

ANALISA AIRFOIL DENGAN METODE CFD MENGGUNAKAN ANSYS STUDENT 2024

Dwi Widyanto

Sekolah Tinggi Teknologi Kedirgantaraan
dwi.widyanto@sttkd.ac.id

Article history:

Received 20th of February, 2024

Revised 20th of March, 2024

Accepted 18th of April, 2024

Abstract

Penelitian ini fokus pada analisis airfoil dengan metode Computational Fluid Dynamics (CFD) menggunakan Ansys Student 2024. Model penelitian ini meniru model aliran dalam terowongan angin untuk menentukan parameter-parameter dari sebuah airfoil pada beberapa macam sudut serang, dan menggunakan situs Airfoiltools.com untuk memperoleh data geometri airfoil yang diperlukan. CFD mampu menangani efek seperti kompresibilitas, viskositas, turbulensi, dan pertukaran panas tapi dalam penelitian ini dibatasi pada aliran yang non kompresibel tapi mengandung viskositas.

Proses pembuatan batas interior/airfoil melibatkan pemindahan data dari airfoiltools.com kedalam Spaceclaim, sebuah modul dari Ansys Student 2024. Distribusi mata jaring (mesh) ditentukan menggunakan strategi ukuran berjenjang, yaitu ukuran dasar semua domain, diperkecil lagi dengan menggunakan sphere of influence rangkap dua, dan diperhalus lagi dengan Inflasi mesh pada permukaan airfoil.

Penelitian ini membahas hasil analisa CFD menggunakan Ansys Student 2024 dan perbandingannya dengan data lain serta interpretasinya terhadap aliran dalam dunia nyata.

Keywords: Airfoil, Computational Fluid Dynamics

Pendahuluan

Tidak semua institusi pendidikan, termasuk Sekolah Tinggi Teknologi Dirgantara dimana penulis berkarya, mempunyai fasilitas Terowongan Angin (Wind Tunnel) Untuk menghitung parameter aliran pada sebuah model baik itu pesawat (3 dimensi), sayap (3 dimensi) atau airfoil (2 dimensi, sayap dengan penampang konstan). Tulisan ini mencoba memberikan solusi yang murah dan efisien dengan menggunakan metode dan perangkat lunak Computational Fluid Dynamics (CFD) gratis yaitu Ansys Student Edition versi 2024 yang mempunyai dokumentasi lengkap [10]. Dalam hal ini, Airfoil yang akan digunakan dipilih yang datanya tersedia secara memadai, agar kontur penampang airfoil terdefinisi dengan baik dan halus (smooth). Data tersebut bisa didapat dari pengukuran terhadap sayap asli, dari spesifikasi pabrik ataupun database lain. Untuk itu kami memilih menggunakan airfoil NACA 4415 yang datanya kami ambil dari situs Airfoiltools.com [14]. Beberapa referensi telah menganalisa airfoil yang berbeda-beda seperti [7] & [13] menggunakan airfoil NACA4412, [9] menggunakan airfoil NACA2412, dan [12] menggunakan airfoil NACA0015. CFD secara sederhananya, berusaha menghitung dan mendapatkan solusi dari Persamaan Navier Stokes yang dibahas secara mendalam oleh Anderson [1],[4],[5] dan Bansal [3] yang biasa ditulis sebagai berikut (arti simbol mengikuti notasi dalam buku referensi [1]):

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} + \rho u \frac{\partial u}{\partial x} + \rho v \frac{\partial u}{\partial y} + \rho w \frac{\partial u}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x}(\lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\partial u}{\partial x}) + \frac{\partial}{\partial y}[\mu (\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y})] + \frac{\partial}{\partial z}[\mu (\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x})] \quad \dots\dots\dots(1)$$

$$\rho \frac{\partial v}{\partial t} + \rho u \frac{\partial v}{\partial x} + \rho v \frac{\partial v}{\partial y} + \rho w \frac{\partial v}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial x}[\mu (\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y})] + \frac{\partial}{\partial y}(\lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\partial v}{\partial y}) + \frac{\partial}{\partial z}[\mu (\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z})] \quad \dots\dots\dots(2)$$

$$\rho \frac{\partial w}{\partial t} + \rho u \frac{\partial w}{\partial x} + \rho v \frac{\partial w}{\partial y} + \rho w \frac{\partial w}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial x}[\mu (\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x})] + \frac{\partial}{\partial y}[\mu (\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z})] + \frac{\partial}{\partial z}(\lambda \nabla \cdot \mathbf{V} + 2\mu \frac{\partial w}{\partial z}) \quad \dots\dots\dots(3)$$

Yang bersama dengan persamaan kontinuitas dan energi dapat ditulis ulang sebagai berikut:

Continuity:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w)}{\partial z} = 0 \quad \dots\dots\dots(4)$$

X-momentum:

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u^2)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial z} \right] \dots\dots\dots(5)$$

Y-momentum:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uv)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho v^2)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{1}{Re_f} \left[\frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial z} \right] \dots\dots\dots(6)$$

Z-momentum:

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho uw)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho vw)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho w^2)}{\partial z} = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \right] \dots\dots\dots(7)$$

Energy:

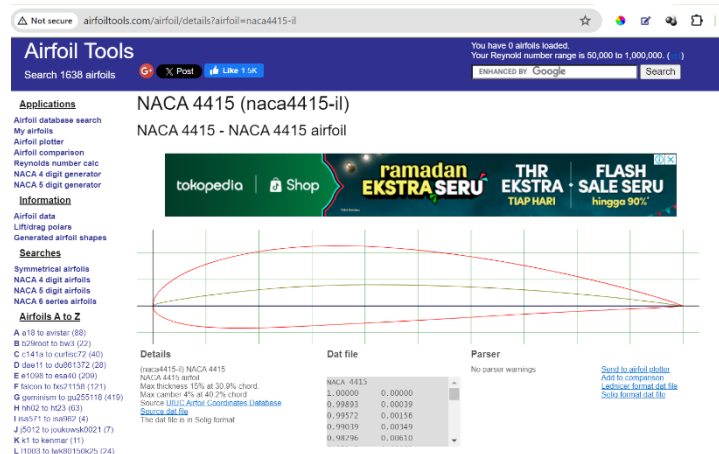
$$\frac{\partial(E_T)}{\partial t} + \frac{\partial(uE_T)}{\partial x} + \frac{\partial(vE_T)}{\partial y} + \frac{\partial(wE_T)}{\partial z} = -\frac{\partial(up)}{\partial x} - \frac{\partial(vp)}{\partial y} - \frac{\partial(wp)}{\partial z} - \frac{1}{Re_r Pr_r} \left[\frac{\partial q_x}{\partial x} + \frac{\partial q_y}{\partial y} + \frac{\partial q_z}{\partial z} \right] \dots\dots\dots(8)$$

$$+ \frac{1}{Re_r} \left[\frac{\partial}{\partial x} (u\tau_{xx} + v\tau_{xy} + w\tau_{xz}) + \frac{\partial}{\partial y} (u\tau_{xy} + v\tau_{yy} + w\tau_{yz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u\tau_{xz} + v\tau_{yz} + w\tau_{zz}) \right]$$

CFD solver di Ansys dapat mengakomodir semua variasi baik kompresibilitas, viskositas, turbulensi (variasi terhadap waktu), pertukaran panas (seperti adanya gelombang kejut) dll. Tentu semakin sederhana alirannya akan semakin cepat dan mudah mendapatkan solusi menggunakan CFD. Di dalam tulisan ini, akan di modelkan sebagai aliran non kompresibel (subsonic), terdapat viskositas di boundary layer, serta alirannya steady (tidak bervariasi terhadap waktu).

Hasil dan Diskusi

Permodelan sistim dan parameter

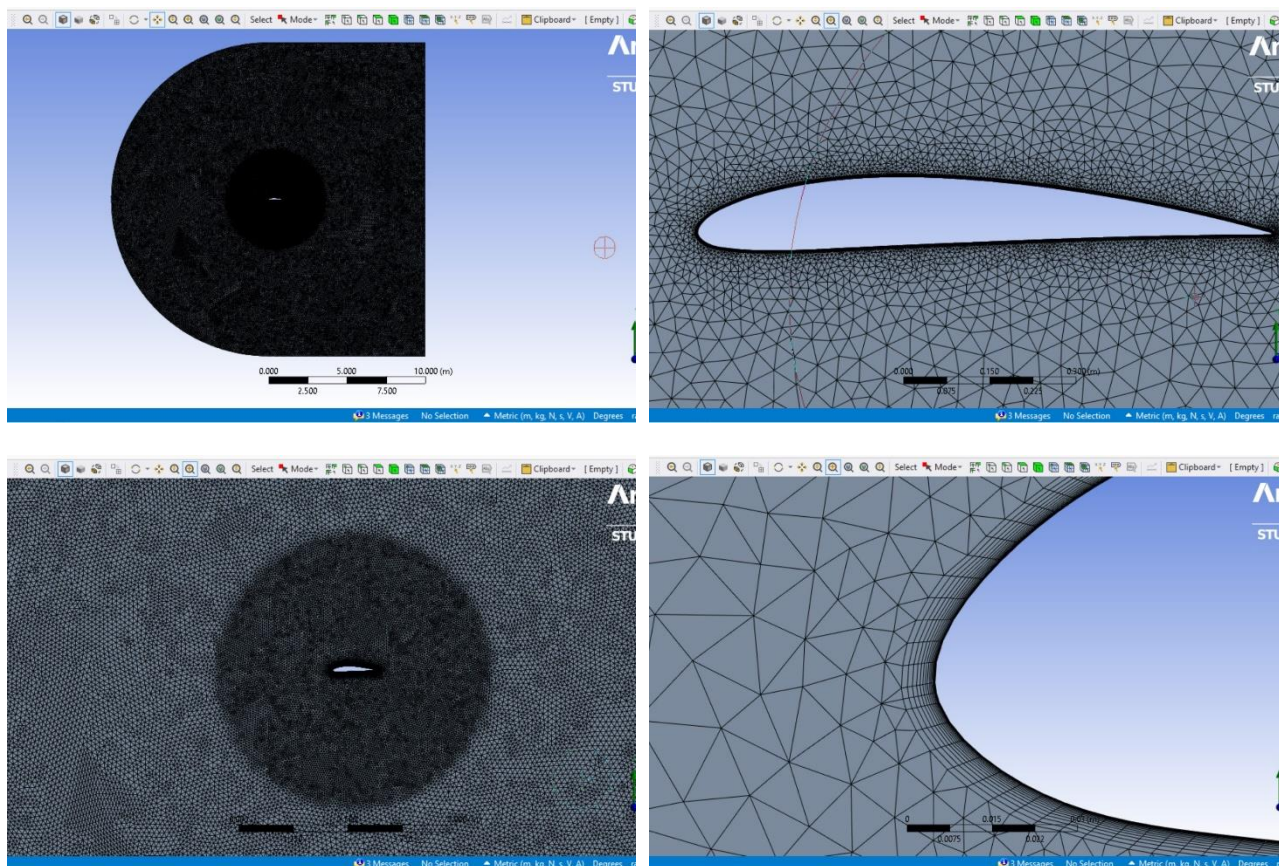


Gambar 1. Kontur Naca 4415 pada Airfoiltools.com

Permodelan dalam CFD sebisa mungkin merepresentasikan kondisi realitas saat sayap/model tersebut terbang atau minimal sesuai keadaan aliran di terowongan angin. Pertama-tama kita harus mendefinisikan domain fluida yang akan kita cari solusi parameternya yaitu, kecepatan di semua lokasi domain dan koefisien lift dan drag pada airfoil. Dalam realitas, domain fluida (dalam hal ini fluida berupa udara) dibatasi oleh airfoil disisi dalam/interior dan tidak ada pembatas disisi luar/exterior. Agar CFD bisa menyelesaikan perhitungan diperlukan pembatas-pembatas (boundaries) seperti halnya di terowongan angin yaitu berupa penampang masuk aliran/inlet, penampang keluar aliran/outlet dan pembatas disisi-sisi yang tidak dilalui/ditembus oleh aliran fluida (walls). Sepanjang jarak pembatas-pembatas tersebut dari airfoil cukup jauh (beberapa kali panjang chord airfoil) maka aliran udara disekitar pembatas-pembatas sudah bisa dikatakan mirip aliran di jarak tak hingga

(infinity).

Proses pembuatan batas dalam/interior yang membentuk airfoil mengambil data geometri dari airfoiltools.com dan diinput ke Spaceclaim yang merupakan bagian dari Ansys Student Edition. Untuk memuluskan penghitungan dan memastikan kecepatan konvergensi perhitungan parameter-parameter yang kita inginkan, maka domain fluida didiskritisasi dengan membaginya menjadi bagian-bagian yang lebih kecil yang diberi nama mesh (Gambar 2.a). Pembuatan mesh ini mengikuti strategi/syarat tertentu meskipun hasil akhir sesungguhnya tidak tergantung oleh distribusi mesh, asalkan sama-sama terjadi konvergensi solusi (mesh independence). Untuk problem yang sedang kita kerjakan kita mengambil strategi solusi menggunakan CFD dengan tipe metode Fluent dan untuk meshing menggunakan metode segitiga di seluruh domain fluida kecuali di boundary layer menggunakan segiempat dengan fitur inflasi (Gambar 2.b). Face sizing untuk seluruh domain menggunakan ukuran 0,3 m. Body sizing untuk sphere of influence luar (radius 3m) adalah berukuran 0,05 m dan sphere of influence dalam (radius 2 m) adalah berukuran 0,01 m (Gambar 2.c). Edge sizing untuk aerofoil adalah ukuran 0,005 m. Inflation di boundary layer airfoil terdiri dari 10 layers dengan ketebalan 0,006 m (Gambar 2.d).



Gambar 2. (a) Domain Fluida dengan gradasi mesh yang sudah diaplikasikan; (b) Gradasi mesh segitiga disekitar airfoil; (c) Penggunaan double sphere of influence untuk menjembatani gradasi mesh; (d) Ilustrasi mesh inflation untuk menangkap perubahan parameter disekitar boundary layer.

Kita menginginkan mesh yang lebih rapat dibagian yang terdapat perubahan parameter yang lebih cepat seperti di permukaan airfoil dan secara gradasi mesh semakin renggang ketika menjauh dari permukaan airfoil. Untuk kali ini kita menggunakan mesh segiempat di permukaan airfoil (boundary layer) dan mesh segitiga di area selain itu. Struktur mesh ini disebut Unstructured.

Untuk mendapatkan efek perubahan ukuran mesh segitiga kita gunakan dua sphere of influence dimana lingkaran dalam mempunyai ukuran mesh yang lebih kecil daripada lingkaran yang lebih besar (Gambar 2.c).

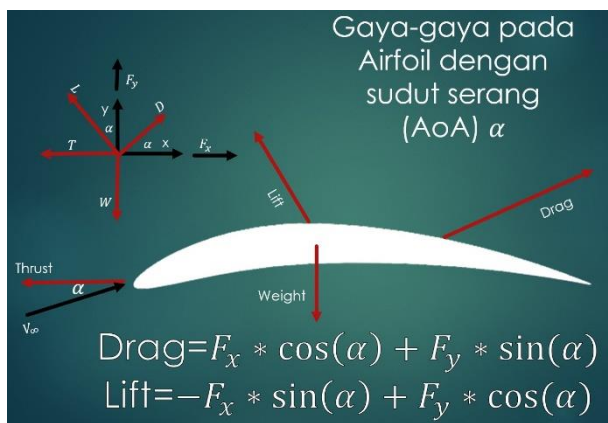
Inflation

Diper permukaan airfoil kita menggunakan fitur inflation dengan mesh segiempat dimana secara gradual tinggi mesh bertambah ketika menjauh dari permukaan airfoil sehingga ukuran mesh (luas segiempat) juga secara gradual membesar (Gambar 2.d).

Simulasi

Kami mensimulasikan perhitungan parameter-parameter dengan kecepatan freestream 10 m/detik dan menggunakan sudut serang 0 derajat, 10 derajat dan 30 derajat (kondisi stall). Daripada membuat tiga model mesh yang berbeda dengan memutar koordinat badan airfoil terhadap domain aliran sesuai sudut serang, kami lebih memilih memutar alirannya saja secara berlawanan, sehingga aliran di inlet terdapat komponen sejajar dengan sumbu x positif dan sumbu y positif dengan perubahan penghitungan lift dan drag sebagai berikut:

Hubungan antara gaya-gaya tersebut dengan koefisiennya adalah sebagai berikut:



$$L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_l \quad \dots\dots\dots(9)$$

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad \dots\dots\dots(10)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S C_d \quad \dots\dots\dots(11)$$

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2 S} \quad \dots\dots\dots(12)$$

Gambar 3. Perubahan penghitungan lift dan drag untuk sudut serang tertentu

Dimana ρ_{∞} adalah densitas udara dalam hal ini konstan (non kompresibel) sebesar 1,225 kg/m3 karena rejim aliran adalah subsonic. V_{∞} adalah kecepatan freestream sebesar 10 m/dtk, panjang chord 1 m sehingga luas $S = 1$ m2. Semua kalkulasi menggunakan Viscous Model k-epsilon (Realizable) dengan Enhanced Wall Treatment, viskositas udara 1,7894e-05 kg/m.dtk, intensitas turbulensi 5% dan Rasio turbulensi viskositas 10.

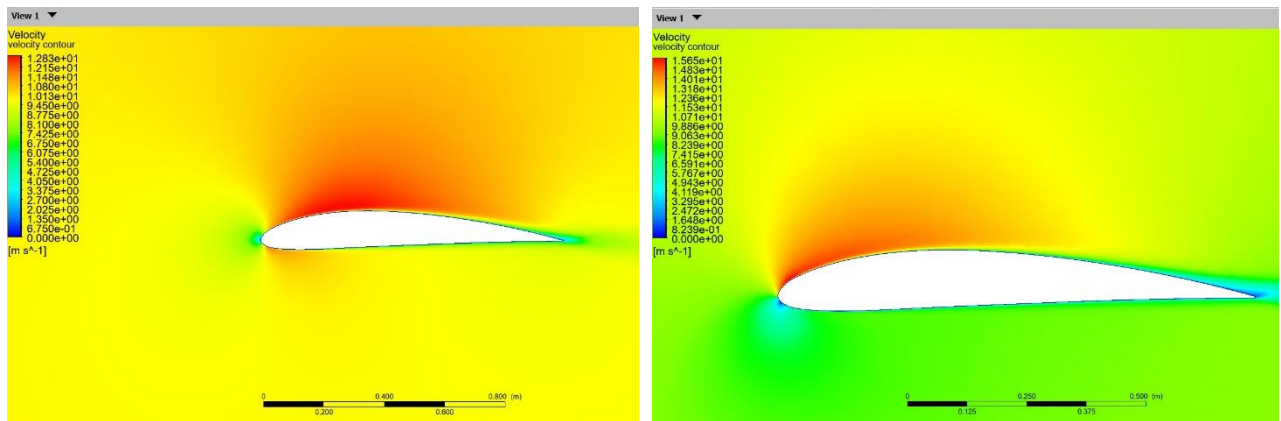
Berikut adalah hasil analisa menggunakan Ansys Fluent dan perbandingannya dengan data dari airfoiltools.com (melalui Xfoil Software).

Tabel 1. Analisa Ansys Fluent dan perbandingan airfoiltools.com (melalui Xfoil Software).

		Ansys Fluent Re=685000	Xfoil Re=500000
Cl	AoA=0	0,41971	(+-) 0,4
Cd	AoA=0	0,01524	(+-) 0,008
Cl	AoA=10	0,96122	(+-) 1,3
Cd	AoA=10	0,09346	(+-) 0,017
Cl	AoA=30	1,32760 (stalled)	NA (stalled)
Cd	AoA=30	0,34186 (stalled)	NA (stalled)

Dalam semua kasus AoA, perhitungan sudah mulai konvergen setelah 150 iterasi dan semua perhitungan kita berhentikan pada iterasi ke 500, dimana solusi sudah stabil dan residu error juga

sudah mendatar.

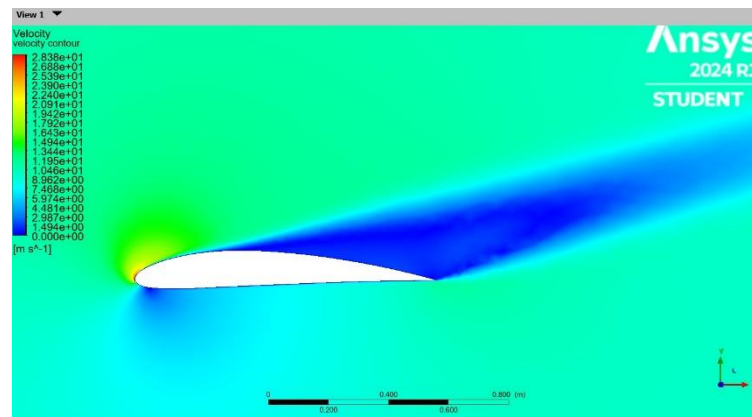


Gambar 4. (a) Kontur kecepatan untuk sudut serang 0 derajat; (b) Kontur kecepatan untuk sudut serang 10 derajat.

Gambar 4a. mengilustrasikan hasil analisa untuk kasus sudut serang 0 derajat. Terdapat tekanan rendah diatas airfoil dan tekanan lebih besar dibawah airfoil. Terlihat titik stagnasi di bagian leading edge airfoil. Terlihat juga lapisan viscous boundary layer dipermukaan airfoil dengan ketebalan berubah relatif lebih besar mendekati trailing edge.

Ketika sudut serang kita ubah menjadi 10 derajat (Gambar 4b), titik stagnasi di leading edge berubah posisi agak kebawah, tekanan rendah bergeser ke atas leading edge dan boundary layer lebih tebal serta di trailing edge mulai terlihat aliran balik tapi belum terlihat separasi yang mencolok.

Gambar 5 adalah ilustrasi ketika sudut serang kita buat menjadi 30 derajat. Dalam hal ini kondisi sudah stall [2] & [11], artinya dalam realitas tidak mungkin sudut serang sebesar ini. Akan tetapi analisa ini penting untuk menunjukkan terjadinya separasi yang terlihat sebagai warna biru dibagian atas airfoil.



Gambar 5. Kontur kecepatan untuk sudut serang 30 derajat (hanya ilustrasi).

Kesimpulan

Secara umum, dengan melihat kontur kecepatan udara untuk berbagai sudut serang, hasil dari Ansys konsisten dengan ekpektasi perubahan distribusi kecepatan dan tekanan dibagian atas dan bawah airfoil yang berkontribusi terhadap peningkatan lift dan drag dengan penambahan sudut serang. Perbedaan dengan kalkulasi Xfoil merupakan efek perbedaan asumsi dan permodelan aliran, terutama di sekitar boundary layer. Terlihat pula posisi titik stagnasi yang berbeda dan peningkatan ketebalan boundary layer dan keberadaan separasi untuk sudut serang yang lebih besar. Investigasi lanjutan dan

peningkatan akurasi dapat dicoba dengan menggunakan strategi mesh terstruktur dan mengeksplorasi permodelan yang berbeda-beda terutama disekitar boundary layer. [6], [8] dan [15] memberikan pemahaman yang lebih mendalam terhadap aplikasi CFD untuk airfoil guna pengembangan dan peningkatan hasil yang selaras dengan tema tulisan ini.

Daftar Pustaka

- [1] John D. Anderson, "Fundamentals of aerodynamics" 6th edition, McGraw-Hill
- [2] Courtland D. Perkins, Robert E. Hage, "Airplane performance stability and control"
- [3] Dr. R.K. Bansal, "A textbook of fluid mechanics and hydraulic machines"
- [4] John D. Anderson, "Aircraft performance and design"
- [5] John D. Anderson, "Introduction to Flight"
- [6] S. Kandwal and Dr. S. Singh, "Computational fluid dynamics study of fluid flow and aerodynamic forces on an airfoil"
- [7] Mayurkumar Kevadiya, Hemish Vaidya, "2D analysis of NACA 4412 airfoil"
- [8] Bipin Prasad, Jaison Jacob, Susan Sathyajit, "CFD analysis of merged airfoil for incompressible and compressible flows"
- [9] Liyana Kharulaman, Abdul Aabid, Farukh Ahmed, Sher Afghan Khan, "Research on flows for NACA 2412 airfoil using Computational Fluid Dynamics method"
- [10] <https://www.ansys.com/academic/learning-resources.htm>
- [11] Bernard Awoniyi, "CFD simulation of airfoil stall aerodynamic – quest for static hysteresis"
- [12] Robiul Islam Rubel, Md. Rokunuzzaman, "Numerical and experimental investigation of aerodynamic characteristics of NACA 0015 aerofoil"
- [13] Kaushal Srivastav, Prof. Sandeep Jainb, Dr. Lokesh Bajpaic, "Analysis of NACA 4412 airfoil using computational fluid dynamics in Ansys software"
- [14] <https://www.airfoiltools.com/>
- [15] Wolfe, W. P., & Ochs, S. S. (1997). Predicting aerodynamic characteristic of typical wind turbine airfoils using CFD (No. SAND-96-2345). Sandia National Lab.(SNL-NM), Albuquerque, NM (United States)