

**PEMILIHAN SUDUT PASANG AIRFOIL NACA 2412 PADA  
TAIL UAV MALE DENGAN MENGGUNAKAN *SOFTWARE*  
BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC* UNTUK  
MEMPEROLEH GAYA ANGKAT OPTIMAL**

**TUGAS AKHIR**

**Diajukan Sebagai Salah Satu Syarat  
Untuk Memperoleh Gelar Sarjana Teknik Mesin**



**Disusun Oleh :**

**Nama : ARIF MAULANA GHOFAR**

**No. Mahasiswa : 14525033**

**NIRM : 2014070213**

**JURUSAN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNOLOGI INDUSTRI  
UNIVERSITAS ISLAM INDONESIA  
YOGYAKARTA**

**2018**

## PERNYATAAN KEASLIAN

Demi allah yang maha segalanya, saya akui karya ini adalah hasil kerja saya sendiri kecuali kutipan dan ringkasan yang telah saya cantumkan sumbernya. Apabila dikemudian hari terbukti pengakuan saya tidak benar serta melanggar peraturan yang sah dalam hak kekayaan intelektual, maka saya bersedia ijazah yang saya terima untuk ditarik kembali oleh Universitas Islam Indonesia.

Yogyakarta, 11 Januari 2018



Arif Maulana Ghofar  
NIM. 14525033

**LEMBAR PENGESAHAN DOSEN PEMBIMBING**

**PEMILIHAN SUDUT PASANG AIRFOIL NACA 2412 PADA  
TAIL UAV MALE DENGAN MENGGUNAKAN SOFTWARE  
BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC* UNTUK  
MEMPEROLEH GAYA ANGKAT OPTIMAL**

**TUGAS AKHIR**



**Disusun Oleh :**

**Nama : ARIF MAULANA GHOFAR**

**No. Mahasiswa : 14525033**

**NIRM : 2014070213**

Yogyakarta, 11 Januari 2018

Pembimbing 1,  
  
Rahmat Riza, ST., M.Sc.ME

Rahmat Riza, ST., M.Sc.ME

NIP 155230402

**LEMBAR PENGESAHAN DOSEN PENGUJI**

**PEMILIHAN SUDUT PASANG AIRFOIL NACA 2412 PADA  
TAIL UAV MALE DENGAN MENGGUNAKAN *SOFTWARE*  
BERBASIS *COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC* UNTUK  
MEMPEROLEH GAYA ANGKAT OPTIMAL**

**TUGAS AKHIR**

**Disusun Oleh :**

**Nama : ARIF MAULANA GHOFAR**

**No. Mahasiswa : 14525033**

**NIRM : 2014070213**

**Tim Penguji**

Rahmat Riza, ST., M.Sc.ME

Ketua

Tanggal : 03/05/2018

Purtojo, ST., M.Sc

Anggota I

Tanggal : 03/05/18

Arif Budi Wicaksono, ST., M.Eng

Anggota II

Tanggal : 2/5/2018

Mengetahui

Ketua Jurusan Teknik Mesin

Dr. Eng. Kisdiong, ST., M.Eng

NIP 005250101



## HALAMAN PERSEMBAHAN

*Alhamdulillah..Alhamdulillah..Alhamdulillahirobbil'amin..*

*Sujud syukurku kusembahkan kepadamu Tuhan yang Maha Agung, Maha Tinggi, Maha Adil, Maha Penyayang, atas takdirmu telah kau jadikan aku manusia yang senantiasa berpikir, berilmu, beriman dan bersabar dalam menjalani kehidupan ini. Semoga keberhasilan ini menjadi satu langkah awal bagiku untuk meraih cita-cita besarku.*

*Lantunan Al-fatimah beriring Shalawat dalam silahku merintih, menadahkan doa dalam syukur yang tiada terkira, terima kasihku untukmu. Kupersembahkan sebuah karya kecil ini untuk Ayahanda dan Ibundaku tercinta, yang tiada pernah hentinya selama ini memberiku semangat, doa, dorongan, nasehat dan kasih sayang serta pengorbanan yang tak tergantikan hingga aku selalu kuat menjalani setiap rintangan yang ada didepanku.,,Ayah,.. Ibu...terimalah bukti kecil ini sebagai kado keseriusanku untuk membalas semua pengorbananmu.. dalam hidupmu demi hidupku kalian ikhlas mengorbankan segala perasaan tanpa kenal lelah, dalam lapar berjuang separuh nyawa hingga segalanya.. Maafkan anakmu Ayah,, Ibu,, masih saja ananda menyusahkanmu..*

*Dalam silah di lima waktu mulai fajar terbit hingga terbenam.. seraya tangaku menadah”.. ya Allah ya Rahman ya Rahim... Terimakasih telah kau tempatkan aku diantara kedua malaikatmu yang setiap waktu ikhlas menjagaku,, mendidikku,, membimbingku dengan baik,, ya Allah berikanlah balasan setimpal syurga firdaus untuk mereka dan jauhkanlah mereka nanti dari panasnya sengat hawa api nerakamu..*

## HALAMAN MOTTO

*“Dan orang mukmin yang paling sempurna imannya adalah mereka yang paling baik akhlaknya”*

*(HR. Ahmad)*

*“Sesungguhnya sesudah kesulitan itu ada kemudahan”*

*(Qs.Al-Insyiraah Ayat: 5-6)*

*”Jadilah engkau orang yang berilmu (pandai) atau orang yang belajar, atau orang yang mendengarkan ilmu atau yang mencintai ilmu. Dan janganlah engkau menjadi orang yang kelima maka kamu akan celaka”*

*(H.R Baehaqi)*

*“Barangsiapa yang menghendaki kebaikan di dunia maka dengan ilmu.  
Barangsiapa yang menghendaki kebaikan di akhirat maka dengan ilmu.  
Barangsiapa yang menghendaki keduanya maka dengan ilmu”*

*(HR. Bukhori dan Muslim)*

*“Barang siapa yang dikehendaki Allah menjadi baik, maka dia akan difahamkan dalam hal agama. Dan sesungguhnya ilmu itu dengan belajar”*

*(HR. Bukhori)*

## **KATA PENGANTAR ATAU UCAPAN TERIMA KASIH**

Segala puji dan syukur penulis panjatkan kehadirat Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat, karunia serta hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Skripsi ini.

Atas petunjuk dan ridho-Nya juga penulis dapat melaksanakan kerja Penelitian dengan baik dan lancar. Skripsi ini ditujukan untuk memenuhi salah satu persyaratan ujian akhir guna memperoleh gelar Sarjana Teknik Mesin (ST) pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Universitas Islam Indonesia Yogyakarta.

Dalam penulisan skripsi ini, penulis selalu mendapatkan bimbingan, dorongan, serta semangat dari banyak pihak. Oleh karena itu penulis ingin mengucapkan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada dosen pembimbing yang telah meluangkan waktunya, tenaga dan pikirannya untuk membimbing penulis dalam penulisan skripsi ini, selain dosen pembimbing penulis banyak mendapatkan bantuan dari berbagai pihak, oleh sebab itu penulis ingin mengungkapkan rasa terimakasih kepada:

Allah SWT yang selalu melimpahkan segala nikmat dan rahmat-Nya, sehingga penulis dapat menyelesaikan kerja praktek ini.

1. Kedua orang tua dan seluruh keluarga tercinta yang selalu memberikan do'a, motivasi serta bantuan baik moril dan materil.
2. Bapak Dr.Eng.Risdiyono, ST., M.Eng. selaku kepala program studi Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.
3. Bapak Muhammad Ridlwan, ST., MT. selaku dosen wali akademik mahasiswa Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia angkatan 2014.
4. Bapak Rahmat Riza, ST., M.Sc.ME. selaku dosen pembimbing Skripsi yang telah memberikan bimbingan, pengarahan dan perhatian baik sebelum hingga Skripsi selesai.
5. Bapak Iwan Krisnanto selaku kepala divisi Pusat Rancang Bangun di PT Dirgantara Indonesia.

6. Bapak Suharta selaku *Manager* departemen Rancang Bangun Struktur di PT Dirgantara Indonesia.
7. Bapak Abdul Rofiq selaku pembimbing lapangan Rancang Bangun Struktur di PT Dirgantara Indonesia.
8. Seluruh karyawan PT Dirgantara Indonesia khususnya di lingkungan divisi Rancang Bangun yang telah membantu penulis menyelesaikan laporan ini.
9. Saudari Clarissa Rachmalia A yang telah memberi semangat dan yang memberi doa untuk kelancaran Tugas Akhir ini.
10. Teman-teman Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia yang ikut membantu dan mendoakan saya dalam menyelesaikan Tugas Akhir ini.

Akhir kata penulis berharap semoga Tugas Akhir ini dapat bermanfaat bagi penulis pada khususnya dan pembaca pada umumnya.

Yogyakarta, 11 Januari 2018

Penulis

Arif Maulana Ghofar

NIM. 14525033

## ABSTRAK

*Karakteristik aerodinamika merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan performansi maksimum dari suatu bentuk airfoil. Analisis karakteristik aerodinamika ini dilakukan pada airfoil NACA 2412 yang digunakan pada ekor pesawat nir awak UAV MALE (Medium Altitude Long Endurance). Dalam penelitian ini, analisis karakteristik aerodinamika dilakukan dengan mengkaji pendistribusian aliran fluida di sepanjang kontur airfoil ekor pesawat terbang untuk mendapatkan distribusi tekanan dan gaya-gaya yang terjadi disekitar airfoil. Analisis dilakukan dengan cara mensimulasikan aliran fluida yang mengalir pada airfoil NACA 2412 dengan menggunakan software solidworks 2015 dan memasukan parameter karakteristik udara disekitar airfoil. Tujuan dari analisis ini adalah untuk mengetahui sudut pasang dari variasi sudut V-Tail dan berapa besar sudut serang yang dapat menghasilkan gaya angkat optimal pada ekor UAV MALE. Metode yang digunakan adalah metode analisis simulasi. Simulasi dilakukan dengan membuat model airfoil NACA 2412 dan kemudian memvariasikan sudut serang airfoil, dan variasi sudut V-Tail sehingga didapatkan hubungan antara sudut serang, sudut V-Tail terhadap, tekanan, dan gaya angkat optimal yang dihasilkan.*

*V-tail berfungsi untuk memberikan kestabilan longitudinal dari pesawat terbang, terutama ditinjau dari segi keamanan terbang dan membantu sayap utama menghasilkan gaya angkat yang besar. Salah satu faktor yang memengaruhi efektifitas dalam memberikan kestabilan longitudinal dan gaya angkat ini di antaranya adalah besarnya sudut pasang atau incidence angle dari V-Tail pada fuselage.*

*Hasil analisis simulasi didapatkan nilai gaya angkat maksimum terjadi pada variasi sudut V-Tail  $120.63^{\circ}$  pada sudut serang  $10^{\circ}$ .*

**Kata kunci : Sudut Pasang, Airfoil, UAV MALE, Koefisien Lift, Gaya Angkat, Variasi Sudut V-Tail, Variasi Sudut Serang**

## ABSTRACT

*Characteristics of aerodynamics is the key of application aerodynamics that used for achieve maximum performance of aviation. Analysis Characteristics of aerodynamics be examined on airfoil NACA 2412 which is exist on empennage (V-tail) of UAV MALE (Medium Altitude Long Endurance). In this research, the analysis focus on the distribution air flow on the airfoil contour. Horizontal tail serves to provide longitudinal stability of the aircraft, in which the longitudinal stability is a condition that must be met by an aircraft, particularly in terms of flight safety. One of the factors that influences the effectiveness in providing longitudinal stability is the incidence angle that formed by the chord line of horizontal tail and the fuselage's longitudinal axis. The less effective incidence angle can also introduce drag a relatively large, making the aircraft would be wasteful in fuel consumption.*

*The analysis using software solidworks 2015 and inputing Air Parameter as boundary condution. The purpose of this analysis is to know the incidence angle of the variation of the angle V-Tail and how much angle of attack that can produce the optimal lift force on the tail MALE UAV. The method used is simulation analysis method. The simulation is done by modeling the airfoil NACA 2412 and then Tests was conducted on some angle of attack, namely  $0^{\circ}, 2^{\circ}, 4^{\circ}, 6^{\circ}, 8^{\circ}, 10^{\circ}, 12^{\circ}$ , some variation V-Tail Angle ( $98.66^{\circ}, 109.66^{\circ}, 120.66^{\circ}$ ) & combained variation.*

*The analysis results found the optimal values achieved at V-Tail angle of  $120.63^{\circ}$  at  $10^{\circ}$  attack angle.*

**Keywords :** *Incidence angle, Airfoil, UAV MALE, Coofesient lift, force lift*

## DAFTAR ISI

Halaman Judul .....	i
Pernyataan Keaslian .....	ii
Lembar Pengesahan Dosen Pembimbing .....	iii
Lembar Pengesahan Dosen Penguji .....	iv
Halaman Persembahan .....	v
Halaman Motto .....	vi
Kata Pengantar atau Ucapan Terima Kasih .....	vii
Abstrak .....	ix
Abstract .....	x
Daftar Isi .....	xi
Daftar Tabel .....	xiv
Daftar Gambar .....	xv
Daftar Notasi .....	xviii
Bab 1 Pendahuluan .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Rumusan Masalah .....	4
1.3 Batasan Masalah .....	4
1.4 Tujuan Penelitian atau Perancangan .....	5
1.5 Manfaat Penelitian atau Perancangan .....	5
1.6 Sistematika Penulisan .....	6
Bab 2 Tinjauan Pustaka .....	7
2.1 Kajian Pustaka .....	7
2.2 Mekanisme Pesawat Untuk Terbang .....	8
2.3 Definisi UAV dan Jenisnya .....	9
2.4 UAV MALE .....	11
2.5 <i>V-Tail</i> .....	13
2.6 Sifat Aliran .....	13
2.6.1 Kerapatan .....	14
2.6.2 Berat Jenis .....	15
2.6.3 Kekentalan .....	15

2.7	Aliran Laminer, Transisi dan Turbulen .....	16
2.8	Airfoil.....	16
2.9	Airfoil NACA .....	19
2.9.1	Macam-macam <i>airfoil</i> .....	20
2.10	Reynold Number .....	23
2.11	Aliran Incompressible dan Aliran Compressible .....	25
2.12	Aliran Steady dan Unsteady .....	26
2.13	Ekstrenal <i>Flow</i> .....	26
2.14	Dasar Aerodinamika.....	27
2.15	Koefisien <i>Lift</i> dan <i>Drag</i> .....	31
2.16	Sudut Serang ( <i>Angle Of Attack</i> ) .....	32
2.17	Distribusi Tekanan Pada Airfoil.....	33
2.18	Sudut <i>Stall</i> .....	34
2.19	Hubungan <i>Take-off Weight</i> Terhadap Panjang Sayap.....	35
2.20	Computational Fluid Dynamics .....	36
Bab 3 Metode Penelitian .....		40
3.1	Alur Penelitian .....	40
3.2	Diagram Alir Simulasi .....	42
3.3	Peralatan dan Bahan.....	43
3.4	Perancangan .....	43
3.4.1	Spesifikasi UAV MALE Di PT Dirgantara Indonesia (Persero)....	43
3.4.2	Perancangan Perangkat Lunak Airfoil NACA 2412 .....	44
3.4.3	Variabel Penelitian .....	44
3.4.4	Input Parameter dan Spesifikasi Udara .....	45
Bab 4 Hasil dan Pembahasan .....		46
4.1	Pembuatan Model Airfoil NACA 2412 .....	46
4.1.1	Langkah Langkah Pembuatan <i>3D Modelling</i> .....	46
4.1.2	Pembuatan <i>Centerline Diagram</i> .....	48
4.1.3	Tahapan Simulasi dan Input Parameter <i>Boundary</i> .....	48
4.2	Hasil Perancangan.....	52
4.3	Hasil Pengujian .....	59
4.3.1	Hasil Simulasi pada Variasi Sudut <i>V-Tail</i> $0^0$ .....	59

4.3.1	Hasil Simulasi pada Variasi Sudut <i>V-Tail</i> 98,66° .....	60
	.....	60
4.3.2	Hasil Simulasi pada Variasi Sudut <i>V-Tail</i> 109,63° .....	61
4.3.3	Hasil Simulasi pada Variasi Sudut <i>V-Tail</i> 120,63° .....	62
4.4	Analisis dan Pembahasan.....	63
4.4.1	Nilai-Nilai Hasil Simulasi Variasi Sudut <i>V-Tail</i> .....	63
4.4.2	Nilai-Nilai Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang ( <i>Angle Of Attack</i> ) .. .....	67
4.4.3	Nilai-Nilai Hasil Simulasi Variasi Sudut Gabungan .....	69
Bab 5	Penutup.....	73
5.1	Kesimpulan .....	73
5.2	Saran .....	73
Daftar Pustaka	.....	74

## DAFTAR TABEL

Tabel 3-1 Parameter Input Data .....	45
Tabel 4-1 Hasil Simulasi Variasi Sudut <i>V-Tail</i> .....	63
Tabel 4-2 Hasil Simulasi Gaya angkat dan Gaya Hambat .....	64
Tabel 4-3 Hasil Simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut <i>V-Tail</i> .....	66
Tabel 4-4 Hasil Simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut Serang.....	67
Tabel 4-5 Hasil Simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut serang .....	68
Tabel 4-6 Hasil Simulasi Nilai Gaya Angkat Terhadap Variasi Sudut Gabungan .....	69
Tabel 4-7 Hasil Simulasi Nilai Gaya Hambat Terhadap Variasi Sudut Gabungan .....	71
Tabel 4-8 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Koefesien Angkat .....	71
Tabel 4-9 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Koefesien Hambat .....	71

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 1-1 Bagian Bagian Airfoil .....	3
Gambar 1-2 Incience of Angle (sudut pemasangan) .....	3
Gambar 2-1 Gaya yang bekerja pada pesawat.....	9
Gambar 2-2 Klasifikasi UAV Menurut Beratnya.....	10
Gambar 2-3 Klasifikasi UAV Menurut Ketinggian Jelajahnya.....	11
Gambar 2-4 UAV MQ-1 Predator .....	12
Gambar 2-5 Jenis Jenis <i>Empennage</i> Pesawat .....	13
Gambar 2-6 Tiga jenis aliran viskos (a) aliran laminer; (b) aliran transisi; (c) aliran turbulen.....	16
Gambar 2-7 Distribusi kecepatan dan tekanan, serta lift pada airfoil .....	17
Gambar 2-8 Kurva CL dibandingkan dengan <i>Angle of Attack</i> .....	18
Gambar 2-9 Naca 0012.....	20
Gambar 2-10 turbulen dan laminar.....	24
Gambar 2-11 Streamline udara ketika melewati Airfoil .....	28
Gambar 2-12 Arah dan gaya gaya dakam penerbangan .....	29
Gambar 2-13 Gaya dan momen aerodinamis terhadap arah penerbangan .....	30
Gambar 2-14 Kurva lift untuk ketebalan sedang dan chamber berbeda.....	31
Gambar 2-15 angle of attack .....	32
Gambar 2-16 Distribusi Tekanan .....	33
Gambar 2-17 Profil tekanan Berbagai Sudut Serang.....	33
Gambar 2-18 Sudut Stall .....	35
Gambar 2-19 Karakteristik beberapa pesawat terbang.....	36
Gambar 3-1 Airfoil NACA 2412.....	44
Gambar 4-1 Dat <i>file</i> NACA 2412.....	46
Gambar 4-2 <i>import txt file</i> ke <i>Solidworks</i> .....	47
Gambar 4-3 <i>Conver Entities</i> .....	47
Gambar 4-4 Ukuran Chord .....	48
Gambar 4-5 Analisis <i>Type</i> .....	49
Gambar 4-6 <i>Setting tipe fluida</i> .....	49
Gambar 4-7 <i>Setting Boundary</i> .....	50

Gambar 4-8 <i>Setting meshing</i> .....	50
Gambar 4-9 Hasil Meshing .....	51
Gambar 4-10 <i>Insert Computational Domain</i> .....	51
Gambar 4-11 <i>Insert Goal</i> .....	51
Gambar 4-12 <i>Insert Equation Cl</i> .....	52
Gambar 4-13 <i>Insert Equation CD</i> .....	52
Gambar 4-14 <i>Isometric View Full Desain Surface</i> Pada UAV MALE.....	53
Gambar 4-15 <i>IsometricView Desain V-Tail</i> Pada UAV MALE .....	53
Gambar 4-16 Desain Struktur <i>V-Tail</i> Pada UAV MALE.....	54
Gambar 4-17 Hasil Desain NACA 2412 .....	54
Gambar 4-18 Centerline <i>V-Tail</i> Sudut 98,66 Derajat .....	55
Gambar 4-19 Airfoil NACA 2412 Tampak Depan .....	55
Gambar 4-20 Desain Airfoil pada <i>V-Tail</i> Serang 98,66 .....	56
Gambar 4-21 Centerline <i>V-Tail</i> Sudut 109.63 Derajat.....	56
Gambar 4-22 Desain Airfoil pada <i>V-Tail</i> Sudut 109.63 .....	57
Gambar 4-23 Centerline <i>V-Tail</i> Sudut 120,63 Derajat .....	57
Gambar 4-24 Desain Airfoil pada <i>V-Tail</i> Sudut 120,63 .....	58
Gambar 4-25 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 0 derajat.....	59
Gambar 4-26 kontur sebaran tekanan pada sudut serang 0 derajat .....	59
Gambar 4-27 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 98,66 derajat.....	60
Gambar 4-28 kontur sebaran tekanan pada sudut serang 98,66 derajat .....	60
Gambar 4-29 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 109.63 derajat.....	61
Gambar 4-30 kontur sebaran tekanan pada sudut serang 109.63 derajat .....	61
Gambar 4-31 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 120,63 derajat.....	62
Gambar 4-32 kontur sebaran Tekanan pada sudut serang 120,63 derajat .....	62
Gambar 4-33 Grafik Gaya Angkat terhadap Variasi Sudut <i>V-Tail</i> .....	65
Gambar 4-34 Grafik Gaya Hambat terhadap Variasi Sudut <i>V-Tail</i> .....	65
Gambar 4-35 Grafik hasil simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut <i>V-Tail</i> .....	66
Gambar 4-36 Grafik hasil simulasi Gaya angkat dan Gaya hambat terhadap variasi Sudut Serang.....	67

Gambar 4-37 Grafik hasil simulasi Koefesien Angkat dan Koefesien Hambat terhadap variasi Sudut Serang. ....	68
Gambar 4-38 Grafik hasil simulasi Gaya Angkat terhadap variasi Sudut Gabungan .....	70

## DAFTAR NOTASI

Lambang	Satuan	Keterangan
$\rho$	$\text{kg/m}^3$	Kerapatan
$\gamma$	$\text{N/m}^3$	Berat Jenis
$\mu$	$\text{N} \cdot \text{s/m}^2$	Viskositas dinamik
$\nu$	$\text{m}^2/\text{s}$	Viskositas kinematik
$g$	$\text{m}^2/\text{s}$	gravitasi
F	N	Gaya
S	$\text{m}^2$	Luas
C	m	Panjang
v	m/s	Kecepatan
T	K	Suhu
P	Pa	Tekanan

Singkatan	Arti
NACA	<i>National Advisory Comitte for Aeronatics</i>
CL	<i>Coeficient Lift</i>
CD	<i>Coeficient Drag</i>
CFD	<i>Computational Fluid Dynamic</i>
C	<i>Chord</i>
AOA	<i>Angle Of Attack</i>

# BAB 1

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Pesawat terbang merupakan suatu penemuan dibidang teknologi transportasi dalam dunia penerbangan. Pesawat terbang pertama kali diterbangkan oleh Orville Wright dan Wilbur Wright pada tahun 1903 (“First Flight, December 17, 1903,” 1903). Pada masa perang dunia ke I hingga perang Dunia ke II pesawat terbang digunakan untuk kepentingan militer, namun pada akhir perang dunia ke II tahun 1945 pesawat terbang mulai digunakan sebagai transportasi umum hingga sekarang. Kemajuan teknologi tentang pesawat terbang semakin bertambah pesat dengan berbagai penelitian dan penemuan teknologi dalam dunia penerbangan.

Contohnya pengembangan pesawat tanpa awak yaitu, UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan pesawat tanpa awak yang dikendalikan secara otomatis menggunakan sistem kendali jarak jauh. UAV pertama dikenalkan pada Perang Dunia ke 1 pada tahun 1917 yang dibawa oleh militer Amerika Serikat (Jianhua, 2014). Jenis jenis UAV pun beragam, biasanya di bedakan menurut ketinggian jelajah (*altitude*) dan lama waktu jelajahnya (*endurance*). Atas dasar tersebut UAV di bagi menjadi dua yaitu HALE (*High Altitude Long Endurance*) dan MALE (*Medium Altitude Long Endurance*) (Reg Austin, 2010). Indonesia sendiri merupakan Negara yang sedang mengembangkan UAV, untuk keperluan pertahanan maupun untuk *Surveillance*. PT Dirgantara Indonesia sebagai BUMN (Badan Usaha Milik Negara) yang berada di bidang penerbangan dan pembuatan pesawat juga ikut dalam pengembangan UAV di Indonesia, salah satunya UAV yang telah di produksi adalah jenis UAV Wulung. Ditahun 2017 ini PT Dirgantara Indonesia sedang melakukan perancangan UAV berjenis MALE (*Medium Altitude Long Endurance*).

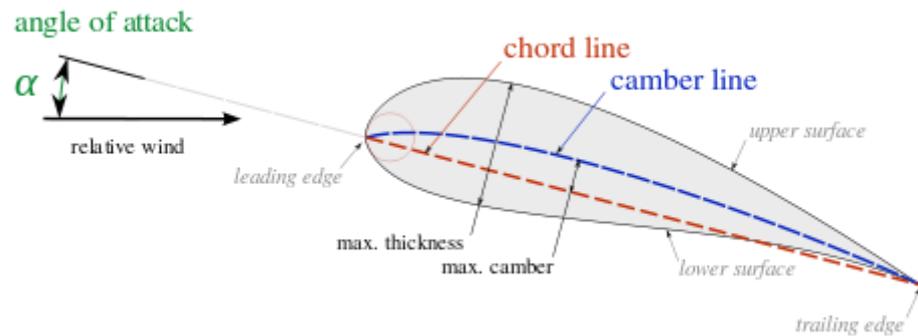
Perancangan UAV yang benar akan menghasilkan suatu pesawat tanpa awak yang dapat terbang sesuai dengan keinginan atau misi terbang. Salah satu fokus perancangan adalah memilih bentuk desain *Airfoil* yang sesuai untuk bagian ekor pesawat pada *V-Tail* UAV MALE. *Airfoil* adalah bagian dari pesawat terbang

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 (Houghton, Carpenter, Collicott, Steven, & Valentine, 2013).

Penelitian tentang airfoil merupakan sebuah pengembangan teknologi dalam dunia aerodinamika. Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain airfoil dalam berbagai konfigurasi sayap sesuai dengan penggunaannya. Pada masa yang lampau, pembuatan serta analisis kinerja dari suatu airfoil membutuhkan terowongan angin dan memerlukan waktu serta biaya yang besar untuk proses pengujiannya. Proses eksperimen cenderung menghasilkan informasi yang kurang akurat dari hal tekanan dan distribusi kecepatan dikarenakan memungkinkan banyak rugi-rugi yang terjadi pada saat proses penelitian. Namun pada zaman sekarang pembuatan serta analisis dari suatu airfoil dapat dilakukan dengan cara simulasi, dengan cara ini pembuatan serta pengujian dapat dilakukan dengan cepat dan murah serta hasil yang didapatkan dari simulasi lebih baik dan akurat dibandingkan hasil eksperimen (Yasin & Elbashir, 2011).

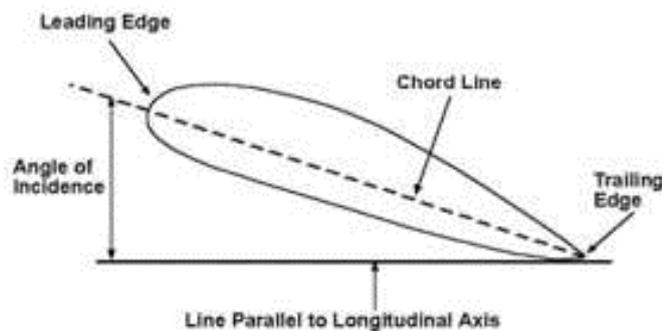
Jenis airfoil yang biasa digunakan dalam dunia penerbangan adalah airfoil jenis tidak simetris. Jenis airfoil tidak simetris memiliki geometri dengan karakteristik aerodinamika yang dapat meningkatkan nilai koefisien *lift* pada sayap pesawat terbang. Jika dibandingkan airfoil simetris dan airfoil tidak simetris maka akan didapatkan nilai koefisien *lift* pada airfoil tidak simetris lebih tinggi daripada airfoil simetris (Whei, 2015).

Airfoil yang digunakan dalam penelitian ini adalah NACA 2412 dengan panjang chord 1.7 meter. Airfoil ini adalah jenis airfoil tidak simetris dan memiliki 4 digit. Digit pertama menyatakan *maximum chamber* terhadap *chord*, digit kedua menyatakan posisi *maximum chamber* pada *chord* dari *leading edge* dan dua digit terakhir menyatakan persentase *maximum thickness* airfoil terhadap *chord*. Bagian bagian airfoil yang disebutkan sebelumnya dapat dilihat pada gambar 1-1 (Houghton et al., 2013).



**Gambar 1-1 Bagian Bagian Airfoil**

Jenis airfoil ini memiliki permukaan atas dan bawah yang melengkung keatas, sehingga memiliki *chamber* rata-rata yang relatif tinggi. Airfoil jenis ini biasa digunakan untuk *scale model*, *sailplane*, *free flight* serta paling umum digunakan pada pesawat yang membutuhkan gaya angkat yang tinggi dikarenakan semakin besar sudut serangnya (*Angle Of Attack*) maka semakin besar juga rata rata nilai koefisien angkat atau *Coefficient Lift* (CL). (Ahmed Abd Ahmahmoud Ahmed Yasin, 2011).



**Gambar 1-2 Incience of Angle (sudut pemasangan)**

Pada penelitian ini fokus kepada analisa airfoil pada *V-Tail* UAV MALE dengan mencari nilai gaya angkat maksimum untuk menentukan *Angle of incidence* atau sudut pemasangan. Sudut pemasangan adalah sudut yang dibentuk oleh garis imajiner longitudinal badan pesawat terhadap *chord line* airfoil, seperti pada gambar 1-2 (Wijiyatmoko Gunawan, 2016).

Dari penelitian mengenai airfoil NACA 2412, akan diketahui performa maksimum dalam penggunaannya pada *V-Tail* UAV MALE, sehingga dapat ditentukan efisiensi penggunaan airfoil NACA 2412 terhadap variasi sudut *V-Tail*

dan terhadap sudut serangnya (*Angle Of Attack*). Oleh karena itu, perlu diteliti pengaruh kecepatan aliran udara terhadap koefisien *lift*, *drag*, dan *angle of attack* yang terjadi pada airfoil NACA 2412. Semua hasil uji tersebut akan dapat disimpulkan bagaimana sudut pemasangan atau *Incidence of Angle* yang tepat untuk UAV MALE guna menghasilkan gaya angkat maksimum.

## 1.2 Rumusan Masalah

1. Bagaimana pengaruh variasi sudut *V-Tail* terhadap gaya angkat (FL), gaya hambat (FD), Koefesien angkat (CL) dan Koefesien hambat (CD)?
2. Bagaimana pengaruh variasi sudut serang atau *Angle of attack* terhadap gaya angkat (FL), gaya hambat (FD), Koefesien angkat (CL) dan Koefesien hambat (CD)?
3. Bagaimana pengaruh variasi sudut serang dan variasi sudut *V-Tail* jika digabungkan terhadap gaya angkat (FL), gaya hambat (FD), Koefesien angkat (CL) dan Koefesien hambat (CD)?
4. Bagaimana *incidence angle* atau sudut Pasang yang sesuai untuk UAV MALE PT Dirgantara Indonesia?

## 1.3 Batasan Masalah

Dalam penelitian ini di tetapkan variable terikat yakni:

1. *Wing planform* yang digunakan dalam analisis ini adalah *rectangular*.
2. Geometri airfoil titik X dan Y NACA 2412 sesuai dengan *database* kordinat NACA.
3. Variasi yang digunakan ada dua yaitu, Variasi Sudut *V-Tail* ( $98.66^\circ$ ,  $109.63^\circ$ ,  $120.63^\circ$ ) Variasi sudut serang ( $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $16^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ) dan gabungan dari keduanya.
4. *Software* yang digunakan adalah *Solidworks 2015*.
5. UAV yang dianalisis adalah tipe *MALE (Medium Altitude Long Endurance)* dimana data diambil dari PT Dirgantara Indonesia.
6. Konfigurasi *V-Tail*, panjang *Tail* sesuai dengan data dari PT Dirgantara Indonesia

7. *Airfoil* yang digunakan adalah NACA 2412.
8. *Properties* dari udara sesuai dengan data dari PT Dirgantara Indonesia.
9. Kecepatan pesawat sesuai dengan data dari PT Dirgantara Indonesia.
10. Gaya angkat dan Gaya Hambat didapat dengan metode *force balance*.
11. Material yang digunakan adalah Komposit CFRP.

#### **1.4 Tujuan Penelitian atau Perancangan**

Adapun tujuan dari penelitian ini diantaranya :

1. Dapat mengetahui pengaruh variasi sudut *V-Tail* terhadap Gaya Angkat (FL), Gaya Hambat (FD), koefesien angkat (CL) dan koefesien hambat (CD).
2. Dapat mengetahui pengaruh *Angle Of Attack* terhadap Gaya Angkat (FL), Gaya Hambat (FD), koefesien angkat (CL) dan koefesien hambat (CD).
3. Dapat mengetahui pengaruh variasi sudut serang dan variasi sudut *V-Tail* jika disatukan terhadap gaya angkat (FL), gaya hambat (FD), Koefesien angkat (CIL) dan Koefesien hambat (CD).
4. Dapat mengetahui *incidence angle* atau sudut pasang untuk UAV MAE PT Dirgantara Indonesia.

#### **1.5 Manfaat Penelitian atau Perancangan**

Pelaksanaan dan penulisan laporan kerja praktek ini diharapkan dapat memberikan manfaat, diantaranya :

- a. Untuk Perusahaan, yaitu :
  1. Dapat meningkatkan kerjasama antara PT Dirgantara Indonesia dengan Universitas Islam Indonesia.
  2. Membantu PT Dirgantara Indonesia dalam menyelesaikan analisis *Airfoil* pada *V-Tail* UAV MALE.
- b. Untuk Universitas, yaitu :
  1. Dapat mempromosikan Jurusan Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.

2. Dapat meningkatkan kerjasama antara Universitas Islam Indonesia dengan PT Dirgantara Indonesia.
- c. Untuk Mahasiswa, yaitu :
1. Dapat belajar menyelesaikan masalah yang ada didalam suatu industri.
  2. Dapat mengaplikasikan ilmu dan keterampilan yang telah diperoleh pada masa kuliah.

## **1.6 Sistematika Penulisan**

Sistematika penulisan laporan ini adalah sebagai berikut :

### 1. BAB 1 : Pendahuluan

Pada bab ini berisikan mengenai latar belakang, pelaksanaan Tugas Akhir, rumusan masalah, batasan masalah, tujuan penelitian, manfaat penelitian dan sistematika [enulisan.

### 2. BAB 2 : Tinjauan Pustaka

Pada bab ini membahas mengenai dasar dasar teoritis yang digunakan dalam melakukan penelitian, yang dijelaskan dari umum ke khusus

### 3. BAB 3 : Metode Penelitian

Bab ini menerangkan mengenai metode yang digunakan dalam penelitian atau langkah langkah yang dikerjakan dalam penelitian.

### 4. BAB 4 : Hasil dan Pembahasan

Bab ini berisi tentang tugas khusus yang berupa analisis Airfoil NACA 2412 pada *V-Tail* UAV MALE.

### 5. BAB 5 : Penutup

Bab ini berisi kesimpulan dan saran dari pelaksanaan penelitian yang didapatkan serta kesimpulan secara keseluruhan dari pelaksanaan Tugas Akhir.

## BAB 2

### TINJAUAN PUSTAKA

#### 2.1 Kajian Pustaka

Pada tahun 2016 Gunawan Wijayatmoko meneliti tentang pemilihan *incidence angle* dari *horizontal tail* suatu pesawat terbang nir awak dengan *horizontal tail* yang berbentuk *V-Tail*. Pemilihan didasarkan pada hasil eksperimen model uji pesawat terbang tersebut, melalui pengujian aerodinamika diterowongan angin (*wind tunnel*) yang terdapat di BBTA3 (Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika dan Aeroakustika). Pengujian dilakukan terhadap beberapa sudut serang, yaitu  $-3^\circ$ ,  $0^\circ$ ,  $+3^\circ$ , dan  $6^\circ$ . Berdasarkan analisis data hasil pengujian, sudut pasang  $+3^\circ$  adalah yang paling efektif. Dengan memanfaatkan sudut pasang yang efektif, maka memungkinkan pesawat terbang untuk membawa beban yang berat, durasi terbang lebih lama, dan jangkauan terbang lebih jauh. Kemungkinan-kemungkinan tersebut dapat diimplementasikan dalam industri pertanian, misalnya untuk kegiatan penyebaran pupuk, penyemprotan pestisida, dan Pengintaian yang membutuhkan waktu terbang yang lama.

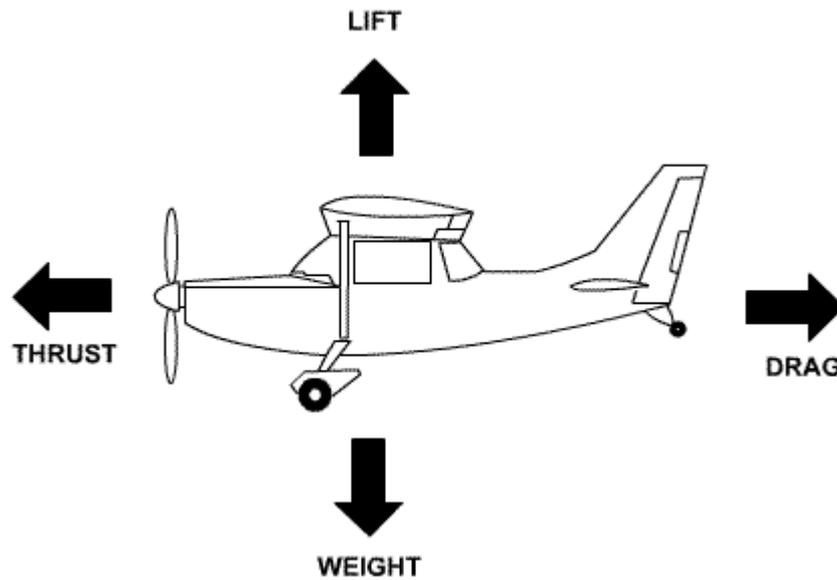
Sudut pasang atau yang biasa disimbolkan sebagai “ih” dari  $+3^\circ$  menghasilkan nilai CM yang hampir mendekati nilai 0. Pesawat terbang pada saat dalam kondisi *cruise*, maka *pitching moment* = 0. Jika terdapat gangguan yang menyebabkan pesawat berputar pada sumbu lateral, maka besarnya *pitching moment* tidak lagi 0. Pada ih  $+3^\circ$  juga mendapatkan nilai CL maksimum dari sudut sudut pasang lainnya. Nilai Cl ini meningkat seiring dengan bertambahnya Nilai sudut pang atau ih (Wijiyatmoko Gunawan, 2016).

Penelitian yang hampir sama dengan menganalisis airfoil yang dilakukan oleh Mirsal Lubis pada tahun 2012. Analisis karakteristik aerodinamika ini dilakukan pada airfoil NACA 2412 yang digunakan pada sayap pesawat model tipe glider. Dalam penelitian ini, analisa karakteristik aerodinamika dilakukan dengan mengkaji pendistribusian aliran fluida di sepanjang kontur airfoil sayap pesawat untuk mendapatkan distribusi kecepatan, tekanan dan gaya-gaya yang terjadi disekitar airfoil. Analisis dilakukan dengan cara mensimulasikan aliran fluida yang

mengalir pada airfoil NACA 2412 dengan menggunakan software solidworks 2010. Tujuan dari analisa ini adalah untuk mengetahui berapa besar sudut serang yang dapat menghasilkan gaya angkat maksimal pada sayap pesawat. Metode yang digunakan adalah metode analisis simulasi. Simulasi dilakukan dengan membuat model airfoil NACA 2412 dan kemudian memvariasikan sudut serang airfoil, sehingga didapatkan hubungan antara sudut serang terhadap kecepatan, tekanan, dan gaya angkat maksimum yang dihasilkan. Dan dari hasil analisis simulasi didapatkan nilai gaya angkat maksimum terjadi pada sudut serang  $12^\circ$  yaitu sebesar 33,5509 N (M. Mirsal Lubis, 2012).

## 2.2 Mekanisme Pesawat Untuk 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*). Seperti gambar 2-1 (“Aerodynamics|Ground Effect|wing vortices,” n.d.) menggambarkan 4 gaya yang bekerja pada pesawat. *Thrust* atau gaya dorong merupakan gaya yang dihasilkan oleh mesin pesawat, pada UAV MALE biasanya pesawat menggunakan mesin Turboprop. Gaya berat atau *weight* dihasilkan oleh beban atau *payload* yang dibawa oleh pesawat dan dipengaruhi juga oleh tekanan udara pada ketinggian tertentu. Gaya hambat atau *drag* dihasilkan oleh udara yang dilewati pesawat pada kecepatan tertentu, dan yang paling penting dari mekanisme terbang pesawat adalah gaya angkat atau *lift* ini dipengaruhi oleh bentuk airfoil yang bermacam macam yang mempengaruhi distribusi tekanan dan kecepatan udara.



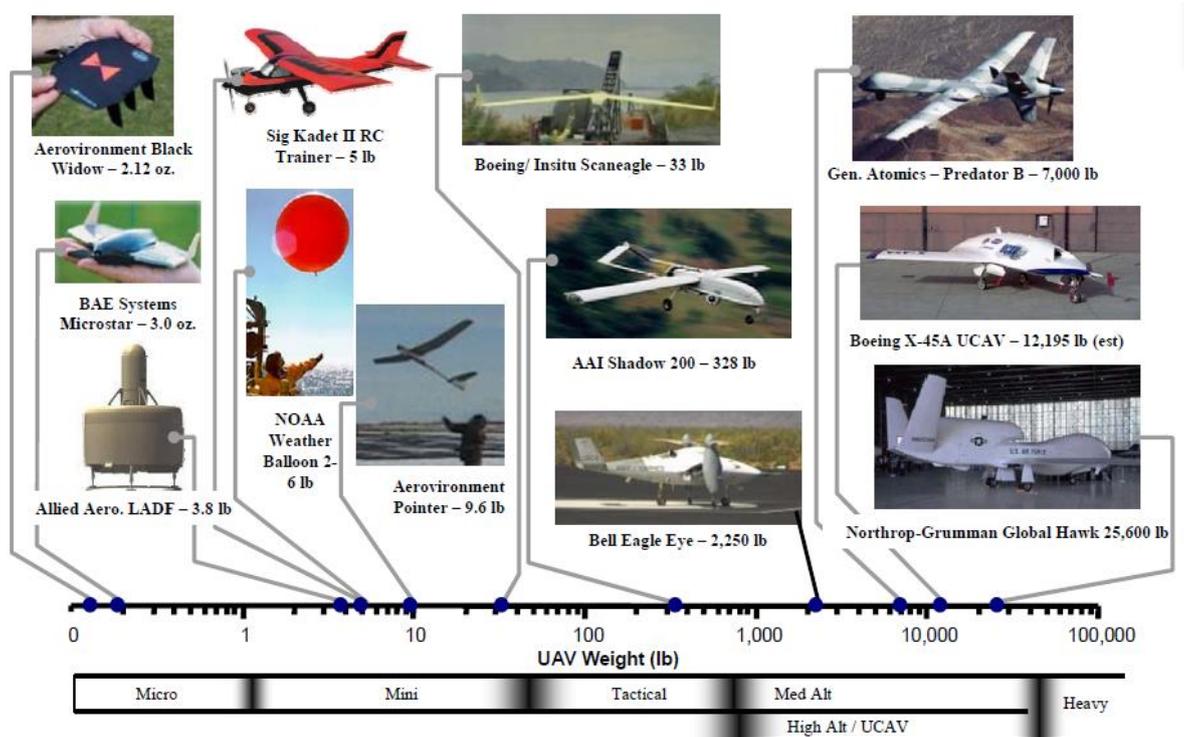
Gambar 2-1 Gaya yang bekerja pada pesawat

### 2.3 Definisi UAV dan Jenisnya

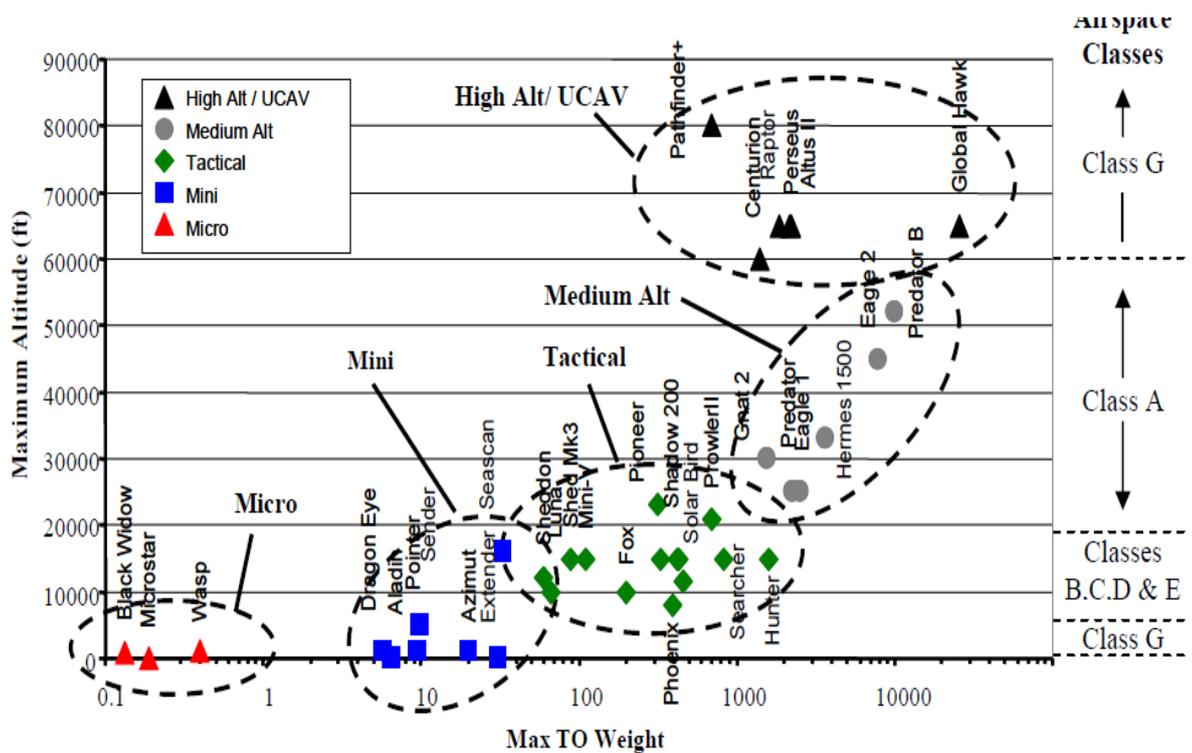
UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan sebuah kendaraan udara tanpa awak yang dikendalikan atau tanpa seorang pilot (*autopilot*). *Autopilot* merupakan suatu sistem yang dapat memandu gerak terbang pesawat tanpa adanya campur tangan dari manusia. Dengan adanya sistem ini seorang pilot tidak harus mengontrol secara penuh gerakan pesawat tanpa harus berada di dalamnya. UAV pertama dikenalkan pada Perang Dunia ke 1 pada tahun 1917 yang dibawa oleh militer Amerika Serikat. UAV juga dikenal sebagai kendaraan jarak jauh yang dikendalikan atau RPV (*Remotely Piloted Vehicle*) dimana sebagian besar fungsinya yaitu pada misi kemiliteran. Untuk membedakan UAV dari rudal, sebuah UAV didefinisikan sebagai kendaraan, dapat digunakan kembali dan mampu dikendalikan, penerbangan berkelanjutan, bertingkat dan didukung oleh jet atau mesin yang saling berhubungan. Oleh karena itu, rudal jelajah tidak dianggap UAV, karena seperti banyak peluru kendali lain, kendaraan itu sendiri adalah senjata yang tidak digunakan kembali, meskipun juga tak berawak dan dalam beberapa kasus jarak jauh juga dipandu. penggunaan UAV dewasa ini sangat luas digunakan misalnya untuk pencarian korban bencana alam, penginderaan jauh, *memonitoring* kawasan hutan dan daerah perbatasan, bahkan untuk daerah dengan

permukaan yang tidak rata dan dengan kontur ketinggian yang berbeda-beda dapat dilakukan oleh UAV. UAV juga dapat melakukan misi kemiliteran yang berbahaya seperti untuk menyusup dan mengintai daerah musuh yang tidak bisa dijangkau, sekalipun UAV juga digunakan dalam aplikasi sipil, seperti pemadam kebakaran atau pekerjaan keamanan nonmiliter, seperti pengawasan jalur pipa (Mulyani & Joko Susila, 2012).

Berdasarkan jarak operasi dan lamanya terbang (*operational range and endurance*) Departemen Pertahanan Amerika (Pentagon) membagikan pesawat terbang tanpa awak sebagai berikut :



Gambar 2-2 Klasifikasi UAV Menurut Beratnya



Gambar 2-3 Klasifikasi UAV Menurut Ketinggian Jelajahnya

Berdasarkan gambar 2-2 dan gambar 2-3 (Roland E. Weibel, 2002) untuk UAV MALE (*medium altitude long endurance*) mempunyai spesifikasi yaitu rentang berat antara 1000-1500 Kg, maksimal ketinggian terbang 5000-8000 meter, dan *endurance* 24-48 jam. Sedangkan untuk jenis UAV HALE (*high altitude long endurance*) seperti Global Hawk beratnya bias mencapai 10000 Kg dengan ketinggian terbang 6000-9000 meter dan *endurance* lebih dari 48 jam.

## 2.4 UAV MALE

UAV MALE merupakan salah satu jenis dari UAV yang mempunyai spesifikasi rentang berat antara 1000-1500 Kg, maksimal ketinggian terbang 5000-8000 meter, dan *endurance* 24-48 jam. Contoh dari UAV yang sudah ada yaitu MQ-1 Predator buatan Negara Amerika dan CH-4 buatan Negara China.



**Gambar 2-4 UAV MQ-1 Predator**

Pesawat UAV MALE pada gambar 4-3 MQ-1 (Dawn, 2016) ini mempunyai multi fungsi seperti pengintaian, penindakan maupun *mapping* sama seperti MQ-1. Biasanya UAV MALE memiliki misi yang tidak jauh beda yaitu, *Intellegence, Surveillance, and Reconnaissance (ISR)* (Data PT Dirgantara Indonesia).

Menurut hasil wawancara dengan *staff* bagian Rancang Bangun PT Dirgantara Indonesia untuk sistem pengoperasian biasanya UAV MALE membutuhkan tiga *operator* yaitu, satu orang *Mission Commander* yang memiliki tanggung jawab memimpin dalam satu misi penerbangan, orang kedua Pilot, yang bertugas menerbangkan pesawat dan mengatur *waypoint* yang telah direncanakan, dan orang yang terakhir adalah *Mission Operator* yang bertugas mengoperasikan *mission system*, seperti kamera atau senjata untuk kebutuhan penindakan. Selain *operator* untuk menerbangkan pesawat, dibutuhkan *operator* di darat yang bertugas menyiapkan seluruh sistem, melakukan proses *starter engine*, dan tugas *support* lainnya untuk kegiatan di darat.

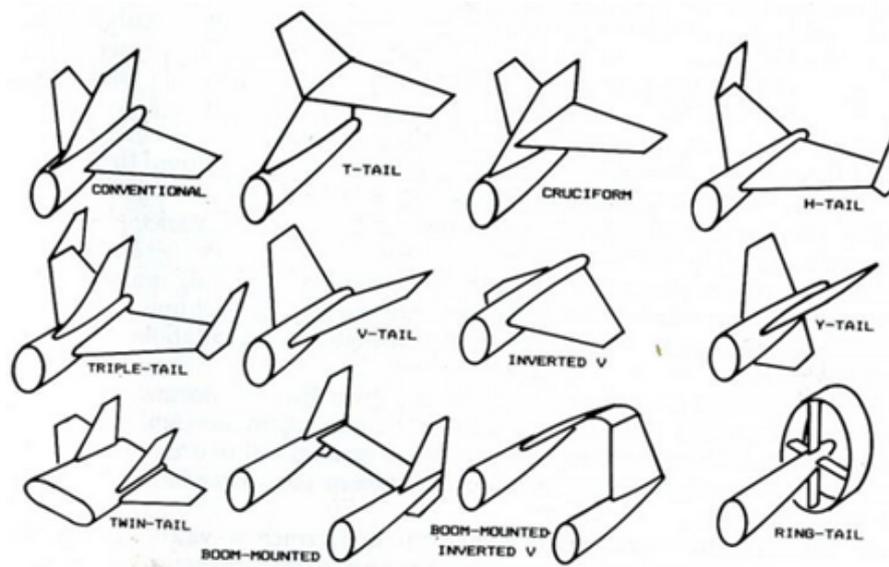
UAV MALE juga di desain agar bisa membawa *payload*, *Payload* ini berupa peralatan misi yang dibawa sesuai dengan misi terbang yang akan dilakukan. Seperti contohnya MQ-1 Predator yang digunakan untuk misi penindakan, UAV tersebut harus bias membawa *payload* seperti *rudal* dan senjata lainnya.

Untuk material UAV pada umumnya struktur UAV terbuat dari komposit dan beberapa bagian menggunakan *aluminum alloy*. Material lain seperti *alloy steel* dan *stainless steel* digunakan pada bagian yang memerlukan kekuatan yang

tinggi. Target utama struktur pesawat harus dibuat dengan seringan mungkin tanpa mengurangi kekuatan yang diperlukan.

## 2.5 V-Tail

*V-Tail* merupakan salah satu dari sekian banyak bentuk *Tail* atau *empennage*. Macam macam bentuk *V-Tail* dapat dilihat pada gambar 2-5 (Wiratama, 2016). *V-Tail* terkenal dengan menggabungkan sirip *vertikal* dan *stabilizer* menjadi sepasang kontrol (yang membentuk bentuk V) (Wiratama, 2016). Keuntungan teoritis dari desain ini adalah mengurangi *interference drag* atau hambatan angin yang lebih minimal. Di *V-Tail* *rudder* dan *elevator* menjadi satu biasanya disebut sebagai *ruddervators* (Kundu, 2010).



Gambar 2-5 Jenis Jenis *Empennage* Pesawat

## 2.6 Sifat Aliran

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 (Bruce Munson, 2009).

### 2.6.1 Kerapatan

Kerapatan (*density*) dari sebuah fluida, dilambangkan dengan huruf Yunani  $\rho$  (rho), didefinisikan sebagai massa fluida per satuan volume. Kerapatan biasanya digunakan untuk mengkarakteristikkan 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 (2.1) (White, 1998):

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

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

### 2.6.2 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) (Bruce Munson, 2009):

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

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  $N/m^3$  (Bruce Munson, 2009).

### 2.6.3 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 lapisan-lapisan 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 (Bruce Munson, 2009):

$$\mu = \frac{\tau}{Du/dy} \quad (2.3)$$

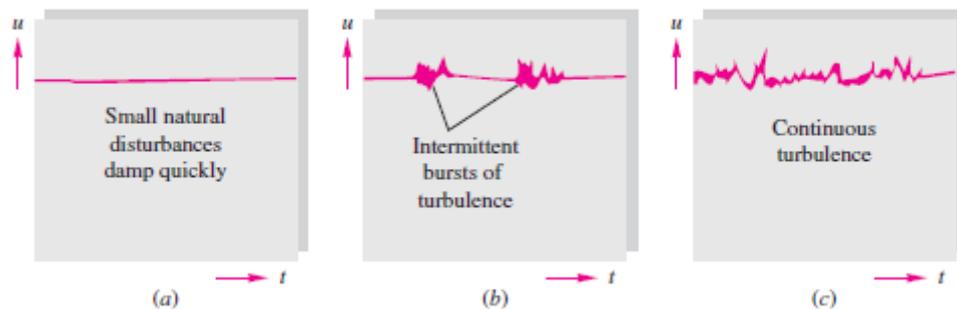
Dimana  $\tau$  adalah tegangan geser ( $N/m^2$ ) dan  $dU/dy$  adalah laju regangan geser (1/s). Dengan demikian dalam sistem SI satuan untuk viskositas dinamik adalah  $N \cdot s/m^2$ . Sedangkan viskositas kinematik, dilambangkan dengan huruf Yunani  $\nu$  (nu) merupakan rasio antara viskositas dinamik dengan kerapatan fluida (Bruce Munson, 2009):

$$\vartheta = \frac{\mu}{\rho} \quad (2.4)$$

Oleh karena itu, dalam sistem SI satuan viskositas kinematik adalah  $\text{m}^2/\text{s}$  (Bruce Munson, 2009).

## 2.7 Aliran Laminer, Transisi dan Turbulen

Aliran viskos dapat dibedakan menjadi tiga tipe yaitu aliran laminer, transisi dan aliran turbulen seperti pada gambar 2-6 (White, 1998). Dalam aliran laminer partikel-partikel zat cair/gas bergerak teratur mengikuti lintasan yang saling sejajar. Aliran ini terjadi apabila kecepatan rendah atau kekentalan besar.



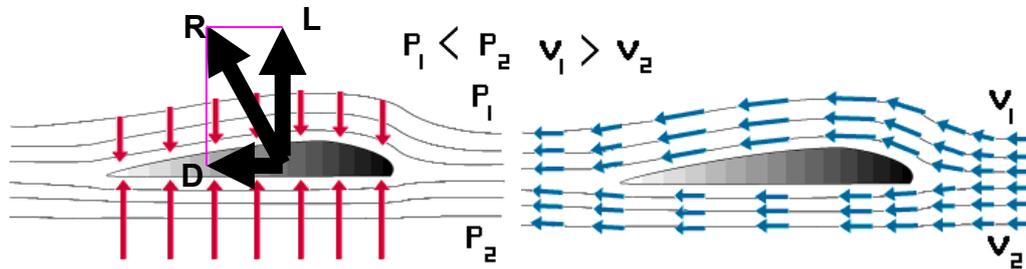
**Gambar 2-6 Tiga jenis aliran viskos (a) aliran laminer; (b) aliran transisi; (c) aliran turbulen**

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 laminer 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 (Bambang Triatmodjo, 2013).

## 2.8 Airfoil

Jika sayap diiris memanjang sejajar dengan bidang yang dibentuk oleh sumbu horizontal dan vertikal pesawat, maka irisan sayap tersebut adalah airfoil. Dengan demikian airfoil juga disebut sayap dua dimensi, karena tidak memperhitungkan panjang sayap (span). Airfoil yang digunakan dalam penelitian

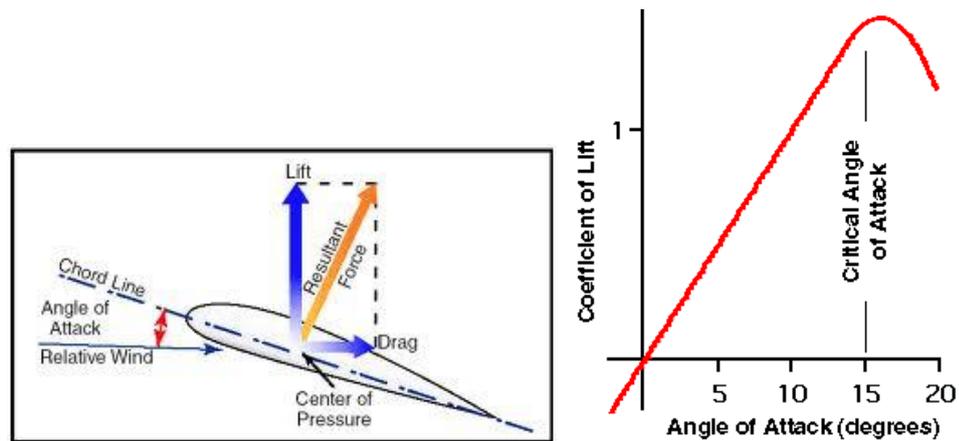
ini adalah NACA 0015, yang berarti airfoil berbentuk simetris dengan ketebalan 15 % dari panjang chord. Chord adalah jarak rata-rata antara bagian depan sayap (*leading edge*) dengan bagian belakang sayap (*trailing edge*).



**Gambar 2-7 Distribusi kecepatan dan tekanan, serta lift pada airfoil**

Gambar 2-7 (Suyitmadi, 2010) 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. Perbedaan tekanan statik antara permukaan bawah airfoil yang lebih tinggi dari pada tekanan statik pada permukaan airfoil atas, menghasilkan resultante 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* ilustrasi dapat dilihat seperti pada kurva pada gambar 2-8 (Suyitmadi, 2010).



Gambar 2-8 Kurva  $C_L$  dibandingkan dengan *Angle of Attack*

*Lift* yang dihasilkan sayap dinyatakan sebagai berikut (Tris Sugiarto, 2010):

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (2.5)$$

Koefisien gaya angkat ( $C_L$ ), bisa dihitung (Tris Sugiarto, 2010):

$$C_L = \frac{2L}{\rho V^2 S} \quad (2.6)$$

Nilai Koefisien *Lift* didapat dari persamaan 2.5 dan 2.6 (Tris Sugiarto, 2010). Besar  $C_L$  ditentukan oleh jenis airfoil dan sudut serang  $\alpha$ . Biasanya penerbang tidak menggunakan besarnya  $\alpha$  sebagai referensi terbang, mengingat tidak semua pesawat dilengkapi dengan “*AOA indicator*” (indicator Angle Of Attack). Sebagai penggantinya digunakan *air speed* atau kecepatan pesawat terhadap kecepatan udara relatif ( $V$ ). Jika pesawat pada kondisi *straight and level* (terbang datar lurus), maka berat pesawat sama dengan *lift* atau  $L = W$ . Dengan demikian kecepatan dinyatakan sebagai berikut (Tris Sugiarto, 2010) :

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_L S}} \quad (2.7)$$

Pesawat yang terbang pada  $C_{Lmax}$  berarti pesawat terbang pada kecepatan stall ( $V_{STALL}$ ), yang dinyatakan secara matematis (Tris Sugiarto, 2010) :

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho C_{Lmax} S}} \quad (2.8)$$

Kecepatan stall adalah kecepatan dimana pesawat terbang pada harga  $C_{Lmax}$ , sehingga kecepatan pesawat masih aman untuk terbang tanpa mengalami stall. Berdasarkan persamaan (2.8), semakin besar harga  $C_{Lmax}$  menyebabkan harga  $V_{STALL}$  semakin kecil.

Disamping menghasilkan *lift*, sayap juga menghasilkan *drag* yang dinyatakan (Tris Sugiarto, 2010):

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (2.9)$$

Dari persamaan (2.9), koefisien *drag* ( $C_D$ ) dapat dihitung (Tris Sugiarto, 2010):

$$C_D = \frac{2D}{\rho V^2 S} \quad (2.10)$$

*Drag* ( $D$ ) tersebut merupakan gabungan *profile drag* dan *induced drag* yang disebut *drag* total. *Profile drag* merupakan gabungan dari gaya hambat karena gesekan udara dengan kulit sayap (*skin friction drag*) dan *drag* karena bentuk sayap (*form drag*) atau *drag* karena distribusi tekanan (*pressure drag*). *Induced drag* merupakan *drag* yang dihasilkan akibat adanya kebocoran tekanan pada ujung sayap.

## 2.9 Airfoil NACA

NACA airfoil adalah bentuk airfoil sayap pesawat udara yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Sampai sekitar Perang Dunia II, airfoil yang banyak digunakan adalah hasil riset *Göttingen*. Selama periode ini banyak pengujian airfoil dilakukan diberbagai negara, namun hasil riset NACA lah yang paling terkemuka. Pengujian yang

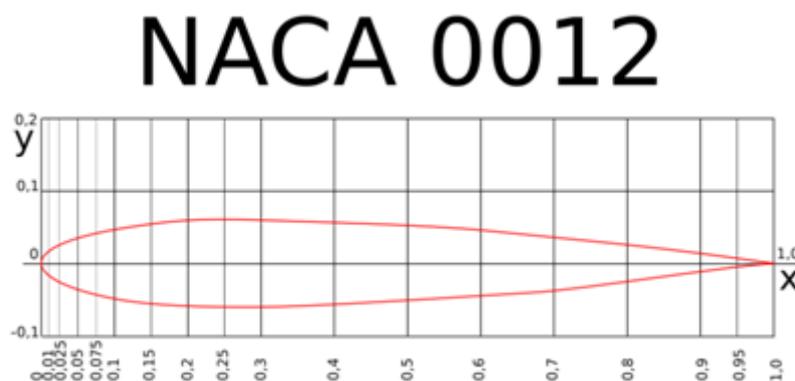
dilakukan NACA lebih sistematis dengan membagi pengaruh efek kelengkungan dan distribusi ketebalan atau *thickness* serta pengujiannya dilakukan pada bilangan Reynold yang lebih tinggi dibanding yang lain.

## 2.9.1 Macam-macam *airfoil*

### 1. NACA Seri 4 Digit

Sekitar tahun 1932, NACA melakukan pengujian beberapa bentuk *airfoil* yang dikenal dengan NACA seri 4 digit seperti pada gambar 5. Distribusi kelengkungan dan ketebalan NACA seri empat ini diberikan berdasarkan suatu persamaan. Distribusi ini tidak dipilih berdasarkan teori, tetapi diformulasikan berdasarkan pendekatan bentuk sayap yang efektif yang digunakan saat itu, seperti yang dikenal adalah *airfoil* Clark Y. Pada *airfoil* NACA seri empat, digit pertama menyatakan persen maksimum *camber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan persepuluh posisi maksimum *camber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan persen ketebalan *airfoil* terhadap *chord*.

Contohnya adalah *airfoil* NACA 2412 memiliki maksimum *camber* 0,02 terletak pada 0,4c dari *leading edge* dan memiliki ketebalan maksimum 12% *chord* atau 0,12c. *Airfoil* yang tidak memiliki kelengkungan, dengan *camber line* dan *chord* berhimpit disebut *airfoil* simetrik. Contohnya adalah NACA 0012 seperti pada gambar 2-9 yang merupakan *airfoil* simetrik dengan digit pertama dan kedua 0 maka yang dapat dibaca 12 artinya ketebalan *chord* dengan ketebalan maksimum 0,12c (M. Mirsal Lubis, 2012).



Gambar 2-9 Naca 0012

## 2. NACA Seri 5 Digit

Pengembangan *airfoil* NACA 5 digit dilakukan sekitar tahun 1935 dengan menggunakan distribusi ketebalan yang sama dengan seri empat digit. Garis kelengkungan rata-rata (*mean camber line*) seri ini berbeda dibanding seri empat digit. Perubahan ini dilakukan dalam rangka menggeser maksimum *camber* kedepan sehingga dapat meningkatkan CL maksimum. Jika dibandingkan ketebalan (*thickness*) dan *camber*, seri ini memiliki nilai CL maksimum 0,1 hingga 0,2 lebih tinggi dibanding seri empat digit. Sistem penomoran seri lima digit ini berbeda dengan seri empat digit. Pada seri ini, digit pertama dikalikan  $\frac{3}{2}$  kemudian dibagi sepuluh memberikan nilai desain koefisien *lift*. Setengah dari dua digit berikutnya merupakan persen posisi maksimum *camber* terhadap *chord*. Dua digit terakhir merupakan persen ketebalan terhadap *chord*. Contohnya, *airfoil* 23012 memiliki CL desain 0.3, posisi maksimum *camber* pada 15% *chord* dari *leading edge* dan ketebalan sebesar 12% *chord* (M. Mirsal Lubis, 2012).

## 3. NACA Seri-1 (Seri 16)

*Airfoil* NACA seri 1 yang dikembangkan sekitar tahun 1939 merupakan seri pertama yang dikembangkan berdasarkan perhitungan teoritis. *Airfoil* seri 1 yang paling umum digunakan memiliki lokasi tekanan minimum di 0,6 *chord*, dan kemudian dikenal sebagai *airfoil* seri-16. *Camber line airfoil* ini didesain untuk menghasilkan perbedaan tekanan sepanjang *chord* yang seragam. Penamaan *airfoil* seri 1 ini menggunakan lima angka. Misalnya NACA 16-212. Digit pertama menunjukkan seri 1. Digit kedua menunjukkan persepuluh posisi tekanan minimum terhadap *chord*. Angka dibelakang tanda hubung: angka pertama merupakan persepuluh desain CL dan dua angka terakhir menunjukkan persen maksimum *thickness* terhadap *chord*. Jadi NACA 16-212 artinya *airfoil* seri 1 dengan lokasi tekanan minimum di 0,6 *chord* dari *leading edge*, dengan desain CL 0,2 dan *thickness* maksimum 0,12 (M. Mirsal Lubis, 2012).

#### 4. NACA Seri 6

*Airfoil* NACA seri 6 didesain untuk mendapatkan kombinasi *drag*, kompresibilitas, dan performa CL maksimum yang sesuai keinginan. Beberapa persyaratan ini saling kontradiktif satu dan lainnya, sehingga tujuan utama desain *airfoil* ini adalah mendapatkan *drag* sekecil mungkin. Geometri seri 6 ini diturunkan dengan menggunakan metode teoritik yang telah dikembangkan dengan menggunakan matematika lanjut guna mendapatkan bentuk geometri yang dapat menghasilkan distribusi tekanan sesuai keinginan. Tujuan pendekatan desain ini adalah memperoleh kombinasi *thickness* dan *camber* yang dapat memaksimalkan daerah aliran laminer. Dengan demikian maka *drag* pada daerah CL rendah dapat dikurangi.

Aturan penamaan seri 6 cukup membingungkan dibanding seri lain, diantaranya karena adanya banyak perbedaan variasi yang ada. Contoh yang 10 umum digunakan misalnya NACA 641-212,  $a = 0,6$ . Angka 6 di digit pertama menunjukkan seri 6 dan menyatakan *family* ini didesain untuk aliran laminer yang lebih besar dibanding seri 4 digit maupun 5 digit. Angka 4 menunjukkan lokasi tekanan minimum dalam persepuluh terhadap *chord* (0,4c). Subskrip 1 mengindikasikan bahwa *range drag* minimum dicapai pada 0,1 di atas dan di bawah CL desain yaitu 2 dilihat angka 2 setelah tanda hubung. Dua angka terakhir merupakan persen *thickness* terhadap *chord*, yaitu 12% atau 0,12. Sedangkan  $a = 0,6$  mengindikasikan persen *chord airfoil* dengan distribusi tekanannya seragam, dalam contoh ini adalah 60% *chord* (M. Mirsal Lubis, 2012).

#### 5. NACA Seri 7

Seri 7 merupakan usaha lebih lanjut untuk memaksimalkan daerah aliran laminer di atas suatu *airfoil* dengan perbedaan lokasi tekanan minimum dipermukaan atas dan bawah. Contohnya adalah NACA 747A315. Angka 7 menunjukkan seri. Angka 4 menunjukkan lokasi tekanan minimum di permukaan atas dalam persepuluh (yaitu 0,4c) dan angka 7 pada digit ketiga menunjukkan lokasi tekanan minimum di permukaan bawah *airfoil* dalam persepuluh (0,7c). A, sebuah huruf pada digit keempat menunjukkan suatu format distribusi ketebalan dan *mean line* yang standardisasinya dari NACA seri awal. Angka 3 pada digit

kelima menunjukkan CL desain dalam persepuluh (yaitu 0,3) dan dua angka terakhir menunjukkan persen ketebalan maksimum terhadap *chord*, yaitu 15% atau 0,15 (M. Mirsal Lubis, 2012).

## 6. NACA Seri 8

*Airfoil* NACA seri 8 didesain untuk penerbangan dengan kecepatan *supercritical*. Seperti halnya seri sebelumnya, seri ini didesain dengan tujuan memaksimalkan daerah aliran laminar di permukaan atas permukaan bawah secara independen. Sistem penamaannya sama dengan seri 7, hanya saja digit pertamanya adalah 8 yang menunjukkan serinya. Contohnya adalah NACA 835A216 adalah *airfoil* NACA seri 8 dengan lokasi tekanan minimum di permukaan atas ada pada 0,3c, lokasi tekanan minimum di permukaan bawah ada pada 0,5c, memiliki CL desain 2 dan ketebalan atau *thickness* maksimum 0,16c (M. Mirsal Lubis, 2012).

Kualitas unjuk kerja dari sudu-sudu yang *airfoil* ini biasanya dinyatakan dalam harga koefisien gaya *drag* (CD) dan gaya *lift* (CL). Gaya *lift* adalah gaya yang arahnya tegak lurus aliran yang mengenai suatu bentuk *airfoil*. Gaya *drag* adalah gaya yang sejajar dengan aliran fluida yang mengenai suatu bentuk *airfoil*. Besarnya masing-masing gaya tersebut adalah dalam satuan Newton .

## 2.10 Reynold Number

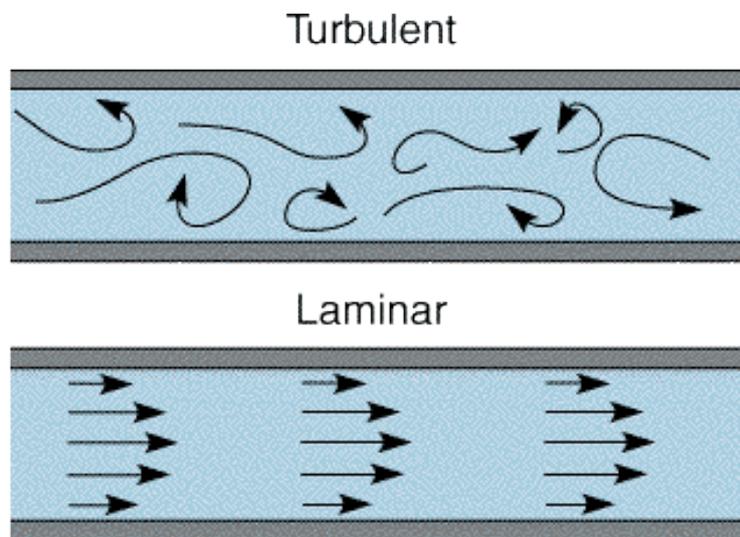
Pada tahun 1884 Osborne Reynold melakukan percobaan untuk menunjukkan sifat-sifat aliran laminar dan turbulen. Reynold menunjukkan bahwa untuk kecepatan aliran yang kecil fluida akan mengalir secara lurus seperti benang yang sejajar. Apabila kecepatan fluida ditambah maka aliran akan bergelombang yang akhirnya pecah dan menyebar. Kecepatan pada saat aliran mulai pecah disebut aliran kritik.

Menurut Reynold, ada tiga faktor yang mempengaruhi keadaan aliran yaitu kekentalan fluida  $\mu$  (mu), rapat massa fluida  $\rho$  (rho) dan luas penampang dari benda. Reynold menunjukkan bahwa aliran dapat diklasifikasikan berdasarkan

suatu angka tertentu. Angka tersebut diturunkan dengan membagi kecepatan aliran dengan nilai  $\mu/\rho l$ , yang disebut dengan Bilangan Reynold. Bilangan Reynolds didapatkan dari persamaan (2.11) (Tris Sugiarto, 2010):

$$Re = \frac{V}{\frac{\mu}{\rho l}} = \frac{\rho l}{\mu} = \frac{Vl}{\nu} \quad (2.11)$$

dengan  $\nu$  (nu) adalah kekentalan kinematik. Dengan bertambahnya bilangan Reynolds baik karena bertambahnya kecepatan atau berkurangnya kekentalan suatu fluida, akan menyebabkan kondisi aliran laminar menjadi tidak stabil. Sampai suatu bilangan reynolds di atas nilai tertentu aliran berubah dari laminar menjadi turbulen.



**Gambar 2-10 turbulen dan laminar**

Berdasarkan hasil percobaan aliran dalam pipa seperti pada gambar 2-10 (White, 1998), Reynolds menetapkan bahwa untuk bilangan Reynolds di bawah 2.000, gangguan aliran dapat diredam oleh kekentalan suatu fluida dan aliran pada kondisi tersebut adalah laminar. Aliran akan turbulen apabila bilangan Reynolds lebih besar dari 4.000. Apabila bilangan Reynolds berada diantara kedua nilai tersebut ( $2.000 < Re < 4.000$ ) aliran adalah transisi. Bilangan Reynolds pada kedua nilai di atas ( $Re=2.000$  dan  $Re=4.000$ ) disebut dengan batas kritik bawah dan atas.

## 2.11 Aliran Incompressible dan Aliran Compressible

Kemampatan sebuah fluida didefinisikan sebagai perubahan (pengecilan) volume karena adanya perubahan (penambahan) tekanan, yang ditunjukkan oleh perbandingan antara perubahan tekanan dan perubahan volume terhadap volume awal. Perbandingan tersebut dikenal dengan modulus elastisitas. Apabila  $dp$  adalah pertambahan tekanan dan  $dV$  adalah pengurangan volume dari volume awal  $V$ , maka (White, 1998) :

$$K = \frac{dp}{\frac{dV}{V}} \quad (2.12)$$

Aliran inkompresibel adalah aliran dimana densitas fluidanya tidak berubah di dalam medan aliran (*flow field*), misalnya aliran air. Nilai modulus elastisitas untuk zat cair adalah sangat besar sehingga perubahan volume karena perubahan tekanan adalah sangat kecil. Contoh fluida tak-termampatkan adalah: air, berbagai jenis minyak, dan emulsi. Bentuk Persamaan Bernoulli untuk aliran tak-termampatkan adalah sebagai berikut (White, 1998):

$$\frac{v^2}{2} + \phi + W = \text{Konstan} \quad (2.13)$$

dimana  $P$  adalah tekanan fluida,  $\rho$  adalah densitas fluida,  $g$  adalah percepatan dan gravitasi adalah kecepatan fluida (Bambang Triatmodjo, 2013).

Sedangkan aliran kompresibel adalah aliran dimana densitas fluidanya berubah didalam medan aliran. Contoh fluida kompresibel adalah udara, gas alam, dll. Persamaan Bernoulli untuk aliran termampatkan adalah sebagai berikut (White, 1998):

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (2.14)$$

di mana  $\phi$  adalah energi potensial gravitasi per satuan massa, jika gravitasi konstan maka  $\phi \equiv gh$  dan  $w$  adalah entalpi fluida per satuan massa (Batchelor, G.K, 1967).

Perbedaan antara aliran kompresibel dan inkompresibel di udara juga dapat dilihat dalam perbedaan *mach number* (rasio kecepatan aliran dengan kecepatan suara). *mach number* harus lebih besar dari 0,3 mach sehingga dianggap sebagai aliran kompresibel. Jika kecepatan aliran kurang dari 0,3 mach maka aliran tersebut dianggap sebagai aliran inkompresibel. Meskipun gas adalah kompresibel,

perubahan densitas yang terjadi pada kecepatan rendah mungkin tidak besar. Perubahan densitas diplot sebagai fungsi dari *mach number*. Perubahan densitas udara direpresentasikan dalam  $\rho/\rho_0$ , di mana  $\rho_0$  adalah densitas udara pada kecepatan nol (Houghton et al., 2013).

## 2.12 Aliran Steady dan Unsteady

Aliran tunak (*steady flow*) terjadi jika kecepataannya tidak terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran selalu konstan dari waktu ke waktu. Secara matematika kondisi tunak ini dapat dinyatakan dengan (Bruce Munson, 2009):

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = 0 \quad (2.15)$$

Sedangkan aliran tak tunak (*unsteady flow*) terjadi jika kecepataannya terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian jika ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran berubah-ubah dari waktu ke waktu. Secara matematika kondisi aliran tunak ini dapat dinyatakan dengan (Bruce Munson, 2009):

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \neq 0 \quad (2.16)$$

## 2.13 Ekstrenal Flow

Aliran eksternal adalah aliran yang tidak dibatasi dinding. Geometri benda yang kompleks biasanya memerlukan data eksperimen pada gaya dan moment yang disebabkan oleh aliran. Aliran ini ditemui dalam studi *engineering*: aerodinamis (pesawat terbang, roket, proyektil), hidrodinamika (Kapal, kapal selam, torpedo), transportasi (mobil, truk), angin *engineering* (bangunan, jembatan, menara air, turbin angin), dan rekayasa laut (Pelampung, pemecah gelombang, tiang, kabel,dll). Aliran eksternal dibagi menjadi dua jenis yaitu aliran *Bluff Body* dan Aliran *Streamlined Body*. Dalam hal ini terjadi perbedaan antara nilai CD (koefisien *drag*) dan CF (Koefisien *friction*) (White, 1998)

*Bluff Body* adalah sebuah geometri yang memiliki hambatan udara yang tinggi sehingga jika memberikan aliran fluida dengan kecepatan yang tinggi akan menyebabkan terbentuknya *vortex*. Berbeda dengan *bluff body*, geometri yang

memiliki gaya hambat fluida yang rendah disebut dengan *streamline body*. geometri ini menyebabkan aliran yang melaluinya tetap laminar, contohnya pada desain pesawat terbang (White, 1998).

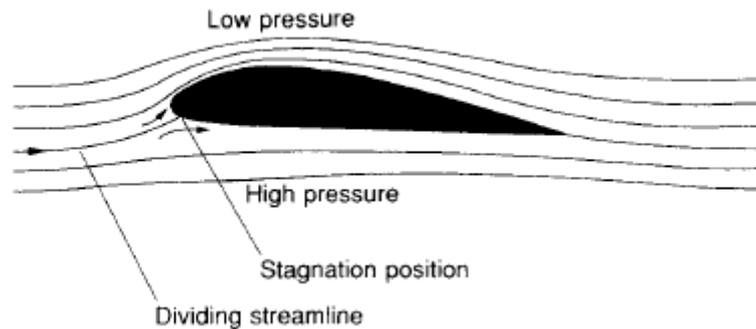
## 2.14 Dasar Aerodinamika

Dalam merancang suatu pesawat hal terpenting adalah membuat perkiraan awal untuk dasar karakteristik aerodinamis (*drag* dan *lift*) dari suatu pesawat. Udara mengalir melewati pesawat terbang, atau badan pesawat harus dialihkan dari jalur aslinya. Hal tersebut menyebabkan perubahan kecepatan udara. Persamaan Bernoulli menunjukkan bahwa tekanan yang diberikan oleh udara di pesawat merubah aliran menjadi aliran yang mengganggu. Selain itu, viskositas udara juga menyebabkan gaya gesek yang cenderung menahan aliran udara (Houghton et al., 2013).

Pada prinsipnya, saat pesawat mengudara, terdapat 4 gaya utama yang bekerja pada pesawat, yakni gaya dorong (*thrust*), hambat (*drag*), angkat (*lift*), dan berat pesawat (*weight*). Pada saat pesawat sedang menjelajah (*cruise*) pada kecepatan dan ketinggian konstan, ke-4 gaya tersebut berada dalam kesetimbangan  $T = D$  dan  $L = W$ . Sedangkan pada saat pesawat *take off* dan *landing*, terjadi akselerasi dan deselerasi yang dapat dijelaskan menggunakan Hukum II Newton (total gaya adalah sama dengan massa dikalikan dengan percepatan) (Houghton et al., 2013).

Ada tiga penjelasan yang diterima untuk fenomena munculnya gaya angkat pada sayap yaitu, prinsip Bernoulli, Hukum III Newton, dan efek Coanda. Sayap pesawat memiliki kontur potongan melintang yang unik. Pada airfoil, permukaan atas sedikit melengkung membentuk kurva cembung, sedangkan permukaan bawah relatif datar. Bila aliran udara mengenai kontur airfoil ini, maka ada kemungkinan bahwa udara bagian atas akan memiliki kecepatan lebih tinggi dari bagian bawah. Hal ini disebabkan karena udara bagian atas harus melewati jarak yang lebih panjang (permukaan atas airfoil adalah cembung) dibandingkan udara bagian bawah. Prinsip Bernoulli menyatakan bahwa semakin tinggi kecepatan fluida (untuk ketinggian yang relatif sama), maka tekanannya akan mengecil.

Dengan demikian akan terjadi perbedaan tekanan antara udara bagian bawah dan atas sayap. Hal inilah yang menciptakan gaya angkat (FL).



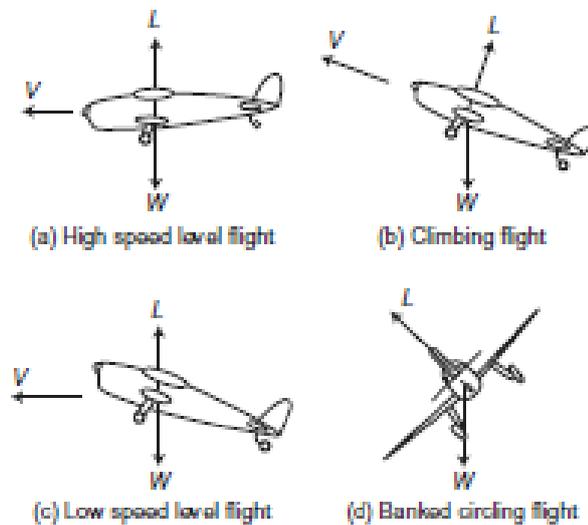
**Gambar 2-11 Streamline udara ketika melewati Airfoil**

Penjelasan menggunakan Hukum III Newton menekankan pada prinsip perubahan momentum dimana udara dibelokkan oleh bagian bawah sayap pesawat Seperti pada gambar 2-11 (Houghton et al., 2013). Dari prinsip aksi reaksi, muncul gaya pada bagian bawah sayap yang besarnya sama dengan gaya yang diberikan sayap untuk membelokkan udara. Sedangkan penjelasan menggunakan efek Coanda menekankan pada beloknya kontur udara yang mengalir di bagian atas sayap. Bagian atas sayap pesawat yang cembung memaksa udara untuk mengikuti kontur tersebut. Pembelokan kontur udara tersebut dimungkinkan karena adanya daerah tekanan rendah pada bagian atas sayap pesawat (atau dengan penjelasan lain, pembelokan kontur udara tersebut menciptakan daerah tekanan rendah). Perbedaan tekanan tersebut menciptakan perbedaan gaya yang menimbulkan gaya angkat (*Lift*).

Udara yang melewati pesawat terbang atau badan lainnya, harus dialihkan dari jalur aslinya. Pembelokkan tersebut menyebabkan perubahan dalam kecepatan udara, namun gaya gesek pada badan pesawat cenderung menahan aliran udara. Sebagai hasil dari proses ini, pesawat mengalami gaya aerodinamis dan momen. Hal ini dipisah menjadi beberapa komponen seperti gaya *lift* (L), gaya *drag* (D), *crosswind force* (Y), *pitching moment* (M), *rolling moment* (LR) dan *yawing moment* (N).

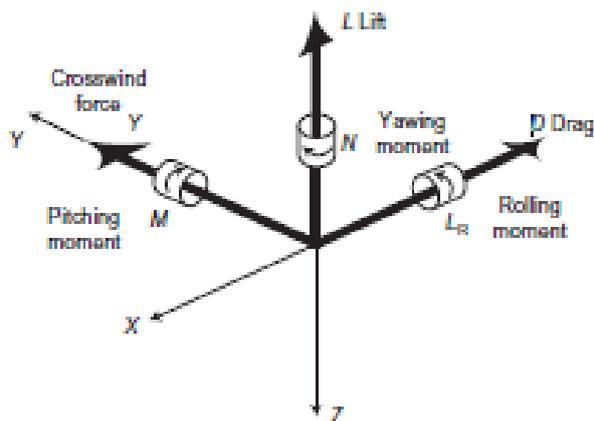
*Lift* adalah komponen gaya yang bekerja ke atas. Gambar 2-12 menggambarkan arti dalam berbagai arah dari penerbangan. Panah V merupakan arah penerbangan, panah L mewakili arah gaya *lift* dan panah W adalah berat

pesawat yang menunjukkan arah ke bawah. Harus diingat bahwa *lift* adalah komponen yang tegak lurus terhadap arah penerbangan. Sedangkan, *drag* adalah komponen dari gaya yang bekerja dalam arah yang berlawanan dengan garis penerbangan atau dalam arah yang sama dengan datangnya aliran. Gaya ini adalah kekuatan yang menghambat gerakan/laju pesawat (Houghton et al., 2013).



**Gambar 2-12 Arah dan gaya gaya dakam penerbangan**

Komponen berikutnya dalam arah penerbangan adalah *Crosswind* dan *pitching*, *crosswind* yaitu komponen kekuatan yang saling tegak lurus ke gaya *lift* dan *drag* dalam arah *spanwise* atau searah dengan sayap pesawat. Sedangkan *Pitching* adalah momen yang berada pada pesawat yang memiliki gaya *lift* dan *drag*, momen *pitching* berada pada bidang horisontal namun bergerak ke arah vertikal ketika pesawat terbang horisontal. Hal ini didefinisikan positif karena digunakan meningkatkan sudut serangan atau menaikkan hidung pesawat. Selanjutnya adalah momen *rolling*, momen ini cenderung untuk membuat berputar/hampir berputar sebuah pesawat dari arah penerbangan. Momen *rolling* menekan salah satu ujung sayap dan menaikkan lainnya. Komponen selanjutnya adalah yawing momen, komponen ini cenderung untuk memutar/membelokan pesawat untuk mengayunkan hidung pesawat ke satu sisi dari arah penerbangan (Houghton et al., 2013).



**Gambar 2-13 Gaya dan momen aerodinamis terhadap arah penerbangan**

Hubungan komponen-komponen ini ditunjukkan pada gambar 2-13. Dalam setiap kasus arah panah menunjukkan arah gaya positif atau momen. Sistem gaya dan momen ini dijelaskan secara konvensional dan digunakan untuk analisis kinerja dan masalah sederhana (Houghton et al., 2013).

Dalam prinsip aerodinamika juga perlu memperhatikan fenomena *wake* dan turbulensi. Kejutan melengkung yang terdiri dari elemen kecil dari gelombang kejut pada saat pesawat bermanuver adalah wajar selama radius kelengkungan lebih besar dibandingkan dengan ketebalan. *Wake* memiliki karakter dan kekuatan yang saling bersinggungan satu sama lain dengan konfigurasi permukaan atau bentuk pesawat. *Streamline* juga mengubah arah pada perpotongan gelombang dengan karakter yang sama tetapi dengan kekuatan berbalik yang berbeda. Teori *wake* akan memberikan wawasan yang lebih mendalam pada masalah turbulensi terkait dengan aerodinamis (Houghton et al., 2013).

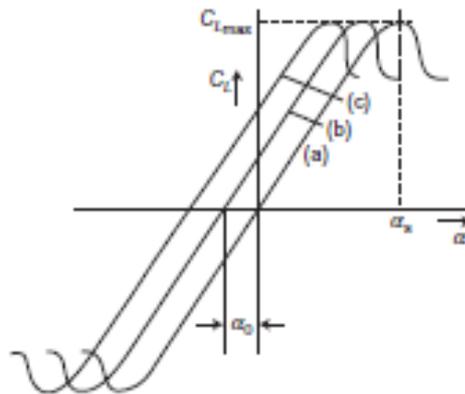
Dalam fisika, *wake* adalah jenis aliran yang menyebarkan gangguan. Seperti gelombang biasa, *wake* membawa energi dan dapat menyebar melalui media tetapi muncul dengan tiba-tiba. Hal ini terjadi karena perubahan tekanan, suhu dan kepadatan fluida. Ketika *wake* melewati materi, energi dipertahankan tapi entropi meningkat. Perubahan sifat materi ini memanifestasikan dirinya sebagai penurunan energi yang bisa disebut sebagai gaya *drag* pada objek (Houghton et al., 2013).

*Wake* memiliki perubahan yang sangat signifikan dalam sifat-sifat gas. Dalam jarak yang lebih jauh, *wake* dapat berubah dari gelombang nonlinier

menjadi gelombang linear, berubah menjadi gelombang suara konvensional karena memanaskan udara dan kehilangan energi. Gelombang suara umumnya ditemui pada penerbangan supersonik (Houghton et al., 2013). *Wake* terjadi pada airfoil saat airfoil mencapai sudut yang tinggi dan aliran tidak mengalir dipermukaan atas airfoil.

## 2.15 Koefisien *Lift* dan *Drag*

koefisien *lift* diilustrasikan pada Gambar 2-14 (Houghton et al., 2013). 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 2-14 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 2-14 memiliki distribusi ketebalan yang sama, tetapi (c) lebih melengkung dari (b). Koefisien *lift* didapatkan dari persamaan 2.17 (Tris Sugiarto, 2010):

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.17)$$

dimana  $C_L$  adalah koefisien *lift*,  $F_L$  (N) adalah gaya *lift*,  $\rho$  ( $\text{Kg/m}^3$ ) adalah densitas fluida,  $V$  (m/s) adalah kecepatan aliran dan  $S$  ( $\text{m}^2$ ) menunjukkan luas area (Houghton, 2013).

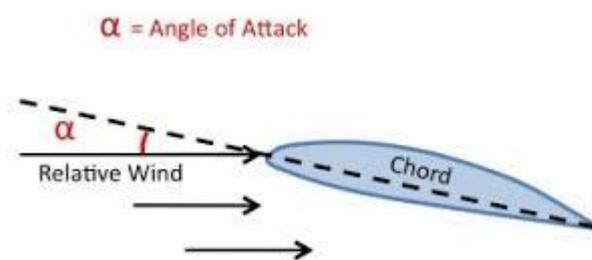
Selain koefisien *lift*, pada airfoil juga menghasilkan nilai koefisien *drag*. Koefisien *drag* adalah koefisien hambatan yang menunjukkan seberapa besar suatu benda dapat melawan hambatan fluida. Semakin kecil nilai dari koefisien *drag*, maka semakin mudah suatu benda untuk melawan hambatan fluida. Koefisien *drag* didapatkan dari Persamaan 2.18(Tris Sugiarto, 2010):

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho V^2 S} \quad (2.18)$$

Dimana  $C_D$  adalah koefisien *drag*,  $F_D$  (N) adalah gaya *drag*,  $\rho$  ( $\text{Kg/m}^3$ ) adalah densitas fluida,  $V$  (m/s) adalah kecepatan aliran dan  $S$  ( $\text{m}^2$ ) menunjukkan luas area (Houghton et al., 2013).

## 2.16 Sudut Serang (*Anggle Of Attack*)

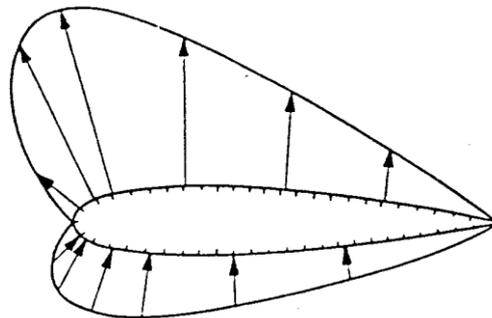
Sudut serang adalah sudut yang dibentuk oleh tali busur sebuah *airfoil* dan arah aliran udara yang melewatinya (*relative wind*). Biasanya diberi tanda  $\alpha$  (*alpha*) seperti pada gambar 2-15 (Houghton et al., 2013). Untuk airfoil simetris, besar *lift* yang dihasilkan akan nol bila sudut serang nol, sedang pada airfoil tidak simetris sekalipun sudut serang nol tetapi gaya angkat telah timbul. Gaya angkat menjadi nol bila airfoil tidak simetris membentuk sudut negatif terhadap aliran udara. Sudut serang dimana gaya angkat sebesar nol ini disebut *zero angle lift*.



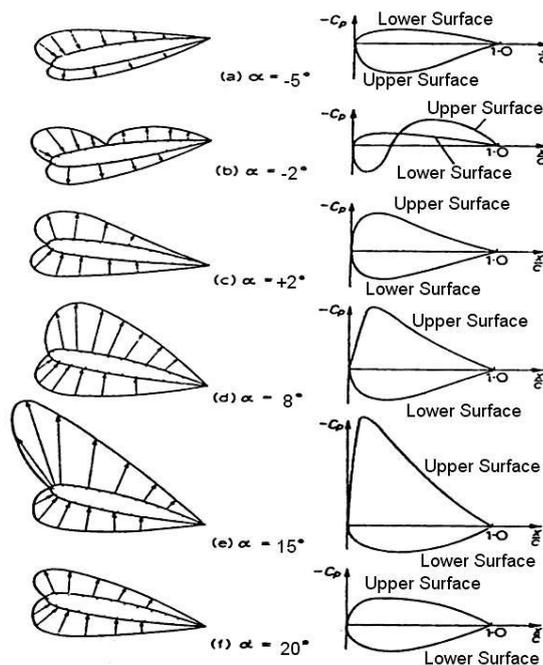
Gambar 2-15 angle of attack

## 2.17 Distribusi Tekanan Pada Airfoil

Ketika sebuah aliran udara bergerak melewati sebuah airfoil, maka akan terdapat perbedaan kecepatan lokal di sekeliling airfoil, dan hal ini mengakibatkan perbedaan tekanan statis di sekeliling airfoil juga. Kecepatan aliran yang besar akan menyebabkan tekanannya menjadi kecil, dan hal ini juga berlaku kebalikannya. Apabila tekanan yang dikaji lebih besar dari tekanan udara bebas, maka tekanan tersebut disebut dengan tekanan positif, sedangkan apabila lebih kecil dari tekanan udara bebas maka disebut dengan tekanan negatif, atau biasa disebut dengan tekanan *suction*.



Gambar 2-16 Distribusi Tekanan



Gambar 2-17 Profil tekanan Berbagai Sudut Serang

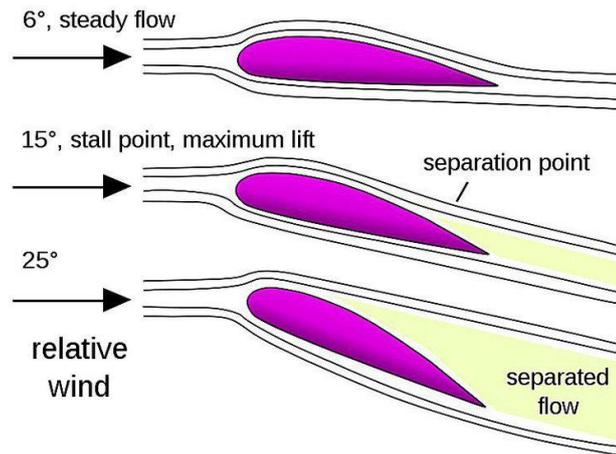
Gambar 2-16 (Hafard Lomax, David W Zing, & Thomas H, 1999) menerangkan profil tekanan di setiap bagian airfoil. Arah panah yang menuju ke airfoil berarti memiliki tekanan positif, sedangkan arah panah yang menuju ke udara bebas berarti memiliki tekanan negatif.

Gambar 2-17 (L.J. Clancy, 1975) merupakan profil distribusi tekanan pada airfoil dalam berbagai sudut serang. Pada sudut serang  $-5^\circ$ , titik stagnasi berada di bagian atas, sehingga gaya *lift* yang terjadi adalah negatif (bergerak ke bawah). Pada sudut serang  $-2^\circ$ , titik stagnasi masih berada di bagian atas, sehingga gaya *lift* masih negatif. Sedangkan pada sudut serang  $2^\circ$ , titik stagnasi berada di bagian bawah. Sehingga hal ini mengakibatkan tekanan menjadi positif, dan terjadi gaya *lift* ke atas.

## **2.18 Sudut *Stall***

Dalam dinamika fluida, *stall* adalah pengurangan koefisien angkat yang dihasilkan oleh foil sebagai angle of attack yang bertambah (Crane & Crane, 1997). Hal ini terjadi ketika sudut kritis serangan foil terlampaui. Sudut serang kritis biasanya sekitar 15 derajat, tetapi dapat bervariasi secara signifikan tergantung pada fluida, Airfoil, dan bilangan Reynolds.

Pada penelitian yang dilakukan oleh Dhruval Shah tentang aliran fluida pada NACA 2412 mendapatkan hasil bahwa semakin besar sudut serang semakin besar juga gaya angkat dan koefisien angkat, hingga sampai batas maksimum yang disebut sudut kritis stall yang didapat pada penelitian ini pada sudut 15 derajat (Dhruval Shah, Abhilash Sabu, & Dr. G. D. Acharya, 2015)



**Gambar 2-18 Sudut Stall**

Pada gambar 2-18 (Agung Anbow, 2015) merupakan bagaimana mekanisme aliran pada airfoil ketika mencapai *stall*. Pada sudut serang 6 derajat airfoil masih mampu menghasilkan gaya angkat sampai pada batasnya hingga 15 derajat. Terlihat bahwa *separation point* dan titik stagnansi sudah terjadi pada *trailing edge*. Hingga akhirnya udara berpisah dan menimbulkan kecepatan rendah dan tekanan tinggi pada *upper surface* disudut serang 25 derajat sehingga fluida akan menghasilkan tekanan *negative* yang mengalir dari *upper surface* ke *lower surface* atau yang disebut sebagai *stall*.

## 2.19 Hubungan *Take-off Weight* Terhadap Panjang Sayap

*Take-Off Weight* adalah berat maximum pesawat terbang termasuk didalamnya *crew*, berat pesawat kosong, bahan bakar, *pay load* yang diizinkan pabrik, sehingga momen tekuk yang terjadi pada badan pesawat terbang, rata-rata masih dalam batas kemampuan yang dimiliki oleh material pembentuk pesawat terbang (Robert Horonjeff, 1993).

Pesawat Terbang	Bentang Sayap	Panjang Pesawat	Berat Lepas Landas (Pon)	Berat Pendaratan (Pon)	Berat Kosong Operasi (Pon)	Berat Bahan Bakar (Pon)	Muatan Maximum Penumpang	Panjang Landasan Pacu (Kaki)
DC9-50	93'04"	132'00"	120.000	110.000	63.328	98.000	130	7.100
DC10-10	155'04"	182'03"	430.000	363.500	234.664	335.000	270-345	9.000
B737-200	93'00"	100'00"	100.500	98.000	59.958	85.000	86-125	5.600
B747-B	195'09"	229'02"	775.000	564.000	365.800	526.000	211-230	6.700
A-300	147'01"	175'11"	302.000	281.000	186.810	256.830	225-345	6.500

**Gambar 2-19 Karakteristik beberapa pesawat terbang**

Berdasarkan gambar 2-19 (Robert Horonjeff, 1993) terlihat berbagai macam pesawat terbang beserta spesifikasi berat, panjang, dan beban maksimum. Terlihat jelas bahwa hubungan berat lepas landas atau *Take-Off Weight* dengan bentang sayap atau panjang sayap, jadi semakin besar berat lepas landas maka semakin panjang juga sayap pesawat tersebut.

## 2.20 Computational Fluid Dynamics

*Computational Fluid Dynamics* (CFD) adalah *tool* berbasis computer untuk mensimulasikan perilaku suatu sistem yang melibatkan aliran fluida, perpindahan panas dan proses fisik lainnya. Cara kerjanya dengan memecahkan persamaan-persamaan aliran fluida (dalam bentuk tertentu) meliputi suatu daerah yang diinginkan, dengan kondisi pada batas-batas daerah tersebut adalah spesifik dan diketahui (Hafard Lomax et al., 1999).

Matematika CFD adalah satu set persamaan yang menggambarkan proses proses momentum, transfer massa dan transfer panas dikenal sebagai persamaan Navier Stokes. Persamaan ini berupa persamaan parsial differensial dan diturunkan pada awal abad ke-19. Solusi analitik umum dari persamaan ini tidak diketahui namun persamaan ini dapat didiskritkan dan dipecahkan secara numerik. Persamaan-persamaan yang menggambarkan proses lain seperti pembakaran dapat dipecahkan bersama dengan persamaan Navier Stokes. Model aproksimasi sering digunakan untuk menurunkan persamaan tambahan ini, model turbulensi adalah salah satu contohnya. Ada beberapa jumlah metode solusi yang digunakan untuk

kode CFD. Metode solusi yang paling banyak digunakan dan digunakan juga untuk ANSYS CFX adalah teknik volume hingga (*finite volume*). Dalam teknik ini daerah analisis dibagi dalam beberapa sub daerah yang disebut volume atur (*control volume*). Persamaan atur lalu didiskritkan dan dipecahkan secara iteratif untuk setiap volume atur. Hasilnya adalah aproksimasi dari nilai setiap variabel pada titik tertentu dalam domain. Dengan cara ini didapatkan gambaran penuh perilaku aliran yang diinginkan. CFD dipakai oleh engineer maupun ilmuwan dalam berbagai bidang seperti :

1. Penerbangan : desain sayap, mesin turbin pesawat
2. Automotif : aerodinamika mobil
3. Energi dan Pembangkit daya : optimasi proses pembakaran, peningkatan efisiensi turbin.
4. Perkapalan : desain kapal selam
5. Perminyakan : aliran dalam pipa atau diluar pipa
6. Elektronika : perpindahan panas dalam circuit boards
7. Medis : aliran dalam pembuluh darah
8. Lingkungan : dispersi polutan di udara dan air

Kode kode CFD disusun dalam struktur suatu algoritma numerik yang dapat menangani masalah fluida. Ada 3 tahap utama dalam melakukan simulasi CFD yaitu :

- a. *Pre Processor*
- b. *Solver*
- c. *Post Processor*

#### **A. Pre Processor**

Pre processor mengandung input dari masalah fluida. Beberapa kegiatan yang masuk dalam bagian ini adalah :

- Pendefinisian dari geometri daerah kajian dan domain komputasi
- *Grid generation* yaitu pembagian domain ke domain domain yang lebih kecil yaitu grid atau mesh dari elemen elemen kecil (*cells*)
- Pemilihan fenomena fisik dan kimia dari masalah yang dimodelkan

- Pendefinisian properti fluida
- Spesifikasi kondisi batas yang sesuai pada *cell* yang bersinggungan dengan batas domain

Solusi dari masalah fluida didefinisikan pada titik di dalam tiap *cell*. Akurasi dari solusi CFD diatur oleh banyaknya jumlah *cell* dalam grid. Secara umum semakin besar jumlah *cell* maka akurasi dari solusi yang dihasilkan menjadi lebih baik. Semakin banyak jumlah grid maka biaya komputasi juga semakin besar. Oleh karena itu grid yang optimal memiliki mesh yang tidak seragam, dengan mesh yang halus di area yang terjadi perubahan dari titik satu ke titik lain dan mesh yang lebih kasar di area dengan perubahan properti relatif sedikit. Kemampuan yang juga dikembangkan adalah *self adaptive meshing* yaitu kemampuan memperhalus grid di daerah dengan variasi properti tinggi. Secara umum terdapat 2 bagian yang dominan di tahap Pre Processor ini yaitu definisi geometri dari domain dan *Grid generation*.

## B. Solver

Terdapat beberapa teknik utama dalam mencari solusi numerik yaitu *finite difference*, *finite element* dan *spectral method*. Secara garis besar metode numerik yang menjadi dasar dari *solver* melakukan hal-hal sebagai berikut :

1. Aproksimasi dari variabel aliran yang tidak diketahui dengan memakai fungsi-fungsi sederhana.
2. Diskritisasi dengan melakukan substitusi dari aproksimasi tersebut ke persamaan persamaan atur aliran dan dilanjutkan dengan manipulasi matematis.
3. Solusi dari persamaan aljabar metode lain dikembangkan dari ketiga metode tersebut, salah satunya metode volume hingga (*finite volume*). Metode ini merupakan pengembangan dari metode *finite difference* yang memiliki formulasi khusus.

Algoritma numeriknya mengandung langkah sebagai berikut :

- Integrasi dari persamaan persamaan atur dari fluida sepanjang semua volume atur dari domain

- Diskritisasi yang melibatkan substitusi dari berbagai macam aproksimasi *finite difference* ke persamaan yang diintegrasikan. Sehingga persamaan integral diubah menjadi persamaan aljabar.
- Solusi dari persamaan aljabar dengan metode *iterative*. Langkah pertama yaitu, pengintegrasian volume atur membedakan metode ini dari semua teknik CFD. Konservasi dari variabel aliran  $\phi$  seperti kecepatan atau entalpi dalam volume atur yang berhingga dapat dinyatakan sebagai keseimbangan antara bermacam macam proses yang menambah maupun mengurangnya.

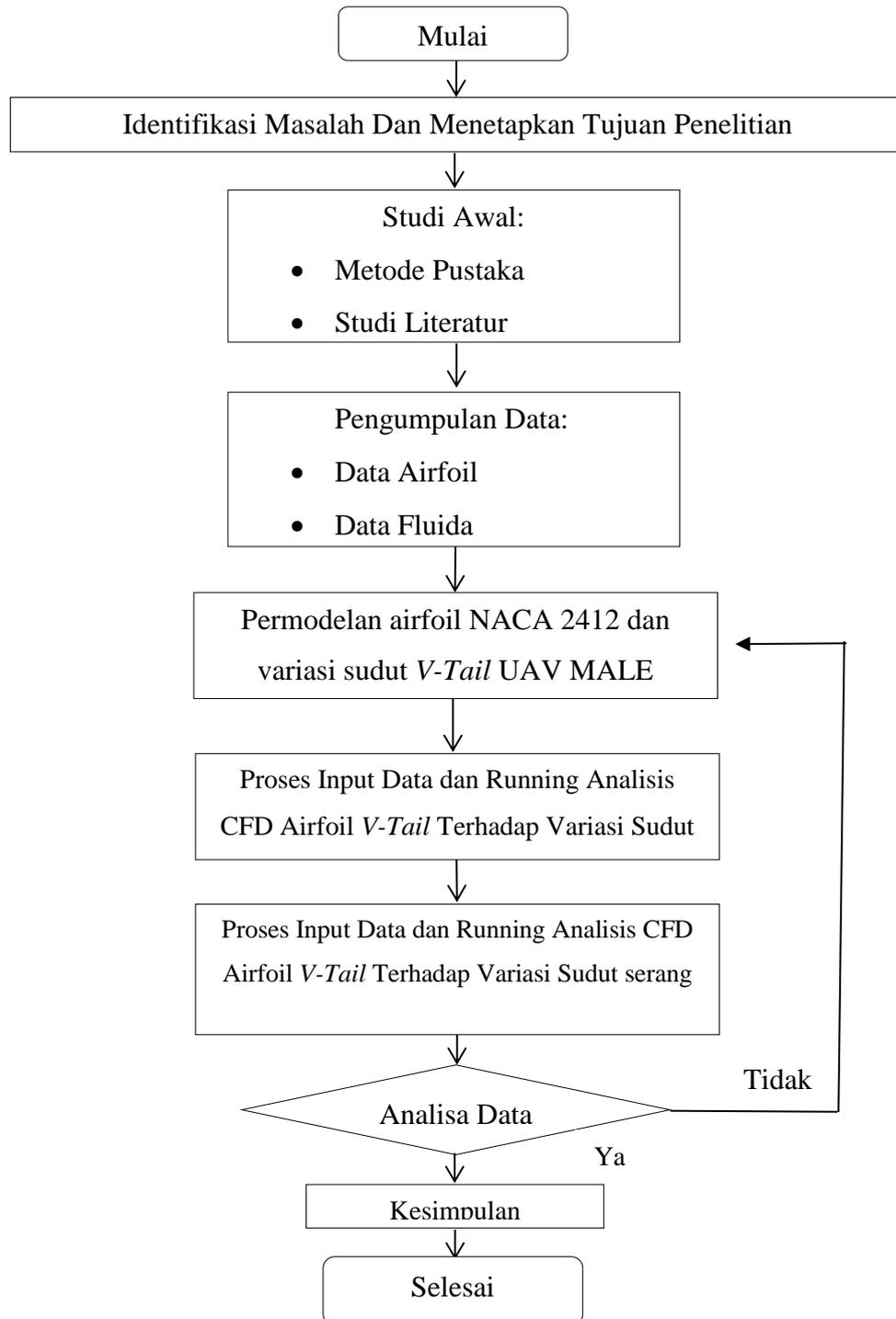
### **C. Post Processor**

Bagian ini mengandung kemampuan grafis yang dibutuhkan untuk menampilkan hasil termasuk kemampuan visual yang lain seperti animasi. Hal lain yang juga termasuk adalah *display grid* dan domain geometri, plot vektor, plot kontur, plot permukaan 2D atau 3D, *particle tracking*, animasi dan lain sebagainya.

## BAB 3 METODE PENELITIAN

### 3.1 Alur Penelitian

Secara garis besar, pelaksanaan penelitian ini akan dilaksanakan berurutan dan sistematis seperti ditunjukkan diagram alir berikut:



Dalam identifikasi masalah penulis diawali dengan pengalaman Kerja Praktek selama di PT Dirgantara Indonesia, penulis ditempatkan dibidang Rancang Bangun UAV MALE yang pada saat itu masih dalam tahap Konseptual *Design*. Berbagai masalah muncul termasuk fokus penulis pada bagian ekor UAV atau biasa disebut *empennage*. Karena masih dalam tahap konseptua airfoil pada bagian *V-Tail* UAV MALE belum ditentukan secara spesifik. Hal inilah yang menjadikan permasalahan utama untuk menentukan jenis airfoil yang sesuai agar menghasilkan gaya angkat maksimal. Sehingga setelah itu dapat ditentukan tujuan dari penelitian ini untuk mensimulasikan airfoil 2412 dengan *software Solidworks* untuk mendapatkan sudut pasang yang sesuai.

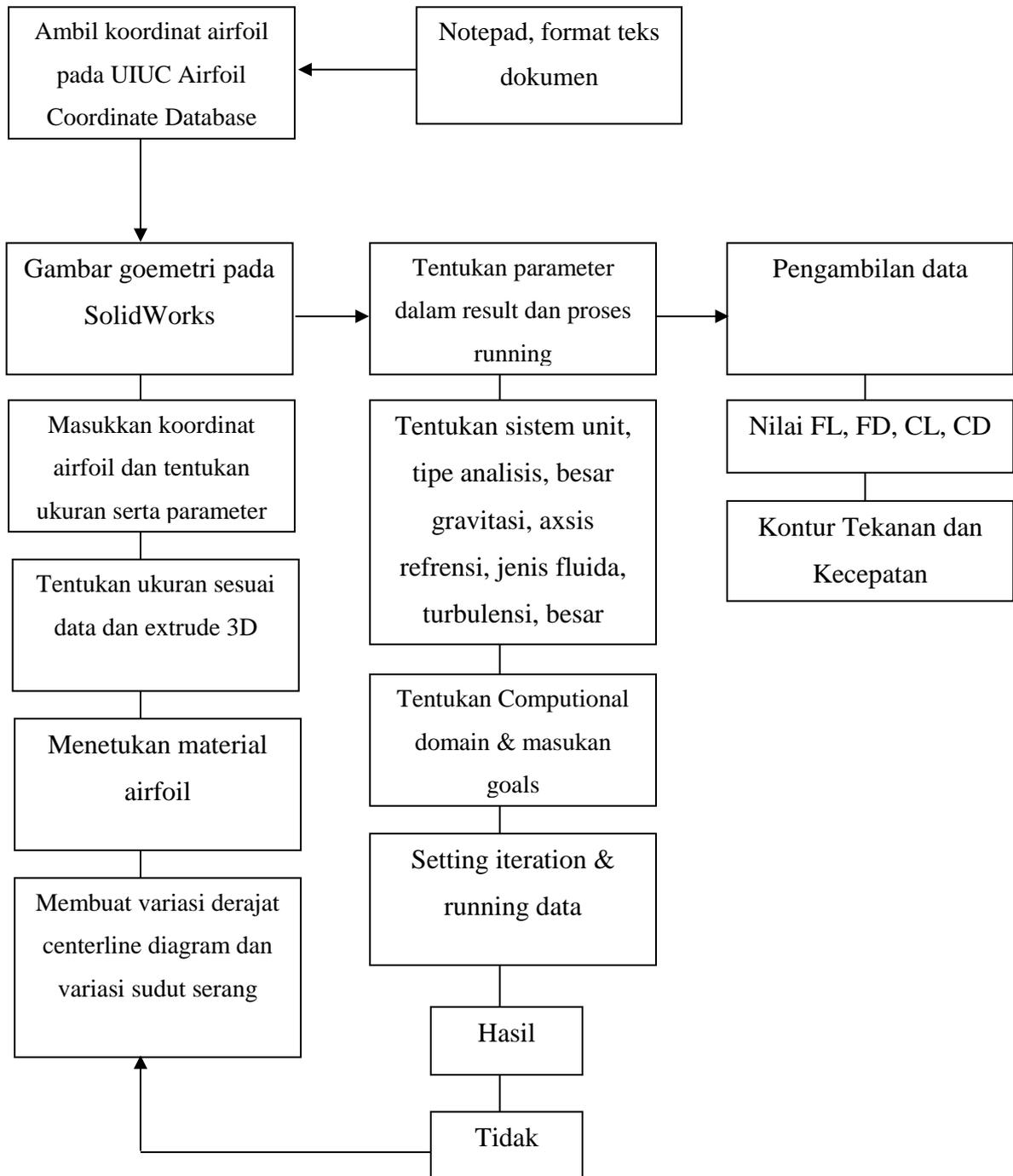
Studi awal penulis mencoba mengumpulkan informasi dan data selama Kerja Praktek dan didukung oleh teori-teori yang bersumber dari buku, *e-book*, Jurnal Ilmiah, Web terpercaya dan Penelitian orang lain yang saling berkaitan.

Tahap pengumpulan data setelah studi awal yakni, mengumpulkan data airfoil dan cara mensimulasikannya serta yang terpenting adalah input data geometri airfoil (*DAT File*) yang bersumber dari situs resmi NACA sehingga harapannya *design* airfoil berstandar. Sedangkan untuk data flida didapat dari informasi dan data laporan UAV MALE PT Dirgantara Indonesia yang dikaitkan dengan tabel Termodinamika agar data yang kurang dapat dilengkapi dari tabel tersebut.

Selanjutnya tahap untuk permodelan 3D dapat dilakukan dengan memasukan data kordinat yang didapat dari situs resmi NACA kedalam *software Solidworks* kemudian geometri disesuaikan dengan data dari PT Dirgantara Indonesia dan langkah terakhir meng-*extrude* sehingga menjadi *3D modeling* airfoil. Kemudian penulis menentukan 2 kategori analisa yaitu yang pertama variasi sudut *V-Tail* dan variasi sudut serang selanjutnya tahapan kedua dengan menganalisis keduanya disatukan sudut serang dan variasi sudut *V-Tail* (*Angle Of Attack*) terhadap Nilai koefisien angkat (CL), koefisien hambat (CD), gaya angkat (FL) dan gaya hambat (FD).

Untuk langkah-langkah dari tahap permodelan hingga *running* hasil *Computational Fluid Dynamic* (CFD) akan dijelaskan secara detail tahapannya pada diagram alir simulasi 3.2.

### 3.2 Diagram Alir Simulasi



### 3.3 Peralatan dan Bahan

Peralatan dan bahan merupakan pendukung untuk menyelesaikan tugas akhir. Alat dan bahan yang digunakan dalam perancangan dan pembuatan hanya *software* CFD yaitu, Solidworks 2015.

### 3.4 Perancangan

#### 3.4.1 Spesifikasi UAV MALE Di PT Dirgantara Indonesia (Persero)

Berdasarkan referensi hasil laporan data PT Dirgantara Indonesia yang membahas tentang UAV MALE, dan bertujuan untuk mendapatkan informasi kebutuhan dan keinginan pengguna maka didapatkan spesifikasi umum UAV MALE yaitu:

1. Fuel : 350 kg
2. Endurance : 30 jam (pada minimum payload)
3. Radius : 250 km
4. Ceiling : 23,000 feet
5. Max. Speed : 235 km/jam (127 knots)
6. Cruise Speed : 150 – 180 km/jam (81 – 97 knots)
7. Maximum Take-off Weight : 1350 kg
8. Payload : 350 kg

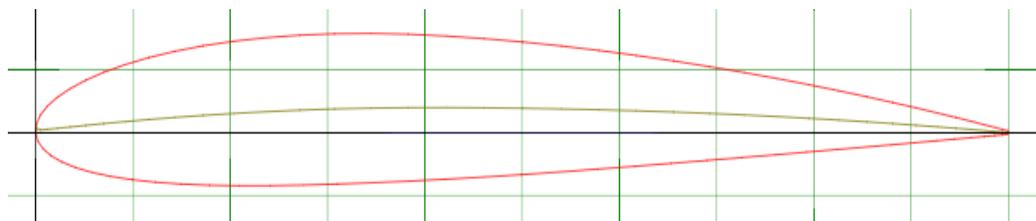
Material yang digunakan struktur pesawat terbuat dari komposit dan beberapa bagian menggunakan aluminium alloy. Seperti pada konstruksi *V-Tail Leading edgeribs, centerribs, front spar* dan *rear spar* menggunakan komposit CFRP, sedangkan *bulkhead, frame* dan *attachment* menggunakan *Alumunium Alloy*. Target utama struktur pesawat harus dibuat dengan seringan mungkin tanpa mengurangi kekuatan yang diperlukan.

### 3.4.2 Perancangan Perangkat Lunak Airfoil NACA 2412

Perancangan perangkat lunak menggunakan *software Solidworks 2016 Full Version*. Seperti yang dituliskan sebelumnya tujuan utama peancangan dengan menggunakan *software Solidworks* adalah untuk mendapatkan permodelan airfoil dan membuat 2 kategori analisa yaitu variasi sudut *V-Tail* dan variasi sudut serang (*Angle Of Attack*) terhadap Nilai koefisien angkat (CL), koefisien hambat (CD), gaya angkat (FL) dan gaya hambat (FD).

*Design 3D* dimulai dari data kordinat. Kordinat X,Y Airfoil NACA 2412 didapatkan dari UIUC *Airfoil Coordinate Database*. Kordinat XY airfoil NACA 2412 (“UIUC Airfoil Data Site,” n.d.) dapat dilihat pada Lampiran 1. Hasil yang diharapkan untuk permodelan 3D adalah seperti pada gambar 3-1. Potongan airfoil ini jelas bentuknya tidak simetris dan lengkungannya sangat halus sehingga aliran yang disimulasikan nantinya tidak mempunyai hambatan dikarenakan *design* Airfoil yang gagal. Inilah merupakan tujuan penulis mencaridata kordinat NACA 2412 yang legal atau resmi sehingga dalam proses permodelan tidak ada masalah.

Dari data kordinat akan dimasukan kedalam *Software Solidworks* yang nantinya akan menghasilkan sebuah kurva penampang airfoil dan di-*extrude* sesuai data panjang *V-Tail* dari PT Dirgantara Indonesia.



Gambar 3-1 Airfoil NACA 2412

### 3.4.3 Variabel Penelitian

Variable dalam penelitian ini terdiri dari variable bebas dan variable terikat. Variabel bebas antara lain sebagai berikut:

1. Variasi Sudut *V-Tail* ( $98.66^\circ$ ,  $109.63^\circ$ ,  $120.63^\circ$ )
2. Variasi sudut serang ( $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ).
3. Variasi dengan menggabungkan variasi sudut *V-Tail* dan variasi sudut serang.

Variable terikat dalam penelitian ini antara lain sebagai berikut:

1. Nilai Gaya *lift*
2. Nilai Gaya *drag*
3. Nilai koefisien *lift*.
4. Nilai koefisien *drag*.
5. Kontur Tekanan.

### 3.4.4 Input Parameter dan Spesifikasi Udara

Berdasarkan data dari PT Dirgantara Indonesia dan memasukan data dari Tabel *property* termodinamika didapatkan hasil berikut :

NO	Input	Pilihan
1	Ketinggian Jelajah	7000 Meter
2	Tekanan	41110 Pa
3	Percepatan Gravitasi	9.785 m/s <sup>2</sup>
4	Suhu	242,5 K
5	Kecepatan Fluida	65.27 m/s
6	Jenis Aliran	Eksternal dan Turbulen

Tabel 3-1 Parameter Input Data

Untuk jenis aliran turbulen didapat dari perhitungan persamaan (2.5) *reynold number* dimana :

$$\rho = \text{Densitas Udara} = 0,590 \text{ kg/m}^3$$

$$V = \text{Kecepatan pesawat} = 65,27 \text{ m/s}$$

$$L = \text{Panjang Airfoil} = 1,7 \text{ m}$$

$$\nu = \text{Viskositas} = 2,645 \times 10^{-5} \text{ (m}^2/\text{s)}$$

Sehingga :

$$Re = \frac{V L}{\nu}$$

$$Re = \frac{65,27 \frac{m}{s} \times 1,7 \text{ m}}{2,645 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}}$$

$$Re = 4193837,92$$

Nilai Re lebih dari 4000, aliran yang terjadi adalah Turbulen.

## BAB 4

### HASIL DAN PEMBAHASAN

#### 4.1 Pembuatan Model Airfoil NACA 2412

##### 4.1.1 Langkah Langkah Pembuatan 3D Modelling

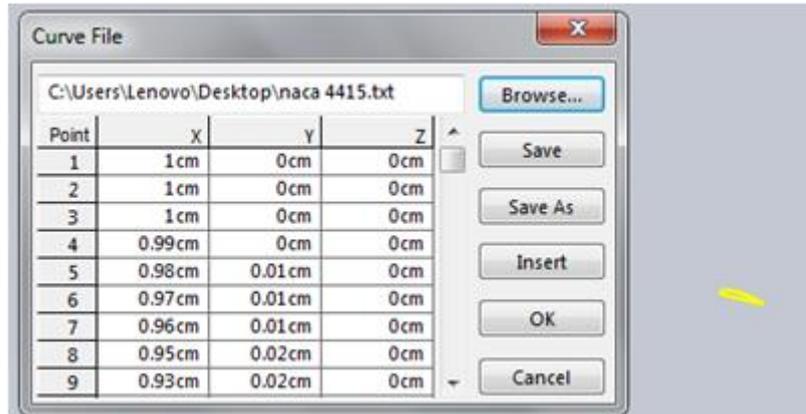
Adapun langkah-langkah penulis untuk membuat airfoil NACA 2412 dengan menggunakan *software solidworks* diantaranya :

1. Mendapatkan kordinat atau *Dat file* airfoil NACA 2412 dengan cara membuka *website* [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database).
2. Menyalin *Dat file* yang telah didapatkan ke aplikasi *Notepad* agar menjadi file dalam bentuk *.txt* seperti pada gambar 4-1

```
NACA 2424
1.00000      0
0.95098      0.01930
0.90161      0.03502
0.80233      0.06352
0.70244      0.08824
0.60203      0.10903
0.50118      0.12532
0.40000      0.13606
0.29700      0.13874
0.24555      0.13593
0.19427      0.12959
0.14333      0.11888
0.09300      0.10215
0.06820      0.09052
0.04380      0.07552
0.02012      0.05449
0.00855      0.03892
0.00000      0.00000
0.01615      -0.03646
0.02988      -0.04965
0.05620      -0.06614
```

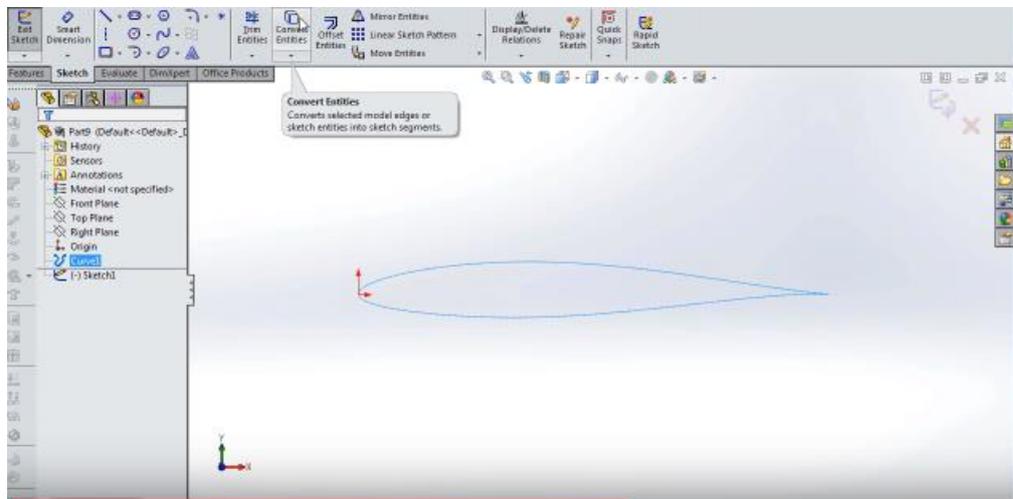
**Gambar 4-1** *Dat file* NACA 2412

3. Meng-*import file .txt* ke *solidworks* dengan cara *insert* lalu klik *curve* dan memilih destinasi *file txt* yang telah disimpan sebelumnya setelah itu akan muncul seperti gambar lalu klik ok seperti pada gambar4-2.



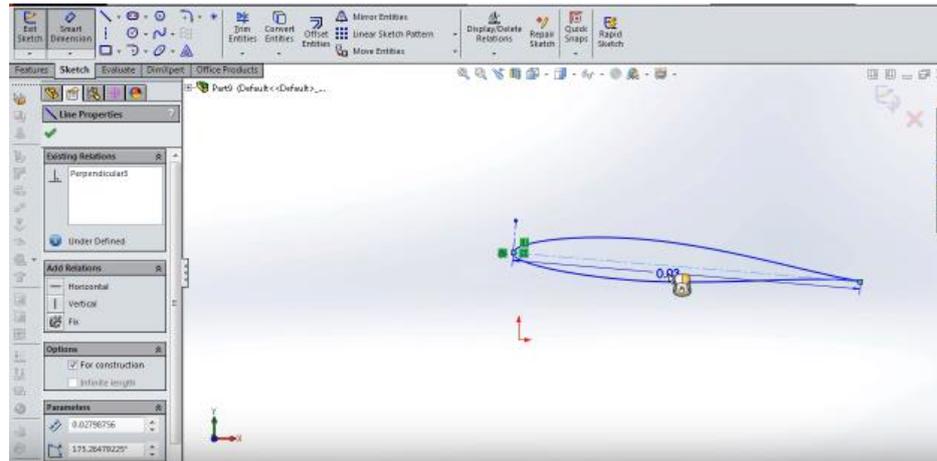
Gambar 4-2 import txt file ke Solidworks

4. Merubah garis kurva menjadi garis nyata dengan *convert entities* seperti gambar 4-3 agar garis berubah menjadi hitam atau nyata.



Gambar 4-3 Conver Entities

6. Memberi ukuran panjang *chord* dengan cara membuat *center line* seperti pada gambar 4-4 panjang *chord* adalah 755.54 mm.



**Gambar 4-4 Ukuran Chord**

7. Tahap terakhir adalah dengan *extrude* airfoil sepanjang 1.7 meter dan member material Komposit Hexcel AS4C 3000.

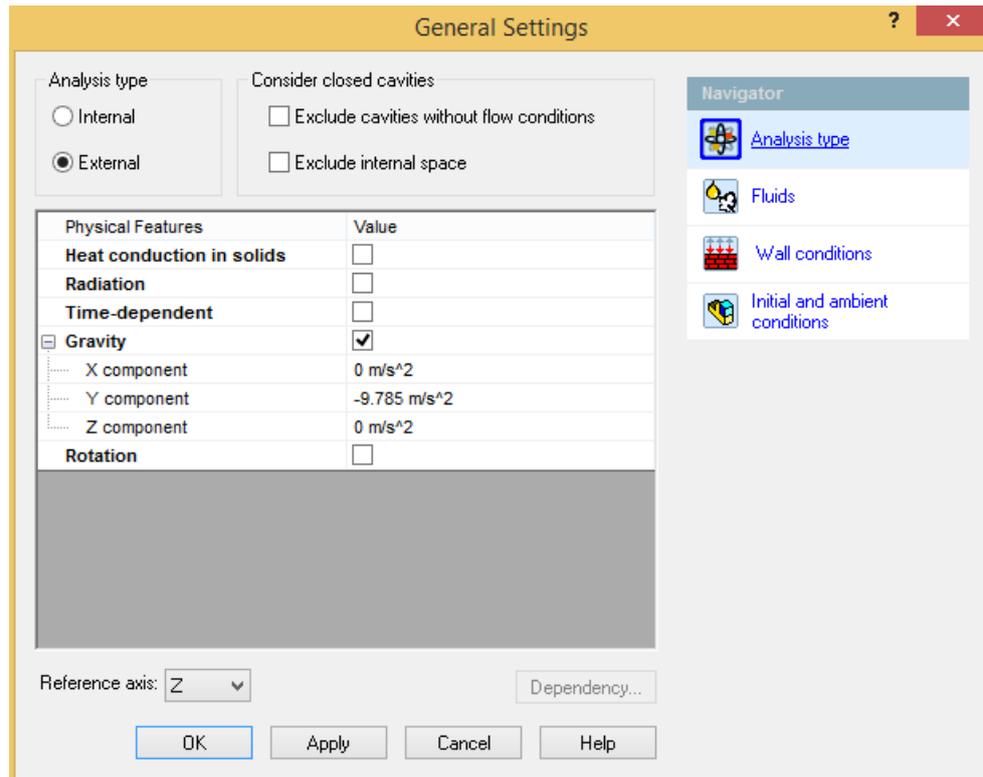
#### **4.1.2 Pembuatan *Centerline Diagram***

Pada penelitian ini *Centerline* diagram yang digunakan ada dua variasi yaitu variasi sudut serang dan variasi sudut *V-Tail*. Pembuatan *centerline* ini berguna untuk memudahkan simulasi sesuai dengan variasi sudut yang telah ditentukan. *Centerline* ini dibuat menggunakan *feature sketch* yang ada di *Solidworks*. Adapun macam macam variasi sudut *centerline* Airfoil yang dibuat adalah :

1. Variasi Sudut *V-Tail* ( $98.66^\circ$ ,  $109.63^\circ$ ,  $120.63^\circ$ )
2. Variasi sudut serang ( $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $16^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ ,  $12^\circ$ ).
3. Variasi dengan menggabungkan variasi sudut *V-Tail* dan variasi sudut serang.

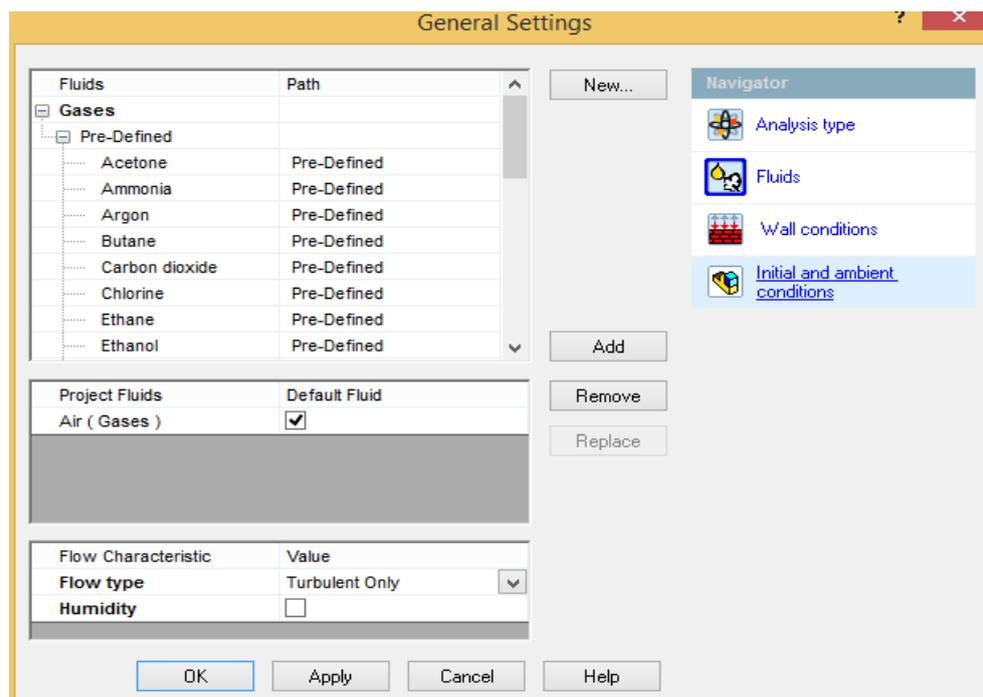
#### **4.1.3 Tahapan Simulasi dan Input Parameter *Boundary***

1. Menentukan *General Setting* mulai dari tipe aliran eksternal, dan *setting* gravitasi sesuai data pada sub bab 3.4.3 input seperti pada gambar 4-5



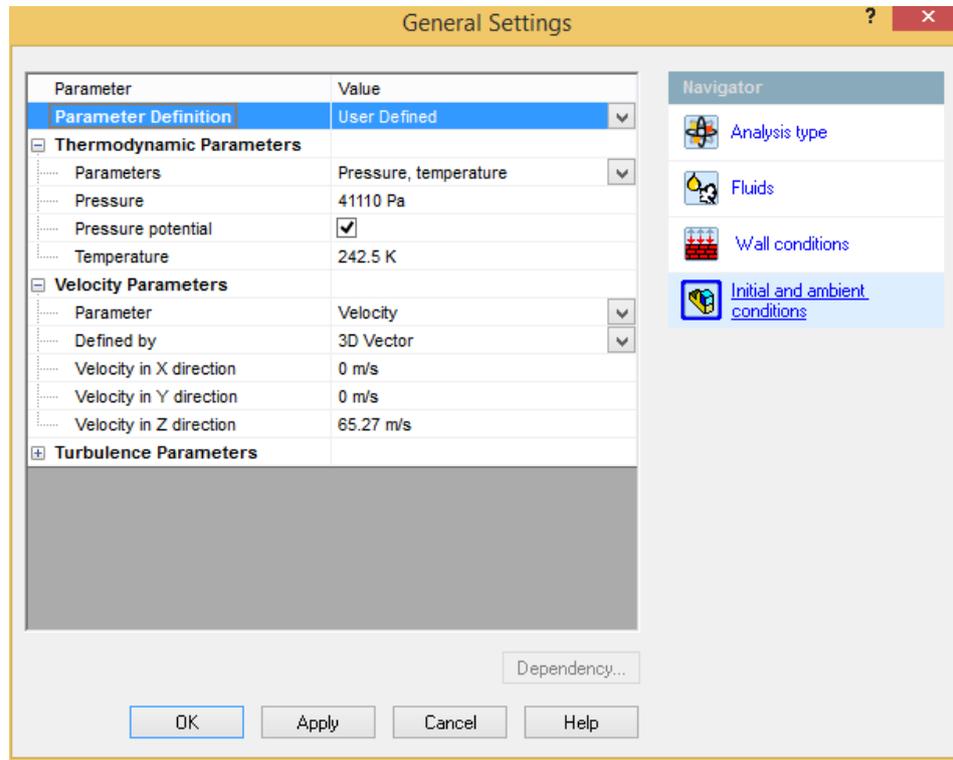
Gambar 4-5 Analisis Type

- Setting tipe fluida yang akan digunakan diantaranya, udara, tipe aliran turbulensi seperti pada gambar 4-6



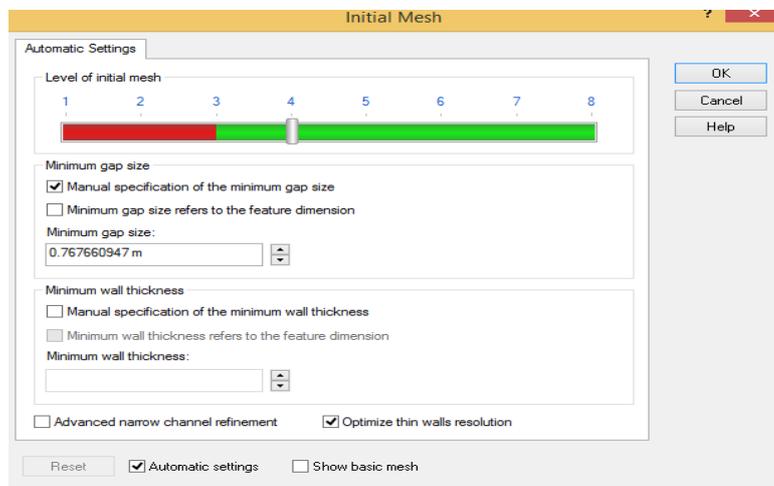
Gambar 4-6 Setting tipe fluida

- Mengatur kondisi batas seperti tekanan pada ketinggian tersebut, suhu sekitar dan kecepatan dorong (*thrust*) seperti pada gambar 4-7.

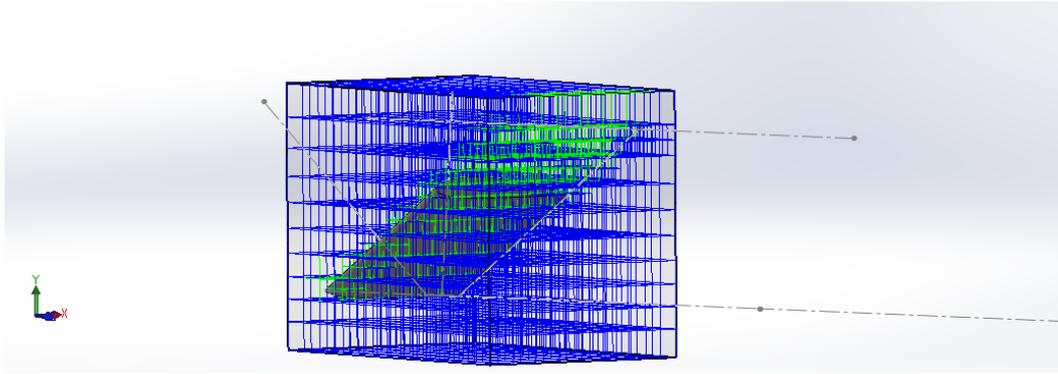


**Gambar 4-7 Setting Boundary**

- Mengatur *iterations* pada nomor 25 agar pengulangan tidak terlalu lama dan berat.
- Mengatur *meshing* menggunakan *auto initial mesh* atau *self adaptive meshing* pada level 4 seperti gambar 4-8 dan hasilnya seperti gambar 4-9.

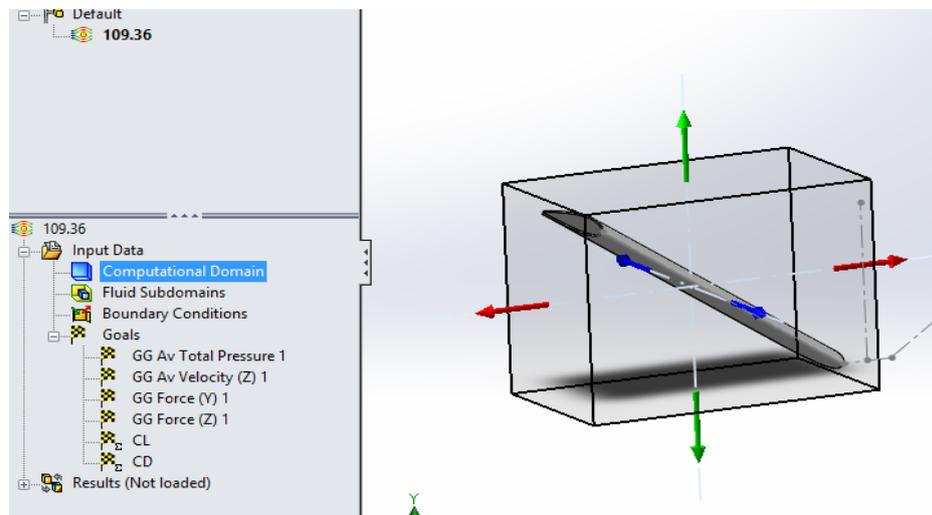


**Gambar 4-8 Setting meshing**



**Gambar 4-9 Hasil Meshing**

6. Mengatur *Computational Domain* sesuai ukuran Airfoil seperti pada gambar 4-10.

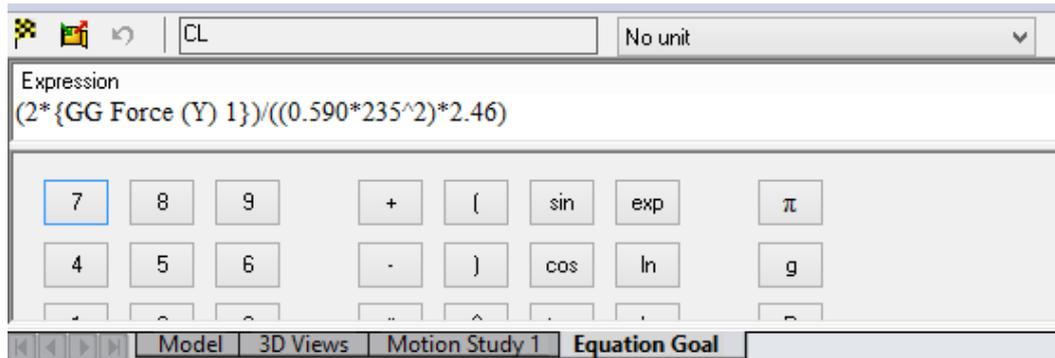


**Gambar 4-10 Insert Computational Domain**

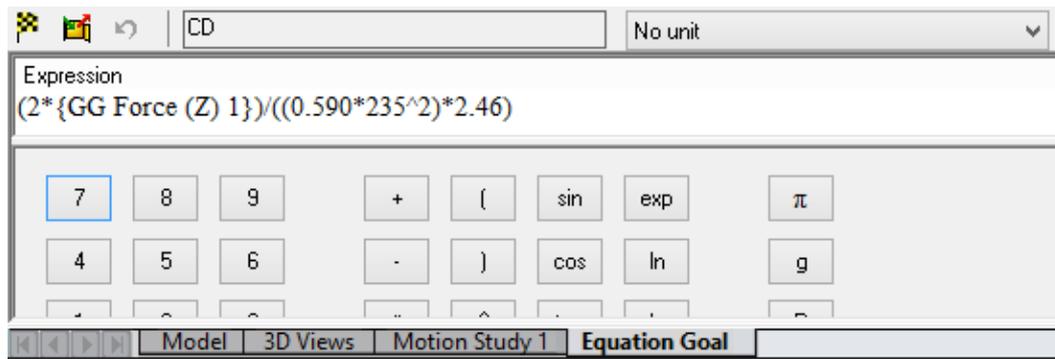
7. Mengatur *Goal* seperti pada gambar 4-11. Untuk Goal CL (koefesien angkat) dan CD (koefesien hambat) memasukan persamaan dahulu seperti pada gambar 4-12 dan 4-13.



**Gambar 4-11 Insert Goal**



**Gambar 4-12 Insert Equation Cl**

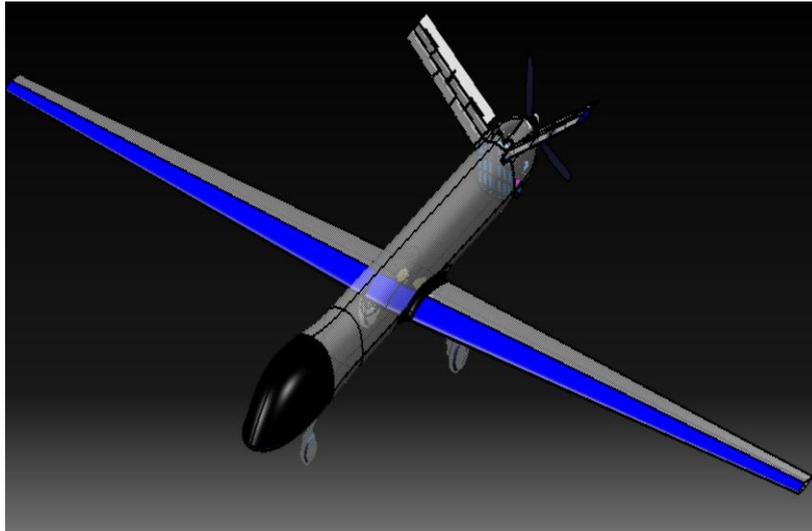


**Gambar 4-13 Insert Equation CD**

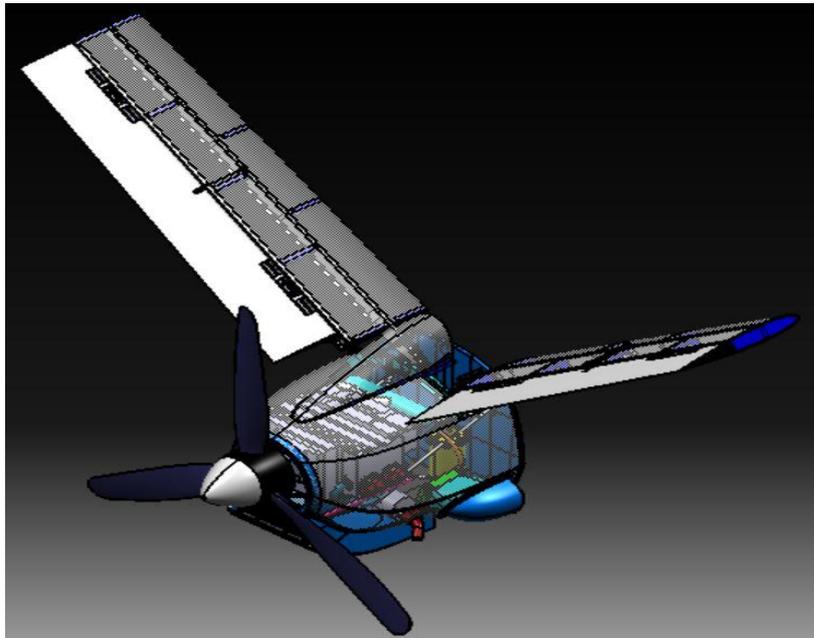
8. *Running* simulasi dan insert hasil menggunakan *Microsoft excel* secara *auto* dan mengambil gambar hasil simulasi.

## 4.2 Hasil Perancangan

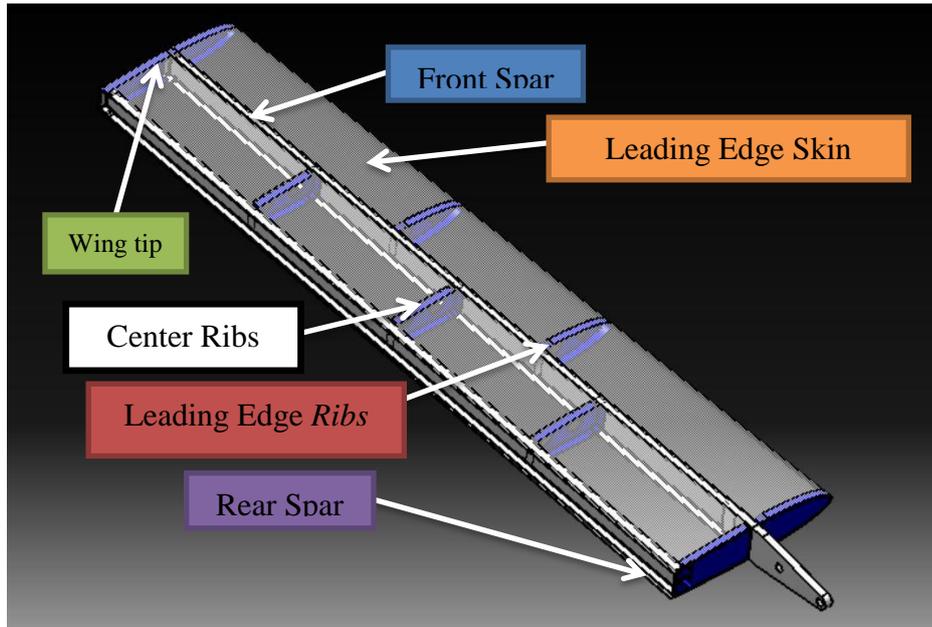
Berdasarkan hasil desain selama proses pengambilan data di PT Dirgantara Indonesia, konsep yang diusulkan untuk desain UAV MALE diberikan sebagai berikut:



**Gambar 4-14 Isometric View Full Desain Surface Pada UAV MALE**



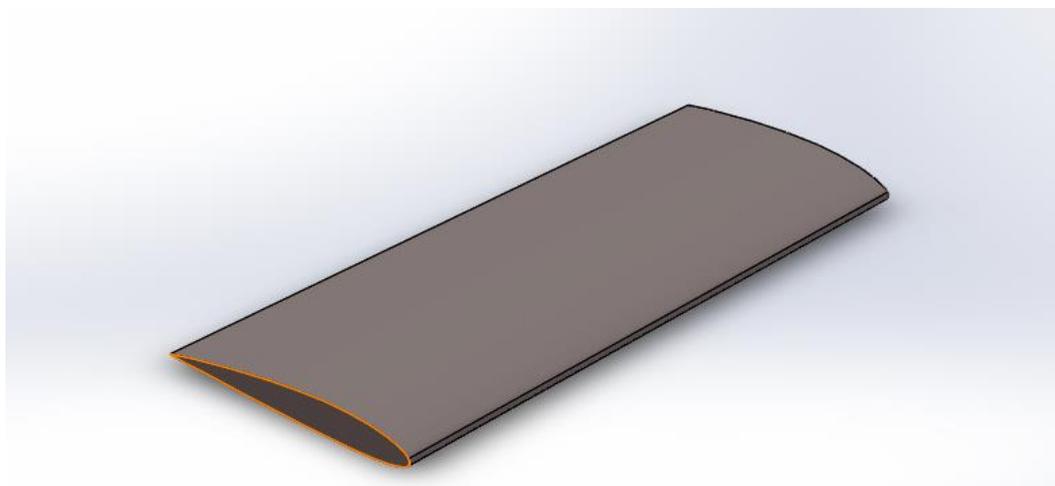
**Gambar 4-15 IsometricView Desain V-Tail Pada UAV MALE**



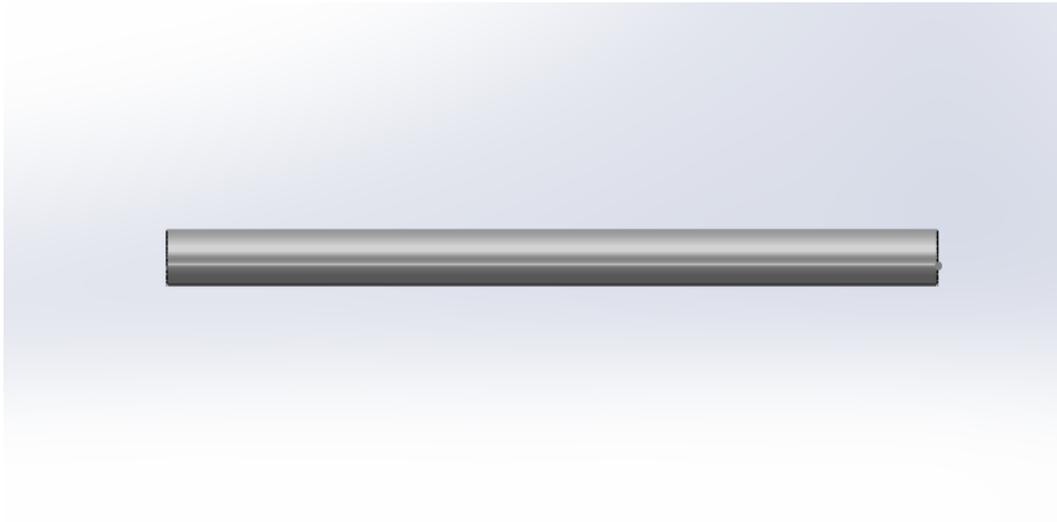
**Gambar 4-16 Desain Struktur V-Tail Pada UAV MALE**

Pada gambar 4-14 merupakan hasil desain *surface* keseluruhan bentuk dari UAV MALE. Gambar 4-15 merupakan desain keseluruhan bentuk *empennage* atau *tail* dari UAV MALE dengan bentuk *Tail* berbentuk V-Tail. Gambar 4-3 merupakan hasil desain penulis selama proses pengambilan data di PT Dirgantara Indonesia, yaitu desain V-Tail UAV MALE.

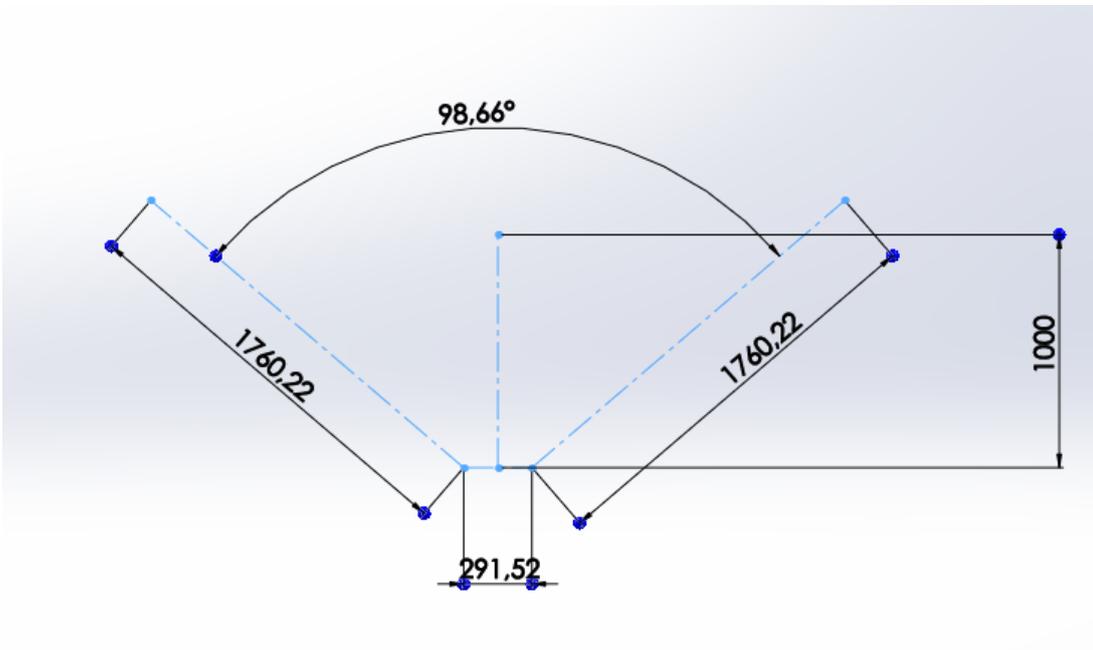
Pada gambar 4-16 merupakan hasil desain penulis Airfoil NACA 2412 yang akan divariasikan sudut serang dan variasi terhadap sudut V-Tail.



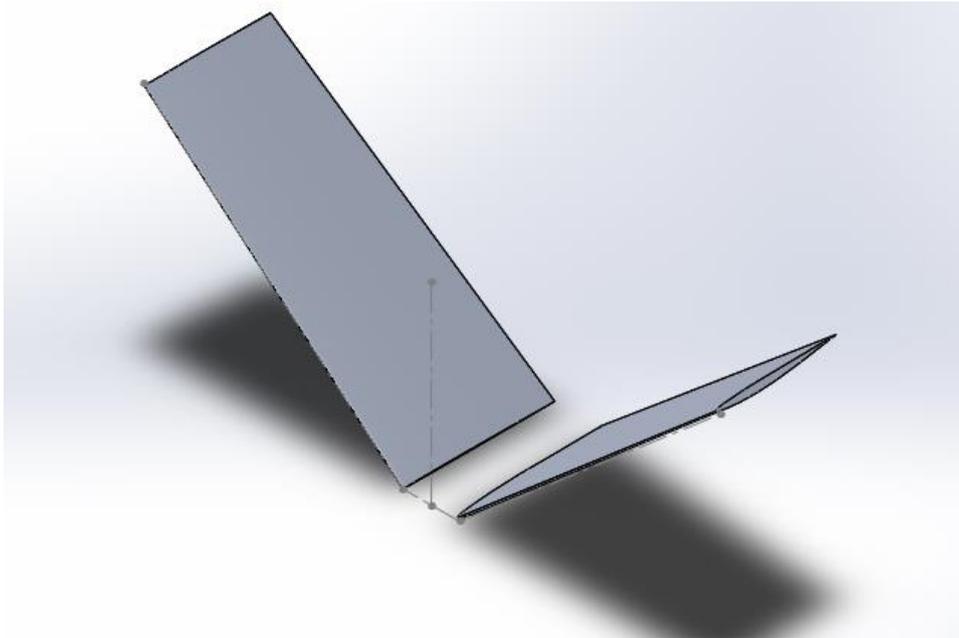
**Gambar 4-17 Hasil Desain NACA 2412**



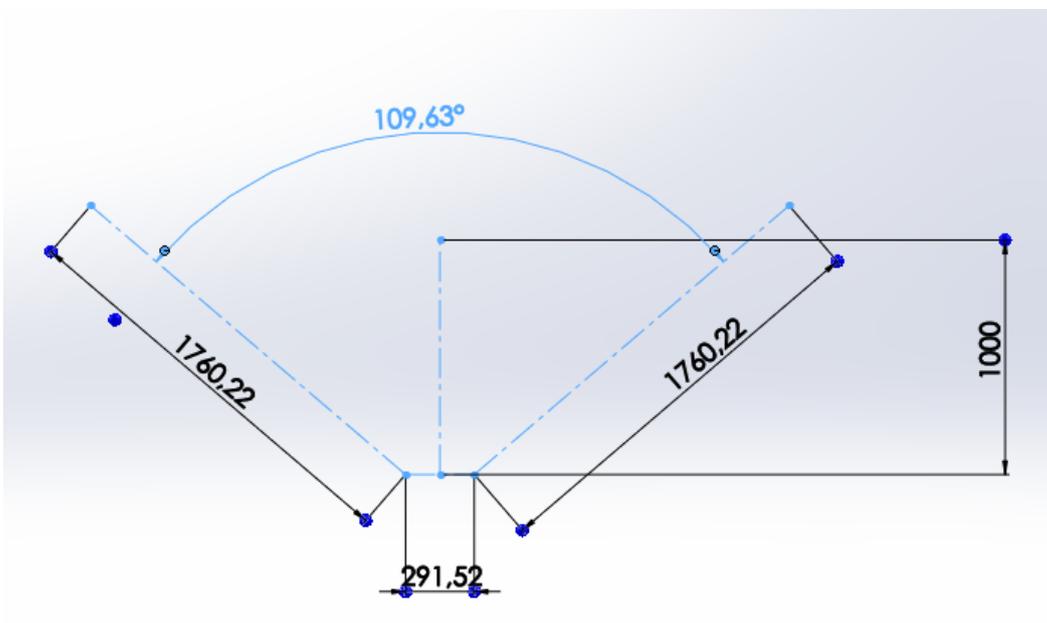
Gambar 4-19 Airfoil NACA 2412 Tampak Depan



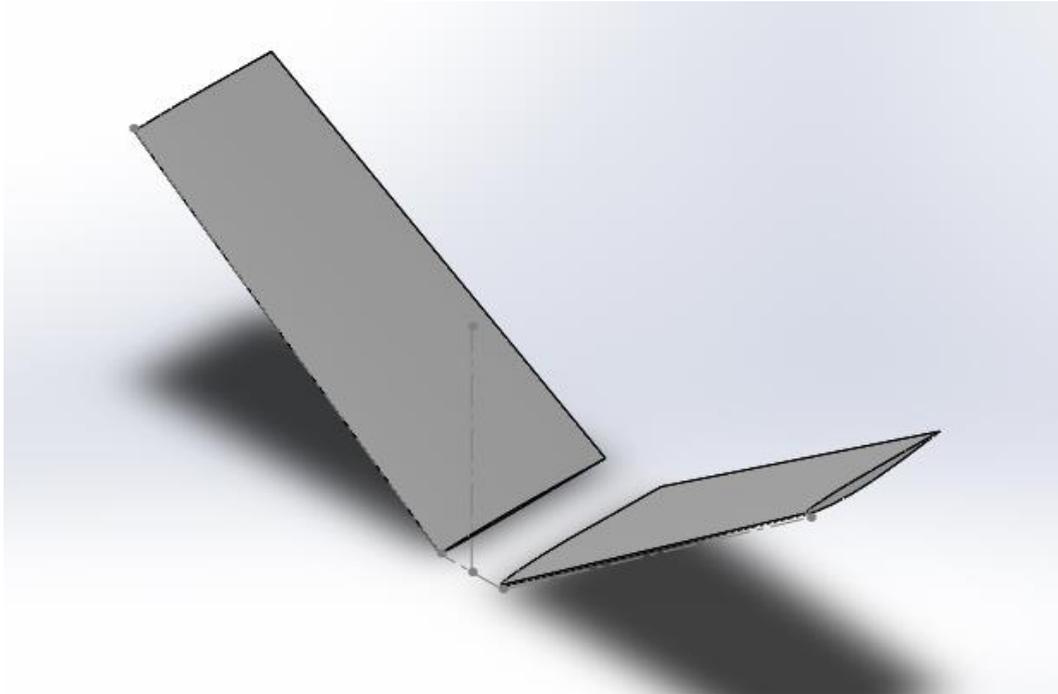
Gambar 4-18 Centerline *V-Tail* Sudut 98,66 Derajat



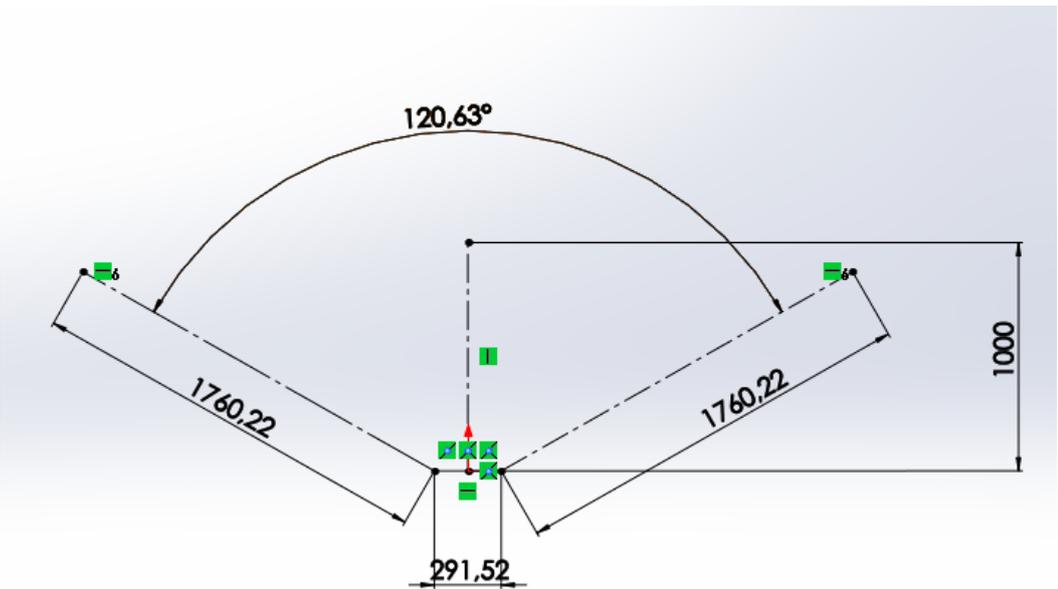
Gambar 4-20 Desain Airfoil pada V-Tail Serang 98,66



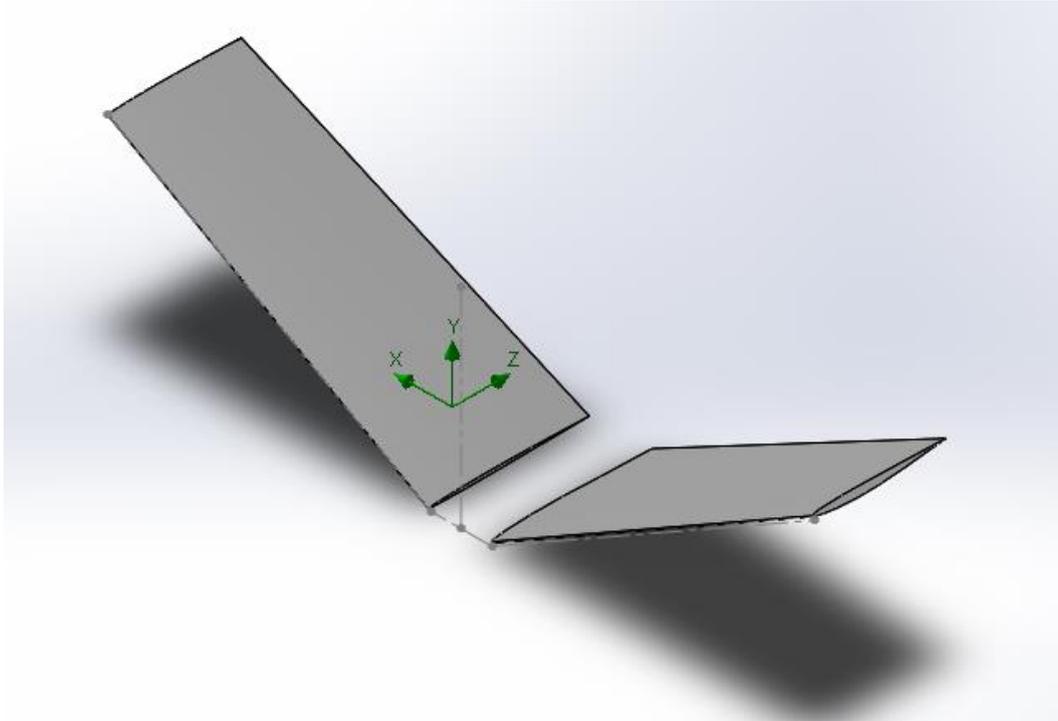
Gambar 4-21 Centerline V-Tail Sudut  $109.63$  Derajat



Gambar 4-22 Desain Airfoil pada *V-Tail* Sudut 109.63



Gambar 4-23 Centerline *V-Tail* Sudut 120,63 Derajat



**Gambar 4-24 Desain Airfoil pada V-Tail Sudut 120,63**

Gambar 4-18 sampai dengan gambar 4-24 merupakan hasil desain menggunakan *software* Solidworks dengan variasi sudut serang mulai dari 98,66 derajat, 109.63 derajat dan 120,63 derajat.

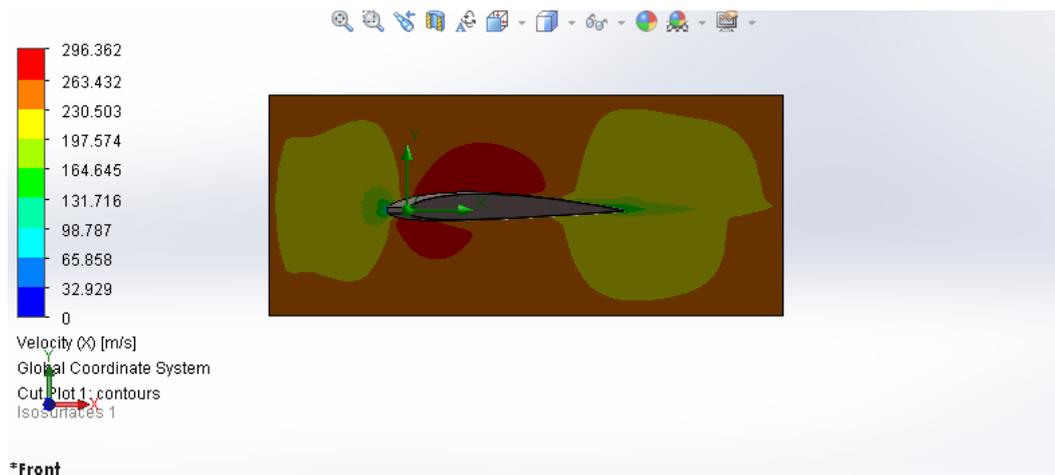
Untuk variasi sudut lainnya dapat dilihat pada Lampiran 2 *Centerline diagram & desain V-Tail*

### 4.3 Hasil Pengujian

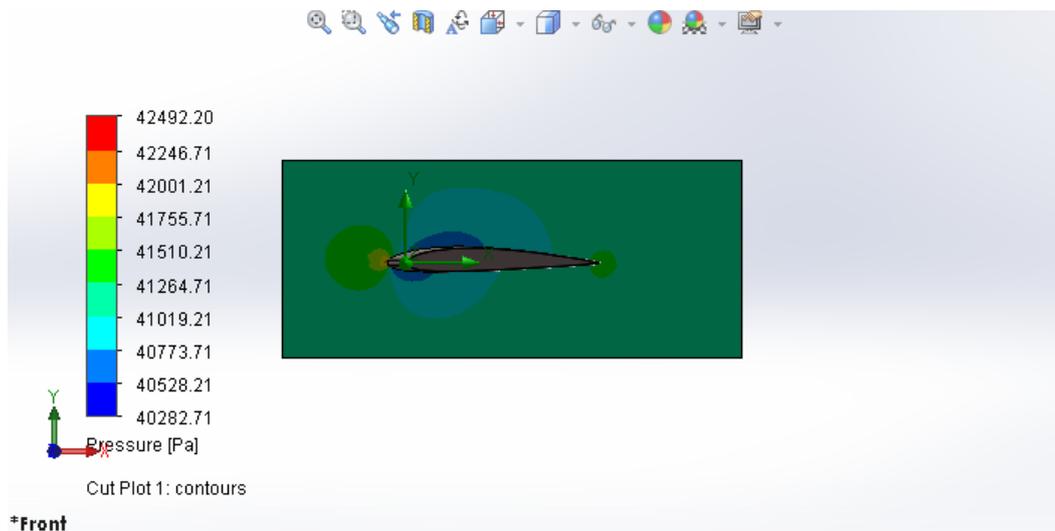
Hasil dari simulasi dalam penelitian ini berupa kontur sebaran tekanan di sekeliling airfoil dan kontur sebaran kecepatan fluida yang mengalir di sekeliling airfoil. Dan juga dapat dilihat gaya-gaya yang terjadi pada airfoil sehingga dapat dihitung nilai CL dan CD dari airfoil NACA 2412 yang diteliti tersebut.

, aliran yang terjadi adalah Turbulen.

#### 4.3.1 Hasil Simulasi pada Variasi Sudut *V-Tail* 0°

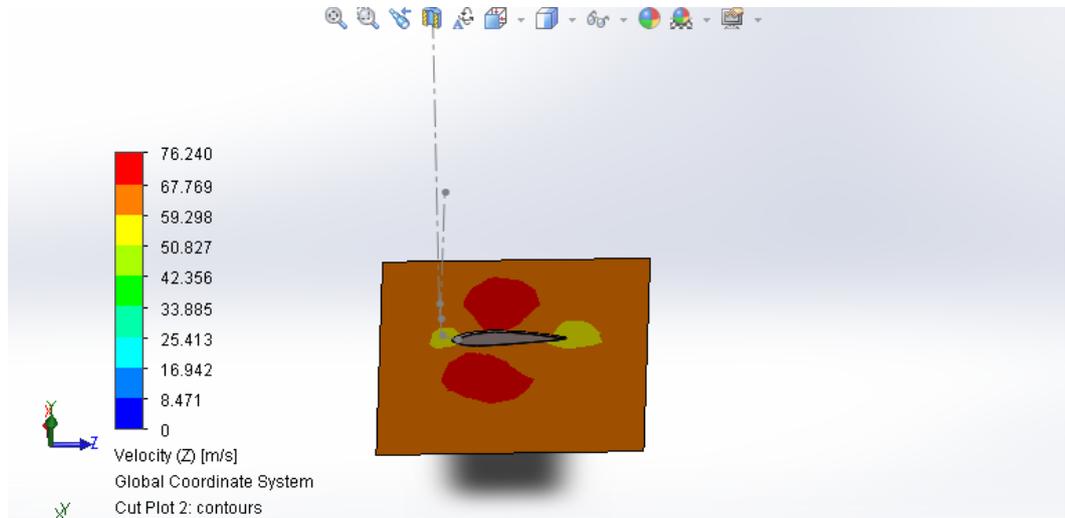


Gambar 4-25 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 0 derajat

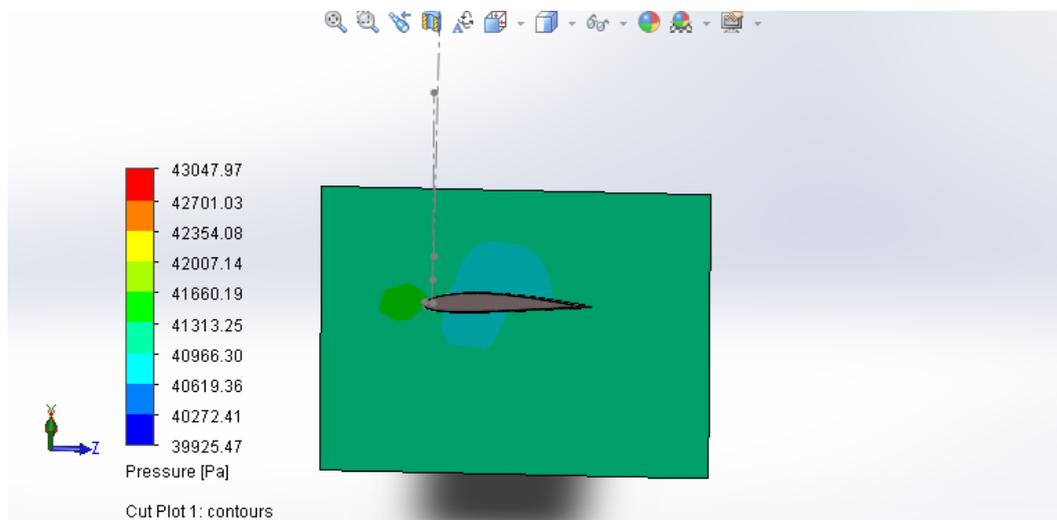


Gambar 4-26 kontur sebaran tekanan pada sudut serang 0 derajat

### 4.3.1 Hasil Simulasi pada Variasi Sudut V-Tail 98,66°

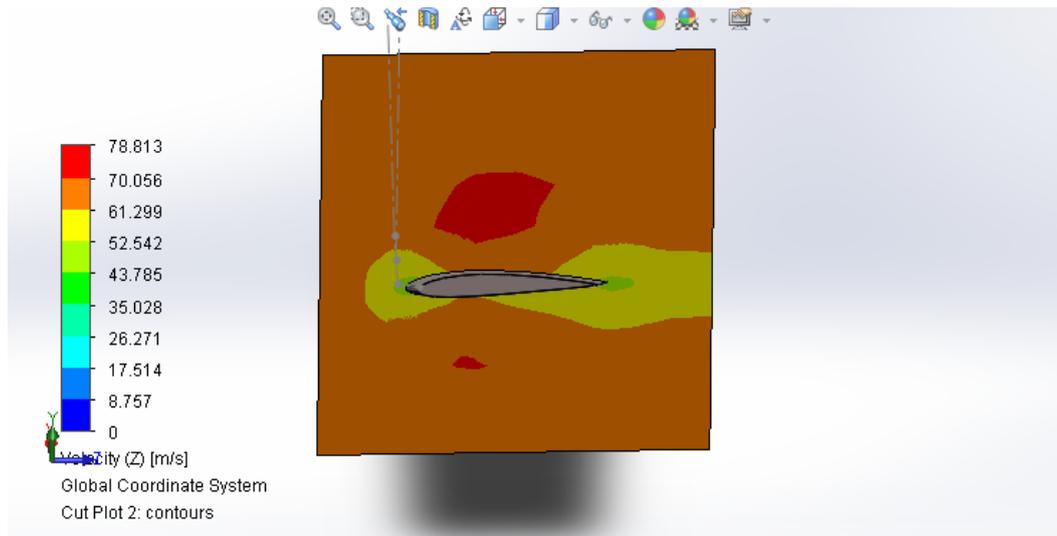


Gambar 4-27 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 98,66 derajat

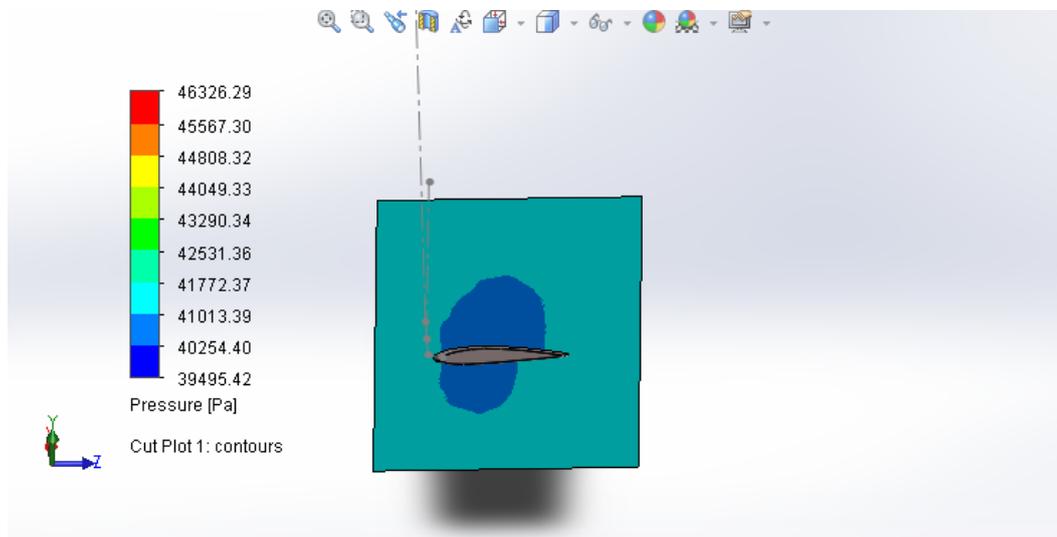


Gambar 4-28 kontur sebaran tekanan pada sudut serang 98,66 derajat

### 4.3.2 Hasil Simulasi pada Variasi Sudut V-Tail 109.63°



Gambar 4-29 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 109.63 derajat

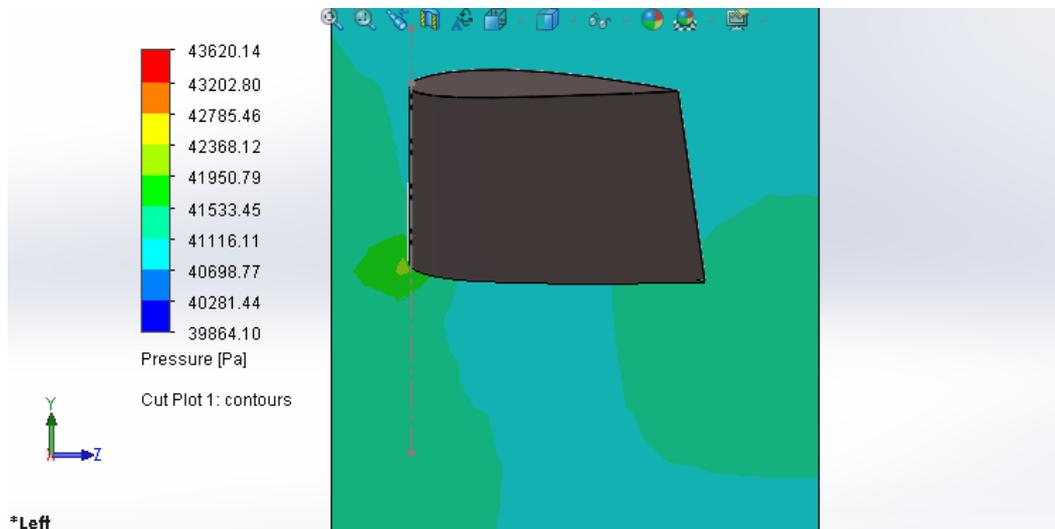


Gambar 4-30 kontur sebaran tekanan pada sudut serang 109.63 derajat

### 4.3.3 Hasil Simulasi pada Variasi Sudut V-Tail 120,63°



Gambar 4-31 kontur sebaran kecepatan pada sudut serang 120,63 derajat



Gambar 4-32 kontur sebaran Tekanan pada sudut serang 120,63 derajat

Dari hasil simulasi gambar 4-25 sampai 4-32 tersebut menunjukkan bahwa ciri-ciri yang tampak yang mengindikasikan hasil secara kualitatif adalah sebagai berikut :

1. Titik stagnasi yang teletak pada leading edge dan trailing edge dari airfoil.
2. Daerah bertekanan tinggi di bagian permukaan bawah dari airfoil yang menyebabkan terjadinya *lift*.
3. Tolakan yang terjadi di bagian belakang airfoil dimana fluida berakselerasi mengikuti kembali aliran *freestream*.

Dari hasil simulasi juga didapatkan gaya angkat, gaya hambat, koefisien *lift* dan *drag* yang akan dibahas pada bab 4.4.

## 4.4 Analisis dan Pembahasan

### 4.4.1 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Variasi Sudut *V-Tail*

Tabel 4-1 Hasil Simulasi Variasi Sudut *V-Tail*

sudut <i>V-Tail</i> (°)	kecepatan rata rata(m/s)		tekanan rata rata(Pa)	
	permukaan atas airfoil	permukaan bawah airfoil	permukaan atas airfoil	permukaan bawah airfoil
0	56,25	54,21	41948,74	43009,73
98,66	65,43	64,78	42378,87	42413,52
109,63	65,43	64,67	42377,50	42414,49
120,63	64,92	64,50	42364,73	42387,68

Dari tabel 4-1 dapat dilihat bahwa kecepatan dibawah airfoil lebih lambat dibandingkan diatas airfoil dan tekanan yang terjadi pada bagian airfoil lebih besar dibandingkan dengan bagian atas airfoil, ini seperti hukum Bernoulli yang mengatakan bahwa pada suatu aliran fluida, peningkatan pada kecepatan fluida akan menimbulkan penurunan tekanan pada aliran tersebut. Prinsip ini sebenarnya merupakan penyederhanaan dari Persamaan Bernoulli yang menyatakan bahwa jumlah energi pada suatu titik di dalam suatu aliran tertutup sama besarnya dengan jumlah energi di titik lain pada jalur aliran yang sama (White, 1998).

Penampang sayap pesawat terbang memiliki bagian belakang yang lebih tajam dan sisi bagian atasnya lebih melengkung daripada sisi bagian bawahnya. Bentuk sayap tersebut menyebabkan kecepatan aliran udara bagian atas lebih besar daripada di bagian bawah sehingga tekanan udara di bawah sayap lebih besar daripada di atas sayap. Hal ini menyebabkan timbulnya daya angkat pada sayap pesawat. Agar daya angkat yang ditimbulkan pada pesawat semakin besar, sayap pesawat dimiringkan sebesar sudut tertentu terhadap arah aliran udara.

Bagian depan sayap dirancang melengkung ke atas. Udara yang mengalir dari bawah berdesakan dengan udara yang ada di sebelah atas. Mirip seperti

air yang mengalir dari pipa yang penampangnya besar ke pipa yang penampangnya sempit. Akibatnya, laju udara di sebelah atas sayap meningkat. Karena laju udara meningkat, maka tekanan udara menjadi kecil. Sebaliknya, laju aliran udara di sebelah bawah sayap lebih rendah, karena udara tidak berdesakan.

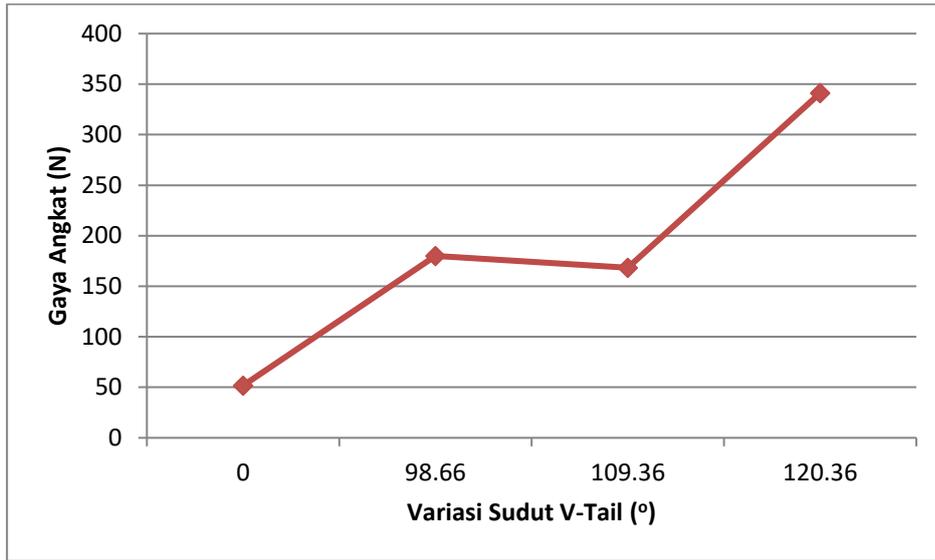
**Tabel 4-2 Hasil Simulasi Gaya angkat dan Gaya Hambat**

<b>sudut <i>V-Tail</i>(°)</b>	<b>FL (N)</b>	<b>FD (N)</b>
<b>0</b>	51,74	141,96
<b>98.66</b>	180,02	171,33
<b>109.63</b>	168,30	187,20
<b>120.63</b>	341,13	105,37

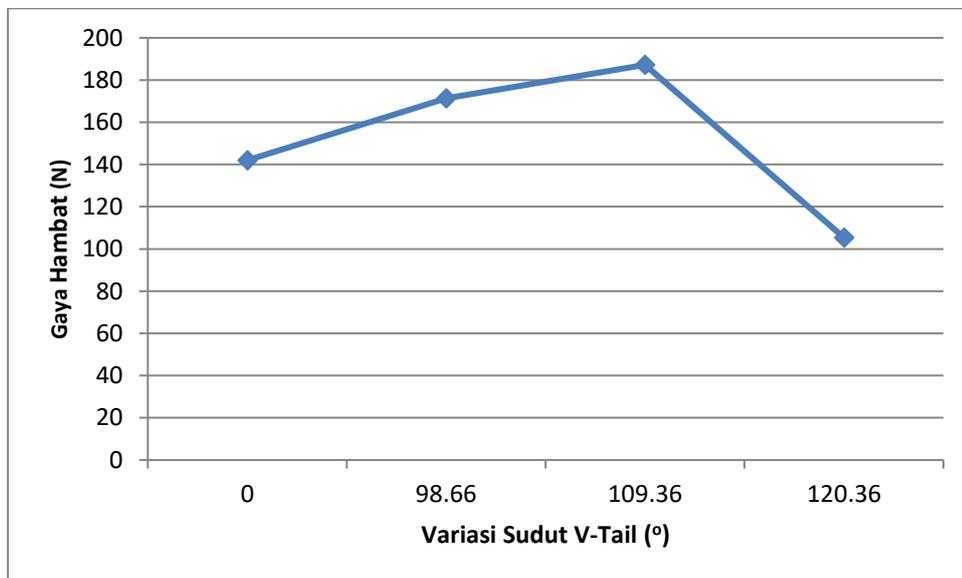
Berdasarkan tabel 4-2 yang merupakan hasil dari simulasi gaya angkat (FL) dan gaya hambat (FD) terhadap variasi sudut *V-Tail*. Dimana dinyatakan dalam satuan Newton. Hasil yang mempunyai nilai gaya angkat paling besar ada pada variasi sudut *V-Tail* sebesar 120.63 derajat sebesar 341,13 Newton dan juga memiliki nilai gaya hambat yang paling rendah juga sebesar 105.37 Newton. Dapat dinyatakan dalam grafik juga perbedaan variasi sudut dan hasil dari simulasi gaya angkat dan gaya hambat.

Data disajikan juga dalam bentuk grafik. Gambar 4-33 menunjukkan nilai gaya angkat terhadap variasi sudut *V-Tail*. Sumbu x menunjukkan variasi sudut dalam derajat dan sumbu y menunjukan gaya angkat yang dihasilkan dalam satuan newton.

Pada gambar 4-34 menunjukkan nilai gaya hambat atau FD terhadap variasi sudut *V-Tail*, sumbu X meunjukkan variasi sudut *V-Tail* dan sumbu y menunjukan besaran gaya hambat yang dihasilkan dalam satuan Newton.



Gambar 4-33 Grafik Gaya Angkat terhadap Variasi Sudut *V-Tail*



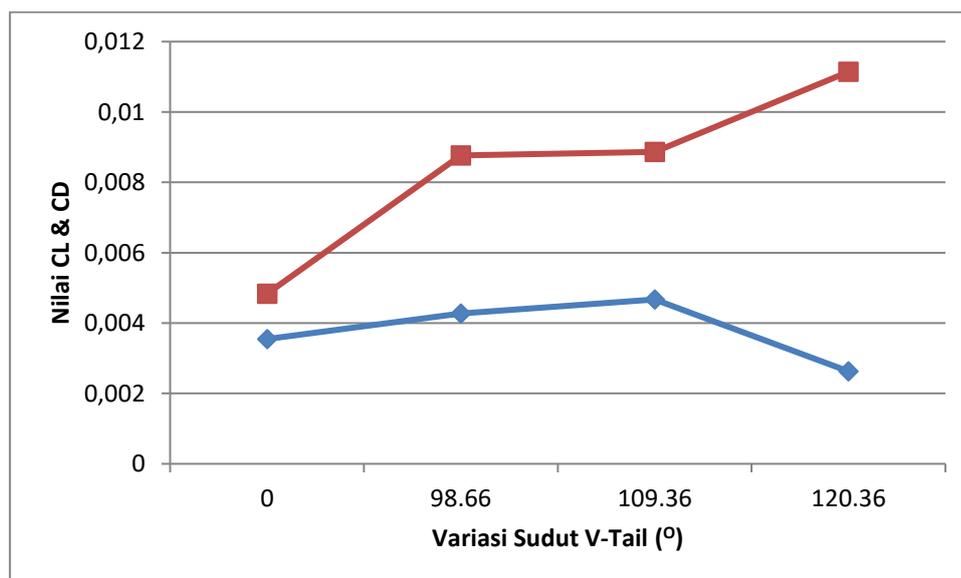
Gambar 4-34 Grafik Gaya Hambat terhadap Variasi Sudut *V-Tail*

Adapun hasil dari simulasi variasi sudut *V-Tail* terhadap koefisien angkat (CL) dan koefisien Hambat (CD), sebagai berikut :

**Tabel 4-3 Hasil Simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut *V-Tail***

sudut <i>V-Tail</i> (°)	CL	CD
<b>0</b>	0,0013	0,0035
<b>98.66</b>	0,0045	0,0043
<b>109.63</b>	0,0042	0,0047
<b>120.63</b>	0,0085	0,0026

Berdasarkan tabel 4-3 menunjukkan hasil simulasi variasi sudut terhadap nilai koefisien angkat (CL) dan koefisien Hambat (CD). Dari data dapat dilihat bahwa pada sudut 120.63 merupakan variasi sudut yang memiliki nilai koefisien angkat (CL) terbesar yaitu sebesar 0,0085 dan memiliki nilai koefisien hambatan (CD) terkecil yaitu sebesar 0,0026. Data disajikan juga dengan grafik, seperti pada grafik 4-35 yang menggambarkan hasil nilai simulasi sudut *V-Tail* terhadap nilai CL dan CD. Untuk garis grafik yang berwarna merah menunjukkan nilai koefisien angkat atau CL dan yang berwarna biru menunjukkan koefisien hambatan atau CD.



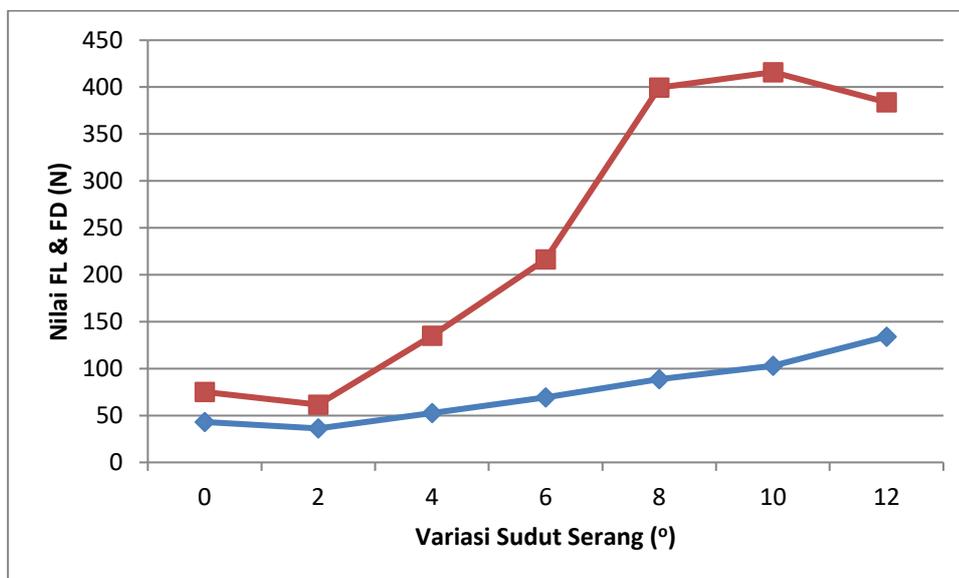
**Gambar 4-35 Grafik hasil simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut *V-Tail***

#### 4.4.2 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Variasi Sudut Serang (*Angle Of Attack*)

Tabel 4-4 Hasil Simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut Serang

sudut serang(°)	Gaya angkat (N)	Gaya Hambat (N)
0	31,76	43,22
2	25,37	36,21
4	82,29	52,69
6	147,25	69,22
8	310,67	88,65
10	312,84	103,13
12	249,88	134,10

Dari hasil simulasi dapat dilihat bahwa dengan variasi sudut serang  $0^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $4^\circ$ ,  $6^\circ$ ,  $8^\circ$ ,  $10^\circ$ , dan  $12^\circ$ , maka semakin besar sudut serang yang diberikan, maka gaya angkat yang dihasilkan juga semakin besar sampai maksimum pada sudut serang  $10^\circ$ , yaitu sebesar 312,84 N. Hasil simulasi perbandingan nilai gaya angkat dan gaya hambat juga disajikan dalam grafik dapat dilihat pada gambar 4-36. Warna garis merah menunjukkan nilai gaya angkat dan garis berwarna biru menunjukan nilai gaya hambat. Sumbu y pada grafik menunjukan hasil gaya dalam satuan newton sedangkan sumbu x menunjukan variasi sudut serang airfoil.



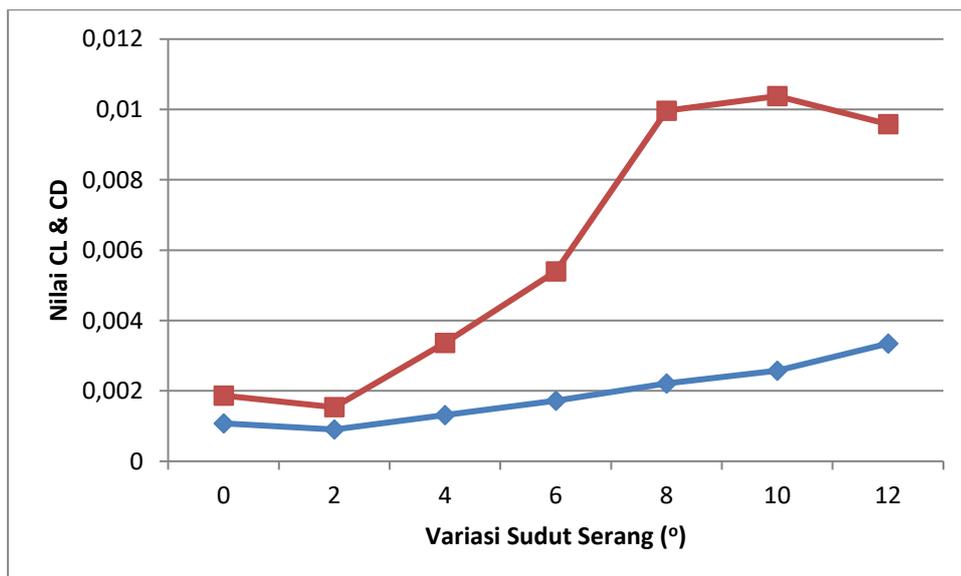
Gambar 4-36 Grafik hasil simulasi Gaya angkat dan Gaya hambat terhadap variasi Sudut Serang

Adapun hasil dari simulasi variasi sudut serang terhadap koefesien angkat (CL) dan koefesien Hambat (CD), sebagai berikut :

**Tabel 4-5 Hasil Simulasi Nilai CL dan CD terhadap variasi sudut serang**

sudut serang(°)	koefesien angkat	koefesien Hambat
0	0,00079	0,00108
2	0,00063	0,00090
4	0,00205	0,00131
6	0,00367	0,00173
8	0,00775	0,00221
10	0,00781	0,00257
12	0,00623	0,00335

Hasil simulasi nilai koefesien angkat (CL) juga sama dengan gaya angkat yaitu nilai koefesien angkat terbesar pada sudut serang 10°. Data hasil juga disajikan dalam bentuk grafik dapat dilihat pada gambar 4-37 dimana garis bewarna merah menunjukan koefesien angkat atau CL dan garis bewarna biru menunjukan koefesien hambat atau CD. Sumbu x adalah variasi sudut serang airfoil dan sumbu y adalah hasil koefesien.



**Gambar 4-37 Grafik hasil simulasi Koefesien Angkat dan Koefesien Hambat terhadap variasi Sudut Serang.**

*Tail* pada pesawat nir awak UAV MALE PT Dirgantara Indonesia menggunakan *V-Tail*. *V-tail* ini berfungsi untuk memberikan kestabilan

longitudinal dari pesawat terbang, di mana kestabilan longitudinal ini adalah suatu kondisi yang harus dipenuhi oleh suatu pesawat terbang, terutama ditinjau dari segi keamanan terbang dan membantu sayap utama menghasilkan gaya angkat yang besar. Salah satu faktor yang memengaruhi efektifitas dalam memberikan kestabilan longitudinal dan gaya angkat ini di antaranya adalah besarnya sudut pasang atau *incidence angle* dari *V-Tail* pada *fuselage*. Sudut pasang yang kurang efektif ini juga dapat menyebabkan *drag* atau gaya hambat yang relatif besar, dan menjadikan pesawat terbang akan boros dalam mengkonsumsi bahan bakar. Pemilihan didasarkan pada hasil eksperimen model uji pesawat terbang tersebut, melalui pengujian CFD (*Computational Fluid Dynamic*). Pengujian pada variasi sudut *V-Tail* yang menghasilkan Gaya angkat maksimal terdapat pada sudut  $120,63^{\circ}$ . sedangkan variasi sudut serang yang menghasilkan gaya angkat maksimal terdapat pada sudut  $10^{\circ}$ .

#### 4.4.3 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Variasi Sudut Gabungan

Tabel 4-6 Hasil Simulasi Nilai Gaya Angkat Terhadap Variasi Sudut Gabungan

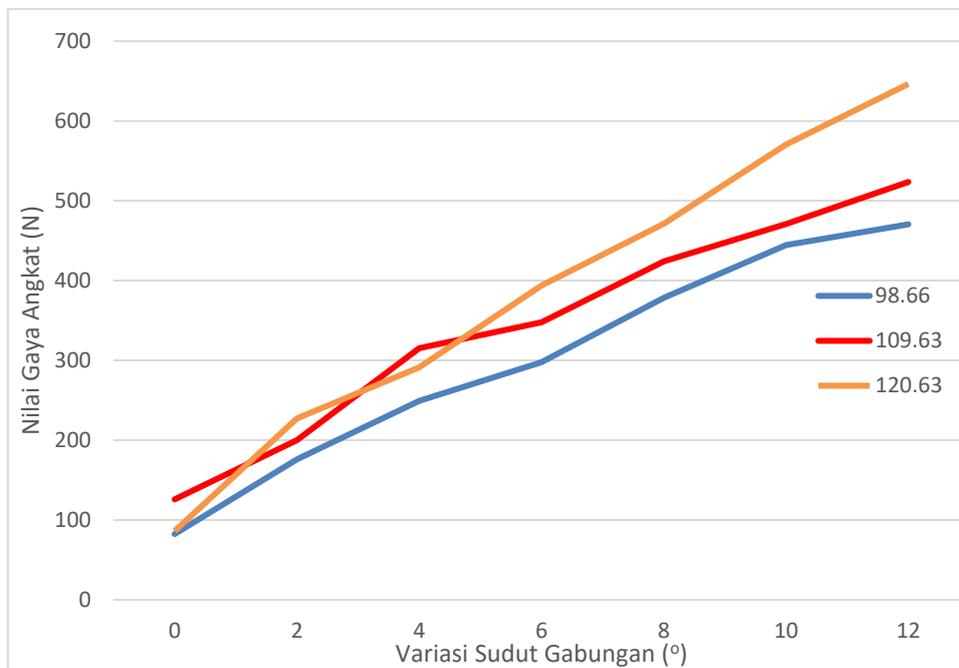
Sudut V-tail (°)	Sudut Serang(°)						
	0	2	4	6	8	10	12
<b>98.66</b>	82,50 N	175,88 N	249,16 N	297,58 N	378,43 N	444,71 N	470,50 N
<b>109.63</b>	125,90 N	200,18 N	315,15 N	347,89 N	424,31 N	470,96 N	523,60 N
<b>120.63</b>	86,26 N	227,14 N	291,34 N	393,83 N	471,40 N	570,51 N	646,43 N

Simulasi dengan cara menggabungkan kedua variasi sudut yaitu variasi sudut V-Tail dan variasi sudut serang merupakan simulasi yang paling mendekati dengan aslinya ini dikarenakan saat sudut pasang digunakan maka variasi derajat inilah yang akan digunakan.

Hasil simulasi pada tabel 4-6 merupakan hasil simulasi nilai-nilai gaya angkat terhadap variasi sudut gabungan. Hasil ini memiliki satuan dalam Newton, dapat dilihat dari hasil 98.66 peningkatan nilai gaya angkat dari sudut serang 0 derajat hingga 12 derajat mengalami kenaikan sekitar 100 Newton setiap 2

derajatnya, hingga pada derajat sudut serang 10 dan 12 kenaikan tidak cukup signifikan. Berbeda dengan sudut variasi V-Tail pada 109.63 derajat kenaikan dari sekitar 125.90 newton melonjak hingga 523.59 Newton pada sudut serang 12 derajat.

Semakin besar sudut V-Tail, maka semakin besar nilai gaya angkat yang terjadi, ini dibuktikan dengan hasil maksimal dari simulasi yang mendapatkan nilai gaya angkat paling tinggi berada pada 120.63 derajat V-Tail dengan sudut serang 12 derajat dan hasilnya adalah 646.42 Newton. NACA 2412 memiliki keistimewaan yaitu, jika semakin besar sudut derajatnya maka semakin meningkat juga nilai gaya angkatnya ini telah dibuktikan dalam penelitian penelitian sebelumnya dengan airfoil NACA 2412.



**Gambar 4-38 Grafik hasil simulasi Gaya Angkat terhadap variasi Sudut Gabungan**

Gambar 4-38 merupakan grafik hasil nilai gaya angkat, sumbu x merupakan variasi sudut serang dan sumbu y merupakan nilai gaya angkat dalam satuan Newton. Garis Hijau merupakan grafik yang menggambarkan sudut V-Tail 98.66 derajat, garis merah 109.63 derajat dan garis biru 120.63. Grafik memudahkan penggambaran bahwa benar semakin besar sudut serang pada NACA 2412 maka semakin besar nilai gaya angkatnya.

**Tabel 4-7 Hasil Simulasi Nilai Gaya Hambat Terhadap Variasi Sudut Gabungan**

Sudut V-tail (°)	Sudut Serang (°)						
	0	2	4	6	8	10	12
<b>98.66</b>	57,90 N	96,14 N	83,46 N	104,24 N	121,91 N	106,56 N	124,78 N
<b>109.63</b>	66,10 N	55,65 N	72,87 N	108,63 N	143,59 N	139,01 N	188,15 N
<b>120.63</b>	60,13 N	60,33 N	114,36 N	102,56 N	120,93 N	164,25 N	181,88 N

Sama halnya dengan nilai gaya angkat, nilai gaya hambat juga semakin besar sudut serang semakin meningkat tetapi hasilnya lebih kecil daripada gaya angkatnya. Berdasarkan tabel 4-7 besar gaya hambat pada variasi sudut V-Tail 120.63 derajat sudut serang 12 derajat memiliki nilai 181.88 Newton.

Berikut disajikan juga nilai koefesien angkat (CL) pada table 4-8 dan koefesien Hambat (CD) pada table 4-9 dengan hasil yang sama dengan nilai gaya angkat dan gaya hambatnya.

**Tabel 4-8 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Koefesien Angkat**

Sudut V-tail (°)	Sudut Serang (°)						
	0	2	4	6	8	10	12
<b>98.66</b>	0,0021	0,0044	0,0062	0,0074	0,0094	0,0111	0,0117
<b>109.63</b>	0,0031	0,0050	0,0079	0,0087	0,0106	0,0118	0,0131
<b>120.63</b>	0,0022	0,0057	0,0073	0,0098	0,0118	0,0142	0,0161

**Tabel 4-9 Nilai-Nilai Hasil Simulasi Koefesien Hambat**

Sudut V-tail (°)	Sudut Serang (°)						
	0	2	4	6	8	10	12
<b>98.66</b>	0,0014	0,0024	0,0021	0,0026	0,0030	0,0027	0,0031
<b>109.63</b>	0,0016	0,0014	0,0018	0,0027	0,0036	0,0035	0,0047
<b>120.63</b>	0,0015	0,0015	0,0029	0,0026	0,0030	0,0041	0,0045

Pada analisis variasi sudut gabungan mempunyai kelebihan dan kekurangan pada hasilnya yaitu hasil yang dihasilkan mendekati kondisi *real* terhadap sudut pasang pada UAV MALE, tetapi kekurangannya hasil dari grafik gaya angkat tidak bisa ditentukan pada sudut serang berapa akan terjadi *stall angle*. *Stall angle* adalah sudut alpha pada saat CL-nya maksimum. Ketika mencapai *stall angle*, maka penambahan sudut serang tidak akan menambah besarnya CL.

Keuntungan dengan menganalisis terpisah sudut serang maka kita bias lihat bahwa *stall angle* berada pada kondisi CL maksimum pada sudut serang 10 derajat seperti pada grafik 4-36. Peneliti menarik kesimpulan bahwa dari keuntungan dan kerugian masing masing metode diambil nilai sudut pemasangan dari metode gabungan dengan batasan sudut serang dari metode analisis variasi sudut terpisah, yaitu memilih nilai optimal gaya angkat maksimum pada rentang 0 derajat sudut serang hingga 10 derajat sudut serang dan hasil optimal terdapat pada sudut variasi *V-Tail* 120.63 dengan sudut serang 10 derajat.

## **BAB 5**

### **PENUTUP**

#### **5.1 Kesimpulan**

1. Dari hasil simulasi, untuk penggunaan airfoil NACA 2412 pada tail UAV MALE, untuk variasi sudut *V-Tail*  $98,66^\circ$ ,  $109,63^\circ$ , dan  $120,63^\circ$ , sudut yang menghasilkan gaya angkat maksimum (FL) adalah  $120,63^\circ$ , yaitu sebesar 341,13 Newton, gaya hambat (FD) sebesar 105,37 Newton koefisien angkat (CL) maksimum adalah  $120,63^\circ$ , sebesar 0,0085 dengan nilai koefisien hambat (CD) 0,0026.
2. Dari hasil simulasi variasi sudut serang, sudut yang menghasilkan gaya angkat maksimum (FL) adalah  $10^\circ$ , yaitu sebesar 312,84 Newton, gaya hambat (FD) sebesar 103,13 Newton, Koefisien angkat (CL) sebesar 0,00780 dan koefisien hambat (CD) sebesar 0,0025.
3. Dari hasil simulasi variasi sudut gabungan, sudut yang menghasilkan gaya angkat maksimum (FL) adalah  $10^\circ$ , yaitu sebesar 570,50 Newton, gaya hambat (FD) sebesar 164,25 Newton, Koefisien angkat (CL) sebesar 0,014 dan koefisien hambat (CD) sebesar 0,004.
4. Sudut pasang atau *Incidence Angle V-Tail* berdasarkan hasil akhir simulasi yaitu dengan variasi sudut *V-Tail*  $120,63^\circ$  dan sudut serang  $10^\circ$ .

#### **5.2 Saran**

1. Diharapkan untuk penelitian selanjutnya lebih bervariasi dalam hal parameter-parameter aerodinamika yang akan dikaji, dan lebih bervariasi juga dalam penentuan variabel bebas dari penelitian.
2. Diharapkan untuk orang-orang yang berkecimpung di dunia *aeromodelling* agar lebih memperhatikan kajian-kajian seperti penelitian ini, agar kedepannya dalam hal pembuatan pesawat model dapat lebih efisien dan ekonomis.

## DAFTAR PUSTAKA

- Aerodynamics|Ground Effect|wing vortices. (n.d.). Diambil 21 Oktober 2017, dari <http://learntoflylv.com/aerodynamicspage1.html>
- Agung Anbow. (2015). Penelitian Mekanisme Stall Akibat Perkembangan Gelembung Separasi. *Unit Uji LAPAN*.
- Bambang Triatmodjo. (2013). *Hidraulika II cetakan ke-9*. Yogyakarta: BETA OFFSET.
- Batchelor, G.K. (1967). *An Introduction to Fluid Dynamics*. Great Britain: Cambridge University Press, reprint Publisher 2000.
- Bruce Munson. (2009). *Solution Manual for Fundamentals of Fluid Mechanics* (6 ed.). Wiley: Great Britain.
- Crane, D., & Crane, D. (1997). *Dictionary of aeronautical terms* (3rd ed). Newcastle, Wash: Aviation Supplies & Academics.
- Dawn. (2016). India in talks to buy US Predator drones, has eye on Pakistan, China. Diambil 6 Maret 2017, dari <https://www.dawn.com/news/1250763>
- Dhruval Shah, Abhilash Sabu, & Dr. G. D. Acharya. (2015). Flow Analysis over NACA 2412 & Clefted Wing using CFD. *Asian International Conference on Science, Engineering & Technology*.
- First Flight, December 17, 1903. (1903, Desember 17). Diambil 14 Oktober 2017, dari <https://www.wdl.org/en/item/9589/>
- Hafard Lomax, David W Zing, & Thomas H. (1999). *Fundamental Of Computational Fluid Dynamics*. Amerika: University Of Toronto.

- Houghton, E. ., Carpenter, P., Collicott, Steven, & Valentine. (2013). *Aerodynamics for Engineering Students (Sixth Edition)*. Amsterdam: Elsevier.
- Jianhua, L. K. (2014). Calculation and Analysis on Stealth and Aerodynamics Characteristics of a Medium Altitude Long Endurance UAV. Dipresentasikan pada Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, Taiwan.
- Kundu, A. K. (2010). *Aircraft Design*. Cambridge University Press.
- L.J. Clancy. (1975). *Aerodynamics*. Amerika: Pitman.
- M. Mirsal Lubis. (2012). Analisis Aerodinamika Airfoil Naca 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe Glider Dengan Menggunakan Software Berbasis Computational Fluid Dinamic Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum. *Departemen Teknik Mesin*.
- Mulyani, K. A., & Joko Susila. (2012). Autolanding Pada UAV (Unmanned Aerial Vehicle) Menggunakan Kontroler PID-Fuzzy. *Institut Teknologi Sepuluh November*.
- Reg Austin. (2010). *Unmanned Aircraft Systems*. United Kingdom: Wiley.
- Robert Horonjeff. (1993). *Perencanaan dan perancangan bandar udara*. Jakarta: Erlangga.
- Roland E. Weibel. (2002). *Safety Considerations for Operation of Different Classes of Unmanned Aerial Vehicles in the National Airspace System*. University of Kansas: B.S. Aerospace Engineering.
- Suyitmadi. (2010). Analisis Kinerja Flap Sebagai Penambah Koefisien Gaya Angkat. *Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto*.

- Tris Sugiarto. (2010). Analisa Karakteristik Airfoil Naca 4412 Dengan Metode Wind Tunnel. *Intuisi Teknologi dan Seni*.
- UIUC Airfoil Data Site. (n.d.). Diambil 22 Oktober 2017, dari [http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord\\_database.html](http://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html)
- Whei, zang. (2015). Geometrical effects on the airfoil flow separation and transition. Elsevier. *Computers & Fluids. Computers & Fluids*.
- White, F. (1998). *Fluid Mechanics Fourth Edition*. United States: McGraw-Hill Series in Mechanical Engineering.
- Wijiyatmoko Gunawan. (2016). Pemilihan Incidence Angle Dari Horizontal Tail Berbentuk V-Tail Pada Pesawat Terbang Nir Awak. *Balai Besar Teknologi Aerodinamika, Aeroelastika, dan Aeroakustika, Badan Pengkajian dan Penerapan Teknologi*.
- Wiratama, C. (2016). Desain Ekor (empennage) Pesawat Aeromodelling. Diambil 8 Februari 2017, dari <http://aeroengineering.co.id/>
- Yasin, A. A. A. A., & Elbashir, A. M. A. (2011). Simulation around airfoil NACA 4412. *University of Khartoum Faculty of engineering Mechanical engineering department. Msc Renewable Energy Numerical Techniques*.

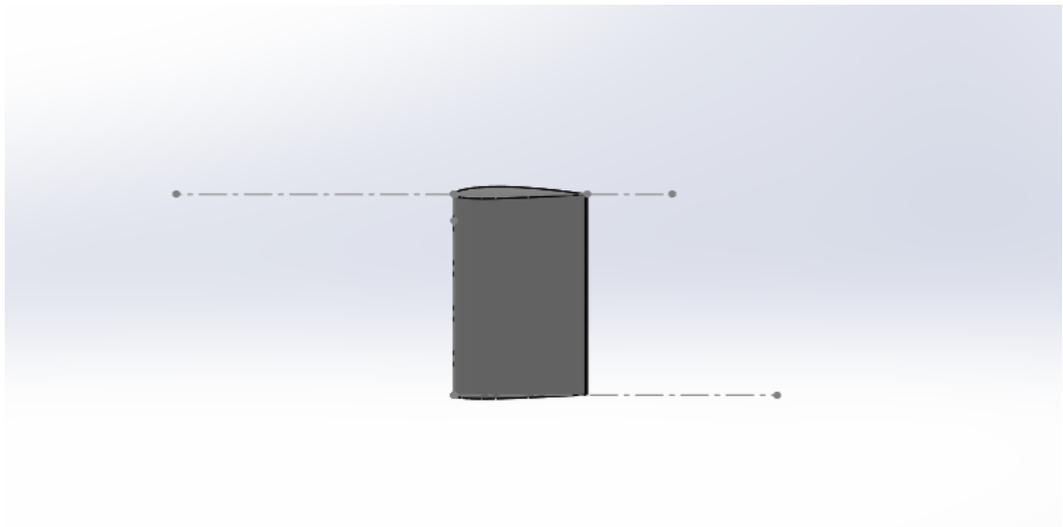
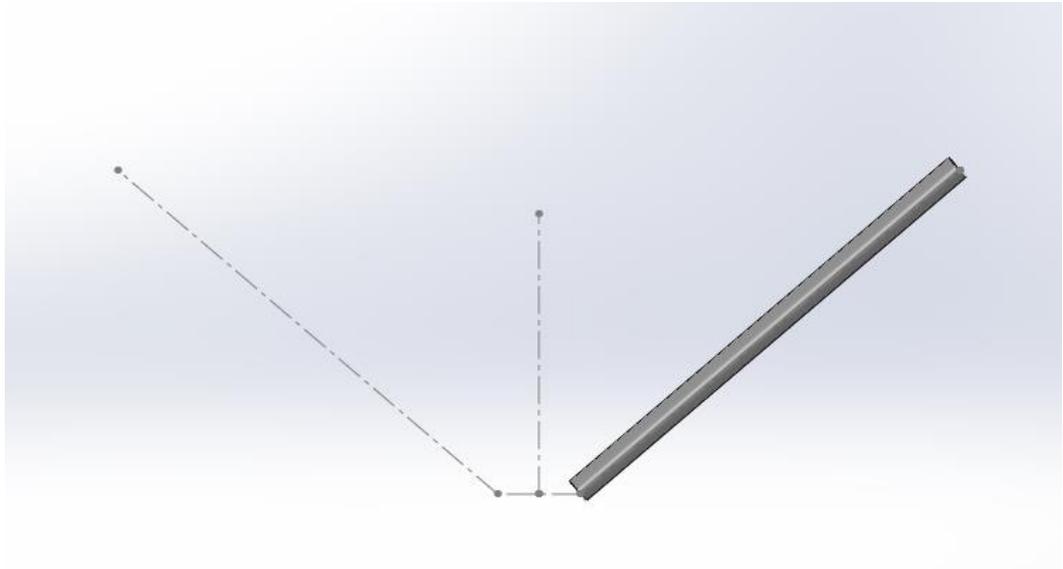
**LAMPIRAN 1**  
**TABEL KOORDINAT AIRFOIL NACA 2412**

NO	X	Y
1	1	0.0013
2	0.95	0.0114
3	0.9	0.0208
4	0.8	0.0375
5	0.7	0.0518
6	0.6	0.0636
7	0.5	0.0724
8	0.4	0.078
9	0.3	0.0788
10	0.25	0.0767
11	0.2	0.0726
12	0.15	0.0661
13	0.1	0.0563
14	0.075	0.0496
15	0.05	0.0413
16	0.025	0.0299
17	0.0125	0.0215
18	0	0
19	0.0125	-0.0165
20	0.025	-0.0227
21	0.05	-0.0301
22	0.075	-0.0346
23	0.1	-0.0375
24	0.15	-0.041
25	0.2	-0.0423
26	0.25	-0.0422
27	0.3	-0.0412
28	0.4	-0.038

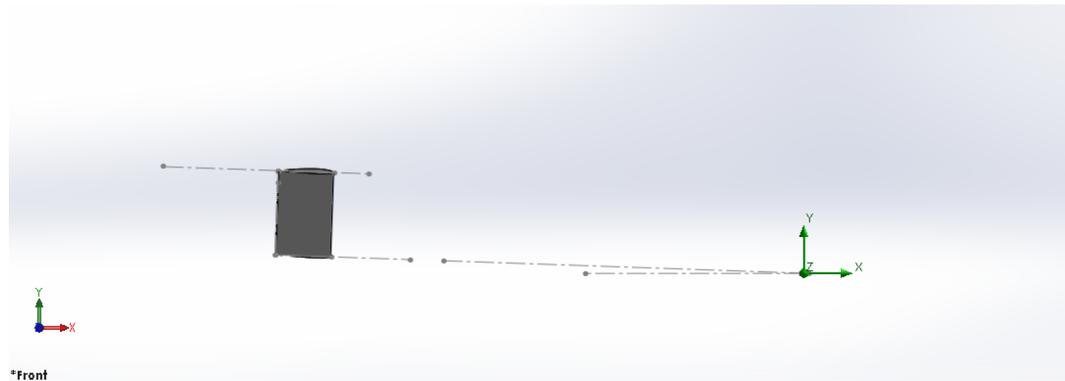
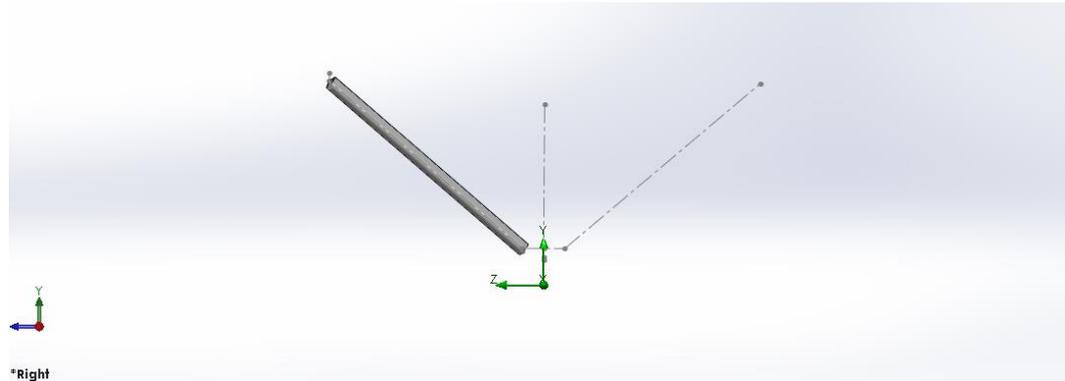
29	0.5	-0.0334
30	0.6	-0.0276
31	0.7	-0.0214
32	0.8	-0.015
33	0.9	-0.0082
34	0.95	-0.0048
35	1	-0.0013

**LAMPIRAN 2**  
***CENTERLINE DIAGRAM & DESAIN V-TAIL***  
**VARIASI SUDUT V-TAIL & SUDUT SERANG**

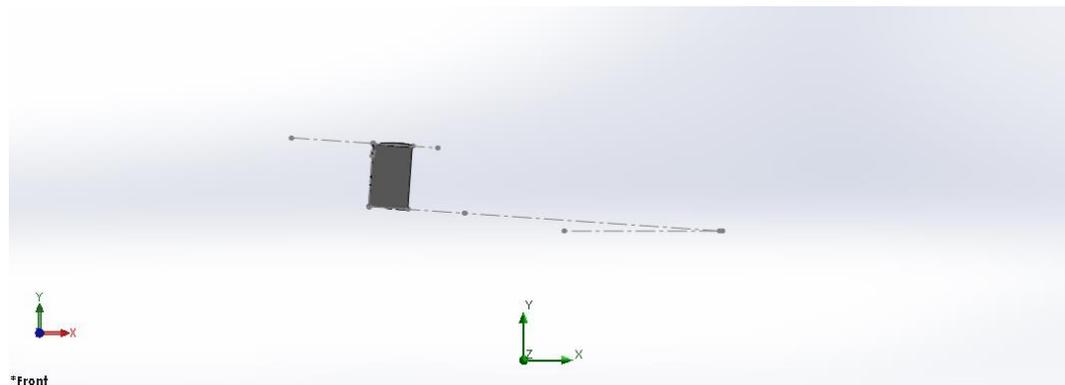
1. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 0 derajat

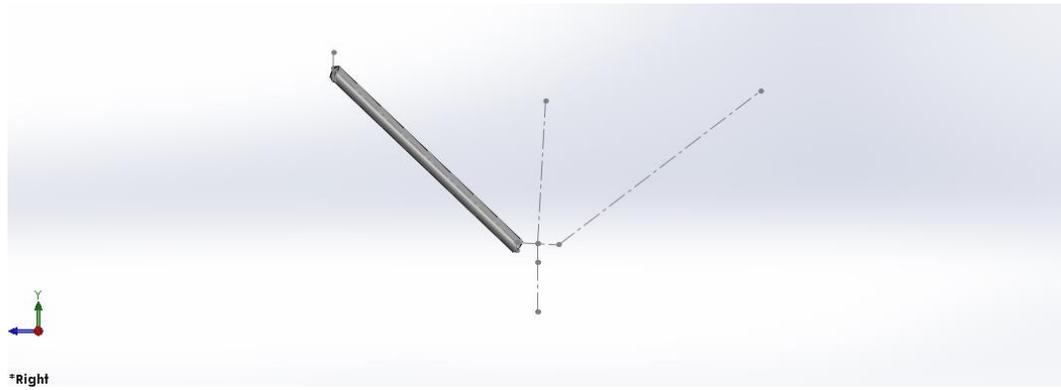


2. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 2 derajat

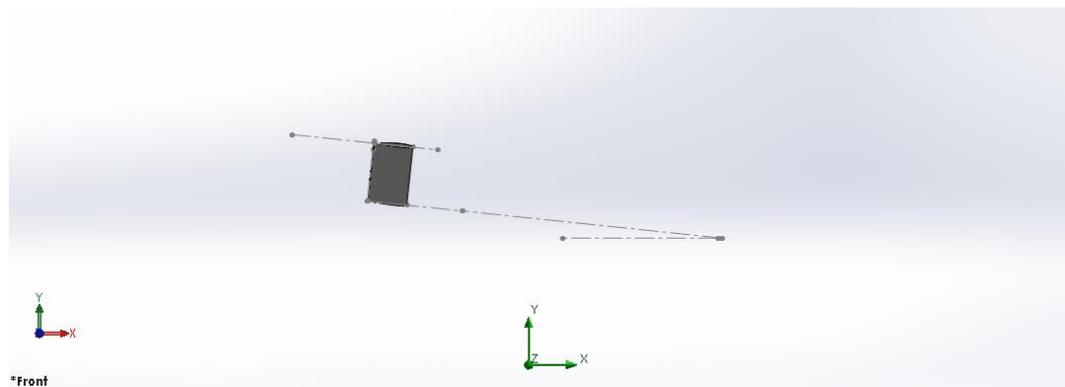
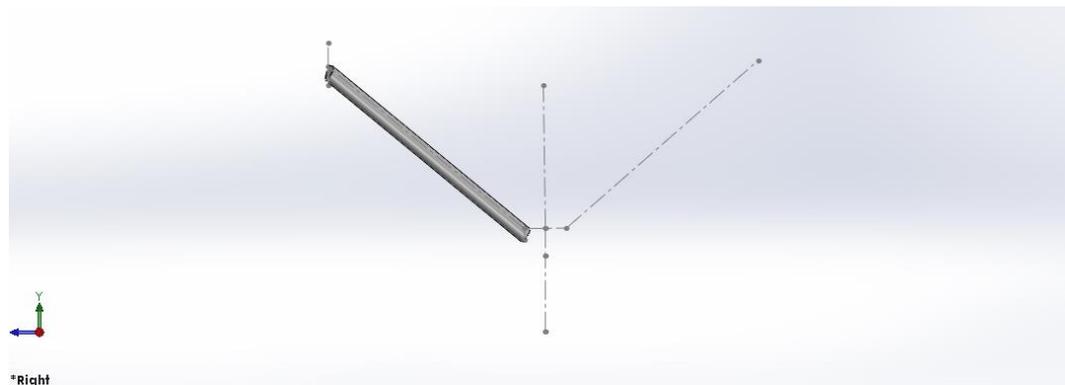


3. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 4 derajat

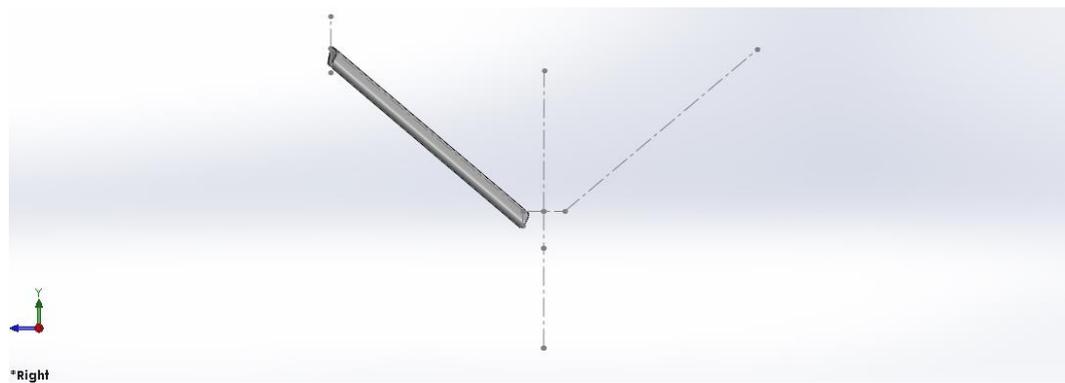


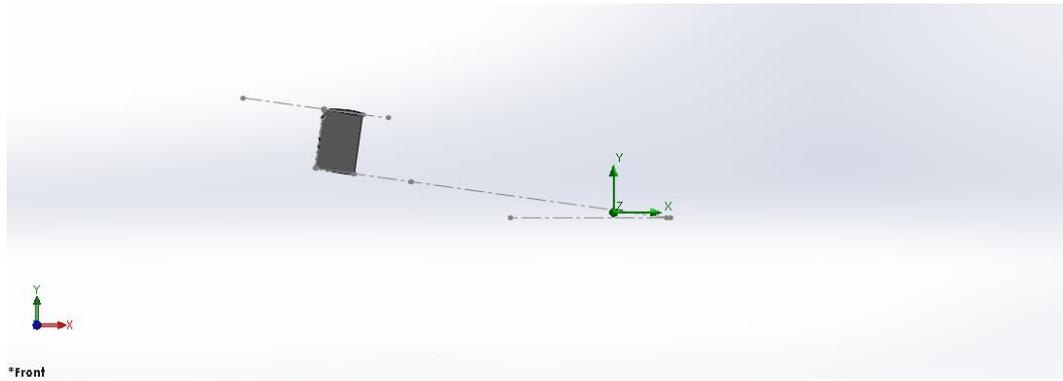


4. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 6 derajat

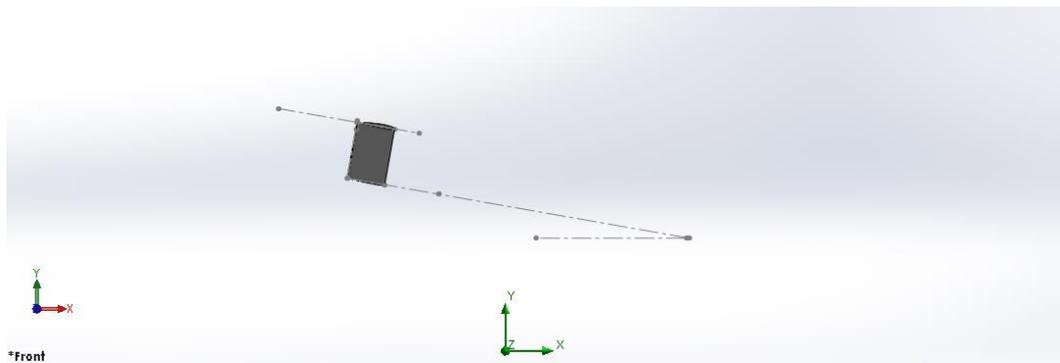
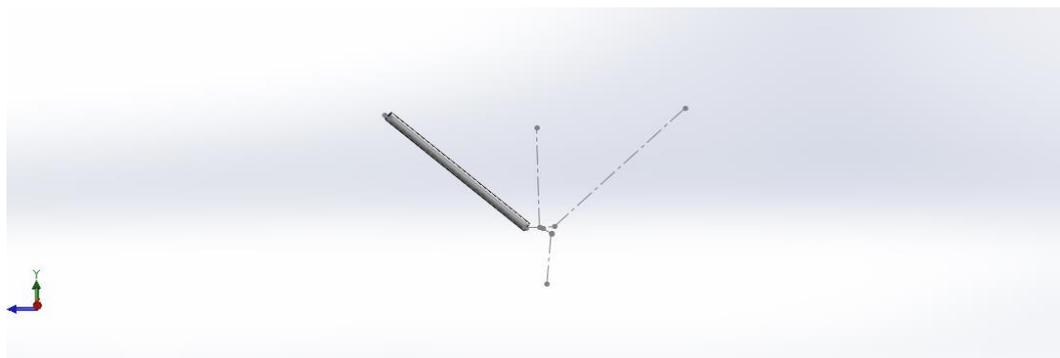


5. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 8 derajat

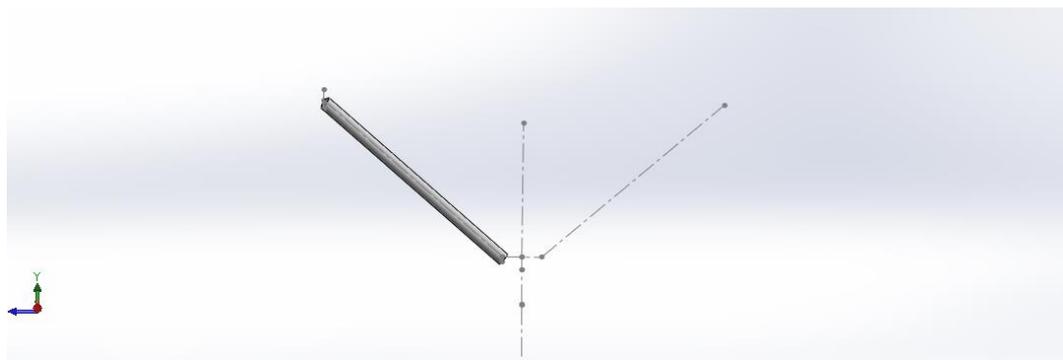


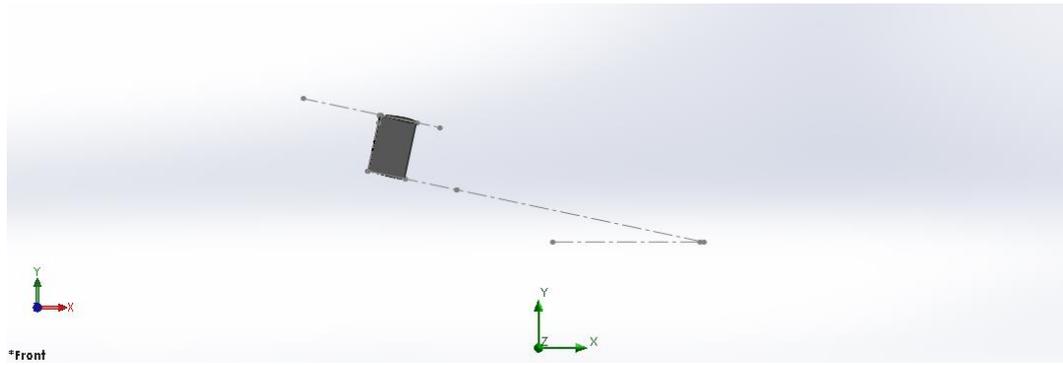


6. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 10 derajat

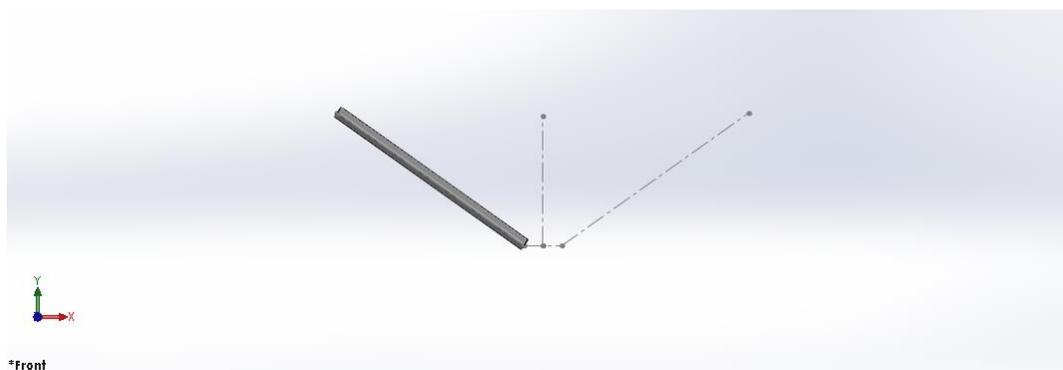
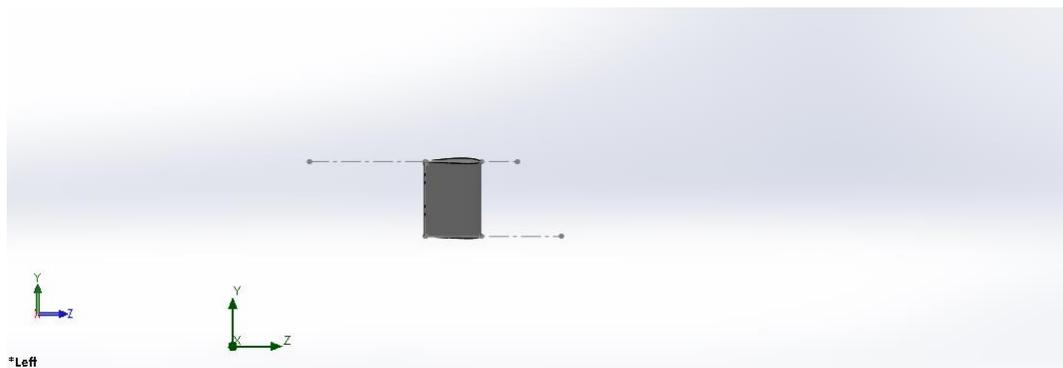


7. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 12 derajat

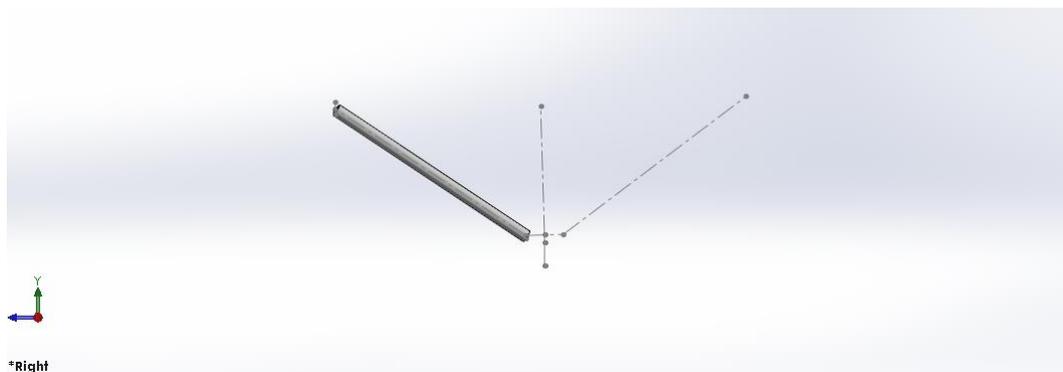


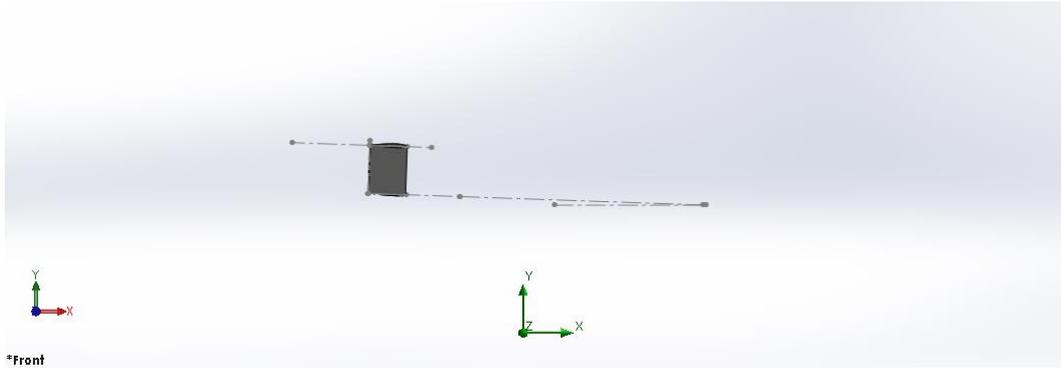


8. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 0 Derajat

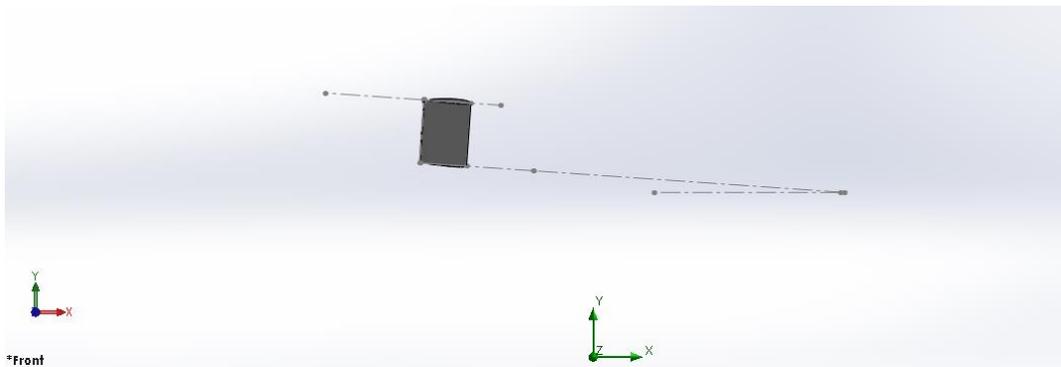
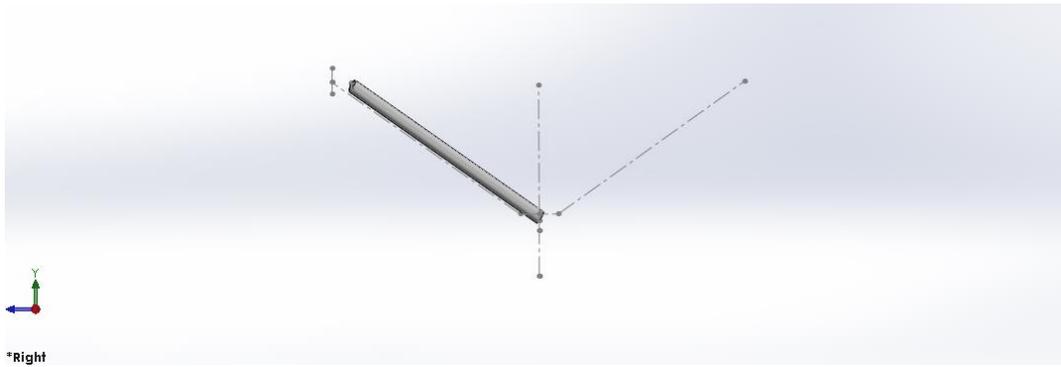


9. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 2 Derajat

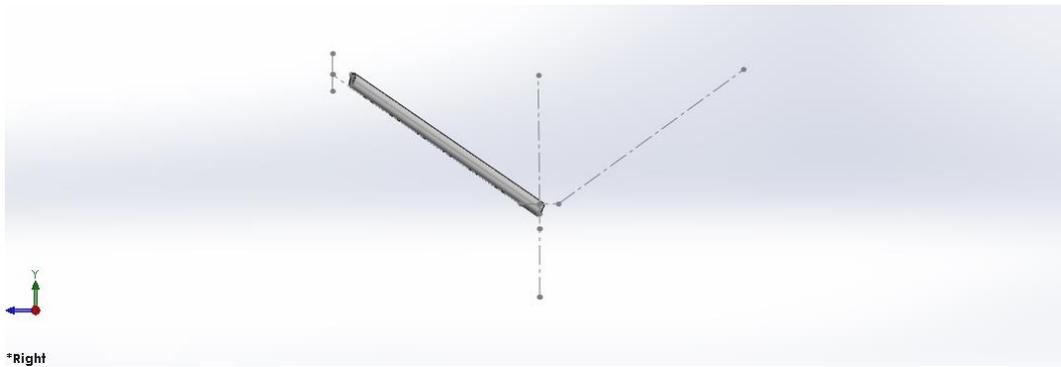


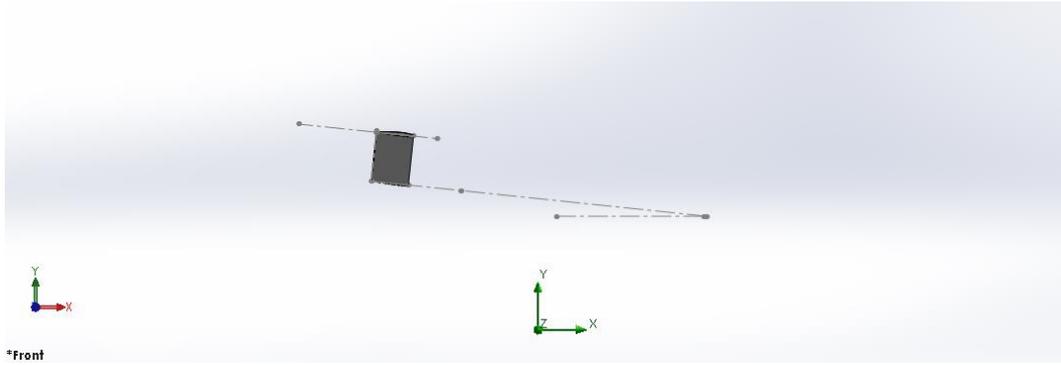


10. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 4 Derajat

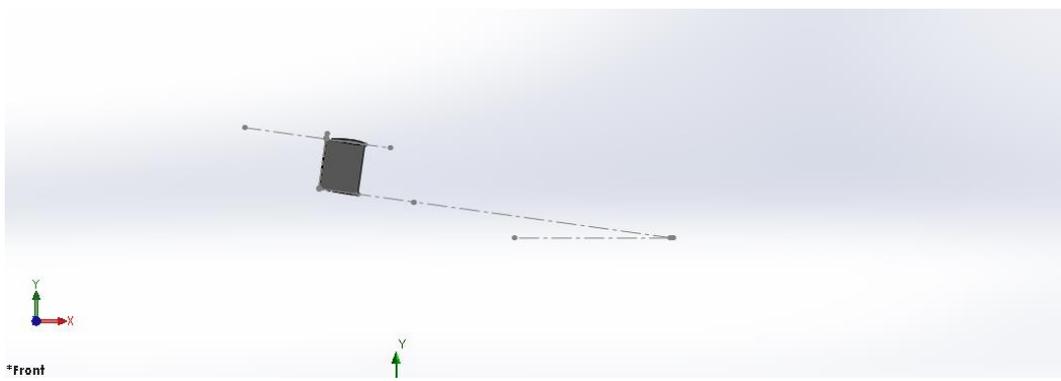
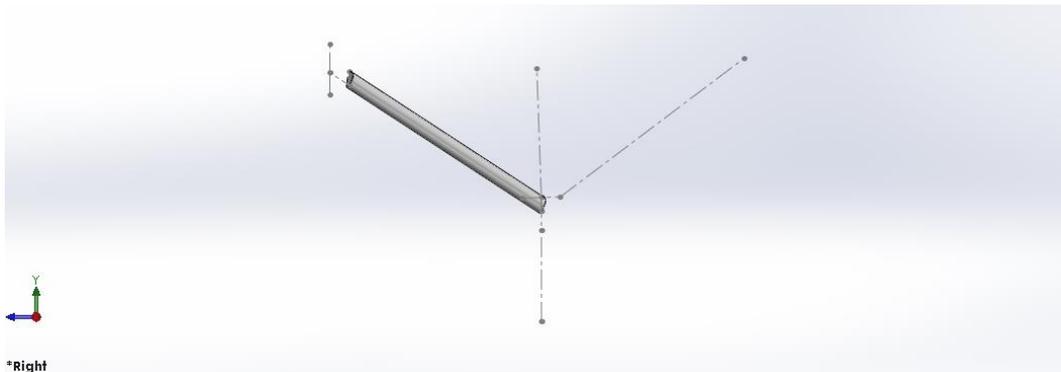


11. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 6 Derajat

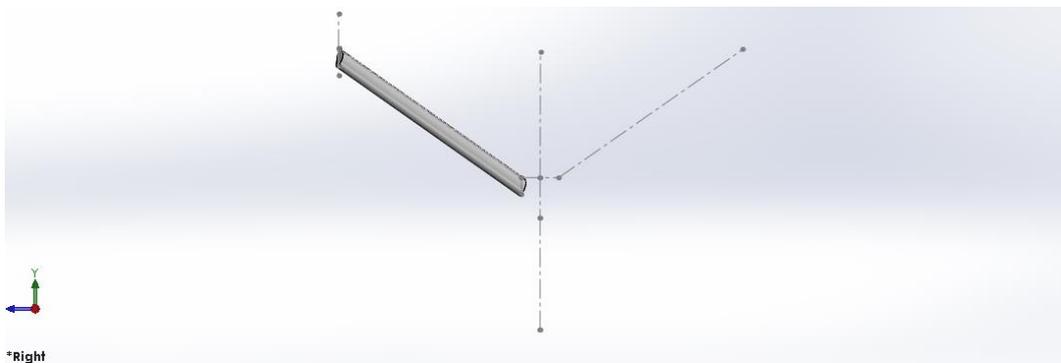


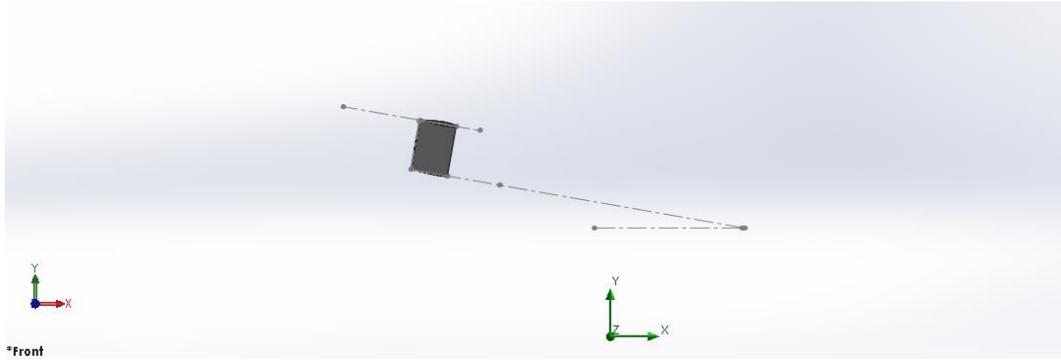


12. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 8 Derajat

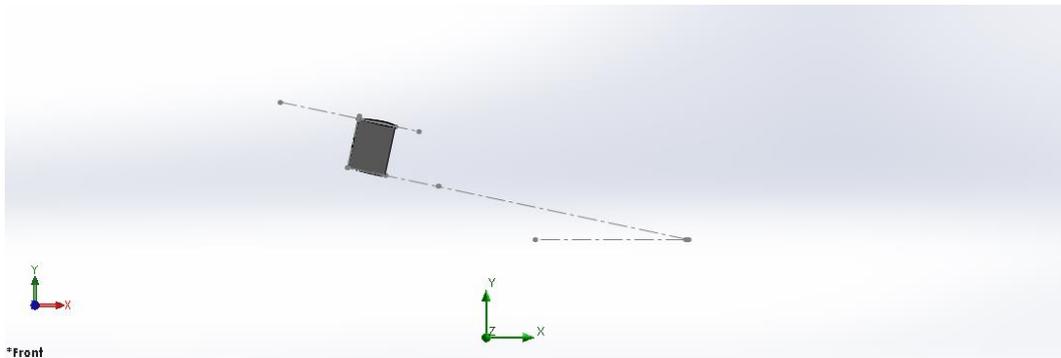
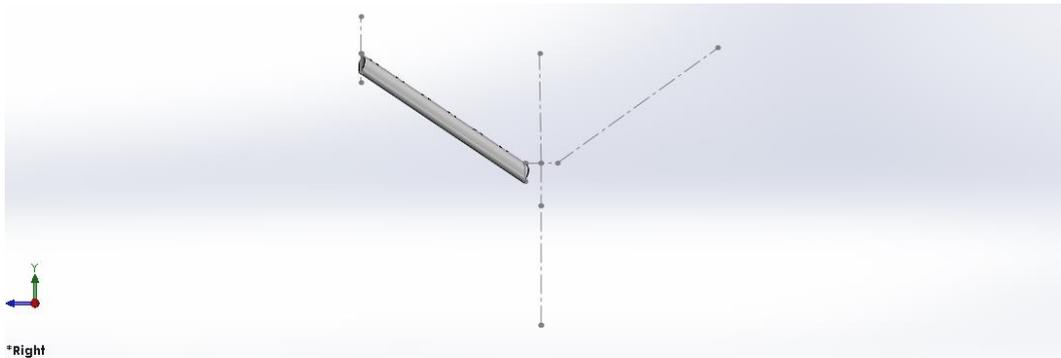


13. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 10 Derajat

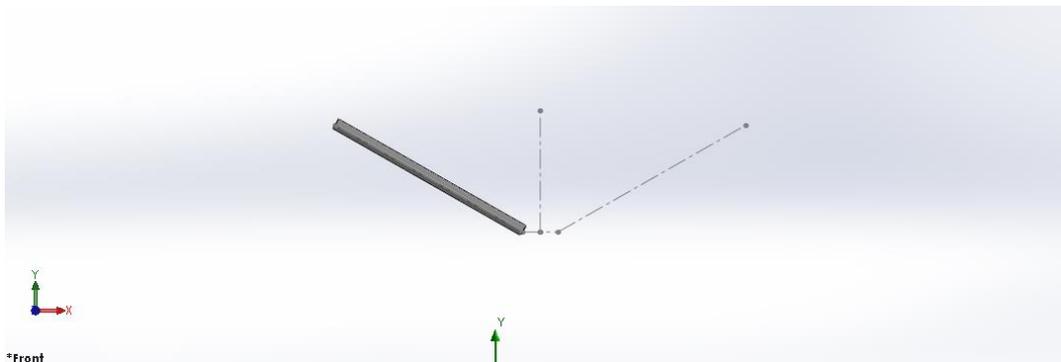


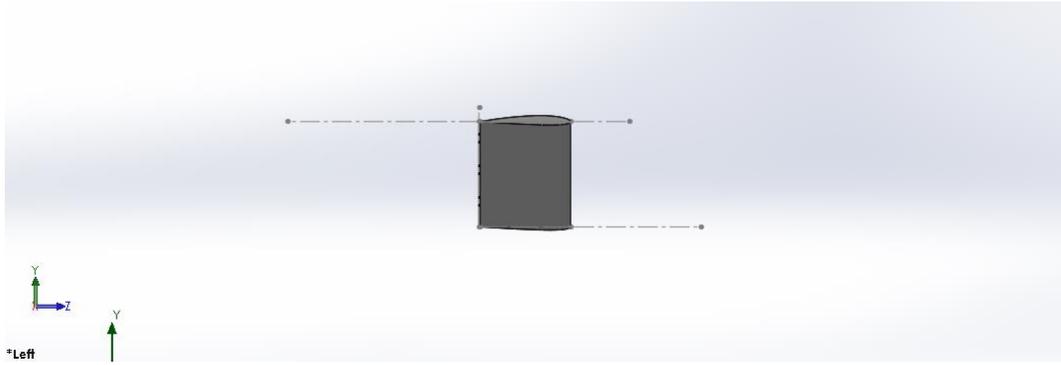


14. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 12 Derajat

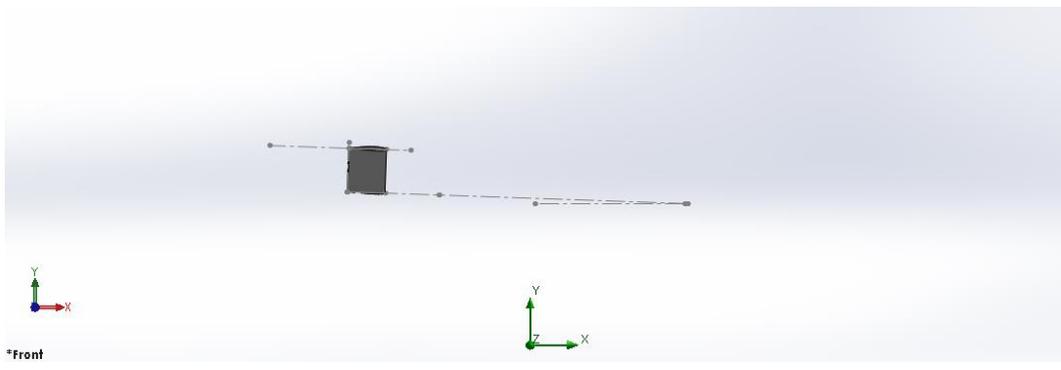
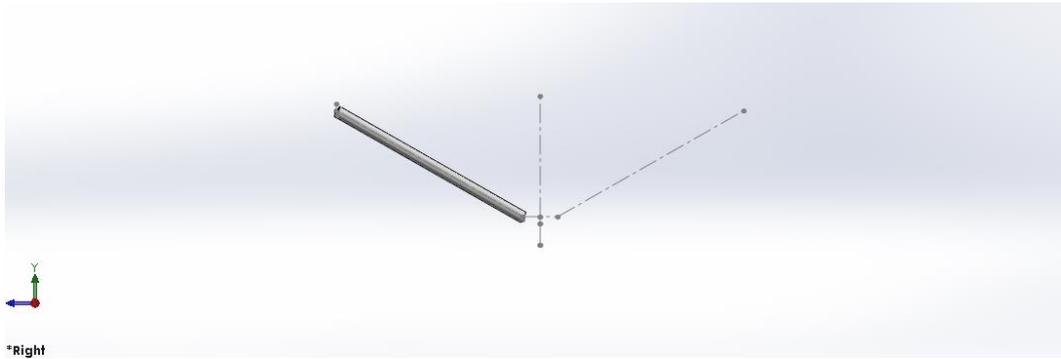


15. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 0 Derajat

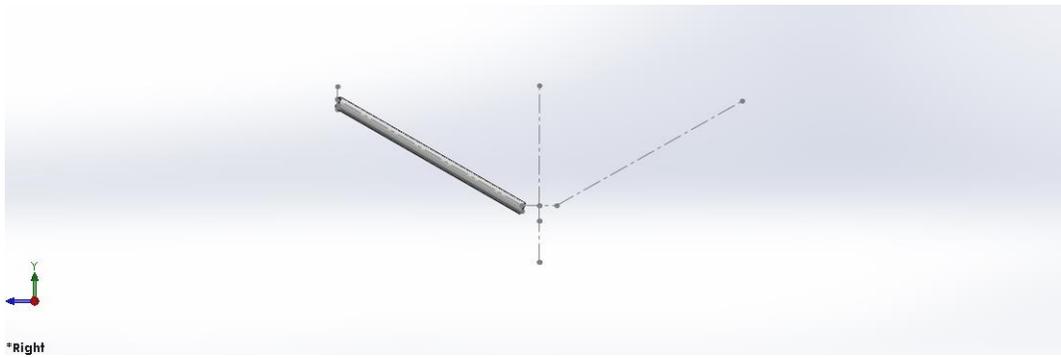


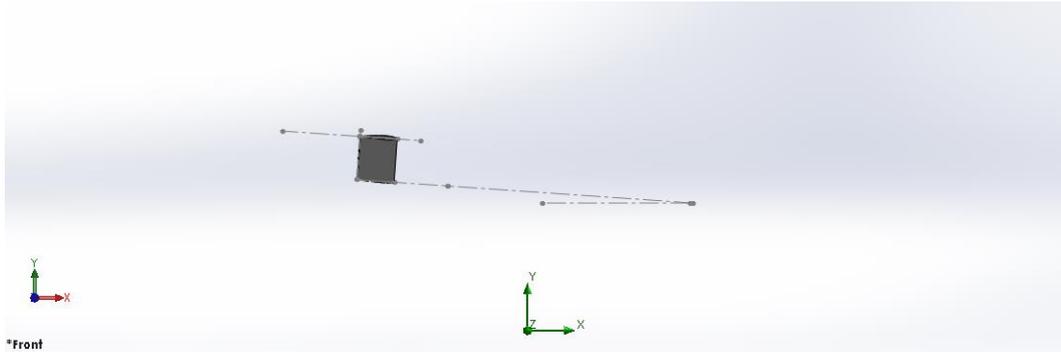


16. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 2 Derajat

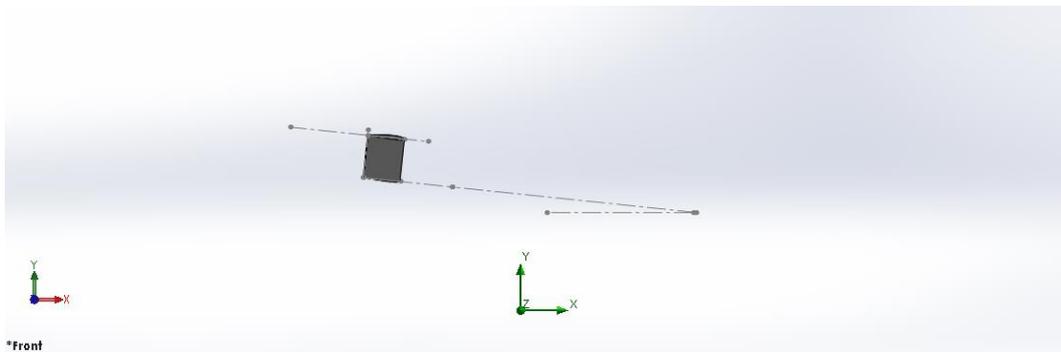
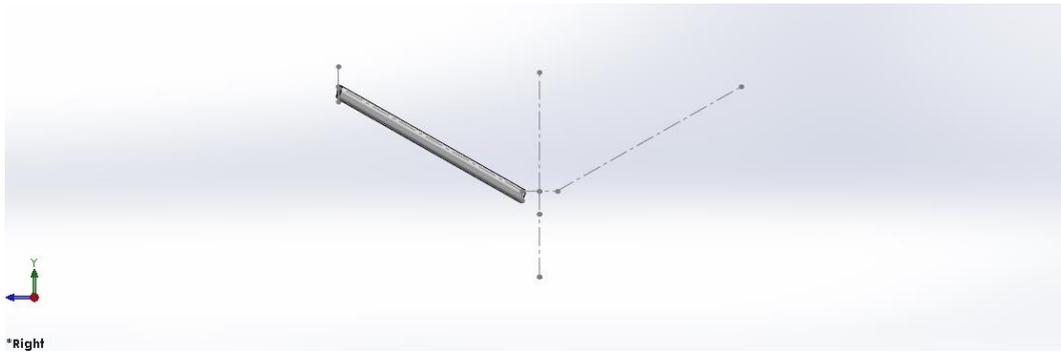


17. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 4 Derajat

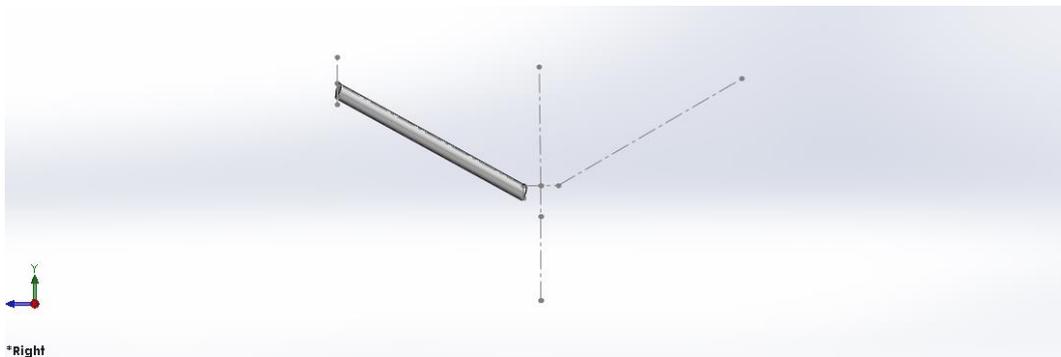


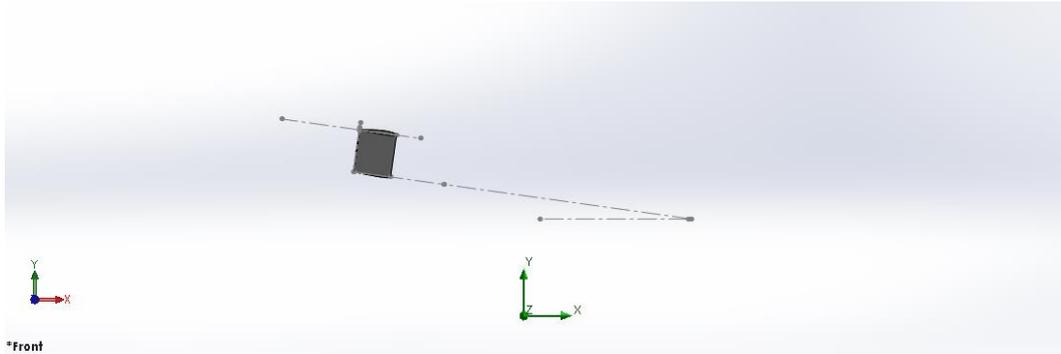


18. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 6 Derajat

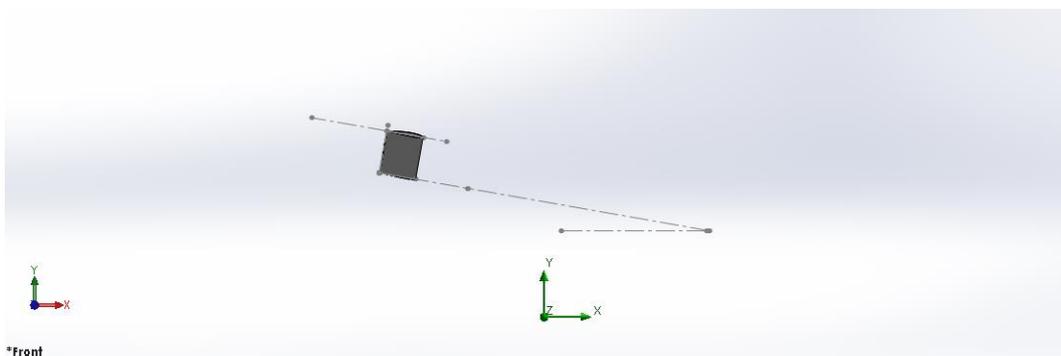
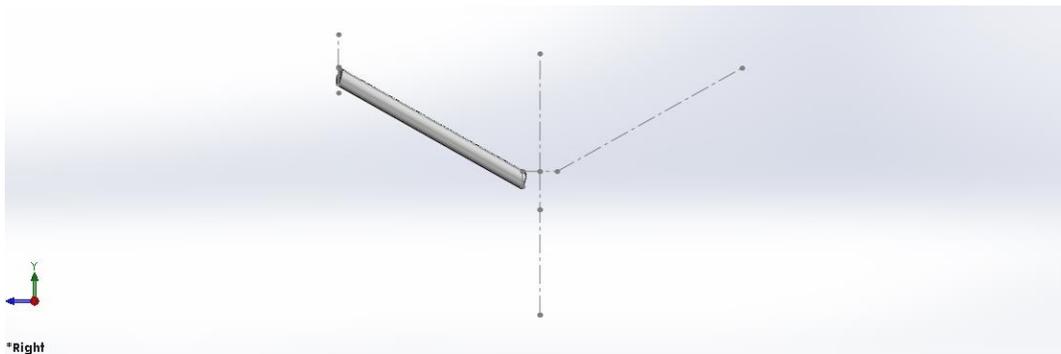


19. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 8 Derajat

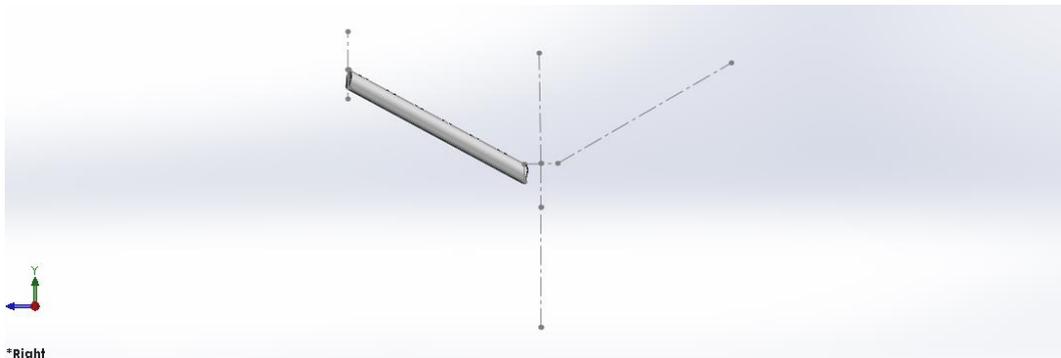


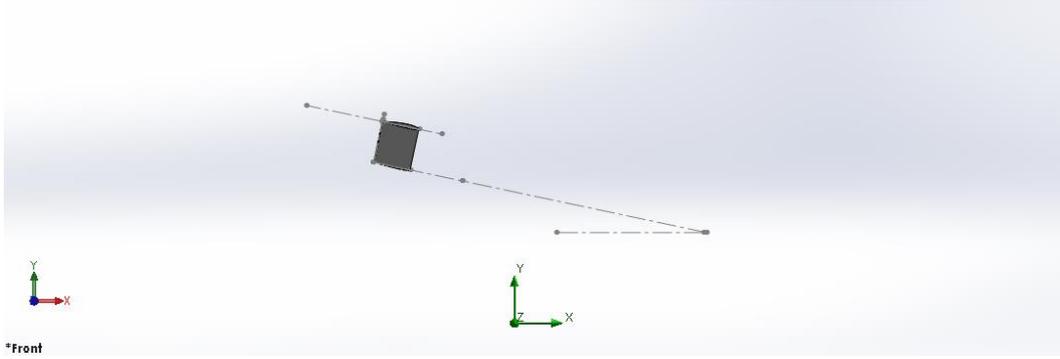


20. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 10 Derajat



21. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 12 Derajat

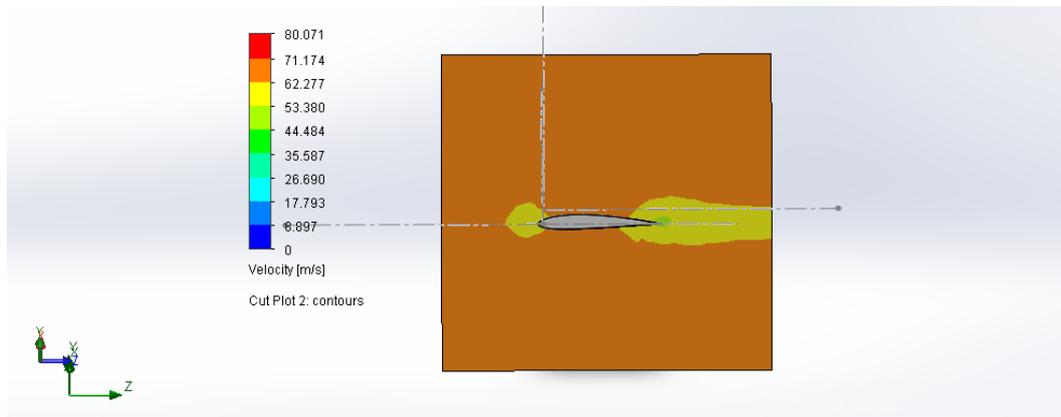
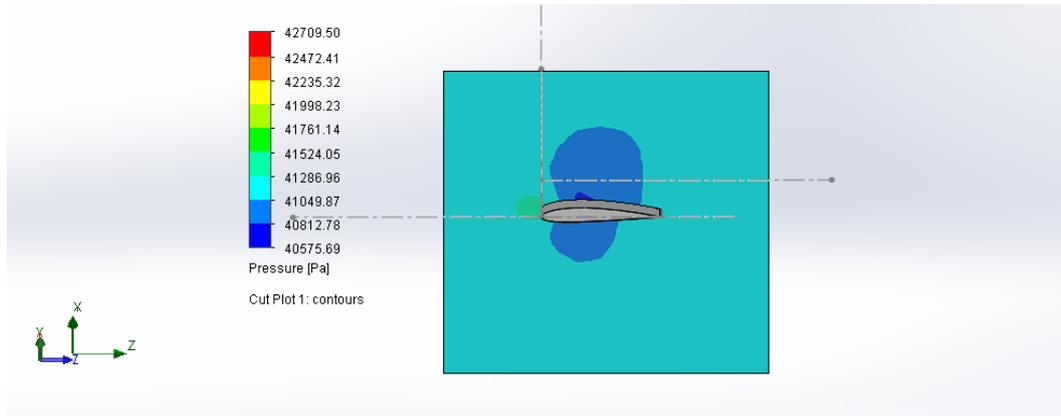




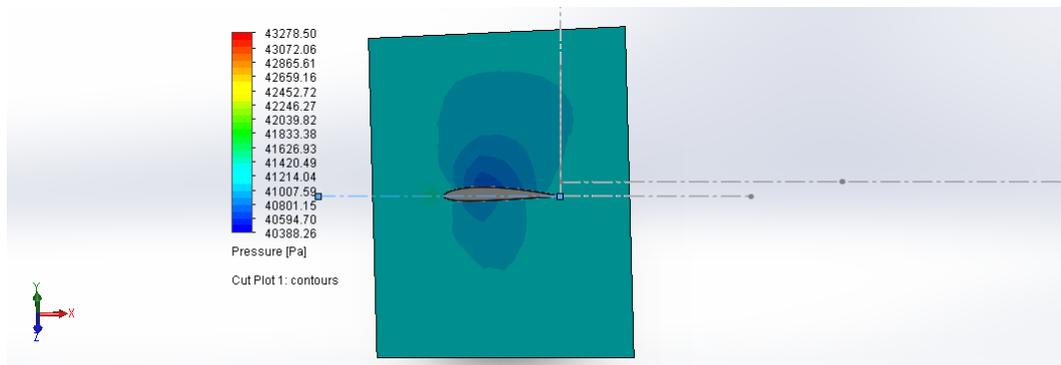
### LAMPIRAN 3

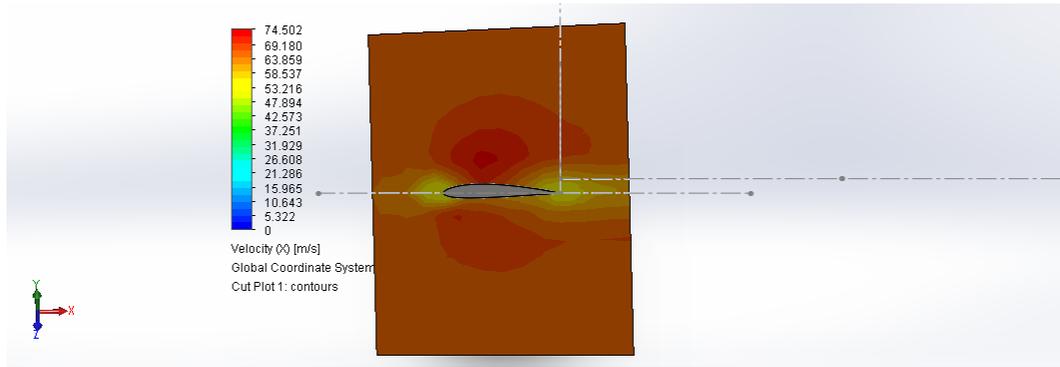
## KONTUR SEBARAN TEKANAN & KECEPATAN

#### 1. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 0 Derajat

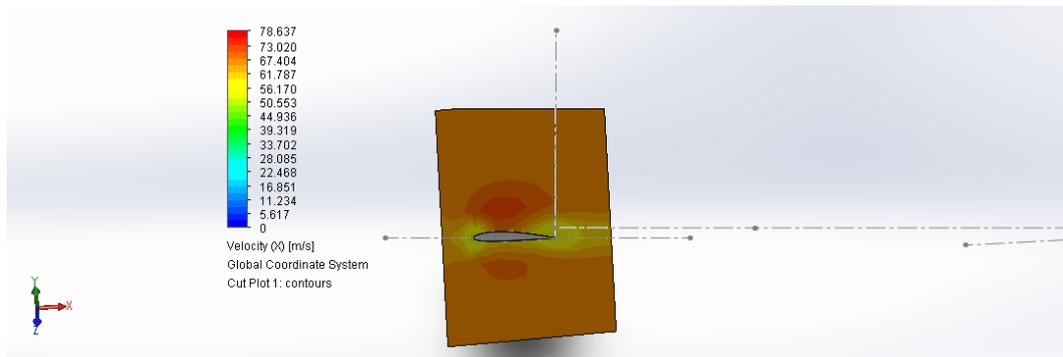
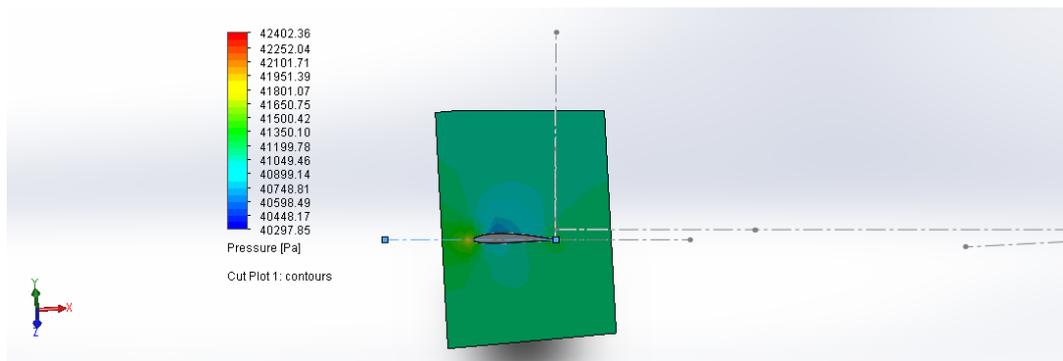


#### 2. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 2 Derajat

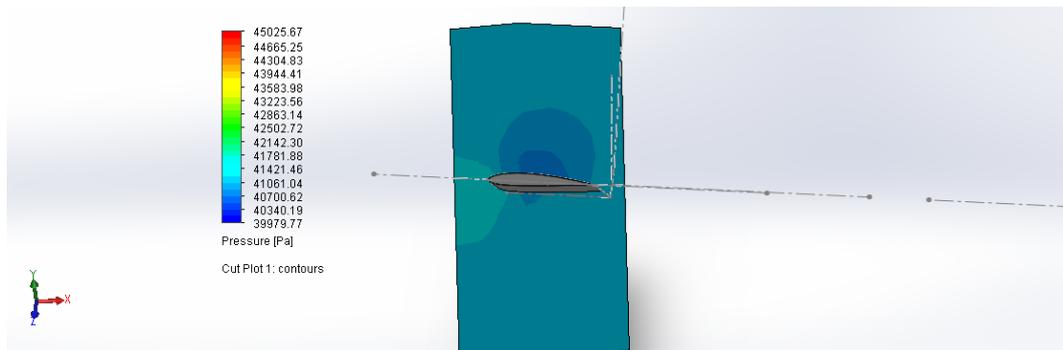


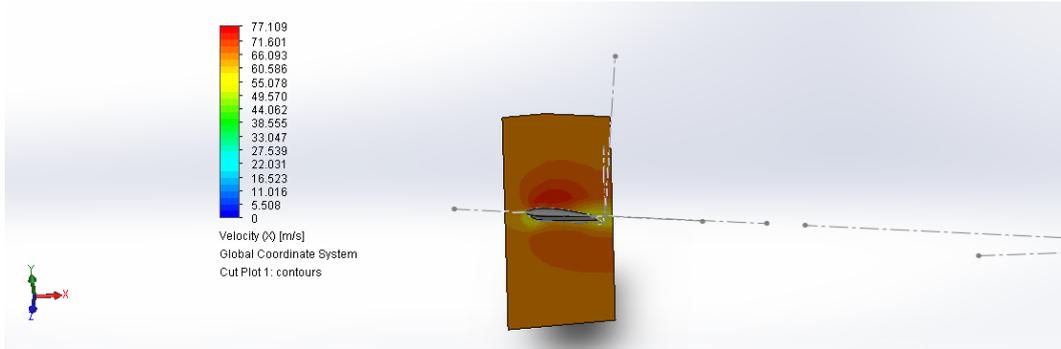


### 3. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 4 Derajat

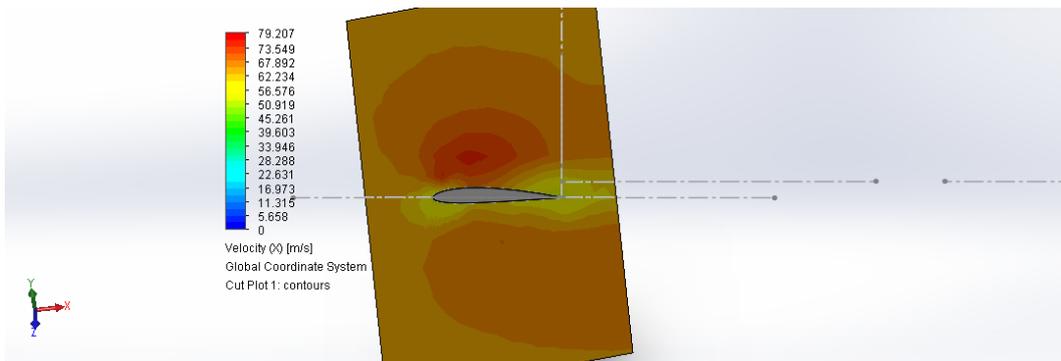
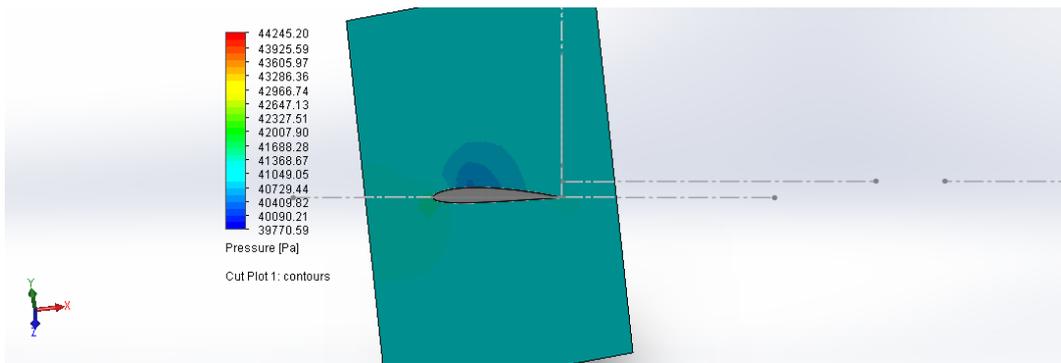


### 4. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 6 Derajat

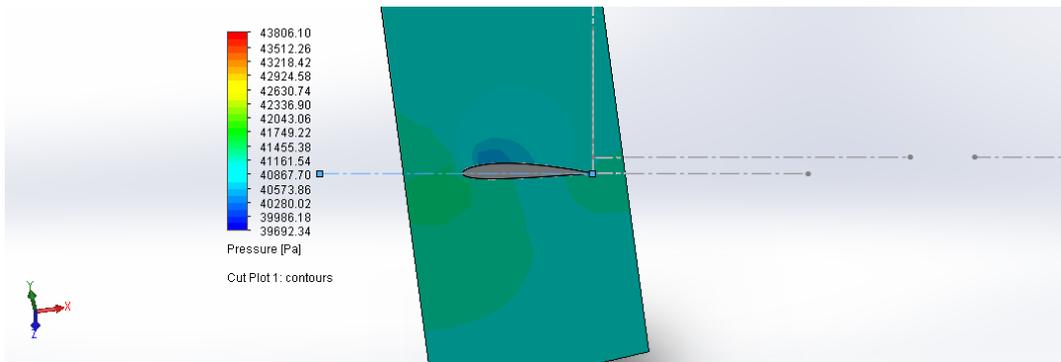


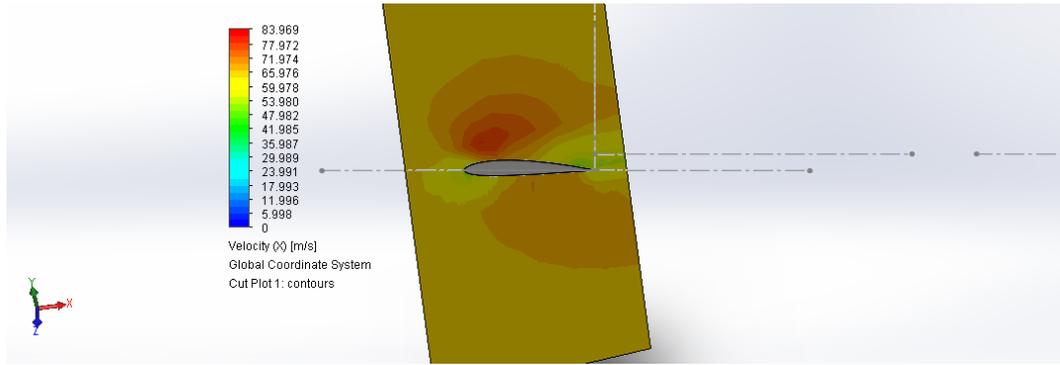


5. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 8 Derajat

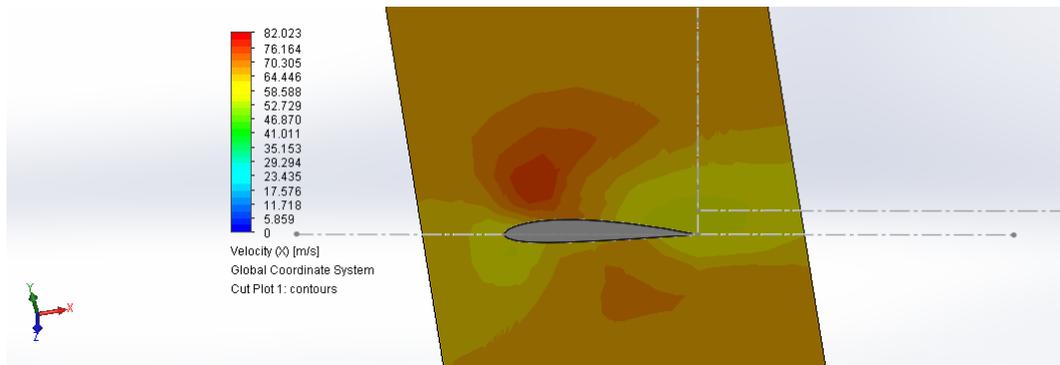
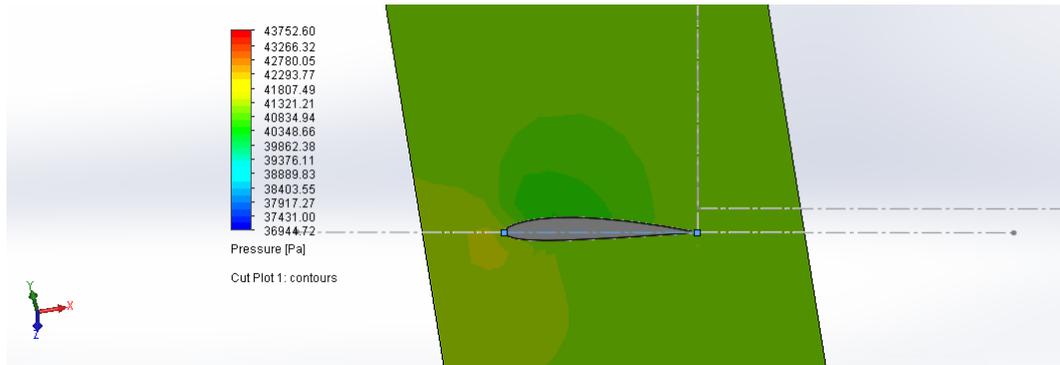


6. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 10 Derajat

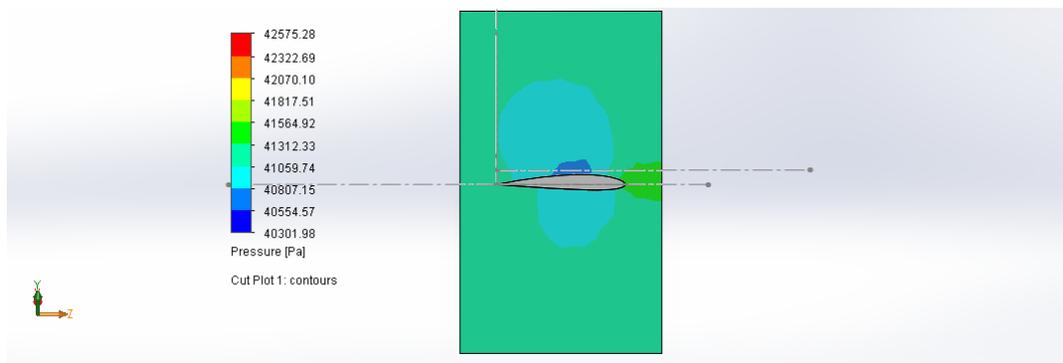


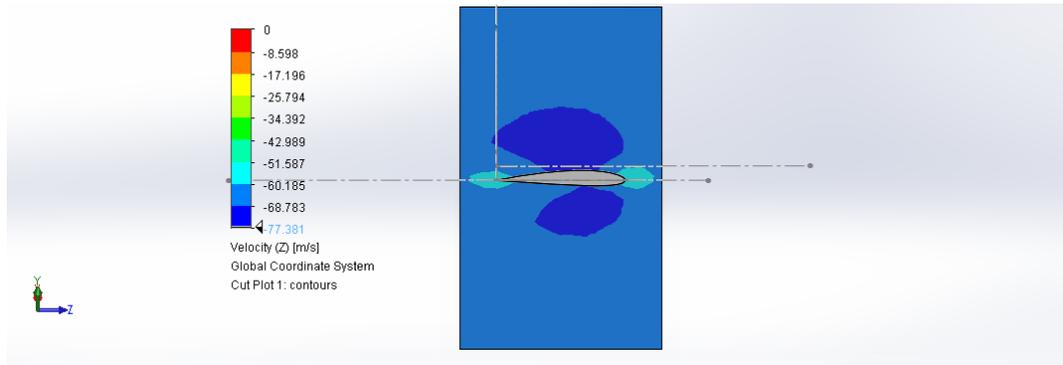


7. Variasi V-tail 98.66 Derajat, Sudut Serang 12 Derajat

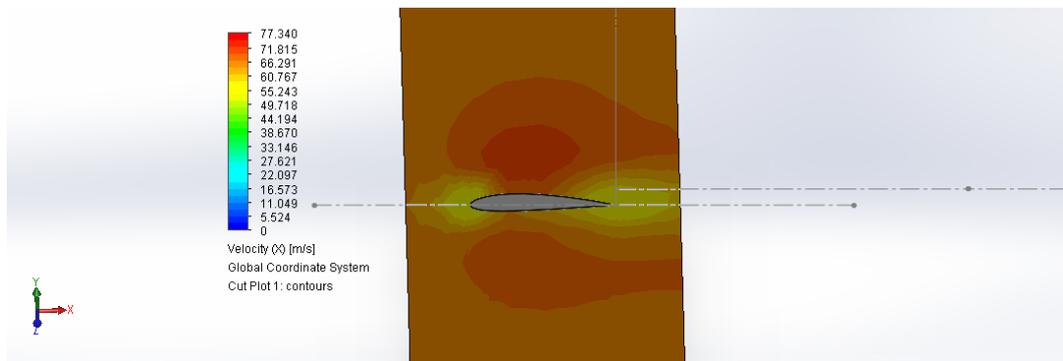
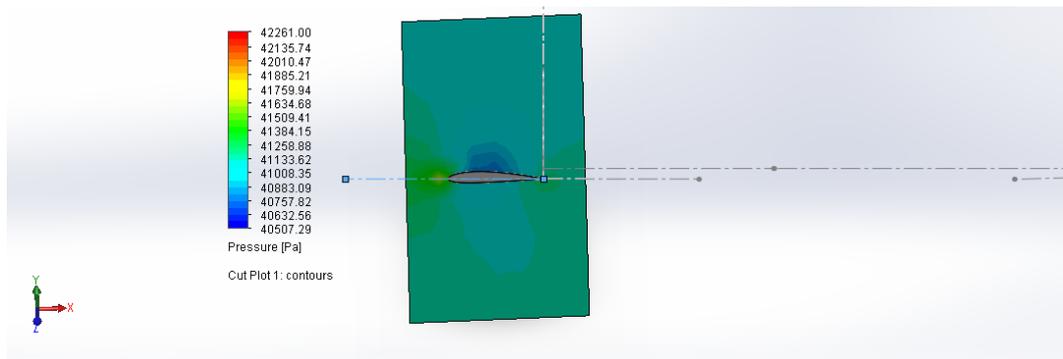


8. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 0 Derajat

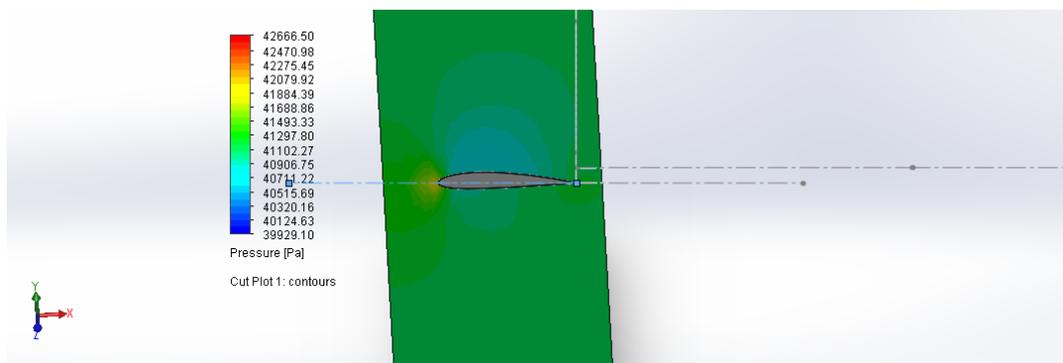


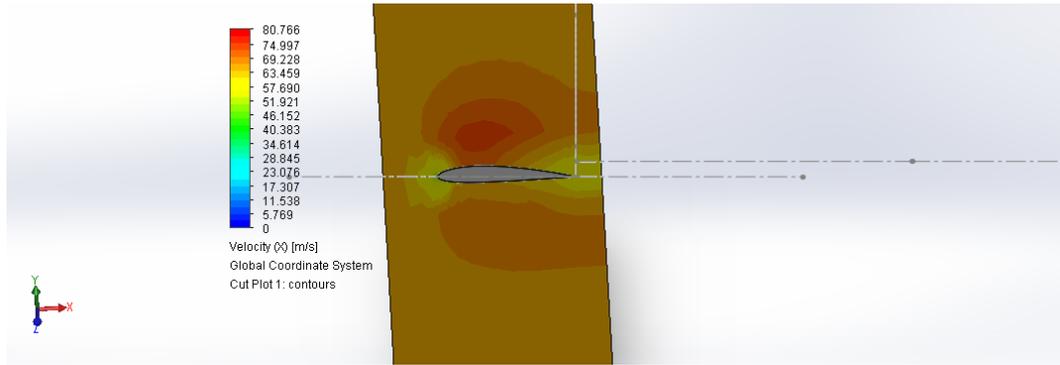


### 9. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 2 Derajat

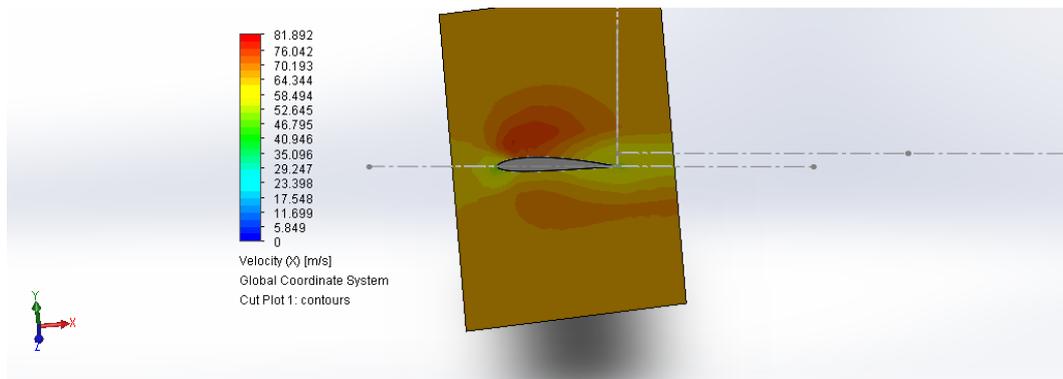
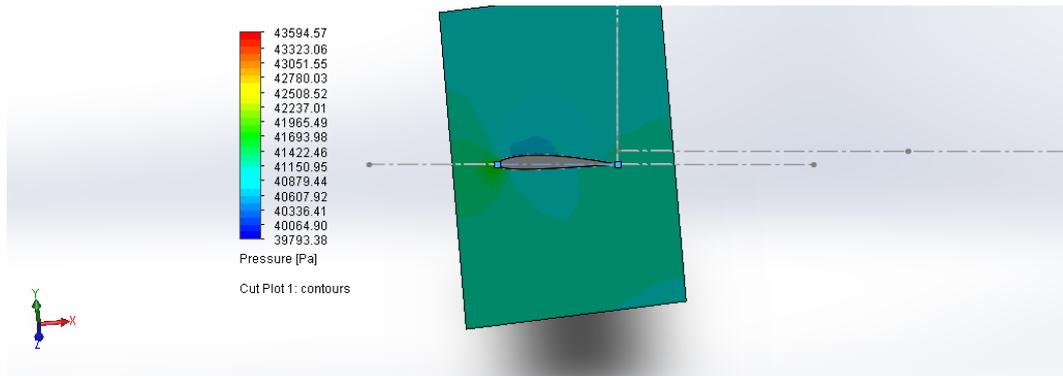


### 10. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 4 Derajat

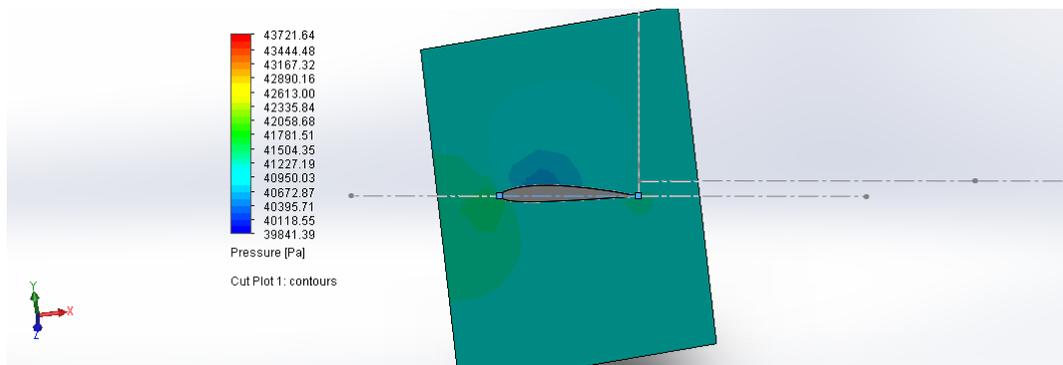


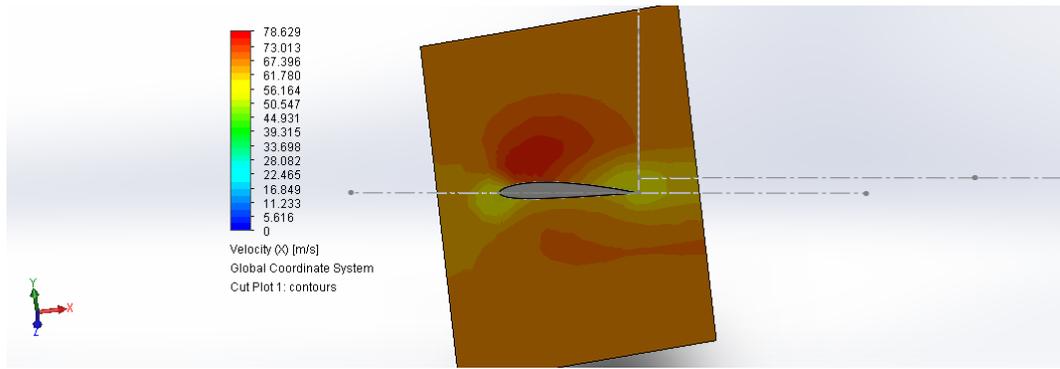


11. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 6 Derajat

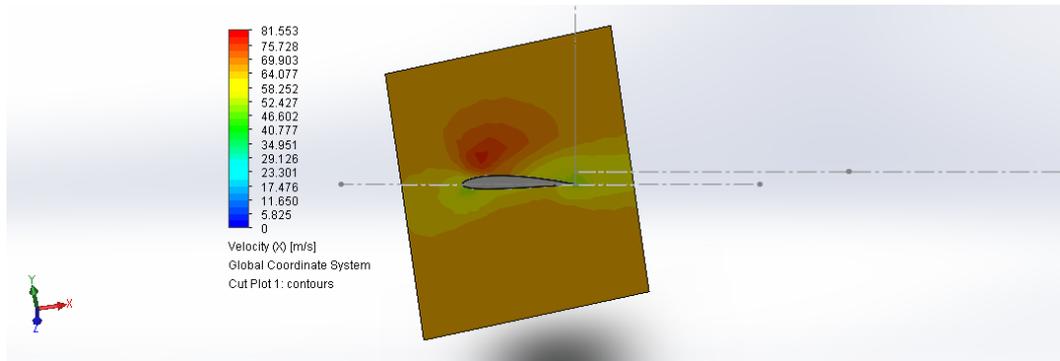
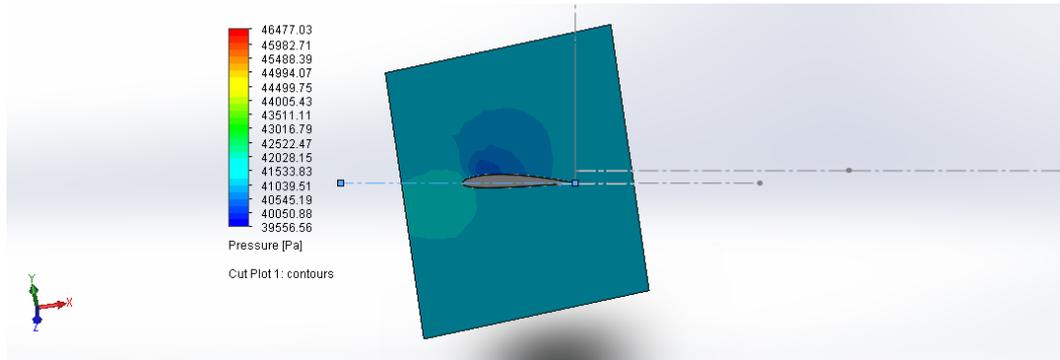


12. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 8 Derajat

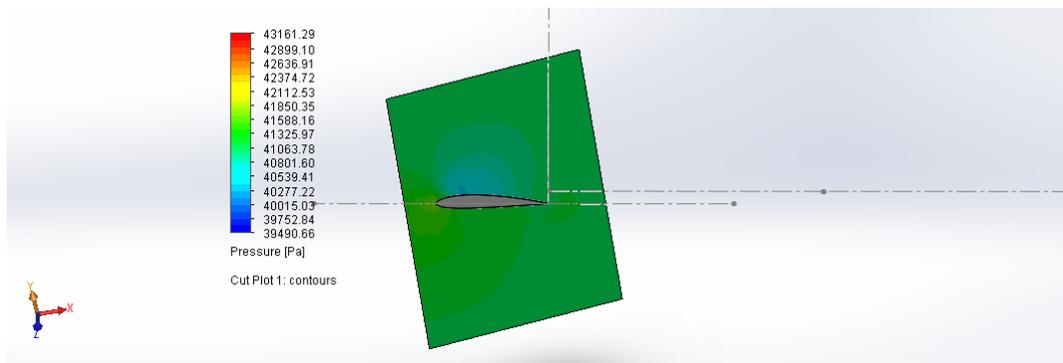


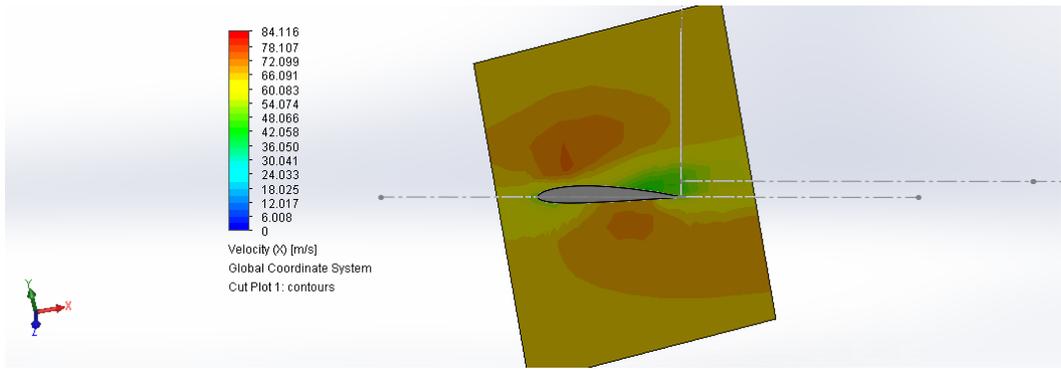


13. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 10 Derajat

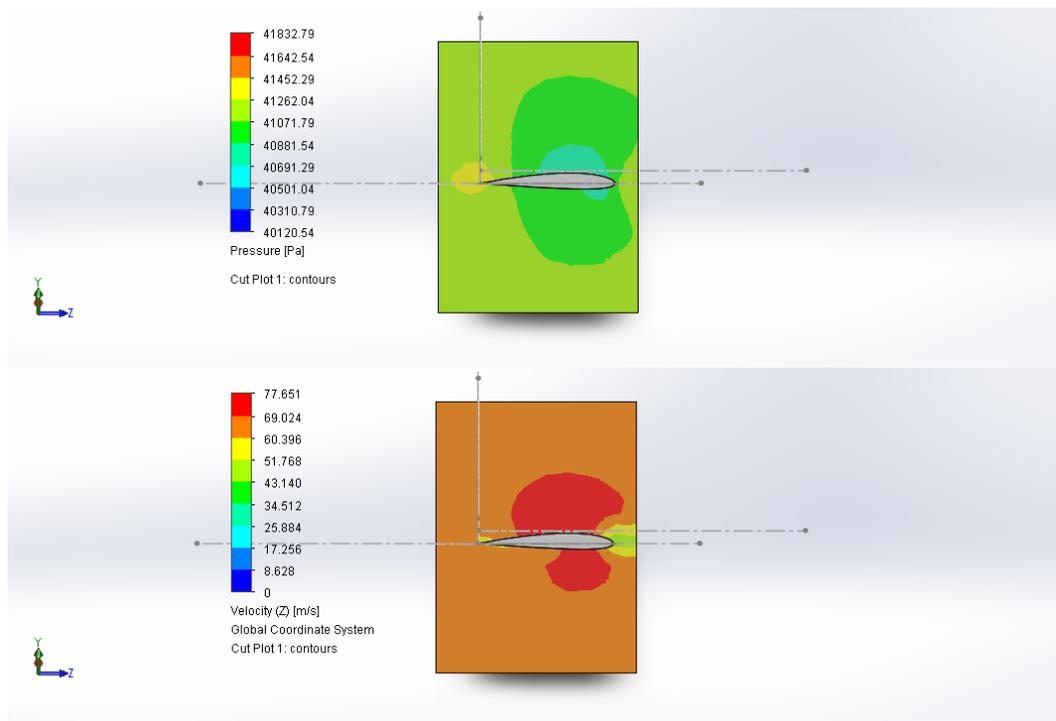


14. Variasi V-tail 109.63 Derajat, Sudut Serang 12 Derajat

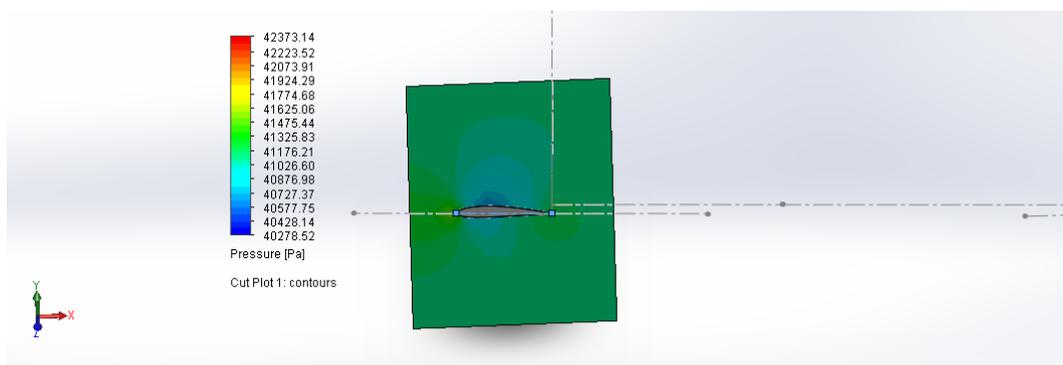


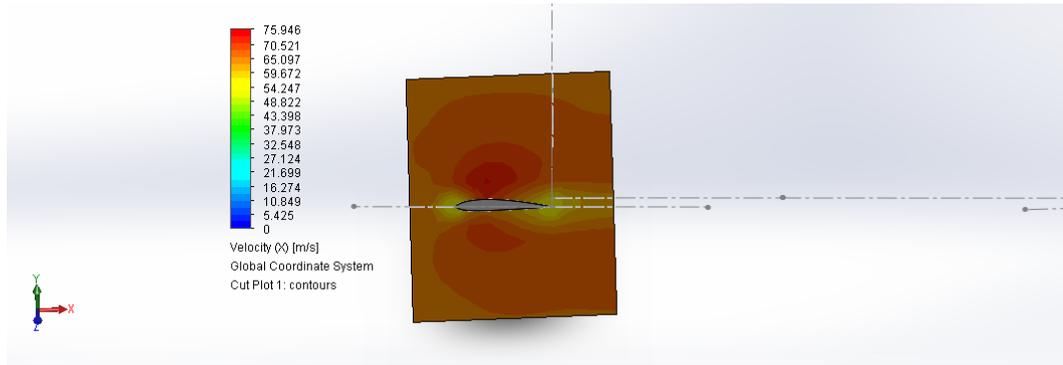


15. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 0 Derajat

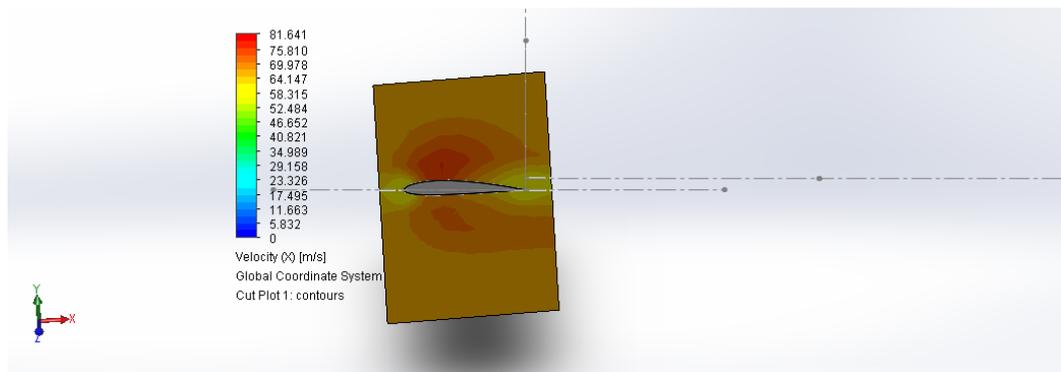
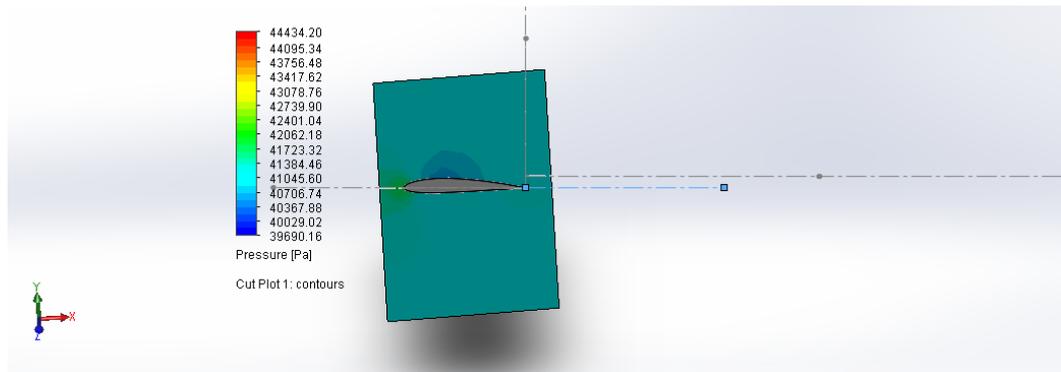


16. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 2 Derajat

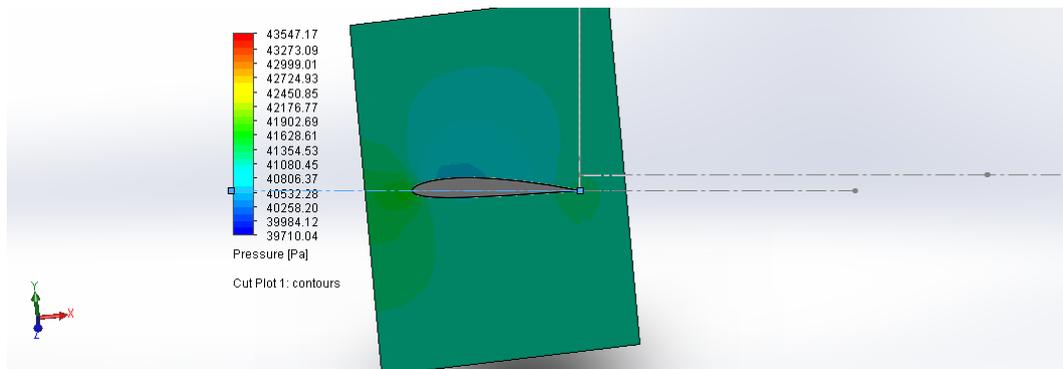


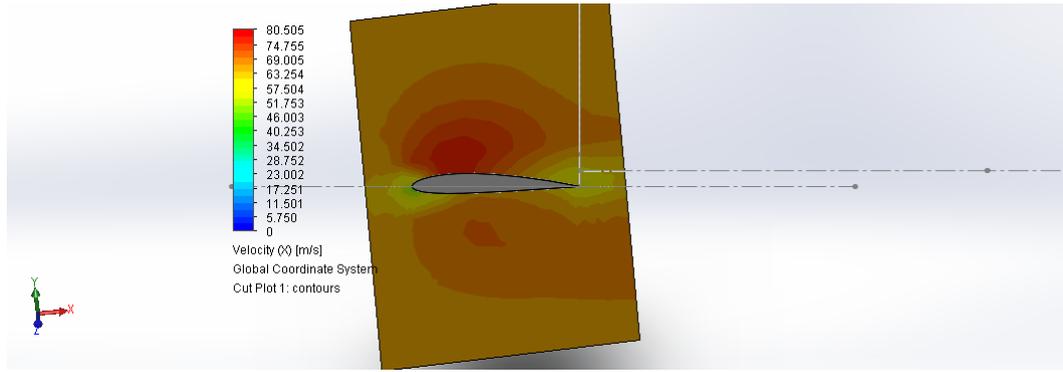


17. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 4 Derajat

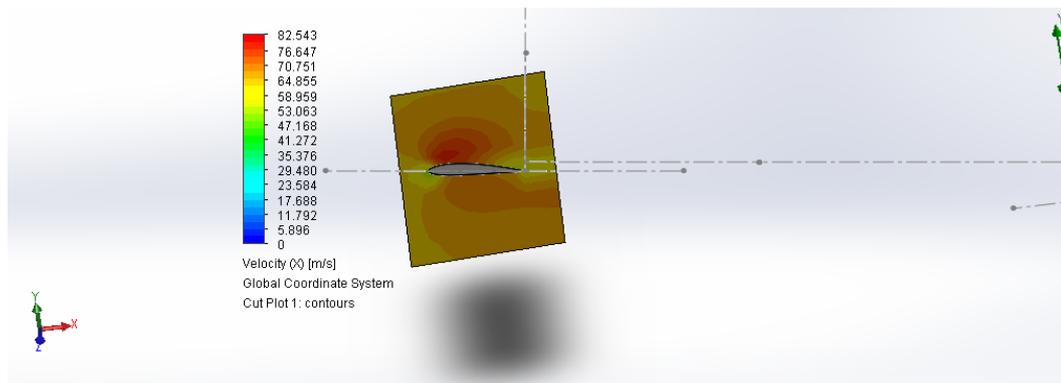
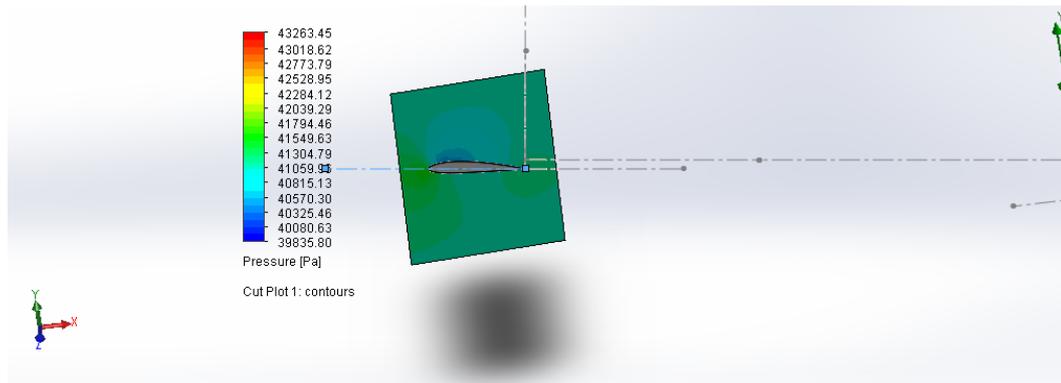


18. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 6 Derajat

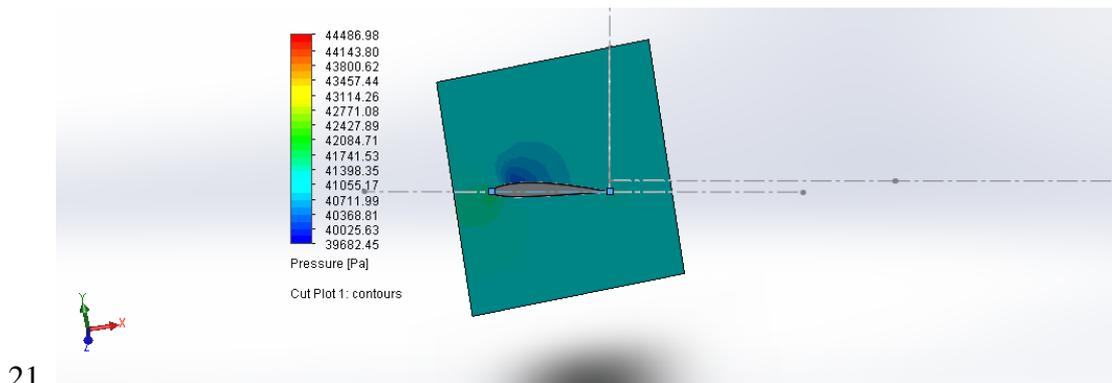




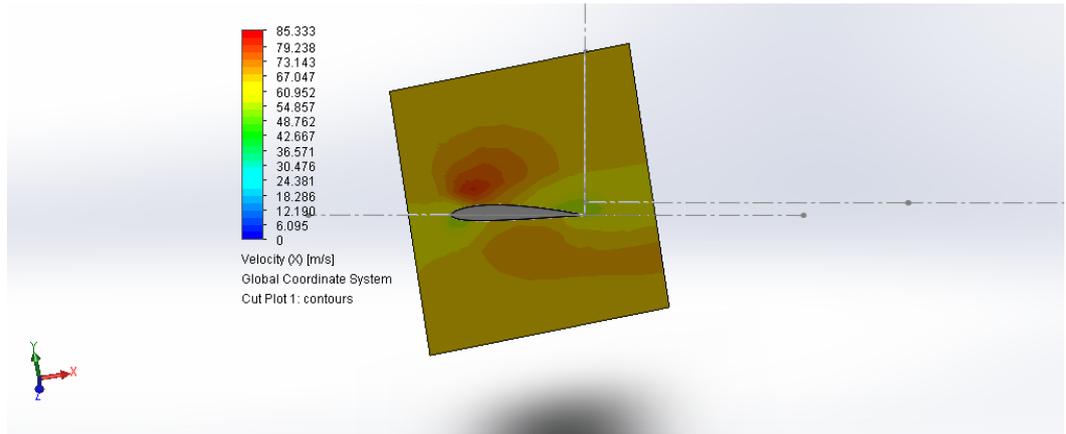
19. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 8 Derajat



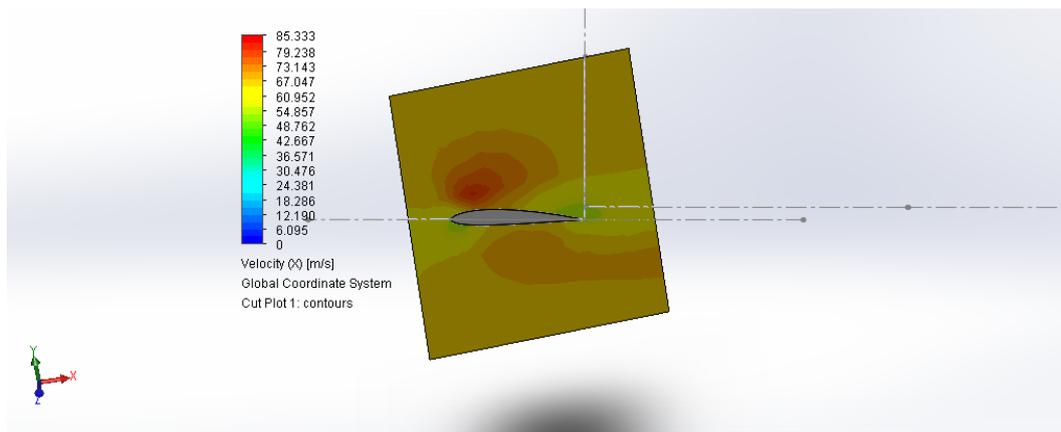
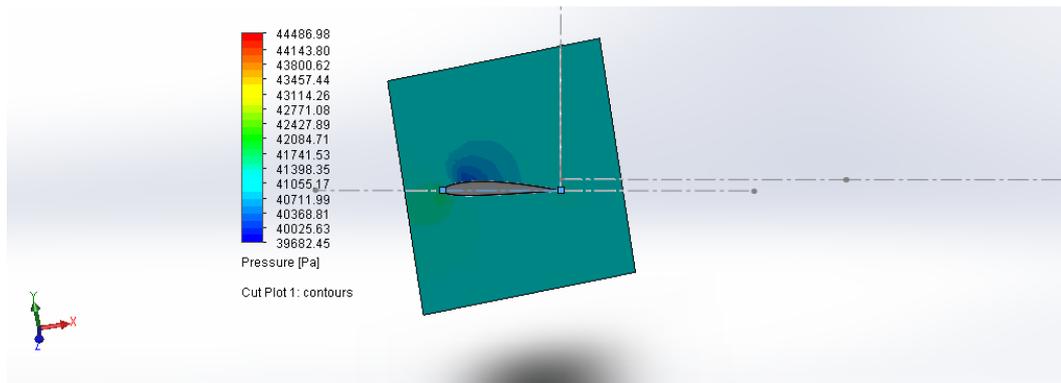
20. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 10 Derajat



21.



## 22. Variasi V-tail 120.63 Derajat, Sudut Serang 12 Derajat



### 23. Kontur Sudut Stall variasi sudut serang 12°

