

# **TUGAS AKHIR**

## **ANALISA NUMERIK PROFIL ALIRAN UDARA PADA VORTEX GENERATOR**

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

**Disusun Oleh:**

**ABDULLAH AFIF AL KARIM**  
**1407230190**



**UMSU**

Unggul | Cerdas | Terpercaya

**PROGRAM STUDI TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA  
MEDAN  
2019**

## HALAMAN PENGESAHAN

Tugas Akhir ini diajukan oleh:

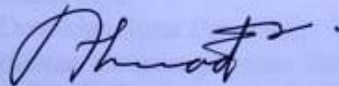
Nama : Abdullah Afif Al Karim  
NPM : 1407230190  
Program Studi : Teknik Mesin  
Judul Skripsi : Analisa Numerik Profil Aliran Udara Pada Vortex Generator  
Bidang ilmu : Konversi Energi

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

Medan, 11 Maret 2019

Mengetahui dan menyetujui:

Dosen Penguji I



Ahmad Marabdi Siregar, S.T., M.T

Dosen Penguji II



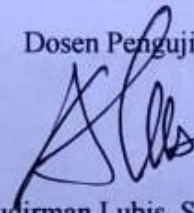
Chandra A Siregar, S.T., M.T

Dosen Penguji III



Khairul Umurani, S.T., M.T

Dosen Penguji IV



Sudirman Lubis, S.T., M.T



Program Studi Teknik Mesin  
Ketua,

Affandi, S.T., M.T

## SURAT PERNYATAAN KEASLIAN TUGAS AKHIR

Saya yang bertanda tangan di bawah ini:

Nama Lengkap : Abdullah Afif Al Karim  
Tempat /Tanggal Lahir : Binjai /1 Januari 1996  
NPM : 1407230190  
Fakultas : Teknik  
Program Studi : Teknik Mesin

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

**“Analisa Numerik Profil Aliran Udara Pada *Vortex Generator*”,**

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, 11 Maret 2019



Saya yang menyatakan,

Abdullah Afif Al Karim

## ABSTRAK

Perkembangan teknologi saat ini tumbuh semakin pesat. Perkembangan tersebut mendorong manusia untuk menciptakan teknologi yang lebih efisien pada bidang mekanika fluida salah satunya adalah *vortex generator*. *Vortex generator* merupakan salah satu turbulen generator yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*, Studi numerik profil aliran udara pada *vortex generator* ini dilakukan untuk menganalisa karakteristik aliran udara yang melewati *airfoil* dengan penambahan *vortex generator* dan *airfoil* tanpa *vortex generator* sebagai perbandingannya. Metode penelitian numerik dilakukan dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD) dengan menggunakan aplikasi *Solidworks*. Jenis *airfoil* yang digunakan pada penelitian ini adalah tipe NACA-0015 dan *vortex generator* jenis *rectangular winglet* dengan kecepatan udara 80 m/s dan dengan beberapa variasi sudut serang. Dari hasil simulasi terlihat bahwa karakteristik aliran udara pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* lebih stabil bila dibandingkan dengan *airfoil* tanpa *vortex generator* dan terlihat bahwa perbedaan koefisien *drag* *airfoil* dengan *vortex generator* 18% lebih rendah bila dibandingkan dengan nilai koefisien *drag* *airfoil* yang tidak menggunakan *vortex generator* pada sudut serang  $10^\circ$ .

Kata kunci: *Vortex generator*, sudut serang, *airfoil*, CFD

## **ABSTRACT**

*Current technological developments are growing increasingly rapidly. These developments encourage people to create technologies that are more efficient in the field of fluid mechanics, one of which is the vortex generator. Vortex generator is one of the turbulent generators that can accelerate the transition from laminar boundary layer to turbulent boundary layer. The numerical study of flow profiles is done on vortex generators to analyze the characteristics of air flowing through an airfoil by adding vortex generators and airfoils without vortex generators in comparison. Numerical research methods are carried out using the Computational Fluid Dynamics (CFD) method using the Solidworks application. The type of airfoil used in this study was type NACA-00015 and rectangular winglet vortex generator with air velocity 80 m/s and with several variations in attack angle. From the simulation results it can be seen that the airflow characteristics of the airfoil using vortex generators are more stable when compared to airfoils without vortex generators and it is seen that the difference in airfoil drag coefficient with 18% vortex generator is lower than the airfoil drag coefficient value which does not use vortex generators at attack angle 10°.*

*Keywords: vortex generator, angel of attack, airfoil, CFD*

## KATA PENGANTAR

Dengan nama Allah Yang Maha Pengasih lagi Maha Penyayang. Segala puji dan syukur penulis ucapkan kehadirat Allah SWT yang telah memberikan karunia dan nikmat yang tiada terkira. Salah satu dari nikmat tersebut adalah keberhasilan penulis dalam menyelesaikan laporan Tugas Akhir ini yang berjudul “Simulasi Numerik Profil Aliran Udara Pada *Vortex Generator*” sebagai syarat untuk meraih gelar Akademik Sarjana Teknik pada Program Studi Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara (UMSU), Medan.

Banyak pihak telah membantu dalam menyelesaikan laporan Tugas Akhir ini, untuk itu Saya menghaturkan rasa terima kasih yang tulus dan dalam kepada:

1. Ayahanda tersayang Abdul Karim Azizi dan ibundaku tercinta Nuralina, yang telah bersusah payah membesarkan dan membiayai studi penulis.
2. Bapak Khairul Umurani, S.T., M.T, selaku Dosen Pembimbing I yang telah banyak membimbing dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini, sekaligus sebagai Wakil Dekan III Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
3. Bapak Sudirman Lubis, S.T., M.T selaku Dosen Pembimbing II yang telah banyak membimbing dan mengarahkan penulis dalam menyelesaikan Tugas Sarjana ini.
4. Bapak Ahmad Marabdi Siregar, S.T., M.T, selaku Dosen Pembimbing I yang telah banyak memberikan koreksi dan masukan kepada penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.
5. Bapak Chandra A Siregar, S.T., M.T, yang telah banyak memberikan koreksi dan masukan kepada penulis dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.
6. Bapak Munawar Alfansury Siregar, S.T., M.T selaku Dekan Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
7. Seluruh Bapak/Ibu Dosen di Program Studi Teknik Mesin, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara yang telah banyak memberikan ilmu keteknikmesinan kepada penulis.

8. Bapak/Ibu Staf Administrasi di Biro Fakultas Teknik, Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara.
9. Sahabat-sahabat penulis: Muhammad Fachrul Rozi Damanik, Agus Sulistiadi, Ahmad Saputra Siregar, Kevin Ghifari, Muhammad Hidayat, Alm. Tengku Ferdi Maulana dan lainnya yang tidak mungkin namanya disebut satu per satu yang telah banyak memberi semangat dan dukungannya kepada penulis dalam menyelesaikan Tugas Sarjana ini.

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 keteknik mesinan.

Medan, 11 Maret 2019



Abdullah Afif Al Karim

## DAFTAR ISI

<b>HALAMAN PENGESAHAN</b>	<b>ii</b>
<b>SURAT PERNYATAN KEASLIAN SKRIPSI</b>	<b>iii</b>
<b>ABSTRAK</b>	<b>iv</b>
<b>ABSTRACT</b>	<b>v</b>
<b>KATA PENGANTAR</b>	<b>vi</b>
<b>DAFTAR ISI</b>	<b>viii</b>
<b>DAFTAR TABEL</b>	<b>x</b>
<b>DAFTAR GAMBAR</b>	<b>xi</b>
<b>DAFTAR NOTASI</b>	<b>xiii</b>
<b>BAB 1 PENDAHULUAN</b>	<b>1</b>
1.1. Latar Belakang	1
1.2. Rumusan Masalah	2
1.3. Ruang Lingkup	2
1.4. Tujuan	3
1.5. Manfaat	3
<b>BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA</b>	<b>4</b>
2.1. Vortex Generator	4
2.2. Airfoil	6
2.3. Sudut Serang	8
2.4. Sifat Fluida	10
2.4.1. Kerapatan ( <i>Density</i> )	10
2.4.2. Berat Jenis	11
2.4.3. Kekentalan	11
2.5. Aliran Laminar, Transisi, Turbulen	12
2.6. Bilangan Reynold	13
2.6.1. Internal Flow	13
2.6.2. Eksternal Flow	13
2.7. Koefisien <i>Lift</i> Dan <i>Drag</i>	14
2.8. Simulasi Pada Komputer	15
2.8.1. Komputasi Fluida Dinamis	15
2.8.1.1. Pemilihan Model Matematis	15
2.8.1.2. Diskritisasi	15
2.8.1.3. Analisis Skema Numerik	16
2.8.1.4. Penyelesaian Numerik	16
2.8.1.5. Pemrosesan Grafis (Post-Processing)	16
2.8.1.5.1. <i>Pre-processor</i>	16
2.8.1.5.2. <i>Solver</i>	16
2.8.1.5.3. <i>Post-Processor</i>	17
2.8.2. Persamaan Diferensial parsial	17



<b>BAB 3 METODE PENELITIAN</b>	20
3.1. Tempat dan Waktu	20
3.1.1. Tempat	20
3.1.2. Waktu	20
3.2. Bahan dan Alat	21
3.1.1. Alat	21
3.3. Diagram Alir	22
3.4. Perencanaan Model dengan Software Solidworks 2014	23
<b>BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN</b>	33
4.1 Analisa Profil Aliran Udara	33
4.1.1 Profil Aliran Pada Sudut Serang $0^\circ$	33
4.1.2 Profil Aliran Pada Sudut Serang $5^\circ$	34
4.1.3 Profil Aliran Pada Sudut Serang $10^\circ$	35
4.1.4 Profil Aliran Pada Sudut Serang $15^\circ$	36
4.2 Menghitung Nilai Koefisien <i>Lift</i> dan <i>Drag</i>	37
4.2.1 Koefisien <i>Lift</i>	37
4.2.1.1. Sayap Tanpa Vortex Generator	37
4.2.1.2. Sayap Dengan Vortex Generator	38
4.2.2 Koefisien <i>Drag</i>	41
4.2.2.1. Sayap Tanpa Vortex Generator	41
4.2.2.2. Sayap Dengan Vortex Generator	42
<b>BAB 5 KESIMPULAN DAN SARAN</b>	45
5.1. Kesimpulan	45
5.2. Saran	46
<b>DAFTAR PUSTAKA</b>	47
<b>LAMPIRAN</b>	
<b>LEMBAR ASISTENSI</b>	
<b>DAFTAR RIWAYAT HIDUP</b>	

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1 : Klasifikasi Orde dan Linearitas Persamaan Diferensial Parsial	18
Tabel 2.2 : Klasifikasi Persamaan Diferensial Parsial Orde Dua – Linear	19
Tabel 3.1 : Waktu Pelaksanaan Penelitian	20
Tabel 4.1 : Data Gaya Angkat dan Gya Hambat Hasil Simulasi	36
Tabel 4.2 : Perbandingan $C_L$ Pada Sayap	40
Tabel 4.3 : Perbandingan $C_D$ Pada Sayap	43

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	: Contoh Aplikasi <i>Vortex Generator</i>	4
Gambar 2.2	: <i>Streamwise Vortice</i> Pada Daerah Setelah Melewati Vortex Generator	5
Gambar 2.3	: Vortex Generator Jenis <i>Wing</i> dan <i>Winglet</i>	5
Gambar 2.4	: Distribusi Kecepatan dan Tekanan, Serta <i>Lift</i> pada <i>Airfoil</i>	7
Gambar 2.5	: Sudut Serang ( <i>Angel of Attack</i> )	8
Gambar 2.6	: Distribusi Tekanan Melewati Airfoil dengan Variasi Sudut Serang	8
Gambar 2.7	: Sudut <i>Stall</i>	9
Gambar 2.8	: Variasi $C_L$ dengan <i>Angel of Attack</i> pada <i>airfoil</i>	9
Gambar 2.9	: (a).Aliran Laminer, (b).Aliran Transisi, (c).Aliran Turbulen	12
Gambar 2.10	: Kurva Lift untuk Ketebalan Sedang dan Chamber yang Berbeda	14
Gambar 3.1	: Komputer Laboratorium Komputer Fakultas Teknik	21
Gambar 3.1	: Perangkat Lunak <i>Solidworks 2014</i>	21
Gambar 3.3	: Diagram Alir	22
Gambar 3.4	: Proses Pencarian Koordinat <i>Airfoil</i>	23
Gambar 3.5	: Proses <i>Block</i> dan <i>copy</i> koordinat	23
Gambar 3.6	: Proses Menyimpan Data	24
Gambar 3.7	: Tampilan Awal <i>Solidworks 2014</i>	24
Gambar 3.8	: Proses Input Koordinat NACA-0015	24
Gambar 3.9	: Input Data Koordinat Airfoil NACA-0015	25
Gambar 3.10	: <i>extruded airfoil</i>	25
Gambar 3.11	: Sketsa Kaki <i>Vortex Generator</i>	25
Gambar 3.12	: <i>Extruded</i> Sketsa	26
Gambar 3.13	: <i>Extruded Cut</i>	26
Gambar 3.14	: Benda Setelah di Potong	26
Gambar 3.15	: <i>Extruded</i> sirip <i>Vortex Generator</i>	27
Gambar 3.16	: Proses <i>Fillet</i>	27
Gambar 3.17	: Hasil <i>Fillet</i>	27
Gambar 3.18	: <i>Assembling</i>	28
Gambar 3.19	: Memilih Part yang Akan di Satukan	28
Gambar 3.20	: Proses <i>Assembling</i>	28
Gambar 3.21	: Memperbanyak <i>Vortex Generator</i>	29
Gambar 3.22	: <i>Project Name</i>	29
Gambar 3.23	: Menentukan Jenis Aliran	29
Gambar 3.24	: Menentukan Jenis Fluida	30
Gambar 3.25	: Memasukkan Laju Aliran	30
Gambar 3.26	: Memasukkan <i>Goals</i>	30
Gambar 3.27	: Proses <i>Run</i>	31
Gambar 3.28	: <i>Flow Trajectories</i>	31
Gambar 3.29	: Tampilan <i>Flow Trajectories</i>	31
Gambar 3.30	: Tampilan <i>Cut Plots</i>	32

Gambar 4.1	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang $0^{\circ}$	33
Gambar 4.2	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang $0^{\circ}$	34
Gambar 4.3	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang $5^{\circ}$	34
Gambar 4.4	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang $5^{\circ}$	34
Gambar 4.5	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang $10^{\circ}$	35
Gambar 4.6	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang $10^{\circ}$	35
Gambar 4.7	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang $15^{\circ}$	36
Gambar 4.8	: Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang $15^{\circ}$	36
Gambar 4.9	: Grafik Koefisien Lift Terhadap Sudut Serang	42
Gambar 4.10	: Grafik Koefisien Drag Terhadap Sudut Serang	43

## DAFTAR NOTASI

VG	= Vortex Generator
AoA	= Angel of Attack (sudut serang)
$\alpha$	= Sudut serang ( ° )
$\rho$	= Rapat massa (kg/m <sup>3</sup> )
m	= Massa (kg)
V	= Volume (m <sup>3</sup> )
$\gamma$	= Berat Jenis (N/m <sup>3</sup> )
g	= Percepatan Grafitasi (m/s <sup>2</sup> )
$\tau$	= Tegangan geser ((N/m <sup>2</sup> )
$d_u/d_y$	= Laju regangan geser (1/s)
$\mu$	= Viskositas dinamik (kg/m.s)
$\vartheta/\nu$	= Viskositas kinematik (m <sup>2</sup> /s)
Re	= Bilangan Reynold (tak berdimensi)
V	= Kecepatan aliran fluida (m/s)
D	= Diameter (m)
L	= Panjang (m)
$C_L$	= Koefisien angkat ( <i>lift</i> ) (tak berdimensi)
$C_D$	= Koefisien hambat ( <i>drag</i> ) (tak berdimensi)
$F_L$	= Gaya angkat (N)
$F_D$	= Gaya hambat (N)
A	= Luas area (m <sup>2</sup> )

# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1. Latar Belakang

Perkembangan ilmu pengetahuan dan teknologi tumbuh semakin pesat. Perkembangan tersebut mendorong manusia untuk menciptakan teknologi yang lebih efisien, terutama pada bidang mekanika fluida. Dalam perkembangan teknologi saat ini, *diffuser* merupakan salah satu bagian yang memiliki peranan penting dalam bidang keteknikan, dimana *diffuser* sebagai konstruksi yang mampu mengendalikan perilaku fluida. Penggunaan diffuser sering dijumpai dalam komponen-komponen pendukung diantaranya pada pompa sentrifugal, *subtonic* dan *supersonic wind tunnel*, *ducting system* pada *central air conditioner* dan beberapa pada bidang otomotif seperti mobil dan pesawat terbang (Azmi dkk, 2015).

Dalam perkembangan dunia otomotif, *diffuser* digunakan untuk meningkatkan *down force* dan mengurangi adanya *drag force* pada mobil dan pesawat terbang (Yiyin, 2018). Masalah yang sering timbul dalam diffuser yaitu terjadinya separasi aliran, karena separasi aliran tersebut maka *pressure loss* yang terjadi semakin besar. Ketika *pressure loss* besar maka performa diffuser akan menurun. Upaya yang dilakukan untuk menunda terjadinya separasi pada diffuser yaitu dengan meningkatkan bilangan *Reynolds* dan menambahkan *vortex generator*. Penambahan *vortex generator* di dalam *diffuser* ditujukan untuk menunda terjadinya separasi aliran dan mereduksi *drag force* (Fahmi dkk, 2016). Ketika aliran semakin turbulen maka aliran mempunyai momentum yang lebih besar dan mampu melawan tegangan geser dan adverse pressure gradient, sehingga separasi tertunda.

*Vortex generator* merupakan salah satu jenis turbulenter generator yang dapat mempercepat transisi dari *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. *Vortex generator* berbentuk seperti sebuah sirip kecil yang dipasang secara vertikal pada permukaan suatu benda yang mampu menghasilkan *vortices* untuk memodifikasi aliran udara dan menunda terjadinya pemisahan aliran (*flow separating*) (Setyo, 2015).

Berdasarkan penelitian-penelitian yang telah dilakukan tersebut, dapat diperkirakan bahwa dengan adanya penambahan *vortex generator* akan meningkatkan gaya *lift* dan mengurangi gaya *drag* pada *airfoil*. Parameter yang mempengaruhi performa *vortex generator* antara lain jarak penempatan *vortex generator* terhadap leading edge ( $x/c$ ), bentuk geometri (*rectangular* atau *triangular*), ketinggian *vortex generator* ( $h$ ) dan sudut orientasi terhadap *free-stream velocity* ( $\beta$ ) (Ulul Azmi dkk, 2015) .

Berdasarkan latar belakang tersebut, maka penulis tertarik untuk membuat judul sebagai tugas akhir yang berjudul “**ANALISA NUMERIK PROFIL ALIRAN UDARA PADA VORTEX GENERATOR**” semoga nantinya hasil penelitian ini berguna bagi penulis dan pembaca pada umumnya.

## 1.2. Rumusan Masalah

Permasalahan utama pada penelitian ini adalah :

1. Bagaimana desain *vortex generator* menggunakan *SolidWork 2014*?
2. Bagaimana menganalisa karakteristik aliran udara pada *vortex generator* ?
3. Bagaimana menentukan dimensi *vortex generator* yang digunakan ?

## 1.3. Ruang Lingkup

Ruang Lingkup pada penelitian ini dibatasi pada :

1. Desain *vortex generator* menggunakan aplikasi *Solidwork 2014*
2. Tipe *vortex generator* yang digunakan *rectangular winglet*
3. Geometri *airfoil* titik X dan Y NACA 0015 sesuai dengan database kordinat NACA.
4. Menganalisis karakteristik aliran udara pada *vortex generator* dengan simulasi CFD (*Computational Fluid Dynamics*) menggunakan aplikasi *Solidwork 2014*.
5. Kecepatan udara sebesar 80 m/s dengan variasi sudut serang (*angel of attack*) sebesar  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $15^\circ$ .

#### 1.4. Tujuan

Adapun tujuan dilakukanya penelitian ini adalah

1. Untuk mengetahui pengaruh penggunaan vortex generator pada airfoil terhadap sudut serang.
2. Untuk mengetahui efektivitas penggunaan *vortex generator* pada airfoil terhadap sudut serang.
3. Dapat menganalisa profil aliran udara dengan simulasi numerik.

#### 1.5. Manfaat

Secara umum, penelitian ini diharapkan bermanfaat dalam pengembangan ilmu aerodinamika terutama pada bidang transportasi. Untuk mengetahui karakteristik aliran udara yang melewati *vortex generator* dan mengetahui nilai efektivitas penggunaan *vortex generator* terhadap performa benda dan lebih memahami kegunaan penambahan vortex generator pada benda.



## BAB 2 TINJAUAN PUSTAKA

### 2.1 *Vortex Generator*

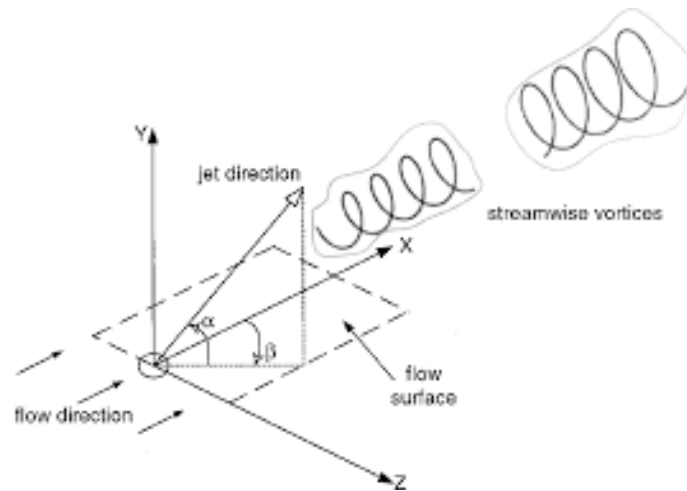
*Vortex generator* merupakan perangkat aerodinamika yang berbentuk menyerupai sirip dimana biasanya *vortex generator* ini diletakkan pada suction side atau permukaan atas dari suatu benda seperti pada sayap pesawat, mobil, atau pada sudu turbin.



Gambar 2.1. Contoh Aplikasi Vortex Generator

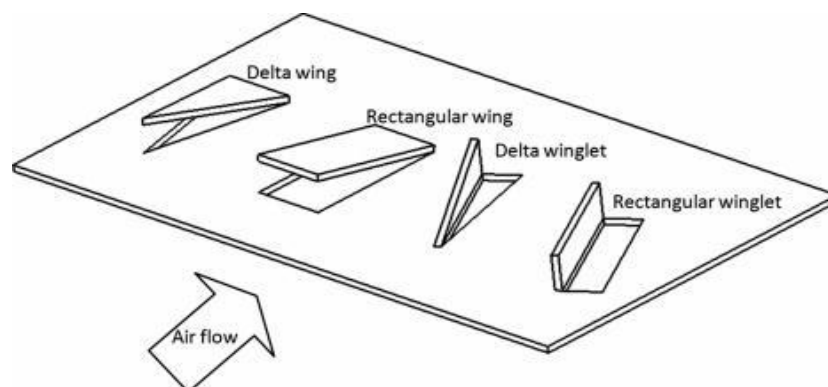
*Vortex generator* adalah salah satu jenis turbulent generator, *Vortex Generator* merupakan komponen kecil berbentuk *fin* (sirip) yang ditempatkan di sayap dan permukaan stabilizer untuk memodifikasi aliran udara di sekitar permukaan yang mempengaruhi boundary layer (lapisan batas). Ketika benda tersebut bergerak, maka *vortex generator* ini menyebabkan munculnya *vortex* atau olakan akibat adanya *transfer momentum* pada daerah setelah melewati *vortex generator* ini sehingga terjadi transformasi *boundary layer* yang pada mulanya

berupa *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer*. Pola aliran setelah melewati *vortex generator* seperti Gambar 2.2.



Gambar 2.2. *Streamwise Vortices* Pada Daerah Setelah Melewati *Vortex Generator*

Pada penelitian ini *Vortex Generator* dibagi menjadi 2 jenis, yaitu jenis *wing* dan jenis *winglet*. Jenis *Wing* adalah *vortex generator* yang diposisikan tegak lurus dengan arah aliran, sedangkan jenis *winglet* adalah *vortex generator* yang diposisikan dengan sudut tertentu pada garis yang sejajar dengan arah aliran (*angel of attack*). Sejauh ini belum ada klasifikasi yang benar-benar jelas mengenai jenis-jenis *vortex generator*. Masih banyak penelitian yang dilakukan untuk terus mendalami karakteristik masing-masing *vortex generator*. Biasanya pada penelitian-penelitian sebelumnya, *vortex generator* digolongkan berdasarkan nama, kemiripan bentuk geometri, dan kemiripan karakteristik kerjanya.



Gambar 2.3. *Vortex Generator* Jenis *Wing* Dan *Winglet*.

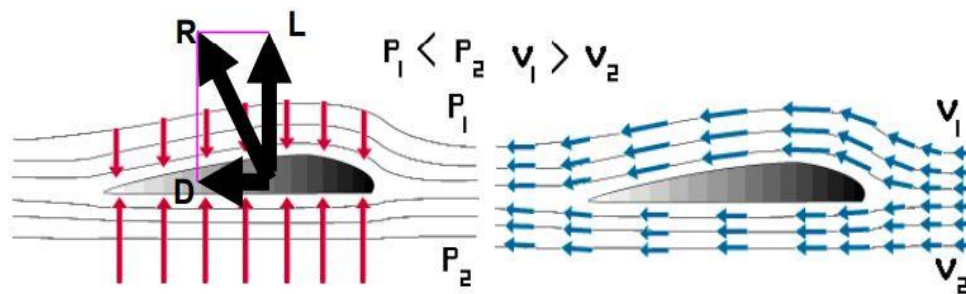
*Vortex generator* pada dasarnya dimanfaatkan untuk menunda separasi aliran yang memiliki efek merugikan terhadap *lift* maupun *drag* dari suatu body yang bergerak. Untuk mengatasi hal tersebut maka *vortex generator* ini ditempatkan pada *external surface* pada suatu *moving body*. Ketika melalui *vortex generator*, maka aliran akan timbul *vortex* akibat adanya *transfer momentum* pada partikel fluida yang bergerak secara rotasi sehingga menimbulkan *streamwise vortices* pada permukaan benda. Munculnya vortices ini menyebabkan perubahan *laminar boundary layer* menjadi *turbulent boundary layer* yang memiliki gradien kecepatan yang lebih tinggi pada daerah dekat permukaan. Hal ini menyebabkan adanya penambahan momentum aliran sehingga lebih dapat melawan *adverse pressure gradient* (gradien tekanan balik) maupun *skin friction* yang terjadi sehingga separasi dapat tertunda. Tertundanya separasi ini maka daerah *wake* yang terbentuk pada daerah belakang benda menjadi lebih sempit sehingga secara teoritis, nilai *lift coefficient* akan meningkat sedangkan *drag coefficient* akan turun. Dengan kata lain, penambahan *vortex generator* ini bertujuan untuk meningkatkan performa aerodinamika suatu benda yang ditunjukkan dengan peningkatan rasio  $C_L/C_D$ .

*Vortex generator counter-rotating* mampu menunda separasi aliran secara efektif dibandingkan bentuk yang lain. Hal ini dikarenakan mampu menghasilkan *streamwise vortices* sehingga aliran lebih tahan terhadap *adverse pressure gradient*. *Streamwise vortices* merupakan komponen dari *vortex* yang sejajar dengan vektor kecepatan *freestream*.

## 2.2 *Airfoil*

*Airfoil* adalah bagian dari pesawat terbang yang merepresentasikan bentuk dari suatu sayap pesawat yang dapat menghasilkan gaya angkat (*lift*) atau efek aerodinamika ketika melewati suatu aliran udara. *Airfoil* merupakan bentuk dari potongan melintang sayap yang dihasilkan oleh perpotongan tegak lurus sayap terhadap pesawat sayap. Dengan demikian *airfoil* juga disebut sayap dua dimensi, karena tidak memperhitungkan panjang sayap (*span*). *Airfoil* yang digunakan dalam penelitian ini adalah NACA 0015, yang berarti *airfoil* berbentuk simetris

dengan ketebalan 15 % dari panjang chord. Chord adalah jarak rata-rata antara bagian depan sayap (*leading edge*) dengan bagian belakang sayap (*trailing edge*).

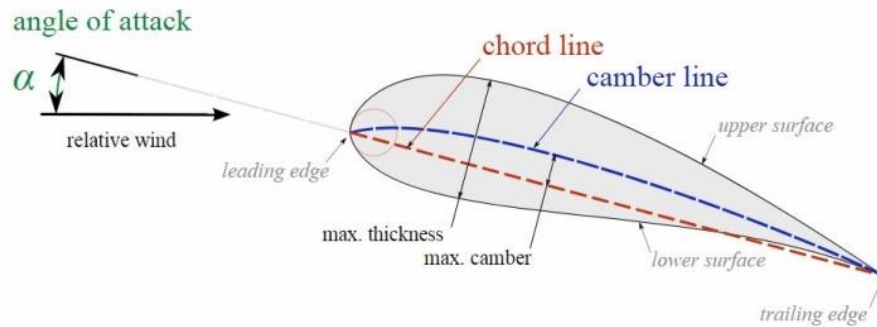


Gambar 2.4. Distribusi kecepatan dan tekanan, serta lift pada airfoil

Gambar 2.4 merupakan gambar distribusi kecepatan dan tekanan, serta lift pada airfoil. Jika airfoil dikenai aliran udara, maka bentuk *camber* (lengkung) dari airfoil menghasilkan distribusi kecepatan dan tekanan statik. Kecepatan pada lengkung atas lebih besar dari pada kecepatan pada lengkung bawah, dan sesuai dengan Hukum Bernoulli maka tekanan statik pada lengkung bawah lebih besar dari pada lengkung atas (Setyo, 2015). Perbedaan tekanan statik antara permukaan bawah airfoil yang lebih tinggi dari pada tekanan statik pada permukaan airfoil atas, menghasilkan resultan gaya yang disebut gaya aerodinamik. Gaya aerodinamik ( $R$ ) dapat diuraikan menjadi dua komponen gaya, yaitu gaya angkat atau *lift* ( $L$ ) dan gaya hambat atau *drag* ( $D$ ). *Lift* ( $L$ ) adalah komponen gaya aerodinamik yang tegak lurus *relative wind* (vector kecepatan udara relatif terhadap sayap), sedangkan *drag* ( $D$ ) adalah komponen gaya aerodinamik yang sejajar dengan *relative wind*. *Lift* merupakan fungsi dari kecepatan udara relatif, density udara, luas sayap, dan koefisien gaya angkat ( $C_L$ ). Besar koefisien gaya angkat dipengaruhi oleh bentuk geometri sayap dan sudut serang atau *angle of attack* ( $\alpha$ ). Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh *relative wind* dan *chord*. Pada saat besar sudut  $\alpha$  rendah sampai sedang, harga  $C_L$  meningkat secara linear terhadap penambahan  $\alpha$ . Pada saat mendekati sudut serang stall, peningkatan  $C_L$  menjadi lebih kecil dibanding dengan peningkatan  $\alpha$ , sehingga kurva  $\alpha$  versus  $C_L$  berbentuk parabolis. Akhirnya pada saat sudut serang stall dilampaui ( $\alpha_{STALL}$ ), maka harga  $C_L$  turun dan fenomena inilah yang disebut stall (Setyo, 2015).

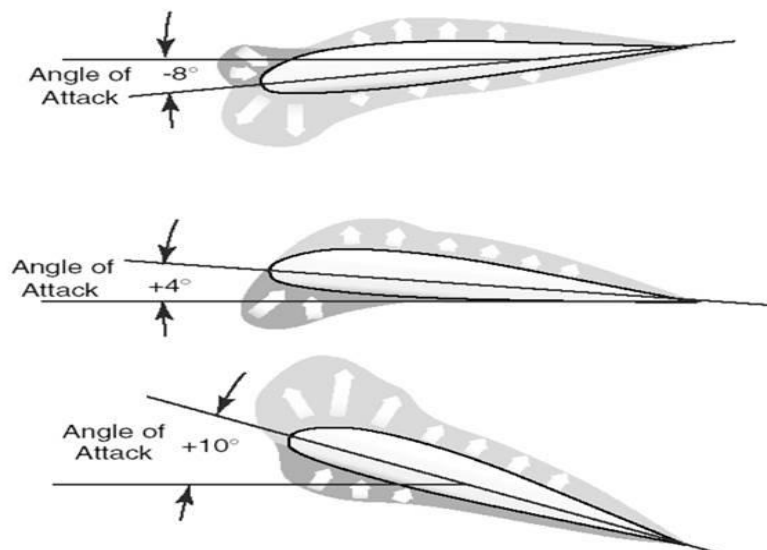
### 2.3 Sudut Serang (*Angel of Attack*)

Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah airfoil dan arah aliran udara yang melewatinya (relative wind). Biasanya diberi tanda  $\alpha$  (alpha) seperti pada gambar 2.5.



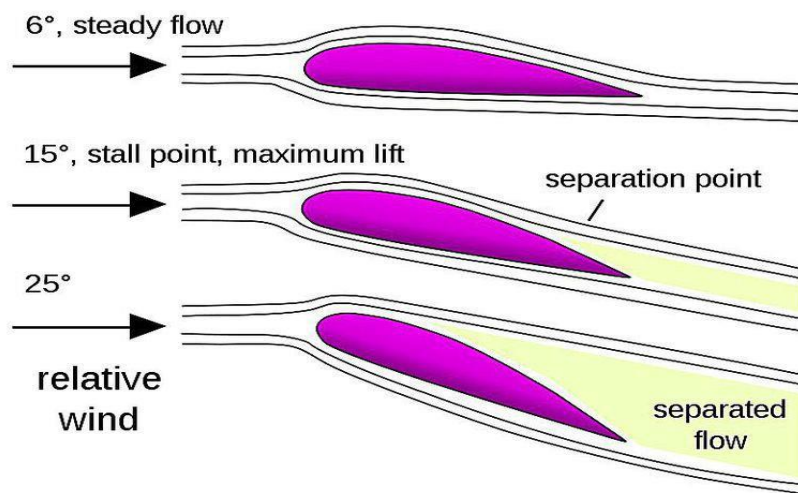
Gambar 2.5. Sudut Serang (*Angel of Attack*)

Distribusi tekanan pada airfoil dengan variasi sudut serang ditunjukkan seperti pada Gambar 2.6 Tanda (+) dan (-) mewakili besarnya tekanan, sedangkan panah menunjukkan total gaya. Distribusi tekanan yang terjadi sepanjang kontur permukaan airfoil akan dapat dipresentasikan dalam bentuk koefisien tekanan ( $C_p$ ).

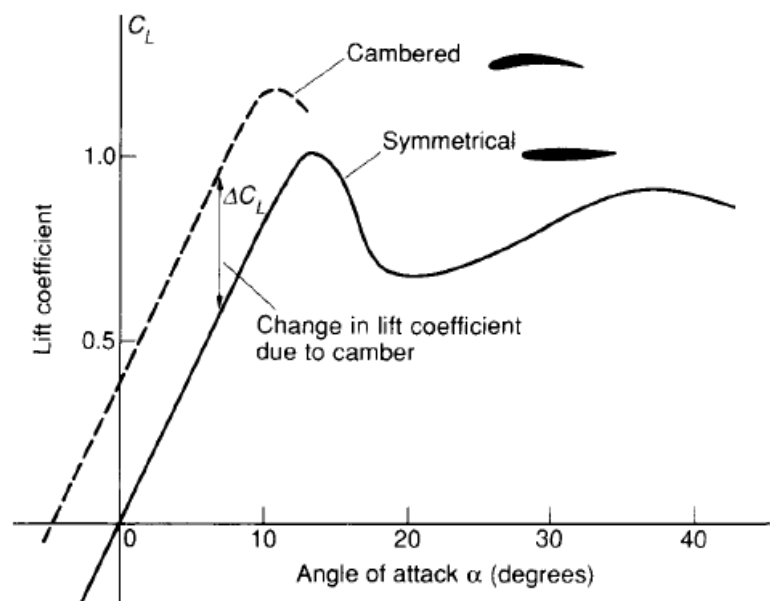


Gambar 2.6. Distribusi Tekanan Melewati Airfoil Dengan Variasi Sudut Serang

Gaya angkat yang dihasilkan oleh suatu airfoil bervariasi terhadap perubahan sudut serang ( $\alpha$ ). Ketika sudut serang kecil, gaya angkat yang timbul pada airfoil juga kecil. Seiring dengan meningkatnya sudut serang, maka gaya angkat juga akan meningkat sampai suatu ketika terjadi stall. Peristiwa stall bermula ketika meningkatnya sudut serang yang mengakibatkan separasi yang besar dan terbentuk olakan besar (wake) di belakang airfoil. Semakin besar sudut serang semakin besar juga gaya angkat dan koefisien angkat, hingga sampai batas maksimum yang disebut sudut kritis stall biasanya pada sudut  $15^\circ$  sampai  $20^\circ$  tergantung jenis airfoil yang digunakan.



Gambar 2.7. Sudut Stall



Gambar 2.8. Variasi  $C_L$  dengan Angle Of Attack pada Airfoil

Konsekuensi dari separasi aliran pada sudut serang tinggi adalah pengurangan gaya angkat dan bertambah besarnya gaya hambat akibat *pressure drag*. Harga maksimum dari  $C_L$  berada tepat sebelum kondisi *stall* yang dilambangkan dengan  $C_{Lmax}$ .  $C_{Lmax}$  merupakan aspek paling penting pada performansi *airfoil*, karena menentukan kecepatan dan sudut stall pesawat udara. Kondisi tersebut saat pesawat melakukan *take off*, *take on*, dan *manuever*.

## 2.4 Sifat Fluida

Pengamatan yang mendalam mengenai struktur molekul dari material mengungkapkan bahwa zat-zat yang biasanya dianggap sebagai benda padat (baja, beton dan sebagainya) memiliki jarak antar molekul yang rapat dengan gaya-gaya kohesi antar molekul yang besar yang memungkinkan sebuah benda padat mempertahankan bentuknya dan tidak mudah untuk dideformasi. Namun, untuk zat-zat yang dianggap sebagai cairan (air, minyak, dan oli) memiliki molekul agak terpisah, gaya antar molekulnya lebih lemah daripada benda-benda padat dan molekulnya mempunyai pergerakan yang bebas. Jadi zat cair dapat dengan mudah terdeformasi. Gas-gas (udara, oksigen) memiliki jarak antar molekul yang lebih besar dan gerakan yang bebas dengan gaya antar molekul yang dapat diabaikan, sehingga sangat mudah terdeformasi. Secara khusus fluida didefinisikan sebagai zat yang berdeformasi terus-menerus selama dipengaruhi suatu tegangan geser.

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.

### 2.4.1 Kerapatan (*density*)

Kerapatan (density) dari sebuah fluida, dilambangkan dengan huruf Yunani  $\rho$  (rho), didefinisikan sebagai massa fluida per satuan volume. Kerapatan biasanya digunakan untuk mengkararakteristikan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan SI satuan kerapatan adalah  $\text{Kg/m}^3$ . Nilai kerapatan dapat bervariasi cukup besar

di antara fluida yang berbeda, untuk zat-zat cair variasi tekanan dan temperatur umumnya hanya memberikan pengaruh kecil terhadap nilai  $\rho$ . Namun, kerapatan dari gas sangat dipengaruhi oleh tekanan dan temperatur. Massa jenis fluida didapatkan dengan persamaan :

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (2.1)$$

dimana  $\rho$  adalah masa jenis,  $m$  adalah massa dan  $V$  adalah volume. Setiap zat memiliki massa jenis yang berbeda-beda.

#### 2.4.2 Berat jenis

Berat jenis dari sebuah fluida dilambangkan dengan huruf Yunani  $\gamma$  (gamma), didefinisikan sebagai berat fluida per satuan volume. Berat jenis berhubungan dengan kerapatan melalui persamaan (2.2) :

$$\gamma = \rho \cdot g \quad (2.2)$$

dimana  $\gamma$  adalah berat jenis,  $\rho$  adalah massa jenis dan  $g$  adalah percepatan gravitasi. Seperti halnya kerapatan yang digunakan untuk mengkarakteristikan massa dari sebuah sistem fluida, berat jenis juga digunakan untuk mengkarakteristikan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan SI satuannya adalah  $N/m^3$ .

#### 2.4.3 Kekentalan

Nilai kekentalan (viskositas) dari sebuah fluida tergantung dari jenis fluida tersebut. Viskositas disimbolkan dengan huruf Yunani  $\mu$  (mu) dan disebut sebagai viskositas mutlak, viskositas dinamik, atau viskositas saja. Viskositas sangat bergantung dari nilai temperatur. Di dalam gas molekul-molekul terpisah jauh dan gaya-gaya antar molekul diabaikan. Dalam hal ini, hambatan terhadap gerak relative timbul karena pertukaran momentum antara molekul gas antara lapisanlapisan fluida yang bersebelahan.

Dalam kajian fluida dikenal dua jenis viskositas yaitu viskositas dinamik dan viskositas kinematik. Viskositas dinamik dilambangkan dengan huruf Yunani  $\mu$  (mu). Jika didefinisikan menurut relasi tegangan geser dengan laju regangan



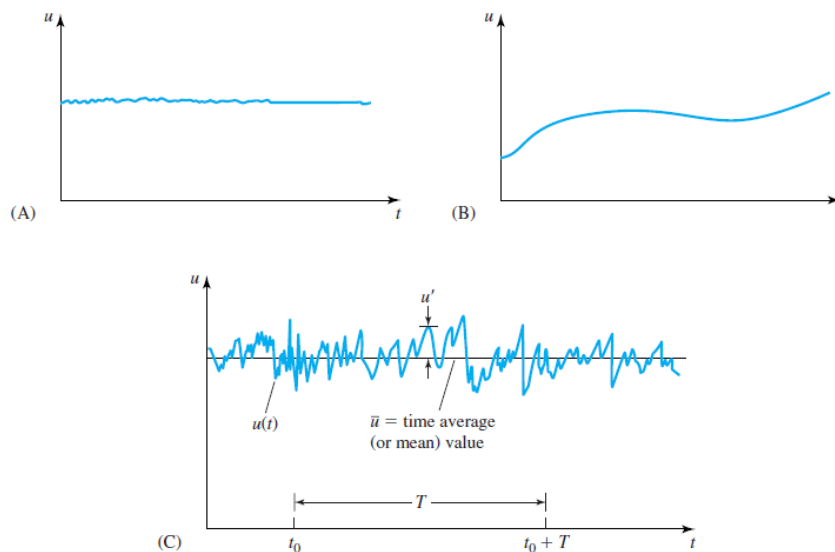
geser pada fluida Newtonian, viskositas dinamik adalah rasio dari tegangan geser terhadap laju regangan geser dirumuskan seperti rumus (2.3):

$$\mu = \tau \cdot Du / dy \quad (2.3)$$

Dimana  $\tau$  adalah tegangan geser ( $N/m^2$ ) dan  $Du/dy$  adalah laju regangan geser ( $1/s$ ). Dengan demikian dalam sistem SI satuan untuk viskositas dinamik adalah  $N.s/m^2$ . Sedangkan viskositas kinematik, dilambangkan dengan huruf Yunani  $\nu$  (nu) merupakan rasio antara viskositas dinamik dengan kerapatan fluida.

## 2.5 Aliran laminar, transisi, turbulen

Aliran viskos dapat dibedakan menjadi tiga tipe yaitu aliran laminar, transisi dan aliran turbulen seperti pada Gambar 2.8. Dalam aliran laminar partikel-partikel zat cair/gas bergerak teratur mengikuti lintasan yang saling sejajar. Aliran ini terjadi apabila kecepatan rendah atau kekentalan besar.



Gambar 2.9. (a).Aliran Laminar; (b).Aliran Transisi; (c).Aliran Turbulen

Pengaruh kekentalan adalah sangat besar sehingga dapat meredam gangguan yang dapat menyebabkan aliran menjadi turbulen. Dengan berkurangnya kekentalan dan bertambahnya kecepatan aliran maka daya redam terhadap gangguan akan berkurang, yang sampai pada suatu batas tertentu akan

menyebabkan terjadinya perubahan aliran dari laminar ke aliran turbulen. Pada aliran turbulen gerak partikel-partikel zat cair atau gas tidak teratur. Aliran ini terjadi apabila kecepatan tinggi dan kekentalan zat cair atau gas kecil. Untuk mengetahui jenis aliran fluida, maka harus diketahui dahulu nilai bilangan Reynold ( Number of Reynold) aliran tersebut.

## 2.6 Bilangan Reynold

Bilangan Reynold adalah bilangan yang digunakan sebagai penentu jenis aliran fluida apakah laminar atau turbulen. Bilangan Reynold sangat dipengaruhi oleh kecepatan aliran fluida dan kekentalan fluida. Bilangan Reynold terbagi dua, yaitu:

### 2.6.1. *Internal flow*

Merupakan aliran fluida yang mengalir di dalam pipa. Untuk aliran internal, jenis aliran yang terjadi dapat diketahui dengan mendapatkan bilangan Reynold nya dari persamaan:

$$Re = \frac{VD}{\mu} \quad (2.4)$$

Bilangan Reynold untuk jenis aliran internal:

Aliran laminar	: $Re < 2000$
Aliran transisi	: $2000 < Re < 4000$
Aliran turbulen	: $Re > 4000$

### 2.6.2. *Eksternal flow*

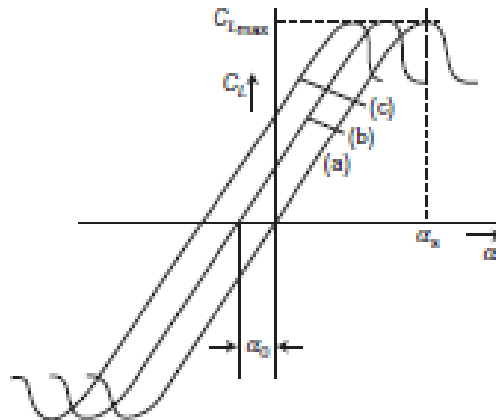
Adalah aliran fluida diluar atau aliran fluida yang mengalir pada permukaan suatu benda. Untuk menentukan jenis aliran, dapat diketahui dengan menentukan nilai bilangan Reynold nya dengan persamaan:

$$Re = \frac{VL}{\nu} \quad (2.5)$$

Bilangan Reynold untuk jenis eksternal :	- Laminar ( $Re < 5 \cdot 10^5$ )
	- Turbulen ( $Re > 5 \cdot 10^5$ )

## 2.7 Koefisien *Lift* dan *Drag*

Koefisien lift diilustrasikan pada Gambar 2.9. Untuk sayap dua dimensi. Pada kurva penuh (a), memiliki bagian cukup tebal dari nol chamber, hal ini terlihat dari garis lurus melewati titik asal dan melengkung melalui nilai  $C_L$  yang tinggi, mencapai nilai lift maksimum pada sudut stall, yang dikenal sebagai titik stall. Setelah mencapai titik stall, koefisien lift menurun dan cenderung mendatar pada nilai yang sedikit lebih rendah.



Gambar 2.10. Kurva Lift Untuk Ketebalan Sedang Dan Chamber Berbeda

Nilai koefisien lift maksimum merupakan karakteristik airfoil yang sangat penting karena digunakan menentukan kecepatan minimum sebuah pesawat bisa terbang. Kurva (b) dan (c) pada Gambar 2.9 memiliki distribusi ketebalan yang sama, tetapi (c) lebih melengkung dari (b). Koefisien lift didapatkan dari persamaan 2.6:

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho V^2 A} \quad (2.6)$$

Selain koefisien lift, pada airfoil juga menghasilkan nilai koefisien drag. Koefisien drag adalah koefisien hambatan yang menunjukkan seberapa besar suatu benda dapat melawan hambatan fluida. Semakin kecil nilai dari koefisien drag, maka semakin mudah suatu benda untuk melawan hambatan fluida. Koefisien drag didapatkan dari Persamaan 2.7:

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 A} \quad (2.7)$$

## 2.8 Simulasi Pada Komputer

### 2.8.1 Komputasi fluida dinamis (*Computational Fluid Dynamics*)

Simulasi adalah imitasi dari sistem atau proses yang terjadi dalam dunia nyata dalam serangkaian waktu. Simulasi memiliki beberapa keuntungan seperti, mampu menjawab pertanyaan “bagaimana jika”, memberikan hipotesa mengenai *bagaimana* dan *mengapa* suatu fenomena dapat terjadi, serta waktu fenomena yang sedang diamati dapat dipercepat maupun diperlambat. Simulasi dapat dilakukan dengan komputer. Simulasi komputer merupakan alat yang secara virtual mampu menginvestigasi perilaku sistem yang sedang dipelajari. Dengan mengubah beberapa variabel, simulasi ini dapat membuat prediksi.

Komputasi fluida dinamis (*Computational Fluid Dynamics*) merupakan sekumpulan metodologi yang memungkinkan komputer menyajikan simulasi numerik dari aliran fluida. Seluruh sistem, ditransformasikan ke dalam bentuk virtual, dan dapat divisualisasikan melalui komputer. Komponen-komponen dalam komputasi fluida dinamis adalah sebagai berikut.

#### 2.8.1.1 Pemilihan model matematis

Pada tahap ini, ditentukan batasan dunia fisik yang akan disimulasikan, dan model matematika yang relevan. Model tersebut berbentuk persamaan diferensial parsial dan hukum-hukum tambahan sesuai dengan jenis fluida.

#### 2.8.1.2 Diskritisasi

Pada tahap ini, dilakukan diskritisasi spasial untuk menentukan ruang geometri (*mesh*), dan diskritisasi model persamaan untuk menentukan skema numerik.

### 2.8.1.3 Analisis Skema Numerik

Skema numerik yang digunakan perlu dianalisis untuk memenuhi serangkaian kondisi dan aturan, dan menghasilkan akurasi dan stabilitas yang diinginkan.

### 2.8.1.4 Penyelesaian Numerik

Solusi dari skema numerik harus diperoleh, dengan metode integrasi waktu tertentu.

### 2.8.1.5 Pemrosesan Grafis (*post-processing*)

Pada tahap ini, data-data numerik hasil simulasi ditampilkan melalui visualisasi grafis agar dapat dimengerti dan diinterpretasikan.

Struktur pada komputasi fluida dinamis terbagi dalam tiga elemen sebagai berikut:

#### 2.8.1.5.1. *Pre-Processor*

Tahap ini berisi masukan (*input*) dari permasalahan aliran fluida, antara lain:

- Pendefinisian domain komputasi, yaitu pendefinisian ruang geometri yang diinginkan.
- Pembuatan/*generate grid mesh*.
- Pemilihan fenomena yang akan dimodelkan.
- Pendefinisian atribut-atribut fluida.
- Penentuan kondisi-kondisi batas yang diinginkan.

#### 2.8.1.5.2. *Solver*

Dengan metode *finite volume*, algoritma untuk penyelesaian numerik terdiri dari beberapa langkah berikut:

- Integrasi persamaan aliran fluida yang digunakan, pada seluruh domain.
- Diskretisasi, yaitu konversi dari persamaan integral ke dalam system persamaan aljabar.
- Solusi persamaan aljabar dengan metode iteratif.

### 2.8.1.5.3. *Post-Processor*

Tahap ini berupa visualisasi data-data hasil simulasi, mencakup:

- Tampilan domain geometri dan *grid*.
- Plot vektor.
- Plot garis dan bayangan.
- 2D dan 3D *surface plot*.
- *Particle Tracking*.
- *View manipulation (translation, rotation, scalling, dan lain-lain)*.

Komputasi fluida dinamis sangat berguna di berbagai bidang baik industry maupun nonindustri. Beberapa contohnya adalah aerodinamik pesawat dan kendaraan, hidrodinamika kapal, pembangkit listrik, mesin turbo, rekayasa elektrik dan elektronik, rekayasa proses kimia, lingkungan eksternal dan internal bangunan, teknik kelautan, teknik lingkungan, hidrologi dan oseanografi, meteorologi, dan rekayasa biomedis.

### 2.7.2 Persamaan Diferensial Parsial

Persamaan diferensial parsial digunakan di seluruh bidang matematika terapan dan bisa dimanfaatkan untuk memodelkan beragam permasalahan praktis seperti peramalan cuaca, desain pesawat terbang, mobil berkecepatan tinggi, serta penilaian potensi investasi saham financial. Persamaan ini juga dapat digunakan untuk menjelaskan beragam sistem dalam dunia fisik, seperti mekanika fluida dan benda padat, evolusi populasi dan penyakit, serta fisika matematis.

Diberikan sebuah fungsi  $u$  yang bergantung pada  $x$  dan  $y$ , turunan parsial dari  $u$  terhadap  $x$  di sembarang titik  $(x, y)$  didefinisikan dengan:

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \lim_{\Delta x \rightarrow 0} \frac{u(x + \Delta x, y) - u(x, y)}{\Delta x} \quad (2.8)$$

Serupa, turunan parsial  $u$  terhadap  $y$  di sembarang titik  $(x, y)$  didefinisikan sebagai:

$$\frac{\partial u}{\partial y} = \lim_{\Delta y \rightarrow 0} \frac{u(x, y + \Delta y) - u(x, y)}{\Delta y} \quad (2.9)$$

Sebuah persamaan yang mengandung turunan parsial dari fungsi yang tidak diketahui, dengan dua atau lebih variabel bebas disebut dengan persamaan diferensial parsial. Contoh bentuk persamaan tersebut adalah sebagai berikut.

$$\frac{\partial^2}{\partial^2 u} + 2xy \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + u = 1 \quad (2.10)$$

$$\frac{\partial^3 u}{\partial x^2 \partial y} + x \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + 8u = 5y \quad (2.11)$$

$$\left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} \right)^3 + 6 \frac{\partial^3 u}{\partial x^2 \partial y} = x \quad (2.12)$$

$$\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + xu \frac{\partial u}{\partial y} = x \quad (2.13)$$

Bentuk persamaan diferensial parsial dapat dikaji berdasarkan orde, linearitas, serta karakteristiknya. *Orde* adalah tingkat tertinggi suku turunan. Sementara linearitas bergantung pada bentuk fungsi  $u$ , turunan  $u$ , dan koefisien persamaan tersebut. Suatu persamaan disebut fungsi linear jika fungsi tersebut linear pada  $u$  dan turunan  $u$ , serta koefisien persamaan tersebut hanya bergantung pada variabel bebas ( $x$  atau  $y$ ) atau konstanta. Contoh klasifikasi orde dan linearitas persamaan diferensial parsial terdapat dalam Tabel 2.1 berikut.

Tabel 2.1. Klasifikasi Orde dan Linearitas Persamaan Diferensial Parsial

Persamaan	Orde	Linear
(2.10)	2	Ya
(2.11)	3	Ya
(2.12)	3	Tidak
(2.14)	2	Tidak

Persamaan diferensial parsial linear orde dua, dengan dua variabel bebas, dapat dikelompokkan menjadi eliptik, parabolik, dan hiperbolik. Beberapa persamaan tersebut dapat dinyatakan dalam bentuk umum berikut,

$$A \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + B \frac{\partial^2 u}{\partial x \partial y} + C \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} - D = 0 \quad (2.14)$$

dengan  $A$ ,  $B$ , dan  $C$  adalah fungsi dari  $x$  dan  $y$ , dan  $D$  adalah sebuah fungsi dari  $x$ ,  $y$ ,  $u$ ,  $\partial u$ ,  $\partial u/\partial x$ , dan  $\partial u/\partial y$ .

Tabel 2.2. Klasifikasi Persamaan Diferensial Parsial Orde Dua – Linear

$B^2 - 4AC$	Klasifikasi
$<0$	Eliptik
$=0$	Parabolik
$>0$	Hiperbolik

Klasifikasi persamaan tersebut ditentukan berdasarkan nilai diskriminannya sesuai dengan Tabel 2.2 di atas. Persamaan *eliptik* biasa digunakan untuk system dengan karakteristik yang stabil (*steady-state*). Persamaan *parabolik*, menunjukkan bagaimana suatu fungsi bervariasi dalam ruang dan waktu. Beberapa kasus merujuk pada masalah penjalaran, yaitu bagaimana solusi menjalar atau berubah dalam waktu. Sementara untuk kategori *hiperbolik* juga merujuk penjalaran pada solusi, namun disertai osilasi.



## BAB 3 METODE PENELITIAN

### 3.1 Tempat dan Waktu Penelitian

#### 3.1.1 Tempat

Adapun tempat pelaksanaan penelitian dilaksanakan di Laboratorium Komputer Gedung D Lantai 3 Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara, Jalan Kapten Muchtar Basri No. 3 Medan.

#### 3.1.2 Waktu Penelitian

Waktu pelaksanaan penelitian dilakukan setelah mendapat persetujuan dari pembimbing, dan terlihat pada Tabel 3.1

Tabel. 3.1. Waktu Pelaksanaan Penelitian

No	Kegiatan	Waktu (Bulan)			
		Des	Jan	Feb	Mar
1.	Pengajuan judul				
2.	Penyediaan alat dan bahan				
3.	Studi Literatur				
4.	Perancangan desain <i>airfoil</i> dan <i>vortex generator</i> menggunakan <i>software Solidworks</i>				
5.	Pengujian pada desain <i>vortex generator</i> menggunakan <i>Software Solidworks</i>				
6.	Penyelesaian Skripsi				

## 3.2 Alat Dan Bahan

### 3.2.1 Alat

#### 1. Komputer

Spesifikasi:

- Prosesor Intel(R) Xeon(R) CPU E3-1246 v3 @3.50Ghz 3.50Ghz
- Memori 8.00 GB
- Sistem Operasi Windows 7 64-bit



Gambar 3.1. Komputer Laboratorium Komputer Fakultas Teknik

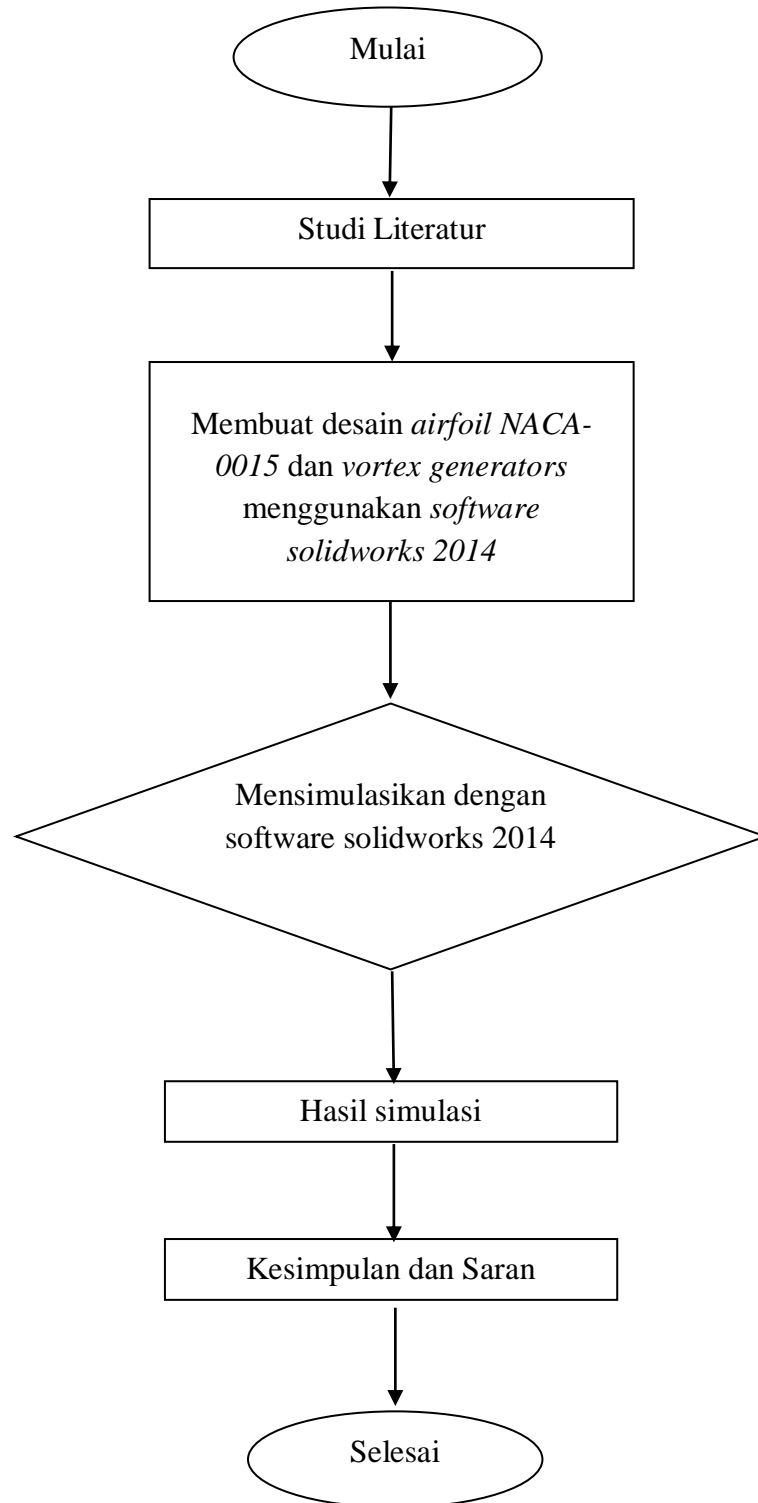
#### 2. Perangkat Lunak *Solidworks* 2014

Program *Solidworks* merupakan program komputer yang berfungsi untuk melakukan analisa kekuatan. Program tersebut dapat membantu kita dalam membuat desain. Dengan demikian, selain biaya yang dikeluarkan berkurang, waktu market daribenda pun dapat dipercepat. *Solidworks* dibuat dengan berdasarkan pada teori yang terdapat dalam perumusan metode elemen hingga.



Gambar 3.2. Perangkat Lunak Solidworks 2014

### 3.3 Diagram Alir

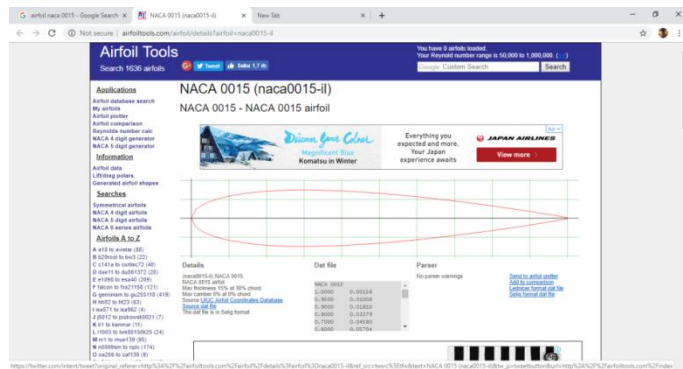


Gambar 3.3. Diagram Alir

### 3.4. Perencanaan Model dengan *software Solidworks 2014*

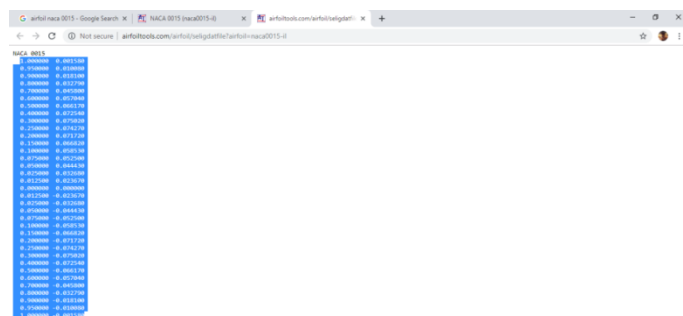
Model yang akan dirancang adalah airfoil NACA-0015 dan vortex generator tipe rectangular winglet, berikut ini adalah langkah-langkah perancangan model dengan menggunakan *software Solidworks 2014*.

1. Nyalakan computer yang akan digunakan untuk merancang desain airfoil yang akan dibuat,
2. Buka “google search” lalu ketik “*airfoil NACA 0015*” pada papan pencarian, lalu klik “NACA 0015 (naca0015-il)-airfoil tools”  
<http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca0015-il>



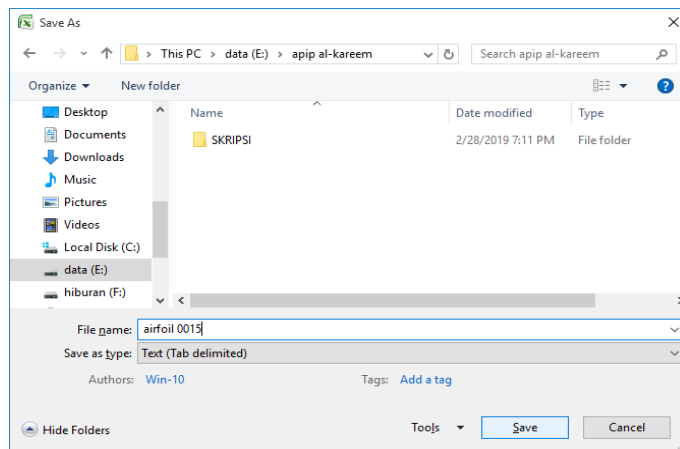
Gambar 3.4. Proses Pencarian Koordinat Airfoil

3. Setelah web terbuka, klik “*selig format dan file*” kemudian “block” dan “copy”



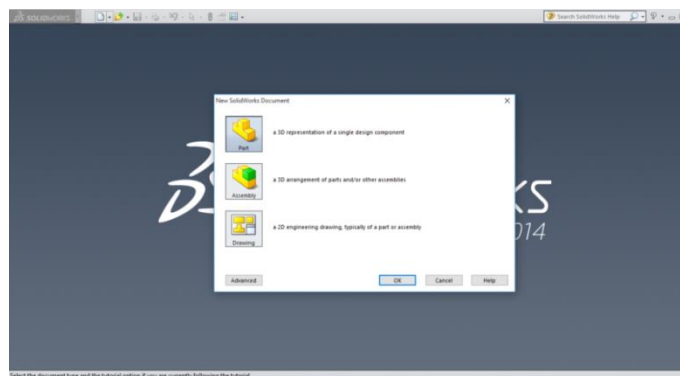
Gambar 3.5. Proses Block Dan Copy Koordinat Airfoil

4. Buka “Microsoft excel”, lalu “*paste*”. Kemudian simpan dalam bentuk “*Text (Tab delimited)*”



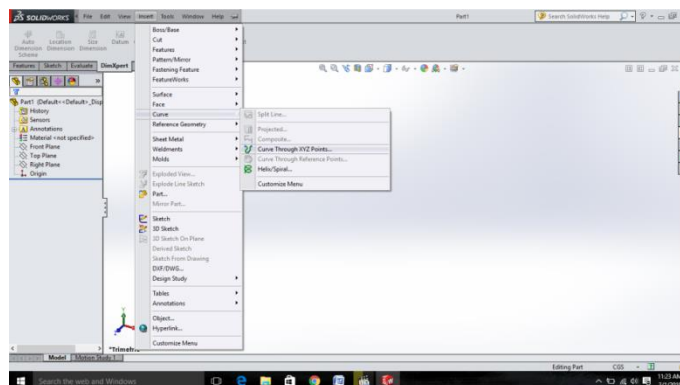
Gambar. 3.6. Proses Menyimpan Data

5. Buka *software Solidworks 2014*
6. Pilih “*New Document*” pada sudut kanan atas tampilan *software Solidworks2014*, kemudian pilih “*part*” dan pilih “*OK*”



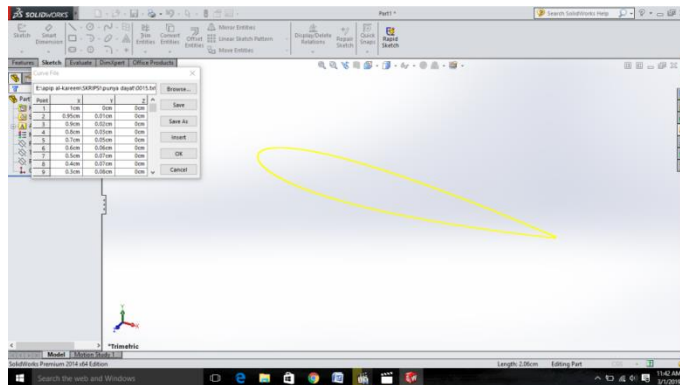
Gambar 3.7. Tampilan Awal *Solidworks2014*

7. Membuat desain Airfoil NACA 0015
  - a) Pilih “*insert*” pada menu bar kemudian pilih “*curve*” lalu pilih “*Curve Through XYZ Point*”



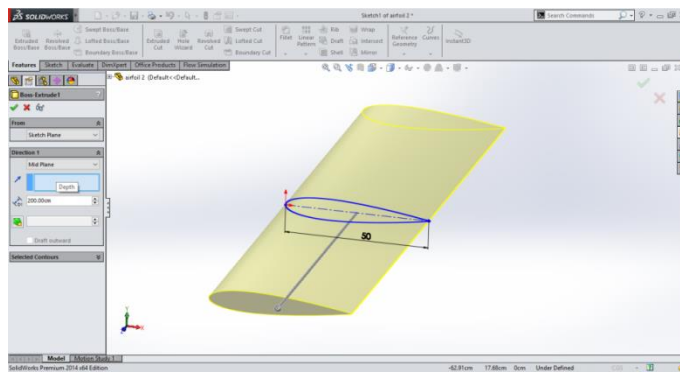
Gambar 3.8. Proses Input Koordinat NACA-0015

- b) Setelah muncul table kurva, klik “*browser*” lalu pilih data koordinat “NACA-0015” lalu klik “*Open*” Setelah itu klik “*OK*”



Gambar 3.9. Input Data Koordinat Airfoil NACA-0015

- c) Setelah desain airfoil selesai dibuat, lalu pilih *features* lalu klik *extrude boss/base* dengan memasukkan nilai 200 cm sebagai nilai panjang dari *airfoil*.

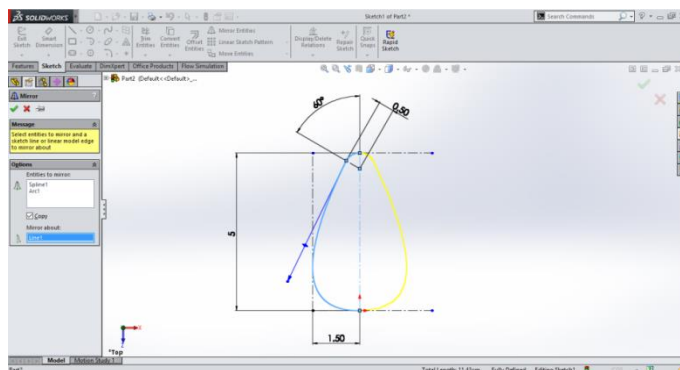


Gambar 3.10. Extruded Airfoil

8. Membuat desain *vortex generator*

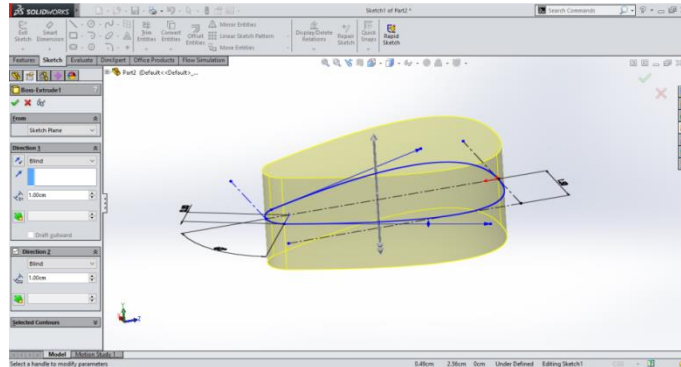
- a) Membuat sketsa kaki *vortex generator* dengan dimensi sebagai berikut:

Panjang : 5 cm  
Lebar : 3 cm



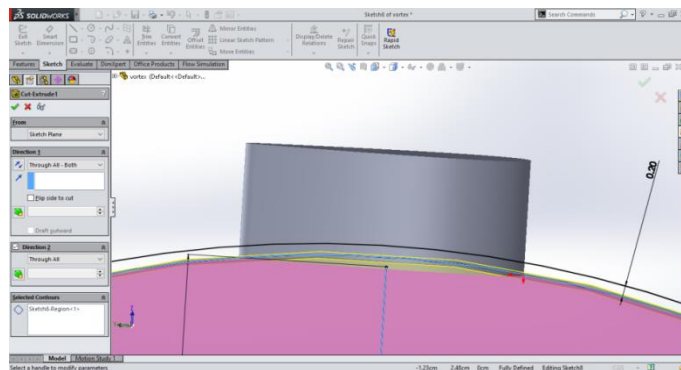
Gambar 3.11. Sketsa Kaki Vortex Generator

- b) Setelah desain kaki selesai dibuat, pilih *features* lalu klik *extruded boss/base* lalu masukkan nilai 2 cm untuk nilai ketebalan kaki *vortex generator*.

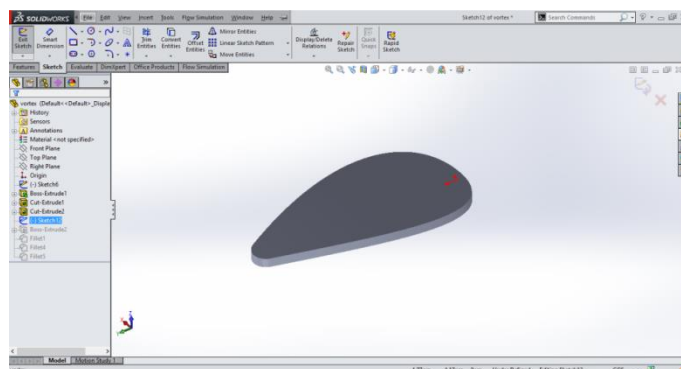


Gambar 3.12. *Extruded Sketsa*

- c) Setelah di *extrude*, lalu potong benda dengan memilih *extruded-cut*, potong brnda dengan bentuk melengkung dengan tebal 2 mm.

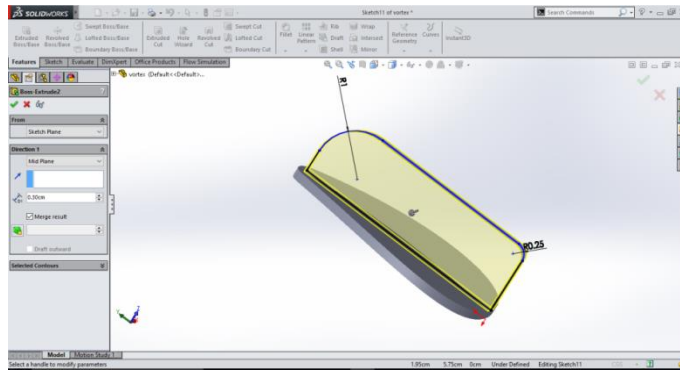


Gambar 3.13. *Extruded-Cut*



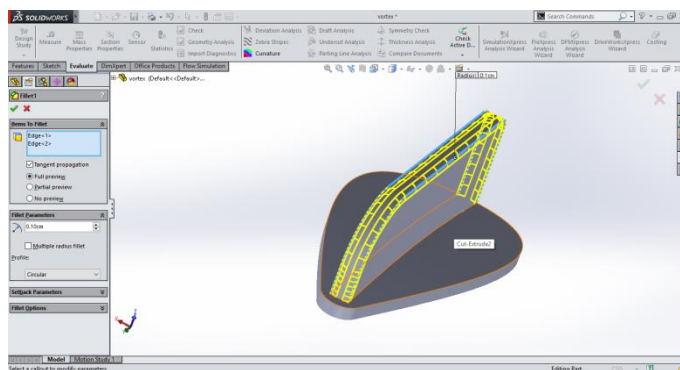
Gambar 3.14. Benda Setelah Di Potong

- d) Kemudian membuat sketsa untuk sirip vortex dengan panjang 4,8 cm, dan tinggi 2 cm, lalu klik *Extruded Boss/Base* dan atur dengan ketebalan 0,3 cm

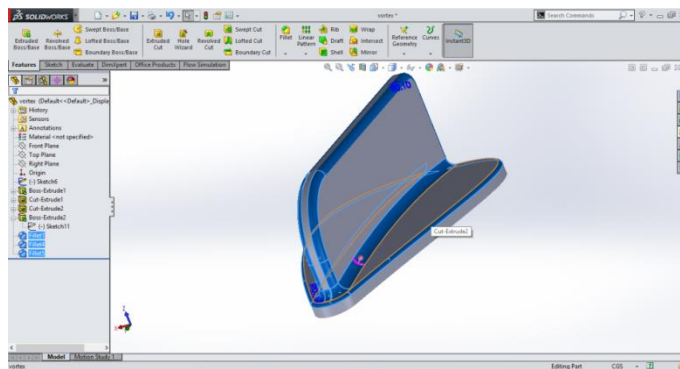


Gambar 3.15. Extruded Sirip Vortex Generator

- e) Membuat radius padat sudut-sudut vortex generator agar lebih aerodinamis dengan klik *Fillet*



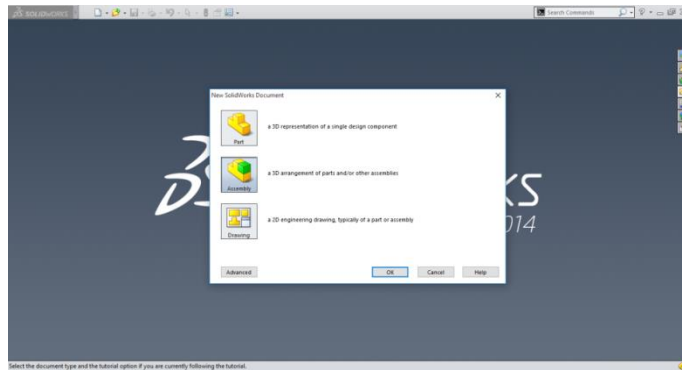
Gambar 3.16. Proses *Fillet*



Gambar 3.17. Hasil *Fillet*

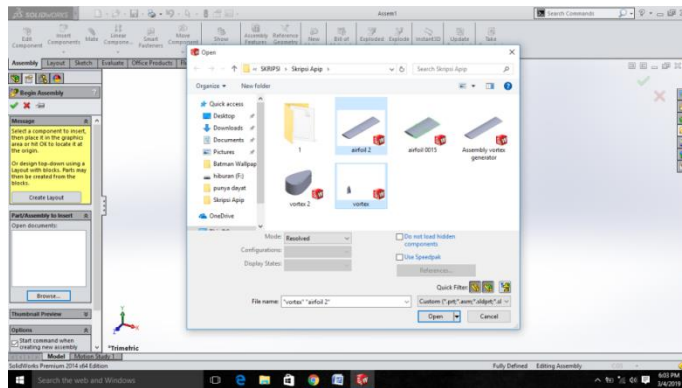
9. Menggabungkan part yang telah dibuat sebelumnya, dengan cara membuka lembar baru pada solidworks dengan meng-klik *New* pilih *assembly* lalu *Ok*.





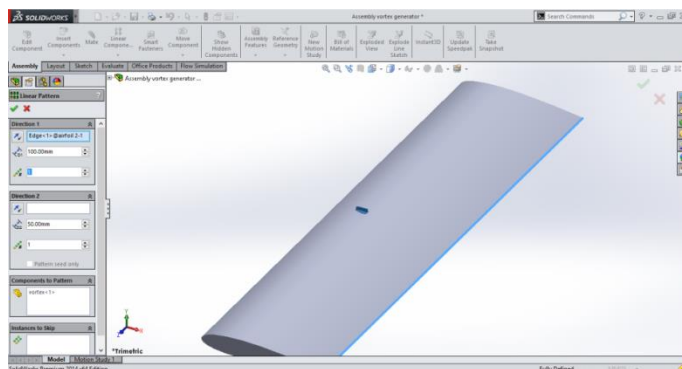
Gambar 3.18. *Assembling*

10. Memilih objek yang akan disatukan (*assembling*) dengan cara *insert-component – browse* pilih objek yang telah dibuat lalu klik *open*.



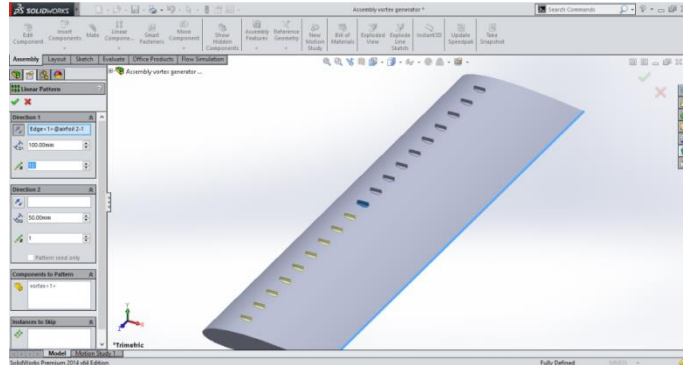
Gambar 3.19. Memilih *Part* Yang Akan Disatukan

11. Menggabungkan objek yang akan dirakit melalui perintah *mate*, klik permukaan *airfoil* lalu klik permukaan kaki *vortex generator* lalu klik tanda centang warna hijau.



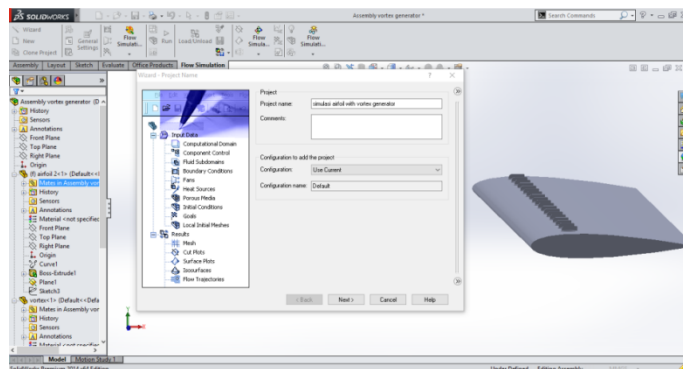
Gambar 3.20. Proses *Assembling*

- Memperbanyak vortex generator dengan klik *linier component* . meng-copy vortex generator sebanyak 19 buah, dan diatur dengan jarak 10 cm antar vortex generator.



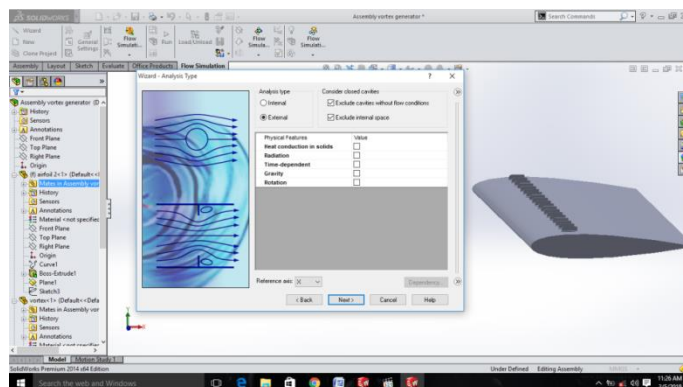
Gambar 3.21. Memperbanyak *Vortex Generator*

- Melakukan simulasi aliran dengan langkah klik *flow simulation – wizard* pada menu bar, kemudian ganti *project name* lalu klik *next*



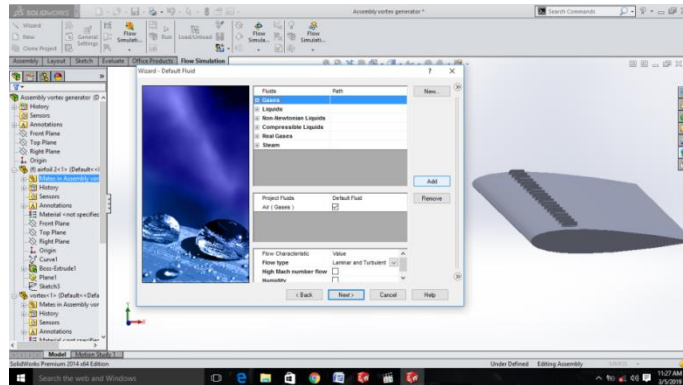
Gambar 3.22. *Project Name*

- Memilih jenis aliran, berikan tanda centang pada *external* lalu klik *next*



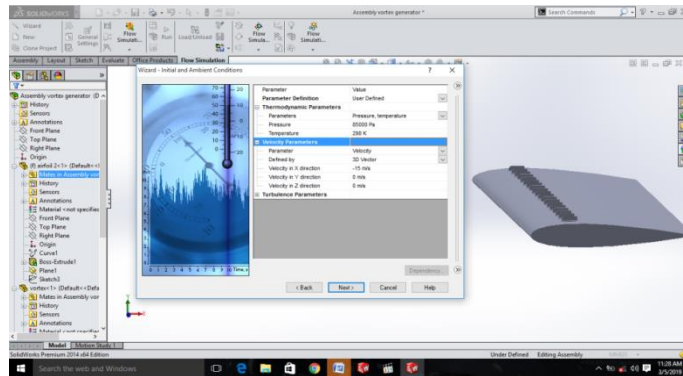
Gambar 3.23. Menentukan Jenis Aliran

15. Menentukan jenis fluida yang akan disimulasikan. Disini saya akan menggunakan udara (*air*). Maka klik *gasses – air* lalu klik *next*



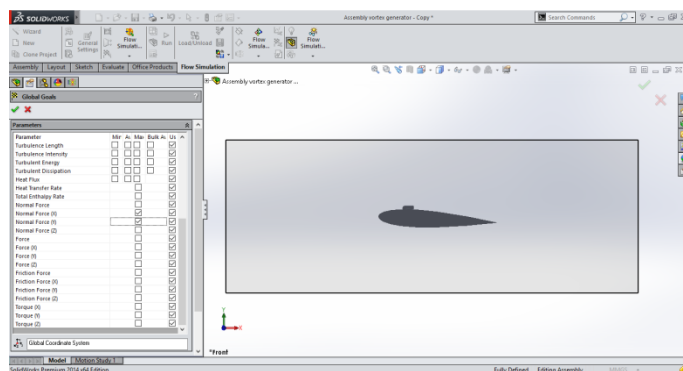
Gambar 3.24. Menentukan Jenis Fluida

16. Mengatur laju aliran pada sumbu X sebesar 80 m/s lalu klik *next –finish*



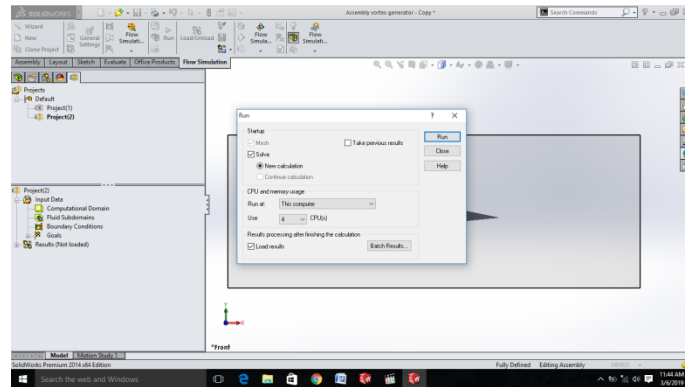
Gambar 3.25. Memasukkan Laju Aliran

17. Klik kanan pada *global goals* – klik *insert goals*. Centang kolom *max* pada *normal pressure (X)* dan *normal pressure (Y)* dan klik pada centang hijau.



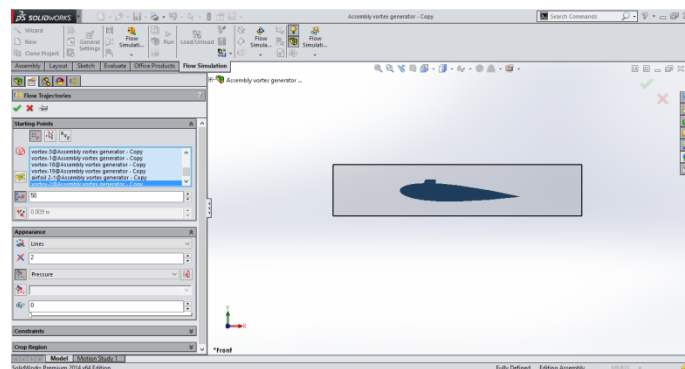
Gambar 3.26. Memasukkan Goals

18. Klik *Run* dan tunggu saat proses *running* berjalan.

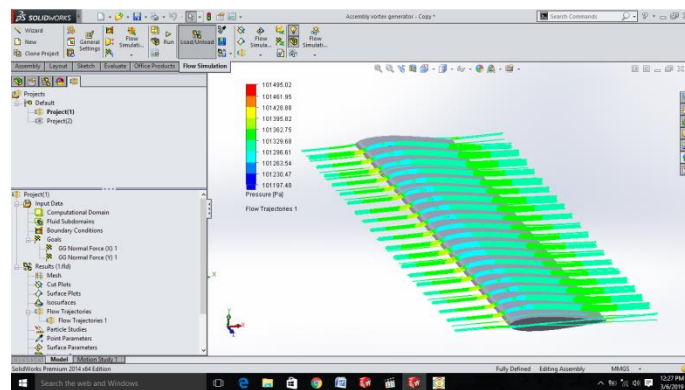


Gambar 3.27. Proses *Run*

19. Setelah proses *Run* selesai, klik *Result* lalu klik kanan pada *Flow Trajectories* kemudian klik *insert* lalu klik pada centang hijau.

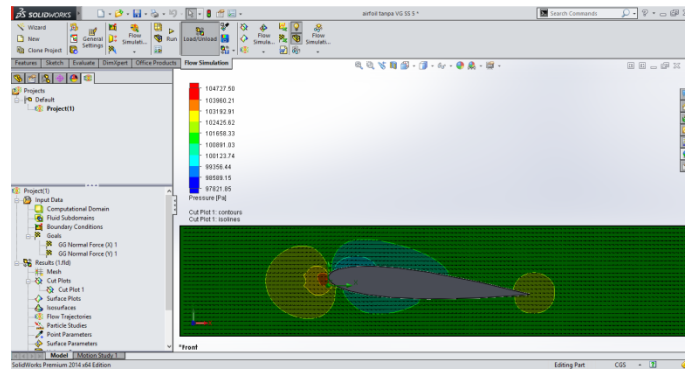


Gambar 3.28. *Flow Trajectories*



Gambar 3.29. Tampilan *Flow Trajectories*

20. Atau bisa dengan menggunakan *Cut plots* kemudian klik pada centang hijau untuk melihat profil aliran udara yang menghantam airfoil.



Gambar 3.30. Tampilan *Cut Plots*

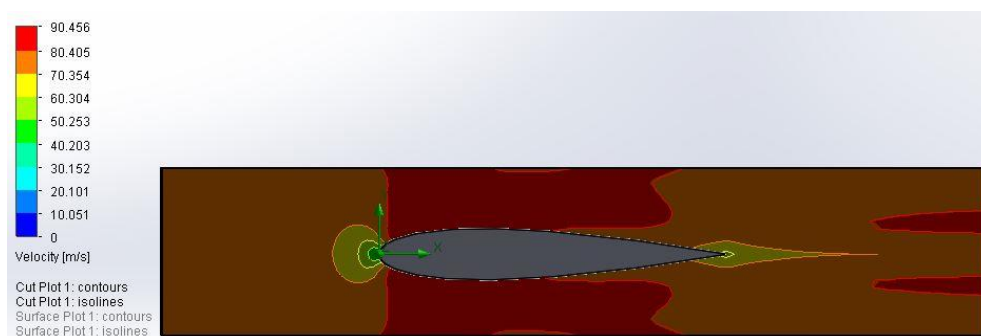
## BAB 4 HASIL DAN PEMBAHASAN

Hasil dari simulasi penelitian profil aliran pada *vortex generator* dengan *airfoil* yang menggunakan perangkat lunak *solidworks2014* disajikan dalam dua kali percobaan yaitu simulasi pada *airfoil* yang menggunakan *vortex generator* dan yang tidak menggunakan *vortex generator*. Penelitian ini dilakukan untuk mengetahui karakteristik udara yang melewati *airfoil* dengan *vortex generators* dan tanpa *vortex generators* dan melihat pengaruh *vortex generator* terhadap koefisien lift ( $C_L$ ) dan koefisien drag ( $C_D$ ) yang terjadi pada *airfoil*. Masing masing percobaan menggunakan variasi sudut serang ( $\alpha$ ) dari  $0^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $15^\circ$ , dengan kecepatan udara ( $v$ ) 80 m/s. Berikut ini adalah hasil dari simulasi aliran udara yang divariasikan terhadap sudut serang (*angel of attack*).

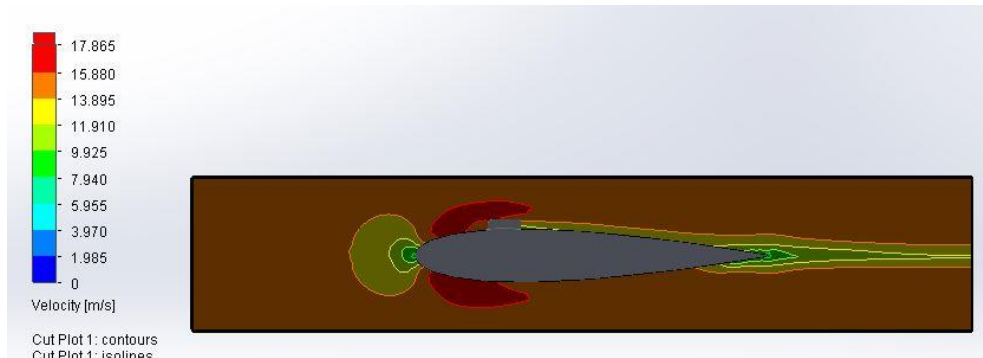
### 4.1. Analisa Profil Aliran Udara

Pada bagian ini akan ditampilkan hasil visualisasi dari fenomena aliran udara yang terjadi sepanjang sayap normal ( tanpa *vortex generator*) dengan sayap yang menggunakan *vortex generator*.

#### 4.1.1. Profil Aliran Udara Pada Sudut serang $0^\circ$



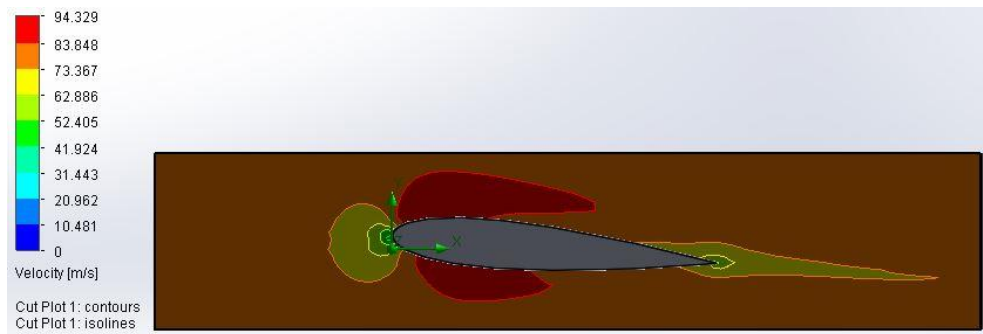
Gambar 4.1. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG  
Sudut serang  $0^\circ$



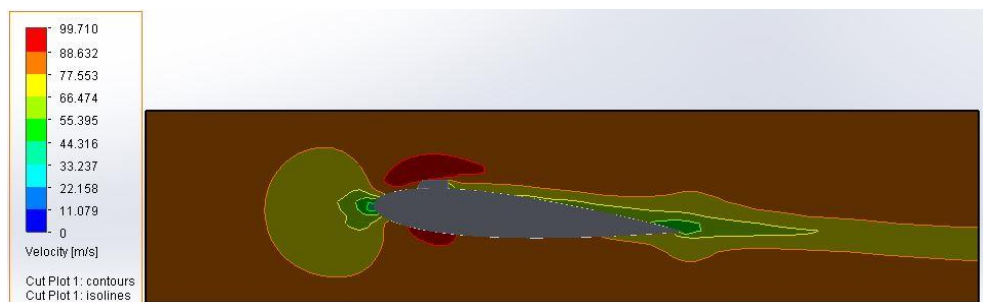
Gambar 4.2. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut serang  $0^\circ$

Gambar diatas memperlihatkan perbandingan hasil visualisasi aliran pada airfoil NACA-0015 dengan dan tanpa menggunakan vortex generator pada sudut serang  $0^\circ$ . Pada foto visualisasi aliran diatas, terlihat bahwa wake (kontur warna merah) pada airfoil tanpa *vortex generator* memiliki ukuran yang sangat besar sangat berbeda dengan *airfoil* dengan *vortex generator* yang memiliki ukuran yang kecil. Pada airfoil dengan *vortex generator* terlihat bahwa udara yang tereduksi juga kecil sekali (kontur warna hijau) berbeda dengan airfoil dengan *vortex generator* yang memiliki ukuran yang lebih besar.

#### 4.1.2. Profil Aliran Udara Pada Sudut Serang $5^\circ$



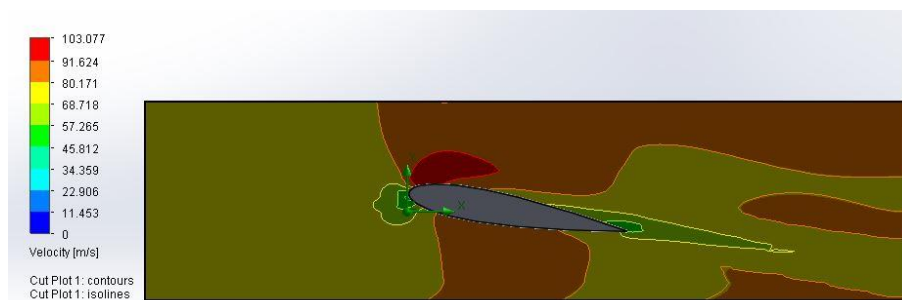
Gambar 4.3. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang  $5^\circ$



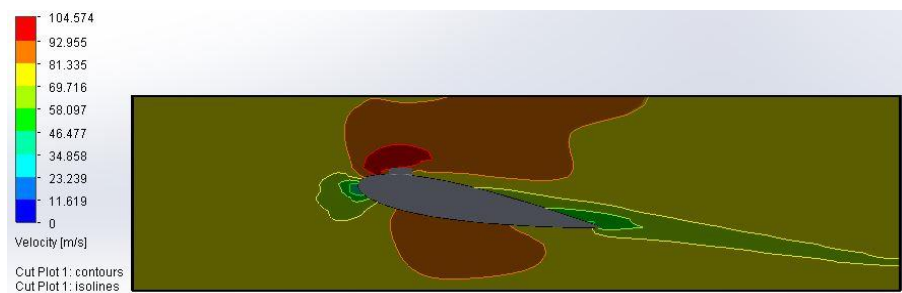
Gambar 4.4. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang 5°

Gambar diatas menampilkan perbandingan distribusi udara yang terjadi pada sayap dengan dan tanpa VG pada sudut serang 5°. Terlihat persebaran udara yang terjadi di antara keduanya, persebaran aliran udara pada airfoil dengan *vortex generator* memiliki *wake* yang lebih kecil (kontur warna merah) dibandingkan pada airfoil yang tidak menggunakan *vortex generator*. Kecepatan aliran yang tereduksi (kontur warna hijau) pada airfoil dengan vortex generator juga terlihat lebih besar dibandingkan dengan airfoil tanpa *vortex generator*. Bisa disimpulkan bahwa *vortex generator* mampu mereduksi aliran udara yang melewatinya.

#### 4.1.3. Profil Aliran Udara Pada Sudut Serang 10°



Gambar 4.5. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang 10°



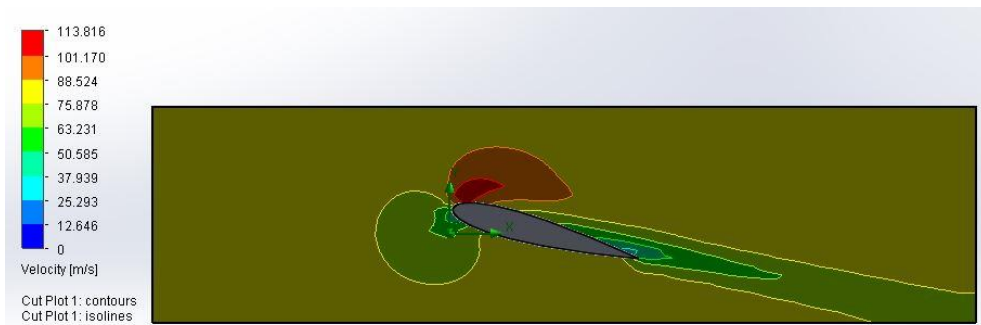
Gambar 4.6. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang 10°

Kedua gambar di atas menunjukkan perbandingan persebaran udara yang terjadi pada sayap dengan dan tanpa VG pada sudut serang 10°. Terlihat bahwa persebaran udara pada sayap tanpa VG mengalami ulakan (*vortices*) yang besar (warna merah). Ulakan ini merupakan aliran turbulen yang sangat mempengaruhi

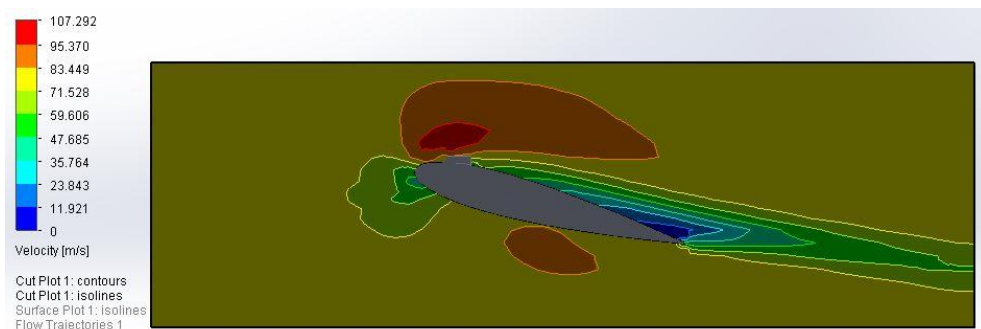


besarnya gaya hambat. Sedangkan pada sayap dengan VG terlihat ulakan udara yang terjadi tidak besar dan sangat stabil sampai pada bagian ekor sayap.

#### 4.1.4. Profil Aliran Udara Pada Sudut Serang 15°



Gambar 4.7. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Tanpa VG Sudut Serang 15°



Gambar 4.8. Visualisasi Foto Aliran Udara Pada Sayap Dengan VG Sudut Serang 15°

Kedua gambar di atas menunjukkan perbandingan persebaran aliran udara yang terjadi antara sayap dengan dan tanpa *vortex generator* pada sudut serang 15°. Pada percobaan ini, terlihat *wake* pada airfoil dengan vortex lebih besar dari airfoil tanpa *vortex generator*. Ini terjadi karena sudut serang yang telah mencapai titik stall airfoil. Namun aliran yang tereduksi (kontur warna hija-biru) tetap lebih besar pada airfoil yang menggunakan *vortex generator*.

## 4.2. Menghitung Nilai Koefisien Lift dan Drag

Tabel 4.1. Data Gaya Angkat Dan Gaya Hambat Hasil Simulasi

Sudut serang	Tanpa Vortex Generator		Dengan Vortex Generator	
	Gaya Angkat	Gaya Hambat	Gaya Angkat	Gaya Hambat
	$F_L$ (N)	$F_D$ (N)	$F_L$ (N)	$F_D$ (N)
0°	16,3304	9,61863	-0,392865	0,96668
5°	358,858	31,0082	386,268	40,7649
10°	1031,99	147,995	946,377	127,764
15°	1711,56	315,308	1338,85	370,179

### 4.2.1. Koefisien Lift

- Data :
- Panjang airfoil (L) = 2 m
  - Kecepatan aliran (V) = 80 m/s
  - Rapat massa ( $\rho$ ) = 1,2096 kg/m<sup>3</sup> (tabel sifat-sifat udara pada tekanan atmosfer temperature 20,05°C)

#### 4.2.1.1. Sayap Tanpa Vortex Generator

- Sudut Serang 0°

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

$$C_L = \frac{358,858N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg / m^3 (80m / s)^2 0,1688m^2}$$

$$C_L = \frac{358,858N}{0,6048kg / m^3 \cdot 6400m^2 / s^2 \cdot 0,1688m^2}$$

$$C_L = 0,549$$

- Sudut Serang 5°

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

$$C_L = \frac{358,858N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,1688m^2}$$

$$C_L = \frac{358,858N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,1688m^2}$$

$$C_L = 0,549$$

- Sudut Serang 10°

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

$$C_L = \frac{1031,99N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,2288m^2}$$

$$C_L = \frac{1031,99N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,2288m^2}$$

$$C_L = 1,165$$

- Sudut Serang 15°

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

$$C_L = \frac{1711,56N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,3196m^2}$$

$$C_L = \frac{1711,56N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,3196m^2}$$

$$C_L = 1,383$$

#### 4.2.1.2. Sayap Dengan Vortex Generator

- Sudut Serang 0°

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

$$C_L = \frac{-0,3928N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2089kg/m^3 (80m/s)^2 \cdot 0,1502m^2}$$

$$C_L = \frac{-0,3928N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,1502m^2}$$

$$C_L = -0,000675$$

- Sudut Serang 5°

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

$$C_L = \frac{386,268N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 \cdot 0,1688m^2}$$

$$C_L = \frac{386,628N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,1688m^2}$$

$$C_L = 0,591$$

- Sudut Serang 10°

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

$$C_L = \frac{946,377N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 \cdot 0,2288m^2}$$

$$C_L = \frac{946,377N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,2288m^2}$$

$$C_L = 1,009$$

- Sudut Serang 15°

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

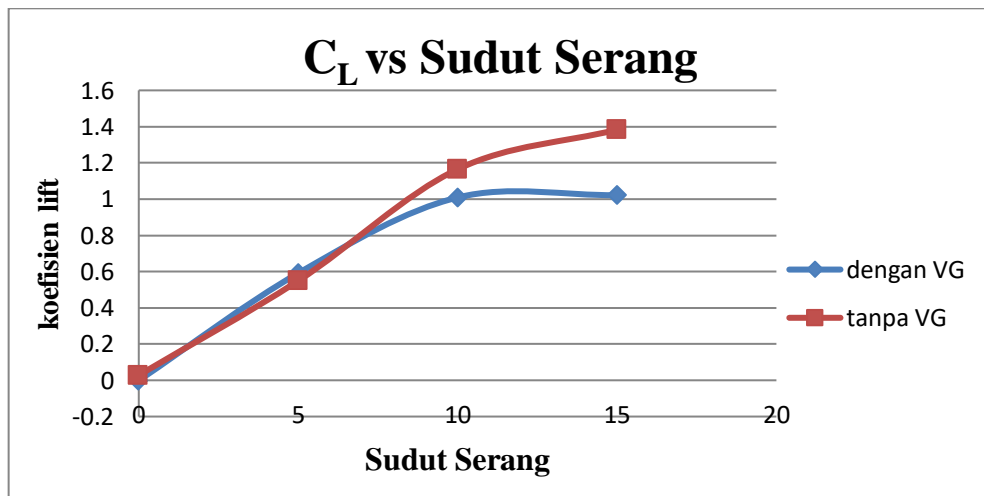
$$C_L = \frac{1338,85N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 \cdot 0,3196m^2}$$

$$C_L = \frac{1338,85N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,3196m^2}$$

$$C_L = 1,0219$$

Tabel 4.2. Perbandingan  $C_L$  Pada Sayap

Sudut Serang ( $^\circ$ )	$C_L$ Sayap Tanpa VG	$C_L$ Sayap dengan VG
0	0,028	-0,000675
5	0,549	0,591
10	1,165	1,009
15	1,383	1,0219



Gambar 4.9. Grafik Koefisien Lift Terhadap Sudut Serang

Dari grafik diatas, terlihat bahwa tidak ada peningkatan  $C_L$  yang signifikan. Peningkatan nilai  $C_L$  terjadi hanya pada sudut serang  $5^\circ$  sebesar 0,042 atau 7,11%.

## 4.2.2. Koefisien Drag

### 4.2.2.1. Sayap Tanpa Vortex Generator

- Sudut Serang  $0^\circ$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{9,61863N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,1502m^2}$$

$$C_D = \frac{9,61863N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,1502m^2}$$

$$C_D = 0,0165$$

- Sudut Serang  $5^\circ$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{31,0082N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,1688m^2}$$

$$C_D = \frac{31,0082N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,1688m^2}$$

$$C_D = 0,047$$

- Sudut Serang  $10^\circ$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{147,99N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,2288m^2}$$

$$C_D = \frac{147,99N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,2288m^2}$$

$$C_D = 0,167$$

- Sudut Serang 15°

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{315,308N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg / m^3 (80m / s)^2 0,3196m^2}$$

$$C_D = \frac{315,308N}{0,6048kg / m^3 \cdot 6400m^2 / s^2 \cdot 0,3196m^2}$$

$$C_D = 0,255$$

#### 4.2.2.2. Sayap Dengan Vortex Generator

- Sudut Serang 0°

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{0,96668N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg / m^3 (80m / s)^2 0,1502m^2}$$

$$C_D = \frac{0,96668N}{0,6048kg / m^3 \cdot 6400m^2 / s^2 \cdot 0,1502m^2}$$

$$C_D = 0,00166$$

- Sudut Serang 5°

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{40,7649N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg / m^3 (80m / s)^2 0,1688m^2}$$

$$C_D = \frac{40,7649N}{0,6048kg / m^3 \cdot 6400m^2 / s^2 \cdot 0,1688m^2}$$

$$C_D = 0,0589$$

- Sudut Serang 10°

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{127,764N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,2288m^2}$$

$$C_D = \frac{127,764N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,2288m^2}$$

$$C_D = 0,136$$

- Sudut Serang 15°

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho V^2 A}$$

$$C_D = \frac{370,189N}{\frac{1}{2} \cdot 1,2096kg/m^3 (80m/s)^2 0,3196m^2}$$

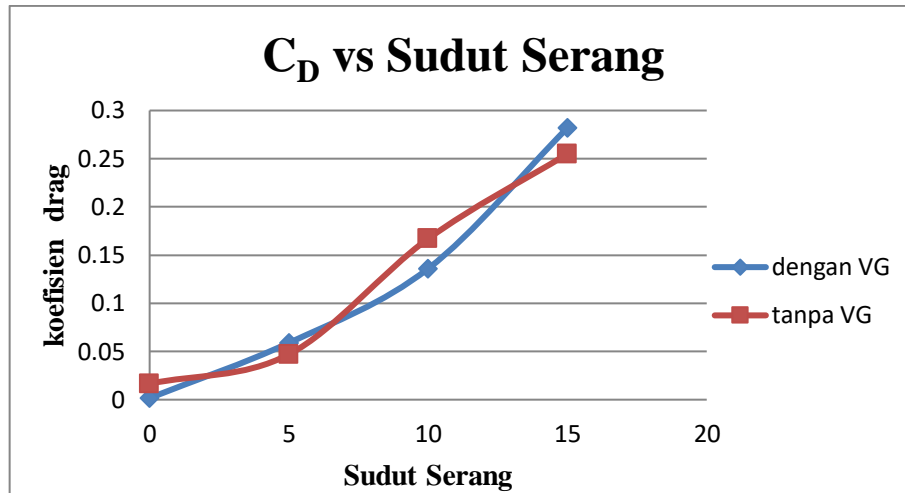
$$C_D = \frac{370,189N}{0,6048kg/m^3 \cdot 6400m^2/s^2 \cdot 0,3196m^2}$$

$$C_D = 0,282$$

Table 4.3. Perbandingan  $C_D$  Pada Sayap

Sudut Serang (°)	$C_L$ Sayap Tanpa VG	$C_L$ Sayap dengan VG
0	0,0165	0,00166
5	0,047	0,589
10	0,167	0,136
15	0,255	0,282





Gambar 4.10. Grafik Koefisien Drag Terhadap Sudut serang

Dari grafik perbandingan  $C_D$  diatas dapat kita lihat bahwa pada sudut serang  $10^\circ$  nilai koefisien hambat  $C_D$  pada sayap dengan VG lebih rendah dari pada sayap tanpa VG terjadi penurunan sebesar 0,31 atau 18%. Dari sini dapat kita simpulkan bahwa penggunaan VG untuk menurunkan koefisien *drag* yang paling efektif adalah pada sudut serang  $10^\circ$ .

## **BAB 5**

### **KESIMPULAN DAN SARAN**

Bab ini berisikan kesimpulan yang diperoleh dari hasil simulasi numerik profil aliran udara pada vortex generator pada percobaan simulasi *solidworks* dan saran-saran serta masukan yang perlu diperhatikan agar nantinya dapat menjadi penyempurna dalam melakukan penelitian ulang maupun dalam pengembangan penelitian serupa agar mendapatkan hasil yang lebih baik.

#### 5.1. Kesimpulan

Berdasarkan hasil percobaan yang dilakukan pada simulasi, pembahasan serta analisa yang telah dilakukan pada bab sebelumnya, maka dapat di ambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Karakteristik aliran udara yang melewati sayap (*airfoil*) yang menggunakan VG cenderung lebih stabil bila dibandingkan dengan sayap yang tidak menggunakan VG. Karena vortex generator mampu mereduksi separasi udara yang melewatinya.
2. Penggunaan VG untuk menurunkan koefisien *drag* yang paling efektif adalah pada sudut serang  $10^\circ$ .
3. Penurunan nilai  $C_D$  yang tertinggi terjadi pada sudut serang  $10^\circ$  nilai  $C_D$  pada sayap dengan VG adalah sebesar 0,031 atau 18% lebih rendah dari nilai  $C_D$  pada sayap tanpa VG.
4. Dari hasil simulasi, sudut serang yang menghasilkan gaya angkat maksimum adalah sudut serang  $15^\circ$  yaitu 1711,56 N pada sayap tanpa VG dan 1338 N pada sayap dengan VG.
5. Semakin besar sudut serang, maka semakin besar gaya angkat yang dihasilkan. Sampai pada batas sudut kritisnya.

## 5.2. Saran

Pada pelaksanaan penelitian ini masih terdapat banyak kekurangan dan hambatan dalam melaksanakan kegiatan penelitian. Adapun saran yang dapat penulis berikan adalah:

1. Gunakan komputer yang memiliki spesifikasi tinggi, dalam artian sanggup untuk melakukan simulasi pada *solidwork* agar tidak terjadi eror pada saat menjalankan simulasi dan lebih akurat dalam pengambilan data serta tidak memakan waktu lama untuk penyajian data.
2. Jangan malu untuk bertanya ataupun berdiskusi dengan orang lain yang mengerti dengan permasalahan tentang penelitian yang dilakukan.

## DAFTAR PUSTAKA

- Haryadi, Setyo. (2015). *Studi Numerik Penggunaan Vortex Generator Terhadap Boundary Layer Airfoil NACA 23018*. Surabaya: Program Studi Teknik Pesawat Udara, Akademi Teknik dan Keselamatan Penerbangan Surabaya.
- Klistafani, Yiyin. (2018). *Karakteristik Aliran Fluida di Dalam Asymmetric Diffuser dengan Penambahan Vortex Generator*. Makassar: Teknik Mesin Negeri Ujung Pandang.
- Azmi, Ulul dan Herman Sasongko. (2015). *Studi Eksperimen dan Numerik Pengaruh Penambahan Vortex Generator pada Airfoil NACA LS-0410*. Surabaya: Fakultas Teknologi Industri, ITS.
- Sukoco. (2015) *Upaya Peningkatan Gaya Angkat pada Model Airfoil dengan Menggunakan Vortex Generator*. Yogyakarta: Univesitas Janabadra.
- Haq, Fahmi Khafidhul dan Prof. Ir. Sutardi. M.Eng, Ph.D. (2016) *Studi Eksperimen Karakteristik Alirn Dalam Diffuser dengan dan tanpa Vortex Genrator*. Surabaya: Fakultas Teknologi Industri, ITS.
- Ghofar, Arif Maulana.(2017) *Pemilihan Sudut Pasang Airfoil NACA 2412 pada Tail UAV Male dengan menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dinamic untuk Memperoleh Gaya Angkat*.Skripsi. Surabaya: Fakultas Teknik Industri, UII.
- Syaiful. (2017). *Efek Longitudinal Vortex yang di Hasilkan dari Vortex Generator Jenis Concave Delta dan Rectangular Winglet Terhadap Perbaikan Perpindahan Panas : Visualisasi Aliran/Studi Eksperimental*. Surabaya. Semarang : Departemen Teknik Mesin.
- Wijaya, Radiaprima Kartika. (2015). *Studi Numerik Tentang Aliran Sekunder pada Airfoil NACA LS-0417 dengan Vortex Generator di Dekat Endwall* [thesis]. Surabaya : Fakultas Teknik Industri, ITS

Anderson, J.J. (1996). *Fundamental of Aerodynamic*. New York: Mc.Graw Hill-Book Company

Haryadi, Setyo dan Wawan Aries Widodo. (2015). *Efek Penggunaan Vortex Generator Terhadap Karakteristik Aliran Pada Airfoil NACA 43018*. Surabaya: Teknik Mesin, ITS.

# LAMPIRAN

## LEMBAR ASISTENSI TUGAS AKHIR

### Analisa Numerik Laju Aliran Udara Pada Vortex Generator

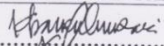
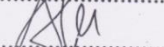
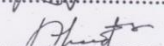
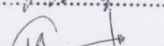
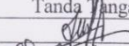
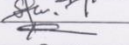
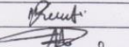
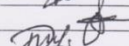
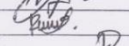
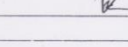

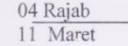
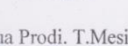
Nama : Abdullah Afif Al Karim  
NPM : 1407230190

Dosen Pembimbing 1 : Khairul Umurani, S.T., M.T  
Dosen Pembimbing 2 : Sudirman Lubis, S.T., M.T

No	Hari/Tanggal	Kegiatan	Paraf
		- Pembetulan Spesifikasi tugas.	ke
		- Perbaiki pendahuluan.	ke
		- Perbaiki Tinjauan pustaka	ke
		- Perbaiki metode	ke
		- Perbaiki analisa data.	ke
		- lanjut ke pembimbing 2	ke
		- Perbaiki Keterangan Gambar & grafik	Afu
		- Perbaiki Spasi	Afu
		- lanjut ke pembimbing 1	Afu
		- Acc Seminar	Afu
		ACC, Seminar	ke

**DAFTAR HADIR SEMINAR  
TUGAS AKHIR TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK – UMSU  
TAHUN AKADEMIK 2018 – 2019**

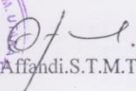
Peserta Seminar  
 Nama : Abdullah Afis Al karim  
 NPM : 1407230190  
 Judul Tugas Akhir : Simulasi Numerik Profil Aliran Udara Pada Vortex Ge-  
 Nerator.

DAFTAR HADIR		TANDA TANGAN	
Pembimbing – I	: Khairul Umurani.S.T.M.T	:	
Pembimbing – II	: Sudirman Lubis.S.T.M.T	:	
Pembanding – I	: Ahmad Marabdi Srg.S.T.M.T	:	
Pembanding – II	: Chandra A Siregar.S.T.M.T	:	
No	NPM	Nama Mahasiswa	Tanda Tangan
1	1407230200	M. FACHRULROZI DAMANIK	
2	1407230040	M. Suhairi	
3	1407230065	M. Robby Kurniawan	
4	1407230047	Azhah	
5	1407230114	ZILKIFLI	
6	1407220183	KEVIN GHIFFARI	
7	1409230085	DEPI HARISANDI	
8	1407230232	RENDI PERMANA	
9	1407220134	T. H. H. H.	
10			

Medan, 04 Rajab 1440 H  
 11 Maret 2019 M

Ketua Prodi. T.Mesin



  
 Affandi.S.T.M.T



DAFTAR EVALUASI SEMINAR FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA

NAMA : Abdullah Afis Alkarim  
NPM : 1407230190  
Judul T.Akhir : Simulasi Numerik Profil Aliran Udara Pada Vortex Generator.

Dosen Pembimbing – I : Khairul Umurani.S.T.M.T  
Dosen Pembimbing – II : Sudirman Lubis.S.T.M.T  
Dosen Pembanding - I : Ahmad Marabdi Srg.S.T.M.T  
Dosen Pembanding - II : Chandra A Siregar.S.T.M.T

KEPUTUSAN

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

- Lihat Catatan pada T.A yg telah diperdasa  
perbaikan Bab dan Bab-3

3. Harus mengikuti seminar kembali  
Perbaikan :

Medan 04 Rajab 1440H  
11 Maret 2019 M



Diketahui :  
Ketua Prodi. T.Mesin

*Affandi*  
Affandi S.T.M.T

Dosen Pembanding- I

*Ahmad Marabdi Siregar*  
Ahmad Marabdi Siregar.S.T.M.T

DAFTAR EVALUASI SEMINAR FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS MUHAMMADIYAH SUMATERA UTARA

NAMA : Abdullah Afis Alkarim  
NPM : 1407230190  
Judul T.Akhir : Simulasi Numerik Profil Aliran Udara Pada Vortex Generator.

Dosen Pembimbing - I : Khairul Umurani.S.T.M.T  
Dosen Pembimbing - II : Sudirman Lubis.S.T.M.T  
Dosen Pembanding - I : Ahmad Marabdi Srg.S.T.M.T  
Dosen Pembanding - II : Chandra A Siregar.S.T.M.T

KEPUTUSAN

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

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

3. Harus mengikuti seminar kembali  
Perbaikan :

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

Medan 04 Rajab 1440H  
11 Maret 2019 M

Diketahui :  
Ketua Prodi. T.Mesin



Alfandi S.T.M.T

Dosen Pembanding- II

Chandra A Siregar.S.T.M.T

## DAFTAR RIWAYAT HIDUP



Nama : Abdullah Afif Al Karim  
Npm : 1407230190  
Tempat / Tanggal Lahir : Binjai / 01 Januari 1996  
Jenis Kelamin : Laki – Laki  
Agama : Islam  
Status : Belum Menikah  
Alamat : Jl. Samanhudi No.96

Kel / Desa : Berngam  
Kecamatan : Binjai Kota  
Kabupaten : Kota Binjai  
Provinsi : Sumatera Utara

No. HP : 0852-7706-5153  
Email : apipalkareem96@gmail.com  
Nama Orang Tua  
Ayah : Drs. Abdul Karim Azizi  
Ibu : Hj. Nuralina A.Md

### PENDIDIKAN FORMAL

2001 – 2007 : SD Negeri 020584 Binjai  
2007 – 2010 : SMP Negeri 8 Binjai  
2010 – 2013 : SMK Negeri 2 Binjai  
2014 – 2019 : Mengikuti Pendidikan S1 Program Studi Teknik Mesin  
Fakultas Teknik Universitas Muhammadiyah Sumatera Utara