

TUGAS AKHIR

ANALISA NUMERIK AIRFOIL NACA 4412 MENGUNAKAN COMPUTATIONAL FLUIDS DYNAMIC DENGAN VARIASI KECEPATAN

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

Disusun Oleh:

KEMAL ANANTA DAMANIK
1807230161



UMSU

Unggul | Cerdas | Terpercaya

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA
MEDAN
2024**

HALAMAN PENGESAHAN

Proposal penelitian Tugas Akhir ini diajukan oleh:

Nama : Kemal Ananata Damanik
NPM : 1807230161
Program Studi : Teknik Mesin
Judul Tugas Akhir : Analisa Numerik *Airfoil Naca 4412* Menggunakan
Computational Fluids Dynamic dengan Variasi Kecepatan
Bidang ilmu : Konversi Energi

Telah berhasil dipertahankan di hadapan Tim Penguji dan diterima sebagai penelitian tugas akhir untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

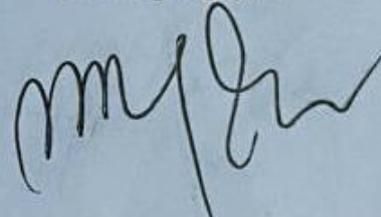
Medan, 01 April 2024

Dosen penguji I



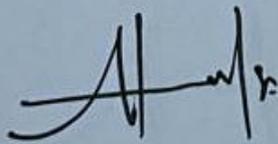
Affandi, S.T., M.T

Dosen penguji II



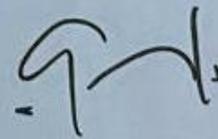
M Yani, S.T., M.T

Dosen penguji III



Arya Rudi Nasution, S.T., M.T

Program Studi Teknik Mesin
Ketua,



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

SURAT PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama Lengkap : Kemal Ananta Damanik
Tempat /Tanggal Lahir : Kerasaan, 30 November 2000
NPM : 1807230161
Fakultas : Teknik
Program Studi : Teknik Mesin

Menyatakan dengan sesungguhnya dan sejujurnya, bahwa laporan Tugas Akhir saya yang berjudul:

“ Analisa Numerik Airfoil NACA 4412 Menggunakan Computational Fluids Dynamic Dengan Variasi Kecepatan ”

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 hakekatnya 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/kesarjanaan 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 24 Maret 2024
Saya yang menyatakan,



Kemal Ananta Damanik

ABSTRAK

Bagian yang sangat menentukan kinerja sebuah turbin angin adalah sudunya. Penampang sudu turbin angin biasanya berbentuk *airfoil* untuk mendapatkan karakteristik aerodinamis terbaik dari turbin angin. *Airfoil* adalah struktur penampang dengan luas tertentu dan *NACA* (*National Advisory Committee for Aeronautics*), merupakan setandar dalam perancangan suatu *airfoil*. *Airfoil NACA 4412* adalah salah satu jenis profil *airfoil* yang banyak digunakan pada sayap pesawat maupun bilah pada turbin angin. Profil *airfoil* ini memiliki kemampuan aerodinamika yang baik. Penelitian mengenai *airfoil* dilakukan bertujuan untuk mengetahui berapa besarnya gaya angkat yang dihasilkan dari suatu bodi *airfoil*. Variasi kecepatan akan mempengaruhi *coefficient lift* dan *drag* yang dihasilkan serta mengakibatkan perubahan distribusi tekanan dan distribusi kecepatan yang terjadi pada aliran udara. Metode yang digunakan dalam penelitian ini adalah mengumpulkan data-data spesifik mengenai *NACA airfoil 4412*, kemudian melakukan perhitungan *coefficient lift*, *coefficient drag*, distribusi tekanan dan distribusi kecepatan yang terjadi pada *airfoil NACA 4412* menggunakan perangkat lunak yaitu *solidworks 2021*, dengan variasi kecepatan yang telah ditentukan yaitu 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s dan 8 m/s untuk mengetahui sifat aerodinamisnya. Variasi kecepatan pada *airfoil NACA 4412* berpengaruh pada distribusi tekanan dan distribusi kecepatan, dimana semakin tinggi kecepatan maka nilai distribusi tekanan semakin tinggi, sedangkan nilai distribusi kecepatan semakin rendah. Semakin besar nilai *CL* maka nilai *lift* yang di dapat akan semakin besar. Semakin besar nilai *CD* maka nilai *drag* yang di dapat akan semakin besar. Variasi kecepatan pada *airfoil NACA 4412* berpengaruh pada *coefficient lift* dimana nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* akan semakin meningkat pada tiap kecepatan namun pada kecepatan 8 m/s *coefficient lift* akan menurun. Nilai *coefficient lift* tertinggi terjadi pada kecepatan aliran 6 m/s sebesar $3.54769e+04$.

Kata kunci: *Airfoil NACA 4412*, *CFD*, Variasi kecepatan, *coefficient lift*,

ABSTRACT

The part that really determines the performance of a wind turbine is the blade. The cross-section of a wind turbine blade is usually airfoil shaped to obtain the best aerodynamic characteristics of the wind turbine. An airfoil is a cross-sectional structure with a certain area and NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), is a standard for designing an airfoil. The NACA 4412 airfoil is a type of airfoil profile that is widely used on aircraft wings and blades on wind turbines. This airfoil profile has good aerodynamic capabilities. Research on airfoils was carried out with the aim of finding out how much lifting force is generated from an airfoil body. Variations in speed will affect the resulting lift and drag coefficients and result in changes in the pressure distribution and speed distribution that occur in the air flow. The method used in this research is to collect specific data regarding the NACA 4412 airfoil, then calculate the lift coefficient, drag coefficient, pressure distribution and speed distribution that occur on the NACA 4412 airfoil using software, namely Solidworks 2021, with predetermined speed variations, namely 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s and 8 m/s to determine the aerodynamic properties. Variations in speed on the NACA 4412 airfoil affect the pressure distribution and speed distribution, where the higher the speed, the higher the pressure distribution value, while the speed distribution value is lower. The greater the CL value, the greater the lift value obtained. The greater the CD value, the greater the drag value obtained. Variations in speed on the NACA 4412 airfoil affect the lift coefficient where the lift coefficient and drag coefficient values will increase at each speed but at a speed of 8 m/s the lift coefficient will decrease. The highest lift coefficient value occurs at a flow speed of 6 m/s of 3.54769e+04.

Keywords: Airfoil NACA 4412, CFD, speed variations, lift coefficient

KATA PENGANTAR

Dengan menyebut nama Allah yang Maha Pengasih lagi Maha Penyayang. Tidak ada kata yang lebih indah selain puji dan syukur kepada Allah SWT, yang telah menetapkan segala sesuatu, sehingga tiada sehelai daun yang jatuh tanpa izin-nya. Alhamdulillah atas izin-nya, penulis dapat menyelesaikan laporan Tugas Akhir ini yang berjudul “ Analisa Numerik *Airfoil NACA 4412* Menggunakan *Computational Fluids Dynamic* Dengan Variasi Kecepatan ” sebagai syarat untuk meraih gelar akademik Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara (UMSU) Medan.

Pada kesempatan ini, penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada orang-orang yang telah membantu dalam menyelesaikan laporan Tugas Akhir ini, baik secara langsung maupun tidak langsung. Untuk itu, penulis menyampaikan banyak terima kasih kepada:

1. Orang tua penulis: Ayah Saifin Damanik dan mamak Rahmayani Lubis S.E, yang selalu membanggakan penulis, mendukung penulis dengan sangat baik hingga saat ini. Terimakasih telah bersusah payah mendidik, membesarkan dan membiayai studi pendidikan penulis.
2. Bapak Arya Rudi Nasution, S.T., M.T, selaku dosen pembimbing yang telah banyak membimbing dan mengarahkan saya dalam menyelesaikan tugas akhir ini.
3. Bapak Munawar Alfansury Siregar, S.T., M.T selaku Dekan Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
4. Bapak Dr. Ade Faisal, M.sc, P.hd, selaku Wakil Dekan I Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
5. Bapak Affandi, S.T., M.T, selaku Wakil Dekan III Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
6. Bapak Chandra A Putra Siregar, S.T., M.T, selaku Ketua Program Studi Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
7. Bapak Ahmad Marabdi Siregar, S.T., M.T, selaku sekretaris Program Studi Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.

8. Seluruh Bapak/Ibu Dosen Di Program Studi Teknik Mesin Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara yang telah memberikan ilmu keteknik mesin kepada penulis.
9. Bapak/Ibu Staf Administrasi di Biro Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
10. Sahabat penulis: Muhammad Refan S.T, Safril Saputra, Yusril Mahadi Nasution, Bayu Darmawansyah, M Kevin Febrian S.T, M Ilham ramadhan, Zulvikar Siregar dan Ilham Syaputra yang selalu membantu serta meberikan semangat sekaligus dukungan kepada penulis.
11. Badan Pengurus Himpunan Angkatan 2018 Himpunan Mahasiswa Mesin Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara serta Keluarga Mahasiswa Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara, terimakasih telah memberikan arahan dan dukungannya kepada penulis.

Laporan tugas akhir ini tentunya masih jauh dari kesempurnaan, untuk itu penulis berharap kritik dan masukan yang konstruktif untuk menjadi bahan pembelajaran berkesinambungan penulis di masa depan. Semoga laporan tugas akhir ini dapat bermanfaat bagi dunia konstruksi teknik mesin.

Medan, 21 Maret 2024



Kemal ananta damanik

DAFTAR ISI

TUGAS AKHIR	I
HALAMAN PENGESAHAN	II
SURAT PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR	III
ABSTRAK	IV
ABSTRACT	V
KATA PENGANTAR	VI
DAFTAR ISI	VIII
DAFTAR TABEL	X
DAFTAR GAMBAR	XI
DAFTAR NOTASI	XII
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	3
1.3 Ruang Lingkup	4
1.4 Tujuan Penelitian	4
1.5 Manfaat penelitian	4
BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA	4
2.1 Turbin angin	5
2.2 Klasifikasi turbin angin	5
2.2.1 <i>Vertikal Axis Wind Turbine (VAWT)</i>	5
2.2.2 <i>Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT)</i>	6
2.3 <i>Airfoil</i>	6
2.3.1 <i>Airfoil simetris</i>	8
2.3.2 <i>Aerofoil non-simetris</i>	8
2.4 Sejarah dan perkembangan <i>airfoil</i>	9
2.5 <i>NACA (National Advisory Committee for Aeronautics)</i>	10
2.6 Konstruksi <i>airfoil</i>	10
2.7 Metode elemen hingga	14
2.8 <i>Computational Fluid Dynamics (CFD)</i>	16
2.9 Analisa numerik	17
2.10 Aplikasi solidworks	18
BAB 3 METODE PENELITIAN	20
3.1 Tempat Dan Waktu Pelaksanaan	20
3.1.1 Tempat	20
3.1.2 Waktu	20
3.2 Alat Dan Bahan Penelitian	21
3.2.1 Alat yang digunakan	21
3.2.2 Software Solidworks	22
3.2.2 Bahan yang digunakan	23
3.3 Diagram alir	24
3.4 Objeck penelitian	25
3.5 Prosedur pengambilan data	26

3.6	Prosedur perancangan	27
3.7	Prosedur simulasi	30
BAB 4	HASIL DAN PEMBAHASAN	37
4.1	<i>Flow simulation</i>	37
4.2	Hasil simulasi	37
	4.2.1 Hasil simulasi dengan variasi kecepatan	37
	4.2.2 Goal plot	44
4.3	Grafik perbandingan <i>CD</i> dan <i>CL</i>	47
BAB 5	KESIMPULAN DAN SARAN	49
5.1.	Kesimpulan	49
5.2.	Saran	49
	DAFTAR PUSTAKA	49
	LAMPIRAN	
	LEMBAR ASISTENSI	
	DAFTAR RIWAYAT HIDUP	

DAFTAR TABEL

Tabel 3. 1 Jadwal kegiatan penelitian	20
Tabel 3. 2 Spesifikasi laptop yang digunakan	21
Tabel 3. 3 Menu <i>geometry</i>	26
Tabel 4. 1 <i>Goal plots</i> pada <i>airfoiil NACA 4412</i> dengan variasi kecepatan 2 m/s	44
Tabel 4. 2 <i>Goal plots</i> pada <i>airfoiil NACA 4412</i> dengan variasi kecepatan 4 m/s	45
Tabel 4. 3 <i>Goal plots</i> pada <i>airfoiil NACA 4412</i> dengan variasi kecepatan 6 m/s	45
Tabel 4. 4 <i>Goal plots</i> pada <i>airfoiil NACA 4412</i> dengan variasi kecepatan 8 m/s	46
Tabel 4. 5 Data nilai <i>coefficient drag</i> dengan variasi kecepatan	47
Tabel 4. 6 Data nilai <i>coefficient lift</i> dengan variasi kecepatan	48

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2. 1 Nomenklatur <i>Airfoil</i> (Dinarso, 2019)	7
Gambar 2. 2 <i>Airfoil simetris</i> (Dinarso, 2019)	8
Gambar 2. 3 <i>Aerofoil non-simetris</i> (Dinarso, 2019)	9
Gambar 2. 4 <i>Airfoil NACA</i> seri empat angka (Fransetyo, 2019).	11
Gambar 2. 5 <i>Airfoil NACA</i> seri lima (Fransetyo, 2019).	12
Gambar 2. 6 <i>Airfoil NACA</i> seri enam (Fransetyo, 2019).	13
Gambar 2. 7 Tampilan solidwork 2021	19
Gambar 3. 1 Laptop	22
Gambar 3. 2 <i>Software</i> solidworks	22
Gambar 3. 3 Diagram Alir	24
gambar 3. 4 <i>Geometry of NACA 4412</i>	25
Gambar 3. 5 Tampilan desain <i>airfoil NACA 4412</i>	25
Gambar 3. 6 Numerik dari <i>NACA 4412</i>	27
Gambar 3. 7 Save <i>NACA</i> dan mengganti type file	28
Gambar 3. 8 tampilan awal solidwork	28
Gambar 3. 9 <i>Front plane</i>	28
Gambar 3. 10 import numerik ke solidwork	29
Gambar 3. 11 hasil dari <i>NACA 4412</i>	29
Gambar 3. 12 mencari garis yang terputus	29
Gambar 3. 13 menentukan lebar dari sudu	30
Gambar 3. 14 Hasil jadi dari <i>NACA 4412</i>	30
Gambar 3. 15 Menambah menubar <i>solidwork flow simulation</i>	33
Gambar 3. 16 Memulai simulasi	34
Gambar 3. 17 Menentukan jenis fluida	34
Gambar 3. 18 Menentukan <i>boundary condition</i>	34
Gambar 3. 19 <i>Insert Computational Domain</i>	35
Gambar 3. 20 <i>Insert Computational Domain setting meshing</i>	35
Gambar 3. 21 Menentukan goals	35
Gambar 3. 22 Menunggu proses <i>running</i>	36
Gambar 3. 23 <i>Cut plot</i>	36
Gambar 4. 1 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 2 m/s	37
Gambar 4. 2 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 4 m/s	38
Gambar 4. 3 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 6 m/s	39
Gambar 4. 4 Distribusi tekanan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 8 m/s	40
Gambar 4. 6 Distribusi kecepatan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 4 m/s	42
Gambar 4. 7 Distribusi kecepatan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 6 m/s	43
Gambar 4. 8 Distribusi kecepatan pada <i>airfoil</i> dengan variasi kecepatan 8 m/s	44
Gambar 4.9 Grafik nilai <i>coefisien drag</i> dengan variasi kecepatan	47
Gambar 4. 10 Grafik nilai <i>coefisien drag</i> dengan variasi kecepatan	48

DAFTAR NOTASI

SIMBOL	KETERANGAN	SATUAN
ρ	Kerapatan udara	kg/m^3
V	Kecepatan aliran udara	m/s
G	Percepatan gravitasi	m/s^2
h	Ketinggian	m
P	Tekanan	kPa
T	Suhu	T
CG	<i>Center of gravity</i>	m^2
A	Luas Penampang	N
F	Gaya	N
W	<i>wight</i>	N
L	<i>Lift</i>	N
T	<i>thrust</i>	N
D	<i>Drag</i>	N
C_l	<i>Coefficient Lift</i>	
C_d	<i>Coefficient Drag</i>	
CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>	

BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Energi angin dapat dimanfaatkan menjadi energi listrik yang dibangkitkan melalui turbin angin. Kecepatan angin rata-rata di Indonesia mencapai 5 m/s dan dengan kecepatan ini, listrik yang dihasilkan bisa mencapai 100 kW (kiloWatt) (Rahmat, 2016). Namun karena kondisi geografis Indonesia yang beragam, menjadikan kecepatan angin tidak stabil dan arahnya tidak menentu. Hal ini menjadi masalah utama dalam pembangunan pembangkit listrik tenaga angin di Indonesia. Oleh karena itu, perlu adanya modifikasi dan penelitian lebih lanjut terhadap model turbin angin yang cocok dengan kondisi di Indonesia ini (Rahmat, 2016).

Bagian yang sangat menentukan kinerja sebuah turbin angin adalah sudunya. Penampang sudu turbin angin biasanya berbentuk *airfoil* untuk mendapatkan karakteristik aerodinamis terbaik dari turbin angin. *Airfoil* adalah struktur penampang dengan luas tertentu untuk sudu turbin angin, dan *NACA (National Advisory Committee for Aeronautics)*, merupakan setandar dalam perancangan suatu *airfoil* (Effendy & Muchlisin, 2019). *Airfoil NACA 4412* adalah salah satu jenis profil *airfoil* yang digunakan pada bilah turbin angin (Effendy & Muchlisin, 2019). Profil *airfoil* ini memiliki kemampuan aerodinamika yang baik, sehingga cocok digunakan pada bilah turbin untuk meningkatkan kinerja dan efisiensi pada turbin angin.

Airfoil merupakan suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Dahulu, analisis kinerja dari suatu *airfoil* harus dilakukan dengan sistem eksperimen/percobaan, membutuhkan terowongan angin (*wind tunnel*) dan memerlukan waktu serta biaya yang besar untuk proses pengujiannya. Namun sekarang ini berkat kemajuan teknologi memungkinkan untuk merubah metode perhitungan yang semula secara konvensional menjadi komputasional dalam menyelesaikan suatu permasalahan. Salah satu contohnya adalah *software* komputer yang telah dibuat oleh suatu perusahaan perangkat lunak, dapat digunakan dengan mudah untuk mengkalkulasikan atau menghitung rentetan

masalah secara cepat dan tepat.

Mengenai bentuk *airfoil* NACA 4412, beberapa penelitian telah dilakukan untuk menyelidiki sifat aerodinamis dari geometri sudu turbin angin (Effendy & Muchlisin, 2019). Geometri *airfoil* dengan berbagai variasi biasanya memiliki standar pengkodean yang secara langsung memberikan informasi utama tentang geometri *airfoil* (Effendy & Muchlisin, 2019).

Dalam mendesain *airfoil* yang sesuai, di satu sisi *drag* yang ditimbulkan pada sudu harus diminimalkan, dan di sisi lain harus mampu memaksimalkan *high lift*. Oleh karena itu, profil *airfoil* yang diinginkan adalah desain *airfoil* dengan rasio *lift-to-drag* yang besar. Gaya angkat pada sudu dihasilkan oleh tekanan negatif yang tercipta pada permukaan atas sudu, yang dipengaruhi oleh kecepatan udara di sekitar sudu (Effendy & Muchlisin, 2019).

Beberapa penelitian sudah pernah dilakukan, salah satunya penelitian yang dilakukan (Dinarso, 2019), Dimana ia melakukan penelitian dengan Pemodelan dan simulasi telah dilakukan menggunakan perangkat lunak Solidworks 2021 dengan memasukkan input yang telah disesuaikan dengan kondisi aktual geometri dan kondisi batas yang sebenarnya. Variasi *angle of attack* pada *airfoil* NACA 2415 dan kecepatan berpengaruh pada distribusi tekanan dan distribusi kecepatan, dimana semakin tinggi *angle of attack* dan kecepatan maka nilai distribusi tekanan semakin tinggi, sedangkan nilai distribusi kecepatan semakin rendah. Semakin besar nilai *CL*, maka nilai *lift* yang didapat pun akan semakin besar.

Semakin besar nilai *CD*, maka semakin besar pula *drag* yang di hasilkan. Variasi *angle of attack* dan kecepatan pada *airfoil* NACA 2415 berpengaruh pada *coefficient lift* dimana nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* akan semakin meningkat pada tiap *angle of attack* namun pada *angle of attack* 20° *coefficient lift* akan menurun. Nilai *coefficient lift* tertinggi terjadi pada sudut 15° dengan kecepatan aliran 60 m/s sebesar 0,128.

Pada penelitian ini menggunakan jenis *airfoil* seri NACA 4412. *Airfoil* NACA 4412 dipilih sebagai studi kasus karena merupakan salah satu *airfoil* yang umum digunakan pada sudu turbin angin. *Airfoil* ini memiliki profil tertentu yang dapat memberikan karakteristik aerodinamis yang baik dalam menghasilkan gaya angkat dan mengurangi hambatan pada sudu.

Kesimpulannya, dengan melakukan analisa numerik, kita dapat menggambarkan dan mengetahui karakteristik aerodinamika pada *airfoil NACA 4412* yang berupa *coefficient lift* dan *coefficient drag*, yang mana nilai-nilai tersebut dapat merepresentasikan besarnya *lift*, *drag*, distribusi tekanan serta tekanan yang diterima disisi masuk maupun disisi keluar di sekitar bodi *airfoil NACA 4412* dengan kecepatan udara yang akan divariasikan.

Dalam penyelesaian masalah dibidang mekanika fluida telah dikenal istilah *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. Teknologi *software CFD* tersebut mampu digunakan untuk pengujian atau eksperimen yang lebih atraktif bila dibandingkan dengan metode pengujian secara konvensional. Dimana modifikasi terhadap bentuk desain yang kita inginkan mampu meminimalisir waktu dan biaya yang dibutuhkan (Dinarso, 2019).

Metode simulasi menjadi pilihan dalam melakukan penelitian ini, untuk lebih menghemat biaya yang dikeluarkan dari pada eksperimen. Karakteristik *airfoil* tergantung banyak hal, sehingga dapat dikatakan bahwa tiap *airfoil* mempunyai penggunaan yang spesifik. Hal inilah yang mendasari penulis untuk melakukan studi numerik pada *airfoil NACA 4412* menggunakan *software* berbasis *Computational Fluid Dynamic (CFD)* dengan menggunakan aplikasi *solidworks* berdasarkan variasi kecepatan.

Dari hasil penelitian ini, harapannya dapat mengetahui bagaimana mengkaji distribusi tekanan dan distribusi kecepatan yang terjadi disekitar *airfoil* dengan variasi kecepatan, untuk mengetahui hubungan yang terjadi antara *coefficient lift (CL)* dan *coefficient Drag (CD)* dengan variasi kecepatan yang telah di tentukan.

1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah dalam penelitian ini adalah:

1. Bagaimana mendesain *airfoil* tipe *NACA 4412*, kemudian melakukan simulasi dengan metode analisa numerik menggunakan aplikasi *solidworks*
2. Bagaimana menganalisa pengaruh variasi kecepatan terhadap distribusi tekanan dan distribusi kecepatan pada *airfoil* dengan metode simulasi
3. Bagaimana menganalisa pengaruh variasi kecepatan terhadap *coefficient lift*, *coefficient drag*, gaya *lift* dan gaya *drag* pada *airfoil* dengan metode simulasi

1.3 Ruang Lingkup

Agar penelitian ini terarah dan fokus pada ruang lingkup yang telah ditentukan, maka dalam daalam penelitian ini dibatasi dengan beberapa ketentuan, yaitu sebagai berikut:

1. Menggunakan metode simulasi numerik pada aplikasi solidworks 2021
2. Desain rancangan sudu menggunakan *airfoil* seri *NACA 4412*
3. Aliran fluida yang digunakan adalah aliran fluida dua dimensi
4. Variasi kecepatan yang digunakan yaitu 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s dan 8 m/s
5. Fluida yang digunakan adalah udara

1.4 Tujuan Penelitian

Tujuan penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. Untuk mendesain *airfoil* seri *NACA 4412* dan simulasi numerik menggunakan aplikasi solidworks
2. Untuk mengetahui pengaruh besarnya nilai distribusi tekanan dan distribusi kecepatan yang bekerja pada bodi *airfoil* dengan variasi kecepatan menggunakan simulasi pada aplikasi solidworks
3. Untuk mengetahui karakteristik aerodinamika pada *airfoil NACA 4412* yang berupa *lift*, *drag*, *coefficient lift* dan *coefficient drag* menggunakan simulasi pada aplikasi solidworks

1.5 Manfaat penelitian

Manfaat yang diharapkan dari penelitian ini adalah:

1. Dapat lebih menghemat biaya yang dikeluarkan dalam penelitian
2. Dapat mempelajari dan mengetahui cara mendesain dan simulasi numerik menggunakan perangkat lunak solidworks 2021 dan mengetahui karakteristik aerodinamika *airfoil NACA 4412* terhadap variasi kecepatan

BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Turbin angin

Turbin angin adalah sebuah alat yang mampu memanfaatkan kekuatan angin untuk diubah menjadi kekuatan mekanik (Rahmat, 2016). Dari proses itu memberikan kemudahan berbagai kegiatan manusia yang memerlukan tenaga yang besar seperti memompa air untuk mengairi sawah atau menggiling biji-bijian. Kincir angin modern adalah mesin yang digunakan untuk menghasilkan energi listrik, disebut juga dengan turbin angin (Fransetyo, 2019).

Desain dari kincir/turbin angin sangat banyak macam jenisnya, berdasarkan bentuk rotor, kincir angin dibagi menjadi dua tipe, yaitu turbin angin sumbu mendatar (*horizontal axis wind turbine*) dan turbin angin sumbu vertikal (*vertical axis wind turbine*) (Fransetyo, 2019).

2.2 Klasifikasi turbin angin

Turbin angin atau kincir angin merupakan alat pembangkit listrik yang merubah energi angin menjadi energi mekanik kemudian dikonversikan menjadi energi elektrik menggunakan generator (Rahmat, 2016).

Turbin angin di bagi menjadi 2 tipe yaitu:

1. Turbin angin sumbu vertical (Vertical Axis Wind Turbine) VAWT
2. Turbin angin sumbu horizontal (Horizontal Axis Wind Turbine) HAWT

2.2.1 Vertikal Axis Wind Turbine (VAWT)

Vertikal Axis Wind Turbine (VAWT) merupakan jenis turbin angin yang mempunyai orientasi sudut paling tinggi dari sudut baling-balingnya, yang berputar di sekitar poros vertikal. yang lebih umum, dimana sudut baling-balingnya berputar di sekitar poros *horizontal*. VAWT memiliki beberapa keunggulan dibandingkan dengan HAWT (Nakhodah & Saleh, 2017). VAWT dapat menangkap angin dari arah mana saja, dan profilnya yang lebih rendah membuatnya kurang mencolok secara visual. Selain itu, VAWT umumnya lebih mudah dipelihara dan dapat lebih cocok digunakan di daerah perkotaan. Namun, VAWT juga memiliki beberapa kelemahan. Secara umum, VAWT memiliki efisiensi yang lebih rendah dibandingkan dengan HAWT, terutama pada skala yang lebih besar (Nakhodah & Saleh, 2017)

Selain itu, VAWT dapat lebih berisik dan kurang dapat diandalkan, dan

mungkin memerlukan teknik rekayasa yang lebih kompleks untuk mendukung poros vertikalnya. Secara keseluruhan, *VAWT* adalah teknologi yang menjanjikan untuk produksi energi angin skala kecil, terutama di daerah perkotaan di mana ruang terbatas dan arah angin variabel. Namun, produksi energi angin skala besar masih didominasi oleh *HAWT* (Nakhodah & Saleh, 2017)

2.2.2 Horizontal Axis Wind Turbine (HAWT)

HAWT merupakan turbin yang poros utamanya berputar menyesuaikan arah angin. Biasanya turbin jenis ini memiliki blade berbentuk *airfoil* seperti bentuk sayap pada pesawat. Secara umum semakin banyak jumlah blade, semakin tinggi putaran turbin (Nakhodah & Saleh, 2017).

Setiap desain rotor mempunyai kelebihan dan kekurangan. Kelebihan turbin jenis ini, yaitu memiliki efisiensi yang tinggi, dan *cut-in wind speed* rendah. Kekurangan dari turbin jenis ini memiliki desain yang lebih rumit karena rotor hanya dapat menangkap angin dari satu arah sehingga dibutuhkan pengarah angin. Turbin angin sumbu horizontal (*HAWT*) memiliki poros rotor utama dan generator listrik di puncak menara. Turbin berukuran kecil diarahkan oleh sebuah baling-baling angin (baling-baling cuaca) yang sederhana, sedangkan turbin berukuran besar pada umumnya menggunakan sebuah sensor angin yang di gandengkan ke sebuah servo motor.

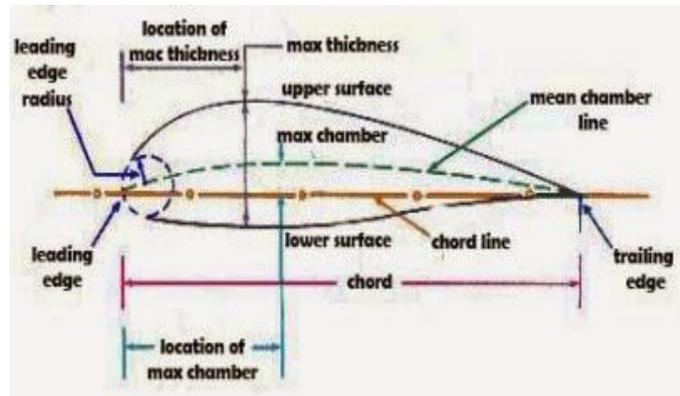
Sebagian besar memiliki sebuah gearbox yang mengubah perputaran kincir yang pelan menjadi lebih cepat berputar. Karena sebuah menara menghasilkan turbulensi di belakangnya, turbin biasanya diarahkan melawan arah anginnya menara. Bilah-bilah turbin dibuat kaku agar mereka tidak terdorong menuju menara oleh angin berkecepatan tinggi. Sebagai tambahan, bilah-bilah itu diletakkan di depan menara pada jarak tertentu dan sedikit dimiringkan (Nakhodah & Saleh, 2017).

2.3 *Airfoil*

Airfoil adalah sebuah bentuk atau profil yang dirancang untuk menghasilkan daya angkat ketika ditempatkan di dalam aliran udara. *Airfoil* umumnya digunakan dalam desain sayap pesawat terbang, helikopter, dan alat-alat yang memerlukan daya angkat atau kontrol di udara (Wiratama, 2016). *Airfoil* juga dapat digunakan

dalam aplikasi industri seperti turbin angin, kipas angin, dan mesin jet.

Berdasarkan standar data *NACA*, *airfoil* tersebut mempunyai data-data teknis tiap bentuknya, yang ditunjukkan oleh Gambar 2.1



Gambar 2. 1 Nomenklatur *Airfoil* (Dinarso, 2019)

Bentuk *airfoil* dapat berbeda-beda tergantung pada tujuannya, namun umumnya memiliki bentuk *teardrop* dan melengkung pada bagian atasnya, dan rata-rata sedikit melengkung pada bagian bawahnya. Bentuk ini memungkinkan *airfoil* untuk menghasilkan daya angkat yang cukup untuk menahan berat pesawat atau objek lain yang bergerak di udara (Saputra & Agustian, 2018). Berikut adalah bagian-bagian utama dari sebuah *airfoil*:

1. *Leading edge* (ujung depan), yaitu bagian paling depan dari *airfoil* dimana aliran udara pertama kali.
2. *Trailing edge* (ujung belakang), yaitu bagian paling belakang dari *airfoil* dimana aliran udara keluar dari permukaan *airfoil*.
3. *Upper surface* (permukaan atas), yaitu permukaan yang terbentuk melengkung dari *airfoil* yang menghadap ke arah aliran udara.
4. *Lower surface* (permukaan bawah), yaitu permukaan yang berbentuk datar atau sedikit melengkung dari *airfoil* yang menghadap ke arah bawah.
5. *Chord line* (garis *chord*), yaitu garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge* dari *airfoil*.
6. *Camber* adalah garis melengkung yang menggambarkan perbedaan tinggi antara *upper surface* dan *lower surface* dari *airfoil*.
7. *Thickness* adalah jarak antara *upper surface* dan *lower surface* pada bagian

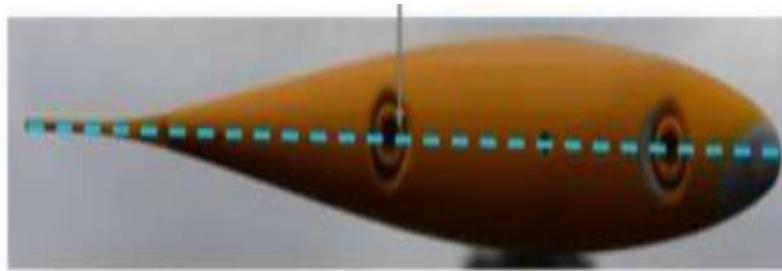
tertentu dari *airfoil*, biasanya diukur sebagai persentase dari *chord length*.

8. *Angle of attack* (sudut serang), yaitu sudut antara *chord line* dan arah aliran udara yang mengalir melewati *airfoil*.

Semua bagian ini berperan penting dalam menghasilkan daya angkat dan hambatan (*drag*) pada *airfoil* ketika ditempatkan dalam aliran udara (Wiratama, 2016). *Airfoil* di bagi menjadi dua jenis yaitu, *Airfoil simetris* dan *airfoil-non simetris*.

2.3.1 *Airfoil simetris*

Airfoil yang bila dialiri udara dengan arah sejajar dengan tali busurnya (*chord*) tidak bisa menghasilkan gaya angkat disebut dengan *airfoil simetris*.

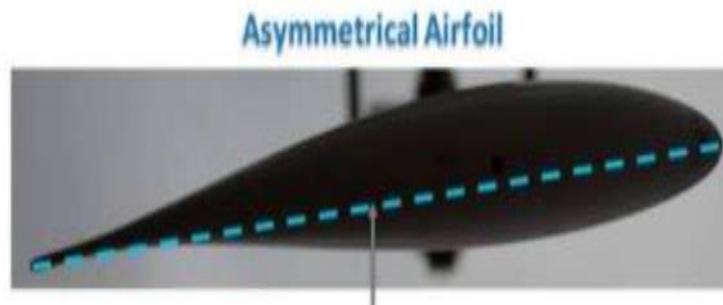


Gambar 2. 2 *Airfoil simetris* (Dinarso, 2019)

Airfoil simetris hanya akan menghasilkan gaya angkat bila aliran udara yang melewatinya (α) membentuk sudut tajam dengan tali busur. *Airfoil simetris* biasa digunakan untuk *horizontal stabilizer* atau *fin* (Wiratama, 2016).

2.3.2 *Aerofoil non-simetris*

Aerofoil non-simetris, disebut juga *aerofoil melengkung*, *airfoil-non simetris* akan menghasilkan gaya angkat sekalipun arah aliran udara yang melewatinya sejajar dengan tali busur. Gaya angkat timbul karena adanya perbedaan tekanan udara antara di atas dan di bawah *airfoil*. Kecepatan udara dibawah lebih kecil dari pada di atas *airfoil*, sehingga tekanan di bawah lebih besar dari pada di atas *airfoil* (Wiratama, 2016).



Gambar 2. 3 Aerofoil non-simetris (Dinarso, 2019)

2.4 Sejarah dan perkembangan *airfoil*

Airfoil, bentuk penampang bilah turbin angin, merupakan dasar dari desain bilah turbin. Menghasilkan gaya angkat dan tarikan ketika bergerak di udara, *airfoil* memainkan peran penting dalam meningkatkan kinerja aerodinamis dan ketahanan struktural bilah turbin (Dinarso, 2019). *Airfoil* telah berkembang pesat sejak awal industri energi angin. Pada tahun 1970-an, para perancang memilih bentuk bilah turbin angin dari perpustakaan bentuk *airfoil* standar sebelum perang dunia II yang dirancang untuk sayap pesawat, yang disusun oleh komite penasihat nasional untuk aeronautika, pendahulu dari badan penerbangan dan antariksa nasional (Dinarso, 2019).

Perancang bilah turbin angin awal ini berfokus pada fitur bilah utama, seperti putaran dan lancip untuk mengoptimalkan kinerja aerodinamis, meningkatkan kecepatan dan efisiensi sekaligus mengurangi hambatan. Namun, pada tahun 1980an dan 1990an, para insinyur menyadari bahwa hal tersebut belum cukup, dan menelusuri kekurangan kinerja di lapangan hingga ke kinerja *airfoil* (Embang, 2018).

Misalnya, para insinyur memperhatikan bahwa permukaan ujung depan bilah pisau (tepi depan yang pertama kali bersentuhan dengan udara) menjadi lebih kasar seiring berjalannya waktu. Hal ini disebabkan oleh kekotoran akibat penumpukan kotoran dan serangga (seperti kaca depan mobil tanpa *wiper*), serta kerusakan skala kecil akibat keausan umum. Pada tahun 1980-an di ladang angin awal California (ladang angin *altamont pass* dan ladang angin *palm springs*), pengotoran menurunkan produksi tenaga turbin sebanyak 30% hingga teknisi mencuci bilahnya, sehingga menambah beban kerja yang signifikan selama musim angin dan karenanya lebih menguntungkan (Dinarso, 2019).

Hembusan angin memberikan tekanan tambahan pada bilah, menyebabkan beban (atau gaya) lebih tinggi dari perkiraan. Hal ini menyebabkan bilah terhenti atau memperlambat putarannya. Hal ini, pada gilirannya, mengurangi efisiensi dan produksi daya turbin angin (Effendy & Muchlisin, 2019).

Menjadi jelas bagi para peneliti di laboratorium energi terbarukan nasional (*NREL*, yang saat itu dikenal sebagai institut penelitian energi matahari) bahwa untuk mencapai kinerja yang lebih baik dan lebih kuat akan memerlukan *airfoil* baru yang dirancang khusus untuk aplikasi turbin angin. Pada tahun 1984, dengan dana dari departemen energi amerika serikat (*DOE*), peneliti *NREL* bekerja sama dengan *Airfoils Inc*, sebuah perusahaan kecil yang berfokus pada desain *airfoil*, untuk membantu mengatasi masalah tersebut (Dinarso, 2019).

Upaya desain *airfoil* yang didukung *DOE* bertujuan untuk mengurangi pengaruh kekotoran pada bagian depan terhadap kinerja *airfoil* dan meningkatkan kinerja aerodinamis *airfoil*. *NREL* dan *Airfoils Inc*, menggunakan metode eksperimental dan komputasi dalam proses desain. Metode eksperimental memvalidasi versi desain *airfoil* baru yang bersih dan kotor. Pengujian di terowongan angin turbulensi rendah Universitas Delft di Belanda menyoroti ketidakakuratan model dan perlu perbaikan. Secara digital, para peneliti membuat desain *airfoil* dua dimensi dan tiga dimensi untuk mensimulasikan potensi peningkatan fungsionalitas (Dinarso, 2019).

2.5 *NACA (National Advisory Committee for Aeronautics)*

Merupakan standar dalam perancangan suatu *airfoil*. Perancangan *airfoil* pada dasarnya bersifat khusus dan dibuat menurut selera serta sesuai dengan kebutuhan dari bilah yang akan dibuat. Akan tetapi *NACA* menggunakan bentuk *airfoil* yang disusun secara sistematis dan rasional. *NACA* mengidentifikasi bentuk *airfoil* dengan menggunakan sistem angka kunci seperti seri (Erlangga, 2017). Pengujian yang dilakukan *NACA* lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan serta pengujiannya dilakukan pada bilangan *Reynold* yang lebih tinggi dibanding yang lain.

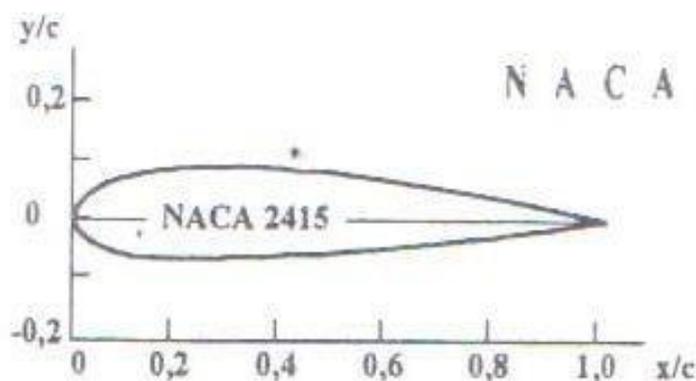
2.6 Konstruksi *airfoil*

Bentuk dari *airfoil* ditentukan oleh seri digit yang sesuai ketentuan *NACA*

airfoil, parameter penomorannya dalam persamaan yang lebih tepat untuk perhitungan potongan melintang *airfoil*. Berikut adalah identifikasi angka-angka dari seri *NACA* tersebut:

1. *Airfoil NACA* seri 4

- a. Pada *airfoil NACA* seri 4, digit pertama menyatakan nilai maksimum *chord*
- b. Digit kedua merupakan posisi *camber* pada *chord* dari *leading edge* dalam nilai maksimum seper sepuluh *chord*
- c. Dua digit terakhir merupakan ketebalan *airfoil* terhadap *chord* dengan nilai seperseratus
- d. Jika pada dua digit pertama, 7 menunjukkan angka 00 maka *airfoil* tersebut tidak memiliki *chamber* atau termasuk *airfoil simetris*, Sebagai contoh *NACA 4412*
- e. Digit pertama angka 4 menunjukkan 4 seperseratus dari *chord* atau dapat disingkat dengan 0,04c yang menunjukkan ketebalan maksimum dari *camber*
- f. Digit kedua angka 4% dari *chord* atau 0,4c sehingga posisi ketebalan maksimum *camber* terletak pada 0,4c dari *leading edge*
- g. Dua digit terakhir yaitu 12% dikalikan dengan *chord* atau 0,12c menunjukkan ketebalan maksimum *airfoil*. Dalam peraktek, umumnya angka-angka ini dinyatakan dalam persen tali busur, yaitu: *camber* 2% di 40% c



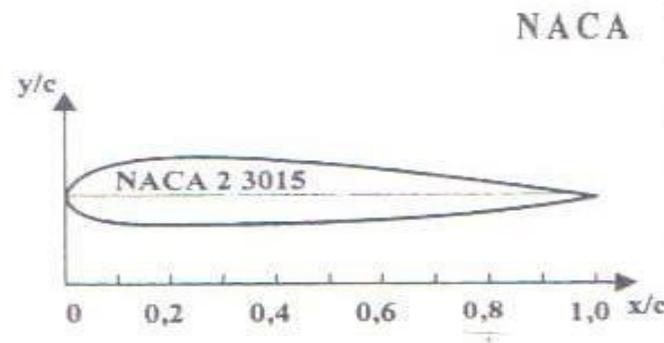
Gambar 2. 4 *Airfoil NACA* seri empat angka (Fransetyo, 2019).

2. *Airfoil NACA* seri 5

Pengembangan *airfoil NACA* seri 5 dilakukan sekitar tahun 1935 dengan menggunakan distribusi ketebalan yang sama dengan seri empat digit. Garis

kelengkungan rata-rata (*mean camber line*) seri ini berbeda dibanding seri empat digit. Jika dibandingkan ketebalan (*thickness*) dan *camber*, 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 (Hidayat, 2020).

- a. Pada seri ini, digit pertama dikalikan $3/2$ kemudian dibagi sepuluh memberikan nilai desain koefisien *lift*
- b. Setengah dari dua digit berikutnya merupakan persen posisi maksimum *camber* terhadap *chord*
- c. Dua digit terakhir merupakan persen ketebalan terhadap *chord*. Contohnya, *airfoil 23012* memiliki *CL* desain 0.3, posisi maksimum *camber* pada 15% *chord* dari *leading edge* dan ketebalan sebesar 12% *chord*



Gambar 2. 5 Airfoil NACA seri lima (Fransetyo, 2019).

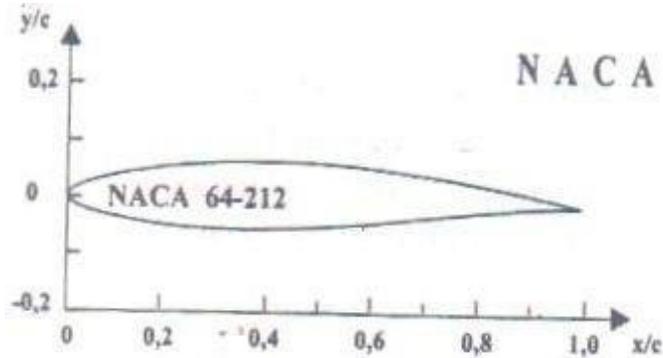
3. Airfoil NACA seri 6

Airfoil 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*, $a = 0.6$ (Hidayat, 2020).

- a. Angka 6 di digit pertama menunjukkan seri 6
- b. Satu digit yang menggambarkan area jarak tekanan minimum dalam sepersepuluh *chord*
- c. Digit subskrip memberikan kisaran koefisien gaya angkat dalam sepersepuluh diatas dan dibawah koefisien gaya angkat desain dimana tekanan *gradien* yang menguntungkan ada di kedua permukaan
- d. Angka 4 menunjukkan lokasi tekanan minimum dalam sepersepuluh terhadap *chord*, *Subskrip 1* mengindikasikan bah *range drag* minimum

dicapai pada 0.1

- e. 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*



Gambar 2. 6 Airfoil NACA seri enam (Fransetyo, 2019).

4. Airfoil NACA seri 7

Kemajuan lebih lanjut dalam memaksimalkan aliran laminar dicapai dengan mengindentifikasi secara terpisah zona tekanan rendah pada permukaan atas dan bawah *airfoil* (Hidayat, 2020)

- a. Angka 7 menunjukkan seri
- b. Angka 4 menunjukkan lokasi tekanan minimum di permukaan atas dalam sepersepuluh yaitu 0.4 *chord*
- c. Angka 7 pada digit ketiga, menunjukkan lokasi tekanan minimum di permukaan bawah *airfoil* dalam sepersepuluh 0.7 *chord*
- d. Digit keempat, menunjukkan suatu format distribusi ketebalan dan *mean line* dengan standar dari NACA seri awal
- e. Angka 3 pada digit kelima menunjukkan CL desain dalam sepersepuluh yaitu 0.3 *chord*
- f. Dua digit menunjukkan persen ketebalan maksimum terhadap *chord*

5. NACA Seri-1 (Seri 16)

Airfoil NACA seri 1 yang dikembangkan sekitar tahun 1939 merupakan seri pertama yang dikembangkan berdasarkan perhitungan teoritis. *Airfoil* seri 1 yang paling umum digunakan memiliki lokasi tekanan minimum di 0.6 *chord*, dan kemudian dikenal sebagai *airfoil* seri-16. *Chamber line airfoil* ini didesain untuk menghasilkan perbedaan tekanan sepanjang *chord* yang

seragam. Penamaan *airfoil* seri 1 ini menggunakan lima angka. Misalnya *NACA 16-212*.

- a. Digit pertama menunjukkan seri 1.
- b. Digit kedua menunjukkan persepuluh posisi tekanan minimum terhadap *chord*.
- c. Angka di belakang tanda hubung : angka pertama merupakan persepuluh desain *CL*
- d. 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.

2.7 Metode elemen hingga

Metode Elemen Hingga (Finite Element Method atau FEM) adalah suatu teknik numerik yang digunakan untuk memecahkan persamaan diferensial parsial (PDE) dan memodelkan perilaku struktur atau benda yang kompleks (Dinarso, 2019). Metode ini membagi suatu domain fisik menjadi elemen-elemen kecil atau subdomain yang lebih mudah dimodelkan, dan kemudian menggabungkan solusi di seluruh domain untuk mendapatkan solusi global.

Berikut adalah langkah-langkah umum dalam metode elemen hingga:

1. Pemilihan Domain:

Domain fisik dari masalah didefinisikan dengan jelas.

2. Pembagian Domain:

Domain dibagi menjadi elemen-elemen kecil atau subdomain yang lebih mudah dimodelkan. Elemen ini dapat berupa segitiga, segiempat, atau bentuk lainnya tergantung pada jenis masalahnya.

3. Pemilihan Fungsi Bentuk:

Fungsi bentuk atau fungsi interpolasi dipilih untuk mendekati distribusi solusi di dalam setiap elemen. Fungsi ini biasanya berupa polinomial.

4. Formulasi Persamaan Elementar:

Persamaan elemen kecil atau persamaan lokal diterapkan pada setiap elemen,

berdasarkan hukum fisika yang relevan. Ini dapat melibatkan persamaan keseimbangan massa, momentum, atau energi.

5. Assembling:

Solusi lokal dari setiap elemen disusun bersama untuk membentuk sistem persamaan global. Proses ini melibatkan pemasangan matriks dan vektor dari setiap elemen ke dalam sistem keseluruhan.

6. Penerapan Batas:

Syarat batas atau kondisi batas diterapkan pada sistem keseluruhan untuk memperhitungkan pengaruh dari batas fisik.

7. Penyelesaian Sistem Persamaan:

Sistem persamaan linear yang dihasilkan dipecahkan untuk mendapatkan solusi numerik. Metode ini dapat melibatkan teknik-teknik seperti eliminasi Gauss, metode iteratif, atau solusi matriks.

8. Evaluasi dan Interpretasi:

Solusi numerik dievaluasi dan diinterpretasikan dalam konteks masalah fisik. Analisis sensitivitas dan verifikasi terhadap solusi analitis atau hasil eksperimental juga dapat dilakukan.

Metode elemen hingga digunakan dalam berbagai bidang rekayasa termasuk rekayasa struktural, rekayasa fluida, dan bidang-bidang lainnya. Metode ini memungkinkan analisis yang lebih rinci dari perilaku struktural dan benda yang kompleks, dan memiliki aplikasi luas dalam pengembangan produk dan desain teknik. Bila suatu kontinum dibagi-bagi menjadi beberapa bagian yang lebih kecil, maka bagian-bagian kecil ini disebut elemen hingga (Dinarso, 2019).

Proses pembagian suatu kontinum menjadi elemen-elemen hingga ini sering dikenal sebagai proses diskritisasi (pembagian). Dinamakan elemen hingga karena ukuran elemen kecil ini berhingga (bukannya kecil tidak berhingga) dan umumnya memiliki bentuk geometri yang lebih sederhana dengan kontinunya. Dengan menggunakan elemen hingga kita dapat mengubah suatu masalah yang memiliki jumlah derajat kebebasan tidak berhingga menjadi suatu masalah dengan derajat kebebasan tertentu sehingga proses pemecahannya akan lebih sederhana. (Dinarso,

2019).

2.8 *Computational Fluid Dynamics (CFD)*

Pengertian *Computational Fluid Dynamics (CFD)* sendiri adalah ilmu yang mempelajari cara memprediksi aliran fluida, perpindahan panas, reaksi kimia, dan fenomena lainnya dengan menyelesaikan persamaan-persamaan matematika (model matematika). *CFD* juga dapat diartikan sebagai suatu teknologi komputer yang memungkinkan pengguna untuk mempelajari dinamika dari benda-benda atau zat-zat yang mengalir. *CFD* menyelesaikan masalah berdasarkan pada persamaan fundamental dari dinamika fluida (Dinarso, 2019). Hal yang paling mendasar mengapa *CFD* banyak sekali digunakan dalam dunia industri adalah dengan *CFD* dapat dilakukan analisa terhadap suatu sistem dengan mengurangi biaya eksperimen dan tentunya waktu yang panjang dalam melakukan eksperimen tersebut. Atau dalam proses design engineering tahap yang harus dilakukan menjadi lebih pendek (Embang, 2018).

Hal lain yang mendasari pemakaian konsep *CFD* adalah pemahaman lebih dalam akan suatu masalah yang akan diselesaikan atau dalam hal ini pemahaman lebih dalam mengenai karakteristik aliran fluida dengan melihat hasil berupa grafik, vektor, kontur dan bahkan animasi. Prinsip *CFD* adalah metode penghitungan yang menghususkan pada fluida, di mana sebuah kontrol dimensi, luas serta volume dengan memanfaatkan komputasi komputer maka dapat dilakukan perhitungan pada tiap-tiap elemennya (Dinarso, 2019).

Sejarah *CFD* berawal pada tahun 60-an dan mulai terkenal pada tahun 70-an, awalnya pemakaian konsep *CFD* hanya digunakan untuk aliran fluida dan reaksi kimia, namun seiring dengan berkembangnya industri di tahun 90-an membuat *CFD* makin dibutuhkan pada berbagai aplikasi lain. Hasil yang didapat pada kontrol point terdekat dari penghitungan persamaan yang terlibat akan diteruskan ke kontrol point terdekat lainnya secara terus menerus hingga seluruh domain terpenuhi. Akhirnya, hasil yang didapat akan disajikan dalam bentuk warna, vektor dan nilai yang mudah untuk dilihat dengan konfigurasi jangkauan diambil dari nilai terbesar dan terkecil (FAHMI, 2021).

2.9 Analisa numerik

Analisis numerik dan metode numerik adalah dua hal yang berbeda. Metode adalah Algoritma, menyangkut langkah-langkah penyelesaian persoalan secara numerik, sedangkan analisis numerik adalah terapan matematika untuk menganalisis metode. Dalam analisis numerik, hal utama yang ditekankan adalah analisis galat dan kecepatan konvergensi sebuah metode. Teorema-teorema matematika banyak di pakai dalam menganalisis suatu metode (Siregar & Irfansyah, 2018).

Sejak akhir abad ke-20 algoritme kebanyakan di implementasikan dalam berbagi bahasa pemrograman. Netlib memiliki berbagai daftar perangkat lunak yang banyak digunakan di bidang numerik. Studi numerik ini dilakukan secara dua dimensi dengan menggunakan perangkat lunak berbasis *CFD* (*Computational Fluid Dynamic*) yaitu *solidworks flow simulation*. Adapun skema geometri model untuk studi numerik *solidworks* adalah *software CAD 2D* yang dikembangkan oleh *solidworks* (FAHMI, 2021).

Analisa numerik dapat digunakan untuk merancang, menganalisa dan menilai suatu system (FAHMI, 2021). Beberapa langkah umum dalam melakukan analisa numerik *airfoil NACA 4412* adalah sebagai berikut:

1. Menentukan model geometri *airfoil NACA 4412* dengan menggunakan perangkat lunak *CAD*. Geometri *airfoil NACA 4412* dapat didefinisikan dengan menggunakan parameter-parameter tertentu seperti panjang *chord*, ketebalan maksimum, dan posisi ketebalan maksimum.
2. Membuat model mesh atau jaringan elemen diskret yang mengelilingi *airfoil*. Model mesh harus cukup halus dan teratur untuk menghasilkan hasil yang akurat.
3. Menentukan kondisi batas atau *boundary conditions*, seperti kecepatan aliran fluida, tekanan, dan temperatur pada titik-titik tertentu di sekitar *airfoil*.
4. Memilih model turbulensi yang sesuai untuk memodelkan aliran fluida yang turbulenti di sekitar *airfoil*. Beberapa model turbulensi yang sering digunakan adalah *k-epsilon*, *k-omega*, dan *Reynolds Stress Model (RSM)*.
5. Menjalankan simulasi dengan menggunakan perangkat lunak *CFD* seperti

ANSYS Fluent, solidworks, atau *COMSOL Multiphysics*.

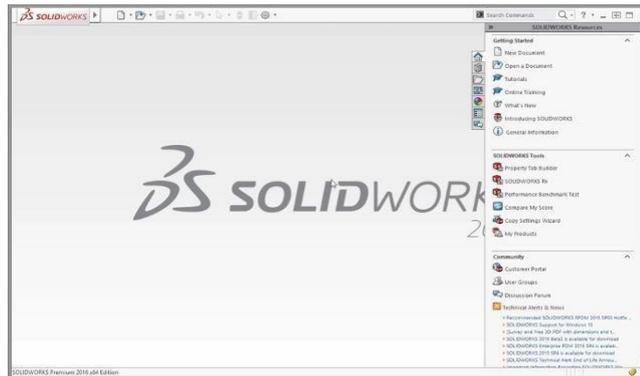
6. Menganalisis hasil simulasi untuk memperoleh informasi tentang karakteristik aerodinamika *airfoil NACA 4412*, seperti profil tekanan, koefisien gaya *lift*, dan koefisien gaya *drag* pada berbagai kecepatan aliran fluida.

2.10 Aplikasi solidworks

Aplikasi solidworks merupakan salah satu perangkat lunak (software) 3D CAD (*computer aided design*) yang berfungsi untuk membantu pengguna dalam mendesain atau menggambar suatu objek dengan 2 atau 3 dimensi. Hasil gambar simulasi dari solidworks memiliki kualitas yang hampir sama dengan aslinya, serta dapat menentukan ukuran gambar dengan akurat serta ketelitian yang tinggi. Beberapa contoh yang dapat dibuat pada solidworks ialah membuat desain produk dari yang sederhana sampai kompleks seperti roda gigi, mesin mobil, turbin angin, dan lainnya. File dari solidworks ini bisa di ekspor ke-aplikasi analisis berupa ansys. Dalam penggambaran dan pembuatan model 3D menyediakan *Feature-Based, Parametric Solid Modelling*. *Feature-based* dan *parametric solid* ini akan sangat mempermudah bagi penggunanya dalam membuat model 3D (Damanik, 2020).

Untuk spesifikasi komputer minimal yang disarankan untuk solidworks adalah sebagai berikut:

- Spesifikasi Minimal Hardware
- Sistem operasi WIN XP, Vista, Seven
- Prosesor pentium 4, intel core, AMD Athlon, (2,5 GHz atau lebih)
- RAM min 1 GB (Disarankan 2 GB)
- VGACard 256 MB (disarankan 512 MB atau lebih)
- Hardisk dari 5 GB.6. DVD Room



Gambar 2.7 Tampilan solidworks

Setelah model 3D selesai dibuat, Anda dapat menggunakan fitur analisis aliran fluida di Solidworks untuk menguji performa *airfoil NACA 4412* dalam kondisi aerodinamika tertentu. Anda dapat melakukan simulasi aliran fluida pada model dan menganalisis hasilnya untuk mengoptimalkan desain *airfoil* tersebut. Selain itu, Solidworks juga dapat digunakan untuk membuat animasi dan gambar-gambar visualisasi yang dapat membantu dalam presentasi dan dokumentasi desain *airfoil NACA 4412* (Damanik, 2020).

BAB 3 METODE PENELITIAN

3.1 Tempat Dan Waktu Pelaksanaan

3.1.1 Tempat

Tempat perancangan dilaksanakan di Laboratorium Komputer Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara, Jl. Kapten Muchtar Basri, No.3 Medan.

3.1.2 Waktu

Pelaksanaan penelitian dimulai setelah mendapat persetujuan dari dosen pembimbing untuk melakukan penelitian, yang tersusun pada table 3.1

Tabel 3. 1 Jadwal kegiatan penelitian

No	Kegiatan	Bulan					
		1	2	3	4	5	6
1	Pengajuan judul						
2	Menyediakan alat dan bahan						
3	Studi literatur						
4	Mendesain gambar <i>airfoil</i> <i>NACA 4412</i>						
5	Pengujian alat menggunakan proses simulasi						
6	Penyelesaian skripsi						

3.2 Alat Dan Bahan Penelitian

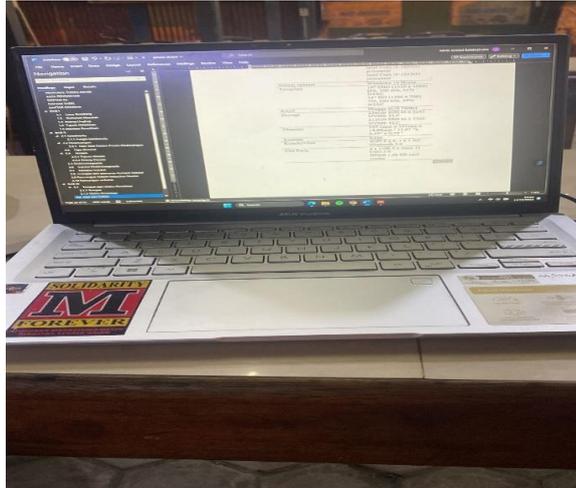
3.2.1 Alat yang digunakan

1. Laptop

Laptop yang digunakan untuk mendesain dan menjalankan proses simulasi, selanjutnya untuk pengambilan data dengan baik dibutuhkan laptop dengan spesifikasi yang cukup mumpuni. Adapun Laptop yang digunakan pada penelitian ini adalah Lenovo Idealpad Slim 3 dengan spesifikasi pada table 3. 2

Tabel 3. 2 Spesifikasi laptop yang digunakan

Prosesor	Intel Pentium Gold 6405U Processor Intel Core i3-1005G1 processor Intel Core i5-1035G1processor
Sistem operasi	Windows 10 Home
Tampilan	14" FHD (1920 x 1080) IPS, 200 nits, 45%NTSC 14" HD (1366 x 768) TN, 200 nits, 45%NTSC
RAM	Hingga 8GB DDR4
Storage	256GB SSD M.2 2242NVME TLC 512GB SSD M.2 2242NVME TLC
Dimensi	327.1mm x 241mm x19,99mm / 12,87 “x 9,49” x 0,79 “
Kamera	0,3M
Konektivitas	WiFi 2 x 2, 1 x 1 AC Bluetooth 5.0
Slot Ports	2 x USB 3.1 (Gen 1) USB 2.0 HDMI 1.4b SD cardreader

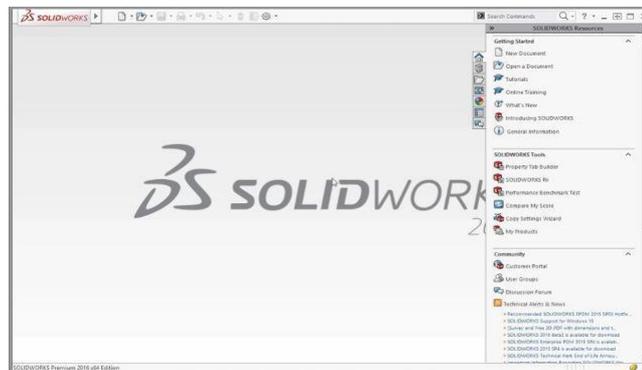


Gambar 3. 1 Laptop

2. Software Solidworks

Adapun spesifikasi yang digunakan dalam pembuatan desain koil pemanas kompor induksi adalah sebagai berikut:

- Nama: Solidworks 2021
- Type: Shourt
- Size: 2.80 KB (2,872 bytes)
- Owner: Sytem



Gambar 3. 2 Software solidworks

3.2.2 Bahan yang digunakan

1. Literatur

Bahan berupa studi literatur yang berisi hasil-hasil penelitian terdahulu yang berkaitan dengan penelitian yang sudah dikerjakan

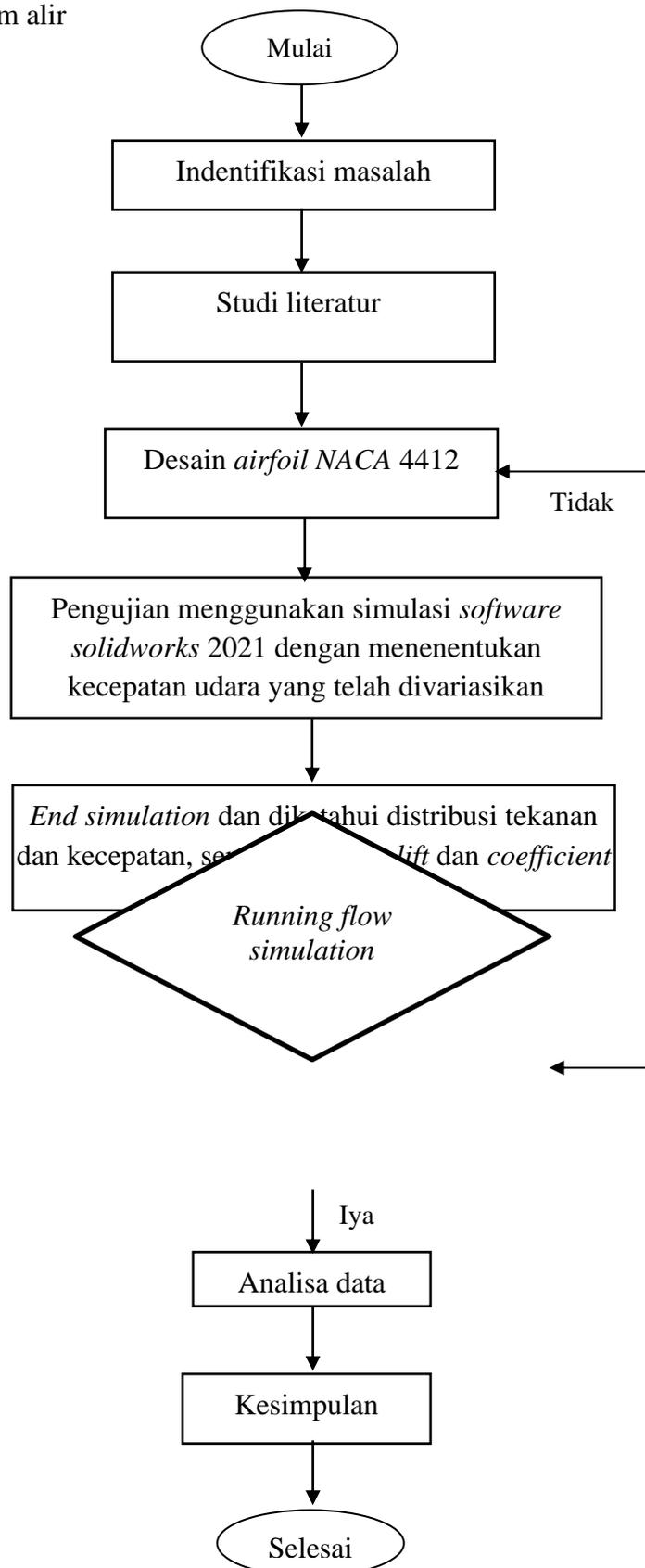
2. Buku-buku referensi

Bahan yang berupa buku sebagai referensi yang berkaitan dengan penelitian yang sedang dikerjakan dan mendapat landasan teori sesuai dengan penelitian

3. Jurnal jurnal

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

3.3 Diagram alir

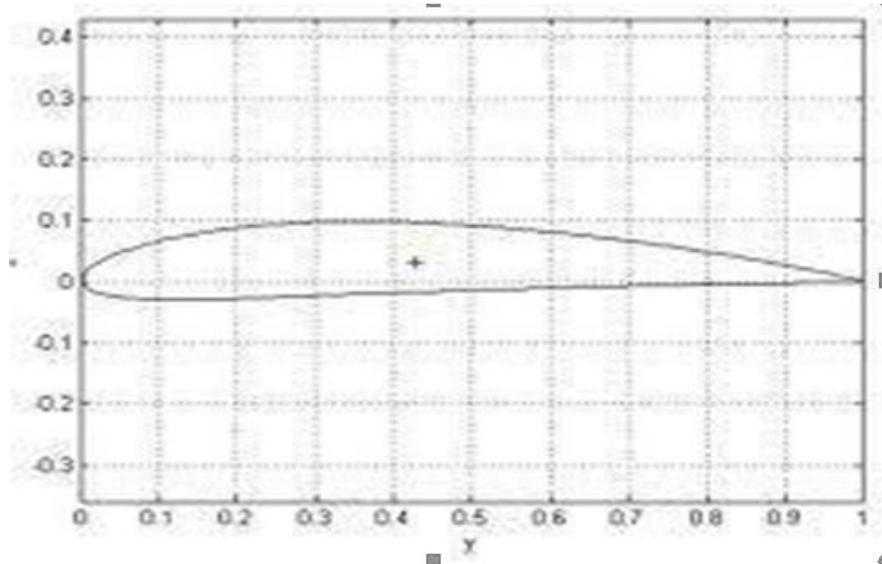


Gambar 3. 3 Diagram Alir

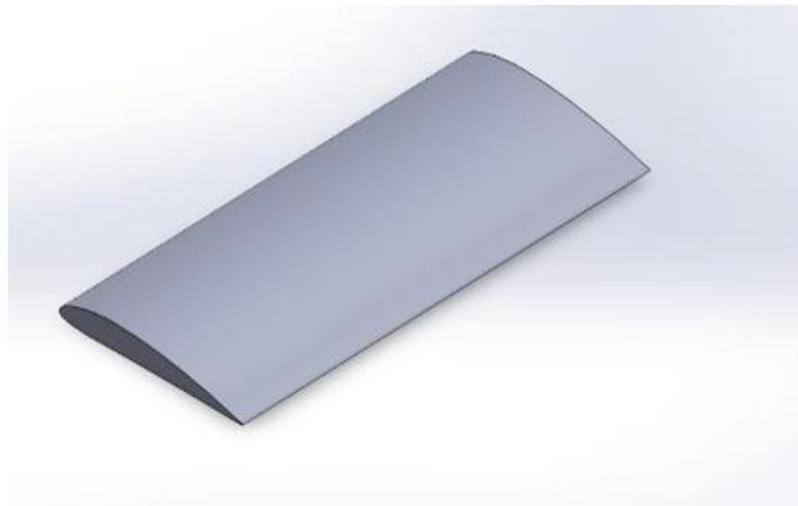
3.4 Object penelitian

1. *Geometry* dan desain *NACA 4412*

Berikut adalah gambar *geometry* dari *NACA 4412*, yaitu *NACA* yang akan di gambar pada aplikasi *solidworks 2021*, dan yang akan disimulasikan untuk mendapatkan data hasil dari simulasi tersebut.



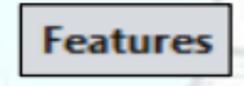
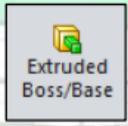
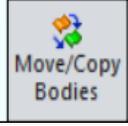
gambar 3. 4 *Geometry of NACA 4412*



Gambar 3. 5 Tampilan desain *airfoil NACA 4412*

2. Menu geometry

Tabel 3. 3 Menu *geometry*

	Menu ini digunakan untuk meng-import data koordinat <i>airfoil</i> .
	Menu ini digunakan untuk menentukan pada bagian mana sebuah benda akan dibuat atau digambar.
	Menu ini digunakan untuk menggambar dan mengedit gambar 2D.
	 Menu ini digunakan untuk membuat potongan pada gambar 3D.
	 Menu ini digunakan untuk menggerakkan atau menggandakan suatu benda sesuai sumbu X,Y,Z.

3.5 Pengambilan data

Pada penelitian ini untuk mendapatkan data yang di inginkan yaitu dengan simulasi numerik pada *Airfoil NACA 4412* berdasarkan variasi kecepatan menggunakan *software solidworks 2021* dengan membuat model *airfoil*, melakukan *flow simulation* dengan menginput *static pressure*, *temperature*, dan *velocity*. *Airfoil* divariasikan dengan kecepatan dimulai dari 2 m/s hingga 8 m/s. Setelah itu, dilakukan *flow simulation* dengan memasukkan data-data terkait.

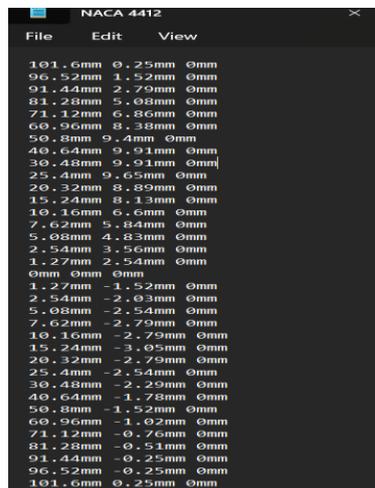
Running simulation dilakukan dengan memasukkan *iteration 3*, *iteration* adalah suatu proses atau metode yang digunakan secara berulang-ulang (pengulangan) dalam menyelesaikan suatu permasalahan matematika. Lalu dilakukanlah *running simulation* dengan memasukkan beberapa *global goals* dan *calculation goals*. Setelah hasil didapatkan, simpan gambar-gambar terkait serta data aerodinamik *airfoil NACA 4412* kedalam format excel. Data-data yang didapat kemudian dibandingkan dengan data lainnya, disajikan dalam bentuk grafik, lalu

dianalisa dan diberikan kesimpulan.

3.6 Prosedur perancangan

Pada tahapan ini penulis membuat desain geometri 2D sudu turbin angin vertikal jenis *NACA 4412* menggunakan aplikasi *solidworks*. Adapun Langkah-langkah yang dilakukan sebagai berikut:

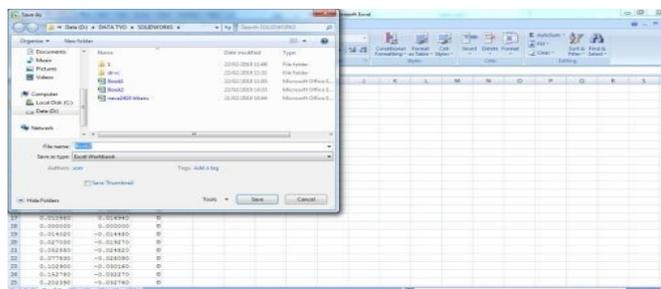
1. Nyalakan komputer yang akan digunakan untuk merancang desain *airfoil NACA 4412*
2. Download jenis *NACA* yang diinginkan dari internet yaitu *NACA 4412*
Pilih *NACA 4412*, kemudian klik dan blok. setelah itu, salin ke *Microsoft excel* untuk import data ke dalam *software solidworks*



X	Y	Z
101.6mm	0.25mm	0mm
96.52mm	1.52mm	0mm
91.44mm	2.79mm	0mm
81.28mm	5.08mm	0mm
71.12mm	6.86mm	0mm
60.96mm	8.38mm	0mm
50.8mm	9.4mm	0mm
40.64mm	9.91mm	0mm
30.48mm	9.91mm	0mm
25.4mm	9.65mm	0mm
20.32mm	8.89mm	0mm
15.24mm	8.13mm	0mm
10.16mm	6.6mm	0mm
7.62mm	5.84mm	0mm
5.08mm	4.83mm	0mm
2.54mm	3.56mm	0mm
1.27mm	2.54mm	0mm
0mm	0mm	0mm
1.27mm	-1.52mm	0mm
2.54mm	-2.03mm	0mm
5.08mm	-2.54mm	0mm
7.62mm	-2.79mm	0mm
10.16mm	-2.79mm	0mm
15.24mm	-3.05mm	0mm
20.32mm	-2.79mm	0mm
25.4mm	-2.54mm	0mm
30.48mm	-2.29mm	0mm
40.64mm	-1.78mm	0mm
50.8mm	-1.52mm	0mm
60.96mm	-1.02mm	0mm
71.12mm	-0.76mm	0mm
81.28mm	-0.51mm	0mm
91.44mm	-0.25mm	0mm
96.52mm	0.25mm	0mm
101.6mm	0.25mm	0mm

Gambar 3. 6 Numerik dari *NACA 4412*

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





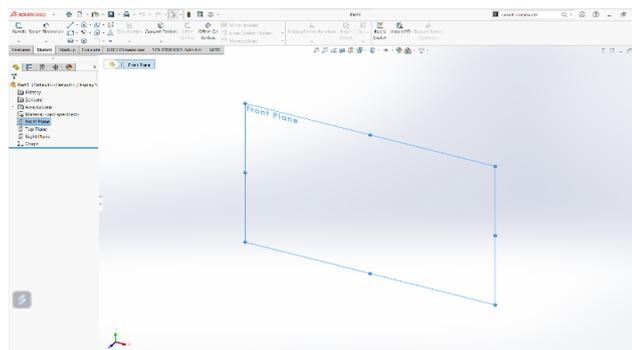
Gambar 3. 7 Save *NACA* dan mengganti type file

4. Buka *software* solidworks pada komputer
5. Pilih *New Document* pada sudut kanan atas tampilan *software* solidworks, kemudian pilih *part* dan pilih OK



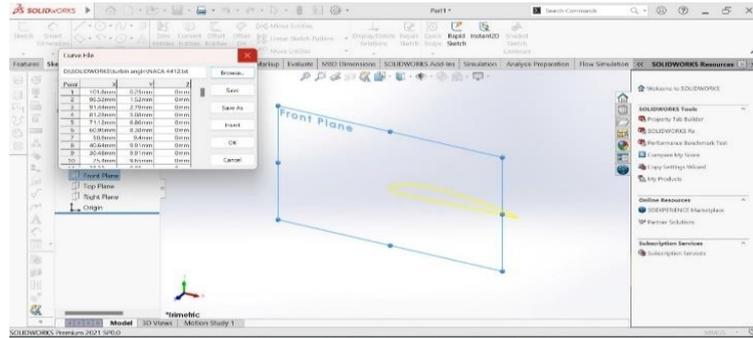
Gambar 3. 8 tampilan awal solidwork

6. Lalu pilih *front plane* klik kanan pada logo *sketch*



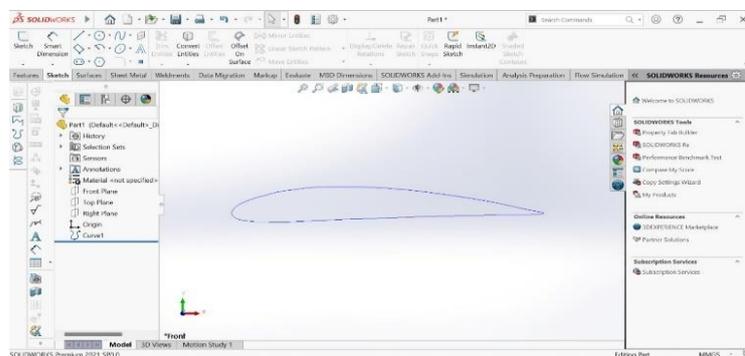
Gambar 3. 9 *Front plane*

7. Pilih *insert kill curve* untuk import data dari excel ke solidworks



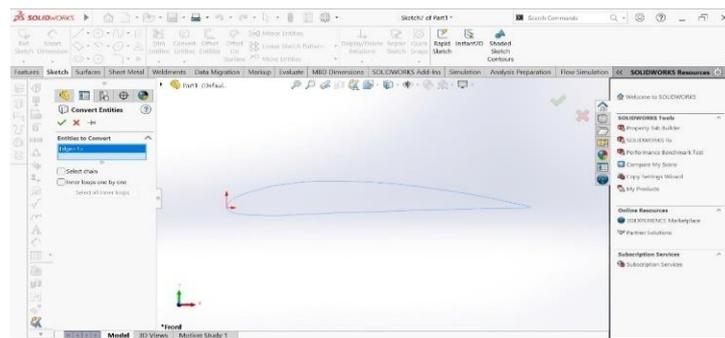
Gambar 3. 10 import numerik ke solidwork

8. Kemudian klik OK untuk menghasilkan data dari excel yang telah di import dan akan muncul bentuk *NACA 4412* yang telah ditentukan



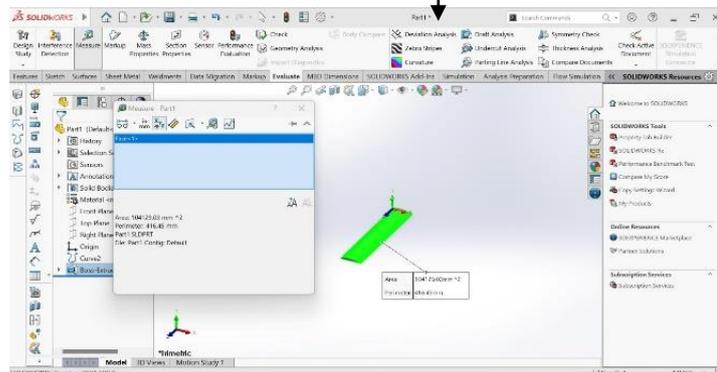
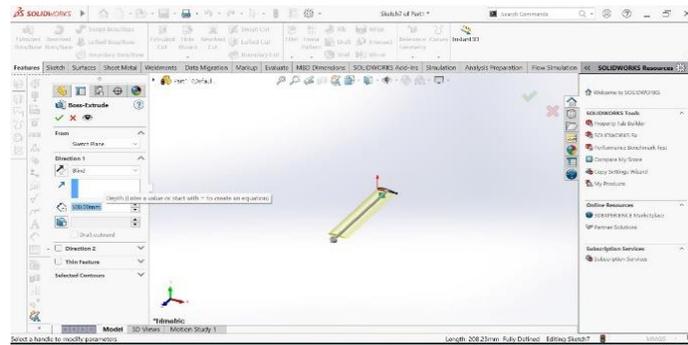
Gambar 3. 11 hasil dari *NACA 4412*

9. Setelah muncul bentuk *NACA 4412*, lalu mencari dari gambar *NACA* yang sudah keluar untuk memastikan tidak adanya garis yang terputus dari gambar tersebut



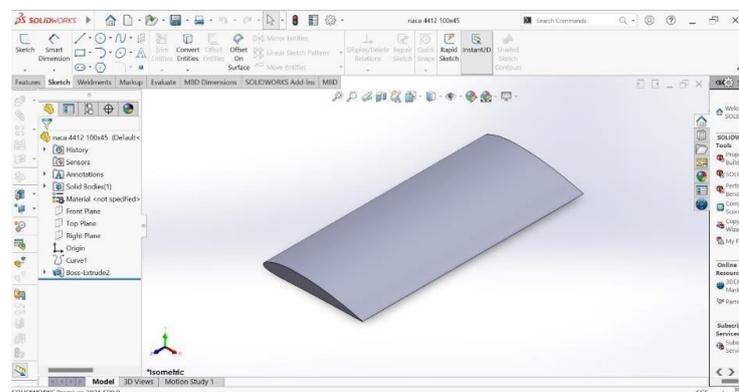
Gambar 3. 12 mencari garis yang terputus

10. Apabila tidak ada garis yang terputus, lalu menentukan ukuran dari sudu *NACA 4412* sesuai yang diinginkan



Gambar 3. 13 menentukan lebar dari sudu

11. Hasil jadi sudu pada turbin angin dengan jenis *NACA 4412* telah selesai di desain kemudian akan di simulasikan pada *solidworks flow simulation*.



Gambar 3. 14 Hasil jadi dari *NACA 4412*

3.7 Prosedur simulasi

Adapun untuk melakukan simulasi pada aplikasi solidworks 2021 dengan melakukan tahapan berikut ini yaitu:

1. Input data

Dalam tahap pelaksanaan *flow simulation*, terdapat beberapa input data yang harus dilakukan untuk mendapatkan hasil simulasi, adapun input data tersebut,

yaitu:

➤ *Initial mesh settings*

Automatic initial mesh : on

Result resolution level : 3

Advanced narrow channel refinement : off

Refinement in solid region : off

Geometry resolution

Evaluation of minimum gap size : Automatic

Evaluation of minimum wall thickness : Automatic

➤ *Computational domain Size*

X min : -0,456 [m]

X max : 1,759 [m]

Y min : -0,512 [m]

Y max : 0,549 [m]

Z min : 0,004 [m] Z max : 0,006 [m]

➤ *Boundary conditions*

2D plane flow : XY - plane flow

At X min : Default

At X max : Default

At Y min : Default

At Y max : Default

At Z min : Symmetry

At Z max : Symmetry

➤ *Physical features*

Heat conduction in solids : Off

Time dependent : Off

Gravitational effects : Off

28 Rotation : Off

Flow type : Laminar and turbulent

High mach number flow : Off

Humidity : Off

Default roughness : 0

micrometer Default wall conditions : Adiabatic wall

➤ *Ambient conditions*

Thermodynamic parameters

Static pressure : 101325,00 [Pa]

Temperature : 293,20 [K]

Velocity parameters

Velocity vector Velocity in X direction :

2 [m/s]

4 [m/s]

6 [m/s]

8 [m/s]

Velocity in Y direction : 0 [m/s]

Velocity in Z direction : 0 [m/s]

➤ *Material settings*

Fluids Air

➤ *Goals*

Global Goals

- *GG av total pressure 1*
- *GG av static pressure 1*
- *GG av velocity (X) 1*
- *GG av velocity (Y) 1*
- *Lift*
- *Drag*

➤ *Equation goals*

- *Coefficient Drag*

Type : Equation

*goal Formula : $(2 * \text{Drag}) / (1,225 * (56^2) * 0,01)$ 29*

Dimensionality : Force

Use in convergence : On

- *Coefficient lift*

Type : Equation

*goal Formula : $(2 * \text{Lift}) / (1,225 * (56^2) * 0,01)$*

Dimensionality : Force

Use in convergence : On

➤ *Calculation control options*

Finish conditions F

Finish conditions : If one is satisfied

Maksimum iterations : 350

Maksimum travels : 4

Goals convergence

Analysis interval : 5,000000e-001

➤ *Solver Refinement*

Refinement level : 3

Approximate maksimum cells : 3350000

Refinement strategy : Tabular refinement Units : Travels

Relaxation interval : 2,000000e-001

Refinements : 2, 3

➤ *Results saving*

Save before refinement : On

➤ *Advanced control options*

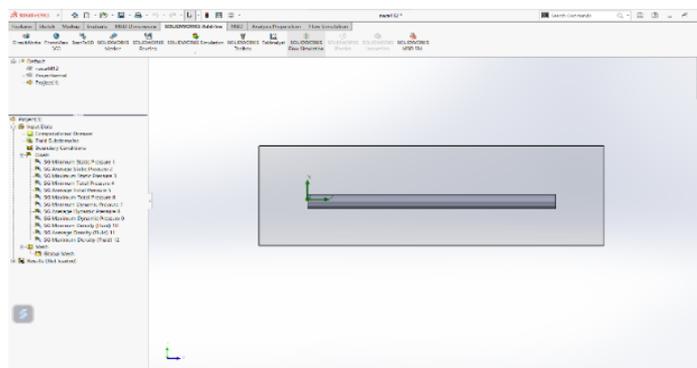
Flow freezing

Flow freezing strategy : Disabled

2. Tahapan simulasi

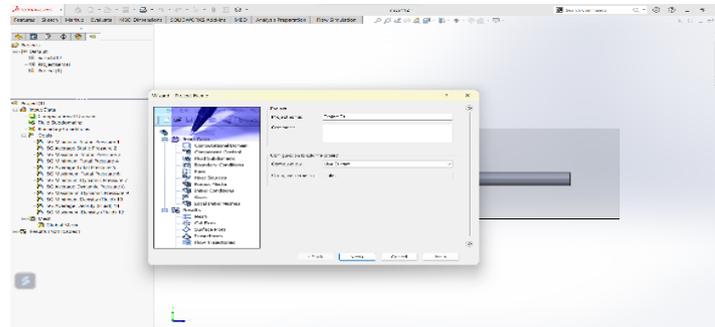
Adapun proses simulasi dilakukan dengan tahapan berikut:

1. Masuk menu bar *solidworks flow simulation*, Pada menu bar klik *add-in* beri tanda centang pada kotak *flow simulation*



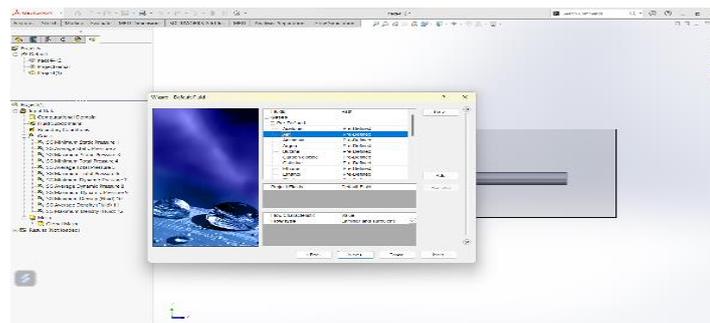
Gambar 3. 15 Menambah menubar *solidwork flow simulation*

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



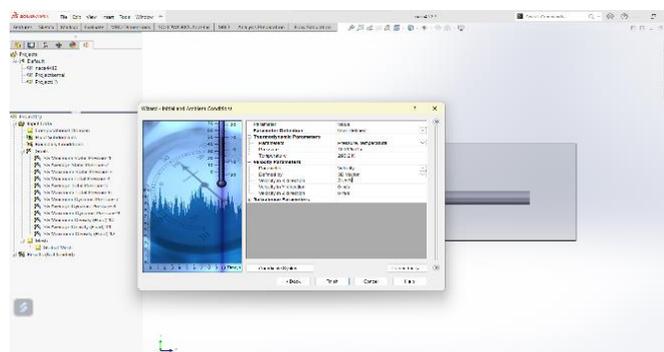
Gambar 3. 16 Memulai simulasi

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



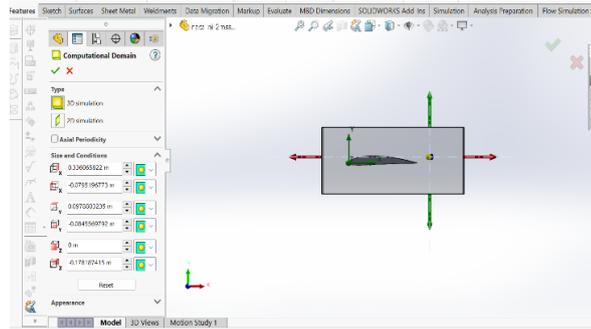
Gambar 3. 17 Menentukan jenis fluida

4. Klik kanan pada *boundary condition* dan memberikan nilai *inlet velocity* yang telah di tentukan, pada penelitian ini *velocity* yang telah ditentukan yaitu 2 m/s – 8 m/s setelah itu klik centang hijau



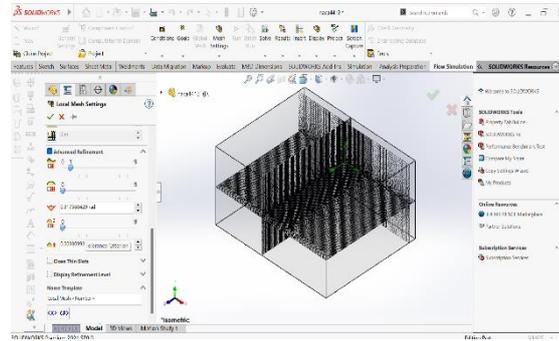
Gambar 3. 18 Menentukan *boundary condition*

5. Mengatur Computational domain



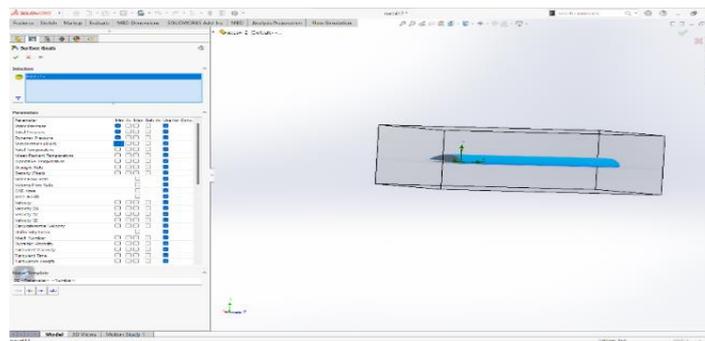
Gambar 3. 19 *Insert Computational Domain*

6. Mengatur *meshing*



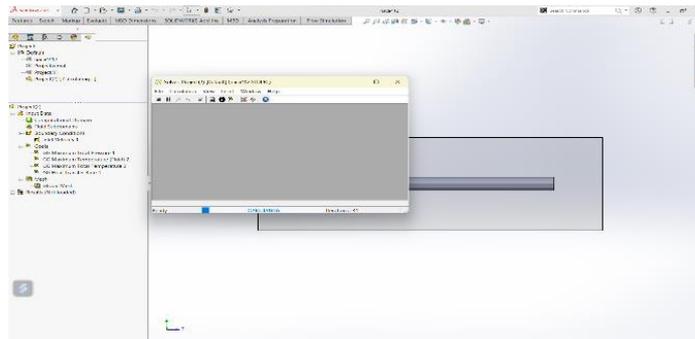
Gambar 3. 20 *Insert Computational Domain setting meshing*

- Memilih goal dengan mengklik kanan pada goal – pilih insert global goal – klik pada kotak total pressure - static pressure - velocity (X) - velocity (Y) - force (X) - force (Y) - klik pada centang hijau.



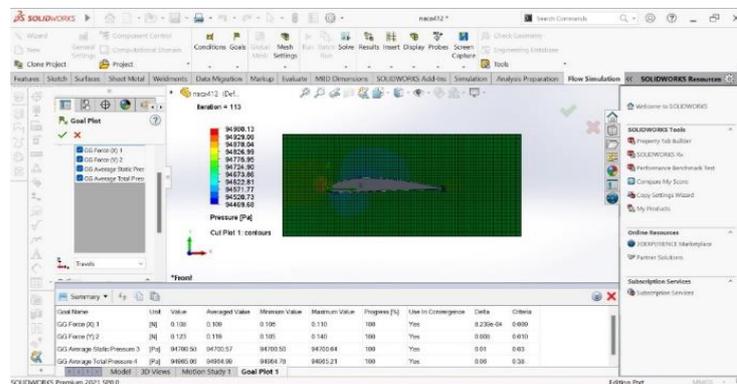
Gambar 3. 21 Menentukan goals

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



Gambar 3. 22 Menunggu 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. 23 *Cut plot*

BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 *Flow simulation*

Solidworks flow simulation menggunakan simulasi numerik untuk mendapatkan karakteristik aliran udara yang dihasilkan dari perangkat lunak melakukan simulasi analisa fluida dan perpindahan panas yang efisien dan cepat. Pada tugas akhir ini hanya melakukan analisa fluida tanpa perpindahan panas. *Flow simulation* memudahkan gaya dan dampak dari fluida.

4.2 Hasil simulasi

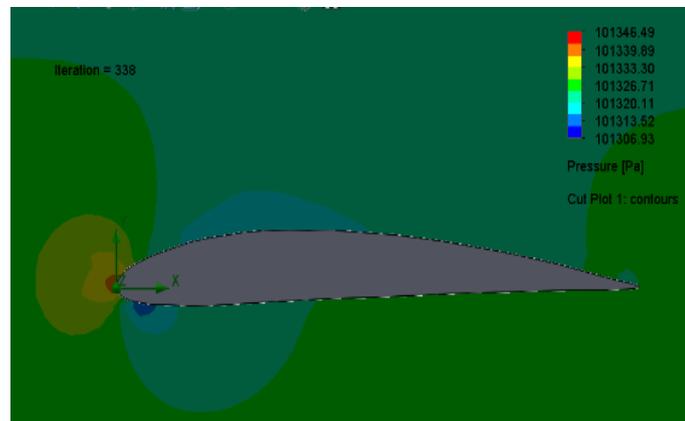
Dalam mengevaluasi data simulasi menggunakan *airfoil* tipe *NACA 4412* dengan menggunakan perangkat lunak *solidworks 2021*, terdapat percepatan udara yang di variasikan sampai 4 (empat) variasi kecepatan. Berikut ini adalah hasil dari simulasi perhitungan yang di variasikan berdasarkan kecepatan aliran yang telah di tentukan, yaitu mulai dari 2 m/s, 4m/s, 6 m/s, dan 8 m/s. Berikut adalah hasil simulasi dari *flow simulation* dengan variasi kecepatan :

4.2.1 Hasil simulasi dengan variasi kecepatan

Berikut merupakan hasil simulasi *airfoil NACA 4412* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s dan 8 m/s, sehingga dapat hasil simulasi sebagai berikut:

1. Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 6 m/s, dan 8 m/s.

a) *inlet velocity* 2 m/s

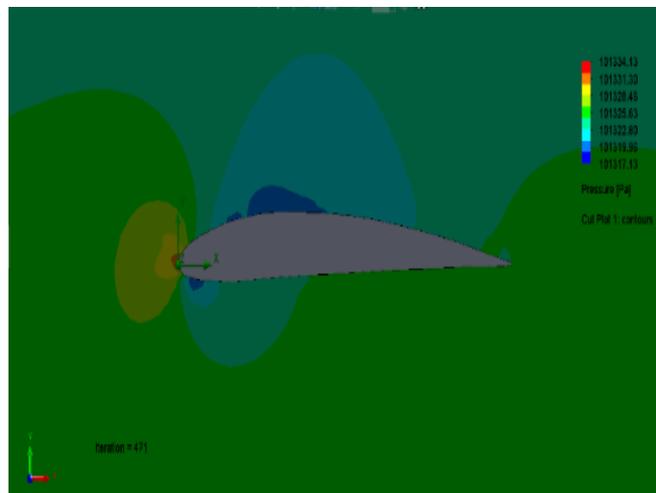


Gambar 4. 1 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 2 m/s

Pada gambar 4. 1 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi peningkatan tekanan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau ke orange. Setelah itu tekanan semakin meningkat ketika menyentuh *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna orange ke merah, tekanan tertinggi terjadi pada daerah *stagnen point* dimana tekanan meningkat pada kecepatan sangat derastis menurun mendekati nol.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi penurunan tekanan ditandai dengan warna biru dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,50 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* juga terjadi penurunan tekanan diwakili dengan warna biru dari *leading edge* hingga 0,2 dari panjang *chord*. Dikarenakan terjadinya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut menimbulkan terciptanya *lift*. Perubahan warna terjadi kembali ketika aliran udara melewati permukaan *airfoil* menuju *trailing edge*, maka terjadi peningkatan tekanan yang diawali oleh perubahan warna biru menjadi warna hijau.

b) *inlet velocity* 4 m/s



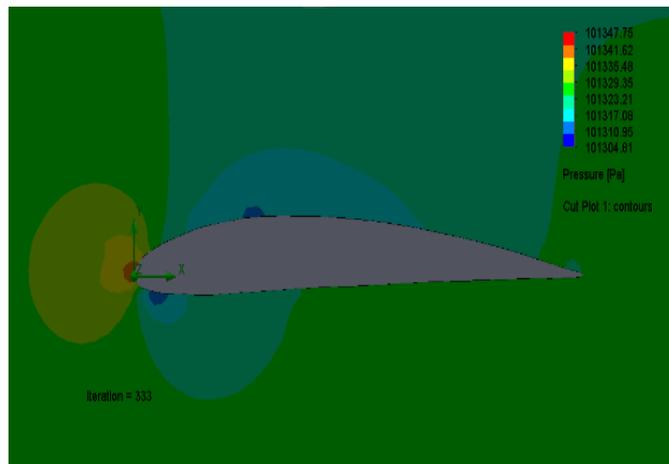
Gambar 4. 2 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 4 m/s

Pada gambar 4. 2 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi peningkatan tekanan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau ke orange. Setelah itu tekanan semakin meningkat ketika menyentuh *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna orange ke merah, tekanan tertinggi terjadi pada

daerah *stagnen point* dimana tekanan meningkat pada kecepatan sangat derastis menurun mendekati nol.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi penurunan tekanan ditandai dengan warna biru dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,67 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* juga terjadi penurunan tekanan diwakili dengan warna biru dari *leading edge* hingga 0,2 dari panjang *chord*. Dikarenakan terjadinya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut menimbulkan terciptanya *lift*. Perubahan warna terjadi kembali ketika aliran udara melewati permukaan *airfoil* menuju *trailing edge*, maka terjadi peningkatan tekanan yang diawali oleh perubahan warna biru menjadi warna hijau.

c) *inlet velocity* 6 m/s



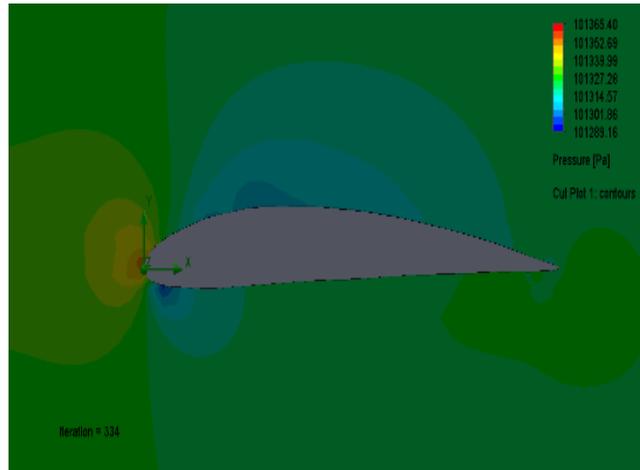
Gambar 4. 3 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 6 m/s

Pada gambar 4. 3 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi peningkatan tekanan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau ke orange. Setelah itu tekanan semakin meningkat ketika menyentuh *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahn warna orange ke merah, tekanan tertinggi terjadi pada daerah *stagnen point* dimana tekanan meningkat pada kecepatan sangat derastis menurun mendekati nol.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi penurunan tekanan ditandai dengan warna biru dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,70 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* juga terjadi penurunan tekanan

diwakili dengan warna biru dari *leading edge* hingga 0,5 dari panjang *chord*. Dikarenakan terjadinya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut menimbulkan terciptanya *lift*. Perubahan warna terjadi kembali ketika aliran udara melewati permukaan *airfoil* menuju *trailing edge*, maka terjadi peningkatan tekanan yang diawali oleh perubahan warna biru menjadi warna hijau.

d) *inlet velocity* 8 m/s



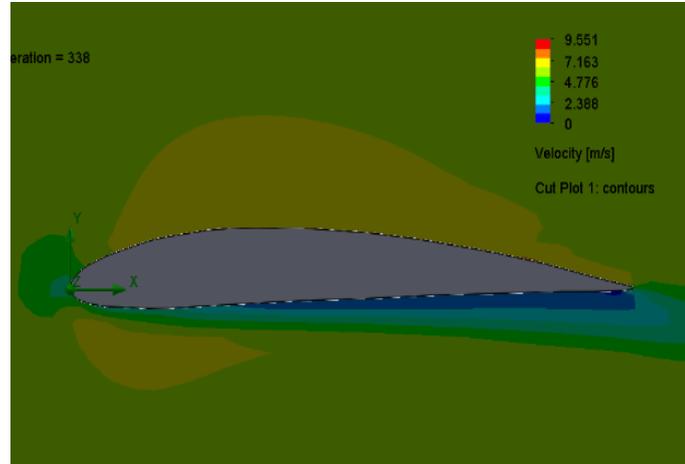
Gambar 4. 4 Distribusi tekanan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 8 m/s

Gambar 4. 4 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi peningkatan tekanan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau ke orange. Setelah itu tekanan semakin meningkat ketika menyentuh *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna orange ke merah, tekanan tertinggi terjadi pada daerah *stagnen point* dimana tekanan meningkat pada kecepatan sangat drastis menurun mendekati nol.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi penurunan tekanan ditandai dengan warna biru dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,75 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* juga terjadi penurunan tekanan diwakili dengan warna biru dari *leading edge* hingga 0,2 dari panjang *chord*. Dikarenakan terjadinya perbedaan tekanan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut menimbulkan terciptanya *lift*. Perubahan warna terjadi kembali ketika aliran udara melewati permukaan *airfoil* menuju *trailing edge*, maka terjadi peningkatan tekanan yang diawali oleh perubahan warna biru menjadi warna hijau.

2. Distribusi kecepatan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4m/s, 6 m/s, dan 8 m/s.

a) *Inlet velocity* 2 m/s

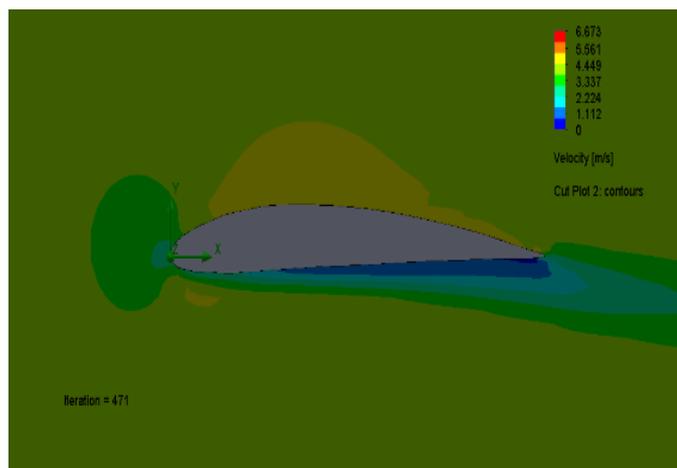


Gambar 4. 5 Distribusi kecepatan pada airfoil dengan variasi kecepatan 2 m/s

Gambar 4. 5 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi penurunan kecepatan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau muda ke hijau tua. Setelah itu kecepatan semakin menurun ketika menyentuh permukaan *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna dari hijau tua menjadi biru muda, penurunan kecepatan tersebut terjadi pada daerah *stagnation point* dimana kecepatan mendekati 0 dan tekanan meningkat dengan drastis.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi kenaikan kecepatan ditandai dengan warna orange dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,9 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* menunjukkan bahwa karakteristik aliran udara mengalami perubahan drastis, dapat dilihat dari beberapa kondisi lapisan warna yang berubah-ubah pada bagian permukaan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian dari *leading edge* maka dapat dilihat terjadi penurunan kecepatan secara bertahap, hal ini diwakilkan oleh warna merah, hijau, biru muda dan biru tua. Warna biru muda mengindisikasi terjadinya *turbulensi* pada permukaan bawah *airfoil* dari *leading edge* hingga melebihi *trailing edge*. Dikarenakan terjadinya perbedaan kecepatan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut mengakibatkan berkurangnya *lift*.

b) *Inlet velocity* 4 m/s

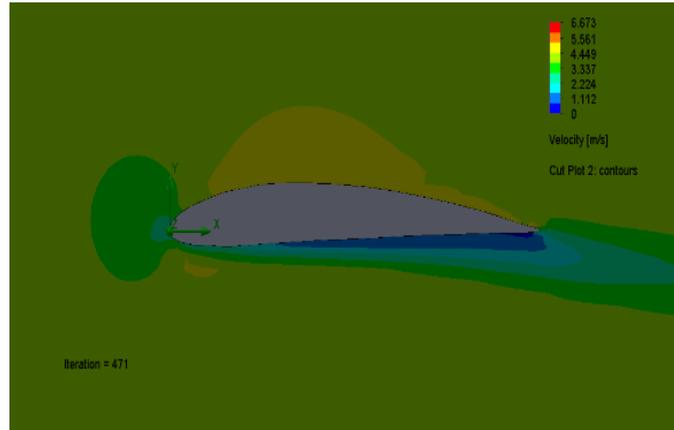


Gambar 4. 5 Distribusi kecepatan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 4 m/s

Gambar 4. 6 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi penurunan kecepatan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau muda ke hijau tua. Setelah itu kecepatan semakin menurun ketika menyentuh permukaan *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna dari hijau tua menjadi biru muda, penurunan kecepatan tersebut terjadi pada daerah *stagnation point* dimana kecepatan mendekati 0 dan tekanan meningkat dengan drastis.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi kenaikan kecepatan ditandai dengan warna orange dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,9 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* menunjukkan bahwa karakteristik aliran udara mengalami perubahan drastis, dapat dilihat dari beberapa kondisi lapisan warna yang berubah-ubah pada bagian permukaan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian dari *leading edge* maka dapat dilihat terjadi penurunan kecepatan secara bertahap, hal ini diwakilkan oleh warna merah, hijau, biru muda dan biru tua. Warna biru muda mengindisikan terjadinya *turbulensi* pada permukaan bawah *airfoil* dari *leading edge* hingga melebihi *trailing edge*. Dikarenakan terjadinya perbedaan kecepatan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut mengakibatkan berkurangnya *lift*.

c) *Inlet velocity* 6 m/s

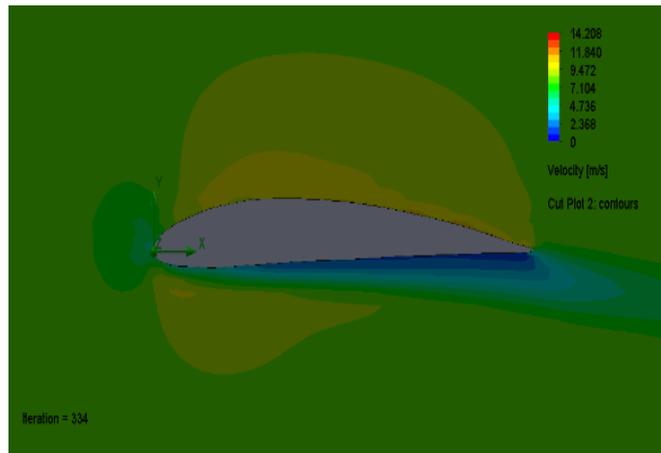


Gambar 4. 6 Distribusi kecepatan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 6 m/s

Gambar 4. 7 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi penurunan kecepatan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau muda ke hijau tua. Setelah itu kecepatan semakin menurun ketika menyentuh permukaan *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna dari hijau tua menjadi biru muda, penurunan kecepatan tersebut terjadi pada daerah *stagnation point* dimana kecepatan mendekati 0 dan tekanan meningkat dengan drastis.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi kenaikan kecepatan ditandai dengan warna orange dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,9 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* menunjukkan bahwa karakteristik aliran udara mengalami perubahan drastis, dapat dilihat dari beberapa kondisi lapisan warna yang berubah-ubah pada bagian permukaan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian dari *leading edge* maka dapat dilihat terjadi penurunan kecepatan secara bertahap, hal ini diwakilkan oleh warna merah, hijau, biru muda dan biru tua. Warna biru muda mengindisikasikan terjadinya *turbulensi* pada permukaan bawah *airfoil* dari *leading edge* hingga melebihi *trailing edge*. Dikarenakan terjadinya perbedaan kecepatan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut mengakibatkan berkurangnya *lift*.

d) *Inlet velocity* 8 m/s



Gambar 4. 7 Distribusi kecepatan pada *airfoil* dengan variasi kecepatan 8 m/s

Gambar 4. 8 menunjukkan bahwa *airfoil* dengan konfigurasi kecepatan 2 m/s, dimana pada saat aliran udara mendekati *leading edge* maka terjadi penurunan kecepatan yang diwakili dengan perubahan warna dari hijau muda ke hijau tua. Setelah itu kecepatan semakin menurun ketika menyentuh permukaan *leading edge*, hal itu diwakili dengan perubahan warna dari hijau tua menjadi biru muda, penurunan kecepatan tersebut terjadi pada daerah *stagnation point* dimana kecepatan mendekati 0 dan tekanan meningkat dengan drastis.

Kemudian aliran udara akan terpisah melewati permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian atas *airfoil*, terjadi kenaikan kecepatan ditandai dengan warna orange dari *leading edge* hingga kurang lebih 0,9 dari panjang *chord*. Sedangkan pada permukaan bawah *airfoil* menunjukkan bahwa karakteristik aliran udara mengalami perubahan drastis, dapat dilihat dari beberapa kondisi lapisan warna yang berubah-ubah pada bagian permukaan bawah *airfoil*. Ketika aliran udara melewati bagian dari *leading edge* maka dapat dilihat terjadi penurunan kecepatan secara bertahap, hal ini diwakilkan oleh warna merah, hijau, biru muda dan biru tua. Warna biru muda mengindisikan terjadinya *turbulensi* pada permukaan bawah *airfoil* dari *leading edge* hingga melebihi *trailing edge*. Dikarenakan terjadinya perbedaan kecepatan antara permukaan atas dan bawah, maka hal tersebut mengakibatkan berkurangnya *lift*.

4.2.2 Goal plot

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

Tabel 4. 1 *Goal plots* pada *airfoiil NACA 4412* dengan variasi kecepatan 2 m/s

Goal Name	Unit	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
<i>GG Av Static Pressure 1</i>	[Pa]	84177,82503	84177,82503	84177,82503
<i>GG Av Total Pressure 1</i>	[Pa]	84179,81505	84179,81498	84179,81518
<i>GG Av Velocity (X) 1</i>	[m/s]	1,992251934	1,99221131	1,992322026
<i>GG Av Velocity (Y) 1</i>	[m/s]	-0,016613306	-0,016647836	-0,016594464
<i>Drag</i>	[N]	3.18894e+05	3.12837e+05	3.2476e+04
<i>Lift</i>	[N]	4.45887e+06	4.30064e+07	4.56293e+06
<i>Coeffisien Drag</i>		2.3369e+07	2.239e+07	2.3755e+06
<i>Coeffisien Lift</i>		166021e+06	1690e+08	1.62867e+06

Tabel 4. 2 *Goal plots* pada *airfooil NACA 4412* dengan variasi kecepatan 4 m/s

Goal Name	Unit	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
<i>GG Av Static Pressure 1</i>	[Pa]	101324,9896	101324,9895	101324,9896
<i>GG Av Total Pressure 1</i>	[Pa]	101334,4566	101334,4542	101334,4585
<i>GG Av Velocity (X) 1</i>	[m/s]	3,955551625	3,954916777	3,956041953
<i>GG Av Velocity (Y) 1</i>	[m/s]	-0,017313521	-0,017636264	-0,016905387
<i>Drag</i>	[N]	1.53448e+04	1.51883e+04	1.55282e+04
<i>lift</i>	[N]	3.05031e+05	2.97662e+04	3.13243e+05
<i>Coeffisien Drag</i>		1.57144e+06	1.50975e+06	1.62922e+06
<i>Coeffisien Lift</i>		7.90728e+06	7.90728e+06	8.08424e+06

Tabel 4. 3 *Goal plots* pada *airfooil NACA 4412* dengan variasi kecepatan 6 m/s

Goal Name	Unit	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
<i>GG Average Static Pressure 1</i>	[Pa]	101324,9593	101324,9591	101324,9594
<i>GG Average Total Pressure 1</i>	[Pa]	101346,6296	101346,624	101346,6363
<i>GG Average Velocity (X) 1</i>	[m/s]	5,973702363	5,972691139	5,974851732
<i>GG Average Velocity (Y) 1</i>	[m/s]	-0,076594902	-0,076663972	-0,076485545
<i>Drag</i>	[N]	6.01442e+04	6.008e+04	6.01937e+04
<i>Lift</i>	[N]	5.0056e+05	4.9681e+05	5.04138e+05
<i>Coeffisien Drag</i>		2.606e+06	2.58647e+06	2.6244e+06
<i>Coeffisien Lift</i>		3.5476989e+04	3.127863e+05	3.133783e+05

Tabel 4. 4 *Goal plots* pada *airfoiil NACA 4412* dengan variasi kecepatan 8 m/s

Goal Name	Unit	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
<i>GG Average Static Pressure 1</i>	[Pa]	101323,5398	101323,5394	101323,5402
<i>GG Average Total Pressure 1</i>	[Pa]	101362,1177	101362,1044	101362,1333
<i>GG Average Velocity (X) 1</i>	[m/s]	7,971327949	7,969628811	7,973338872
<i>GG Average Velocity (Y) 1</i>	[m/s]	-0,102493672	-0,102749184	-0,102198378
<i>Drag</i>	[N]	3.20834e+04	3.12203e+04	3.32471e+04
<i>Lift</i>	[N]	3.01843e+05	2.89993e+05	3.12941e+05
<i>Coeffisien Drag</i>		7.857e+07	7.5488e+07	8.1461e+07
<i>Coeffisien Lift</i>		1.670314e+06	1.62538e+06	1.730899e+06

4.3 Grafik perbandingan *CD* dan *CL*

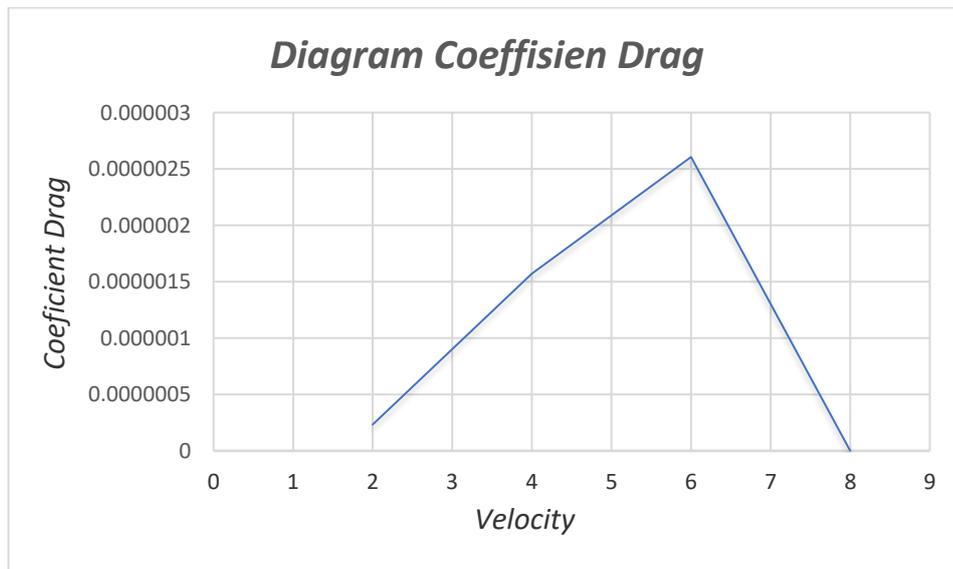
Berikut ini akan ditampilkan tabel dan grafik yang membandingkan hasil simulasi antara *CD* dan *CL* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s dan 8 m/s.

1. Data nilai *coefficient drag*

Adapun data nilai data *coefficient drag* dapat di lihat pada tabel 4. 5 dan gambar 4. 9 berikut ini:

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

Velocity	Averaged Value Coeffisien Drag
2 m/s	2.3369e+07
4 m/s	157144e+06
6 m/s	2.606e+06
8 m/s	7.857e+07



Gambar 4.8 Grafik nilai *coefisien drag* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s, 8 m/s

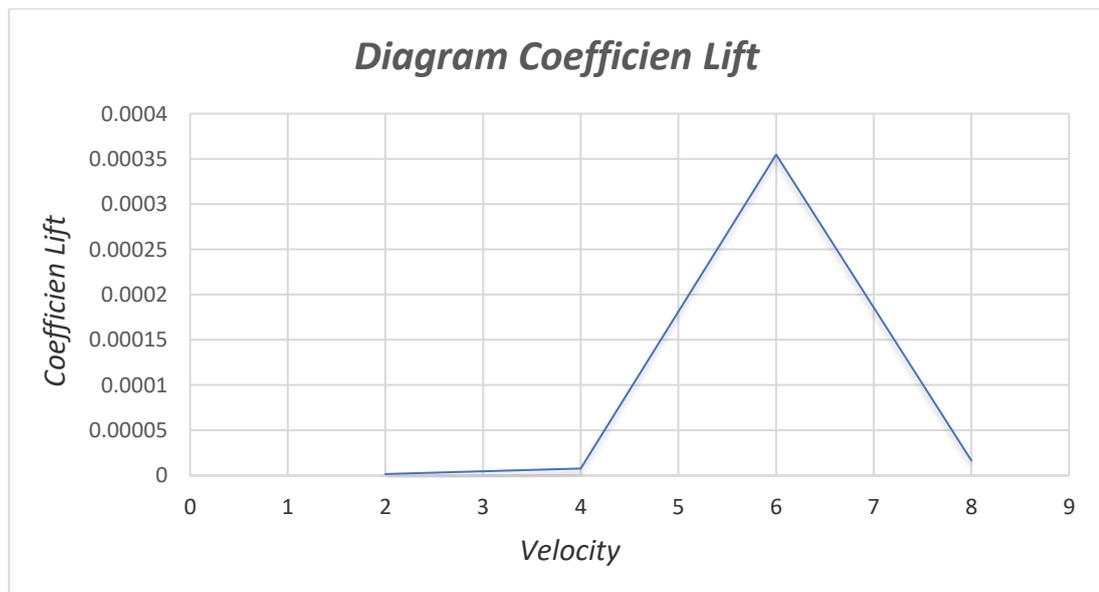
Menjelaskan bahwa *coefficient drag* dipengaruhi oleh variasi kecepatan, dapat dilihat hasil *coefficient drag* dengan variasi kecepatan, semakin besar nilai dari kecepatan maka semakin besar nilai dari *coefficient drag*. Untuk perbandingan kecepatan dapat dilihat antara kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s dan 8 m/s nilai *CD* maksimum rata-rata yang paling tinggi terdapat pada kecepatan 6 m/s.

2. Data nilai *coefficient lift*

Adapun data nilai data *coefficient lift* dapat di lihat pada tabel 4. 6 dan gambar 4. 10 sebagai berikut ini:

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

<i>Velocity</i>	<i>Averaged Value Coeffisien Drag</i>
2 m/s	166021e+07
4 m/s	790728e+06
6 m/s	3.54769e+04
8 m/s	1670314e+06



Gambar 4. 9 Grafik nilai *coefisien drag* dengan variasi kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s, 8 m/s

Menjelaskan bahwa *coefficient drag* dipengaruhi oleh variasi kecepatan, dapat dilihat hasil *coefficient drag* dengan variasi kecepatan, semakin besar nilai dari kecepatan maka semakin besar nilai dari *coefficient drag*. Untuk perbandingan kecepatan dapat dilihat antara kecepatan 2 m/s, 4 m/s, 6 m/s dan 8 m/s nilai *CD* maksimum rata-rata yang paling tinggi terdapat pada kecepatan 6 m/s.

BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN

5.1. Kesimpulan

Dari hasil analisa yang terlihat pada bab IV, diambil beberapa kesimpulan yang dapat dijadikan hal pokok dari penulisan tugas akhir ini, yaitu sebagai berikut:

1. Pemodelan desain *airfoil* dan simulasi telah dilakukan menggunakan perangkat lunak solidwork 2021 dengan memasukkan input data yang telah disesuaikan dengan kondisi aktual *geometri* dengan standar dari *NACA* dan kondisi batas yang sebenarnya.
2. Variasi kecepatan pada *airfoil NACA 4412* berpengaruh pada distribusi tekanan dan distribusi kecepatan, dimana semakin tinggi kecepatan maka nilai distribusi tekanan semakin tinggi, sedangkan nilai distribusi kecepatan semakin rendah.
3. Variasi kecepatan pada *airfoil NACA 4412* berpengaruh pada *coefficient lift*, dimana nilai *coefficient lift* dan *coefficient drag* akan semakin meningkat pada tiap kecepatan namun pada kecepatan 8 m/s *coefficient lift* dan *coefficient drag* akan menurun dengan nilai *coefficient lift* $1670314e+06$ dan nilai *coefficient drag* $7.857e+07$. Nilai *coefficient lift* tertinggi terjadi pada kecepatan aliran 6 m/s sebesar $3.54769e+04$ dan nilai *coefficient drag* tertinggi terjadi pada kecepatan aliran 6 m/s sebesar $2.606e+06$.

5.2. Saran

Dari laporan tugas akhir ini, penulis akan memberikan beberapa saran untuk mengembangkan tugas akhir ini sebagai berikut.

1. Dalam mendesain gambar *airfoil* model *NACA 4412* dan untuk menjalankan simulasinya dari aplikasi solidworks 4412 haruslah benar-benar teliti, agar tidak terjadi kesalahan pada jalanya simulasi.
2. Perhitungan ini dapat dikembangkan kedalam analisis dinamis dan analisis linear

Alat yang akan digunakan berupa laptop, akan lebih baik jika memiliki

spesifikasi lebih tinggi daripada yang digunakan dalam penelitian ini. Sehingga proses running dapat dilakukan lebih cepat sehingga tidak mudah error.

DAFTAR PUSTAKA

- Dinarso, M. (2019). *Simulasi numerik airfoil naca 2415 berdasarkan variasi kecepatan dan angel of attack laporan tugas akhir.*
- Effendy, M., & Muchlisin. (2019). Studi Eksperimental dan Simulasi Numerik Karakteristik Aerodinamika Airfoil NACA 4412. *Jurnal Rotasi*, 21(3), 1–9. <https://doi.org/10.14710/rotasi.21.3.147-154>
- Embang, J. D. (2018). *Analisis 2d Airfoil NACA 4412 Menggunakan Computational Fluids Dynamicd Pada Variasi Bilangan Mach dan Sudut Serang.* 134. https://repository.usd.ac.id/6403/2/125214023_full.pdf
- Erlangga, G. G. P. (2017). *STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK AERODINAMIK AIRFOIL NACA 4412.* 5–7.
- Fadhillah, M. T. (2020). *KAJI NUMERIK RASIO KERAMPINGAN ROTOR SAVONIUS SEBAGAI PENGGERAK AWAL TURBIN ANGIN VERTIKAL SAVONIUS DAN DARRIEUS.*
- FAHMI, A. (2021). Analisa Numerik *APK Shell Helical Coil* Bersirip pada Aplikasi ACWH. In *skripsi.* <http://repository.umsu.ac.id>
- Fransetyo, T. (2019). *Analisa Numerik Sudut Serang Pada Airfol NACA 2410 Terhadap Performance Sudu Kincir Angin.* Universitas Muhammadiyah Sumatra Utara.
- Hidayat, M. F. (2020). *DENGAN ANSYS FLUENT.* 4–6.
- Nakhodah, Y. I., & Saleh, C. (2017). PEMBANGKIT LISTRIK TENAGA ANGIN SUMBU VERTIKAL UNTUK PENERANGAN RUMAH TANGGA DI DAERAH PESISIR PANTAI 1). *Institut Teknologi Nasional Malang*, 7(1), 1–9.
- Rahmat, T. (2016). *STUDI NUMERIK TURBIN ANGIN DARRIEUS DENGAN VARIASI JUUMLAH SUDU DAN KECEPATAN ANGIN.*
- Saputra, & Agustian. (2018). Analisa Pengaruh Putaran Blade Dan Arah Sudut Serang Terhadap Koefisien Drag Dan Lift Pada Mo. *Teknik Mesin, c*, 1–2. <http://kharisismail53.blogspot.co.id/>
- Siregar, C., & Irfansyah, I. (2018). Studi Numerik Unjuk Kerja Penggunaan Winglet Pada Heat Exchanger Tipe Compact. *Jurnal Rekayasa Material*,

Manufaktur Dan Energi, 1(1), 20–29.

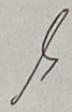
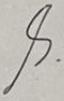
Wiratama, C. (2016). *PEMILIHAN AIRFOIL PESAWAT AEROMODELLING*.
<https://www.aeroengineering.co.id/2016/02/pemilihan-airfoil-pesawat-aeromodelling/>.

LEMBAR ASISTENSI TUGAS AKHIR

Analisa Numerik *Airfoil NACA 4412* Menggunakan *Computational Fluids Dynamic*
Pada Variasi Kecepatan

Nama : Kemal Ananta Damanik
NPM : 1807230161

Dosen Pembimbing 1 : Arya Rudi Nasution, S.T., M.T

No	Hari/Tanggal	Kegiatan	Paraf
	05/09/2023	Perbaikan - Rumus Masalah - Tujuan Penelitian	
	08/10/2023	Perbaikan Teori Bab 2	
	23/10/2023	Penulisan Bab 3	
	10/11/2023	Penulisan Bab 4 - Penambahan Tabel - Gambar data	
	20/12/2023	ACE	



UMSU
Unggul | Cerdas | Terpercaya

Bila menjawab surat ini, agar disebutkan nomor 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/Ak.KP/PT/XI/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 [f umsumedan](#) [i umsumedan](#) [t umsumedan](#) [u umsumedan](#)

**PENENTUAN TUGAS AKHIR DAN PENGHUJUKAN
DOSEN PEMBIMBING**

/Nomor: 579/IL.3AU/UMSU-07/F/2024

Dekan Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara, berdasarkan rekomendasi Atas Nama Ketua Program Studi Teknik Mesin Pada Tanggal 02 April 2024 dengan ini Menetapkan :

Nama : KEMAL ANANTA DAMANIK
Npm : 1807230161
Program Studi : TEKNIK MESIN
Semester : 11 (SEBELAS)

Judul Tugas Akhir : ANALISA NUMERIK AIRFOIL NACA 4412 MENGGUNAKAN
COMPUTATIONAL FLUIDS DYNAMICS DENGAN VARIASI
KECEPATAN .

Pembimbing : ARYA RUDI NASUTION ST.MT

Dengan demikian diizinkan untuk menulis tugas akhir dengan ketentuan :

1. Bila judul Tugas Akhir kurang sesuai dapat diganti oleh Dosen Pembimbing setelah mendapat persetujuan dari Program Studi Teknik Mesin
2. 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, 22 Ramadhan 1445 H
02 April 2024 M

Dekan



Muhawar Alfansury Siregar, ST.,MT
NIDN: 0101017202



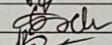
**DAFTAR HADIR SEMINAR
TUGAS AKHIR TEKNIK MESIN
FAKULTAS TEKNIK – UMSU
TAHUN AKADEMIK 2023 – 2024**

Peserta seminar

Nama : Kemal Ananta Damanik

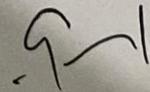
NPM : 1807230161

Judul Tugas Akhir : Analisa Numerik Air Foil Naca 4412 Menggunakan Computational Fluids Dynamic Pada Variasi Kecepatan

DAFTAR HADIR		TANDA TANGAN	
Pembimbing – I : Arya Rudi Nasution, ST, MT		
Pembanding – I : M. Yani, ST, MT		
Pembanding – II : Affandi, ST, MT		
No	NPM	Nama Mahasiswa	Tanda Tangan
1	1904230049	Muhammad Fikri	
2	1907230002	Fachrul Rizki	
3	1907230162	Rizky Valfi Andi	
4	1807230020	Bobby Setiawan	
5	2007230161	Abif Juantoro	
6	1907230194	Yusuf Kurniawan	
7			
8			
9			
10			

Medan, 11 Ramadhan 1445 H
21 Maret 2024 M

Ketua Prodi. T. Mesin



Chandra A Siregar, ST, MT

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

Nama : Kemal Ananta Damanik
NPM : 1807230161
Judul Tugas Akhir : Analisa Numerik Air Foil Naca 4412 Menggunakan Computational Fluids Dynamic Pada Variasi Kecepatan

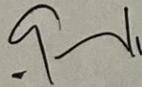
Dosen Pembanding – I : M. Yani, ST, MT
Dosen Pembanding – II : Affandi, ST, MT
Dosen Pembimbing – I : Arya Rudi Nasution, ST, MT

KEPUTUSAN

1. Baik dapat diterima ke sidang sarjana (collogium)
2. Dapat mengikuti sidang sarjana (collogium) setelah selesai melaksanakan perbaikan antara lain :
lihat pd draft seminar proposal skripsi
.....
.....
3. Harus mengikuti seminar kembali
Perbaikan :
.....
.....
.....

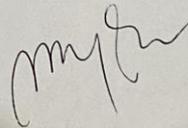
Medan, 11 Ramadhan 1445 H
21 Maret 2024 M

Diketahui :
Ketua Prodi. T. Mesin



Chandra A Siregar, ST, MT

Dosen Pembanding- I



M. Yani, ST, MT

DAFTAR RIWAYAT HIDUP



A.DATA PRIBADI

Nama : Kemal Ananta Damanik
Jenis kelamin : Laki-Laki
Tempat, Tanggal Lahir : Kerasaan, 30 November 2000
Alamat : Perumahan Ptp N 4 Pks Sosa II
Agama : Islam
Email : kemalananta7@gmail.com
No. HP : 081265840143

B.RIWAYAT PENDIDIKAN

1. SDN 148208 (0712) PTPN4 Sosa II Kab. Padang Lawas Sumatra Utara
2. SMP N 1 Sosa Kab. Padang Lawas Sumatra Utara
3. SMK N 1 Sosa Kab. Padang Lawas Sumatra Utara