

**ANALISA AERODINAMIKA *AIRFOIL* PESAWAT BE 50 (ORIGINAL),  
BE 6356, B3 6358 TERHADAP KOEFISIEN *DRAG* DAN KOEFISIEN *LIFT*  
MENGUNAKAN ANSYS 19.2**

**SKRIPSI**



Disusun Oleh:  
Susilo Syaifullah  
NIM. 1811084

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN S-1  
FAKULTAS TEKNIK INDUSTRI  
INSTITUT TEKNOLOGI NASIONAL MALANG  
2022**

**ANALISA AERODINAMIKA *AIRFOIL* PESAWAT BE 50 (ORIGINAL),  
BE 6356, B3 6358 TERHADAP KOEFISIEN *DRAG* DAN KOEFISIEN *LIFT*  
MENGUNAKAN ANSYS 19.2**

**SKRIPSI**

Diajukan Sebagai salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik  
(ST) Jurusan Teknik Mesin

Disusun Oleh:

NAMA : SUSILO SYAIFULLAH  
NIM : 1811084

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN S-1  
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
INSTITUT TEKNOLOGI NASIONAL MALANG  
2022**

**LEMBAR PERSETUJUAN**

**SKRIPSI**

**ANALISA AERODINAMIKA AIRFOIL PESAWAT BE 50 (ORIGINAL),  
BE 6356, BE 6358 TERHADAP KOEFISIEN DRAG DAN KOEFISIEN  
LIFT MENGGUNAKAN ANSYS 19.2**



Disusun Oleh:

Nama : Susilo Syaifullah

NIM : 1811084

Diperiksa/ Disetujui,

Dosen Pembimbing 1

Dr. Komang Astana Widi. ST., M.T.

NIP.Y. 1030400405

Diperiksa/ Disetujui,

Dosen Pembimbing 2

Tito Arif Sutrisno. S.Pd., M.T.

NIP. P. 1032100598



Mengetahui,  
Wakil Dekan 1 FTI

Sibut. ST., M.T.  
NIP. Y. 1030300379



PERKUMPULAN PENGELOLA PENDIDIKAN UMUM DAN TEKNOLOGI NASIONAL MALANG  
**INSTITUT TEKNOLOGI NASIONAL MALANG**

FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
FAKULTAS TEKNIK SIPIL DAN PERENCANAAN  
PROGRAM PASCASARJANA MAGISTER TEKNIK

C. BNI (PERSERO) MALANG  
BANK NIAGA MALANG

Kampus I : Jl. Bendungan Sigura-gura No. 2 Telp. (0341) 551431 (Hunting), Fax. (0341) 553015 Malang 65145  
Kampus II : Jl. Raya Karanglo, Km 2 Telp. (0341) 417636 Fax. (0341) 417634 Malang

**BERITA ACARA UJIAN SKRIPSI**  
**FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI**

Nama : Susilo Syaifullah  
NIM : 1811084  
Program Studi : Teknik Mesin S-1  
Judul Skripsi : Analisa Aerodinamika *Airfoil* Pesawat BE 50 ( Original ),  
BE 6356 B, BE 6358 B Terhadap Koefisien *Drag* dan  
Koefisien *Lift* Menggunakan Ansys 19.2  
Dipertahankan dihadapan Tim Ujian Skripsi Jenjang Program Strata Satu (S-1)  
Pada Hari : Rabu  
Tanggal : 16 Februari 2022  
Dengan Nilai : 68,25

**PANITIA MAJELIS PENGUJI SKRIPSI**

**KETUA**

Dr. I Komang Astana Widi, S.T., M.T.  
NIP. Y. 1030400405

**SEKRETARIS**

Febi Rahmadiano, S.T., M.T.  
NIP. P. 1031500490

**ANGGOTA PENGUJI**

**PENGUJI 1**

Arif Kurniawan, ST., MT.  
NIP.P. 1031500491

**PENGUJI 2**

Rosadila Febritasari, ST., MT.  
NIP. P. 1032200602

## LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN ISI SKRIPSI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama : Susilo Syaifullah

NIM : 1811084

Program Studi : Teknik Mesin S-1

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa isi skripsi yang berjudul "ANALISA AERODINAMIKA *AIRFOIL* PESAWAT BE 50 (ORIGINAL), BE 6356, BE 6358 TERHADAP KOEFISIEN *DRAG* DAN KOEFISIEN *LIFT* MENGGUNAKAN ANSYS 19.2" Adalah Skripsi hasil karya saya sendiri bukan duplikasi serta tidak mengutip atau menyadur sebagian atau seluruhnya dari karya orang lain, kecuali yang sudah disebutkan dari sumber aslinya.

Malang, 18 juli 2022

Yang membuat pernyataan



Susilo Syaifullah

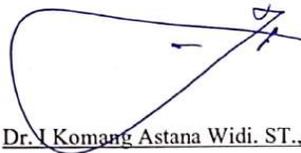
NIM. 18.11.084

## LEMBAR BIMBINGAN SKRIPSI

Nama : Susilo Syaifullah  
NIM : 18.11.084  
Program Studi : Teknik Mesin S-1  
Judul Skripsi : ANALISIS AERODINAMIKA  
AIRFOIL PESAWAT BE 50  
(ORIGINAL), BE 6356, BE 6358  
TERHADAP KOEFISIEN DRAG DAN  
KOEFISIEN LIFT MENGGUNAKAN  
ANSYS 19.2  
Dosen Pembimbing 1 : Dr. I Komang Astana Widi. ST., M.T.  
Dosen Pembimbing 2 : Tito Arif Sutrisno. S.Pd., M.T.  
Tanggal pengajuan Skripsi : 23 September 2022  
Tanggal Penyelesaian Skripsi : 2 Agustus 2022  
Telah diselesaikan Dengan Nilai : 68,25

Disetujui

Dosen Pembimbing 1



Dr. I Komang Astana Widi. ST., M.T.

NIP.Y. 1030400405

Disetujui

Dosen pembimbing 2



Tito Arif Sutrisno. S.Pd., M.T.

NIP. P. 1032100598

## KATA PENGANTAR

Puji syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT, yang memberikan rahmat dan hidayah-Nya. Shalawat serta salam penulis haturkan kepada Nabi Muhammad SAW dan keluarganya serta kepada para sahabat-Nya.

Peneliti menyadari dalam penyusunan proposal skripsi ini tidak lepas dari bimbingan dan bantuan dari berbagai pihak, oleh karena itu peneliti ingin menyampaikan banyak terimakasih kepada:

1. Bapak Prof. Dr. Eng. Ir. Abraham Lomi, MSEE. Selaku Rektor Institut Teknologi Nasional Malang.
2. Ibu Dr. Ellysa Nursanti, S.T., M.T. selaku Dekan Fakultas Teknologi Industri ITN Malang.
3. Dr. I Komang Astana Widi, ST., MT., Ketua Program Studi Teknik Mesin S-1 Institut Teknologi Nasional Malang.
4. Tito Arif Sutrisno, S.Pd., M.T. Pembimbing yang telah, memberikan motivasi dan mengarahkan dengan penuh kesabaran dan kerelaan hati sehingga proposal skripsi ini tersusun.
5. Rekan sekelompok dan teman – teman Teknik Mesin S-1 yang tidak dapat disebutkan satu per satu.
6. Ayah dan Ibu tercinta yang telah memberikan kasih sayang, doa, dukungan serta semangat dalam menuntut ilmu pengetahuan yang ikhlas dan tulus kepada penulis.
7. Semua pihak yang telah memberikan bantuan dan dorongan penyusunan skripsi ini yang tidak dapat disebutkan satu per satu.

Penulis menyadari bahwa dalam skripsi ini masih banyak kekurangannya, oleh karena itu dengan segala kerendahan hati penulis mengharapkan kritik dan saran yang membangun dalam perbaikan skripsi ini. Semoga Allah SWT memberikan pahala berlipat ganda atas bantuan dan kebaikannya. Aamiin.

Malang, Mei 2022

Susilo Syaifullah

**ANALISA AERODINAMIKA *AIRFOIL* PESAWAT BE 50  
(ORIGINAL), BE 6356, BE 6358 TERHADAP KOEFISIEN *DRAG* DAN  
KOEFISIEN *LIFT* MENGGUNAKAN ANSYS 19.2**

**ABSTRAK**

Susilo Syaifullah ( 18.11.084 )

Jurusan Teknik Mesin S-1, FTI – Institut Teknologi Nasional Malang.

Jl. Raya Karanglo KM.2, Tasikmadu, Kec. Lowokwaru, Kota Malang 65153.

Email : [susilosyaifullah0@gmail.com](mailto:susilosyaifullah0@gmail.com)

Perkembangan dalam dunia penerbangan khususnya pesawat terbang tidak lepas dari berbagai penelitian yang telah dilakukan. Salah satu focus penelitian yang dilakukan dalam dunia penerbangan adalah penelitian tentang *airfoil*. Jenis *airfoil* yang biasa digunakan dalam dunia penerbangan adalah *airfoil* jenis tidak simetris. Jenis *airfoil* tidak simetris memiliki geometri dengan karakteristik aerodinamika yang dapat meningkatkan nilai koefisien *lift* pada sayap pesawat terbang.

Pada penelitian ini *airfoil* yang digunakan adalah *airfoil* tidak simetris, yaitu BE 50 (original ), BE 6356 B, BE 6358 B. Dimana perbedaan pada masing masing *airfoil* ini adalah pada tingkat *chamber*. Penelitian dilakukan dengan menggunakan variasi yang telah ditetapkan, yaitu kecepatan aliran udara 3 m/s, 5 m/s, dan 7m/s dengan sudut serang  $-5^{\circ}$ ,  $0^{\circ}$ ,  $5^{\circ}$ ,  $10^{\circ}$ .

Hasil penelitian didapat dari simulasi yang dilakukan, bahwa pada *airfoil* BE 6458 B mendapatkan hasil yang paling tinggi pada masing - masing kecepatan dan sudut serang yang sudah ditetapkan, yaitu koefisien *lift* sebesar 2,5404944 pada kecepatan fluida 7 m/s dan sudut serang  $10^{\circ}$ . Dan untuk BE 50 (Original) mendapatkan hasil yang rendah, untuk koefisien *drag* sebesar 0,34920591 dan koefisien *lift* sebesar 2,0999773 pada kecepatan aliran fluida 7 m/s dan sudut serang  $10^{\circ}$ .

Kata Kunci : *Airfoil*, Koefisien *Drag*, Koefisien *Lift*

**AERODYNAMIC ANALYSIS OF BE 50 (ORIGINAL), BE 6356, BE 6358  
AIRCRAFT AIRFOIL ON DRAG COEFFICIENT AND LIFT  
COEFFICIENT USING ANSYS 19.2**

**ABSTRACT**

Susilo Syaifullah ( 18.11.084 )

Mechanical Engineering Department S-1 FTI – National Institute of Technology  
Malang.

Jl. Raya Karanglo KM.2, Tasikmadu, Kec. Lowokwaru, Kota Malang 65153.

Email : [susilosyaifullah0@gmail.com](mailto:susilosyaifullah0@gmail.com)

Developments in the world of aviation, especially airplanes, cannot be separated from the various studies that have been carried out. One of the focuses of research carried out in the world of aviation is research on *airfoils*. The type of *airfoil* commonly used in aviation is an asymmetrical *airfoil*. The type of asymmetrical *airfoil* has a geometry with aerodynamic characteristics that can increase the *lift* coefficient value on an airplane wing.

In this study, the *airfoils* used are asymmetrical *airfoils*, namely BE 50 (original), BE 6356 B, BE 6358 B. Where the difference in each of these *airfoils* is at the *chamber* level. The study was carried out using predetermined variations, namely air flow speeds of 3 m/s, 5 m/s, and 7m/s with angles of attack  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ .

The results obtained from simulations carried out with ANSYS Fluent software, that the BE 6458 B *airfoil* got the highest results at each predetermined speed and angle of attack, namely the *lift* coefficient of 2,5404944 at a fluid velocity of 7 m/s and an angle of attack  $10^\circ$ . And for BE 50 (Original) the results are low, for the *drag* coefficient of 0.34920591 and the *lift* coefficient of 2.0999773 at a fluid flow velocity of 7 m/s and an angle of attack of  $10^\circ$ .

Keywords: *Airfoil*, *Drag* Coefficient, *Lift* Coefficient

## DAFTAR ISI

LEMBAR PERSETUJUAN.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
BERITA ACARA UJIAN SKRIPSI.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
LEMBAR PERNYATAAN KEASLIAN ISI SKRIPSI.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
LEMBAR BIMBINGAN SKRIPSI.....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
KATA PENGANTAR .....	iii
ABSTRAK.....	iv
ABSTRACT.....	v
DAFTAR ISI.....	vi
DAFTAR GAMBAR .....	x
DAFTAR TABEL.....	xii
DAFTAR GRAFIK.....	xiii
BAB I.....	1
PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	3
1.3 Batasan Masalah .....	3
1.4 Tujuan Penelitian .....	3
1.5 Manfaat Penelitian .....	3
1.6 Sistematika Penelitian.....	4
BAB II.....	5
TINJAUAN PUSTAKA .....	5
2.1 Penelitian Terdahulua .....	5
2.2 Mekanisme Pesawat Terbang .....	6

2.3	Hukum Newton III.....	6
2.4	Efek Coanda Dan Hukum Bernouli .....	7
2.5	Gaya – Gaya Pada Pesawat.....	8
2.6	Aerodinamika Wing.....	9
2.7	<i>Airfoil</i> .....	10
2.8	Sudut Serang ( <i>Angle of Attack</i> ).....	10
2.9	Sifat Aliran.....	11
2.10	Bilangan Reynold .....	11
2.11	Gaya <i>Drag</i> Tekanan ( <i>Drag</i> ).....	12
2.8	Gaya <i>Lift</i> .....	13
2.9	Lapisan Batas ( <i>Boundary Layer</i> ) .....	14
2.8	Pemisahan Aliran .....	15
2.10	Perhitungan Dinamika Fluida .....	17
2.11	Metode CFD Menggunakan Perangkat Lunak FLUENT .....	18
2.12	ANSYS .....	18
2.12.1	FLUENT .....	20
BAB III .....		22
METODOLOGI PENELITIAN .....		22
3.1	Diagram Alir .....	22
3.2	Studi Literatur.....	23
3.3	Perumusan Masalah .....	23
3.4	Proses <i>Pre – Processing</i> .....	23
3.4.1	Pembuatan Model .....	23
3.4.2	Menentukan Domain .....	26
3.4.2	Pembuatan Mesh ( <i>Grid Generation</i> ) .....	27

3.5 Simulasi dan Pengambilan Data .....	31
3.6 Analisis .....	32
BAB IV .....	33
HASIL DAN ANALISIS .....	33
4.1 Hasil Data Simulasi <i>Airfoil</i> .....	33
4.1.1 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang $0^\circ$ .....	33
4.1.2 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang $-5^\circ$ .....	34
4.1.3 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang $5^\circ$ .....	34
4.1.3 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang $10^\circ$ .....	35
4.2 Grafik Simulasi Data Hasil Simulasi .....	36
4.2.1 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $-5^\circ$ .....	36
4.2.2 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $0^\circ$ .....	37
4.2.3 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $5^\circ$ .....	38
4.2.4 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $10^\circ$ .....	39
4.2.5 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $-5^\circ$ .....	40
4.2.6 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $0^\circ$ .....	41
4.2.7 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $5^\circ$ .....	42
4.2.8 Grafik Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $10^\circ$ .....	43
2.3 Data Hasil Simulasi ( <i>Pathline</i> ) .....	44

2.3.1 <i>Pathline</i> pada <i>airfoil</i> BE 50 ( Original ) .....	44
2.3.2 <i>Pathline</i> pada <i>airfoil</i> BE 6356 B .....	45
2.3.3 <i>Pathline</i> pada <i>Airfoil</i> BE 6358 B .....	46
BAB V .....	47
KESIMPULAN DAN SARAN .....	47
5.1 Kesimpulan .....	47
5.2 Saran .....	47
DAFTAR PUSTAKA .....	48
LAMPIRAN .....	50

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1 Mekanisme Pesawat Terbang.....	6
Gambar 2.2 Gaya – gaya pada pesawat .....	8
Gambar 2.3 Aerodinamika sayap.....	9
Gambar 2.4 <i>Airfoil</i> .....	10
Gambar 2.5 Sudut Serang .....	11
Gambar 2.6 Boundary Layer.....	14
Gambar 2.7 Pemisahan Aliran pada bola kasti .....	15
Gambar 2.8 Skema pemisahan aliran pada benda ( Munawir, 2013). .....	16
Gambar 2.9 Daerah pemisah aliran dan <i>wake</i> . .....	16
Gambar 2.10 Logo <i>Ansys</i> .....	18
Gambar 3.1 Diagram Alir .....	22
Gambar 3.2 <i>Airfoil</i> BE 50 ( Original ) .....	24
Gambar 3.3 <i>Airfoil</i> BE 50 ( Original ) .....	24
Gambar 3.4 <i>Airfoil</i> BE 6356 B.....	25
Gambar 3.5 <i>Airfoil</i> BE 6356 B.....	25
Gambar 3.6 <i>Airfoil</i> BE 6358 B.....	25
Gambar 3.7 <i>Airfoil</i> BE 6358 B.....	26
Gambar 3.5 Boundary Condition .....	26
Gambar 3.6 Bentuk Mesh .....	27
Gambar 3.7 Model Aliran .....	28
Gambar 3.8 Material Fluida .....	28
Gambar 3.9 Inlet.....	29
Gambar 3.10 Outlet.....	29
Gambar 3.11 Wall .....	30

Gambar 3.12 <i>Number of Iteration</i> .....	30
Gambar 3.13 <i>Post - Processing</i> .....	31
Gambar 4.1 <i>Airfoil</i> dengan Sudut Serang $0^{\circ}$ .....	33
Gambar 4.2 <i>Airfoil</i> dengan Sudut $-5^{\circ}$ .....	34
Gambar 4.3 <i>Airfoil</i> dengan sudut $5^{\circ}$ .....	34
Gambar 4.4 <i>Airfoil</i> dengan sudut $10^{\circ}$ .....	35
Gambar 4.4 Tampak isometrik atas pada <i>airfoil</i> BE 50 ( Original ).....	44
Gambar 4.5 Tampak isometrik bawah pada <i>airfoil</i> BE 50 ( Original ).....	44
Gambar 4.6 Tampak Isometrik atas <i>airfoil</i> BE 6356 B .....	45
Gambar 4.7 Tampak Isometrik bawah <i>airfoil</i> BE 6358 B .....	45
Gambar 4.8 Tampak Isometrik atas pada <i>airfoil</i> BE 6358 B.....	46
Gambar 4.9 Tampak Isometrik bawah pada <i>airfoil</i> BE 6358 B.....	46

## DAFTAR TABEL

Tabel 4.1 Kecepatan 3 m/s .....	33
Tabel 4.2 Kecepatan 5 m/s .....	33
Tabel 4.3 Kecepatan 7 m/s .....	33
Tabel 4.4 Kecepatan 3 m/s .....	34
Tabel 4.5 Kecepatan 5 m/s .....	34
Tabel 4.6 Kecepatan 7 m/s .....	34
Tabel 4.7 Kecepatan 3 m/s .....	35
Tabel 4.8 Kecepatan 5 m/s .....	35
Tabel 4.9 Kecepatan 7 m/s .....	35
Tabel 4.10 Kecepatan 3 m/s .....	35
Tabel 4.11 Kecepatan 5 m/s .....	35
Tabel 4.12 Kecepatan 7 m/s .....	36

## DAFTAR GRAFIK

Grafik 4.1 Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $-5^\circ$	36
Grafik 4.2 Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $0^\circ$	37
Grafik 4.3 Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $5^\circ$	38
Grafik 4.4 Pengaruh Koefisien <i>Drag</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $10^\circ$ .....	39
Grafik 4.5 Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $-5^\circ$ ..	40
Grafik 4.6 Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $0^\circ$ ...	41
Grafik 4.7 Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $5^\circ$ .....	42
Grafik 4.8 Pengaruh Koefisien <i>Lift</i> Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $10^\circ$ .	43

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang adalah wahana udara yang memanfaatkan perbedaan tekanan fluida udara untuk dapat melayang di atmosfer. Bentuk *airfoil* pada sayap adalah penyebab mengapa pesawat bisa terbang. Bentuk *airfoil* mampu menciptakan perbedaan tekanan antara permukaan atas dengan permukaan bawah sayap. Permukaan sayap bagian bawah lebih kecil dibandingkan permukaan bagian atas sehingga kecepatan aliran dibawah sayap lebih rendah. Hal ini yang menyebabkan tekanan dibawah sayap lebih besar sehingga timbul gaya *lift*.

Perkembangan dalam dunia penerbangan khususnya pesawat terbang tidak lepas dari berbagai penelitian yang telah dilakukan. Salah satu focus penelitian yang dilakukan dalam dunia penerbangan adalah penelitian tentang *airfoil*. *Airfoil* adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Gaya angkat terjadi pada *airfoil* karena kecepatan aliran udara di permukaan atas *airfoil* lebih rendah dari pada kecepatan aliran udara di permukaan bawahnya. Salah satu parameter geometris yang menentukan besarnya gaya angkat yang dihasilkan suatu *airfoil* adalah lokasi ketebalan maksimumnya. Semakin jauh lokasi - ketebalan maksimum dengan ujung awal maka akan mengakibatkan semakin akhir pula terjadinya peningkatan kecepatan aliran udara yang melewati permukaan *airfoil* sehingga akan menjadi salah satu faktor yang menyebabkan kecepatan rata - rata pada sepanjang permukaan tersebut menjadi lebih rendah, jika hal tersebut terjadi pada permukaan atas *airfoil* maka akan menyebabkan semakin besarnya gaya angkat yang terjadi.

Jenis *airfoil* yang biasa digunakan dalam dunia penerbangan adalah *airfoil* jenis tidak simetris. Jenis *airfoil* tidak simetris memiliki geometri dengan karakteristik aerodinamika yang dapat meningkatkan nilai koefisien *lift* pada sayap pesawat terbang. Hal ini yang mendasari pesawat terbang menggunakan *airfoil* tidak simetris dibanding *airfoil* simetris.

Salah satu cara untuk meningkatkan *lift* adalah pesawat harus memiliki bentuk yang aerodinamis terutama pada bagian sayap. Bentuk aerodinamis yang dimaksud adalah suatu bentuk yang apabila dilewati udara, maka udara tersebut akan mengalir sejajar dengan bentuk tersebut. Aliran udara seperti itulah yang diharapkan untuk menghasilkan gaya angkat yang maksimal.

Dalam dunia kedirgantaraan telah banyak penelitian dan riset mengenai sayap pesawat terbang baik itu dengan metode eksperimental dengan menggunakan model di dalam wind tunnel, metode perhitungan dan analisa dengan rumus dan persamaan aerodinamika yang ada dan akhir-akhir ini penelitian mengenai dunia aeromodeling mengutip pada metode komputerisasi dengan CFD (*Computational Fluid Dynamics*) baik itu menggunakan software-software terpakai misalnya CFDSoft, Solid Work maupun dengan software yang lebih khusus yaitu ANSYS Fluent.

ANSYS adalah software dengan program paket yang dapat memodelkan elemen hingga untuk menyelesaikan masalah yang berhubungan dengan mekanika, termasuk di dalamnya masalah statik, dinamik, analisis struktural (baik linier maupun nonlinier), masalah perpindahan panas, masalah fluida dan juga masalah yang berhubungan dengan akustik dan elektromagnetik. Oleh karena itu, upaya peningkatan performa dari pesawat dengan melakukan penelitian mengenai *airfoil* terus dilakukan.

Berdasarkan latar belakang tersebut, maka pada skripsi ini saya mengambil judul “ **ANALISA AERODINAMIK AIRFOIL PESAWAT BE 50 (ORIGINAL), BE 6356, B3 6358 TERHADAP KOEFISIEN DRAG DAN KOEFISIEN LIFT MENGGUNAKAN ANSYS 19.2** “ dimana pada penelitian ini penulis menggunakan variasi kecepatan dan sudut serang yang digunakan untuk melakukan pengujian.

## 1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas, maka rumusan masalah yang akan dikaji pada penelitian ini adalah :

- a. Bagaimana pengaruh bentuk *airfoil* sayap pesawat terhadap koefisien hambat ( *drag coeffiecient* ) dan koefisien angkat ( *lift coefficient* ) ?
- b. Bagaimana pengaruh dari bentuk *airfoil* terhadap variasi kecepatan dan sudut serang terhadap koefisien hambat ( *drag coefficient* ) dan koefisien angkat ( *lift coefficient* ) ?

## 1.3 Batasan Masalah

Agar penelitian ini dapat terarah pada permasalahan yang ada, maka perlu diberikan batasan masalah, yaitu :

- a. *Airfoil* yang digunakan pada penelitian ini adalah BE 50 ( Original ), BE 6356 B, dan BE 6358 B
- b. Software yang digunakan adalah Devwing, Autodesk Inventor, dan Ansys Fluent 19.2
- c. Variasi kecepatan yang diberikan adalah 3 m/s, 5 m/s, dan 7 m/s.
- d. Variasi sudut serang yang ditinjau adalah  $-5^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ .
- e. Kondisi terowongan angin 0,4 m x 0,4 m x 0,4 m, dan tekanan udara dibuat sama yaitu 1 atm.

## 1.4 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan dari penelitian ini adalah :

- a. Mengetahui pengaruh bentuk *airfoil* sayap pesawat terhadap koefisien hambat ( *drag coeffiecient* ) dan koefisien angkat ( *lift coefficient* )
- b. Mengetahui pengaruh dari bentuk *airfoil* terhadap variasi kecepatan dan sudut serang terhadap koefisien hambat ( *drag coefficient* ) dan koefisien angkat ( *lift coefficient* )

## 1.5 Manfaat Penelitian

Manfaat dari penelitian ini untuk memberikan gambaran aliran fluida terhadap *airfoil* guna dapat dapat dijadikan rekomendasi atau referensi dalam

menentukan dan memodifikasi bentuk *airfoil* yang akan dibuat serta memperoleh hasil koefisien *drag* dan *lift* yang efisien.

## **1.6 Sistematika Penelitian**

Laporan skripsi ini disusun dalam lima bab, masing-masing adalah pendahuluan; tinjauan pustaka; metodologi penelitian; analisis dan hasil; dan kesimpulan dan saran. Bab I memberikan gambaran menyeluruh mengenai Tugas Akhir yang meliputi, pembahasan tentang latar belakang, batasan masalah, tujuan, manfaat dan sistematika penulisan. Bab II berisikan landasan teori dan studi literatur yang berkaitan dengan pokok permasalahan serta metode pendekatan yang digunakan untuk menganalisa persoalan. Bab III berisikan metode simulasi yang digunakan pada model dan spesifikasi model mobil, terowongan angin serta langkah-langkah simulasi dengan menggunakan Ansys Fluent. Bab IV berisikan penyajian hasil yang diperoleh dari simulasi CFD dan membandingkan metode simulasi terhadap eksperimen dari literature. Adapun Bab V berisikan jawaban dari tujuan dari penelitian. Daftar pustaka berisikan literatur yang digunakan sebagai referensi dalam penulisan tugas akhir ini. Lampiran merupakan data-data yang diperoleh selama penelitian berupa form asli ataupun data yang bersumber dari literatur acuan ( Munawir, 2013 ).

## BAB II

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Penelitian Terdahulu

1. Jakataru David Embang, meneliti tentang *airfoil* NACA 4412 menggunakan CFD dengan variasi bilangan *Mach* dan Sudut serang. Hasil yang didapat adalah variasi bilangan mach terhadap peningkatan sudut serang berpengaruh pada nilai koefisien *lift* dan *drag* dari *airfoil* NACA 4412. Pada sudut *stall* aliran subsonic memiliki koefisien lift lebih tinggi dengan nolai 1,17290 dibandingkan aliran supersonic memiliki intensitas turbulensi lebih kecil disbanding aliran supersonic.
2. Tri Hartanto, Sarjito, dan Nur Aklis, meneliti tentang *Flap* dan *Slat* pada *Airfoil* NACA 2410 terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* dengan metode *Computational Fluid Dynamic*. Hasil penelitian menunjukkan bahwa peningkatn susdut serang akan diikuti dengan meningkatnya koefisien *lift* dan koefisien *drag*. Namun pada *airfoil* NACA 2410 dengan *flap* dan *Slat* menghasilkan koefisien *lift* dan koefisien *drag* yang lebih tinggi disbanding dengan *airfoil* tanpa *flap* dan *slat*. Koefisien *lift* maksimal Ketika *airfoil* berada pada sudut serang  $20^\circ$  dengan pengaturan *flap* pada sudut defleksi  $30^\circ$  serta *slat* pada jarak x 4% chord, dan sudut *slat*  $-2^\circ$ .
3. M. Fajri Hidayat, meneliti tentang analisis aerodinamika *airfoil* NACA 0012 dengan ANSYS FLUENT. Dari hasil simulasi, untuk penggunaan *airfoil* NACA 0012 pada sayap pesawat terbang, untuk sudut serang  $6^\circ$ ,  $9^\circ$ , dan  $12^\circ$ , maka rata-rata kecepatan fluida yang mengalir dipermukaan atas *airfoil* lebih tinggi bila dibandingkan dengan rata-rata kecepatan dipermukaan bawah *airfoil*. Tetapi untuk sudut serang  $0^\circ$ ,  $3^\circ$  dan  $15^\circ$  rata-rata kecepatan fluida yang mengalir dipermukaan atas *airfoil* lebih rendah bila dibandingkan dengan rata - rata kecepatan dipermukaan bawah *airfoil*.
4. Prayogi Donny Dharmawan, dkk. Meneliti tentang Analisis Perbandingan *Angle of Attack* pada *Airfoil* Modifikasi dan NACA 0018 menggunakan Pedekatan Komputasional( CFD ). analisa perbandingan laju aliran

menggunakan CFD pada *airfoil* turbin berjenis NACA 0018 yang hasilnya akan dibandingkan dengan *airfoil* modifikasi. Pada prosesnya *airfoil* akan diberi variasi berupa Angle of Attack sebesar  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  dan menggunakan aliran turbulensi k-omega SST. Hasil dari penelitian ini menunjukkan nilai Cl dan Cd tertinggi didapat *airfoil* NACA 0018 pada sudut serang  $30^\circ$  dengan nilai sebesar 1,59810 dan 1,01970. Sedangkan untuk *Airfoil* modifikasi didapat nilai terbaik pada variasi sudut serang  $0^\circ$  dengan nilai Cl sebesar 0,077618 dan Cd sebesar 0,019107.

## 2.2 Mekanisme Pesawat Terbang

Ada beberapa macam gaya yang bekerja pada benda-benda yang terbang di udara. Gaya-gaya aerodinamika ini meliputi gaya angkat (*lift*), gaya dorong (*thrust*), gaya berat (*weight*), dan gaya hambat udara (*drag*). Gambar 2.1 Gaya-gaya Yang Bekerja Pada Pesawat Supaya bisa terbang, kita perlu gaya yang bisa mengatasi gaya berat akibat tarikan gravitasi bumi. Gaya ke atas (*lift*) ini harus bisa melawan tarikan gravitasi bumi sehingga benda bisa terangkat dan mempertahankan posisinya di angkasa. Di sinilah tantangannya karena harus melawan gravitasi. Maka fisikawan seperti Isaac Newton, Bernoulli, dan Coanda. Ketiganya bekerja sama menjawab tantangan ini ( M. Fajri Hidayat, 2014 )



Gambar 2.1 Mekanisme Pesawat Terbang

( Sumber : Caramesin.com )

## 2.3 Hukum Newton III

Isaac Newton yang terkenal dengan ketiga persamaan gerakannya menyumbangkan hukum III Newton tentang Aksi-Reaksi. Benjamin Crowell dalam bukunya Newtonian Physics mengatakan bahwa “ketika objek A memberikan

sebuah gaya kepada objek B, maka objek B juga harus memberikan sebuah gaya kepada objek A. Dua gaya tersebut besarnya sama dan dalam arah yang berlawanan. Dan dapat dituliskan secara singkat dengan rumus seperti berikut ini  $F_A \text{ on } B = -F_B \text{ on } A$ ". Hukum inilah yang kemudian diterapkan pada kajian tentang aerodinamika pada *airfoil* sayap pesawat terbang. Sayap pesawat merupakan bagian terpenting dalam menghasilkan *lift*. Aliran udara terjadi diatas dan dibawah sayap pesawat. Partikel-partikel udara menabrak bagian bawah sayap pesawat. Partikel-partikel yang menabrak ini lalu dipantulkan ke bawah (ke arah tanah). Udara yang menghujani tanah ini merupakan gaya aksi. Dan kemudian tanah yang menerima gaya aksi ini pasti langsung memberikan gaya reaksi yang besarnya sama dengan gaya aksi tetapi berlawanan arah.

#### 2.4 Efek Coanda Dan Hukum Bernouli

Isaac Newton yang terkenal dengan ketiga persamaan geraknya menyumbangkan hukum III Newton tentang Aksi-Reaksi. Benjamin Crowell dalam bukunya Newtonian Physics mengatakan bahwa “ketika objek A memberikan sebuah gaya kepada objek B, maka objek B juga harus memberikan sebuah gaya kepada objek A. Dua gaya tersebut besarnya sama dan dalam arah yang berlawanan. Dan dapat dituliskan secara singkat dengan rumus seperti berikut ini  $F_A \text{ on } B = -F_B \text{ on } A$ ". Hukum inilah yang kemudian diterapkan pada kajian tentang aerodinamika pada *airfoil* sayap pesawat terbang. Sayap pesawat merupakan bagian terpenting dalam menghasilkan *lift*. Aliran udara terjadi diatas dan dibawah sayap pesawat. Partikel-partikel udara menabrak bagian bawah sayap pesawat. Partikel-partikel yang menabrak ini lalu dipantulkan ke bawah (ke arah tanah). Udara yang menghujani tanah ini merupakan gaya aksi. Dan kemudian tanah yang menerima gaya aksi ini pasti langsung memberikan gaya reaksi yang besarnya sama dengan gaya aksi tetapi berlawanan arah.

$$P_1 + \frac{1}{2}\rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2}\rho V_2^2 \dots\dots\dots \text{Persamaan 2.1}$$

## 2.5 Gaya – Gaya Pada Pesawat

Pesawat terbang dirancang sedemikian rupa sehingga hambatan udaranya sekecil mungkin. Pesawat pada saat terbang akan menghadapi beberapa hambatan, diantaranya hambatan udara, hambatan karena berat badan pesawat itu sendiri, dan hambatan pada saat menabrak awan. Setelah dilakukan perhitungan dan rancangan yang akurat dan teliti, langkah selanjutnya adalah pemilihan mesin penggerak pesawat yang mampu mengangkat dan mendorong badan pesawat. Suatu benda yang terbenam dalam fluida yang bergerak, atau sebaliknya benda tersebut bergerak terhadap fluida yang diam, mengalami suatu gaya. Gaya-gaya yang bekerja pada benda tersebut seringkali disebut sebagai gaya-gaya aerodinamika. Dalam semua kasus aerodinamika, gaya-gaya aerodinamika yang bekerja pada benda berasal hanya dari dua sumber dasar ialah distribusi tekanan dan tegangan geser pada permukaan benda.



Gambar 2.2 Gaya – gaya pada pesawat  
( Sumber : Ilmuterbang.com )

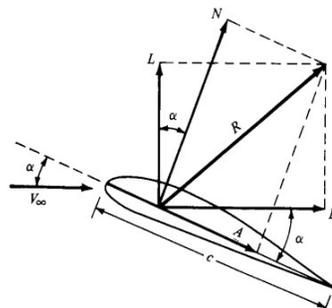
Berikut ini hal-hal yang mendefinisikan gaya-gaya tersebut dalam sebuah penerbangan yang lurus dan datar, tidak berakselerasi (*stright and level, unaccelerated*):

1. Thrust adalah gaya dorong, yang dihasilkan oleh mesin (*powerplant*)/baling-baling. Gaya ini kebalikan dari gaya tahan (*drag*).
2. Drag adalah gaya ke belakang, menarik mundur, dan disebabkan oleh gangguan aliran udara oleh sayap, *fuselage*, dan objek-objek lain. Drag kebalikan dari *thrust*, dan beraksi kebelakang paralel dengan arah angin relatif (*relative wind*).

3. *Weight* (gaya berat) adalah kombinasi berat dari muatan pesawat itu sendiri, awak pesawat, bahan bakar, dan kargo atau bagasi. *Weight* menarik pesawat ke bawah karena gaya gravitasi. *Weight* melawan *lift* (gaya angkat) dan beraksi secara vertikal ke bawah melalui *center of gravity* dari pesawat.
4. *Lift* (gaya angkat) melawan gaya dari *weight*, dan dihasilkan oleh efek dinamis dari udara yang beraksi di sayap, dan beraksi tegak lurus pada arah penerbangan melalui *center of lift* dari sayap.

## 2.6 Aerodinamika Wing

Gaya aerodinamika timbul karena adanya gesekan aliran udara dengan permukaan sayap yang menyebabkan terjadinya perbedaan tekanan antara bagian bawah dan atas sayap. Gaya angkat/*Lift* ( $L$ ) adalah komponen dari resultan ( $R$ ) yang tegak lurus terhadap kecepatan freestream ( $V_\infty$ ). Gaya hambat/*Drag* ( $D$ ) adalah komponen dari resultan ( $R$ ) yang sejajar dengan kecepatan freestream ( $V_\infty$ ). Sudut serang (*angle of attack*) didefinisikan sebagai sudut antara kecepatan *freestream* ( $V_\infty$ ) dan *chord* ( $c$ ).



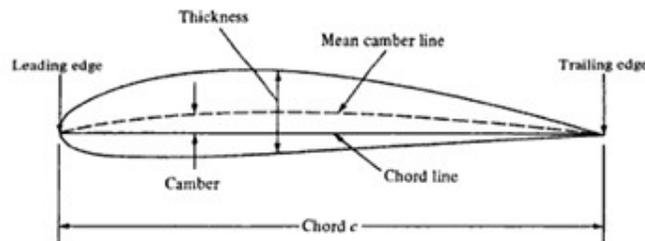
Gambar 2.3 Aerodinamika sayap

( Sumber : Awal Romadhon & Dana Herdiana, 2017 )

Dengan adanya koefisien gaya tak berdimensi, dimensi sayap bisa diperkecil untuk pengujian terowongan angin, karena nilai koefisien gaya tak berdimensinya sama walaupun dengan skala ukuran sayap yang berbeda. Koefisien gaya tak berdimensi didefinisikan sebagai berikut:

## 2.7 Airfoil

*Airfoil* atau aerofoil adalah suatu bentuk geometri yang apabila ditempatkan di suatu aliran fluida akan memproduksi gaya angkat (*lift*) lebih besar dari gaya hambat (*drag*). Pada *airfoil* terdapat bagian-bagian seperti berikut :



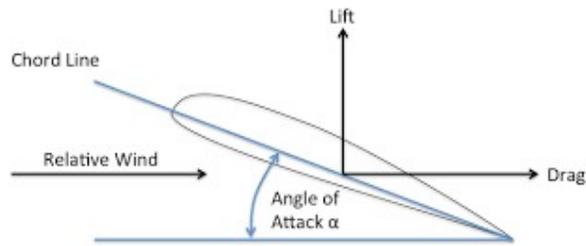
Gambar 2.4 *Airfoil*

( Sumber : [aeroengineering.com](http://aeroengineering.com) )

- Leading Edge* adalah bagian yang paling depan dari sebuah *airfoil*.
- Trailing Edge* adalah bagian yang paling belakang dari sebuah *airfoil*.
- Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil* mean *chamber line*.
- Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Chord* (*c*) adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- Maksimum *chamber* adalah jarak maksimum antara mean *chamber line* dan *chord line*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- Maksimum *thickness* adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

## 2.8 Sudut Serang ( *Angle of Attack* )

Sudut serang ( $\alpha$ ) adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melaluinya. Nilai *lift* sama dengan 0 apabila *airfoil* simetris tidak terdapat  $\alpha$ . Sudut serang dimana gaya *lift* sama dengan 0 disebut *zero angle lift*. Sudut serang digambarkan pada Gambar 2.5



Gambar 2.5 Sudut Serang  
( Sudut : Mirna Sari, dkk. 2017 )

## 2.9 Sifat Aliran

Beberapa sifat fluida yang sangat berkaitan dengan perilaku fluida adalah jelas bahwa fluida yang berbeda secara umum memiliki sifat yang berbeda. Misalnya, gas-gas bersifat ringan dan dapat dimampatkan, sementara zat cair dan relatif tidak dapat dimampatkan. Sifat-sifat fluida yang memegang peranan penting dalam analisis perilaku fluida antara lain adalah kerapatan, berat jenis dan viskositas.

## 2.10 Bilangan Reynold

Adalah rasio antara gaya inersia ( $vsp$ ) terhadap gaya viskos ( $\mu/L$ ) yang mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu. Bilangan ini digunakan untuk mengidentifikasikan jenis aliran yang berbeda, misalnya laminar dan turbulen.

Dalam analisis aliran fluida terdapat suatu bilangan tanpa dimensi yang disebut bilangan Reynold yang merupakan perbandingan antara gaya inersial dan gaya viskositas dirumuskan:

$$Re = \frac{V\rho l}{\mu} \dots\dots\dots \text{Persamaan 2.2}$$

Dimana,

$V$  = Kecepatan Rata-Rata dari Fluida (m/s)

$L$  = Panjang *body* ( m )

$\rho$  = Massa Jenis ( kg/m<sup>3</sup>)

$\mu$  = Viskositas dinamik (kg/m.s)

Bilangan Reynold juga digunakan untuk mengelompokkan aliran laminar atau turbulen dimana titik kritis antara aliran laminar dan turbulen adalah  $Re = 5 \times 10^5$  pada plat datar dan  $Re = 2 \times 10^5$  pada bola

### 2.11 Gaya Drag Tekanan ( Drag )

Gaya *drag* tekanan atau sering disebut *drag* tekanan adalah bagian dari *drag* yang langsung disebabkan oleh tekanan pada sebuah benda. *Drag* ini sering disebut sebagai *drag* bentuk karena ketergantungan yang sangat kuat pada bentuk benda. *Drag* tekanan adalah fungsi dari besarnya tekanan dan orientasi arahnya permukaan dimana gaya tekanan tersebut bekerja. Sebagai contoh, gaya tekanan pada kedua sisi plat datar sejajar aliran mungkin saja sangat besar tetapi gaya tersebut tidak berkontribusi pada *drag* karena gaya tersebut bekerja pada arah tegak lurus terhadap arah kecepatan aliran. Sebaliknya, gaya tekanan pada pelat datar yang tegak lurus terhadap aliran menyebabkan keseluruhan *drag* ( Munawir , 2013 ).

Sebagian besar informasi yang tersedia mengenai *drag* pada sebuah benda adalah hasil dari eksperimen yang banyak sekali dilakukan dengan terowongan angin, terowongan air, tangki towing dan peralatan-peralatan lainnya untuk mengukur *drag* model-model yang diskalakan. Data-data ini dapat dinyatakan dalam bentuk tak berdimensi dan hasilnya dapat dibandingkan dengan tepat untuk perhitungan prototype. Biasanya hasil untuk benda berbentuk tertentu adalah sebuah konstanta *drag*,  $C_D$ , dimana :

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A_D} \dots\dots\dots \text{Persamaan 2.3}$$

Dimana,

$C_D$  = Koefisien *drag*

$F_D$  = Gaya *drag*

$\rho$  = Densitas fluida kerja

$V$  = Kecepatan aliran fluida kerja

$A_D$  = Luas area frontal benda

Pengurangan koefisien tahanan (*drag coefficient*) pada *airfoil* merupakan salah satu cara yang cukup.

## 2.8 Gaya Lift

Gaya *Lift* merupakan bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk, perubahan sudut dan kecepatan aliran pada gaya *lift* (Angkat). Untuk benda simetris, gaya ini akan terjadi dalam arah aliran bebas, yaitu sebuah *drag*. Jika benda tersebut tidak simetris (atau bukan merupakan medan dari aliran yang simetris, seperti aliran pada benda yang berputar), akan terdapat pula gaya yang normal terhadap aliran bebas, yaitu *lift*. Banyak upaya telah dilakukan untuk memahami berbagai sifat dari pembentukan *lift*. Beberapa benda seperti *air foil*, dirancang untuk menghasilkan *lift*. Sedangkan benda lainnya dirancang untuk mengurangi timbulnya *lift*. Sebagai contoh, *lift* pada sebuah mobil cenderung mengurangi gaya kontak antara roda dan tanah, yang menyebabkan pengurangan dari traksi dan kemampuan berbelok. Perancang mobil selalu berusaha mengurangi *lift* seperti ini. Koefisien *Lift* ( $C_L$ ) dapat ditentukan dengan Persamaan 2.2 jika distribusi tekanan dan tegangan geser pada dinding di sekitar benda diketahui. Namun, untuk benda-benda yang berbentuk rumit, distribusi tersebut biasanya tidak diketahui dan harus diuji secara eksperimen atau simulasi numerik. *Lift* dinyatakan dalam koefisien *lift* ( $C_L$ ), dimana:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 A_L}$$

Dimana :

$C_L$  = Koefisien *lift*

$F_L$  = Gaya *lift*

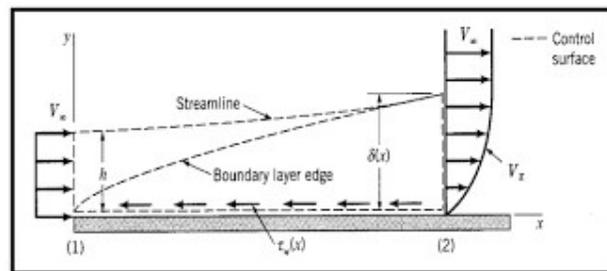
$\rho$  = densitas fluida kerja

$V$  = kecepatan aliran fluida kerja

$A_L$  = luas area frontal benda

## 2.9 Lapisan Batas ( Boundary Layer )

Lapisan batas pada aliran fluida melalui suatu objek pertama kali didefinisikan oleh seorang insinyur aerodinamika berkebangsaan Jerman bernama Ludwig Prandtl pada suatu konferensi di Jerman. Hal ini memungkinkan adanya penyederhanaan persamaan pada aliran fluida dengan membagi dua aliran menjadi dua, yaitu pada lapisan batas dan diluar lapisan batas.



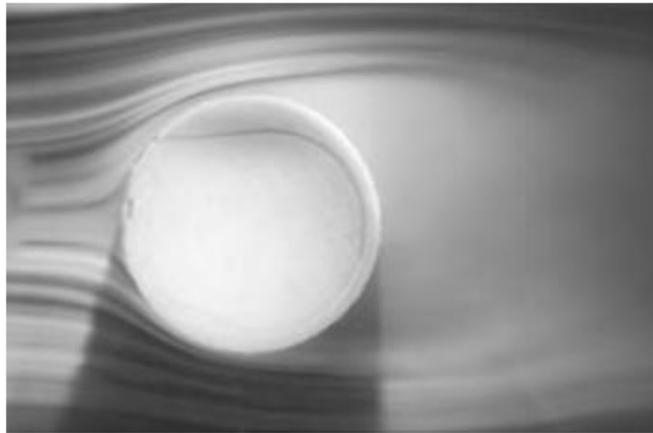
Gambar 2.6 Boundary Layer

( Sumber : Munawir, 2013 )

Lapisan batas pada aliran yang melalui sebuah plat datar ditunjukkan pada Gambar 2.6. Lapisan batas pada *body* kendaraan didominasi oleh viskositas dan ini memainkan peran penting dalam hal *drag* kendaraan. Kekentalan diabaikan pada aliran fluida di luar lapisan batas karena hal ini tidak memberikan efek yang sangat berarti pada solusi nantinya. Dalam mendesain bentuk *body*, lapisan batas sangat diperhatikan untuk mengurangi *drag*. Ada dua alasan mengapa para desainer meletakkan lapisan batas sebagai faktor utama dalam *drag* aerodinamika. Pertama, lapisan batas disertakan sebagai tebal efektif *body*, melalui perubahan ketebalan menyebabkan bertambahnya *drag* tekanan. Alasan kedua adalah bahwa gaya geser pada permukaan menyebabkan *drag* gesekan.

## 2.8 Pemisahan Aliran

Ketika berkendara pada jalan raya, merupakan suatu kemandirian umum mengukur untuk melambat pada tikungan tajam dengan tujuan untuk mencegah terlemparnya dari jalan. Banyak pengendara telah mempelajari bagaimana suatu kendaraan dapat dibawa dengan aman dengan kecepatan tertentu pada suatu belokan. Kita dapat melihat fenomena ini sebagai “pemisahan kendaraan” dari jalur. Fenomena ini juga didapati ketika kendaraan dengan cepat terlempar dari bukit (jalan tanjakan). Pada kecepatan rendah, roda kendaraan akan selalu bersentuhan dengan permukaan jalan. Tetapi pada kecepatan tinggi, kendaraan terlalu cepat mengikuti jalur jalan dan kehilangan kontak dengan permukaan jalan.

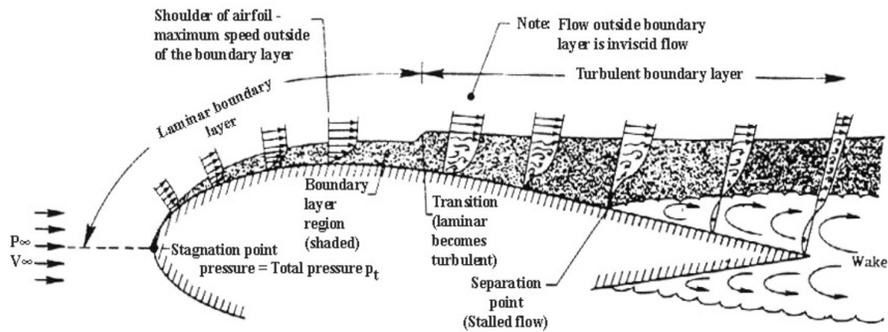


Gambar 2.7 Pemisahan Aliran pada bola kasti

Suatu fluida melakukan cara yang sama ketika dipaksa mengalir melalui sebuah jalur pada kecepatan tinggi seperti pada air terjun seperti ditunjukkan pada Gambar 2.7. Air yang mengalir menuju sebuah tebing akan mengikuti alur pada bagian atas tebing. Tapi, air tidak selalu bersentuhan dengan dinding tebing.

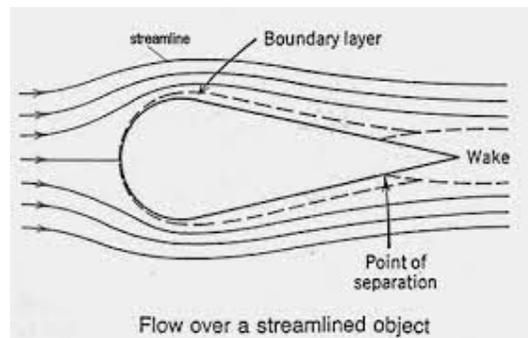
Bahkan pada aliran dengan kecepatan yang sangat tinggi, air tidak akan bersentuhan dengan sisi tebing. Hal ini disebut sebagai pemisahan aliran (flow separation). Aliran dapat terpisah dengan permukaan benda bahkan ketika fluida tersebut terbenam sempurna pada suatu aliran fluida sebagaimana gambar. Lokasi pemisahan aliran bergantung pada beberapa faktor seperti bilangan Reynolds, kekasaran permukaan, dan tingkat fluktuasi aliran, dan biasanya sangat sulit untuk

memprediksi dengan tepat dimana pemisahan aliran akan terjadi, apalagi jika terdapat sudut-sudut tajam atau pergantian bentuk pada permukaan.



Gambar 2.8 Skema pemisahan aliran pada benda ( Munawir, 2013).

Ketika aliran fluida terpisah dari suatu benda maka akan terbentuk daerah separasi di antara benda dan aliran. Pada daerah dengan tekanan yang rendah ini berada di belakang benda dimana terjadi aliran resirkulasi dan aliran balik yang disebut daerah pemisahan (*separated region*). Daerah pemisahan yang semakin besar, maka *drag* tekanan juga akan semakin besar sebagaimana ditunjukkan pada Gambar 2.8. Efek pemisahan aliran akan terasa pada aliran hilir dalam bentuk pengurangan kecepatan (relatif pada aliran hulu). Daerah pada jejak aliran yang mengikuti benda ketika pengaruh kecepatan pada benda dapat dirasakan disebut *wake* (aliran beriak). Daerah pemisahan terjadi pada ujung benda ketika dua aliran lancar (*stream*) terjadi.



Gambar 2.9 Daerah pemisah aliran dan *wake*.

Selanjutnya, daerah pemisahan merupakan suatu volume yang tertutup, oleh karena itu riakan akan tetap berkembang dibelakang benda sampai fluida pada daerah riakan (*wake*) kembali pada kecepatannya dan profil kecepatan kembali didekat suatu bidang datar. Pengaruh kekentalan dan perputaran merupakan hal yang paling signifikan pada lapisan batas, daerah pemisahan alirandan daerah riakan (*wake*). Aliran di luar daerah ini dapat di anggap irrotasional. Pemisahan aliran sangat berpengaruh kepada benda-benda yang bergerak menggunakan asas aerodinamika (*airfoil*). *Drag* dan *lift* memiliki pengaruh kuat pada bentuk benda, dan efek yang disebabkan perubahan bentuk memiliki efek yang besar pada *drag* dan *lift*. Sebagai contoh, akumulasi salju dan formasi es padasayap pesawat dapat mengubah bentuk sayap yang cukup untuk mengurangi *lift* secara signifikan. Fenomena ini telah menyebabkan kehilangan ketinggian dantabrakan dan banyak menggagalkan *takeoff* pada cuaca buruk. Karenanya, ini menjadi suatu ukuran keamanan dan dengan rutin memeriksa adanya salju dan es pada komponen-komponen kritis pada pesawat sebelum *takeoff*.

Hal yang penting sebagai konsekuensi pemisahan aliran adalah formasi tumpahan (*shedding*) pada gumpalan fluida yang disebut *vortices* pada bagianberiak (*wake*). Generasi yang bersambungan pada ujung *vortices* dimaksud menjadi *vortex shedding*. Fenomena ini terjadi selama aliran normal melalui silinder panjang atau bola dengan  $Re > 90$ . Getaran terbentuk oleh *vortice* di dekat benda dapat mengakibatkan resonansi menjadi tingkat yang sangat berbahaya jika frekuensi *vortices* dekat ke frekuensi natural benda, situasi yang harus dicegah pada benda yang melaju dengan kecepatan tinggi atau dialiri angin yang sangat kencang (Munawir, 2013).

## 2.10 Perhitungan Dinamika Fluida

Dinamika fluida adalah cabang dari ilmu mekanika fluida yang mempelajari tentang pergerakan fluida. Dinamika fluida dipelajari melalui tiga cara yaitu:

- Dinamika fluida eksperimenta
- Dinamika fluida secara teori
- Dinamika fluida secara numerik (CFD)

*Computational Fluid Dynamics* merupakan suatu ilmu untuk memperbaiki aliran fluida, pemindahan panas, perpindahan massa, reaksi kimia dan fenomena yang berhubungan dengan menyelesaikannya menggunakan persamaan-persamaan matematika secara numerik ( Munawir, 2013 ).

### 2.11 Metode CFD Menggunakan Perangkat Lunak FLUENT

CFD memungkinkan penyelesaian persamaan pembentuk aliran dengan menggunakan suatu perhitungan numerik yang disebut dengan metode volume hingga (*finite volume methods*). Untuk memudahkan perhitungan numerik, telah tersedia banyak perangkat lunak computer. *Software* yang banyak digunakan dalam penelitian adalah ANSYS, CATIA, dan MSC-NASTRAN.

### 2.12 ANSYS



Gambar 2.10 Logo *Ansys*

ANSYS adalah salah satu *Software* yang digunakan untuk menganalisis berbagai macam struktur, aliran fluida, dan perpindahan panas dari beberapa *software* analisis yang lain yaitu Nastran, CATIA, Fluent, dan yang lain. Ada tiga analisis utama yang dibahas dalam ANSYS yaitu analisis struktur, aliran fluida, dan perpindahan panas yang sangat sering dijumpai dalam keilmuteknikan.

ANSYS merupakan sebuah *Software* yang berfungsi untuk menganalisis proyek penelitian dimana ANSYS disini untuk mensimulasikan suatu benda kerja sebelum dapat dieksperimentkan. *Software* ANSYS ini dapat memprediksi secara tepat mengenai benda yang akan diteliti sebelum diesperimentkan (Rybdylova et al. 2018). Prediksi ANSYS dapat dipertanggungjawabkan “*The predictions of the customised version of ANSYS Fluent were compared with the results of experimental measurements performed at the Combustion Research Facility, Sandia National Laboratories, and verified using the results predicted*

*by in-house research code for an n-dodecane droplet heated and evaporated in hot air*". Hal ini juga dipertegas oleh pendapat (Barbero and Shahbazi 2017), yang menyebutkan bahwa "*A description of the element formulation and the post-processing options are provided. Simulation studies are presented which serves to verify the implementation and compare the performance to ANSYS INTER205 cohesive element. The results show that the implemented element performs better in terms of ability to converge to a solution and requires fewer iterations to converge in the incremental Newton-Raphson solution procedure used.*"

Dalam ANSYS terdapat salah sebuah anak program yang sering digunakan dalam pendisainan struktur tiga dimensi, yaitu ANSYS Workbench, anak program inimerupakan salah satu fasilitas dalam *Software* ANSYS. ANSYS Workbench adalah salah satu perangkat lunak berbasis metode elemen hingga yang dipakai untuk menganalisa masalah - masalah rekayasa (*engineering*). ANSYS *Workbench* menyediakan fasilitas untuk berinteraksi antar *solvers* famili ANSYS. ANSYS *Workbench* juga dapat berintegrasi dengan perangkat lunak CAD sehingga memudahkan pengguna dalam membangun model geometri dengan berbagai perangkat lunak CAD. ANSYS *Workbench* berisi beberapa fasilitas, diantaranya:

- a. *Mechanical*, untuk analisa struktur (statik) dan *thermal* (perpindahan panas)
- b. *Fluid Flow*, yang terdiri dari ANSYS CFX dan *Fluent*, untuk analisa CFD (*computational fluid dynamics*).
- c. *Engineering Data*, sebagai database material lengkap dengan propertiesnya.
- d. *Design Modeler*, digunakan untuk membangun geometri model yang akan dianalisa. Juga dapat digunakan untuk memodifikasi hasil gambar dari perangkat lunak CAD.
- e. *Meshing Application*, fasilitas untuk "*meshing*" baik pada CFD maupun *Explicit Dynamics*.
- f. *BladeGen*, untuk membangun geometri *blade*, seperti *fan*, *blower*, sudu turbin dan lain-lain.
- g. Dan lain-lain.

### 2.12.1 FLUENT

FLUENT adalah program komputer yang dikembangkan oleh ANSYS Inc. Untuk memodelkan aliran fluida dan perpindahan panas dengan geometri yang kompleks. FLUENT merupakan salah satu jenis program CFD (*Computational Fluid Dynamics*) yang menggunakan metode diskritisasi volume hingga FLUENT memiliki fleksibilitas *mesh*, sehingga kasus-kasus aliran fluida yang memiliki *mesh* tidak terstruktur akibat geometri benda yang rumit dapat diselesaikan dengan mudah. Selain itu, FLUENT memungkinkan untuk penggenerasian *mesh* lebih halus atau lebih besar dari *mesh* yang sudah ada berdasarkan pemilihan solusi aliran.

Fluent menggunakan teknik *control volume* untuk mengubah persamaan pembentuk aliran menjadi persamaan algebra sehingga dapat diselesaikan secara numeric. Teknik *control volume* ini mengandung pengintegralan setiap persamaan pembentuk aliran pada tiap-tiap kontrol volume, menghasilkan persamaan-persamaan diskrit yang mengkonservasikan tiap jumlah yang ada pada *control volum*.

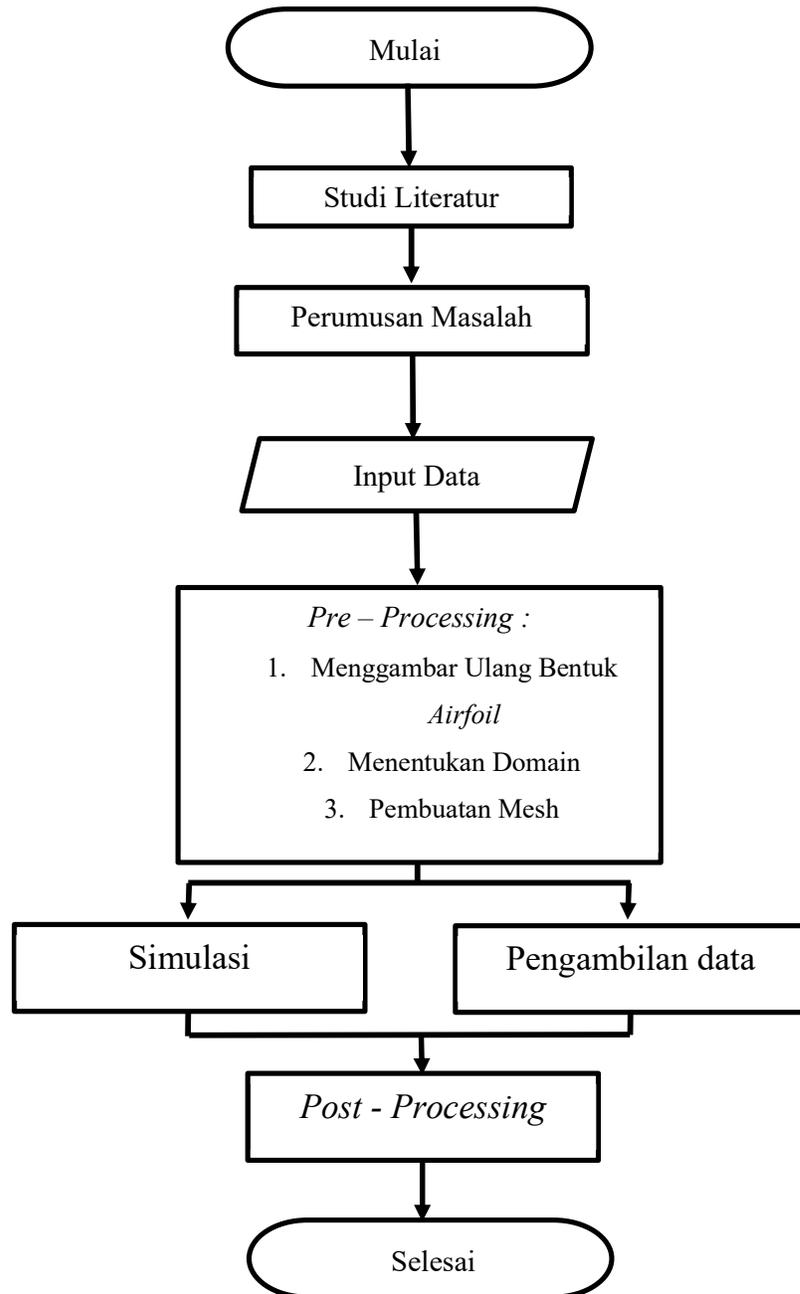
Secara lengkap langkah-langkah FLUENT dalam menyelesaikan suatu simulasi adalah sebagai berikut:

1. Membuat geometri dan mesh pada model
2. Memilih *solver* yang tepat untuk model tersebut (2D atau 3D)
3. Mengimpor mesh model (grid)
4. Melakukan pemeriksaan pada mesh model
5. Memilih formulasi solver
6. Memilih persamaan dasar yang akan dipakai dalam analisa
7. Menentukan sifat material yang akan dipakai
8. Menentukan kondisi batas
9. Mengatur parameter kontrol solusi
10. *Initialize the flow field*
11. Melakukan perhitungan/iterasi

12. Menyimpan hasil iterasi
13. Jika diperlukan, memperhalus grid kemudian melakukan iterasi ulang  
( Munawir , 2013 ).

**BAB III**  
**METODOLOGI PENELITIAN**

**3.1 Diagram Alir**



Gambar 3.1 Diagram Alir

### **3.2 Studi Literatur**

Pelaksanaan skripsi ini diawali dengan melakukan studi literatur. Studi literatur bertujuan untuk meningkatkan pemahaman penulis terhadap topik penelitian yang akan diambil. Studi literatur dilakukan dengan mempelajari pengetahuan pendukung seperti gaya aerodinamik, *wind tunnel*, *Computational Fluid Dynamics* dan lain-lain. Studi literatur dilakukan dengan mengumpulkan beberapa bahan referensi berupa jurnal ilmiah terkait perkembangan penelitian yang telah dilaksanakan sebelumnya.

### **3.3 Perumusan Masalah**

Setelah mendapatkan informasi dari literatur yang didapat, penulis dapat merumuskan masalah yang akan diselesaikan pada penelitian ini. Adapun rumusan masalah yang akan dihadapi oleh penulis adalah tentang cara melakukan penelitian mengenai Koefisien *Drag*, Koefisien *Lift* dengan variasi sudut serang dan kecepatan

### **3.4 Proses *Pre – Processing***

Proses *pre-processing* merupakan proses yang dilakukan sebelum pengujian (simulasi). Proses ini mencakup pembuatan model, penentuan domain dan pembuatan mesh (*meshing*).

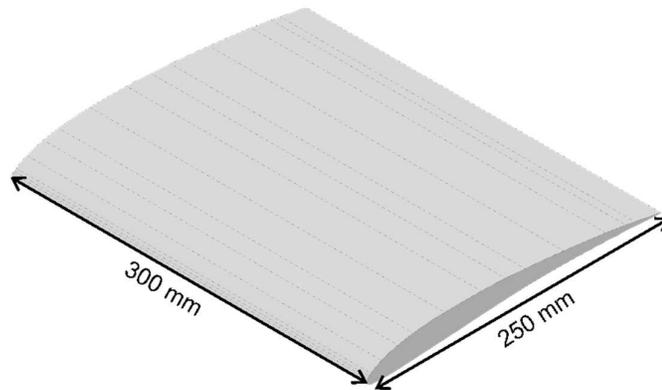
#### **3.4.1 Pembuatan Model**

Pembuatan model *airfoil* dilakukan untuk memberikan efek *extrude/3* dimensi. Pembuatan model *airfoil* dilakukan menggunakan software Autodesk Inventor. Pada software ini juga untuk menentukan sudut serang pada *airfoil* sebelum diimpor ke Ansys Fluent.

a. *Airfoil* BE 50 ( Original )



Gambar 3.2 *Airfoil* BE 50 ( Original )

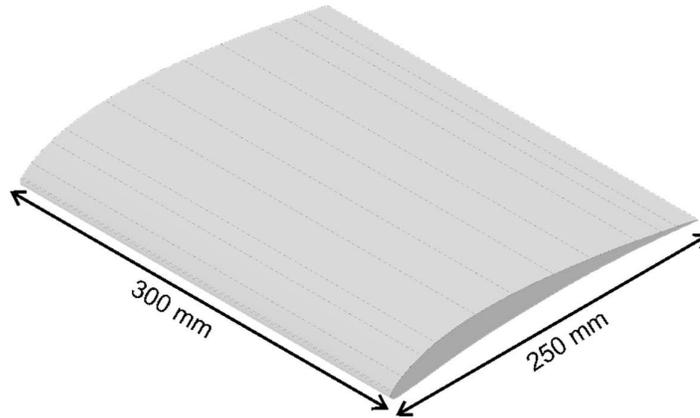


Gambar 3.3 *Airfoil* BE 50 ( Original )

b. *Airfoil* BE 6356 B



Gambar 3.4 *Airfoil* BE 6356 B

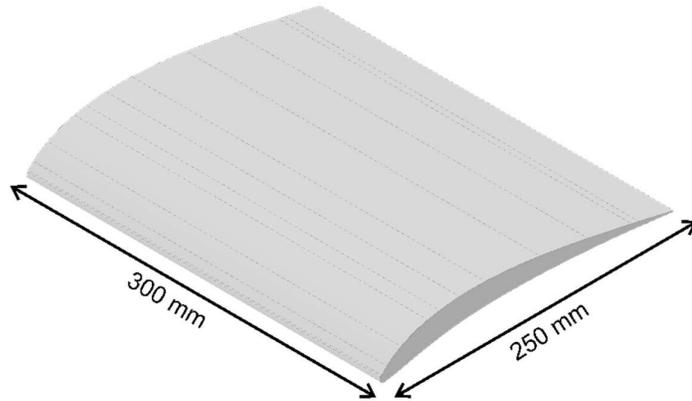


Gambar 3.5 *Airfoil* BE 6356 B

c. *Airfoil* BE 6358 B



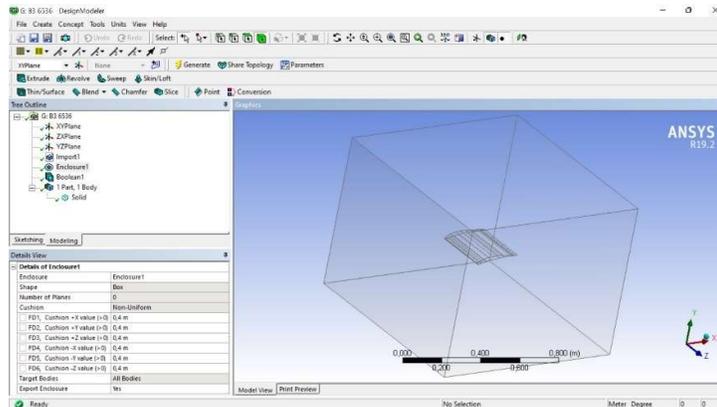
Gambar 3.6 *Airfoil* BE 6358 B



Gambar 3.7 Airfoil BE 6358 B

### 3.4.2 Menentukan Domain

Secara eksperimental, pengujian aerodinamika dilakukan pada suatu terowongan angin (*wind tunnel*). Dalam simulasi CFD, pengujian ini juga merupakan suatu pengujian dalam terowongan angin namun dalam bentuk yang virtual (*virtual wind tunnel*).

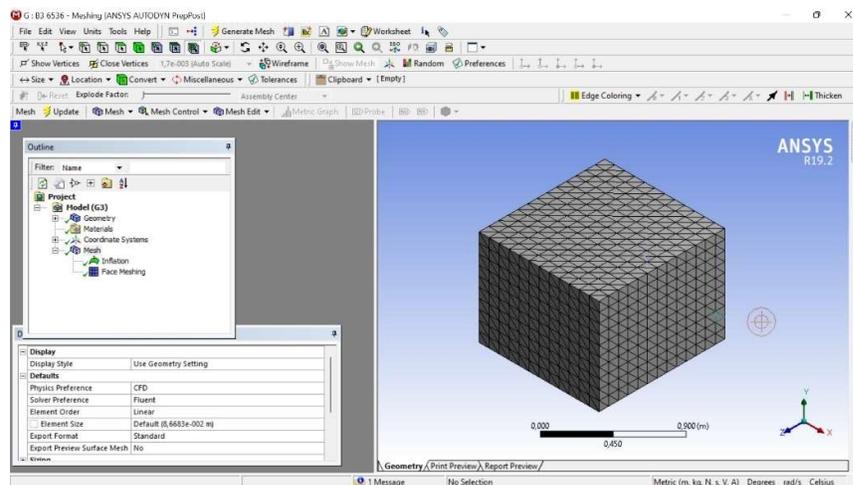


Gambar 3.5 Boundary Condition

Pada umumnya, domain pada simulasi aerodinamika dengan CFD dinyatakan pada panjang objek, dalam hal ini panjang model mobil ( $L$ ). Dalam pengujian ini, dimensi domain juga dinyatakan dalam  $L$ , dimana jarak antara model dengan bidang inlet (*downstream*) adalah  $2L$  dan jarak antara objek dengan bidang outlet adalah  $10L$ . Adapun tinggi dan lebar domain masing - masing  $2L$ .

### 3.4.2 Pembuatan Mesh ( *Grid Generation* )

Unit-unit volume pada simulasi ANSYS di interpretasikan dengan pembentukan mesh atau grid. Ukuran *mesh* yang diterapkan pada model akan memengaruhi ketelitian analisis CFD. Semakin kecil ukuran *mesh* pada model, maka hasil yang didapatkan akan semakin teliti, tetapi membutuhkan daya komputasi dan waktu yang lebih lama dibandingkan dengan *mesh* yang memiliki ukuran lebih besar. Oleh karena itu, besar ukuran *mesh* harus diatur sedemikian rupa (*smooth meshing*) sehingga diperoleh hasil yang teliti dan diusahakan daya komputasi yang dibutuhkan tidak terlalu besar. Dalam penelitian ini dilakukan meshing dengan variasi yang sama.



Gambar 3.6 Bentuk Mesh

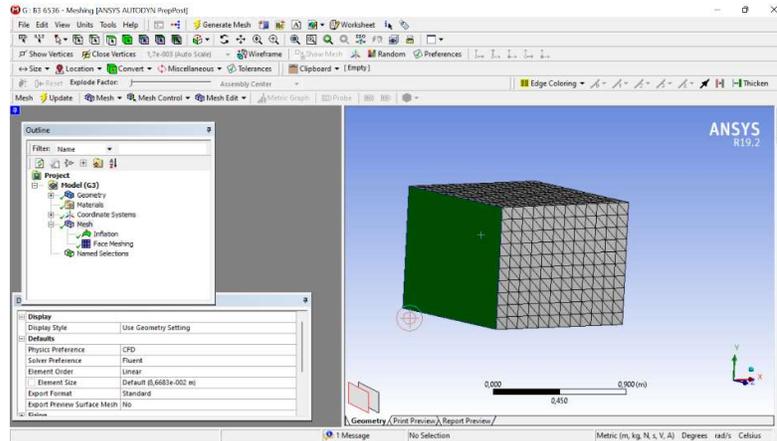
Tambahan informasi terkait *pre – processing* :

1. Model aliran : *Viscous* ( SST k-omega )



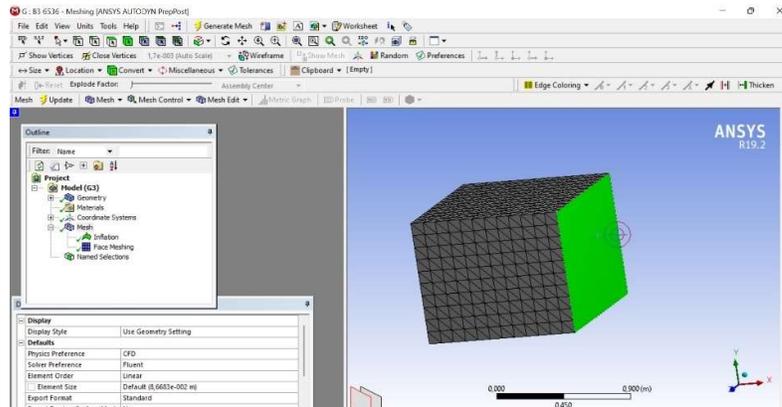
## Boundary Condition

### 1. Inlet



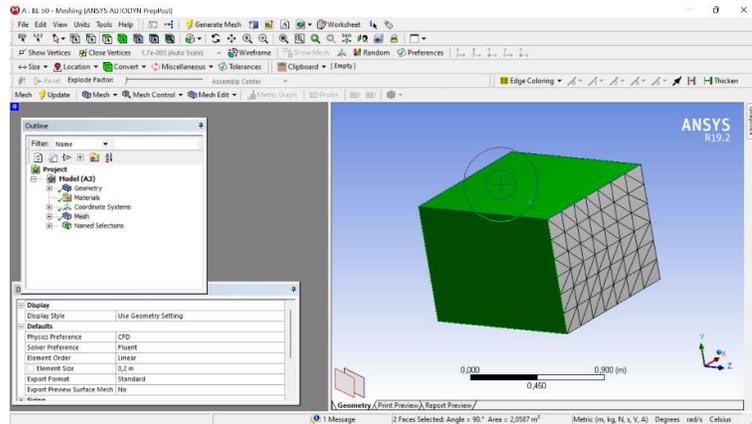
Gambar 3.9 Inlet

### 2. Outlet



Gambar 3.10 Outlet

### 3. Wall ( Dinding kanan, kiri, atas, dan bawah )



Gambar 3.11 Wall

4. Solution Methods :

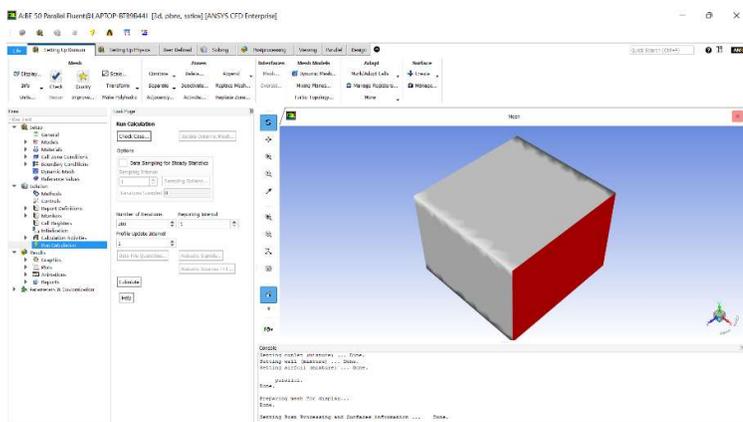
- *Scheme* : Coupled

5. Residual and Iterations

- Residual :
  - a. *Continuity*
  - b. *x – velocity*
  - c. *y – velocity*
  - d. *z – velocity*
  - e. *k ( temperature )*
  - f. *omega*

- *Iterations*

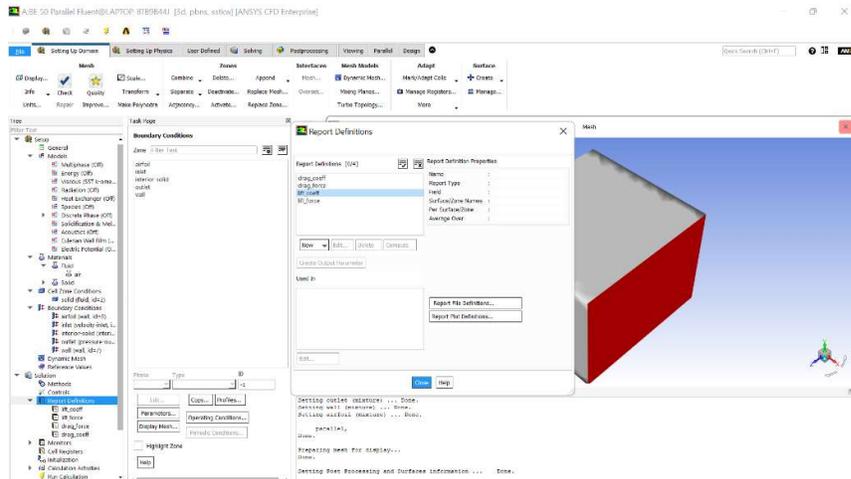
*Number Of Iteration : 200*



Gambar 3.12 Number of Iteration

Untuk *post-processing* meliputi :

1. *Force drag*
2. *Coefficient drag*
3. *Force Lift*
4. *Coefficient Lift*



Gambar 3.13 *Post - Processing*

### 3.5 Simulasi dan Pengambilan Data

Simulasi dilakukan dengan menggunakan terowongan Fluida atau *Windtunnel*. Objek diletakkan pada terowongan Fluida ( *Windtunnel* ), terlebih dahulu diatur mengenai jarak antara fluida masuk, dinding ( *wall* ), dan jarak belakang objek. Meshing pada *Airfoil* yang akan dilakukan eksperimen. Simulasi berjalan dan mulai mengambil data.

Simulasi ini dilakukan menggunakan perangkat lunak *Computational Fluida Dynamics* ( *CFD* ). Desain *airfoil* diambil berdasarkan koordinat  $x - y$  pada software Devwing, dan dibuat terlebih dahulu menggunakan perangkat lunak Autodesk Inventor. Setelah desain dibuat, dapat di - *import* pada perangkat lunak Ansys Fluent. Parameter dipastikan sama dengan yang ada pada kondisi batasan dari tekanan, kecepatan angin, ukuran *area section*.

### **3.6 Analisis**

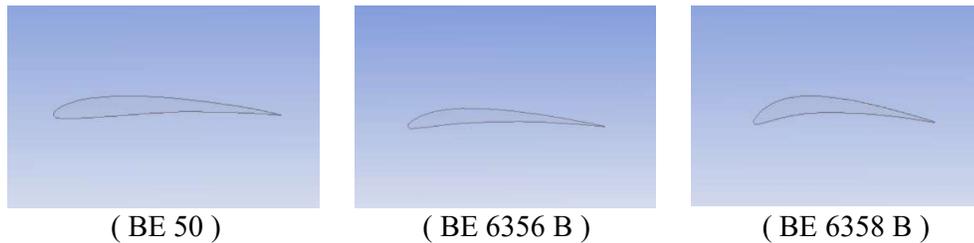
Data yang didapat dari hasil eksperimen, yaitu gaya angkat dan gaya hambat kemudian diolah hingga mendapat koefisien hambat ( *drag* ) dan koefisien angkat ( *Lift* ) menggunakan rumus pada bab sebelumnya. Setelah mendapatkan Koefisien angkat dan koefisien hambat, kemudian dibandingkan dan dapat diketahui selisihnya.

**BAB IV**  
**HASIL DAN ANALISIS**

**4.1 Hasil Data Simulasi *Airfoil***

**4.1.1 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang 0°**

Didapat hasil dari simulasi *Airfoil* dengan sudut serang 0° dan kecepatan aliran fluida 3, 5, 7 m/s pada 3 jenis *airfoil* sebagai berikut :



Gambar 4.1 *Airfoil* dengan Sudut Serang 0°

Tabel 4.1 Kecepatan 3 m/s

	Cl	Fl ( N )	CD	Fd ( N )
BE 50 Ori	0,10745467	0,065815985	0,021038443	0,012886046
BE 6536	0,12877244	0,07887312	0,031547934	0,019323109
B3 6538	0,15222503	0,093237832	0,043734796	0,026787562

Tabel 4.2 Kecepatan 5 m/s

	Cl	Fl ( N )	Cd	Fd ( N )
BE 50 Ori	0,30312794	0,18566586	0,053517491	0,032779463
BE 6536	0,36356348	0,22268264	0,083621651	0,051218264
B3 6538	0,42830709	0,2623381	0,071902126	0,11739122

Tabel 4.3 Kecepatan 7 m/s

	Cl	Fl ( N )	Cd	Fd ( N )
BE 50 Ori	0,59838885	0,36651316	0,099489465	0,0609373
BE 6536	0,70732152	0,43323445	0,15938708	0,097624585
B3 6538	0,82555377	0,50565171	0,22448374	0,13749629

Keterangan :

Cl = *Coefficient Lift*

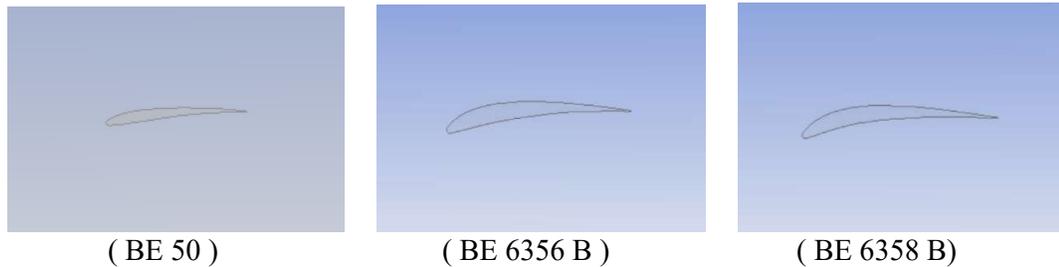
Cd = *Coefficient Drag*

Fl = *Force Lift* ( N )

Fd = *Force Drag* ( N )

#### 4.1.2 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang $-5^\circ$

Didapat hasil dari simulasi *Airfoil* dengan sudut serang  $-5^\circ$  dan kecepatan aliran fluida 3, 5, 7 m/s pada 3 jenis *airfoil* sebagai berikut :



Gambar 4.2 *Airfoil* dengan Sudut  $-5^\circ$

Tabel 4.4 Kecepatan 3 m/s

	Cl	Fl ( N )	CD	FD
BE 50 Ori	-0,020868244	-0,0127818	0,026630236	0,01631102
BE 6536	-0,0097090853	-0,015851568	0,041960664	0,25700908
B3 6538	0,025364511	0,015535763	0,052351128	0,032065067

Tabel 4.5 Kecepatan 5 m/s

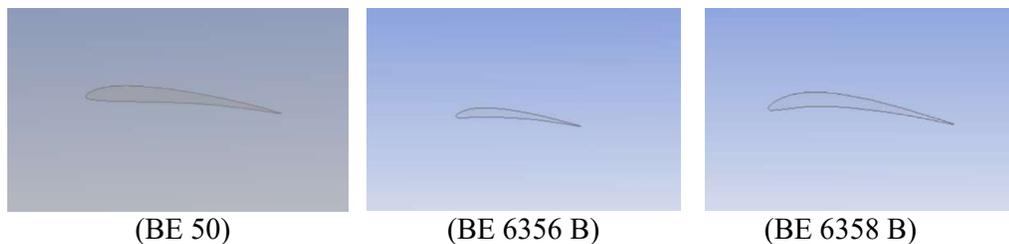
	Cl	Fl ( N )	CD	FD ( N )
BE 50 Ori	-0,046721268	-0,028616777	0,063927911	0,039155848
BE 6536	-0,016396694	-0,010042976	0,11126378	0,068149067
B3 6538	0,087316491	0,053481352	0,14158027	0,086717919

Tabel 4.6 Kecepatan 7 m/s

	Cl	Fl ( N )	CD	Fd ( N )
BE 50 Ori	-0,079427145	-0,048649129	0,11448628	0,070122853
BE 6536	-0,0014247817	-0,00087267882	0,21163242	0,12962486
B3 6538	0,17258945	0,10571104	0,27120629	0,16611385

#### 4.1.3 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang $5^\circ$

Didapat hasil dari simulasi *Airfoil* dengan sudut serang  $5^\circ$  dan kecepatan aliran fluida 3, 5, 7 m/s pada 3 jenis *airfoil* sebagai berikut :



Gambar 4.3 *Airfoil* dengan sudut  $5^\circ$

Tabel 4.7 Kecepatan 3 m/s

	Cl	Fl	CD	FD
BE 50 Ori	0,23695809	0,14513683	0,036281668	0,022222523
BE 6536	0,27472967	0,16827193	0,045001786	0,027563594
B3 6538	0,30117515	0,18446977	0,056680184	0,034716614

Tabel 4.8 Kecepatan 5 m/s

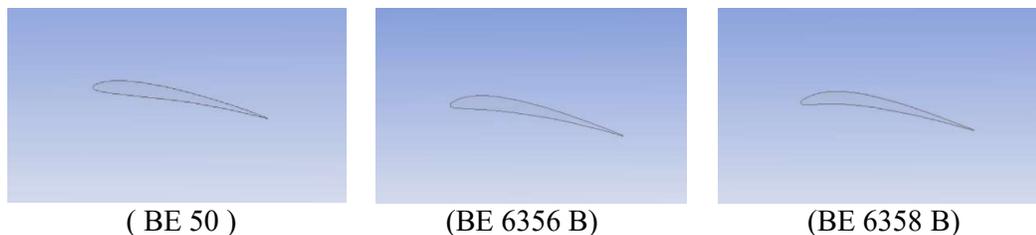
	Cl	Fl	CD	FD
BE 50 Ori	0,66627932	0,40809608	0,096116871	0,058871582
BE 6536	0,7732448	0,47361246	0,12078303	0,073979609
B3 6538	0,84154242	0,51544476	0,15230425	0,09328635

Tabel 4.9 Kecepatan 7 m/s

	Cl	Fl	CD	FD
BE 50 Ori	1,31166529	0,80644989	0,11256131	0,18377356
BE 6536	1,523392	0,93307757	0,23132153	0,14168444
B3 6538	1,648227	1,009539	0,29226449	0,179012

#### 4.1.3 Data Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang 10°

Didapat hasil dari simulasi *Airfoil* dengan sudut serang 10° dan kecepatan aliran fluida 3, 5, 7 m/s pada 3 jenis *airfoil* sebagai berikut :

Gambar 4.4 *Airfoil* dengan sudut 10°

Tabel 4.10 Kecepatan 3 m/s

	Cl	Fl	CD	FD
BE 50 Ori	0,3789027	0,23207791	0,066362388	0,040646963
BE 6536	0,42153913	0,25819272	0,077714272	0,047599994
B3 6538	0,45873213	0,28097343	0,092500024	0,056656264

Tabel 4.11 Kecepatan 5 m/s

	Cl	Fl	CD	FD
BE 50 Ori	1,0665175	0,65324199	0,18075842	0,11071453
BE 6536	1,1802057	0,72287601	0,2111751	0,12934475
B3 6538	1,288873	0,78943473	0,15515436	0,25331324

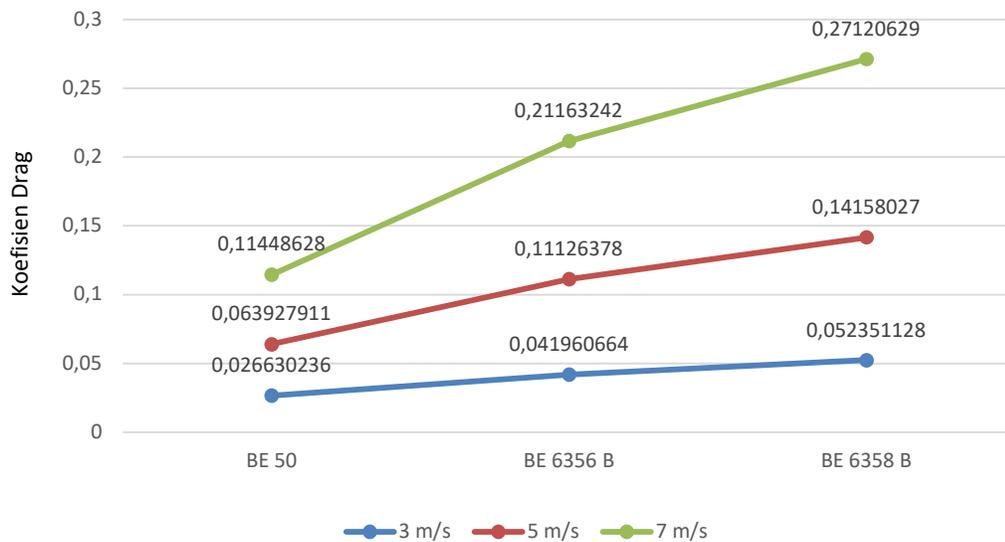
Tabel 4.12 Kecepatan 7 m/s

	CI	FI	CD	FD
BE 50 Ori	2,0999773	1,286236	0,34920591	0,21388863
BE 6536	2,3217292	1,4220592	0,40880144	0,25039089
B3 6538	2,5404944	1,5560529	0,49272206	0,30179226

## 4.2 Grafik Simulasi Data Hasil Simulasi

### 4.2.1 Grafik Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $-5^\circ$

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :



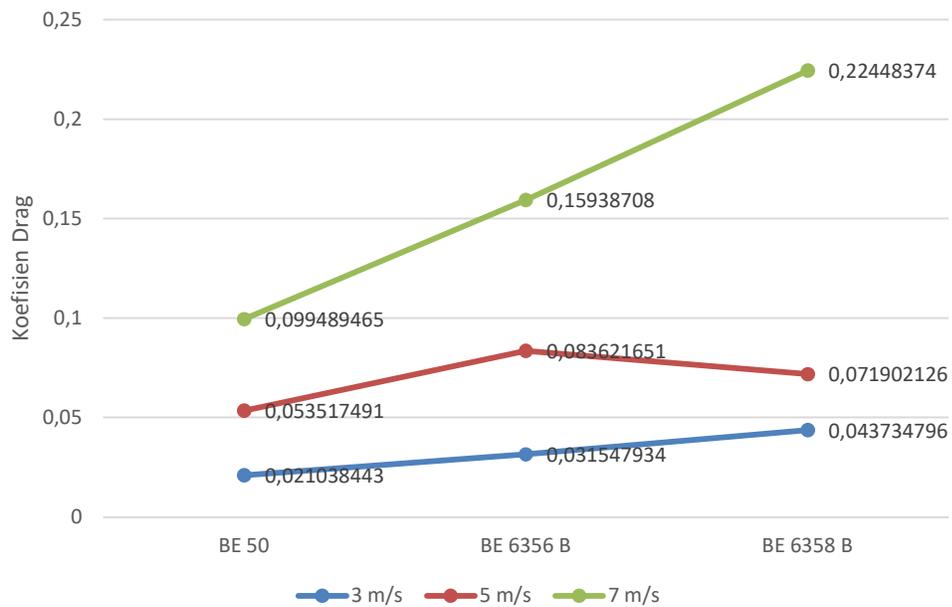
Grafik 4.1 Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang  $-5^\circ$

Pada grafik 4.1 didapat hasil bahwa kenaikan koefisien *drag* terbesar pada kecepatan aliran udara 3 m/s adalah *airfoil* BE 6356 B sebesar 35%, dan kenaikan koefisien *drag* terkecil pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 19%. Dan untuk kecepatan aliran udara 5 m/s adalah *airfoil* BE 6356 B sebesar 42%, kenaikan koefisien *drag* paling rendah pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 21% . Sedangkan untuk kecepatan 7

m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 46%, dan kenaikan koefisien *drag* terkecil pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 21%.

#### 4.2.2 Grafik Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 0°

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :

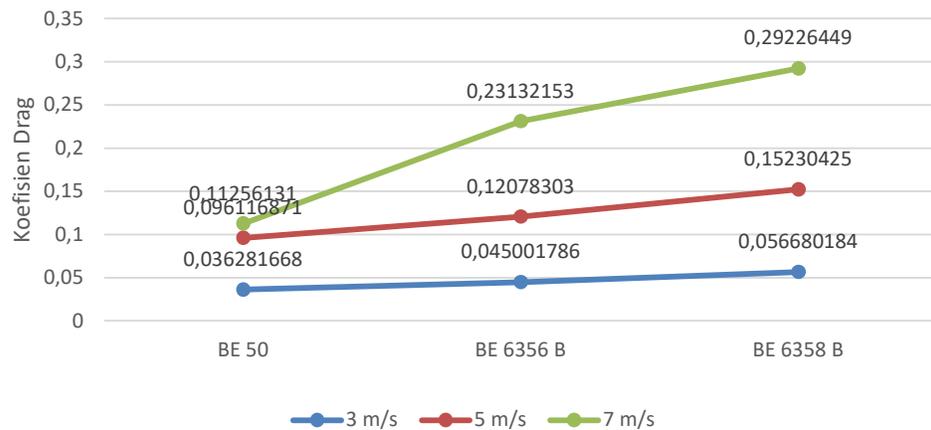


Grafik 4.2 Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 0°

Pada Grafik 4.2 didapat hasil dari perbandingan koefisien *drag* terhadap kecepatan aliran fluida 3 m/s, 5 m/s, 7 m/s dengan sudut serang 0°. Pada kecepatan aliran fluida 3 m/s didapat hasil kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 27%. Dan pada kecepatan aliran fluida 5 m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 36%, dan mengalami penurunan koefisien *drag* pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 13%. Sedangkan pada kecepatan aliran fluida 7 m/s kenaikan koefisien *drag* tertinggi pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 37%, dan kenaikan terendah pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 29%.

#### 4.2.3 Grafik Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 5°

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :

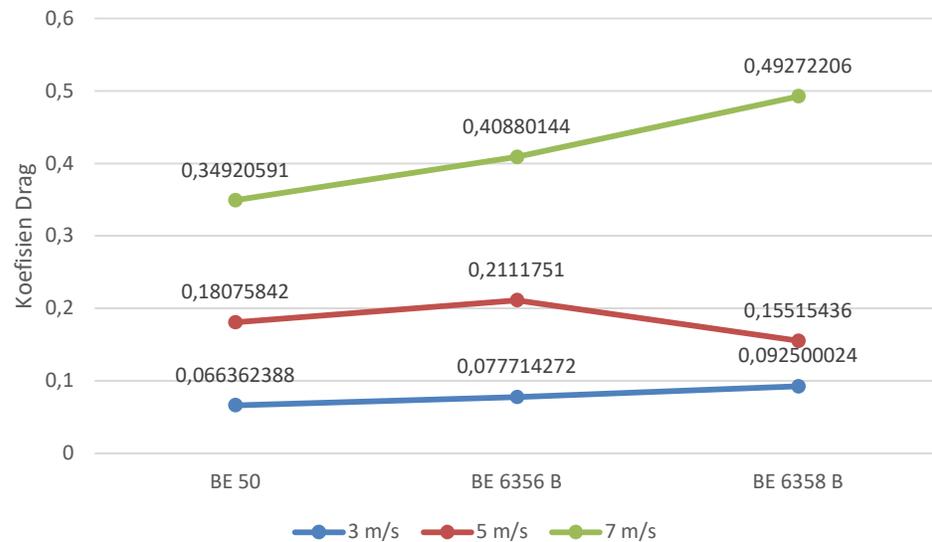


Grafik 4.3 Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 5°

Pada Grafik 4.3 didapat hasil simulasi perbandingan koefisien *drag* terhadap kecepatan aliran fluida 3 m/s, 5 m/s, 7 m/s dengan sudut serang sebesar 5°. Didapat hasil pada kecepatan aliran fluida 3 m/s, kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 20%, dan kenaikan koefisien *drag* terendah pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 19%. Dan untuk kecepatan aliran fluida 5 m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 20%, untuk kenaikan koefisien *drag* terendah pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 19%. Sedangkan pada kecepatan aliran fluida 7 m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 51%, dan untuk kenaikan koefisien *drag* terendah pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 20%.

#### 4.2.4 Grafik Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $10^\circ$

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :

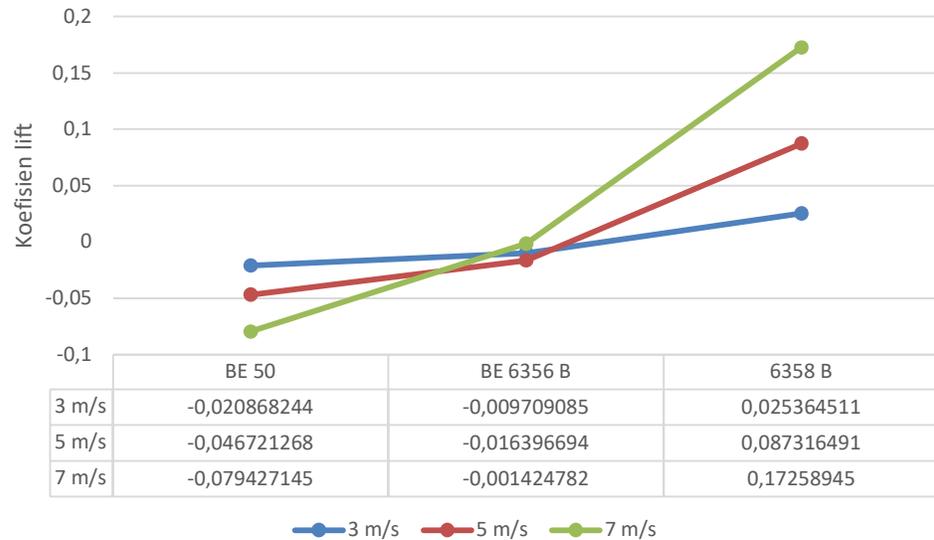


Grafik 4.4 Pengaruh Koefisien *Drag* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang  $10^\circ$

Pada Grafik 4.4 didapat hasil dari perbandingan koefisien *drag* terhadap kecepatan aliran fluida 3, 5, 7 m/s dengan sudut serang  $10^\circ$ . Didapat hasil pada kecepatan aliran fluida 3 m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 16%, dan untuk kenaikan koefisien *drag* terkecil pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 14%. Pada kecepatan aliran fluida 5 m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 14% dan mengalami penurunan pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 26%. Sedangkan pada kecepatan aliran fluida 7 m/s kenaikan koefisien *drag* terbesar pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 17%, dan untuk kenaikan terkecil pada *airfoil* BE 6356 B sebesar 14%.

#### 4.2.5 Grafik Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $-5^\circ$

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :

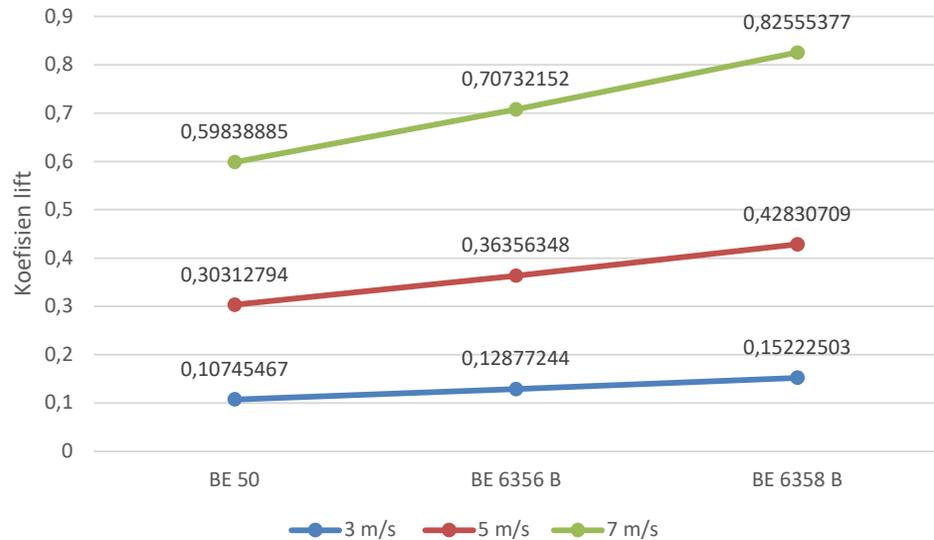


Grafik 4.5 Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang  $-5^\circ$

Pada Grafik 4.5, didapat hasil dari perbandingan koefisien *lift* terhadap kecepatan aliran fluida dengan sudut serang  $-5^\circ$ . Pada kecepatan 3 m/s koefisien *lift* paling tinggi didapat pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,02536511 dengan selisih kenaikan sebesar 61% dan yang paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar -0,020868244 dan selisih sebesar 53%. Pada kecepatan aliran fluida 5 m/s koefisien *lift* paling tinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,087316491 dan selisih kenaikan sebesar 81%, dan untuk koefisien *lift* paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar -0,046721268 dan untuk selisihnya sebesar 64%. Sedangkan untuk kecepatan aliran fluida 7 m/s koefisien *lift* tertinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,17258945 dan untuk selisih nilainya sebesar 99%, dan untuk koefisien *lift* yang terendah pada *airfoil* BE 50 sebesar -0,079427145 untuk selisihnya sebesar 88%.

#### 4.2.6 Grafik Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 0°

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :

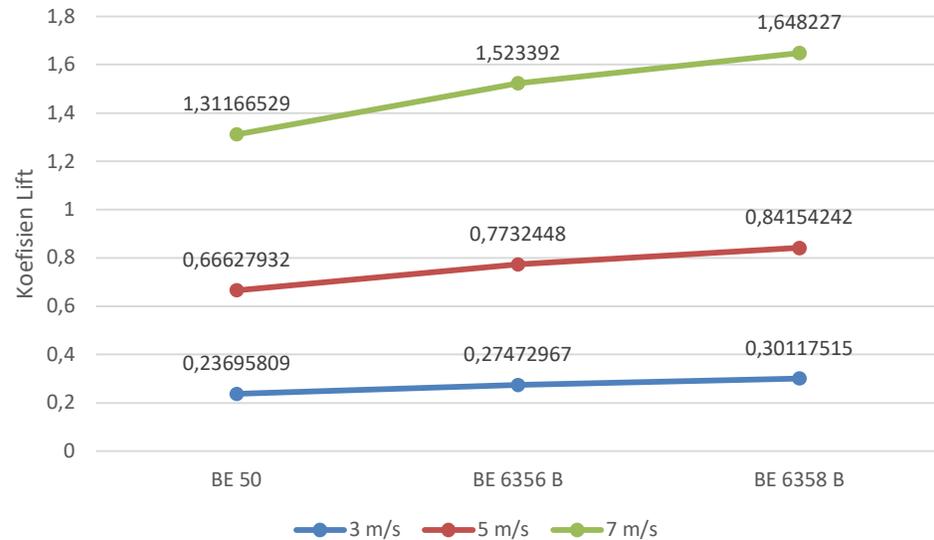


Grafik 4.6 Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 0°

Pada Grafik 4.6, didapat hasil dari perbandingan koefisien *lift* terhadap kecepatan aliran fluida dengan sudut serang 0°. Pada kecepatan 3 m/s koefisien *lift* paling tinggi didapat pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,15222503 dengan selisih kenaikan sebesar 15% dan yang paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 0,10745467 dan selisih sebesar 16%. Pada kecepatan aliran fluida 5 m/s koefisien *lift* paling tinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,42830709 dan selisih kenaikan sebesar 15%, dan untuk koefisien *lift* paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 0,30312794 dan untuk selisihnya sebesar 16%. Sedangkan untuk kecepatan aliran fluida 7 m/s koefisien *lift* tertinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,82555377 dan untuk selisih nilainya sebesar 14%, dan untuk koefisien *lift* yang terendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 0,59838885 untuk selisihnya sebesar 15%.

#### 4.2.7 Grafik Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 5°

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :

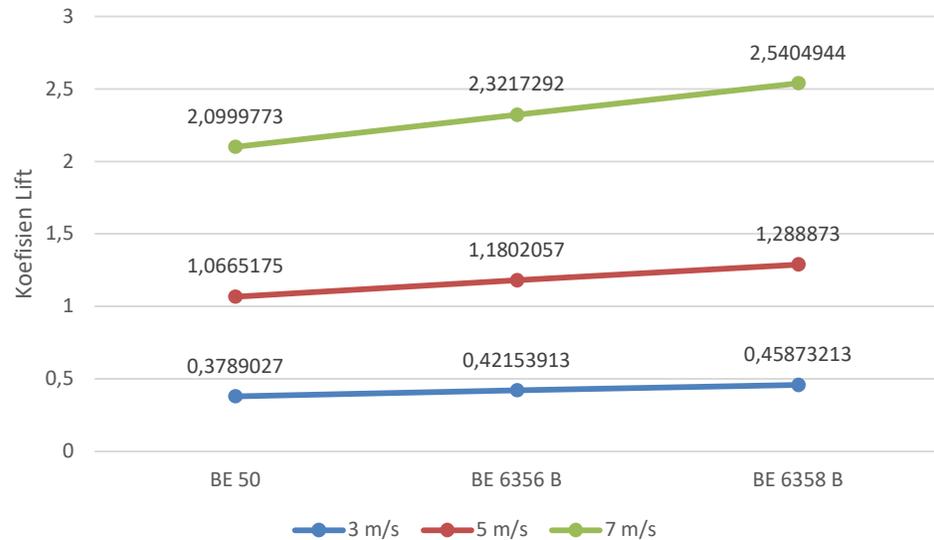


Grafik 4.7 Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang 5°

Pada Grafik 4.7, didapat hasil dari perbandingan koefisien *lift* terhadap kecepatan aliran fluida dengan sudut serang 5°. Pada kecepatan 3 m/s koefisien *lift* paling tinggi didapat pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,30117515 dengan selisih kenaikan sebesar 8% dan yang paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 0,23695809 dan selisih sebesar 14 %. Pada kecepatan aliran fluida 5 m/s koefisien *lift* paling tinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,84154242 dan selisih kenaikan sebesar 8%, dan untuk koefisien *lift* paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 0,66627932 dan untuk selisihnya sebesar 14%. Sedangkan untuk kecepatan aliran fluida 7 m/s koefisien *lift* tertinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 1,648227 dan untuk selisih nilainya sebesar 7%, dan untuk koefisien *lift* yang terendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 1,31166529 untuk selisihnya sebesar 14%.

#### 4.2.8 Grafik Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang $10^\circ$

Setelah mendapatkan data – data hasil simulasi, maka didapatkan grafik hasil simulasi dibawah ini :



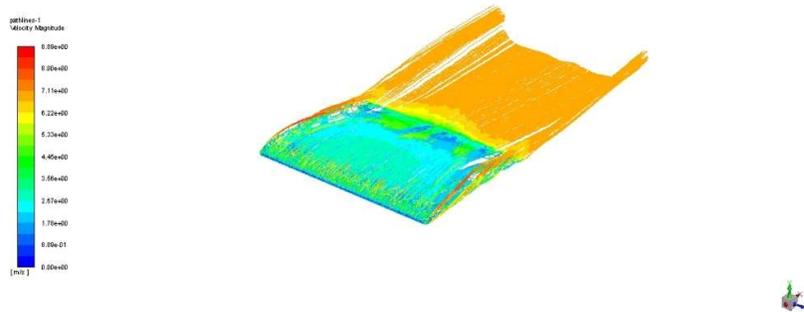
Grafik 4.8 Pengaruh Koefisien *Lift* Terhadap Kecepatan dan Sudut Serang  $10^\circ$

Pada Grafik 4.8, didapat hasil dari perbandingan koefisien *lift* terhadap kecepatan aliran fluida dengan sudut serang  $10^\circ$ . Pada kecepatan 3 m/s koefisien *lift* paling tinggi didapat pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 0,45873213 dengan selisih kenaikan sebesar 8% dan yang paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 0,3789027 dan selisih sebesar 10%. Pada kecepatan aliran fluida 5 m/s koefisien *lift* paling tinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 1,288873 dan selisih kenaikan sebesar 8%, dan untuk koefisien *lift* paling rendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 1,0665175 dan untuk selisihnya sebesar 9%. Sedangkan untuk kecepatan aliran fluida 7 m/s koefisien *lift* tertinggi pada *airfoil* BE 6358 B sebesar 2,5404944 dan untuk selisih nilainya sebesar 8%, dan untuk koefisien *lift* yang terendah pada *airfoil* BE 50 sebesar 2,0999773 untuk selisihnya sebesar 9%.

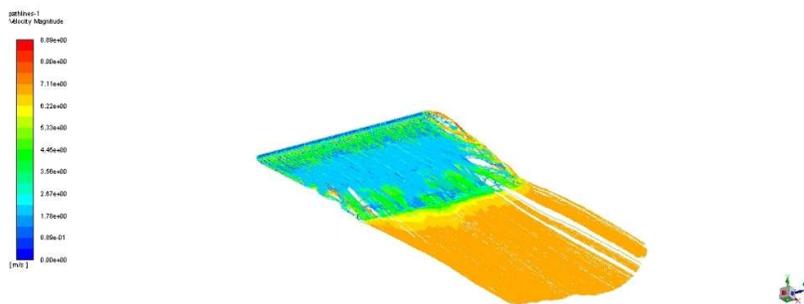
P

## 2.3 Data Hasil Simulasi ( *Pathline* )

### 2.3.1 *Pathline* pada *airfoil* BE 50 ( Original )



Gambar 4.4 Tampak isometrik atas pada *airfoil* BE 50 ( Original )

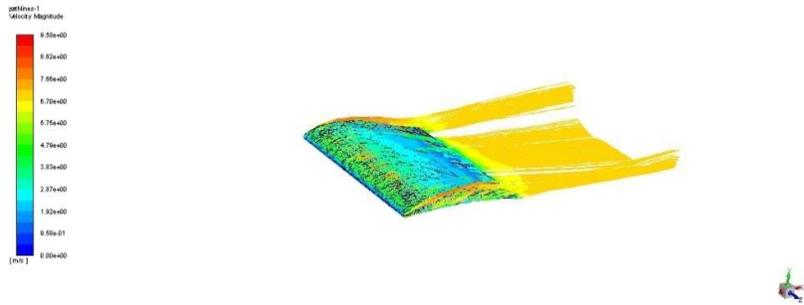


Gambar 4.5 Tampak isometrik bawah pada *airfoil* BE 50 ( Original )

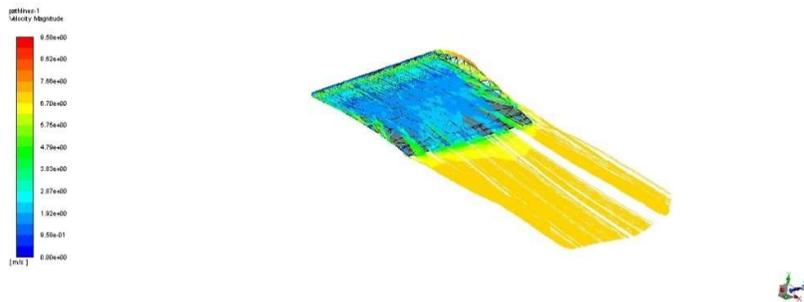
Pada gambar 4.4 terlihat bahwa pada bidang atas *airfoil* memiliki kecepatan aliran berwarna biru yang artinya tekanan pada warna biru rendah dan warna biru adalah kecepatan yang rendah. Warna hijau pada bidang atas *airfoil* menandakan adanya aliran yang memiliki kecepatan sedang dan juga tekanan yang sedang.

Pada gambar 4.5 bagian bawah *airfoil* rata – rata memiliki kecepatan yang rendah, yang lebih rendah dari bidang atas. Semakin kecil kecepatan aliran fluida pada bidang bawah *airfoil* maka akan semakin kecil pula untuk gaya angkat yang didapat.

### 2.3.2 Pathline pada *airfoil* BE 6356 B



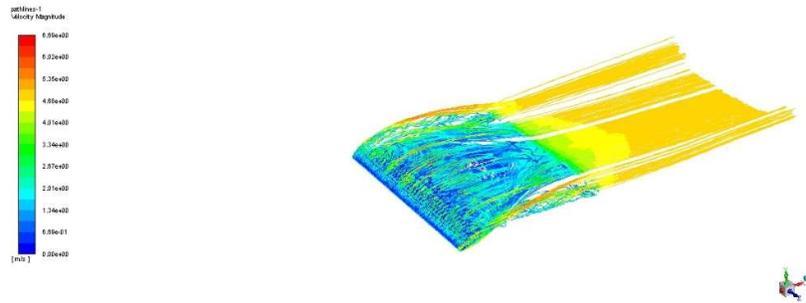
Gambar 4.6 Tampak Isometrik atas *airfoil* BE 6356 B



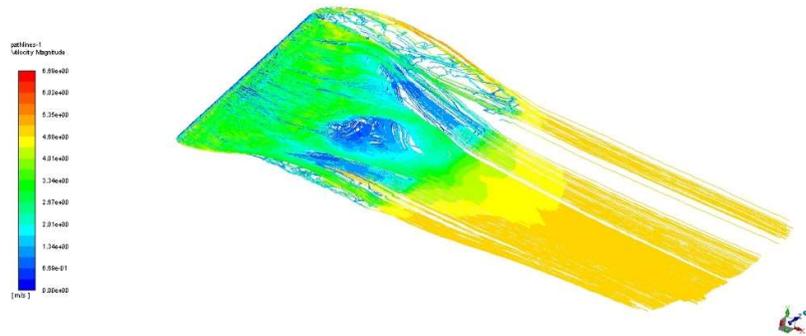
Gambar 4.7 Tampak Isometrik bawah *airfoil* BE 6358 B

Pada gambar 4.6 bagian atas adanya sedikit warna merah menandakan adanya kecepatan tinggi yang mengakibatkan tekanan pada *drag* ikut tinggi, sehingga mengakibatkan tingginya pada gaya *drag*. Selain itu pada gambar 4.7 pada area bawah *airfoil* terlihat bahwa warna biru yang dominan, dimana pada area tersebut memiliki kecepatan aliran fluida yang rendah dan tekanan yang rendah.

### 2.3.3 Pathline pada Airfoil BE 6358 B



Gambar 4.8 Tampak Isometrik atas pada *airfoil* BE 6358 B



Gambar 4.9 Tampak Isometrik bawah pada *airfoil* BE 6358 B

Pada gambar 4.8 area atas *airfoil* mendominasi warna biru dibagian depan dan belakang, kondisi seperti ini yang membuat gaya *drag* yang rendah sehingga tekanan pada area atas juga rendah. Dan pada gambar 4.9 area bawah hamper dipenuhi dengan warna hijau yang menandakan adanya kecepatan sedang di area bawah, area bawah dengan kecepatan hijau – merah sangat menguntungkan untuk meningkat kan gaya *lift* pada *airfoil*.

## **BAB V**

### **KESIMPULAN DAN SARAN**

#### **5.1 Kesimpulan**

1. Dari hasil yang didapat bahwa dari 3 jenis *airfoil* yaitu BE 50 (original), BE 6356 B, BE 6358 B memiliki nilai urutan kenaikan yang hampir sama untuk koefisien *drag* dan koefisien *lift* di kecepatan aliran fluida dan sudut serang yang sudah diberikan. Hasil menunjukkan bahwa *airfoil* BE 6358 B mendapatkan nilai koefisien *drag* dan koefisien *lift* paling tinggi karena memiliki nilai *chamber* yang tinggi.
2. Dari hasil penelitian sudut serang pada penerapan *airfoil* sangatlah berpengaruh pada hasil nilai koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Semakin tinggi sudut serang pada penerapan posisinya maka akan semakin besar pula untuk koefisien *drag* dan koefisien *lift*nya.

#### **5.2 Saran**

1. Dalam melakukan simulasi menggunakan ANSYS FLUENT diharuskan dengan perangkat keras ( *hardware* ) yang mumpuni supaya cepat dalam proses perhitungan dan simulasi.
2. Simulasi dengan variable pressure, turbulensi perlu dilakukan supaya mendapat tingkat keakuratan yang lebih baik.

## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Asmoro, Bagus. 2019. “ Analisa Pengaruh Variasi Sudut dan Luas Penampang *Winglet* terhadap Sayap NACA *Airfoil* 2412 Pada Pengujian *Low Subsonic Wind Tunnel*”. Akademi Angkatan Udara, Yogyakarta, Indonesia.
- [2] Dharmawan P.D, Nusantara A.F.P, Mufarida N.A. 2021. “ Analisis Perbandingan *Angle of Attack* pada *Airfoil* Modifikasi dan NACA 0018 Menggunakan Pendekatan Komputasional ( CFD ) “ Jurnal Kajian Ilmiah dan Teknologi Teknik Mesin. Universitas Muhammadiyah Jember.
- [3] Embang Jakataru David. 2016. “ Analisis 2D *Airfoil* NACA 4412 Menggunakan *Computational Fluids Dynamic* Pada Variasi Bilangan Mach Dan Sudut Serang “ dalam Skripsi. Universitas Sanata Dharma, Yogyakarta.
- [4] Hariyadi Setyo, Arianti Nadira W. 2020. “ Analisis Pengaruh Penambahan Rectangular Riblets Dan V-Groove Riblets Terhadap Performa Aerodinamik *Airfoil* NACA 2412 “ Jurnal Penelitian Politeknik Penerbangan Surabaya. Politeknik Penerbangan Surabaya.
- [5] Hartanto, Tri. 2015. “ Analisa Aerodinamika *Flap* dan *Slat* Pada *Airfoil* NACA 2410 Terhadap Koefisien *Lift* dan Koefisien *Drag* Dengan Metode Computational Fluid Dynamic” dalam Skripsi. Universitas Muhammadiyah Surakarta.
- [6] Hidayat, M. Fajri. 2014. “ Analisa Aerodinamika *Aifoil* NACA 0012 Dengan *Ansys Fluent* “. Universitas 17 Agustus 1945, Jakarta.
- [7] Nugroho, Edy. 2015. “ Studi *CFD* Aliran Udara Disekeliling Wing NACA0015 Yang Dilengkapi *Split Flap* “ Naskah Publikasi. Universitas Muhammadiyah Surakarta.
- [8] Romadhon A, Herdiana Dana. 2017. “ Analisis CFD Karakteristik Aerodinamika Pada Sayap Pesawat LSU-05 Dengan Penambahan Vortex Generator “ Jurnal Teknologi Dirgantara. Universitas Nurtanio Bandung.

- [9] Sari M, Jatisukamto G, Putranto G. D. 2017. “ Analisis Pengaruh Vane Terhadap Karakteristik *Double Slotted Flap* Pesawat N2XX Dengan Metode Simulasi Computational Fluid Dynamic “ Jurnal ROTOR. Universitas Jember.
- [10] Sarwan. 2021. “ Analisis Pengaruh Perubahan Rasio *Airfoil* NACA 23012 Terhadap Performa Aerodinamika Pesawat *Ultralight* “ dalam Skripsi. Universitas Hasanudin, Gowa.
- [11] Siregar, Munawir. 2013. “ Analisis Koefisien *Drag* pada Mobil Hemat Energi “ Mesin USU” dengan Menggunakan Perangkat Lunak CFD “ dalam Skripsi. Universitas Sumatra Utara, Medan.

# LAMPIRAN

