

TUGAS AKHIR
SIMULASI PENGARUH KECEPATAN UDARA TERHADAP KINERJA
NACA 0012

*Diajukan Untuk Memenuhi Syarat Memperoleh
Gelar Sarjana Teknik Mesin Pada Fakultas Teknik
Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara*

Disusun Oleh:

Yudi Firmansyah
2107230012



UMSU
Unggul | Cerdas | Terpercaya

PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA
MEDAN
2025

HALAMAN PENGESAHAN

Laporan penelitian Tugas Akhir ini diajukan oleh:

Nama : Yudi Firmansyah
NPM : 2107230012
Program Studi : Teknik Mesin
Judul Tugas Akhir : Simulasi Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Kinerja Naca 0012
Bidang ilmu : Konversi Energi

Telah Berhasil dipertahankan dihadapan Tim Penguji dan diterima sebagai salah satu syarat yang diperlukan untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Medan, 13 Agustus 2025

Mengetahui dan menyetujui:

Dosen Penguji I



Dr. Suherman S.T.,M.T

Dosen penguji II



Chandra A Putra Siregar, S.T.,M.T

Dosen Penguji III



Dr. Khairul Umurani S.T.,M.T

Program Studi Teknik Mesin

Ketua



Chandra A Putra Siregar, S.T.,M.T

LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Saya yang bertandatangan di bawah ini:

Nama lengkap : YUDI FIRMANSYAH
NPM : 2107230012
Tempat / Tanggal lahir : Lamgsa, 07 Oktober 2003
Fakultas : Teknik
Program Studi : Teknik Mesin

Menyatakan dengan sesungguhnya dan sejujurnya, bahwa laporan tugas akhir saya yang berjudul:

“SIMULASI PENGARUH KECEPATAN UDARA TERHADAP KINERJA NACA 0012”

Bukan merupakan plagiarisme, pencurian hasil karya milik orang lain, hasil kerja orang lain untuk kepentingan saya karena hubungan material dan non-material, ataupun segala kemungkinan lain yang pada hakikatnya bukan merupakan karya tulis tugas akhir saya secara orisinal dan otentik.

Bila kemudian hari diduga kuat ada ketidaksesuaian antara fakta dengan kenyataan ini, saya bersedia diproses oleh Tim Fakultas yang dibentuk untuk melakukan verifikasi, dengan sanksi terberat berupa pembatalan Kelulusan / keserjanaan saya.

Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan kesadaran sendiri dan tidak atas tekanan ataupun paksaan dari pihak manapun demi menegakkan integritas akademik di Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Medan, 23 Agustus 2025

Penulis



YUDI FIRMANSYAH

ABSTRAK

Profil airfoil NACA 0012 merupakan salah satu airfoil simetris yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA) dan banyak digunakan pada sayap pesawat, bilah turbin angin, dan aplikasi aerodinamika lainnya. Dengan ketebalan maksimum 12% dari panjang chord dan bentuk yang simetris, profil ini memiliki performa yang stabil pada sudut serang positif maupun negatif, sehingga sering dijadikan acuan dalam penelitian aerodinamika. Penelitian ini bertujuan untuk menganalisis variasi kecepatan udara terhadap kinerja aerodinamis airfoil NACA 0012 menggunakan metode simulasi numerik berbasis Computational Fluid Dynamics (CFD) pada perangkat lunak SolidWorks. Variasi kecepatan yang digunakan adalah 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s dengan sudut serang 0° , 15° , 25° , dan 35° . parameter yang diamati meliputi distribusi tekanan, gaya angkat (lift), gaya hambat (drag), koefisien lift (CL), serta koefisien drag (CD). Dari hasil simulasi menunjukkan bahwa peningkatan kecepatan udara menghasilkan perbedaan tekanan yang semakin signifikan antara permukaan atas dan bawah airfoil, sehingga gaya angkat meningkat hingga sudut serang tertentu. Dan pada saat sudut serang rendah (0° - 15°), aliran tetap stabil dan gaya angkat meningkat seiring kenaikan kecepatan. Namun pada sudut serang tinggi ($\geq 25^\circ$), mulai terjadi separasi aliran yang mengakibatkan penurunan efisiensi aerodinamis dan potensi stall. Hasil ini menunjukkan bahwa profil NACA 0012 memiliki kinerja terbaik pada sudut serang sedang sebelum mencapai titik stall, dan metode simulasi CFD dengan SolidWorks mampu merepresentasikan karakteristik tersebut secara akurat sesuai teori aerodinamika.

Kata kunci: *Airfoil NACA 0012, CFD, variasi kecepatan, koefisien lift*

ABSTRACT

The NACA 0012 airfoil profile is one of the symmetrical airfoils developed by the National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) and is widely used in aircraft wings, wind turbine blades, and other aerodynamic applications. With a maximum thickness of 12% of the chord length and a symmetrical shape, this profile offers stable performance at both positive and negative angles of attack, making it a common reference in aerodynamic research. This study aims to analyze the effect of airspeed variations on the aerodynamic performance of the NACA 0012 airfoil using a numerical simulation method based on Computational Fluid Dynamics (CFD) in SolidWorks software. The airspeed variations used were 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6 m/s, and 8 m/s, with angles of attack of 0°, 15°, 25°, and 35°. The parameters observed included pressure distribution, lift force, drag force, lift coefficient (CL), and drag coefficient (CD). The simulation results show that increasing airspeed produces a more significant pressure difference between the upper and lower surfaces of the airfoil, thereby increasing lift up to a certain angle of attack. At low angles of attack (0°–15°), the flow remains stable, and lift increases with speed. However, at high angles of attack ($\geq 25^\circ$), flow separation occurs, leading to reduced aerodynamic efficiency and potential stall. These findings indicate that the NACA 0012 profile performs best at moderate angles of attack before reaching the stall point, and CFD simulation using SolidWorks can accurately represent these characteristics in accordance with aerodynamic theory.

Keyword: irfoil NACA 0012, cfd, speed variation, lift coefficient

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, dengan mengucapkan puji syukur kepada Allah SWT. yang telah melimpahkan segala rahmat, nikmat dan hidayahnya kepada kita semua. Selawat serta salam selalu tercurahkan kepada pangkuan kita Nabi Besar Muhammas SAW, yang telah membawa kita dari alam jahiliah yang penuh dengan kebodohan menuju ke alam yang berilmu pengetahuan seperti yang kita rasakan pada saat ini. Adapun judul proposal ini **“Simulasi Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Kinerja Naca 0012”**. Proposal ini disusun untuk mencapai gelar sarjana pada program studi Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

Dalam penulisan proposal ini penulis menyadari masih banyak kekurangan baik dari segi Bahasa maupun pembahasannya, oleh karena itu penulis sangat mengharapkan adanya kritikan dan saran yang sifatnya membangun sehingga menyempurnakan proposal ini. Pada kesempatan ini penulis tidak lupa mengucapkan terimakasih yang sebesar-besarnya kepada:

1. Bapak Dr. Khairul Umurani, S.T., M.T, Selaku Dosen Pembimbing yang telah membimbing dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan tugas proposal ini.
2. Bapak Dr. Munawar alfansury Siregar, S.T., M.T, Selaku Dekan Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
3. Bapak Chandra A Putra Siregar, S.T., M.T, Selaku Ketua Program Studi Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
4. Seluruh Bapak/Ibu Dosen di program studi Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara yang telah banyak memberi ilmu keteknik mesin pada penulis.
5. Orang tua penulis: Ayahanda Abdul Hanan Afan dan ibunda Siti Sapura serta seluruh keluarga besar yang telah memberikan vasilitas, dan finansial serta dorongan, semangat, dan do'a yang selalu mendukung demi kelancaran perkuliahan termasuk dalam penyusunan proposal ini.
6. Rekan-rekan yang sudah mendukung dan memberikan semangat kepada saya dalam penyusunan proposal ini.

Akhir kata penulis mohon maaf atas segala kekurangan yang terdapat dalam penulisan skripsi ini dan terimakasih atas semua bimbingan dan petunjuk yang diperoleh, semoga proposal ini dapat memberikan wawasan yang lebih luas dan bermanfaat bagi ilmu pengetahuan.

Medan, 21 April 2025

YUDI FIRMANSYAH
2107230012

DAFTAR ISI

LEMBAR PENGESAHAN	Error! Bookmark not defined.
SURAT PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR	Error! Bookmark not defined.
ABSTRAK	Error! Bookmark not defined.v
ABSTRACT	v
KATA PENGANTAR	vi
DAFTAR ISI	viii
DAFTAR TABEL	x
DAFTAR GAMBAR	xi
DAFTAR NOTASI	xiii
BAB 1 PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 ruang Lingkup	3
1.4 Tujuan Penelitian	3
1.5 Manfaat	3
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA	4
2.1 Aspek Aerodinamik	4
2.1.1 Aerodinamika	4
2.1.2 Sejarah dan Evolusi Aerodinamika	5
2.1.3 Pengertian Airfoil	6
2.1.4 Aerodinamika Airfoil	9
2.2 Profil NACA 0012	12
2.2.1 Karakteristik NACA	12
2.2.2 Keunggulan dan Kelemahan NACA	13
2.2.3 Faktor-Faktor Yang Mempengaruhi Kinerja NACA 0012	14
2.3 CFD (<i>Computational Fluid Dynamics</i>)	16
2.4 Pengaruh Kecepatan Udara pada Kinerja Aerodinamika	19
2.4.1 Hubungan Antara Kecepatan Udara dan Gaya Aerodinamika	19
2.4.2 Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Angka Reynold	19
2.5 Hasil Penelitian Terkait	20
BAB 3 METODE PENELITIAN	21
3.1 Tempat Dan Waktu Penelitian	21
3.1.1 Tempat	21
3.1.2 Waktu	21
3.2 Alat dan Bahan	21
3.2.1 Laptop	21
3.2.2 Software Solidworks	22
3.3 Diagram Alir	24
3.4 Set Up Alat Uji	24
3.5 Prosedur Pembuatan	24
BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN	32
4.1 Flow Simulationsaya	32

4.2 Hasil Simulasi	32
4.2.1 Hasil simulasi distribusi <i>pressure</i>	32
4.2.2 Hasil simulasi distribusi <i>velocity</i>	47
4.3 Grafik Perbandingan <i>F_x</i> , <i>F_y</i> , <i>CL</i> , dan <i>CD</i>	60
4.3.1 Data nilai gaya angkat	60
4.3.2 Data nilai gaya hambat	61
4.3.3 Data nilai <i>Coefficient Lift</i>	62
4.3.4 Data nilai <i>Coefficient Drag</i>	63
BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN	64
5.1 Kesimpulan	64
5.1 Saran	64
DAFTAR PUSTAKA	65
Lampiran	
SK Pembimbing	
Lembar Asistensi	
Daftar Riwayat Hidup	

DAFTAR TABEL

Tabel 3. 1 Waktu Pelaksanaan Penelitian

21

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Gambar Airfoil	6
Gambar 2.2 Kerja Aerodinamis pada Airfoil	9
Gambar 2.3 Gaya aerodinamik airfoil	11
Gambar 3.1 Laptop	22
Gambar 3.2 Software Solidworks	22
Gambar 3.3 Diagram Alir	24
Gambar 3.4 Solid Works	25
Gambar 3.5 Laptop	25
Gambar 3.6 Mose	26
Gambar 3.7 Data numerik NACA 0012	26
Gambar 3.8 Save NACA	27
Gambar 3.9 Tampilan awal Solidworks	27
Gambar 3.10 Pemilihan front plane	27
Gambar 3.11 Import numerik ke Solidworks	27
Gambar 3.12 NACA 0012 2D	28
Gambar 3.13 Menentukan lebar NACA 0012	28
Gambar 3.14 Hasil profil NACA 0012	28
Gambar 3.15 Penambahan fitur <i>flow simulation</i>	29
Gambar 3.16 Pemilihan aliran <i>fluida</i>	29
Gambar 3.17 Menentukan jenis fluida	29
Gambar 3.18 <i>Insert Computational Domain</i>	30
Gambar 3.19 <i>Setting Meshing</i>	30
Gambar 3.20 Menentukan Goals	30
Gambar 3.21 Proses <i>running</i>	30
Gambar 3.22 <i>Cut Plot</i>	31
Gambar 4.1 Distribusi tekanan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 0°	33
Gambar 4.2 Distribusi tekanan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 0°	34
Gambar 4.3 Distribusi tekanan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 0°	34
Gambar 4.4 Distribusi tekanan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 0°	35
Gambar 4.5 Distribusi tekanan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 0°	36
Gambar 4.6 Distribusi tekanan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 15°	37
Gambar 4.7 Distribusi tekanan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 15°	38
Gambar 4.8 Distribusi tekanan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 15°	38
Gambar 4.9 Distribusi tekanan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 15°	39
Gambar 4.10 Distribusi tekanan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 15°	40
Gambar 4.11 Distribusi tekanan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 25°	41
Gambar 4.12 Distribusi tekanan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 25°	41
Gambar 4.13 Distribusi tekanan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 25°	42
Gambar 4.14 Distribusi tekanan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 25°	43
Gambar 4.15 Distribusi tekanan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 25°	43
Gambar 4.16 Distribusi tekanan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 35°	44
Gambar 4.17 Distribusi tekanan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 35°	45
Gambar 4.18 Distribusi tekanan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 35°	45
Gambar 4.19 Distribusi tekanan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 35°	46

Gambar 4.20 Distribusi tekanan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 35°	47
Gambar 4.21 Distribusi kecepatan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 0°	47
Gambar 4.22 Distribusi kecepatan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 0°	48
Gambar 4.23 Distribusi kecepatan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 0°	48
Gambar 4.24 Distribusi kecepatan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 0°	49
Gambar 4.25 Distribusi kecepatan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 0°	50
Gambar 4.26 Distribusi kecepatan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 15°	50
Gambar 4.27 Distribusi kecepatan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 15°	51
Gambar 4.28 Distribusi kecepatan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 15°	51
Gambar 4.29 Distribusi kecepatan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 15°	52
Gambar 4.30 Distribusi kecepatan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 15°	53
Gambar 4.31 Distribusi kecepatan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 25°	54
Gambar 4.32 Distribusi kecepatan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 25°	54
Gambar 4.33 Distribusi kecepatan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 25°	55
Gambar 4.34 Distribusi kecepatan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 25°	55
Gambar 4.35 Distribusi kecepatan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 25°	56
Gambar 4.36 Distribusi kecepatan pada kecepatan 2m/s dan sudut serang 35°	57
Gambar 4.37 Distribusi kecepatan pada kecepatan 4m/s dan sudut serang 35°	57
Gambar 4.38 Distribusi kecepatan pada kecepatan 5m/s dan sudut serang 35°	58
Gambar 4.39 Distribusi kecepatan pada kecepatan 6m/s dan sudut serang 35°	58
Gambar 4.40 Distribusi kecepatan pada kecepatan 8m/s dan sudut serang 35°	59
Gambar 4.41 Grafik gaya angkat	60
Gambar 4.42 Grafik gaya hambat	61
Gambar 4.43 Grafik <i>Coefficient lift</i>	62
Gambar 4.43 Grafik <i>Coefficient Drag</i>	63

DAFTAR NOTASI

SIMBOL	KETERANGAN	SATUAN
A	Sudut serang (Angle of Attack)	Derajat ($^{\circ}$)
C_L	Koefisien gaya angkat (Lift Coefficient)	-
C_D	Koefisien gaya hambat (Drag Coefficient)	-
C_M	Koefisien momen aerodinamis (Pitching Moment Coefficient)	-
F_L	Gaya angkat (Lift force)	N (Newton)
F_D	Gaya hambat (Drag force)	N (Newton)
M	Momen aerodinamis (Pitching moment)	Nm (Newton meter)
P	Massa jenis fluida (Density)	kg/m ³
V atau u	Kecepatan aliran udara relatif terhadap benda	m/s
A	Luas penampang atau area referensi	m ²
C	Panjang chord	m
Re	Bilangan Reynolds	-
M	Viskositas dinamik	Pa·s
ν	Viskositas kinematik	m ² /s
K	Energi kinetik turbulen	m ² /s ²
E	Disipasi energi kinetik turbulen	m ² /s ²
μ_t	Viskositas turbulen (eddy viscosity)	Pa·s
f_{μ}	Faktor viskositas turbulen	-
P	Tekanan	Pa (Pascal)
g_i	Komponen percepatan gravitasi	m/s ²

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Airfoil merupakan suatu struktur aerodinamika yang banyak digunakan baik pada sayap pesawat maupun mesin - mesin fluida seperti pompa, kompresor, dan turbin. Airfoil pada sayap pesawat digunakan untuk mengangkat badan pesawat. Perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah airfoil menyebabkan pesawat mendapat gaya angkat. Turbin angin horizontal menggunakan blade berupa airfoil yang disusun melingkar dan berpusat di satu titik. Sudu di desain sedemikian rupa sehingga angin yang melewatinya dapat memutar turbin. Terdapat berbagai jenis airfoil bergantung pada kebutuhan penggunaan dan kecepatan fluida kerja. Perbedaan umum terlihat pada camber line bagian atas dan bawah airfoil yang sangat mempengaruhi gaya angkat dan gaya hambatnya (Lin et al., 2023).

Desain yang baik dari sebuah *airfoil* sangatlah amat perlu dilakukan, dengan tujuan untuk menaikkan unjuk kerja *airfoil* itu sendiri. *Airfoil* pada pesawat terbang digunakan untuk mengangkat bodi akibat adanya perbedaan tekanan pada permukaan atas dan permukaan bawah airfoil. Perbedaan tekanan antara permukaan atas dan permukaan bawah tersebut menyebabkan sayap pesawat terdorong ke atas. Airfoil juga digunakan pada blade turbin angin yang mana turbin angin tersebut digunakan untuk menggerakkan generator untuk menghasilkan listrik. Blade dipasang secara melingkar yang disusun secara melingkar yang berfokuskan disuatu titik dengan sudut kemiringan bilah yang diatur sedemikian rupa sehingga saat angin bergerak melalui baling-baling tersebut maka rotor akan berputar. Airfoil juga digunakan dalam dunia otomotif seperti pada mobil yang sering disebut spoiler yang berguna untuk memberikan tekanan ke bawah agar ban dapat mencengkram maksimal pada jalan saat kecepatan tinggi (Ntantis & Xezonakis, 2024).

Pada saat ini banyak sekali penelitian-penelitian untuk meningkatkan kemampuan airfoil dari berbagai jenis airfoil. Perkembangan dalam penelitian menggunakan komputasi untuk mempermudah dalam perhitungan dari suatu airfoil. Salah satu metode saat ini yang sering di gunakan dalam komputasi adalah metode *Computational Fluid Dynamic* (CFD) (Kaya, 2023).

Dalam dunia kedirgantaraan dan energi terbarukan, sudah banyak penelitian dan riset mengenai bilah turbin angin, baik itu menggunakan metode eksperimental maupun model di dalam wind tunnel, metode perhitungan dan analisis dengan rumus serta persamaan aerodinamika yang ada. Akhir-akhir ini, penelitian mengenai desain serta optimasi bilah turbin angin semakin berkembang dengan menggunakan metode komputerisasi melalui *Computational Fluid Dynamics* (CFD). Teknik ini sering diaplikasikan menggunakan berbagai software seperti CFDSoft, SolidWorks, dan software khusus lainnya seperti ANSYS Fluent. Trend riset ke arah komputerisasi dengan CFD ini dikarenakan pesatnya perkembangan software-software program di bidang engineering khususnya mengenai dinamika fluida dan dikarenakan juga oleh para periset tidak mau dipusingkan dengan metode-metode perhitungan.

Untuk menyelesaikan persamaan dalam solidworks CFD (Computational Fluid Dynamic) dapat digunakan software-software untuk permasalahan permasalahan dalam dinamika fluida, diantaranya Solidwork, Exceed, GAMBIT, CATIA, NASTRAN, ProEngineering, ANSYS, dan lain-lain.

Solidworks adalah program paket yang dapat memodelkan elemen hingga untuk menyelesaikan masalah yang berhubungan dengan mekanika, termasuk di dalamnya masalah statik, dinamik, analisis struktural (baik linier maupun nonlinier), masalah perpindahan panas, dan juga masalah fluida (Baldan & Guardone, 2023).

Pendekatan CFD memungkinkan simulasi aliran udara secara lebih detail di sekitar bilah turbin, sehingga dapat memprediksi performa aerodinamis, mengenai lift and drag, meningkatkan efisiensi konversi energi, dan mengetahui gaya yang dihasilkan bilah turbin. Dengan demikian, penelitian ini tidak hanya berkontribusi pada peningkatan kinerja turbin angin, tetapi juga pada pengembangan teknologi energi terbarukan yang lebih berkelanjutan (Berger et al., 2024).

Berdasarkan latar belakang tersebut peneliti tertarik untuk melakukan riset ini dikarenakan energi terbarukan dan keberlanjutan sangat banyak di gunakan untuk dimasa yang akan datang. Dengan judul penelitian “SIMULASI PENGARUH KECEPATAN UDARA TERHADAP KINERJA NACA 0012”.

1.2 Rumusan Masalah

Adapun rumusan masalah penelitian ini adalah:

1. Bagaimana pengaruh perubahan sudut serang (α) airfoil terhadap distribusi kecepatan dan distribusi tekanan.

1.3 Ruang Lingkup

Untuk menjaga agar tetap fokus dan Batasan ruang lingkup penelitian maka peneliti mempunyai beberapa batasan sebagai berikut:

1. Analisis dilakukan menggunakan simulasi *Computatizzzonal Fluid Dynamics* (CFD) dengan software Solidworks.
2. Variasi kecepatan yang digunakan yaitu 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6m/s, dan 8m/s.
3. Penelitian ini akan berfokus pada profil NACA 0012, tanpa membandingkan dengan profil NACA lainnya atau model NACA yang berbeda.
4. Analisis hanya dilakukan saat kondisi *Steady-state* (aliran stabil) dan tidak mempertimbangkan fenomena *Unsteady* (tidak stabil) seperti keadaan turbulensi yang berubah-ubah seiring waktu.
5. Untuk mencegah profil NACA 0012 kehilangan daya angkat mendadak (stall), penelitian hanya dilakukan simulasi pada rentang sudut serang 0° hingga 35° .

1.4 Tujuan Penelitian

Adapun dalam riset ini bertujuan adalah sebagai berikut:

1. Untuk menganalisa pengaruh kecepatan udara terhadap koefisien lift (CL) dan koefisien drag (CD). Pengambilan variasi sudut serang yang dipakai yaitu $0^\circ, 15^\circ, 25^\circ$ dan 35° .
2. Untuk mendapatkan gaya angkat (lift) dan gaya angkat (drag) pada setiap sudut serang yang di tentukan.

1.5 Manfaat

Manfaat dari penelitian ini antara lain:

1. Penelitian ini dapat memberikan data empiris Memahami bagaimana kecepatan udara mempengaruhi kinerja profil NACA 0012 dapat membantu dalam merancang sayap pesawat, bilah kincir angin atau perangkat lain yang lebih efisien secara aerodinamis.

BAB 2

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Aspek Aerodinamik

2.1.1 Aerodinamika

Aerodinamika berasal dari dua buah kata yaitu *aero* yang berarti bagian dari udara atau ilmu kendaraan dan *dinamika* yang berarti cabang ilmu alam yang menyelidiki benda-benda bergerak serta gaya yang menggerakkan benda-benda tersebut. *Aero* berasal dari bahasa Yunani yang berarti udara, dan *dinamika* yang diartikan kekuatan atau tenaga. Jadi Aerodinamika dapat diartikan sebagai ilmu pengetahuan untuk mengetahui akibat-akibat yang ditimbulkan oleh udara atau gas-gas lain yang bergerak. Pada intinya aerodinamika bertujuan untuk memecah kecepatan atau hambatan udara pada saat kecepatan tinggi. Hambatan udara yang bekerja pada suatu kendaraan terutama ditentukan oleh bentuk body dari suatu benda.

Aerodinamika didefinisikan sebagai dinamika dari gas-gas, khususnya interaksi antara objek yang bergerak dengan udara sekitarnya (Anderson, 2005). Menurut Kamus Besar Bahasa Indonesia Ilmu yang berhubungan dengan gerakan udara, gas lain, atau kakas yang bekerja pada benda padat apabila bergerak melalui gas atau apabila gas yang mengalir mengenai atau mengelilingi benda padat Ilmu ini mempelajari tentang semua hal yang berhubungan dengan udara. Dalam Aerodinamika dikenal beberapa gaya yang bekerja pada sebuah benda dan lebih spesifik lagi pada mobil seperti dikemukakan oleh Djoeli Satrijo (Djoeli,1999:53). Tahanan Aerodinamika, gaya angkat aerodinamik, dan momen angguk aerodinamik memiliki pengaruh yang bermakna pada unjuk kendaraan pada kecepatan sedang dan tinggi.

Berdasarkan arus, lingkungan aerodinamis dapat diklasifikasikan menjadi dua macam yaitu aerodinamis eksternal dan aerodinamis internal. Aerodinamis eksternal adalah aliran di sekitar benda padat dengan berbagai bentuk, dimana aerodinamis internal adalah aliran melalui bagian dalam benda padat, misalnya aliran udara melalui mesin jet. Perilaku perubahan aliran udara tergantung pada rasio aliran dengan kecepatan suara. Rasio ini disebut Mach Number, berdasarkan nomor mach ini masalah aerodinamik dapat diklasifikasikan sebagai berikut yaitu,

subsonic jika kecepatan aliran lebih kecil dari kecepatan suara, transonic jika kecepatan sama dengan kecepatan suara, supersonic jika karakteristik aliran lebih besar dari kecepatan suara dan disebut hipersonic jika aliran sangat jauh lebih besar dari pada kecepatan suara. Aerodinamis memiliki ruang lingkup aplikasi yang luas terutama di bidang teknik penerbangan, dalam perancangan mobil, prediksi gaya-gaya yang terjadi pada kapal, di bidang teknik sipil seperti dalam desain jembatan dan bangunan lainnya.

2.1.2 Sejarah dan Evolusi Aerodinamika

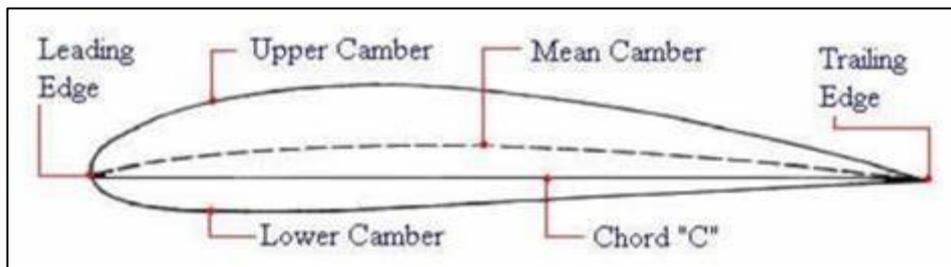
Pada awal abad 20 banyak usaha dilakukan agar kendaraan bisa melaju lebih cepat. Sebelumnya aerodinamika tidak berpengaruh pada kendaraan yang berjalan dengan kecepatan lambat, tetapi dengan peningkatan kebutuhan untuk kecepatan mobil agar menjadi lebih cepat, sehingga menghasilkan penemuan struktural seperti pengenalan kaca depan, penggabungan roda ke dalam tubuh dan insetting dari lampu depan ke bagian depan mobil. Ini mungkin perkembangan tercepat dalam sejarah mobil, mayoritas pekerjaan penelitian adalah untuk mengurangi hambatan aerodinamis. Hal ini terjadi sampai dengan tahun 1950-an. Sebelum 1950, desainer berusaha untuk membuat mobil yang se-efisien mungkin untuk meringankan beban mesin, namun mereka membatasi tata letak interior mobil. Setelah tahun 1950, tingkat drag aerodinamis naik karena mobil-mobil untuk keluarga berdimensi besar sehingga tidak mungkin untuk mencapai tingkat terendah dari nilai drag. Bentuk persegi panjang mobil lebih diarahkan untuk keluarga sehingga dapat dikatakan bahwa setelah 1950, merancang mobil adalah untuk membantu gaya hidup keluarga yang lebih besar. Walaupun ini merupakan hal yang baik bagi keluarga, tidak lama kemudian masalah aerodinamis kembali dibahas dalam hubungan terhadap efisiensi bahan bakar. Selama tahun 1970-an terjadi krisis bahan bakar dan permintaan untuk mobil lebih ekonomis menjadi lebih besar, yang menyebabkan perubahan desain aerodinamis mobil. Jika mobil memiliki aerodinamis jelek maka mesin harus mengeluarkan tenaga yang lebih besar untuk pergi ke jarak yang sama dengan mobil yang memiliki aerodinamika yang lebih baik.

Jadi jika mesin bekerja semakin berat akan membutuhkan lebih banyak bahan bakar untuk memungkinkan mesin melakukan pekerjaan, dan oleh karena itu mobil dengan nilai aerodinamis lebih baik akan menggunakan bahan bakar lebih irit dari

mobil lain. Hal ini dengan cepat menyebabkan meningkatnya permintaan publik untuk mobil dengan drag aerodinamis lebih rendah agar lebih ekonomis bagi keluarga.

2.1.3 Pengertian Airfoil

Airfoil adalah bentuk geometri khusus dari penampang tegak pada sudu turbin angin yang berguna untuk menyerap gaya mekanik dari suatu fluida yang ada disekitarnya. Profil airfoil banyak digunakan dalam sayap pesawat, sudu balingbaling, sudu kompresor, sudu turbin angin, turbin jet, hydrofoil pada kapal dan sebagainya (Yu et al., 2023). Parameter pada airfoil dapat dilihat pada Gambar 2.1.



Gambar 2.1 Gambar *Airfoil*

Bentuk geometri serta ukuran airfoil sendiri memiliki berbagai macam jenis menurut standard masing-masing. Secara garis besar jenis airfoil dibagi menjadi dua macam yaitu airfoil simetris dan asimetris. Pada airfoil terdapat bagian-bagian seperti berikut:

1. Leading Edge adalah bagian yang paling depan dari sebuah airfoil.
2. Trailing Edge adalah bagian yang paling belakang dari sebuah airfoil.
3. Chamber line adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari airfoil mean chamber line.
4. Chord line adalah garis lurus yang menghubungkan leading edge dengan trailing edge.
5. Chord (c) adalah jarak antara leading edge dengan trailing edge.
6. Maksimum chamber adalah jarak maksimum antara mean chamber line dan chord line. Posisi maksimum chamber diukur dari leading edge dalam bentuk persentase chord.

7. Maksimum thickness adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah airfoil yang juga diukur tegak lurus terhadap chord line (Hidayat, 2014).

Beberapa organisasi yang membuat standar bagi airfoil diantaranya National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) dan National Renewable Energy Laboratory (NREL) (Kumar Vandrangi, 2022). Selain airfoil yang dikeluarkan oleh organisasi tersebut, masih ada banyak bentuk dan standar airfoil lain. Namun standar yang sering digunakan dalam industri kapal terbang maupun turbin angin adalah NACA (Rashid Iqbal & Marryam, 2022).

1. Airfoil NACA

NACA airfoil adalah bentuk airfoil sayap pesawat udara yang dikembangkan oleh National Advisory Committee for Aeronautics (NACA). Sampai sekitar Perang Dunia II, airfoil yang banyak digunakan adalah hasil riset Gottingen. Selama periode ini banyak pengujian airfoil dilakukan diberbagai negara, namun hasil riset NACA lah yang paling terkemuka. Pengujian yang dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan atau thickness serta pengujiannya dilakukan pada bilangan Reynold yang lebih tinggi dibanding yang lain (Hidayat, 2014).

2. Konstruksi Geometri Airfoil NACA

Airfoil yang saat ini umum digunakan sangat dipengaruhi oleh hasil penelitian yang dilakukan oleh NACA ini. Dan berikut adalah klasifikasi jenis-jenis airfoil NACA:

- a. NACA Seri 4 Digit: Pada airfoil NACA seri empat, digit pertama menyatakan persen maksimum chamber terhadap chord. Digit kedua menyatakan persepuluh posisi maksimum chamber pada chord dari leading edge. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan airfoil terhadap chord. Contoh: airfoil NACA 2412 memiliki maksimum chamber 0.02 terletak pada 0.4c dari *leading edge* dan memiliki ketebalan maksimum 12% chord atau 0.12c.
- b. NACA Seri 5 Digit: Jika dibandingkan ketebalan (thickness) dan chamber, seri ini memiliki nilai CL maksimum 0.1 hingga 0.2 lebih tinggi dibanding seri empat digit. Sistem penomoran seri lima digit ini berbeda dengan seri empat digit. Pada seri ini, digit pertama dikalikan $\frac{3}{2}$ kemudian dibagi sepuluh

memberikan nilai desain koefisien lift. Setengah dari dua digit berikutnya merupakan persen posisi maksimum chamber terhadap chord. Dua digit terakhir merupakan persen ketebalan/thickness terhadap chord. Contohnya, airfoil 23012 memiliki CL desain 0.3, posisi maksimum chamber pada 15% chord dari leading edge dan ketebalan atau thickness sebesar 12% chord.

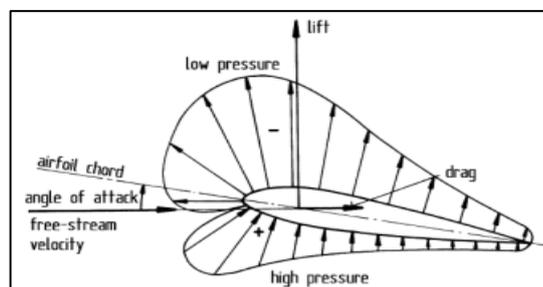
- c. NACA Seri-1 (Seri 16): Penamaan airfoil seri 1 ini menggunakan lima angka. Misalnya NACA 16-212. Digit pertama menunjukkan seri 1. Digit kedua menunjukkan persepuluh posisi tekanan minimum terhadap chord. Angka dibelakang tanda hubung : angka pertama merupakan persepuluh desain CL dan dua angka terakhir menunjukkan persen maksimum thickness terhadap chord. Jadi NACA 16-212 artinya airfoil seri 1 dengan lokasi tekanan minimum di 0.6 chord dari leading edge, dengan desain CL 0.2 dan thickness maksimum 0.12.
- d. NACA Seri 6: Aturan penamaan seri 6 ini cukup membingungkan dibanding seri lain, diantaranya karena adanya banyak perbedaan variasi yang ada. Contoh yang umum digunakan misalnya NACA 641- 212, $a = 0.6$. Angka 6 di digit pertama menunjukkan seri 6 dan menyatakan famili ini didesain untuk aliran laminer yang lebih besar dibanding seri 4 digit maupun 5 digit. Angka 4 menunjukkan lokasi tekanan minimum dalam persepuluh terhadap chord (0.4
- e. Subskrip 1 mengindikasikan bah range drag minimum dicapai pada 0.1 diatas dan dibawah CL design yaitu 2 dilihat angka 2 setelah tanda hubung. Dua angka terakhir merupakan persen thickness terhadap chord, yaitu 12% atau 0.12. Sedangkan $a = 0,6$ mengindikasikan persen chord airfoil dimana distribusi tekanannya seragam, dalam contoh ini adalah 60 % chord.
- f. NACA Seri 7: Contohnya adalah NACA 747A315. Angka 7 menunjukkan seri. Angka 4 menunjukkan lokasi tekanan minimum di permukaan atas dalam persepuluh (yaitu 0.4c) dan angka 7 pada digit ketiga menunjukkan lokasi tekanan minimum di permukaan bawah airfoil dalam persepuluh (0.7c). A, sebuah huruf pada digit keempat, menunjukkan suatu format distribusi ketebalan dan mean line yang standardisasinya dari NACA seri awal. Angka 3 pada digit kelima menunjukkan CL desain dalam persepuluh (yaitu 0.3) dan dua angka terakhir menunjukkan persen ketebalan maksimum terhadap chord, yaitu 15% atau 0.15.

g. NACA Seri 8: Airfoil NACA seri 8 didesain untuk penerbangan dengan kecepatan supercritical. Sistem penamaannya sama dengan seri 7, hanya saja digit pertamanya adalah 8 yang menunjukkan serinya. Contohnya adalah NACA 835A216 adalah airfoil NACA seri 8 dengan lokasi tekanan minimum di permukaan atas ada pada $0.3c$, lokasi tekanan minimum di permukaan bawah ada pada $0.5c$, memiliki CL desain 2 dan ketebalan atau thickness maksimum $0.16c$.

2.5 Sudut Serang (Angle of Attack) Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah airfoil dan arah aliran udara yang melewatinya (relative wind). Biasanya diberi tanda α (alpha). Untuk airfoil simetris, besar lift yang dihasilkan akan nol bila sudut serang nol, sedang pada airfoil tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila airfoil tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat sebesar nol ini disebut zero angle lift (Hidayat,2014).

2.1.4 Aerodinamika Airfoil

Angin melewati airfoil lebih cepat di bagian atas dari pada bagian bawah. Hal ini akan menimbulkan tekanan yang lebih besar pada bagian bawah sehingga terjadi gaya angkat seperti pada Gambar 2.2. Prinsip kerja aerodinamis ini sama halnya pada sayap pesawat, dimana perbedaan kecepatan aliran udara menciptakan perbedaan tekanan yang menghasilkan gaya angkat untuk mempertahankan penerbangan.



Gambar 2.2 Kerja Aerodinamis pada Airfoil

Gaya aerodinamik merupakan gaya-gaya yang menggerakkan sudu pada turbin angin. Gaya aerodinamika pada airfoil dibagi menjadi tiga macam yaitu gaya lift, gaya drag dan gaya momen yang bekerja pada airfoil (Ramli et al., 2023).

Gambar 2.2 menunjukkan gambaran gaya-gaya yang bekerja pada airfoil dan penjelasannya sebagai berikut:

1. Gaya angkat (lift), gaya yang tegak lurus dengan terhadap aliran udara. Gaya angkat ini timbul akibat adanya perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah permukaan airfoil akibat aliran angin yang melewati airfoil. Gaya angkat didefinisikan dengan bilangan tak berdimensi yaitu koefisien angkat (C_L) dengan persamaan sebagai berikut:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho u^2 A} \quad (\text{Jhon D. Anderson Jr., 2011}) \quad (2.1)$$

Dimana C_L yaitu ukuran seberapa besar gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu benda yang bergerak dalam aliran fluida. F_L adalah gaya angkat (Newton), ρ adalah massa jenis fluida (kg/m^3), u adalah kecepatan relatif aliran fluida terhadap benda (m/s), dan A adalah luas penampang atau area referensi benda yang terkena aliran fluida (m^2).

2. Gaya hambat (drag force), gaya yang bekerja searah dengan aliran angin. Gaya ini bangkit akibat gesekan viscous pada permukaan airfoil dan perbedaan tekanan antara permukaan yang menghadap dan membelakangi arah aliran angin.

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho u^2 A} \quad (\text{Jhon D. Anderson Jr., 2011}) \quad (2.2)$$

Dimana C_D yaitu ukuran seberapa besar hambatan yang dialami suatu benda ketika bergerak dalam fluida. F_D adalah gaya drag atau hambatan fluida yang bekerja pada benda (Newton), ρ adalah massa jenis fluida (kg/m^3), u adalah kecepatan relatif aliran fluida terhadap benda (m/s), dan A adalah luas penampang frontal benda yang tegak lurus terhadap arah aliran fluida (m^2).

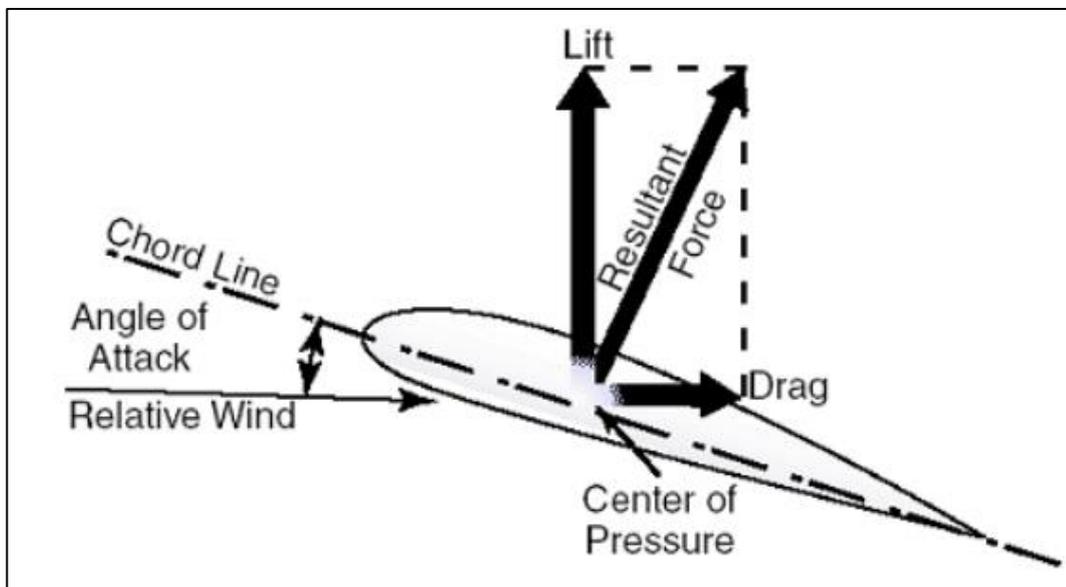
3. Pitching moment, gaya putar yang terjadi akibat ketidak seimbangan dari perbedaan tekanan sepanjang airfoil. Gaya ini bekerja pada sumbu tegak lurus terhadap penampang melintang airfoil.

$$C_M = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho u^2 A c} \quad (\text{Jhon D. Anderson Jr., 2011}) \quad (2.3)$$

Dimana C_M menggambarkan besarnya momen aerodinamis yang bekerja pada suatu benda dalam aliran fluida. M adalah momen aerodinamis (Nm), ρ adalah massa jenis fluida (kg/m^3), u adalah kecepatan aliran fluida relatif

terhadap benda (m/s), A adalah luas penampang karakteristik benda (m^2), dan c adalah panjang karakteristik, seperti panjang korda pada sayap pesawat (m).

Ketika sebuah benda bergerak melalui sebuah fluida, interaksi antara benda dengan fluida terjadi. Efek ini dapat digambarkan dalam bentuk gaya-gaya pada pertemuan antar muka fluida benda. Pada airfoil gaya yang terjadi ketika melalui fluida adalah gaya angkat dan gaya hambat seperti pada Gambar 2.3. Gaya angkat merupakan gaya mekanik yang dihasilkan dari interaksi permukaan airfoil dengan fluida yang mengalir. Gaya angkat merupakan besaran vektor sehingga angka negatif pada gaya angkat menunjukkan arah dari gaya angkat tersebut. Gaya angkat tegak lurus dengan gaya berat. Untuk membuat objek dapat terangkat maka gaya angkat harus lebih besar daripada gaya berat. Gaya angkat juga terjadi karena perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah airfoil. Ketika tekanan pada permukaan bawah airfoil lebih besar, maka airfoil akan terangkat (Lu et al., 2024).



Gambar 2.3 Gaya aerodinamik airfoil

Gaya hambat terjadi ketika ada interaksi atau kontak antara permukaan airfoil dengan fluida yang mengalir. Sama halnya dengan gaya angkat, gaya hambat juga termasuk besaran vektor. Gaya hambat berlawanan dengan gaya dorong atau thrust. Gaya hambat dapat dibidang sebagai gesekan aerodinamis, dan salah satu penyebabnya adalah gesekan antara permukaan airfoil dengan molekul fluida. Untuk permukaan airfoil yang halus dan mengkilap menghasilkan gaya gesek atau

gaya hambat lebih kecil. Dan untuk fluida, dimana pada eksperimental ini yang digunakan adalah udara, kekuatan gaya gesek bergantung pada viskositas.

2.2 Profil NACA 0012

Pada gambar 2.1, yang merupakan bagian-bagian dari airfoil, terdapat sisi bagian depan airfoil disebut *leading edge*. Sedangkan sisi bagian belakang dari airfoil disebut *trailing edge*. Chord adalah garis lurus yang ditarik dari titik *leading edge* hingga titik *trailing edge*. Sedangkan panjang garis tersebut disebut dengan *chord length* (c). Garis singgung dari *leading edge* dan *trailing edge* disebut dengan *camber line*.

Airfoil National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) merupakan jenis airfoil yang populer digunakan. Digit pertama menyatakan persen maksimum *camber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan sepersepuluh posisi maksimum *camber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan airfoil terhadap *chord*. Airfoil yang tidak memiliki kelengkungan, dengan *camber line* dan *chord line* berimpit disebut airfoil simetrik. Salah satu airfoil simetrik adalah NACA 0012 dengan ketebalan maksimum 12% dari panjang *chord line* (Sheidani et al., 2022).

NACA 0012 adalah salah satu profil sayap simetris yang dikembangkan oleh National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) di Amerika Serikat. Profil ini merupakan bagian dari seri empat digit NACA, di mana digit pertama menunjukkan maksimum *camber* (0 berarti simetris), digit kedua menunjukkan jarak dari tepi depan ke maksimum *camber* dalam persepuluh dari *chord* (0 berarti tidak ada *camber*), dan dua digit terakhir menunjukkan ketebalan maksimum profil sebagai persentase dari *chord* (12% dalam hal ini).

2.2.1 Karakteristik NACA

1. Bentuk Simetris: NACA 0012 memiliki bentuk yang simetris, artinya profil ini memiliki bentuk yang sama di atas dan di bawah. Hal ini memungkinkan profil ini untuk menghasilkan gaya angkat yang hampir sama pada sudut serang positif dan negatif, yang sangat berguna untuk aplikasi tertentu seperti pesawat aerobatik.

2. Ketebalan: Profil ini memiliki ketebalan maksimum 12% dari panjang chord. Ketebalan ini memberikan keseimbangan yang baik antara kekuatan struktural dan kinerja aerodinamis.
3. Gaya Angkat dan Drag: NACA 0012 dikenal memiliki karakteristik drag yang relatif rendah pada sudut serang sedang, sehingga cocok untuk berbagai aplikasi, termasuk glider dan beberapa jenis pesawat umum.
4. Karakteristik Stall: Karakteristik stall dari NACA 0012 umumnya dapat diprediksi, yang merupakan keuntungan bagi pilot. Namun, seperti semua profil sayap, NACA 0012 akan mengalami stall pada sudut serang yang lebih tinggi.
5. Aplikasi: Profil NACA 0012 sering digunakan dalam pesawat model, glider, dan beberapa pesawat ringan karena sifat aerodinamisnya yang menguntungkan.

2.2.2 Keunggulan dan Kelemahan NACA

1. Keunggulan NACA

- a. Stabilitas: Profil ini menawarkan stabilitas yang baik pada sudut serang rendah hingga sedang, sehingga cocok untuk pesawat yang memerlukan kontrol yang baik selama penerbangan.
- b. Fleksibilitas: NACA 0012 dapat digunakan dalam berbagai aplikasi, mulai dari pesawat kecil hingga model pesawat yang lebih besar, berkat karakteristik aerodinamisnya yang seimbang.
- c. Kemudahan dalam Desain: Dengan sifat simetrisnya, NACA 0012 memudahkan perancang untuk mengimplementasikan dalam desain sayap tanpa perlu mempertimbangkan camber yang kompleks.
- d. Penggunaan dalam Simulasi: Profil ini sering digunakan dalam simulasi aerodinamis dan pengujian terowongan angin, memberikan data yang dapat diandalkan untuk analisis lebih lanjut.

2. Kelemahan NACA

- a. Kinerja pada Sudut Serang Tinggi: Meskipun profil ini memiliki karakteristik stall yang dapat diprediksi, pada sudut serang yang sangat tinggi, NACA 0012 dapat mengalami stall yang lebih mendadak dibandingkan dengan beberapa profil sayap lainnya yang memiliki camber positif.

- b. Respon Terhadap Modifikasi: Ketika dilakukan modifikasi pada desain sayap, seperti penambahan flaps atau winglets, respons aerodinamis NACA 0012 mungkin tidak seoptimal profil yang dirancang khusus untuk modifikasi tersebut.
- c. Keterbatasan dalam Aplikasi Khusus: Untuk aplikasi yang memerlukan performa ekstrem, seperti pesawat tempur atau pesawat dengan kecepatan sangat tinggi, NACA 0012 mungkin tidak memberikan performa terbaik dibandingkan dengan profil sayap yang lebih canggih.

2.2.3 Faktor-Faktor Yang Mempengaruhi Kinerja NACA 0012

1. Sudut Serang (Angle of Attack)

Sudut serang adalah sudut diantara garis chord airfoil dan arah aliran udara. Peningkatan sudut serang biasanya meningkatkan gaya angkat hingga mencapai titik stall, dimana gaya angkat mulai menurun secara drastis. Sudut serang yang optimal bervariasi tergantung pada kondisi aliran dan kecepatan.

2. Reynolds Number (Re)

Bilangan Reynolds adalah parameter yang menggambarkan sifat aliran fluida dan mempengaruhi pola aliran di sekitar airfoil. Bilangan Reynolds yang lebih tinggi biasanya menunjukkan aliran yang lebih turbulen, yang dapat meningkatkan gaya angkat tetapi juga dapat meningkatkan drag. Perubahan dalam Reynolds Number dapat mempengaruhi kinerja aerodinamis secara signifikan.

3. Kondisi Aliran (Flow Conditions)

Kondisi aliran, termasuk laminar dan turbulen, dapat mempengaruhi kinerja airfoil. Aliran laminar cenderung menghasilkan drag yang lebih rendah, tetapi aliran turbulen dapat meningkatkan gaya angkat pada sudut serang tertentu. Transisi dari aliran laminar ke turbulen dapat terjadi pada kecepatan tertentu dan mempengaruhi kinerja.

4. Geometri Airfoil

Karakteristik geometris airfoil, seperti ketebalan, bentuk, dan panjang chord, mempengaruhi distribusi tekanan dan aliran di sekitarnya. Airfoil yang lebih tebal cenderung menghasilkan gaya angkat yang lebih besar tetapi juga dapat

menghasilkan drag yang lebih tinggi. Desain airfoil yang optimal dapat meningkatkan efisiensi aerodinamis.

5. Permukaan Airfoil

Kondisi permukaan airfoil, seperti kekasaran atau kebersihan, dapat mempengaruhi aliran udara di sekitarnya. Permukaan yang halus cenderung menghasilkan drag yang lebih rendah dibandingkan dengan permukaan yang kasar. Penelitian menunjukkan bahwa kekasaran permukaan dapat mempengaruhi transisi aliran dari laminar ke turbulen.

6. Turbulensi Lingkungan

Turbulensi di sekitar airfoil, baik yang disebabkan oleh objek lain atau kondisi atmosfer, dapat mempengaruhi kinerja. Turbulensi dapat menyebabkan fluktuasi dalam gaya angkat dan drag, serta mempengaruhi stabilitas dan kontrol pesawat.

7. Kondisi Lingkungan

Faktor lingkungan seperti suhu, tekanan, dan kelembapan juga dapat mempengaruhi kinerja airfoil. Misalnya, perubahan suhu dapat mempengaruhi densitas udara, yang pada gilirannya mempengaruhi gaya angkat dan drag.

8. Kecepatan dan Arah Angin

Kecepatan dan arah angin relatif terhadap airfoil juga mempengaruhi kinerja. Angin silang atau angin head-on dapat mengubah sudut serang efektif dan mempengaruhi gaya angkat dan drag.

9. Interaksi dengan Struktur Lain

Dalam aplikasi penerbangan, interaksi antara airfoil dan struktur lain, seperti sayap atau badan pesawat, dapat mempengaruhi aliran udara dan kinerja keseluruhan. Efek ini sering kali disebut sebagai interaksi sayap-badan.

10. Pengaruh Gaya Inersia

Pada kecepatan tinggi, gaya inersia dapat mempengaruhi respons airfoil terhadap perubahan sudut serang dan kecepatan. Ini dapat mempengaruhi stabilitas dan kontrol pesawat.

2.3 CFD (Computational Fluid Dynamics)

CFD singkatan dari Computational Fluid Dynamics merupakan suatu metode numerik yang biasa digunakan dalam bidang mekanika fluida. Metode ini muncul sekitar tahun 1970 dengan mengkombinasikan permasalahan fisik, perhitungan numerik dan ilmu komputer. Prinsip kerja dari CFD adalah melakukan diskritisasi untuk melakukan penyelesaian numerik dalam volume atur yang lebih kecil. Setiap volume atur tersebut diselesaikan secara iteratif dengan menyelesaikan persamaan pengaturnya yang meliputi hukum konservasi massa, momentum dan energi. Perhitungan secara diskrit tersebut dilakukan dengan bantuan perangkat keras maupun lunak komputer dengan harapan dapat menyelesaikan permasalahan sesuai dengan kondisi fisiknya (Berger et al., 2024).

Prinsipnya adalah ruang yang berisi fluida yang akan dilakukan perhitungan dibagi-bagi menjadi beberapa bagian, hal ini sering disebut dengan sel dan prosesnya dinamakan meshing. Bagian-bagian yang terbagi tersebut merupakan sebuah kontrol penghitungan yang akan dilakukan adalah aplikasi. Kontrol-kontrol penghitungan ini beserta kontrol-kontrol penghitungan lainnya merupakan pembagian ruang yang disebut meshing tersebut. Dalam merancang suatu produk, CFD memberikan fleksibilitas karena model pengujian dapat dirubah dengan hanya mengubah gambar CAD (Computer Aided Design) dan segera dapat disimulasikan ulang (Sony Irawan Kartika 2005:12).

Penggunaan CFD (Computational Fluid Dynamic) untuk menganalisa aliran fluida lebih praktis dan efisien dari pada analisa dengan eksperimen. CFD (Computational Fluid Dynamic) adalah metode perhitungan dengan sebuah kontrol dimensi, luas dan volume dengan memanfaatkan bantuan komputasi komputer untuk melakukan perhitungan pada tiap – tiap elemen pembagiannya. Analisa aliran fluida dengan menggunakan CFD (Computational Fluid Dynamic) lebih hemat biaya karena pembuatan model dapat dikerjakan dengan perangkat lunak Solidworks pada fitur flow simulation sedangkan pada analisa aliran fluida dengan metode eksperimen, pembuatan model di kerjakan secara manual dengan meterial tertentu yang membutuhkan biaya yang cukup mahal. Dari hasil simulasi yang sudah dilakukan dengan CFD kita dapat memprediksi dan menganalisa aliran fluida yang terjadi.

Dalam menyelesaikan proses analisis menggunakan fluent, maka diperlukan suatu perencanaan analisis CFD (Computational Fluid Dynamic), yang terdiri dari menentukan tujuan pemodelan, pemilihan model komputasional, pemilihan model fisik dan penentuan prosedur. Langkah – langkah umum penyelesaian analisis CFD pada fluent dapat digambarkan sebagai beriku:

1. Membuat geometri dan mesh pada model
2. Memilih solver yang tepat untuk model tersebut
3. Mengimpor mesh model
4. Melakukan pemeriksaan pada mesh model
5. Melakukan formulasi solver
6. Memilih persamaan dasar yang akan dipakai dalam analisis
7. Menentukan sifat material yang akan digunakan
8. Menentukan kondisi batas
9. Mengatur permukaan kontrol solusi
10. Initialize the flow field
11. Melakukan perhitungan / iterasi
12. Memeriksa hasil perhitungan
13. Menyimpan hasil perhitungan

Secara umum proses perhitungan CFD terbagi oleh 3 tahap sebagai berikut:

1. *Pre-processor*

Merupakan bagian pemodelan matematis dari suatu fenomena fisik fluida ke sebuah program CFD melalui pembuatan geometri, domain, diskritisasi volume atur hingga menentukan lapisan batasnya.

2. *Solver*

Merupakan bagian utama dari sebuah kegiatan CFD yaitu melakukan perhitungan secara numerik dengan menggunakan algoritma tertentu. Perhitungan yang dilakukan secara iteratif untuk mencapai suatu keadaan yang konvergen sesuai kriteria residual yang diberikan.

3. *Post-Processor*

Hasil simulasi CFD adalah berupa variable-variabel yang memiliki nilai pada titik tertentu. Agar dapat dipahami dengan mudah maka perlu dilakukan olah data dalam bentuk kontur, grafik ataupun tabel-tabel yang diinginkan.

Persamaan atur:

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i k) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \right) + S_k, \quad (\text{Lauder dan Spalding, 1974})$$

(2.4)

$$\frac{\partial \rho \varepsilon}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i \varepsilon) = \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i} \right) + S_\varepsilon, \quad (\text{Lauder dan Spalding, 1974})$$

(2.5)

di mana istilah sumber dan didefinisikan sebagai S_k dan S_ε

$$S_k = \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \rho \varepsilon + \mu_t P_B$$

(Lauder dan Spalding, 1974) (2.6)

Mengikuti asumsi Boussinesq, tensor tegangan Reynolds memiliki bentuk sebagai berikut:

$$\tau_{ij}^R = \mu_t \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij}$$

(Joseph Boussinesq, 1877) (2.7)

μ_t adalah aliran viskositas pusaran turbulent. Didefinisikan menggunakan dua sifat turbulensi dasar, yaitu, energi kinetik turbulen k dan disipasi turbulen ε

$$\mu_t = f_\mu \frac{C_\mu \rho k^2}{\varepsilon}$$

(Chien, 1982) (2.8)

f_μ adalah faktor viskositas turbulen. Ini didefinisikan oleh ekspresi

$$f_\mu = \left[1 - \exp(-0.0165 R_y) \right] 2 \left(1 + \frac{20,5}{R_T} \right)$$

(Chien, 1982) (2.9)

Dimana $R_T = \frac{\rho k^2}{\mu \varepsilon}$, $R_y = \frac{\rho \sqrt{ky}}{\mu}$

$$S_\varepsilon = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} \left(f_1 \tau_{ij}^R \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \mu_t C_B P_B \right) - C_{\varepsilon 2} f_2 \frac{\rho \varepsilon^2}{k}$$

(Chien, 1982) (2.10)

Di sini mewakili generasi yang bergejolak karena gaya apung dan dapat ditulis sebagai PB

$$P_B = -\frac{g_i}{\sigma_B} \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial x_i} \quad (\text{Jonesh dan Launder, 1972}) \quad (2.11)$$

di mana g_i adalah komponen percepatan gravitasi dalam arah x_i dan konstanta $\sigma_B = 0.9$, dan konstanta C_B didefinisikan sebagai: $C_B = 1$ ketika $P_B > 0$, dan 0 sebaliknya; $P_B > 0$, dan 0 sebaliknya

$$f_1 = 1 + \left(\frac{0.05}{f_\mu} \right)^3, \quad f_2 = 1 - \exp(-R_T^2) \quad (\text{Chien, K.Y., 1982}) \quad (2.12)$$

Konstanta C_μ , $C_{\epsilon 1}$, $C_{\epsilon 2}$, σ_k , σ_ϵ didefinisikan secara empiris. Dalam Simulasi Alur, nilai tipikal berikut digunakan:

$$C_\mu = 0,09, C_{\epsilon 1} = 1,44, C_{\epsilon 2} = 1,92, \sigma_k = 1,3, \sigma_\epsilon = 1$$

2.4 Pengaruh Kecepatan Udara pada Kinerja Aerodinamika

2.4.1 Hubungan Antara Kecepatan Udara dan Gaya Aerodinamika

Kecepatan udara merupakan salah satu parameter utama dalam aerodinamika karena secara langsung mempengaruhi gaya angkat (lift) dan gaya hambat (drag). Ketika kecepatan udara meningkat, statistik tekanan di sekitar profil sayap akan berubah, menghasilkan perbedaan tekanan antara bagian atas dan bawah sayap. Perbedaan tekanan ini menciptakan gaya angkat yang lebih besar. Namun, peningkatan kecepatan udara juga meningkatkan gaya hambat akibat terjadinya kulit (skin gesekan tarikan) dan turbulensi pada aliran udara. Oleh karena itu, penting untuk memahami bagaimana kecepatan udara mempengaruhi distribusi tekanan dan aliran udara di sekitar profil NACA 0012 untuk mengoptimalkan kinerjanya dalam berbagai aplikasi (Steenwijk & Druetta, 2023).

2.4.2 Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Angka Reynold

Angka Reynolds adalah parameter tak berdimensi yang menggambarkan karakteristik aliran fluida, yang dipengaruhi oleh kecepatan udara, panjang karakteristik (panjang chord), densitas, dan viskositas fluida. Ketika kecepatan udara meningkat, angka Reynolds juga meningkat, yang dapat menyebabkan perubahan signifikan pada pola aliran, seperti transisi dari aliran laminar ke

turbulen. Pada profil NACA 0012, transisi ini dapat mempengaruhi efisiensi aerodinamika, termasuk pola distribusi tekanan, stabilitas aliran, dan total gaya angkat dan hambat. Memahami pengaruh kecepatan udara terhadap angka Reynolds sangat penting dalam desain dan optimalisasi profil aerodinamika (Yu et al., 2022).

Bilangan Reynold atau Reynold's Number (Re) merupakan kuantitas non dimensional yang merepresentasikan rasio antara gaya inersia terhadap gaya yang diakibatkan oleh viskositas fluida. Bilangan Reynold dapat digunakan untuk menentukan profil aliran, seperti laminar, transisi, dan turbulen.

$$R_e = \frac{\rho u D}{\mu} = \frac{u D}{\nu} \quad (\text{Osborne Reynolds, 1883}) \quad (2.13)$$

2.5 Hasil Penelitian Terkait

Beberapa studi telah dilakukan untuk menganalisis pengaruh kecepatan udara terhadap kinerja NACA 0012. Misalnya, penelitian oleh Kwon dan Lee (2016) menunjukkan bahwa pada kecepatan rendah, airfoil NACA 0012 menunjukkan peningkatan gaya angkat yang signifikan, tetapi pada kecepatan tinggi, drag meningkat secara drastis yang dapat mempengaruhi efisiensi keseluruhan. Penelitian lain oleh Saha dkk (2018) menekankan pentingnya sudut serang dalam menentukan kinerja aerodinamis pada berbagai kecepatan

BAB 3 METODE PENELITIAN

3.1 Tempat Dan Waktu Penelitian

3.1.1 Tempat

Adapun tempat dilakukannya simulasi pengaruh kecepatan udara terhadap naca 0012 ini dilakukan di gedung Teknik Lab Komputer, di Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

3.1.2 Waktu

Pengerjaan studi numerik ini dilaksanakan setelah mendapat persetujuan dari dosen pembimbing, terlihat pada Tabel 3.1 berikut.

Tabel 3. 1 Waktu Pelaksanaan Penelitian

No	Kegiatan	Waktu (bulan)					
		1	2	3	4	5	6
1	Pengajuan judul	■					
2	Penyediaan alat dan bahan	■	■				
3	Studi literatur Perancangan naca menggunakan software		■	■			
4	Penyelesaian skripsi			■	■		

3.2 Alat dan Bahan

Adapun alat dan bahan yang digunakan dalam studi numerik ini adalah:

3.2.1 Laptop

Spesifikasi Laptop yang digunakan dalam studi numerik ini adalah sebagai berikut:

1. Processor : AMD (Ryzen) 5 7520U (8 CPUs) 2.8GHz
2. Ram : 8.00 G

3. Operation System : *Windows 11 Home Single Language 64-bit*



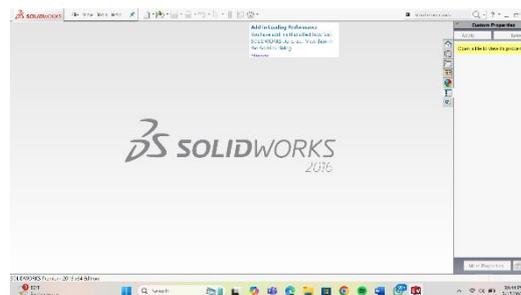
Gambar 3.1 Laptop

3.2.2 Software Solidworks

Software Solidworks yang sudah terinstal pada laptop adalah Solidwork 2016 dengan persyaratan sistem pada computer.

1. Perangkat Lunak Solidworks 2016

Progra solidworks merupakan program computer yang berfungsi untuk melakukan desain dan analisa kekuatan maupun aliran. Program tersebut dapat membantu kita dalam membuat desain. Dengan demikian, selain biaya yang dikeluarkan berkurang, waktu market dari benda pun dapat dipercepat. Solidworks dibuat dengan berdasarkan metode elemen hingga.



Gambar 3.2 Software Solidworks

3.2.3 Bahan yang digunakan

1. Literatur

Bahan berupa literatur berisi hasil-hasil penelitian terdahulu yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dikerjakan.

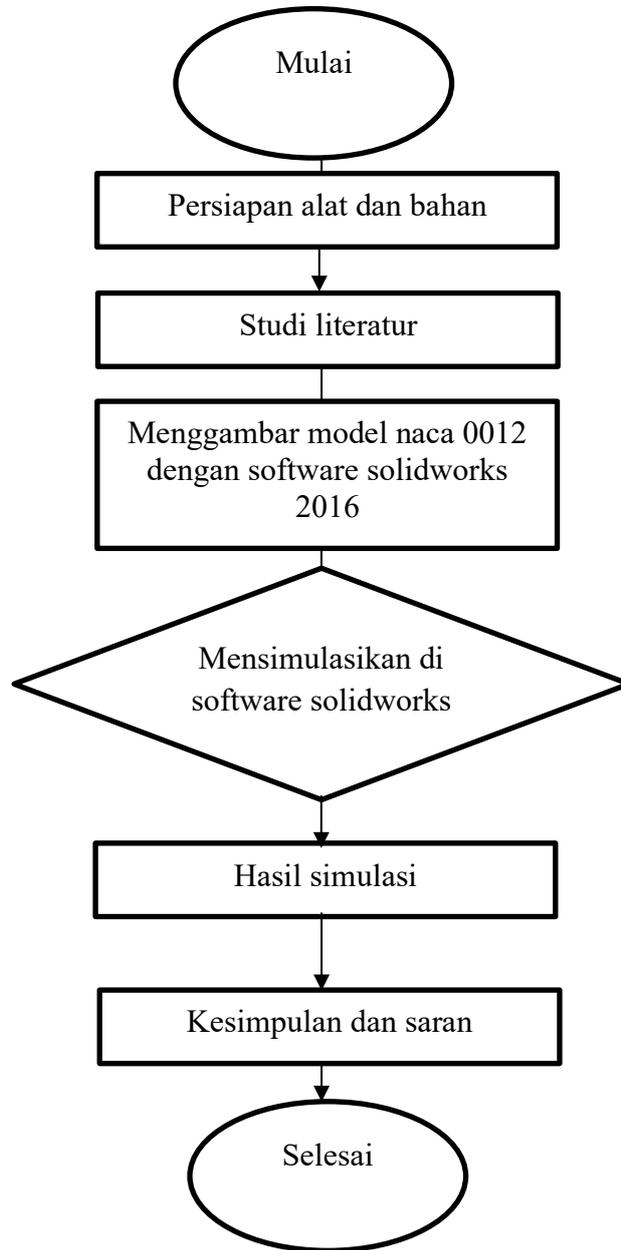
2. Buku-Buku Referensi

Bahan berupa buku referensi yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dikerjakan dan mendapatkan landasan teori sesuai dengan penelitian.

3. Jurnal-Jurnal

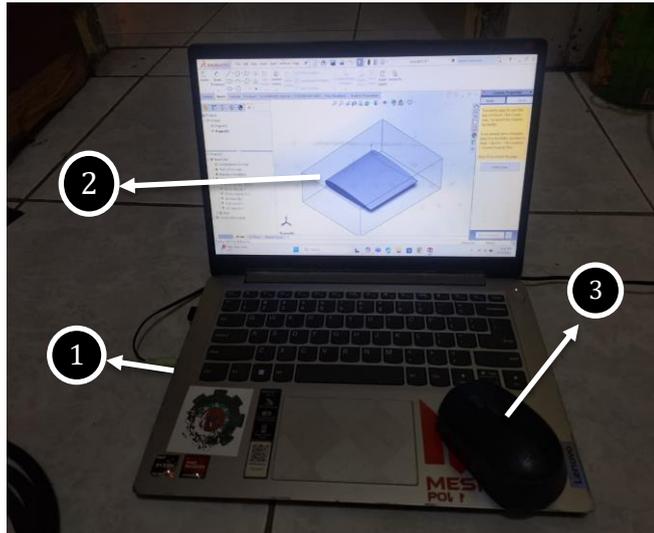
Jurnal berupa ketikan berisi penelitian terdahulu yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dikerjakan.

3.3 Diagram Alir



Gambar 3. 3 Diagram Alir

3.4 Set Up Alat Uji



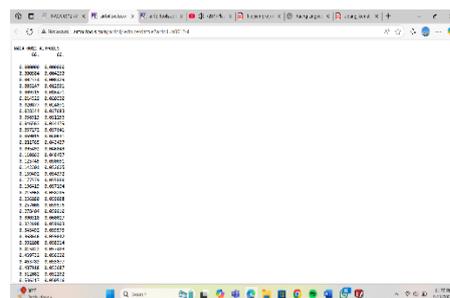
Keterangan:

1. Komputer/Laptop
2. Software Solidworks
3. mose

3.5 Prosedur Perancangan

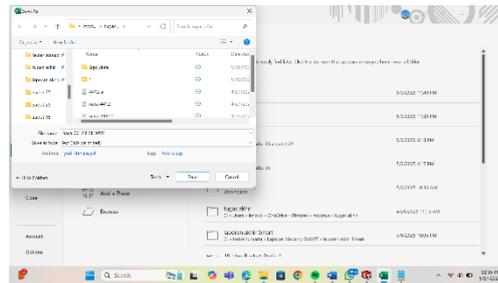
Pada tahapan ini penulis membuat desain geometri 2D sudu turbin angin vertikal jenis NACA 0012 menggunakan software solidworks. Adapun Langkah-langkah yang dilakukan adalah:

1. Nyalakan laptop yang akan digunakan untuk merancang desain airfoil NACA 0012
2. Download jenis NACA yang diinginkan dari internet yaitu NACA 0012 Pilih NACA 0012, kemudian klik dan download. setelah itu, salin data ke Microsoft excel.



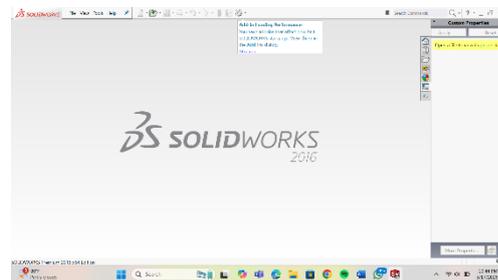
Gambar 3.7 Data numerik NACA 0012

3. Lalu salin ke excel untuk mengganti format file, kemudian Save program excel dengan mengganti type filenya dari excel workbook menjadi text (tab delimited)



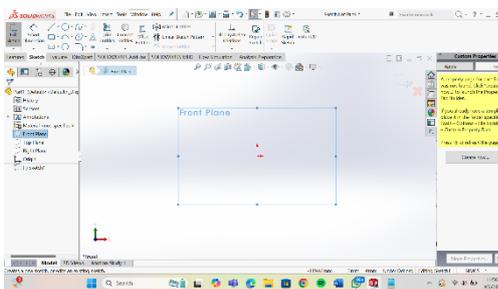
Gambar 3.8 Save NACA

4. Buka software solidworks pada computer
5. Pilih “New Document” pada sudut kanan atas tampilan software Solidworks 2016, Kemudian pilih “Part” dan pilih “Ok”.



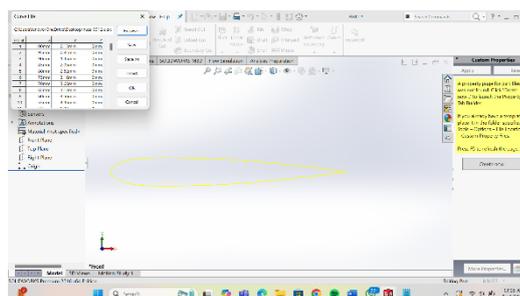
Gambar 3.9 Tampilan awal solidworks

6. Pilih front plane klik kanan pada logo sketch.



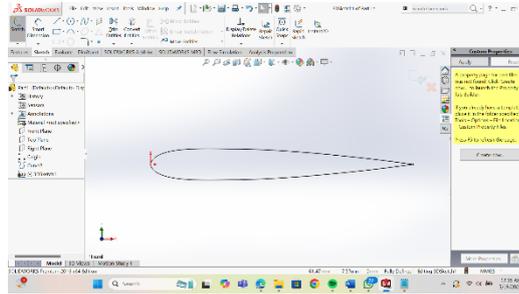
Gambar 3.10 pemilihan front plane

7. Pilih Insert klik curve untuk import data dari excel ke solidworks.



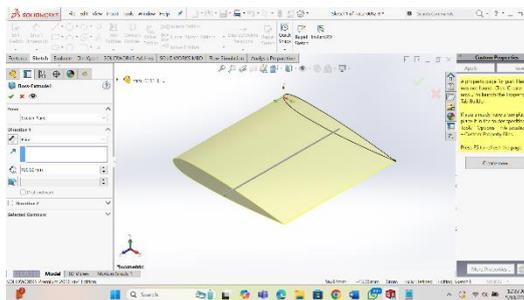
Gambar 3.11 Import numerik ke solidworks

8. Kemudian klik OK untuk menghasilkan data dari text tab yang telah di import dan akan muncul bentuk NACA 0012 yang telah ditentukan.



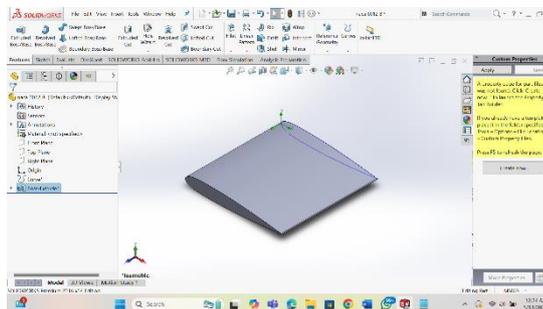
Gambar 3.12 NACA 0012 2D

9. menentukan ukuran dari sudut NACA 0012 sesuai yang diinginkan.



Gambar 3.13 menentukan lebar NACA 0012

10. Hasil jadi sudut pada turbin angin dengan jenis NACA 0012 telah selesai di desain kemudian akan di simulasikan pada solidworks flow simulation.



Gambar 3.14 hasil profil NACA 0012

3.5 Prosedur Simulasi

Adapun untuk melakukan simulasi NACA pada software solidworks dengan melakukan tahapan berikut ini yaitu:

4. Input data

Dalam tahap pelaksanaan flow simulation, terdapat data yang harus dilakukan penginputan untuk mendapatkan hasil simulasi, adapun input data tersebut antara lain:

➤ General setting

Analysis type : External

Fluids : air (gases)

Pressure : 101325 Pa

Temperature : 30 °C

Velocity : 2,4,5,6, dan 8 m/s

➤ Goals

- Minimum Total Pressure
- Average Total Pressure
- Maximum Total Pressure
- Average Density (Fluid)
- Minimum Velocity (X)
- Average Velocity (X)
- Maximum Velocity (X)
- Force (X)
- Force (Y)
- CL
- CD
- Re

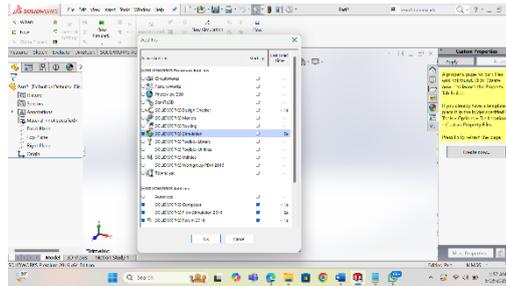
➤ Mesh

- 500-1000 Mesh

5. Tahapan Simulasi

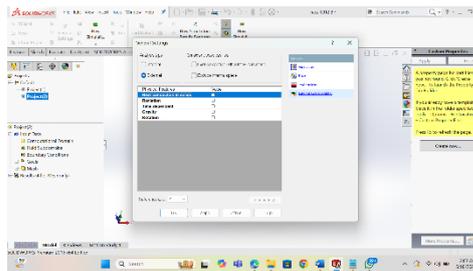
Berikut merupakan tahapan proses simulasi NACA :

1. Masuk fitur solidworks flow simulation, Pada menu klik add-ind beri tanda centang pada kotak flow simulation.



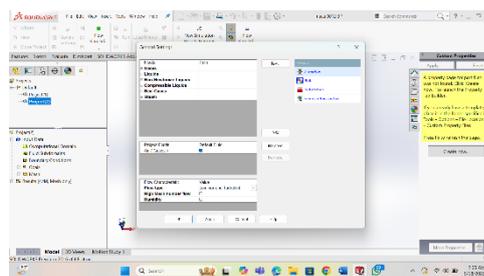
Gambar 3.15 penambahan fitur flow simulation

2. Lalu melakukan simulasi aliran dengan langkah klik pada menu flow simulation - wizard - klik next – beritanda biru dan centang pada aliran external – next.



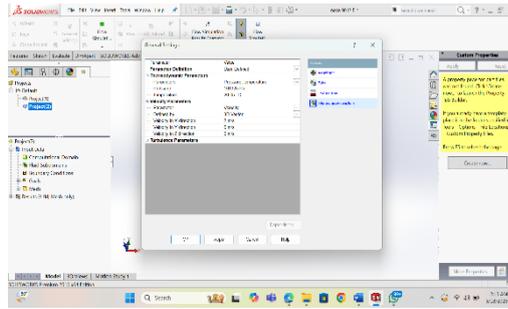
Gambar 3.16 pemilihan aliran fluida

3. Memilih jenis fluida yang akan digunakan saat simulasi, berhubung fluida yang digunakan adalah udara maka beri tanda centang pada air.



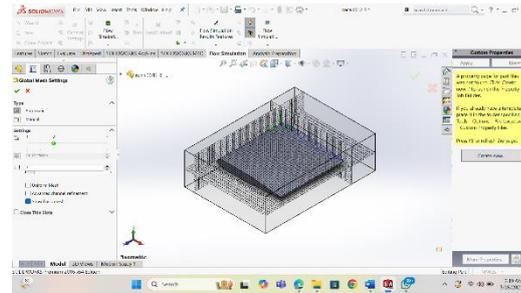
Gambar 3.17 Menentukan jenis fluida

4. Kemudian klik kanan pada boundary condition dan memberikan nilai inlet velocity yang telah di tentukan, pada penelitian ini velocity yang telah ditentukan yaitu 2, 4, 5, 6, dan 8 m/s setelah itu klik centang dan merubah suhu dai Kelvin ke celcius.
5. Mengatur Computational domain



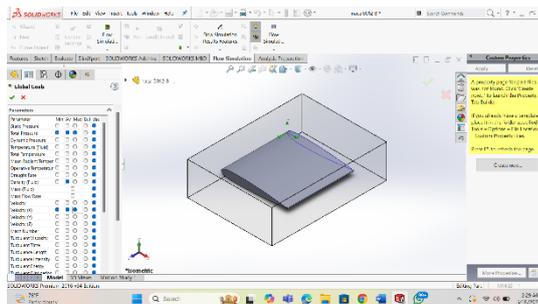
Gambar 3.18 Insert Computational Domain

6. Pemilihan *mesh*



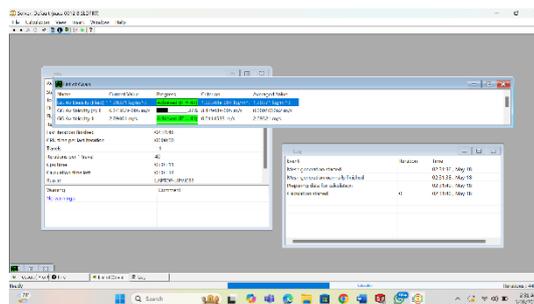
Gambar 3.19 setting meshing

7. Memilih goal dengan mengklik kanan pada goal



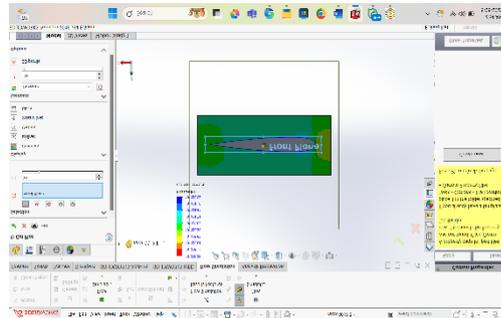
Gambar 3. 20 menentukan goals

8. Selanjutnya klik run dan menunggu proses run selesai untuk mendapatkan hasil yang ingin di jalankan dari model yang telah dibuat



Gambar 3.21 proses *running*

9. Apabila proses running sudah selesai, maka klik result – klik cut plot – pilih plane atau bagian perpotongan yang ingin dilihat hasil simulasinya – right plane – klik tanda centang hijau.



Gambar 3.22 *Cut plot*

BAB 4

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 *Flow Simulation*

Solidworks Flow Simulation memanfaatkan metode simulasi numerik untuk memperoleh karakteristik aliran udara yang dihasilkan. Perangkat lunak ini digunakan untuk menganalisis aliran fluida serta perpindahan panas secara efisien dan cepat. Namun, dalam tugas akhir ini hanya difokuskan pada analisis aliran fluida tanpa melibatkan proses perpindahan panas. Flow Simulation mempermudah pemahaman terhadap gaya serta pengaruh dari fluida tersebut.

4.2 Hasil Simulasi

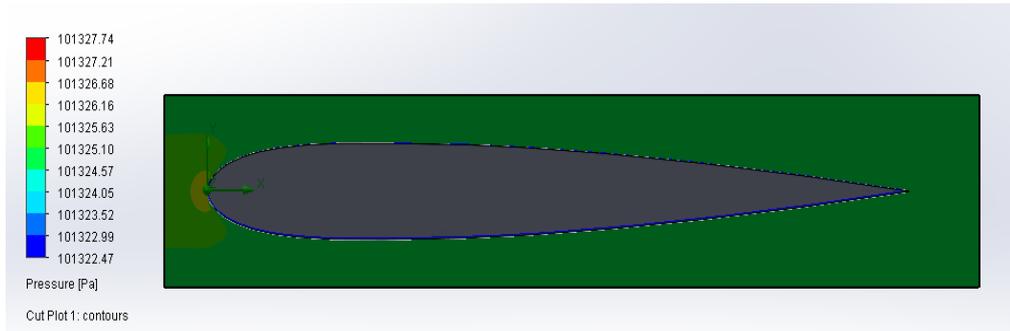
Dalam melakukan evaluasi terhadap data hasil simulasi menggunakan airfoil tipe NACA 0012 pada perangkat lunak SolidWorks, dilakukan variasi percepatan aliran udara hingga lima tingkat kecepatan dan menggunakan empat sudut serang. Simulasi ini dilakukan berdasarkan variasi kecepatan aliran yang telah ditentukan, yaitu masing-masing sebesar 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s. dan untuk sudut serang yang di gunakan adalah 0°, 15°, 25°, 35°. Di bawah ini merupakan hasil simulasi dari SolidWorks Flow Simulation berdasarkan variasi kecepatan dan sudut serang yang digunakan:

4.2.1 Hasil simulasi distribusi *pressure*

Berikut merupakan hasil simulasi airfoil NACA 0012 dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5m/s, 6 m/s dan 8 m/s, pada tiap-tiap sudut serang. sehingga dapat hasil simulasi sebagai berikut:

1. Distribusi *pressure* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 0°.

a. *Inlet* kecepatan 2 m/s



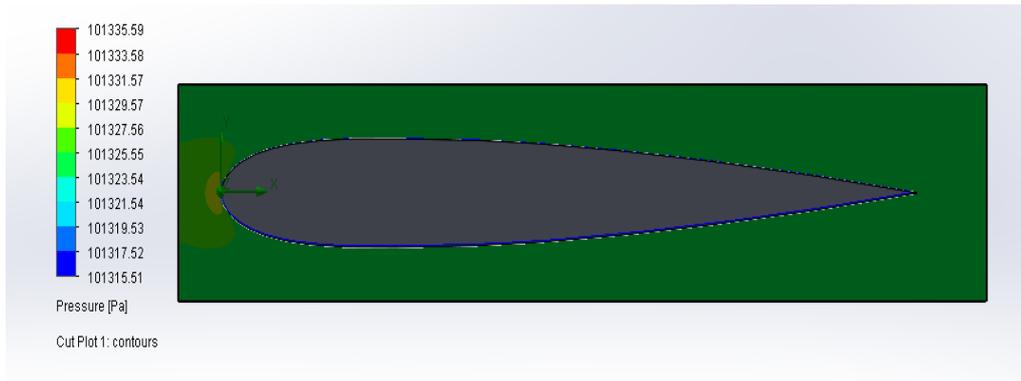
Gambar 4.1 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.1 terlihat bahwa area di sekitar profil airfoil NACA menunjukkan variasi tekanan yang relatif kecil, sesuai dengan kondisi aliran laminar dan simetris akibat sudut serang nol. Warna hijau mendominasi area di sekitar profil, mengindikasikan tekanan udara yang mendekati tekanan atmosfer yang sesuai dengan kecepatan rendah (2 m/s). Di bagian leading edge (ujung depan airfoil), terdapat sedikit peningkatan tekanan (ditunjukkan dengan gradasi warna menuju kuning), sedangkan di bagian trailing edge (ujung belakang), tekanan cenderung kembali stabil.

Distribusi tekanan yang simetris antara permukaan atas dan bawah menegaskan bahwa pada sudut serang nol, tidak terjadi perbedaan tekanan signifikan yang dapat menghasilkan gaya angkat (lift). Adapun hal yang membedakan antara penelitian saya dengan peneliti sebelumnya dapat dilihat seperti di bawah ini.

Berdasarkan penemuan terdahulu oleh (Widyanto, Dwi 2024) 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.

b. *Inlet* kecepatan 4 m/s

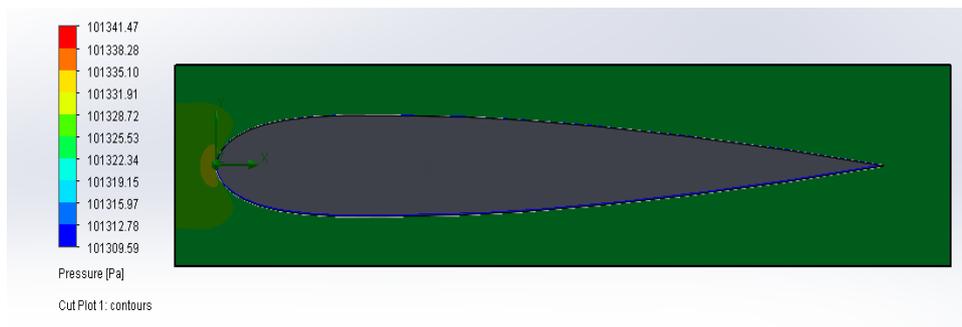


Gambar 4.2 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 0°

Dari Gambar 4.2 kita bisa melihat bahwa kontur tekanan memiliki pola distribusi tekanan di sekitar airfoil tetap simetris karena sudut serangnya adalah 0° . Namun, dibandingkan dengan pada kecepatan 2 m/s, terdapat peningkatan perbedaan tekanan antara bagian depan (leading edge) dan bagian bawah serta atas airfoil. Hal ini terlihat dari gradasi warna yang lebih jelas, terutama di area sekitar ujung depan airfoil, di mana tekanan lebih tinggi (terlihat dari warna menuju merah), dan sedikit penurunan tekanan di area atas airfoil (lebih ke arah warna hijau atau biru muda).

Skala tekanan pada legenda menunjukkan nilai maksimum yang lebih tinggi dibandingkan dengan simulasi kecepatan 2 m/s. Ini sesuai dengan prinsip Bernoulli, di mana peningkatan kecepatan aliran menyebabkan perubahan distribusi tekanan yang lebih signifikan, meskipun sudut serangnya tetap nol.

c. *Inlet* kecepatan 5 m/s

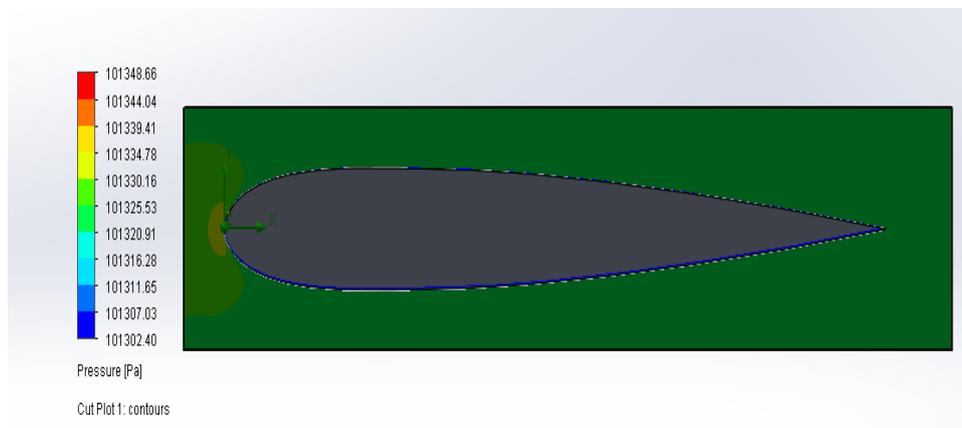


Gambar 4.3 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.3 kita dapat melihat bahwa seperti distribusi tekanan tetap simetris di sekitar permukaan atas dan bawah airfoil karena sudut serangnya adalah 0° . Namun, pada kecepatan 5 m/s, perbedaan tekanan antara titik stagnasi di ujung depan airfoil dan bagian lainnya menjadi semakin jelas. Warna kuning pada bagian depan airfoil menunjukkan adanya tekanan stagnasi yang tinggi akibat aliran udara yang terhambat saat bertemu dengan leading edge. Sementara itu, di sepanjang permukaan atas dan bawah, tekanan menurun (menuju hijau kebiruan), menandakan percepatan aliran udara di sekitar profil.

Meskipun gaya angkat yang dihasilkan tetap sangat kecil karena sudut serang nol, efek dari peningkatan kecepatan mulai menunjukkan gradien tekanan yang lebih tajam, yang berarti bahwa aliran mulai menunjukkan karakteristik dinamis yang lebih signifikan.

d. *Inlet* kecepatan 6 m/s

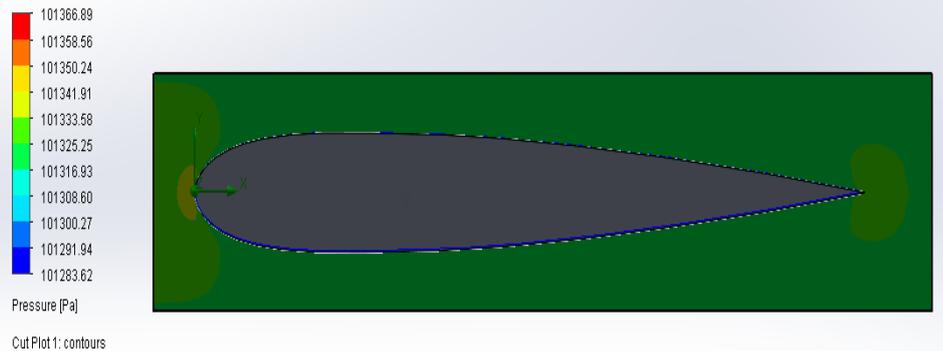


Gambar 4.4 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.4 terlihat bahwa tekanan tertinggi berada di bagian ujung depan airfoil (leading edge), ditandai dengan warna merah hingga oranye. Ini menandakan adanya titik stagnasi, yaitu titik di mana aliran udara berhenti sesaat sebelum terbagi untuk mengalir ke bagian atas dan bawah airfoil. Pada bagian permukaan atas dan bawah airfoil, distribusi tekanan tampak simetris dengan warna yang cenderung seragam, menunjukkan tidak adanya perbedaan tekanan yang signifikan antara kedua sisi. Hal ini sesuai dengan kondisi sudut serang nol, di mana aliran udara tidak mengalami penyimpangan arah yang menyebabkan perbedaan tekanan yang besar.

Warna biru kehijauan yang mendominasi bagian belakang airfoil menunjukkan area dengan tekanan yang lebih rendah, namun tetap dalam rentang yang tidak terlalu ekstrem. Secara keseluruhan, pola distribusi tekanan ini menggambarkan kondisi aliran yang stabil dan simetris, dengan gaya angkat (lift) yang minimal akibat tidak adanya sudut serang. Hasil ini sesuai dengan prinsip dasar aerodinamika bahwa pada sudut serang 0 derajat, airfoil menghasilkan gaya angkat yang sangat kecil atau bahkan nol karena tidak terjadi perbedaan tekanan signifikan antara permukaan atas dan bawah.

e. *Inlet* kecepatan 8 m/s



Gambar 4.5 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 0°

Dari kontur tekanan yang ditampilkan pada Gambar 4.5 tampak bahwa tekanan tertinggi masih berada pada bagian depan airfoil (leading edge), terlihat dari gradasi warna merah ke kuning, yang menandakan adanya titik stagnasi di mana aliran udara bertabrakan langsung dengan permukaan airfoil.

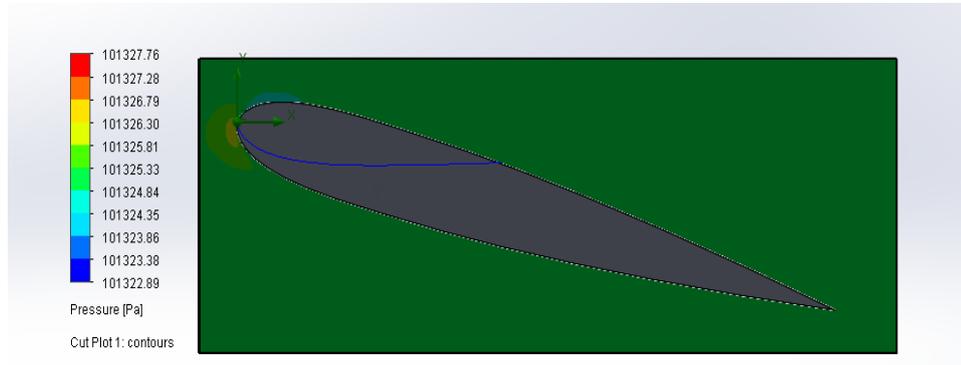
Distribusi tekanan di permukaan atas dan bawah airfoil terlihat cukup simetris, sesuai dengan sudut serang nol derajat. Tidak tampak perbedaan tekanan yang besar antara kedua sisi, yang berarti gaya angkat yang dihasilkan masih sangat kecil atau hampir tidak ada. Warna yang mendominasi permukaan airfoil dan aliran di sekitarnya adalah hijau kebiruan, mengindikasikan tekanan yang menurun secara bertahap ke arah belakang (trailing edge).

Dengan meningkatnya kecepatan dari 2 m/s, 4m/s, 5m/s, dan 6 m/s menjadi 8 m/s, terjadi sedikit peningkatan gradien tekanan di area depan, namun distribusi keseluruhan tetap stabil dan seimbang. Ini menunjukkan bahwa meskipun

kecepatan bertambah, selama sudut serang tetap nol, pola aliran tetap simetris dan gaya aerodinamis seperti lift tetap minimal

2. Distribusi *pressure* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 15°.

a. *Inlet* kecepatan 2 m/s



Gambar 4.6 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 15°

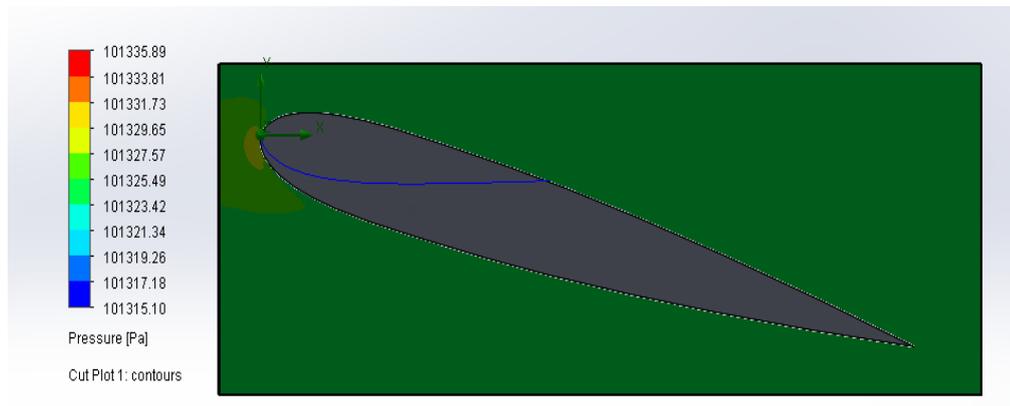
Dari visualisasi kontur tekanan pada Gambar 4.6, terlihat adanya perbedaan tekanan yang cukup signifikan antara permukaan atas dan bawah airfoil. Pada bagian depan airfoil (leading edge), sisi bawah menunjukkan tekanan yang lebih tinggi, ditandai dengan warna kuning hingga oranye, sementara sisi atas mengalami penurunan tekanan yang cukup tajam ditandai dengan warna biru kehijauan. Ini sesuai dengan prinsip Bernoulli, di mana peningkatan kecepatan aliran di atas airfoil menyebabkan tekanan berkurang, sementara aliran yang melambat di bawah meningkatkan tekanan.

Perbedaan tekanan ini menunjukkan adanya pembentukan gaya angkat yang cukup besar akibat sudut serang yang tinggi. Selain itu, kontur tekanan di bagian atas airfoil cenderung menyempit dengan cepat ke arah belakang, yang dapat mengindikasikan adanya kemungkinan separasi aliran jika kecepatan dinaikkan atau viskositas tidak cukup rendah. Distribusi tekanan ini menggambarkan bagaimana sudut serang besar dapat meningkatkan performa aerodinamis dalam hal gaya angkat, namun juga berisiko menimbulkan stall jika sudut ditambah lebih jauh.

Adapun pada kecepatan 2m/s ini dengan sudut serang 15 derajat memiliki perbedaan dengan peneliti sebelumnya yang ditunjukkan oleh anak panah terjadi

pada sudut serang kritis terlihat pada sudut 15 derajat ini. Menggunakan airfoil naca 2415 pada kecepatan yang sama yaitu 5m/s (Al Faris, at al. 2020).

b. *Inlet* kecepatan 4 m/s

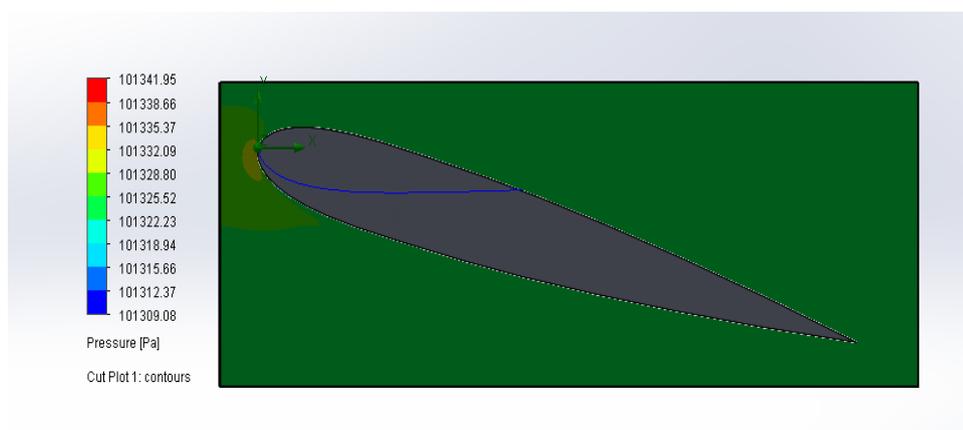


Gambar 4.7 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.7 terlihat adanya perbedaan distribusi tekanan antara sisi atas dan bawah airfoil. Warna hijau kebiruan yang mendominasi sisi atas airfoil menunjukkan adanya tekanan yang lebih rendah dibandingkan sisi bawah yang memiliki warna hijau kekuningan. Hal ini disebabkan oleh percepatan aliran udara di atas airfoil akibat bentuk profil dan sudut serang yang cukup besar. Tekanan yang lebih rendah di sisi atas menciptakan gaya angkat (lift) yang mendukung prinsip kerja airfoil.

Distribusi tekanan yang cukup ekstrem di bagian leading edge (ujung depan airfoil) mengindikasikan bahwa sudut serang 15 derajat menyebabkan gradien tekanan yang signifikan.

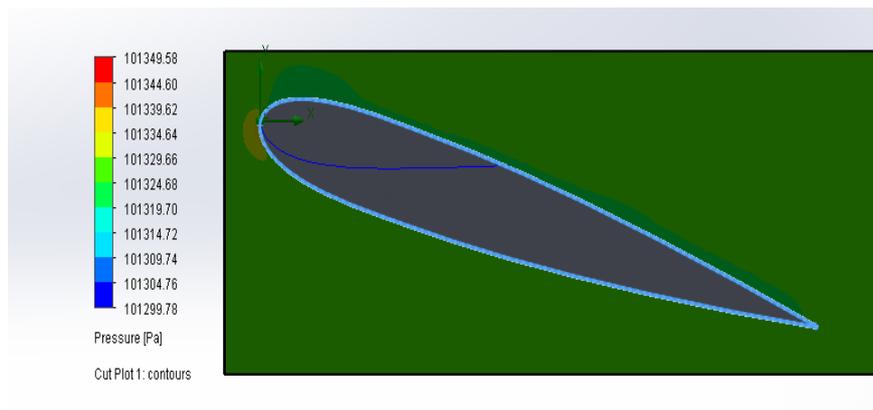
c. *Inlet* kecepatan 5 m/s



Gambar 4.8 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.8 terlihat Pada kondisi ini, terlihat adanya perbedaan tekanan yang cukup signifikan antara permukaan atas dan bawah airfoil. Permukaan atas airfoil didominasi oleh warna biru keunguan yang menunjukkan tekanan rendah, sedangkan permukaan bawah memperlihatkan warna hijau dan kekuningan yang mengindikasikan tekanan yang lebih tinggi. Fenomena ini disebabkan oleh peningkatan kecepatan aliran udara di atas airfoil akibat sudut serang yang tinggi, yang menghasilkan penurunan tekanan sesuai prinsip Bernoulli.

d. *Inlet* kecepatan 6 m/s

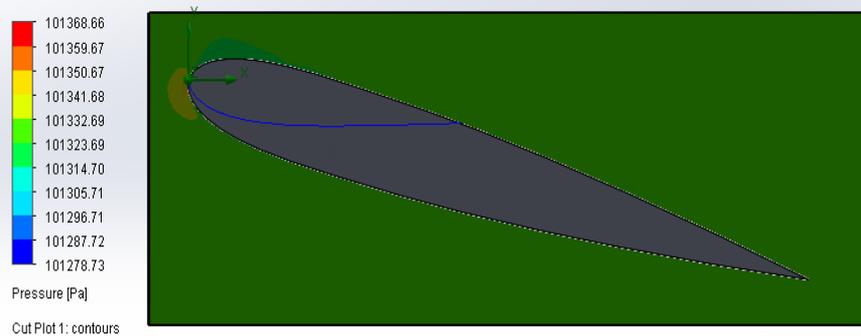


Gambar 4.9 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.9 kondisi ini, terlihat peningkatan perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah airfoil dibandingkan dengan kecepatan yang lebih rendah. Warna biru keunguan pada permukaan atas airfoil menunjukkan area dengan tekanan rendah akibat percepatan aliran udara di atas profil airfoil. Sementara itu, permukaan bawah didominasi oleh warna hijau dan kuning yang menunjukkan tekanan lebih tinggi. Kondisi ini menciptakan gradien tekanan yang besar yang menghasilkan gaya angkat (lift) yang signifikan.

Pada bagian leading edge terlihat akumulasi tekanan tinggi (warna oranye-kuning) akibat impak aliran udara. Sementara tekanan rendah di bagian atas menandakan adanya percepatan aliran yang kuat, yang sekaligus berpotensi menyebabkan separasi aliran jika kondisi ini semakin ekstrim.

e. *Inlet* kecepatan 8 m/s



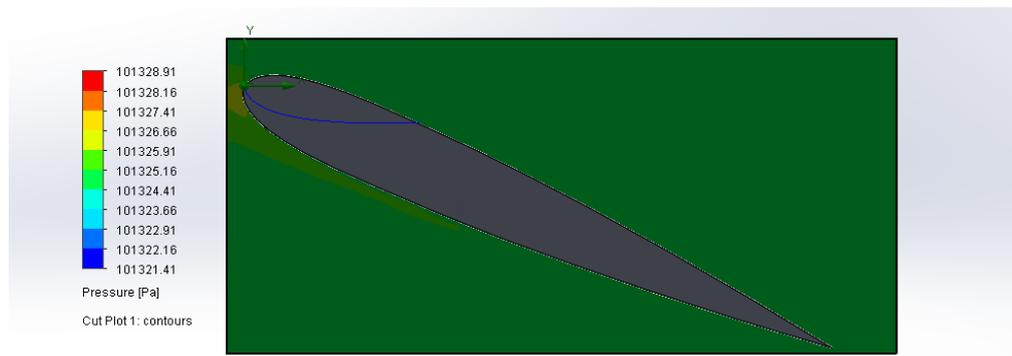
Gambar 4.10 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 15°

Gambar 4.10 menunjukkan kondisi perbedaan tekanan yang semakin besar dibandingkan pada kecepatan yang lebih rendah, yang terlihat dari gradasi warna yang lebih ekstrem antara sisi atas dan bawah airfoil. Permukaan atas airfoil didominasi oleh warna biru tua hingga ungu yang menunjukkan tekanan sangat rendah akibat percepatan aliran udara yang tinggi di atas permukaan. Sebaliknya, permukaan bawah terlihat lebih hijau dan kekuningan, yang menandakan tekanan lebih tinggi. Perbedaan tekanan ini memperbesar gaya angkat (*lift*) yang dihasilkan oleh airfoil.

Pada area *leading edge*, tampak akumulasi tekanan tinggi (berwarna oranye hingga merah muda) akibat tumbukan aliran langsung dengan permukaan depan airfoil. Ini menunjukkan bahwa tekanan stagnasi meningkat seiring dengan bertambahnya kecepatan.

3. Distribusi *pressure* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 25°.

a. *Inlet* kecepatan 2 m/s

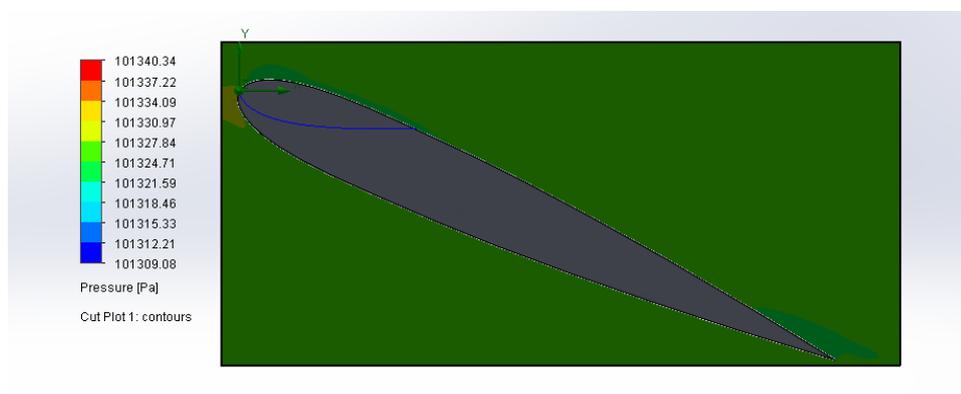


Gambar 4.11 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 25°

Pada kondisi ini, terjadi perubahan pola tekanan yang signifikan akibat tingginya sudut serang, meskipun kecepatan relatif rendah. Permukaan atas airfoil didominasi oleh warna biru keunguan yang menunjukkan tekanan rendah. Hal ini menandakan terjadinya percepatan aliran di atas permukaan airfoil, meskipun tidak sekuat pada kecepatan yang lebih tinggi. Namun, karena sudut serang sangat besar.

Di bagian bawah airfoil, tekanan relatif lebih tinggi, ditunjukkan oleh warna hijau hingga kuning muda, menandakan adanya gaya angkat (lift), walaupun tidak optimal. Akumulasi tekanan tinggi di bagian leading edge juga tampak jelas, akibat tumbukan langsung aliran udara dengan permukaan depan airfoil.

b. *Inlet velocity* 4 m/s



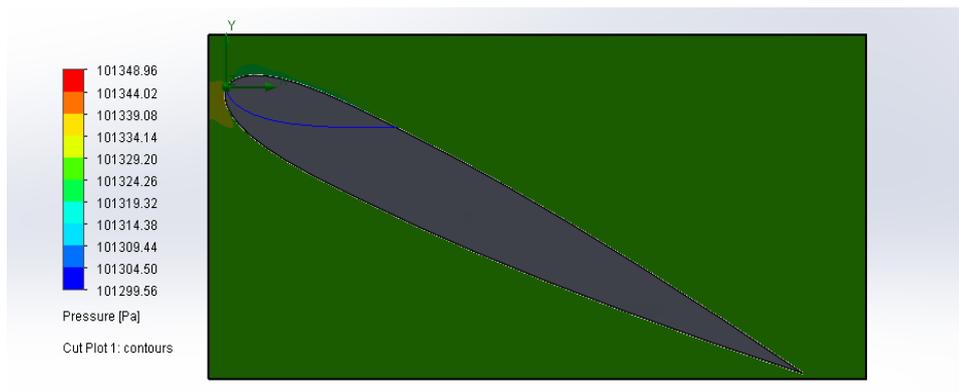
Gambar 4.12 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.12 terlihat bahwa tekanan rendah (warna biru) mulai berkembang lebih luas di bagian atas permukaan airfoil, menandakan peningkatan

percepatan aliran udara. Namun, akibat sudut serang yang ekstrem, aliran di atas permukaan berpotensi mengalami separasi, sehingga gaya angkat yang dihasilkan tidak maksimal dan kemungkinan terjadi stall meningkat.

Tekanan tinggi masih tampak di bagian bawah airfoil (warna hijau hingga kuning), menunjukkan perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah yang tetap menghasilkan gaya angkat, meskipun tidak seefisien pada sudut serang lebih rendah. Tekanan stagnasi di leading edge juga terlihat jelas akibat benturan langsung aliran udara.

c. *Inlet* kecepatan 5 m/s

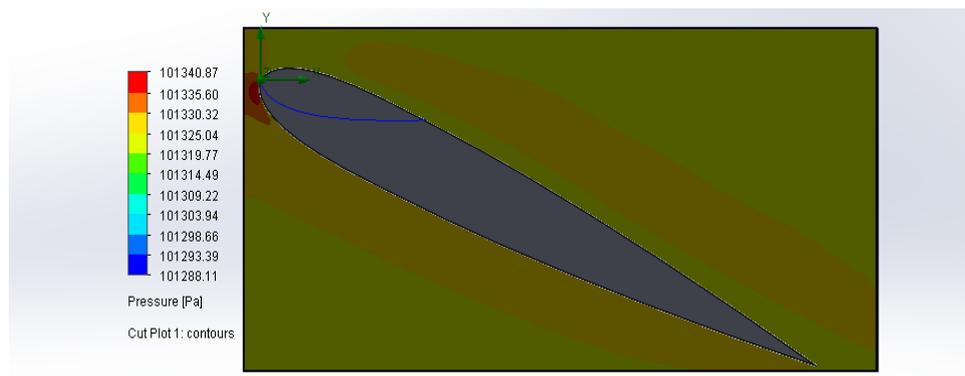


Gambar 4.13 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.13 dapat dilihat tekanan rendah masih dominan di bagian atas airfoil (ditunjukkan oleh gradasi biru ke ungu), menandakan percepatan aliran udara di permukaan atas akibat efek aerofoil. Namun, karena sudut serang cukup besar, pola tekanan menunjukkan kemungkinan terjadinya separasi aliran di sisi atas, yang dapat mengurangi efisiensi gaya angkat dan meningkatkan risiko stall.

Sementara itu, bagian bawah airfoil mempertahankan area tekanan lebih tinggi (warna hijau ke kuning), menciptakan beda tekanan yang menghasilkan gaya angkat. Dibandingkan kecepatan 4 m/s pada sudut serang sama, gaya angkat cenderung lebih besar pada kecepatan ini, namun risiko kehilangan aliran (stall) tetap tinggi karena sudut serangnya masih ekstrem.

d. *Inlet* kecepatan 6 m/s

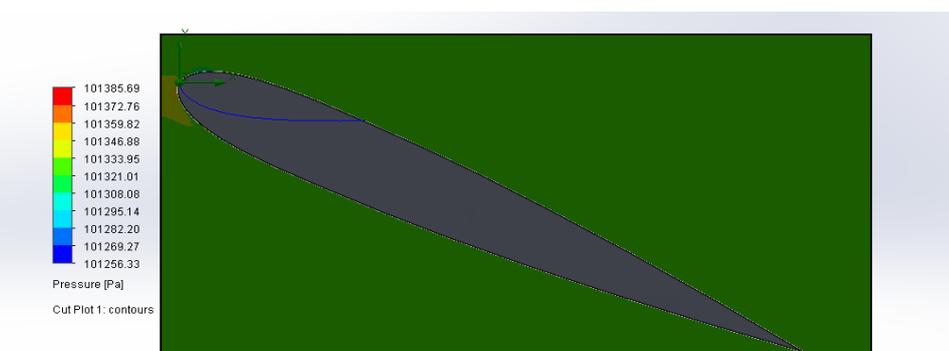


Gambar 4.14 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.14 terlihat area tekanan rendah yang lebih luas di permukaan atas airfoil (warna biru ke ungu), mengindikasikan peningkatan percepatan aliran. Namun, terlihat juga munculnya tekanan tinggi (merah) di leading edge bagian atas yang menandakan kemungkinan stagnasi atau separasi awal. Permukaan bawah tetap menunjukkan tekanan lebih tinggi (kuning kehijauan), menciptakan beda tekanan signifikan untuk menghasilkan gaya angkat. Namun, dengan sudut serang yang ekstrem, ditambah peningkatan kecepatan, potensi terjadinya stall menjadi lebih besar akibat separasi aliran yang mulai dominan.

Secara keseluruhan, gaya angkat meningkat dibandingkan simulasi kecepatan sebelumnya, namun diikuti oleh peningkatan risiko penurunan efisiensi aerodinamis.

e. *Inlet* kecepatan 8 m/s



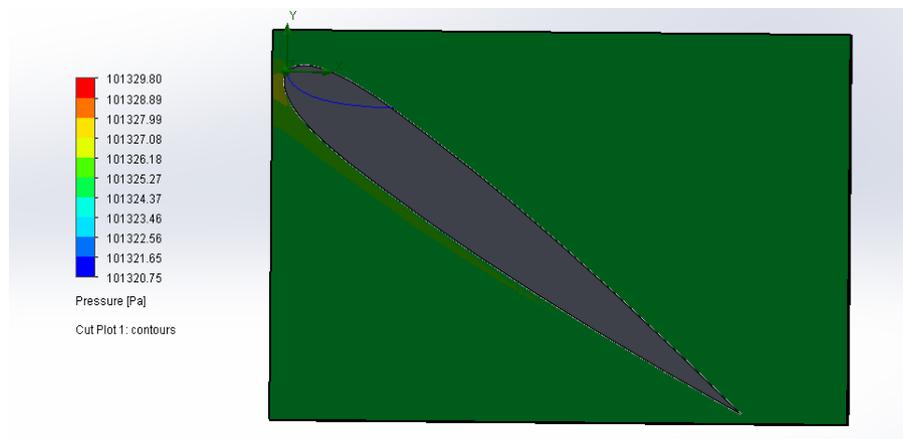
Gambar 4.15 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.15 terlihat area tekanan rendah (warna biru ke ungu) semakin dominan di bagian atas airfoil, yang menunjukkan peningkatan kecepatan aliran udara dan memperbesar perbedaan tekanan terhadap permukaan bawah. Namun, warna merah di bagian leading edge atas menandakan tekanan tinggi akibat stagnasi, dan adanya area tekanan tinggi yang cukup signifikan bisa mengindikasikan terjadinya separasi aliran. Kondisi ini memperbesar risiko stall, meskipun gaya angkat masih terbentuk dengan baik.

Dengan peningkatan kecepatan, distribusi tekanan semakin tajam, memperbesar gaya angkat namun dengan potensi menurunnya efisiensi akibat gangguan aliran pada permukaan atas.

4. Distribusi *pressure* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 45°.

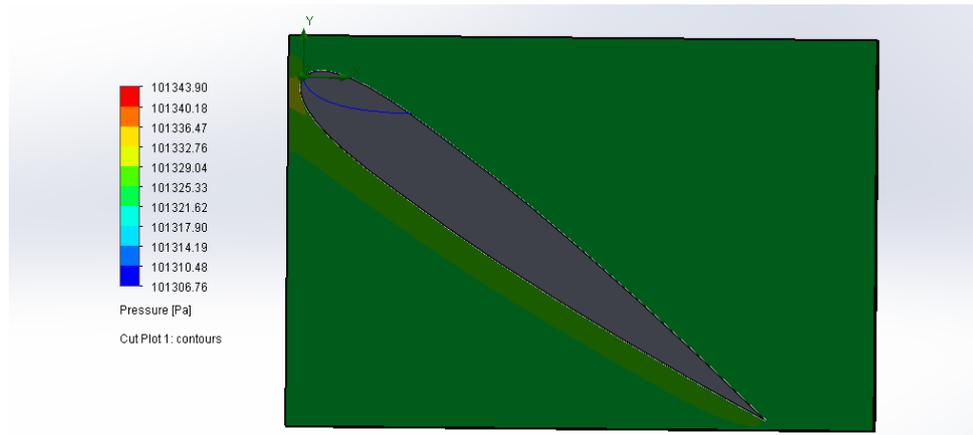
a. *Inlet* kecepatan 2 m/s



Gambar 4.16 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.16 terlihat bahwa perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah tidak terlalu signifikan (kisaran tekanan mendekati seragam), ditunjukkan oleh warna hijau yang mendominasi. Area tekanan tinggi (merah dan kuning) hanya sedikit terbentuk di bagian leading edge bawah, sedangkan tekanan rendah (biru muda) mulai muncul di permukaan atas, meskipun tidak terlalu luas. Ini mengindikasikan gaya angkat yang kecil, dan kemungkinan besar aliran sudah mulai terseparasi secara signifikan akibat sudut serang ekstrem.

b. *Inlet* kecepatan 4 m/s

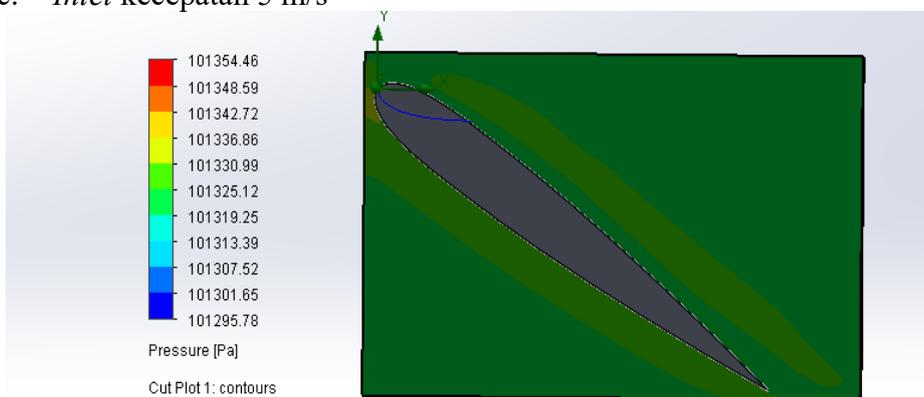


Gambar 4.17 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.17 terlihat adanya peningkatan tekanan di bagian bawah leading edge (warna merah-kuning), serta zona tekanan rendah yang lebih jelas di bagian atas airfoil (warna biru muda hingga hijau kekuningan). Distribusi ini menandakan mulai terbentuknya gaya angkat yang lebih signifikan dibanding kecepatan 2 m/s. Namun, sudut serang yang masih ekstrem tetap menunjukkan indikasi stall, yaitu aliran udara di bagian atas kemungkinan besar tidak sepenuhnya mengikuti kontur permukaan airfoil.

Secara umum, peningkatan kecepatan memperbesar perbedaan tekanan atas dan bawah, tetapi karena sudut serang tinggi, efisiensi tetap terbatas dan fenomena separasi aliran masih dominan.

c. *Inlet* kecepatan 5 m/s

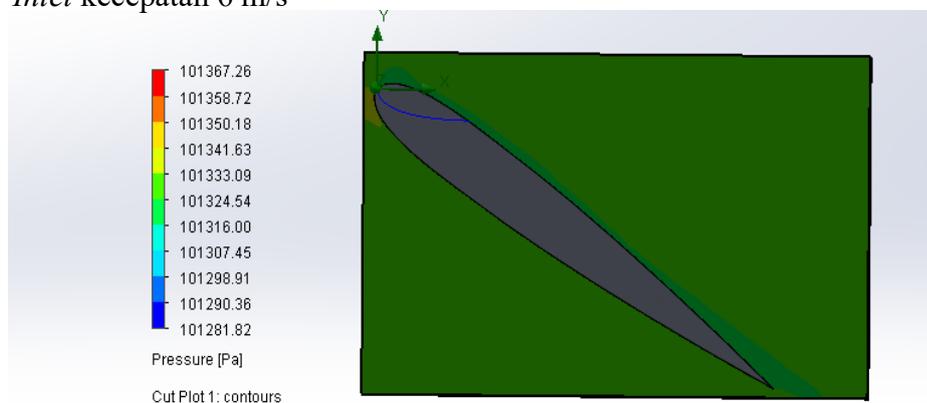


Gambar 4.18 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.18 tampak bahwa tekanan tertinggi (zona merah-kuning) masih terpusat di bagian leading edge bawah airfoil, sementara bagian atas menunjukkan tekanan lebih rendah (zona biru dan hijau), menandakan adanya perbedaan tekanan yang menciptakan gaya angkat. Namun, karena sudut serang sangat tinggi, terdapat indikasi separasi aliran di bagian atas airfoil, yang menyebabkan penurunan efisiensi gaya angkat dan potensi terjadinya stall. Dibandingkan simulasi kecepatan 4 m/s, kontur tekanan kini tampak lebih menyebar, menandakan pengaruh kecepatan terhadap distribusi tekanan semakin besar.

Dengan demikian, meskipun gaya angkat meningkat karena perbedaan tekanan lebih besar, efek sudut serang ekstrem tetap membatasi kinerja aerodinamis secara optimal.

d. *Inlet* kecepatan 6 m/s

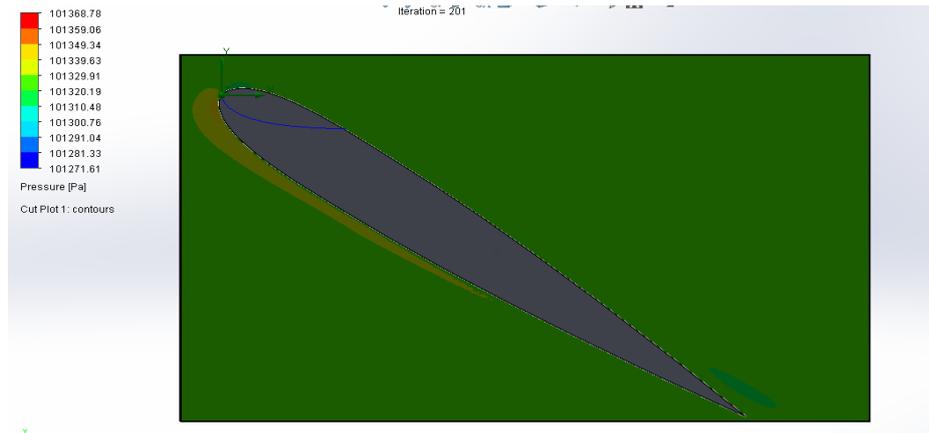


Gambar 4.19 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.19 dapat di lihat Pola kontur tekanan menunjukkan bahwa tekanan tinggi masih terkonsentrasi di bagian bawah leading edge (zona merah-kuning), sedangkan tekanan rendah terlihat jelas di permukaan atas airfoil (zona biru). Peningkatan kecepatan menyebabkan perbedaan tekanan semakin besar, yang umumnya meningkatkan gaya angkat. Namun, pada sudut serang sebesar 35°, gejala stall tetap muncul, yang terlihat dari ketidakteraturan distribusi tekanan dan kemungkinan separasi aliran di bagian atas airfoil.

Secara keseluruhan, meskipun tekanan dinamis meningkat karena kecepatan lebih tinggi, sudut serang yang terlalu curam masih membatasi efisiensi aerodinamis secara signifikan.

e. *Inlet* kecepatan 8 m/s



Gambar 4.20 Distribusi tekanan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 35°

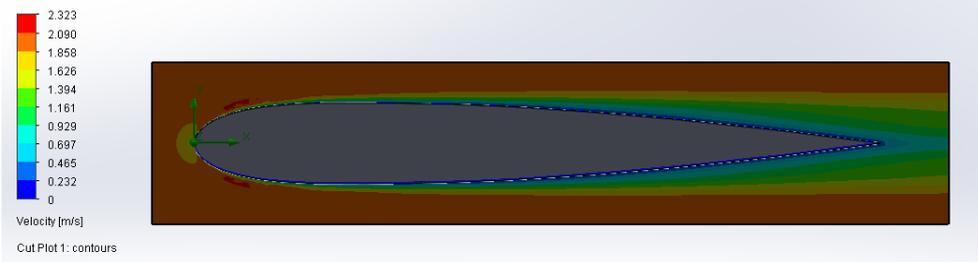
Pada Gambar 4.20 terlihat bahwa tekanan sangat tinggi terkonsentrasi pada leading edge bagian bawah (zona merah), dan tekanan sangat rendah di bagian atas airfoil (zona biru tua), terutama di permukaan atas dekat ujung depan.

Pola kontur menunjukkan peningkatan ekstrem dalam perbedaan tekanan akibat kecepatan tinggi, yang secara teori dapat meningkatkan gaya angkat. Namun, sudut serang yang besar tetap menyebabkan terjadinya separasi aliran atau stall, sebagaimana tampak dari distribusi tekanan yang tidak simetris dan terbentuknya zona tekanan rendah yang meluas di bagian atas.

4.2.2 Hasil simulasi distribusi *velocity*

1. Distribusi *velocity* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 0°.

a. *inlet* kecepatan 2 m/s

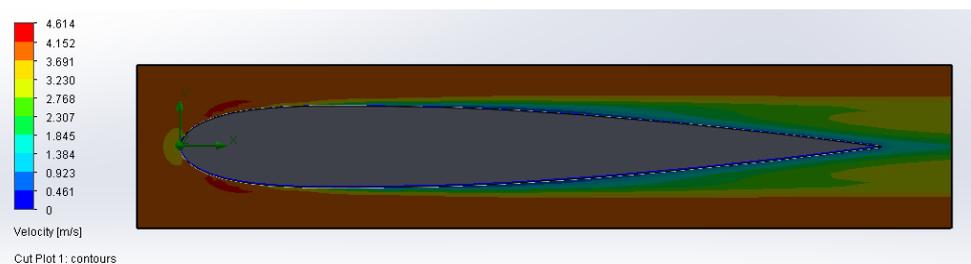


Gambar 4.21 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.21 aliran tampak simetris di atas dan bawah airfoil, dengan kecepatan maksimum terjadi di bagian tengah permukaan atas dan bawah airfoil (warna hijau hingga biru muda).

Tidak terlihat adanya separasi aliran, dan pola aliran menunjukkan kondisi steady dan stabil. Kecepatan tertinggi berada pada bagian atas permukaan airfoil mendekati trailing edge, yang menunjukkan percepatan aliran karena bentuk geometri profil. Kondisi ini menghasilkan gaya angkat yang minimal karena tidak adanya perbedaan signifikan antara kecepatan di atas dan bawah airfoil.

b. *inlet* kecepatan 4 m/s

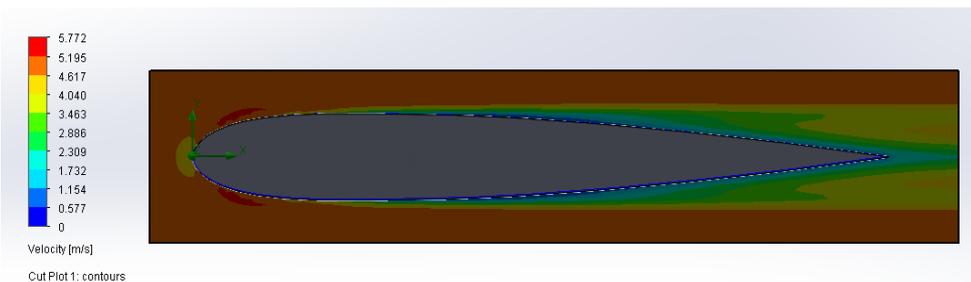


Gambar 4.22 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.22 Aliran tetap simetris di atas dan bawah airfoil, menunjukkan bahwa tidak ada gangguan atau separasi yang signifikan. Warna biru tua hingga hijau menandakan kecepatan rendah mendekati leading edge, lalu aliran mempercepat di sepanjang permukaan atas dan bawah hingga mencapai maksimum di bagian tengah airfoil (warna hijau-kuning), dan kembali melambat menuju trailing edge.

Distribusi kecepatan ini menunjukkan aliran yang stabil dan laminar, dengan kemungkinan gaya angkat tetap rendah karena tidak adanya perbedaan tekanan besar antara sisi atas dan bawah profil.

c. *inlet* kecepatan 5 m/s

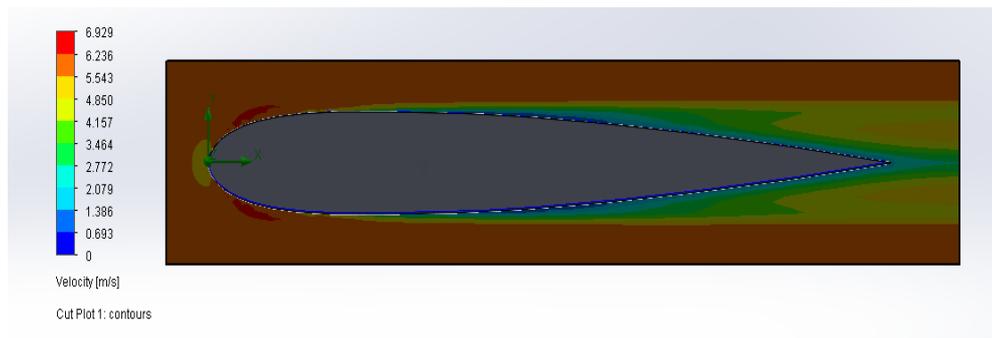


Gambar 4.23 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 0°

Dari pola kontur kecepatan, tampak bahwa aliran mempercepat secara signifikan di atas permukaan airfoil (warna hijau hingga kuning), sedangkan di bagian bawah, aliran relatif lebih lambat.

Distribusi ini mengindikasikan terbentuknya perbedaan kecepatan antara permukaan atas dan bawah airfoil, yang mengarah pada perbedaan tekanan dan berpotensi menghasilkan gaya angkat. Namun, karena sudut serang tetap 0° , gaya angkat yang terbentuk masih tergolong kecil dan simetris. Pola aliran menunjukkan bahwa aliran tetap laminar dan tidak mengalami separasi, menandakan desain airfoil bekerja efisien pada kecepatan ini.

d. *inlet* kecepatan 6 m/s

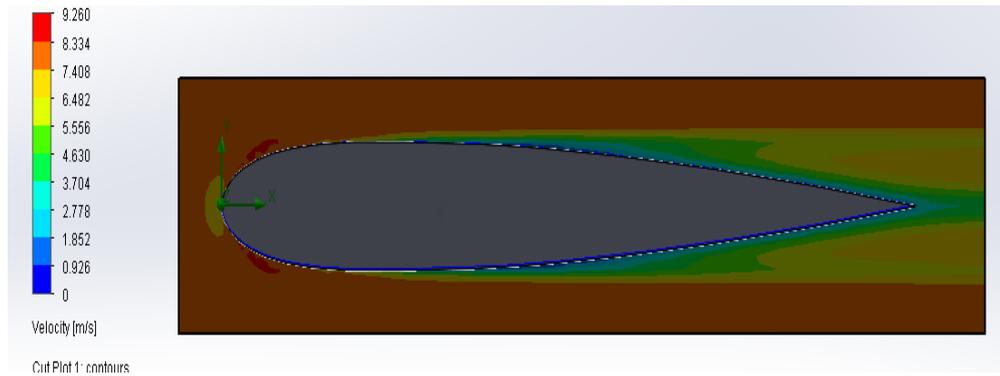


Gambar 4.24 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.24 terlihat bahwa kecepatan aliran meningkat secara signifikan di atas permukaan airfoil, ditandai oleh gradasi warna dari biru ke merah (hingga sekitar 8,9 m/s), sementara bagian bawah airfoil tetap menunjukkan kecepatan yang lebih rendah. Peningkatan kecepatan ini menyebabkan penurunan tekanan di atas airfoil, sesuai prinsip Bernoulli, yang semakin memperbesar gaya angkat meskipun sudut serang masih nol. Aliran tampak tetap halus dan terkontrol, tanpa indikasi separasi atau turbulensi.

Distribusi ini menegaskan bahwa peningkatan kecepatan inflow memperbesar perbedaan kecepatan di kedua sisi airfoil, sehingga semakin berpotensi meningkatkan

e. *inlet* kecepatan 8 m/s

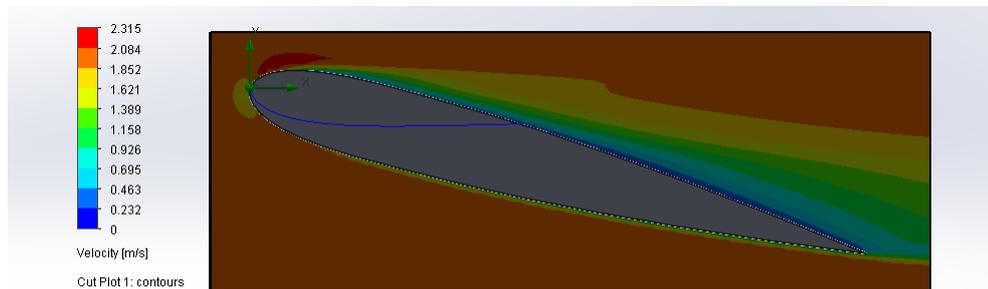


Gambar 4.25 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 0°

Pada Gambar 4.25 terlihat bahwa di bagian atas airfoil terjadi percepatan aliran udara yang cukup signifikan, ditandai dengan gradasi warna dari biru menuju merah. Fenomena ini menggambarkan peningkatan gaya angkat akibat perbedaan kecepatan antara bagian atas dan bawah airfoil. Di bagian bawah airfoil, kecepatan relatif lebih rendah, tetap berada pada kisaran awal (warna biru muda dan hijau). Pola aliran masih menunjukkan karakteristik streamline tanpa adanya gejala separasi.

2. Distribusi *velocity* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 15° .

a. *inlet* kecepatan 2 m/s

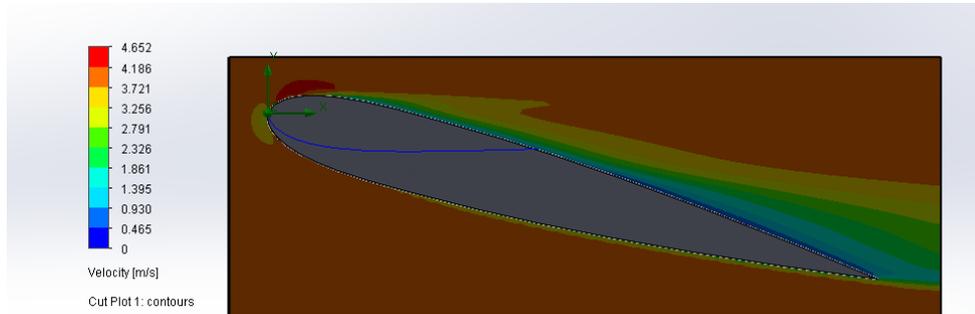


Gambar 4.26 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.26 terlihat perubahan aliran yang cukup signifikan dibandingkan dengan sudut serang nol. Di bagian atas airfoil, aliran mengalami percepatan yang ditunjukkan oleh gradien warna dari biru ke hijau hingga merah. Sementara itu, di bagian bawah airfoil, kecepatan relatif lebih rendah dan area stagnasi terlihat lebih luas, ditunjukkan oleh dominasi warna biru muda.

Sudut serang 15° menghasilkan gaya angkat yang lebih besar, tetapi juga mulai memunculkan tanda-tanda awal separasi aliran di bagian atas belakang airfoil. Ini bisa mengindikasikan mendekatinya kondisi stall jika sudut serang dinaikkan lebih lanjut.

b. *inlet* kecepatan 4 m/s

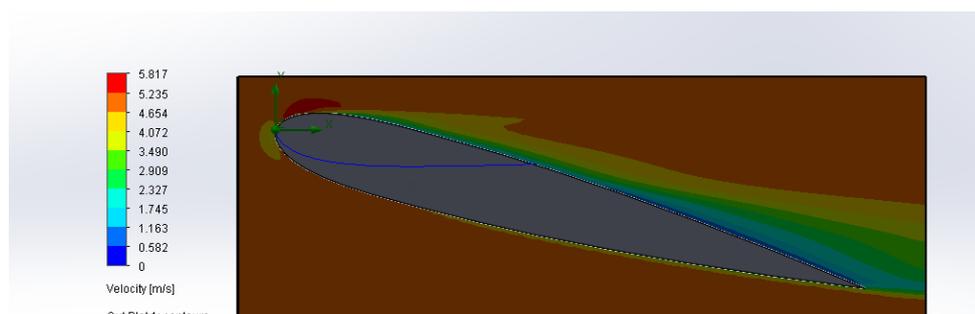


Gambar 4.27 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.27 terdapat peningkatan signifikan pada percepatan aliran di bagian atas airfoil, yang ditunjukkan oleh pergeseran warna ke arah oranye hingga merah. Aliran udara di atas airfoil mempercepat dengan tajam karena pengaruh geometri dan sudut serang yang cukup besar, menghasilkan zona tekanan rendah yang lebih kuat. Sebaliknya, di bagian bawah airfoil, distribusi kecepatan lebih rendah dan didominasi warna biru menunjukkan tekanan relatif lebih tinggi.

Peningkatan sudut serang ini secara signifikan meningkatkan gaya angkat, namun mulai memperlihatkan indikasi separasi aliran di bagian belakang atas airfoil. Warna merah pekat di dekat leading edge menunjukkan adanya gradien tekanan yang tinggi, berpotensi memicu terjadinya stall jika sudut atau kecepatan lebih ditingkatkan.

c. *inlet* kecepatan 5 m/s



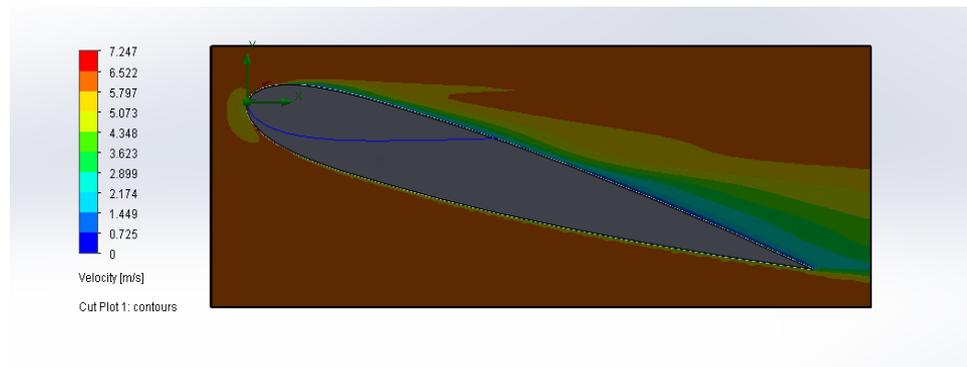
Gambar 4.28 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.28 tampak bahwa aliran di atas permukaan airfoil mengalami percepatan yang signifikan, ditandai dengan gradasi warna yang mencapai merah di dekat leading edge. Di bagian atas airfoil, tekanan menjadi jauh lebih rendah akibat peningkatan kecepatan ini, sementara aliran di bawah airfoil tetap berkecepatan lebih rendah, yang menunjukkan tekanan lebih tinggi. Perbedaan tekanan antara sisi atas dan bawah airfoil ini mengindikasikan terjadinya gaya angkat (lift) yang cukup besar.

Namun, peningkatan sudut serang menyebabkan distribusi aliran menjadi lebih kompleks. Terlihat adanya indikasi separasi aliran (flow separation) mulai terbentuk di bagian belakang airfoil, yang bisa menyebabkan penurunan efisiensi aerodinamis jika kecepatan atau sudut serang bertambah lebih jauh.

Secara keseluruhan, airfoil masih berfungsi efektif menghasilkan gaya angkat dalam kondisi ini, namun mulai menunjukkan potensi ketidakstabilan aliran pada trailing edge akibat efek sudut serang tinggi.

d. *inlet* kecepatan 6 m/s



Gambar 4.29 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 15°

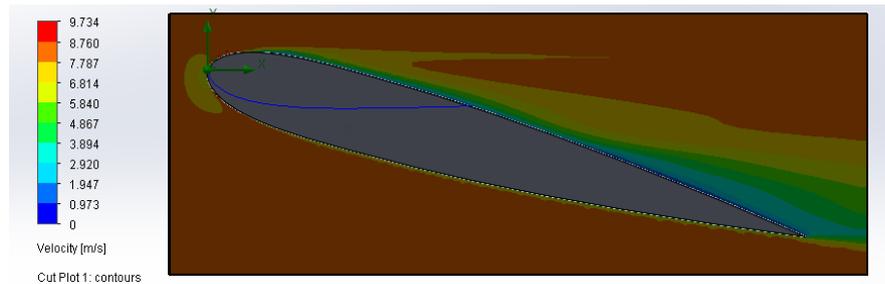
Pada Gambar 4.29 terlihat bahwa aliran di atas airfoil mengalami percepatan cukup tinggi, yang ditandai dengan warna merah di sekitar leading edge. Percepatan aliran di atas permukaan airfoil menyebabkan penurunan tekanan di area tersebut, menghasilkan gaya angkat (lift) yang cukup besar akibat perbedaan tekanan yang signifikan antara sisi atas dan bawah airfoil. Area dengan kecepatan lebih rendah di bagian bawah menunjukkan tekanan yang lebih tinggi, mendukung terciptanya gaya angkat tersebut.

Pada sudut serang 15°, pola aliran tetap menunjukkan keteraturan yang baik, meskipun mulai terlihat adanya potensi separasi aliran di belakang airfoil, yang

ditunjukkan oleh perubahan kontur aliran di trailing edge. Ini merupakan indikasi bahwa airfoil mulai mendekati batas performa optimalnya dan bisa mengalami stall jika kecepatan ditingkatkan lebih jauh atau sudut serang bertambah.

Secara keseluruhan, pada kecepatan 6 m/s dan sudut serang 15° , airfoil masih menghasilkan gaya angkat yang efektif dengan distribusi kecepatan yang cukup stabil, namun mulai menunjukkan tanda-tanda transisi menuju kondisi aliran yang kurang stabil.

e. *inlet* kecepatan 8 m/s



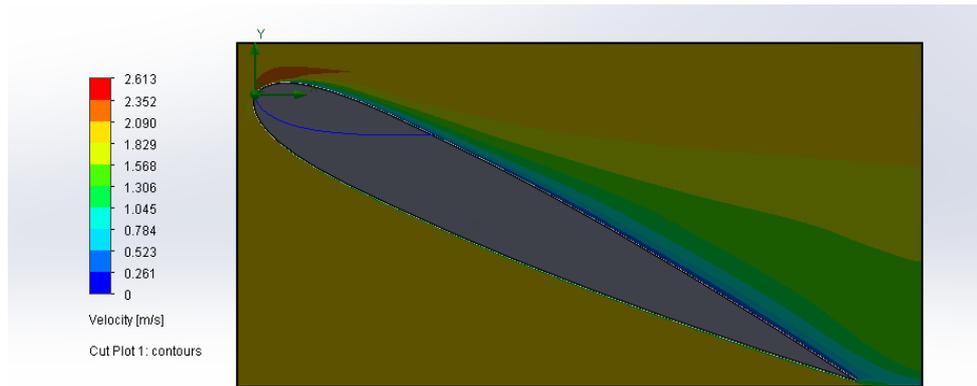
Gambar 4.30 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 15°

Pada Gambar 4.30 bagian atas airfoil kecepatan aliran meningkat secara signifikan, yang ditandai dengan gradasi warna merah terang di dekat leading edge. Peningkatan kecepatan ini mengindikasikan penurunan tekanan sesuai prinsip Bernoulli, yang menghasilkan gaya angkat (lift) yang cukup besar. Namun, seiring dengan semakin tingginya kecepatan dan tetapnya sudut serang pada 15° , indikasi separasi aliran mulai tampak lebih jelas pada bagian belakang airfoil (trailing edge), yang terlihat dari kontur aliran yang terpisah dan mulai kacau.

Distribusi kecepatan yang luas di bagian atas airfoil memperlihatkan bahwa aliran sangat dipercepat di wilayah tersebut, sedangkan bagian bawah menunjukkan kecepatan yang jauh lebih rendah (ditandai warna biru muda ke hijau), menciptakan perbedaan tekanan yang signifikan.

3. Distribusi *velocity* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 25° .

a. *inlet* kecepatan 2 m/s

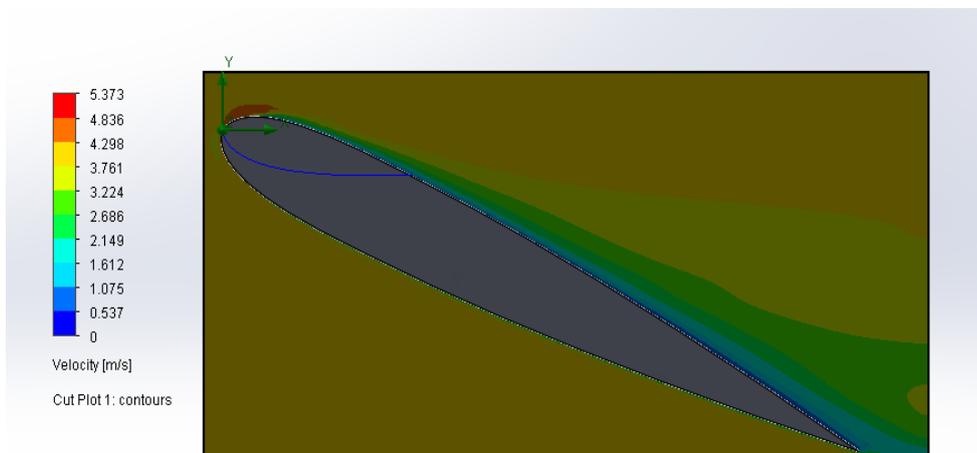


Gambar 4.31 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.31 terlihat bahwa kecepatan aliran di atas airfoil meningkat, sementara bagian bawah menunjukkan kecepatan yang lebih rendah, mengindikasikan adanya perbedaan tekanan.

Namun, sudut serang yang tinggi menyebabkan terjadinya separasi aliran lebih awal di bagian belakang airfoil, terlihat dari pola kontur yang mulai menyebar dan tidak mengikuti permukaan airfoil secara rapat. Hal ini merupakan indikasi awal stall, di mana efisiensi gaya angkat menurun secara signifikan akibat aliran yang tidak lagi menempel pada permukaan airfoil.

b. *inlet* kecepatan 4 m/s

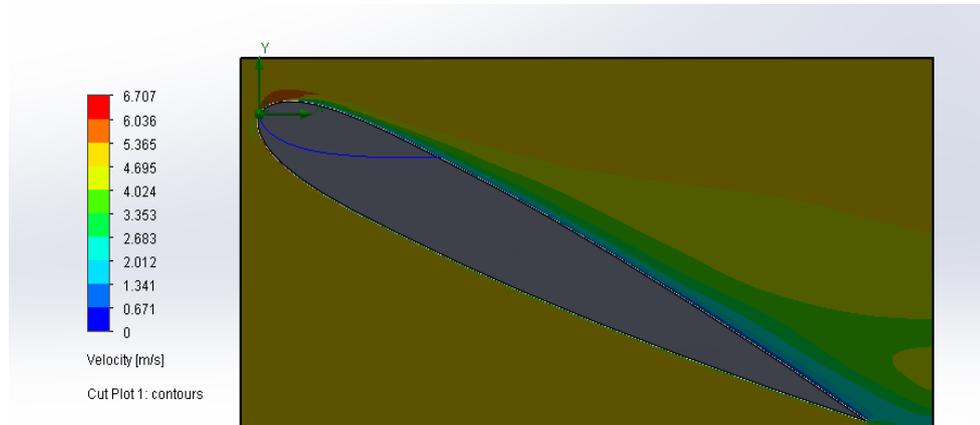


Gambar 4.32 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.32 warna merah di bagian leading edge atas menunjukkan percepatan aliran yang tinggi, sementara bagian bawah airfoil menunjukkan

kecepatan yang jauh lebih rendah. Distribusi kontur kecepatan menunjukkan adanya aliran yang mulai terlepas dari permukaan airfoil di bagian atas setelah titik maksimum kelengkungan, menandakan terjadinya stall atau penurunan performa aerodinamis akibat sudut serang yang tinggi.

c. *inlet* kecepatan 5 m/s

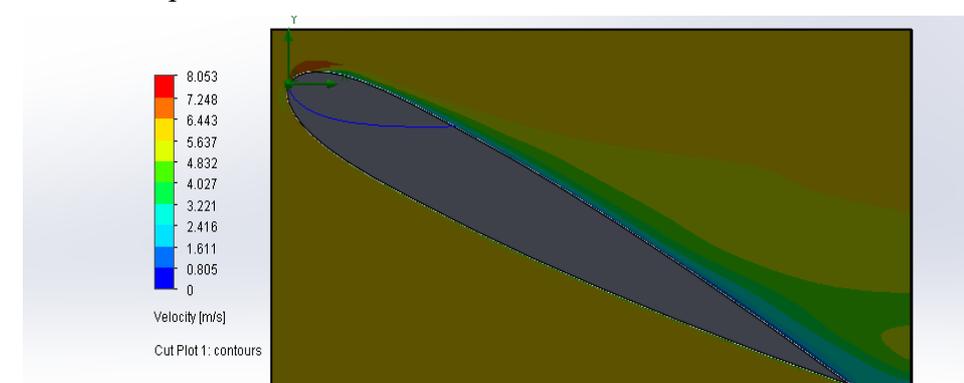


Gambar 4.33 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 25°

Pada Gambar 4.33 kontur kecepatan memperlihatkan peningkatan aliran di atas permukaan airfoil, di dekat leading edge, mengindikasikan percepatan akibat bentuk profil.

Namun, terlihat pula adanya zona separasi aliran di bagian atas airfoil setelah titik lengkung maksimum, menandakan awal fenomena stall. Aliran yang tidak lagi mengikuti kontur permukaan menunjukkan penurunan efisiensi angkat dan peningkatan hambatan.

d. *inlet* kecepatan 6 m/s

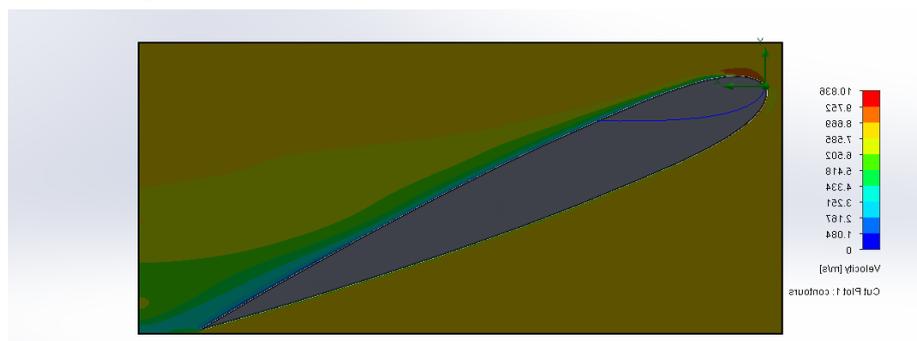


Gambar 4.34 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 25°

Berdasarkan Gambar 4.34 kontur kecepatan, terlihat bahwa aliran udara mengalami percepatan signifikan di atas permukaan airfoil, dengan kecepatan maksimum mencapai sekitar (zona merah).

Namun, terjadi separasi aliran yang semakin jelas di bagian belakang airfoil, ditunjukkan oleh adanya perubahan arah kontur dan warna yang cenderung mendatar atau kembali. Ini menandakan stall yang lebih parah dibanding kecepatan sebelumnya, karena sudut serang yang tinggi menyebabkan aliran tidak dapat mengikuti kontur permukaan secara sempurna.

e. *inlet* kecepatan 8 m/s



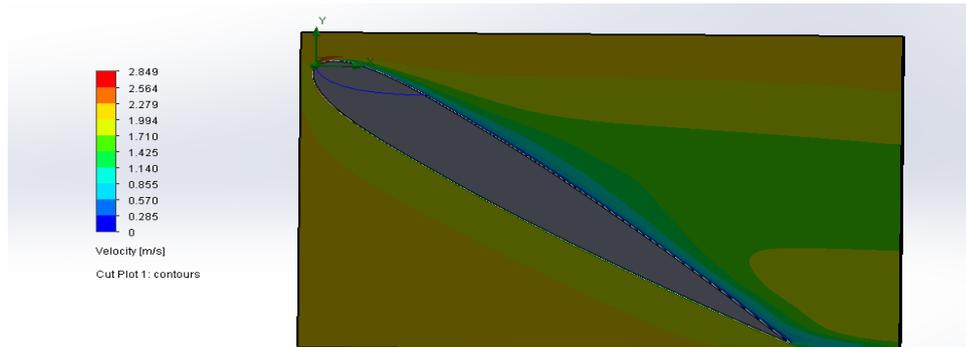
Gambar 4.35 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 25°

Dari kontur kecepatan pada Gambar 4.35, terlihat percepatan aliran yang sangat tinggi di atas permukaan airfoil, dengan kecepatan maksimum, dengan berwarna (merah terang).

Namun, walaupun kecepatan meningkat, gejala separasi aliran tetap terjadi, terutama di sisi atas (upper surface) bagian belakang airfoil. Hal ini menunjukkan bahwa sudut serang 25° masih terlalu tinggi, sehingga menghasilkan stall meskipun dengan aliran yang lebih kuat.

4. Distribusi *velocity* pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 5m/s, 6 m/s, dan 8 m/s, pada sudut serang 35°.

a. *inlet* kecepatan 2 m/s

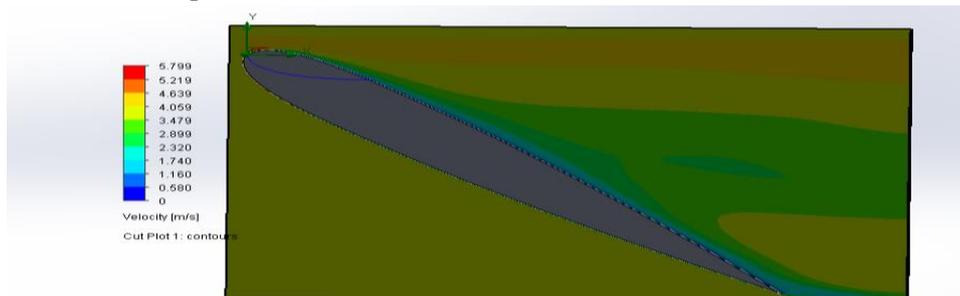


Gambar 4.36 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 2m/s dan sudut serang 35°

Dari Gambar 4.36 pola kontur kecepatan, terlihat bahwa aliran udara mengalami separasi yang signifikan di permukaan atas airfoil, ditunjukkan oleh penyebaran warna biru dan hijau yang tidak mengikuti bentuk airfoil secara rapat.

Kecepatan maksimum yang tercapai relatif rendah dibandingkan simulasi sebelumnya, karena kecepatan inlet hanya 2 m/s. Namun, sudut serang yang sangat tinggi menyebabkan stall parah, di mana aliran tidak lagi menempel pada permukaan atas airfoil, mengakibatkan penurunan gaya angkat secara drastis.

b. *inlet* kecepatan 4 m/s

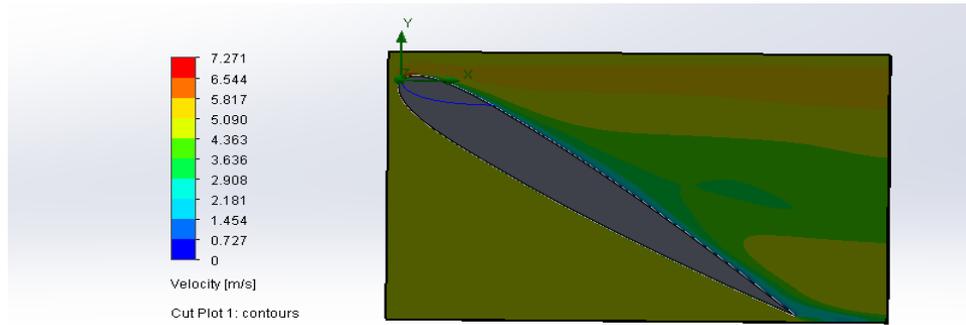


Gambar 4.37 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 4m/s dan sudut serang 35°

Dari Gambar 4.37 pola kontur kecepatan dapat dilihat bahwa separasi aliran masih terjadi secara signifikan, terutama di bagian atas airfoil. Hal ini ditandai oleh wilayah berwarna biru dan hijau yang menyebar ke belakang, menunjukkan penurunan kecepatan akibat terlepasnya aliran (stall).

Meskipun kecepatan inlet meningkat menjadi 4 m/s, kondisi stall masih mendominasi karena sudut serang tetap tinggi. Terjadi percepatan aliran di bagian leading edge atas, namun aliran dengan cepat menjadi tidak stabil dan terlepas dari permukaan.

c. *inlet* kecepatan 5 m/s

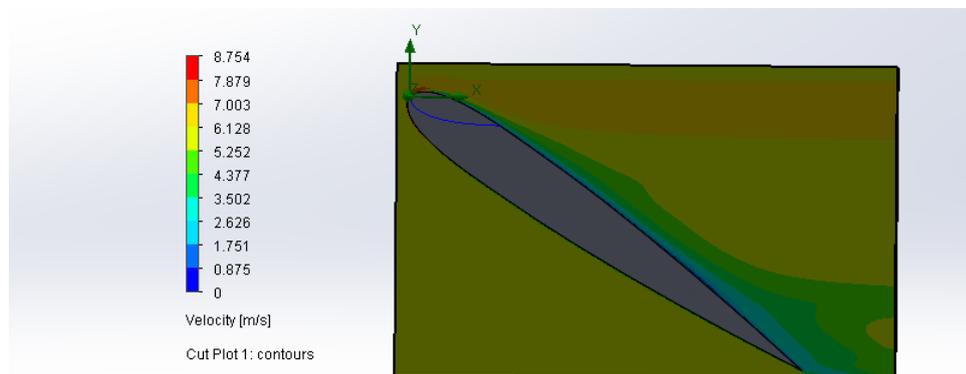


Gambar 4.38 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 5m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.38 terlihat bahwa aliran udara masih menunjukkan fenomena stall, yang ditunjukkan oleh area berwarna biru dan hijau di bagian atas airfoil. Ini menandakan penurunan kecepatan karena terjadinya separasi aliran. Namun, dibandingkan simulasi pada kecepatan yang lebih rendah, terdapat sedikit peningkatan kecepatan di bagian atas leading edge (warna hijau ke kuning), yang berarti adanya usaha percepatan aliran sebelum terlepas.

Meskipun kecepatan aliran meningkat, sudut serang yang sangat tinggi (35°) tetap menyebabkan kehilangan aliran (stall) secara signifikan, membatasi peningkatan performa aerodinamis.

d. *inlet* kecepatan 6 m/s



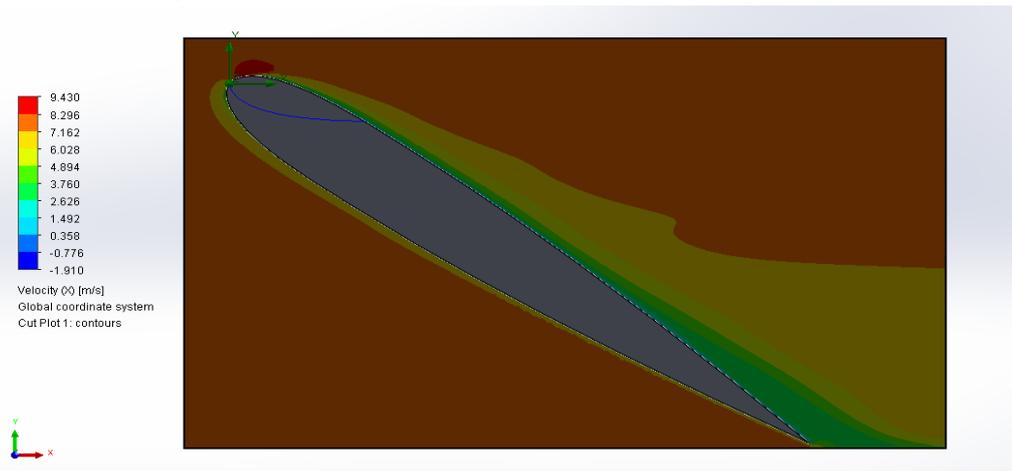
Gambar 4.39 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 6m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.39 terlihat warna hijau ke kuning mulai muncul di area atas menjelang trailing edge, menandakan adanya peningkatan kecepatan lokal, meskipun aliran belum kembali sepenuhnya melekat. Di bawah airfoil, distribusi

kecepatan relatif lebih tinggi dan merata, mencerminkan aliran yang masih melekat dengan baik.

Pada kecepatan 6 m/s, airfoil masih berada dalam kondisi stall akibat sudut serang yang besar (35°), namun ada indikasi perbaikan aliran dibandingkan kondisi kecepatan yang lebih rendah. Aliran mulai memperlihatkan peningkatan kecepatan dan kecenderungan untuk kembali melekat, namun belum cukup untuk menghasilkan performa aerodinamis maksimal.

e. *inlet* kecepatan 8 m/s



Gambar 4.40 Distribusi kecepatan airfoil pada variasi kecepatan 8m/s dan sudut serang 35°

Pada Gambar 4.40 terlihat bagian atas airfoil masih didominasi warna biru hingga hijau muda, menandakan zona kecepatan rendah akibat separasi aliran. Di bawah airfoil tampak area dengan warna kuning hingga merah muda yang menunjukkan kecepatan yang lebih tinggi dan aliran yang cenderung stabil serta melekat.

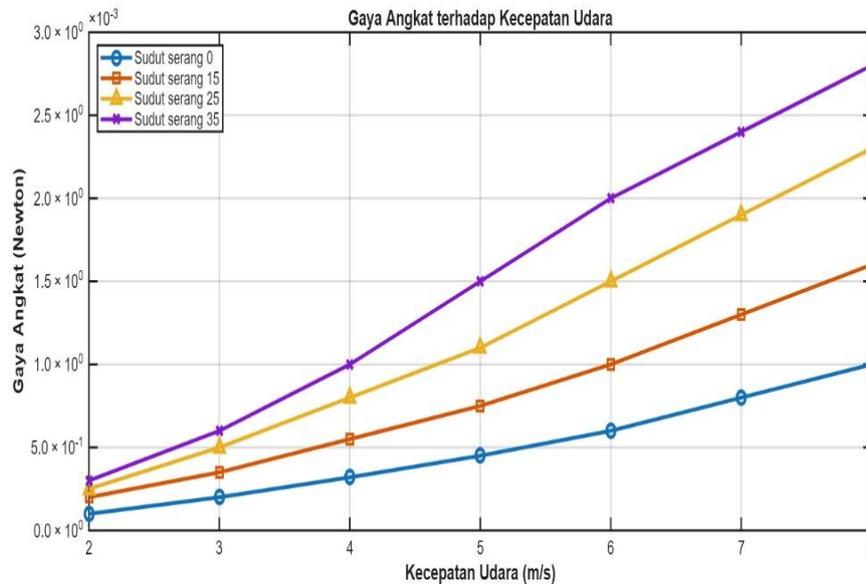
Terdapat peningkatan kecepatan maksimum di bagian trailing edge atas namun zona separasi masih cukup besar di bagian atas airfoil karena sudut serang tinggi memicu stall. Meskipun kecepatan aliran dinaikkan menjadi 8 m/s, sudut serang 35° masih menghasilkan stall signifikan, terlihat dari aliran yang belum sepenuhnya melekat di permukaan atas airfoil. Peningkatan kecepatan hanya sedikit mengurangi efek stall, tetapi belum mampu mengembalikan karakteristik aliran ideal.

4.3 Grafik perbandingan F_x , F_y , CL, dan CD

Tabel dan grafik berikut menyajikan perbandingan hasil simulasi antara F_x , F_y , CD, dan CL pada variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

4.3.1 Data nilai gaya angkat

Adapun data nilai gaya angkat (F_x) dapat di lihat pada gambar grafik berikut.



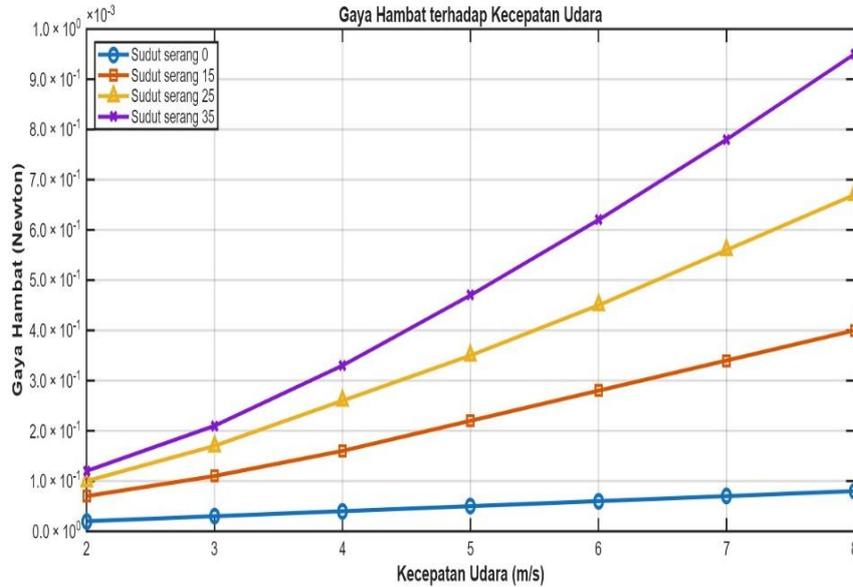
Gambar 4.41 Grafik nilai gaya angkat dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Pada Gambar 4.42 memperlihatkan bahwa gaya angkat meningkat seiring dengan bertambahnya kecepatan udara pada semua sudut serang. Sudut serang 35° menunjukkan gaya angkat tertinggi, dengan kurva yang menanjak paling tajam dibandingkan sudut lainnya. Sudut serang 0° memberikan gaya angkat paling rendah, dengan penambahan gaya angkat yang relatif landai saat kecepatan meningkat. Peningkatan gaya angkat paling signifikan terjadi pada kecepatan 6 m/s ke atas, terutama untuk sudut serang 25° dan 35° , yang mencerminkan pengaruh besar dari peningkatan sudut serang terhadap besarnya gaya angkat.

Secara keseluruhan, grafik ini menunjukkan bahwa semakin besar sudut serang dan kecepatan udara, maka gaya angkat yang dihasilkan juga semakin tinggi, yang sesuai dengan prinsip dasar aerodinamika.

4.3.2 Data nilai gaya hambat

Adapun data nilai gaya hambat (F_y) dapat di lihat pada gambar grafik berikut.



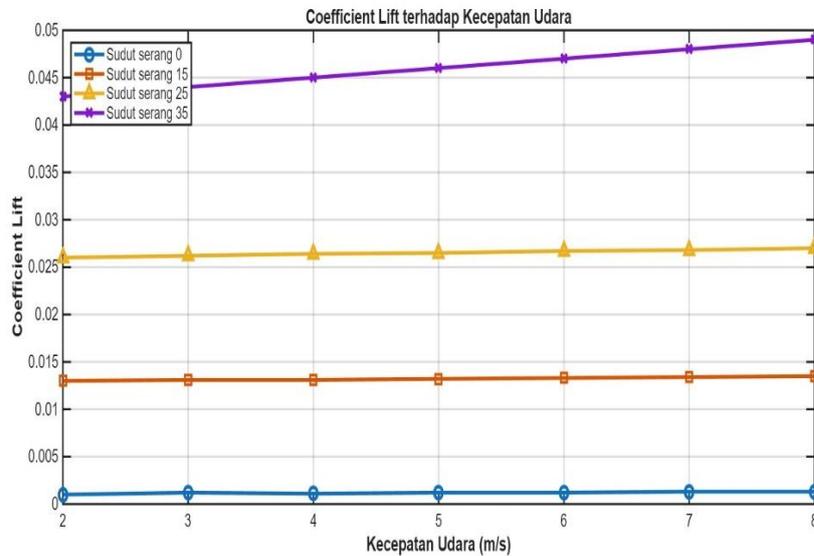
Gambar 4.42 Grafik nilai gaya hambat dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Pada Gambar 4.42 memperlihatkan bahwa seiring dengan bertambahnya kecepatan udara dari 2 m/s hingga 8 m/s, nilai gaya hambat cenderung meningkat untuk semua sudut serang. Kenaikan gaya hambat paling signifikan terlihat pada sudut serang 35° , yang menunjukkan kurva menanjak tajam dibandingkan dengan sudut-sudut serang yang lebih kecil. Sudut serang 0° menghasilkan gaya hambat paling kecil dan relatif stabil meskipun kecepatan udara meningkat.

Secara umum, dapat disimpulkan bahwa semakin besar sudut serang dan semakin tinggi kecepatan udara, maka gaya hambat yang dihasilkan juga semakin besar. Hal ini sesuai dengan teori aerodinamika, di mana peningkatan kecepatan dan sudut serang meningkatkan gaya hambat akibat peningkatan tekanan dan turbulensi pada permukaan objek.

4.3.3 Data nilai *Coefficient Lift*

Adapun data nilai *coefficient lift* (CL) dapat di lihat pada gambar grafik berikut.



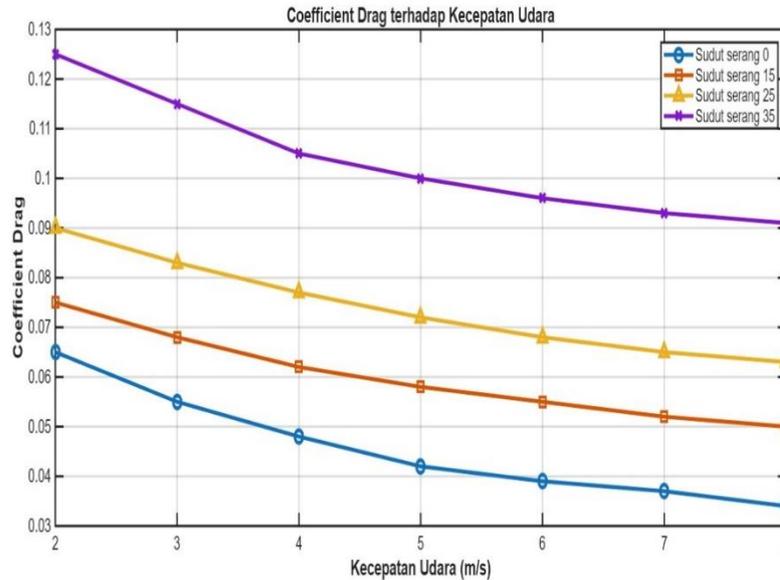
Gambar 4.43 Grafik nilai *coefficient lift* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Berdasarkan Gambar 4.43, terlihat bahwa nilai koefisien lift cenderung tetap atau hanya mengalami perubahan sangat kecil terhadap variasi kecepatan udara dari 2 m/s hingga 8 m/s. Setiap kurva mewakili nilai koefisien lift pada sudut serang tertentu, dan nilainya tetap konstan atau hampir konstan meskipun kecepatan udara meningkat.

Koefisien lift tertinggi terjadi pada sudut serang 35°, diikuti oleh sudut 25°, 15°, dan yang paling rendah adalah sudut 0°, yang bahkan mendekati nol. Hal ini menunjukkan bahwa sudut serang memiliki pengaruh dominan terhadap nilai koefisien lift, sedangkan perubahan kecepatan udara dalam rentang yang diteliti tidak memberikan pengaruh signifikan.

4.3.3 Data nilai *Coefficient Drag*

Adapun data nilai *coefficient drag* (CL) dapat di lihat pada gambar grafik berikut.



Gambar 4.44 Grafik nilai *coefficient drag* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Berdasarkan Gambar 4.44 tersebut, terlihat bahwa nilai koefisien drag cenderung menurun seiring dengan meningkatnya kecepatan udara dari 2 m/s hingga 8 m/s untuk semua sudut serang. Sudut serang 35° menunjukkan koefisien drag tertinggi di seluruh rentang kecepatan, diikuti oleh sudut 25°, 15°, dan yang paling rendah adalah sudut 0°.

Meskipun nilainya menurun dengan bertambahnya kecepatan, urutan besarnya tetap sama, sudut serang yang lebih besar menghasilkan koefisien drag yang lebih tinggi. Ini mengindikasikan bahwa sudut serang memiliki pengaruh dominan terhadap besarnya drag, sedangkan peningkatan kecepatan cenderung mengurangi nilai koefisien tersebut, kemungkinan karena perubahan karakteristik aliran udara (seperti peralihan dari aliran laminar ke turbulen yang lebih stabil).

BAB 5

KESIMPULAN DAN SARAN

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil simulasi menggunakan profil airfoil NACA 0012 dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6 m/s, dan 8 m/s pada sudut serang 0° , 15° , 25° , dan 35° , dapat disimpulkan bahwa peningkatan kecepatan udara menyebabkan perbedaan tekanan yang semakin signifikan antara permukaan atas dan bawah airfoil, sehingga gaya angkat meningkat hingga sudut serang tertentu. Sudut serang 15° terbukti menjadi sudut optimal, di mana nilai koefisien angkat (CL) dan rasio CL/CD mencapai efisiensi aerodinamika tertinggi karena mampu memaksimalkan gaya angkat dengan drag yang masih relatif rendah serta mempertahankan aliran udara tetap stabil di sekitar airfoil.

Pada sudut serang rendah (0°), aliran bersifat stabil namun gaya angkat relatif kecil karena perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah airfoil tidak terlalu besar. Sedangkan pada sudut serang tinggi ($\geq 25^\circ$), mulai terjadi separasi aliran yang memicu peningkatan drag secara signifikan, menurunkan rasio CL/CD, dan mengindikasikan terjadinya fenomena stall yang mengurangi efisiensi aerodinamika secara drastis. Hasil ini menunjukkan bahwa profil NACA 0012 memiliki kinerja terbaik pada sudut serang sedang, khususnya 15° , sebelum mencapai titik stall, dan metode simulasi CFD dengan SolidWorks mampu merepresentasikan karakteristik tersebut secara akurat sesuai teori aerodinamika

5.2 Saran

Dari tugas akhir ini penulis memiliki beberapa saran yang dapat di gunakan untuk penelitian selanjutnya:

- a. Penelitian lanjutan dapat menambahkan variasi sudut serang yang lebih detail (misalnya setiap 5°) untuk mendapatkan karakteristik kinerja yang lebih lengkap.
- b. Disarankan membandingkan NACA 0012 dengan profil airfoil lain (misalnya NACA 2412 atau NACA 4412) untuk melihat perbedaan kinerja aerodinamis.
- c. Melakukan simulasi dengan Reynolds number yang lebih besar dan kondisi turbulen yang lebih kompleks agar mendekati kondisi nyata.

DAFTAR PUSTAKA

- Baldan, G., & Guardone, A. (2023). Pattern recognition of the flow around a pitching NACA 0012 airfoil in dynamic stall conditions. *Materials Research Proceedings*, 37, 161–165. <https://doi.org/10.21741/9781644902813-35>
- Berger, M., Raffener, P., Senfter, T., & Pillei, M. (2024). A comparison between 2D DeepCFD, 2D CFD simulations and 2D/2C PIV measurements of NACA 0012 and NACA 6412 airfoils. *Engineering Science and Technology, an International Journal*, 57. <https://doi.org/10.1016/j.jestch.2024.101794>
- Kaya, F. (2023). Investigation of effects of sand particles on aerodynamic performance of NACA 0012 airfoil NACA 0012 kanat profilinin aerodinamik performansı üzerinde toz partiküllerinin etkilerinin incelenmesi. *Bilim. Derg. / NOHU J. Eng. Sci*, 12(1), 302–309. <https://doi.org/10.28948/ngmuh.1216401>
- Kumar Vandurangi, S. (2022). Journal of Airline Operations and Aviation Management The Netherlands Press Journal of Airline Operations and Aviation Management. In *Issue 1 Journal of Airline Operations and Aviation Management* (Vol. 1). <http://jaoam.com/>
- Lin, K., Zhang, S., Liu, C., Yang, H., & Zhang, B. (2023). Aerodynamic optimization of NACA 0012 airfoils with attached Gurney flap in the rarefied gas flow. *AIP Advances*, 13(12). <https://doi.org/10.1063/5.0169049>
- Lu, H., Xu, Y., Li, H., & Zhao, W. (2024). Numerical Study on Glaze Ice Accretion Characteristics over Time for a NACA 0012 Airfoil. *Coatings*, 14(1). <https://doi.org/10.3390/coatings14010055>
- Ntantis, E. L., & Xezonakis, V. (2024). Improving transonic performance with adjoint-based NACA 0012 airfoil design optimization. *Results in Engineering*, 24. <https://doi.org/10.1016/j.rineng.2024.103189>
- Ramli, M. R., Mohamed, W. M. W., Yusoff, H., Ismail, M. A., Mansor, A. A., Hussin, A., & Yamin, A. F. M. (2023). The Aerodynamic Characteristics Investigation on NACA 0012 Airfoil with Owl's Wing Serrations for Future Air Vehicle. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 102(1), 171–183. <https://doi.org/10.37934/arfm.102.1.171183>

- Rashid Iqbal, M., & Marryam, S. (n.d.). *Dialogue Social Science Review (DSSR) Numerical Analysis of NACA 0012 Airfoil Lift and Drag Coefficient*. www.journalforeducationalresearch.online.
- Sheidani, A., Salavatidezfouli, S., & Schito, P. (2022). Study on the effect of raindrops on the dynamic stall of a NACA-0012 airfoil. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 44(5). <https://doi.org/10.1007/s40430-022-03498-8>
- Steenwijk, B., & Druetta, P. (2023). Numerical Study of Turbulent Flows over a NACA 0012 Airfoil: Insights into Its Performance and the Addition of a Slotted Flap. *Applied Sciences (Switzerland)*, 13(13). <https://doi.org/10.3390/app13137890>
- Yu, M., Hrynuk, J. T., Booth, D. T., & Poudel, N. (n.d.). *Freestream Turbulence Effects on Low Reynolds Number NACA 0012 Airfoil Laminar Separation Bubble and Lift Generation*. <https://ssrn.com/abstract=4738017>
- Widyanto, Dwi. "ANALISA AIRFOIL DENGAN METODE CFD MENGGUNAKAN ANSYS STUDENT 2024." *Teknika STTKD: Jurnal Teknik, Elektronik, Engine* 10.1 (2024): 58-63.
- Al Faris, Muhamad Royan, Tabah Priangkoso, and Darmanto Darmanto. "VISUALISASI PENGARUH SUDUT SERANG DAN KECEPATAN ALIRAN UDARA TERHADAP STALL AIRFOIL NACA 2415 DAN NACA 4424." *Majalah Ilmiah Momentum* 16.1 (2020)

DAFTAR LAMPIRAN

Lampiran I Goal Plot

Dari hasil perhitungan simulasi pada flow simulation solidworks didapat dengan menggunakan *goal* pada menu *goal plot*.

Tabel 5.1 *Goal plots* pada *airfoil NACA 0012* pada sudut serang 0°

Kecepatan (m/s)	Velocity (m/s)	Force X (Newton)	Force Y (Newton)	Coefficient Lift	Coefficien Drag
2	1.69879415	9.42E-05	7.59379E-07	0.00053786	0.066734
4	3.60067544	0.000286	2.52329E-06	0.00039783	0.045129
5	4.56198095	0.000414	3.84707E-06	0.00037785	0.040617
6	5.52843235	0.000562	5.36E-06	0.0003586	0.037554
8	7.47414513	0.000915	9.74174E-06	0.00035646	0.033499

Tabel 5.2 *Goal plots* pada *airfoil NACA 0012* pada sudut serang 15°

Kecepatan (m/s)	Velocity (m/s)	Force X (Newton)	Force Y (Newton)	Coefficient Lift	Coefficien Drag
2	1.73749855	0.000125714	1.95033E-05	0.01320551	0.08512
4	3.6185977	0.00039728	8.19386E-05	0.01279099	0.062017
5	4.56767602	0.000584661	0.000130731	0.01280811	0.057281
6	5.52230256	0.000806795	0.000192271	0.01288754	0.054078
8	7.44178729	0.001350488	0.000355644	0.01312683	0.049847

Tabel 5.3 *Goal plots* pada *airfoil NACA 0012* pada sudut serang 25°

Kecepatan (m/s)	Velocity (m/s)	Force X (Newton)	Force Y (Newton)	Coefficient Lift	Coefficien Drag
2	1.81433795	0.000151087	4.24227E-05	0.02634251	0.093818
4	3.71105703	0.00048915	0.000179482	0.0266392	0.072601
5	4.66348945	0.000729818	0.000286849	0.02696054	0.068594
6	5.61914669	0.001017287	0.000423027	0.02738574	0.065857
8	7.53862858	0.001734449	0.000783487	0.0281803	0.062384

Tabel 5.4 *Goal plots* pada *airfoil NACA 0012* pada sudut serang 35°

Kecepatan (m/s)	Velocity (m/s)	Force X (Newton)	Force Y (Newton)	Coefficient Lift	Coefficien Drag
2	1.83368229	0.000203259	7.09968E-05	0.04316045	0.123565
4	3.73499688	0.000691468	0.000304562	0.04462631	0.101318
5	4.68770626	0.001045394	0.000489233	0.04550837	0.097242
6	5.64223473	0.001470918	0.000721777	0.04634443	0.094446
8	7.55647268	0.002536798	0.001336493	0.04784389	0.090813

Tabel 4.5 Data nilai gaya angkat dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Kecepatan	Gaya Angkat 0°	Gaya Angkat 15°	Gaya Angkat 25°	Gaya Angkat 35°
2	9.42183E-05	0.000125714	0.000151087	0.000203259
4	0.000286239	0.00039728	0.00048915	0.000691468
5	0.000413536	0.000584661	0.000729818	0.001045394
6	0.000561524	0.000806795	0.001017287	0.001470918
8	0.000915492	0.001350488	0.001734449	0.002536798

Tabel 4.6 Data nilai gaya hambat dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Kecepatan	Gaya Hanbat 0°	Gaya Hanbat 15°	Gaya Hanbat 25°	Gaya Hanbat 35°
2	7.59379E-07	1.95033E-05	4.24227E-05	7.09968E-05
4	2.52329E-06	8.19386E-05	0.000179482	0.000304562
5	3.84707E-06	0.000130731	0.000286849	0.000489233
6	5.36E-06	0.000192271	0.000423027	0.000721777
8	9.74174E-06	0.000355644	0.000783487	0.001336493

Tabel 4.7 Data nilai *coefficient lift* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Kecepatan	Coefficient Lift 0°	Coefficient Lift 15°	Coefficient Lift 25°	Coefficient Lift 35°
2	0.00053786	0.01320551	0.02634251	0.04316045
4	0.00039783	0.01279099	0.0266392	0.04462631
5	0.00037785	0.01280811	0.02696054	0.04550837
6	0.0003586	0.01288754	0.02738574	0.04634443
8	0.00035646	0.01312683	0.0281803	0.04784389

Tabel 4.8 Data nilai *coefficient drag* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 5 m/s, 6m/s, dan 8 m/s.

Kecepatan	Coefficient Drag 0°	Coefficient Drag 15°	Coefficient Drag 25°	Coefficient Drag 35°
2	0.066734	0.08512	0.093818	0.123565
4	0.045129	0.062017	0.072601	0.101318
5	0.040617	0.057281	0.068594	0.097242
6	0.037554	0.054078	0.065857	0.094446
8	0.033499	0.049847	0.062384	0.090813

LEMBAR ASISTENSI TUGAS AKHIR

Judul : Simulasi Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Kinerja
NACA 0012

Nama : Yudi Firmansyah

NPM : 2107230012

Dosen Pembimbing : Dr. Khairul Umurani, S.T., M.T

No	Hari/Tanggal	Kegiatan	Paraf
1	10 MARET 2025 Senin	- Pemberian Spesifikasi Tugas akhir	<i>YF</i>
2	14 MARET 2025 Jumat	- Perbaiki latar belakang dan Tujuan	<i>YF</i>
3	17 MARET 2025 Senin	- Perbaiki Tujuan Pustaka	<i>YF</i>
4	20 MARET 2025 Kamis	- Perbaiki metode	<i>YF</i>
5	15 APRIL 2025 Selasa	- Perbaiki Daftar pustaka	<i>YF</i>
6	19 Mei 2025 Senin	- Perbaiki susunan	<i>YF</i>
7	16 JUNI 2025 Senin	- Perbaiki Tabel	<i>YF</i>
8	4 Juli 2025 Jumat	- Perbaiki Grafik dan lampiran	<i>YF</i>
c		Aee, seminar hari	<i>YF</i>



UMSU

Unggul | Cerdas | Terpercaya

Bila mendapat surat ini agar ditunjukkan
nama dan tanggalnya

MAJELIS PENDIDIKAN TINGGI PENELITIAN & PENGEMBANGAN PIMPINAN PUSAT MUHAMMADIYAH
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA
FAKULTAS TEKNIK

UMSU Terakreditasi Unggul Berdasarkan Keputusan Badan Akreditasi Nasional Perguruan Tinggi No. 1913/SK/BAN-PT/IAK.KP/PT/XX/2022
Pusat Administrasi: Jalan Mukhtar Basri No. 3 Medan 20238 Telp. (061) 6622400 - 66224567 Fax. (061) 6625474 - 6631003
<https://fatek.umsu.ac.id> fatek@umsu.ac.id [umsumedan](#) [umsumedan](#) [umsumedan](#) [umsumedan](#)

**PENENTUAN TUGAS AKHIR DAN PENGHUJUKAN
DOSEN PEMBIMBING**

Nomor : 2032/II.3AU/UMSU-07/F/2024

Dekan Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara, berdasarkan rekomendasi Atas Nama Ketua Program Studi Teknik Mesin Pada Tanggal 29 Oktober 2024 dengan ini Menetapkan :

Nama : YUDI FIRMANSYAH
Npm : 2107230012
Program Studi : TEKNIK MESIN
Semester : 7 (Tujuh)
Judul Tugas Akhir : SIMULASI PENGARUH KECEPATAN UDARA TERHADAP .
KINERJA NACA 0012 .
Pembimbing : KHAIRUL UMURANI ST.MT

Dengan demikian diizinkan untuk menulis tugas akhir dengan ketentuan :

3. Bila judul Tugas Akhir kurang sesuai dapat diganti oleh Dosen Pembimbing setelah mendapat persetujuan dari Program Studi Teknik MESIN
4. Menulis Tugas Akhir dinyatakan batal setelah 1 (satu) Tahun dan tanggal yang telah ditetapkan.

Demikian surat penunjukan dosen Pembimbing dan menetapkan Judul Tugas Akhir ini dibuat untuk dapat dilaksanakan sebagaimana mestinya

Medan, 26 Rabi'ul Awal 1446 H
29 Oktober 2024 M
Dekan

Munawar Alfansury Siregar, ST.,MT
NIDN: 0101017202



**DAFTAR EVALUASI SEMINAR FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA**

Nama : Yudi Firmansyah
NPM : 2107230012
Judul Tugas Akhir : Simulasi Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Kinerja Naca
0012

Dosen Pembanding – I : Dr Suherman ST.MT
Dosen Pembanding – II : Chandra A Siregar ST.MT
Dosen Pembimbing – I : Dr Khairul Umurani ST.MT

KEPUTUSAN

1. Baik dapat diterima ke sidang sarjana (collogium)
2. Dapat mengikuti sidang sarjana (collogium) setelah selesai melaksanakan perbaikan antara lain :

.....
Dr Khairul Umurani
.....
.....

3. Harus mengikuti seminar kembali
Perbaikan :

.....
.....
.....
.....

Medan 19 Safar 1447 H
13 Agustus 2025 M

Diketahui :
Ketua Prodi. T. Mesin


Chandra A Siregar ST.MT

Dosen Pembanding- I


Dr Suherman ST.MT

**DAFTAR EVALUASI SEMINAR FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA**

Nama : Yudi Firmansyah
NPM : 2107230012
Judul Tugas Akhir : Simulasi Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Kinerja Naca 0012

Dosen Pembanding - I : Dr Suherman ST.MT
Dosen Pembanding - II : Chandra A Siregar ST.MT
Dosen Pembimbing - I : Dr Khairul Umurani ST.MT

KEPUTUSAN

1. Baik dapat diterima ke sidang sarjana (collogium)
2. Dapat mengikuti sidang sarjana (collogium) setelah selesai melaksanakan perbaikan antara lain :

lihat buku tugas akhir
.....
.....
.....
.....

3. Harus mengikuti seminar kembali
- Perbaikan :

.....
.....
.....
.....

Medan 19 Safar 1447 H
13 Agustus 2025 M

Diketahui :
Ketua Prodi. T. Mesin



Chandra A Siregar ST.MT

Dosen Pembanding- II



Chandra A Siregar ST.MT

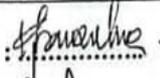
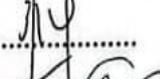
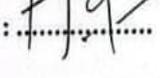
**DAFTAR HADIR SEMINAR
TUGAS AKHIR TEKNIK Mesin
FAKULTAS TEKNIK – UMSU
TAHUN AKADEMIK 2024 – 2025**

Peserta seminar

Nama : Yudi Firmansyah

NPM : 2107230012

Judul Tugas Akhir : Simulasi Pengaruh Kecepatan Udara Terhadap Kinerja Naca 0012

DAFTAR HADIR			TANDA TANGAN
Pembimbing – I	: Dr Khairul Umurani ST.MT		: 
Pemanding – I	: Dr Suherman ST.MT		: 
Pemanding – II	: Chandra A Siregar ST.MT		: 
No	NPM	Nama Mahasiswa	Tanda Tangan
1	2107230049	Nikmat	
2	2107230138	IMHO ZULHILMI NIST	
3	2107230199	FAUZI HARAHAP	
4	2107270162	Andi Priwardana	
5	2107230053	FATHURAHMAN BACU KUSUMA	
6	2107230046	ADI PERMANUDA SIREGAR	
7	2107230081	MUHAMMAD FADIL RININGGULAN	
8	2107230070	ARI DIAN SYAHPUTRA	
9	2107230069	HARIA Bogas Swarn	
10			

Medan 19 Safar 1447 H
13 Agustus 2025 M

Ketua Prodi. T. Mesin



Chandra A Siregar ST.MT

DAFTAR RIWAYAT HIDUP



A. DATA PRIBADI

Nama : Yudi Firmansyah
Jenis Kelamin : Laki-laki
Tempat, Tanggal Lahir : Langsa, 07 Oktober 2003
Alamat : Dusun Damai Desa Rimba Sawang
Agama : Islam
Email : Yudifirmansyahrbs@gmail.com
No HP : 082211201366

B. RIWAYAT PENDIDIKAN

1. TK Harapan Bunda Desa Rimbasawang
2. SDN Rimba Sawang
3. MTS Al-Yusriyah Kab. Langkat Sumatera Utara
4. MAS Al-Yusriah Kab. Langkat Sumatera Utara