airfoil mengalami peningkatan gaya angkat, namun juga menunjukkan awal gejala stall yang ditandai dengan separasi aliran di permukaan atas. Secara fisika, fenomena ini berkaitan erat dengan hukum Bernoulli, hukum kontinuitas, dan prinsip konservasi momentum dalam dinamika fluida. Dengan demikian, hasil ini memberikan gambaran nyata mengenai bagaimana sudut serang mempengaruhi distribusi tekanan dan kecepatan, yang selanjutnya berimplikasi pada performa aerodinamika airfoil.



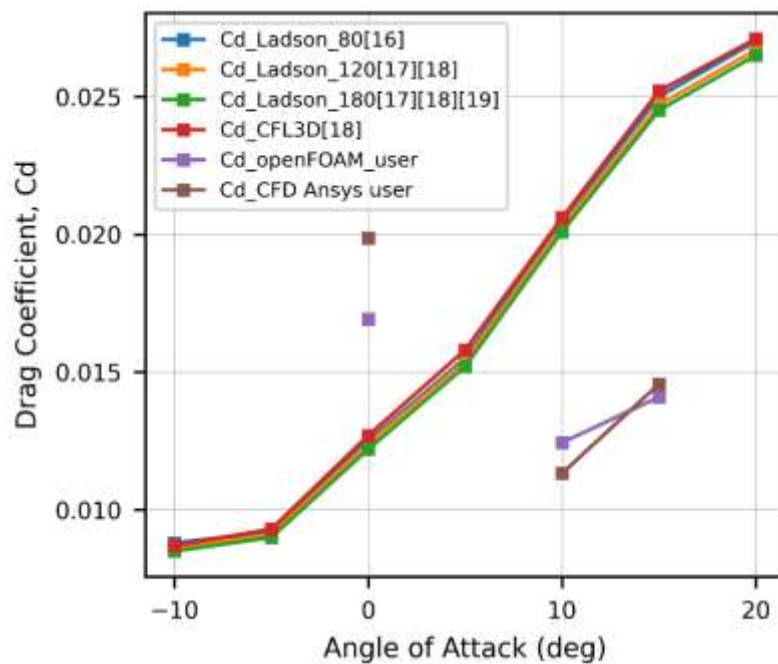
Gambar 17. Kontour Tekanan saat 15 derajat

3.3. Analisis

Dalam studi ini, simulasi CFD dengan OpenFOAM dilakukan untuk menganalisis aliran inkompresibel pada airfoil NACA 0012 dengan variasi sudut serang (0° , 10° , dan 15°). Pendekatan ini merupakan lanjutan dari simulasi sebelumnya menggunakan ANSYS Fluent, dengan pengaturan kondisi yang diseragamkan—termasuk penggunaan vektor kecepatan pada inlet untuk menjaga validitas perbandingan. Parameter utama yang diamati adalah koefisien gaya angkat (C_l) dan gaya hambat (C_d), yang dibandingkan terhadap referensi eksperimen serta data simulasi OpenFOAM yang telah tervalidasi. Berdasarkan hasil simulasi yang diperoleh, karakteristik aerodinamis airfoil menunjukkan tren yang konsisten dengan teori klasik dan data referensi eksperimen Ladson. Kurva C_l vs AoA memperlihatkan peningkatan hampir linear pada rentang sudut serang rendah hingga menengah, yang mengindikasikan aliran masih attached dan respons angkat berada dalam wilayah linear aerodinamik. Nilai C_l hasil OpenFOAM user dan CFD Ansys user pada AoA 0° – 10° menunjukkan deviasi yang relatif kecil terhadap data Ladson, dengan kecenderungan sedikit overprediction pada OpenFOAM_user di AoA lebih tinggi, sementara CFD Ansys user cenderung lebih dekat terhadap gradien eksperimen pada AoA menengah. Dibandingkan dengan data referensi Ladson (Re 80k–180k), tren peningkatan C_l yang diperoleh tetap mengikuti slope utama, namun perbedaan mulai terlihat pada AoA tinggi ($\geq 10^\circ$), yang mengindikasikan kemungkinan perbedaan model turbulensi, resolusi mesh, atau treatment near-wall. Gambar 18 merupakan Hasil perbandingan c_l vs AoA.

Gambar 18. Hasil perbandingan C_l vs AoA

Selanjutnya, Pada kurva C_d vs AoA , seluruh metode menunjukkan peningkatan drag yang non-linear seiring kenaikan AoA, dengan OpenFOAM user menghasilkan nilai C_d sedikit lebih rendah dibanding CFD Ansys user pada AoA tinggi, sedangkan keduanya masih berada dalam rentang tren Ladson. Kenaikan C_d yang lebih tajam pada AoA besar mengindikasikan mulai berkembangnya separasi aliran yang berkontribusi pada pressure drag. Secara keseluruhan, hasil simulasi user (baik OpenFOAM maupun Ansys) mampu mereproduksi karakteristik aerodinamis utama yang ditunjukkan oleh eksperimen Ladson, dengan perbedaan kuantitatif yang masih dalam batas wajar untuk studi numerik 2D, sehingga dapat disimpulkan bahwa pendekatan numerik yang digunakan cukup representatif untuk evaluasi performa airfoil secara inkompresibel. Gambar 19 merupakan Hasil perbandingan C_d vs AoA.

Gambar 19. Hasil perbandingan C_d vs AoA

Tabel 1 koefisien angkat (Cl) menunjukkan perbandingan hasil eksperimen Ladson, data CFL3D, OpenFOAM referensi, serta hasil simulasi pengguna menggunakan OpenFOAM dan CFD Ansys pada rentang sudut serang -10° hingga 20° . Secara umum, seluruh data referensi (Ladson dan CFL3D) memperlihatkan hubungan linear antara AoA dan Cl pada rentang -10° hingga 15° , yang merupakan karakteristik khas airfoil simetris NACA 0012 pada regime subsonik rendah. Nilai Cl meningkat dari 0 pada -10° menjadi sekitar 1.65 pada 20° , menunjukkan slope lift curve yang konsisten dengan teori thin airfoil. Hasil OpenFOAM user dan CFD Ansys user menunjukkan kesesuaian yang baik terhadap data referensi pada AoA rendah hingga menengah (0° – 10°). Pada AoA 0° , nilai Cl dari OpenFOAM user (≈ 1.0977) dan CFD Ansys user (≈ 1.0230) masih berada dalam deviasi moderat terhadap referensi (Cl = 1.0). Pada AoA 10° dan 15° , perbedaan mulai terlihat, di mana OpenFOAM user cenderung sedikit underpredict dibanding data Ladson, sementara CFD Ansys user menunjukkan kecenderungan sedikit overpredict pada AoA menengah. Perbedaan ini kemungkinan dipengaruhi oleh pemodelan turbulensi, resolusi mesh, serta treatment near-wall yang digunakan dalam masing-masing solver. Secara keseluruhan, tren kenaikan Cl yang diperoleh dari kedua simulasi user tetap mengikuti karakteristik aerodinamis referensi, yang menunjukkan bahwa pendekatan numerik yang digunakan telah mampu merepresentasikan perilaku lift airfoil secara fisik hingga mendekati kondisi sudut serang tinggi.

Tabel 1 Hasil Perbandingan Coefficient Lift (Cl)

AoA	Cl_Ladson _80[16]	Cl_Ladson_120 [17][18]	Cl_Ladson _180 [17][18][19]	Cl_CFL3D [18]	Cl_OpenFOAM [12]	Cl_openFOAM user	Cl_CFD Ansys user
-10	0	0	0	0	0	-	-
-5	0.5	0.5	0.5	0.5	0.5	-	-
0	1	1	1	1	1	1.097685	1.023011
5	1.2	1.2	1.2	1.2	1.2	-	-
10	1.4	1.4	1.4	1.4	1.4	1.32454	1.37896
15	1.55	1.55	1.55	1.55	1.55	1.45587	1.48694
20	1.65	1.65	1.65	1.65	1.65	-	-

Tabel 2 koefisien hambat (Cd) memperlihatkan peningkatan drag seiring bertambahnya sudut serang, dengan karakter non-linear yang semakin jelas pada AoA tinggi. Data Ladson dan CFL3D menunjukkan bahwa Cd meningkat dari sekitar 0.0088 pada -10° menjadi sekitar 0.027 pada 20° , menggambarkan bertambahnya pressure drag dan kontribusi viscous drag akibat peningkatan sudut serang.

Hasil CFD Ansys user dan OpenFOAM user menunjukkan perbedaan karakteristik dibanding referensi. Pada AoA 0° , Cd dari OpenFOAM user (≈ 0.0169) dan CFD Ansys user (≈ 0.0199) relatif lebih tinggi dibanding data Ladson (≈ 0.0125). Hal ini mengindikasikan kemungkinan overestimation viscous drag, yang dapat berasal dari model turbulensi, kualitas mesh boundary layer, atau skema numerik yang digunakan.

Menariknya, pada AoA 10° dan 15° , nilai Cd dari OpenFOAM user dan CFD Ansys user justru lebih rendah dibanding referensi Ladson. Hal ini dapat mengindikasikan bahwa simulasi numerik belum sepenuhnya menangkap fenomena separasi aliran secara realistis pada sudut serang tinggi, sehingga pressure drag yang dihasilkan lebih kecil dibanding eksperimen. Secara aerodinamis, peningkatan Cd yang lebih tajam pada AoA besar konsisten dengan bertambahnya adverse pressure gradient dan kecenderungan flow separation. Perbandingan ini menunjukkan bahwa meskipun simulasi mampu menangkap tren umum peningkatan drag, masih terdapat deviasi kuantitatif yang perlu dikaji lebih lanjut melalui perbaikan mesh independency, studi sensitivitas model turbulensi, atau validasi tambahan terhadap data eksperimen.

Tabel 2. Hasil Peningkatan Koefisien Hambar (Cd)

AoA	Cd_Ladson						Cd_CFD Anslys user
	Cd_Ladson_8 0 [16]	Cd_Ladson_12 0 [17][18]	_180[17][18][19]	Cd_CFL3 D [18]	Cd_Open FOAM[12]	Cd_openFOA M _user	
-10	0.0088	0.0086	0.0085	0.0087	0.0089	-	-
-5	0.0092	0.0091	0.009	0.0093	0.0094	-	-

0	0.0125	0.0124	0.0122	0.0127	0.0128	0.016918	0.01986
5	0.0155	0.0154	0.0152	0.0158	0.016	-	-
10	0.0205	0.0203	0.0201	0.0206	0.021	0.012438	0.01132
15	0.025	0.0247	0.0245	0.0252	0.0256	0.014097	0.01456
20	0.027	0.0267	0.0265	0.0271	0.0275	-	-

4. KESIMPULAN

Berdasarkan hasil simulasi dan perbandingan terhadap data referensi eksperimen Ladson serta data numerik tervalidasi, dapat disimpulkan bahwa pendekatan CFD menggunakan OpenFOAM pada simulasi aliran inkompresibel airfoil NACA 0012 mampu merepresentasikan karakteristik aerodinamis utama secara konsisten dan fisik. Hubungan antara koefisien angkat (Cl) dan sudut serang (AoA) menunjukkan tren peningkatan yang hampir linear pada rentang AoA rendah hingga menengah (0° – 10°), yang sejalan dengan teori thin airfoil dan data eksperimen. Deviasi yang muncul pada AoA lebih tinggi ($\geq 10^\circ$) masih berada dalam batas wajar untuk simulasi numerik dua dimensi, dan kemungkinan dipengaruhi oleh perbedaan model turbulensi, resolusi mesh, serta perlakuan lapisan batas (near-wall treatment). Secara umum, prediksi Cl dari OpenFOAM dan ANSYS Fluent menunjukkan kesesuaian yang baik terhadap referensi, dengan perbedaan kuantitatif yang relatif kecil dan tren gradien yang tetap terjaga.

Untuk koefisien hambat (Cd), seluruh metode menunjukkan peningkatan non-linear terhadap AoA, yang mencerminkan bertambahnya pressure drag dan kontribusi viscous drag akibat meningkatnya adverse pressure gradient dan kecenderungan separasi aliran. Meskipun tren umum berhasil ditangkap dengan baik, perbedaan kuantitatif terhadap data eksperimen masih terlihat, khususnya pada AoA rendah dan tinggi. Hal ini menunjukkan bahwa prediksi drag lebih sensitif terhadap kualitas mesh dan pemodelan turbulensi dibandingkan prediksi lift. Namun demikian, hasil simulasi tetap berada dalam koridor tren aerodinamis referensi, sehingga dapat dinyatakan bahwa pendekatan numerik yang digunakan cukup representatif untuk analisis performa airfoil dalam regime subsonik inkompresibel. Secara keseluruhan, studi ini menegaskan bahwa OpenFOAM dapat digunakan sebagai alternatif yang andal dan kompetitif terhadap ANSYS Fluent dalam analisis aerodinamika airfoil 2D, khususnya untuk evaluasi karakteristik lift dan drag pada sudut serang rendah hingga menengah. Untuk peningkatan akurasi lebih lanjut, direkomendasikan dilakukan studi independensi grid, evaluasi model turbulensi yang lebih komprehensif, serta validasi tambahan terhadap data eksperimen pada kondisi mendekati stall.

DAFTAR PUSTAKA

- [1] H. Karbasian, "Aerodynamic optimization using high-fidelity computational fluid dynamics," Ph.D. dissertation, Concordia Univ., 2021.
- [2] F. Gandhi, "Rapid aerodynamic development using CFD and machine learning," unpublished.
- [3] F. Zahle, N. N. Sørensen, and J. R. A. Martins, "Multipoint high-fidelity CFD-based aerodynamic shape optimization of a 10 MW wind turbine," *Wind Energy*, vol. 20, no. 1, pp. 1–10, 2020.
- [4] Y. Chen, et al., "A review of aerodynamic shape optimization methods for wind turbine blades," *Renew. Sustain. Energy Rev.*, vol. 56, pp. 1–12, 2016.
- [5] J. He, et al., "Advances in aerodynamic shape optimization for wind turbine blades," *Wind Energy*, vol. 21, no. 9, pp. 1–15, 2018.
- [6] T. Ashuri, "The impact of blade design on wind turbine performance," *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, vol. 104–106, pp. 1–10, 2012.
- [7] C. L. Bottasso, et al., "Multidisciplinary design optimization of wind turbine blades," *Wind Energy*, vol. 16, no. 5, pp. 1–15, 2013.
- [8] J. R. A. Martins and A. B. Lambe, "Multidisciplinary design optimization: A survey of architectures," *AIAA J.*, vol. 51, no. 9, pp. 2049–2060, 2013.
- [9] G. K. Kenway and J. R. A. Martins, "Aerostructural optimization of a wind turbine blade," *Wind Energy*, vol. 17, no. 5, pp. 1–15, 2014.
- [10] P. Fuglsang and H. A. Madsen, "A new method for wind turbine design," *Wind Energy*, vol. 2, no. 1, pp. 1–12, 1999.
- [11] H. Jasak, "OpenFOAM: Open source CFD in research and industry," *Int. J. Naval Archit. Ocean Eng.*, vol. 1, no. 2, pp. 89–94, 2009.
- [12] C. J. Greenshields, *OpenFOAM User Guide*. OpenFOAM Foundation Ltd., 2015. [Online]. Available: <https://www.openfoam.org> [Accessed: Apr. 15, 2025].

- [13] R. D. Moser, J. Kim, and N. N. Mansour, "Direct numerical simulation of turbulent channel flow up to $Re\tau = 590$," *Phys. Fluids*, vol. 11, no. 4, pp. 943–945, 1999.
- [14] W. J. McCroskey, A Critical Assessment of Wind Tunnel Results for the NACA 0012 Airfoil, NASA Tech. Memo. 100019, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA, USA, 1987.
- [15] P. R. Spalart and S. R. Allmaras, "A one-equation turbulence model for aerodynamic flows," *Rech. Aéronautique*, vol. 1, pp. 5–21, 1994.
- [16] C. L. Ladson, Effects of Independent Variation of Mach and Reynolds Numbers on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of the NACA 0012 Airfoil Section, NASA Tech. Memo. 4074, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1988.
- [17] NASA Langley Research Center Turbulence Modeling Resource, "2DN00: 2D NACA 0012 airfoil validation case," 2018. [Online]. Available: https://turbmodels.larc.nasa.gov/naca0012_val.html [Accessed: May 3, 2025].
- [18] R. T. Biedron, S. L. Krist, and C. L. Rumsey, CFL3D User's Manual (Version 5.0), NASA Tech. Memo. 208444, NASA Langley Research Center, Hampton, VA, USA, 1997.
- [19] N. Gregory and C. L. O'Reilly, Low-Speed Aerodynamic Characteristics of NACA 0012 Aerofoil Sections, Including the Effects of Upper-Surface Roughness Simulation Hoar Frost, R&M 3726, Nat. Phys. Lab., Teddington, U.K., 1970.
- [20] A. Mohammadian, H. K. Gildeh, and X. Yan, Applications with OpenFOAM. Boca Raton, FL, USA: CRC Press, 2023.