

**ANALISIS AERODINAMIKA PADA SAYAP *V-TAIL* UAV
MALE (*UNMANNED AERIAL VEHICLE MEDIUM
ALTITUDE LONG ENDURANCE*) AKIBAT LAJU ALIRAN
UDARA DENGAN MENGGUNAKAN *SOFTWARE
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC (CFD)***

TUGAS AKHIR

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



Disusun Oleh:

**Nama : DICKY KURNIAWAN
No. Mahasiswa : 14525046
NIRM : 2014010785**

**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, 03 Mei 2018



Dicky Kurniawan

NIM. 14525046

LEMBAR PENGESAHAN DOSEN PEMBIMBING

**ANALISIS AERODINAMIKA PADA SAYAP V-TAIL UAV
MALE (UNMANNED AERIAL VEHICLE MEDIUM
ALTITUDE LONG ENDURANCE) AKIBAT LAJU ALIRAN
UDARA DENGAN MENGGUNAKAN SOFTWARE
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC (CFD)**



Pembimbing I

Rahmat Riza, ST., M.Sc.ME

NIP 155230402

Pembimbing II

Arif Budi Wicaksono, ST., M.Eng

NIP 145250502

LEMBAR PENGESAHAN DOSEN PENGUJI

**ANALISIS AERODINAMIKA PADA SAYAP V-TAIL UAV
MALE (UNMANNED AERIAL VEHICLE MEDIUM
ALTITUDE LONG ENDURANCE) AKIBAT LAJU ALIRAN
UDARA DENGAN MENGGUNAKAN SOFTWARE
COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC (CFD)**

TUGAS AKHIR

Disusun Oleh :

Nama : DICKY KURNIAWAN

No. Mahasiswa : 14525046

NIRM : 2014010785

Tim Penguji

Rahmat Riza, ST., M.Sc. ME

Ketua



Tanggal : 6/6/2018

Santo Ajie Dhewanto, S.T., M.M

Anggota I



Tanggal : 5/6/2018

Faisal Arif Nurgesang, S.T., M.Sc

Anggota II



Tanggal : 6/6/2018

Mengetahui

Ketua Jurusan Teknik Mesin



Dr. Eng. Risdiyono, ST., M.Eng

NIP 005250101

HALAMAN PERSEMBAHAN

Karya ini penulis persembahkan untuk siapapun yang percaya bahwa; “Batas akhir perjuangan hanyalah kematian”

Laporan tugas akhir ini penulis persembahkan untuk kedua orang tua tercinta yang selalu memotivasi dalam menyelesaikan masa kuliah dan memberikan doa untuk keberhasilan hidup

Terima kasih untuk semua teman-teman Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia angkatan 2014 atas bantuan dorongan dan semangat yang tiada henti, semoga ALLAH SWT membalas apa yang diberikan dan selalu membimbingmu dalam kesuksesan

HALAMAN MOTTO

“Allah tidak membebani seseorang melainkan sesuai dengan kesanggupannya”

(Q.s. Al-Baqaroh: 286)

“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)

“Harta yang tak pernah habis adalah ilmu pengetahuan dan ilmu yang tak ternilai adalah pendidikan”

“Tragedi terbesar dalam kehidupan bukanlah sebuah kematian, tapi hidup tanpa tujuan. Karena itu, teruslah bermimpi untuk menggapai tujuan dan harapan, supaya hidup bisa lebih bermakna”

KATA PENGANTAR ATAU UCAPAN TERIMA KASIH

Assalamu 'alaikum warahmatullahi wa barakatuhuh.

Puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT yang telah melimpahkan rahmat, taufik serta hidayah-Nya sehingga penulis dapat melaksanakan dan menyelesaikan tugas akhir dengan lancar serta menyelesaikan laporan ini dengan baik shalawat serta salam semoga tercurahkan kepada Nabi Muhammad SAW.

Pelaksanaan tugas akhir dimaksudkan agar kemampuan mahasiswa teruji dalam menemukan, menganalisis, dan memecahkan masalah dengan pengaplikasian ilmu yang diperoleh selama kuliah. Penyusunan tugas akhir ini merupakan salah satu syarat untuk memperoleh gelar Sarjana Teknik Mesin (ST) pada Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknologi Industri Universitas Islam Indonesia Yogyakarta.

Dalam pelaksanaan tugas akhir, penulis menerima banyak bantuan, bimbingan dan dukungan dari berbagai pihak. Oleh karena itu, pada kesempatan ini penulis mengucapkan terima kasih kepada:

1. Allah SWT yang telah memberikan rahmat dan karunia-Nya sehingga pelaksanaan tugas akhir ini dapat terselesaikan.
2. Nabi Muhammad SAW yang telah menjadi suri teladan bagi seluruh umat manusia terutama bagi penulis sehingga memotivasi untuk dapat melaksanakan dan menyelesaikan tugas akhir.
3. Bapak H. Mohamad Iriyanto, Ibu Hj. Norsiah dan Saudari kandung Yusi Ghani Hidayah, Kaka Ipar Sabraniti yang telah memberikan restu serta do'anya.
4. Bapak Dr.Eng.Risdiono, ST., M.Eng selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.
5. Bapak Rahmat Riza, ST., M.Sc.ME selaku dosen pembimbing I tugas akhir Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.
6. Bapak Arif Budi Wicaksono, ST., M.Eng selaku dosen pembimbing II tugas akhir Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.

7. Bapak Muhammad Ridlwan, ST., MT selaku dosen pembimbing akademik Teknik Mesin Universitas Islam Indonesia.
8. Seluruh staff dosen Teknik Mesin dan karyawan Fakultas Teknologi Industri Universitas Islam Indonesia.
9. Dan semua pihak yang telah mendukung penyusunan yang tidak dapat penyusun sebutkan satu persatu.

Penulis berharap laporan ini berguna dan bermanfaat bagi penulis dan para pembaca. Penulis menyadari bahwa dalam penyusunan laporan tugas akhir ini masih banyak kekeliruan karena keterbatasan penulis. Untuk itu penulis mohon saran dan kritik ke alamat email: *dickylascar20@gmail.com*, yang bersifat guna membangun dalam kesempurnaan laporan Tugas Akhir ini.

Wassalamu 'alaikum wa rahmatullahi wa barakatuhuh.

Yogyakarta, 19 Maret 2018

Penulis



Dicky Kurniawan

NIM 14525046

ABSTRAK

Karakteristik aerodinamika merupakan suatu hal yang sangat penting dalam bidang ilmu aplikasi aerodinamika yang ditujukan untuk mendapatkan bentuk benda yang aerodinamis. Begitu juga dengan karakteristik pada sayap horizontal bagian V-Tail yang ditujukan untuk keseimbangan yang mengakibatkan hidung pesawat naik dan turun, juga keseimbangan akibat pengaruh laju aliran udara terhadap pola aliran pada sayap V-Tail horizontal. Letak dari sayap horizontal bagian V-Tail ini juga berpengaruh terhadap aliran fluida yang mengalir melaluinya.

UAV (Unmanned Aerial Vehicle) merupakan suatu pesawat terbang tanpa pilot didalam pesawat. UAV yang di desain adalah UAV MALE (Medium Altitude Long Endurance). UAV MALE sendiri mempunyai spesifikasi yaitu rentang berat antara 1000-1500 Kg, maksimal ketinggian terbang 5000-8000 meter, endurance 24-48 jam, data link range 500 km. Jenis airfoil yang biasanya digunakan pada sayap horizontal bagian ekor adalah airfoil NACA0012 yang memiliki keunggulan dibandingkan dengan jenis airfoil lainnya. Dengan metode simulasi menggunakan software solidworks yang mempunyai keunggulan dibandingkan software sejenisnya. Tujuan dari analisa ini adalah untuk mengetahui pola aliran yang terjadi dipada airfoil jenis NACA0012 pada sayap horizontal dan sayap V-Tail UAV MALE akibat laju aliran udara yang diberikan masing-masing kecepatan 150 km/jam, 165 km/jam, 180 km/jam, 195 km/jam, 210 km/jam, 225 km/jam, 240 km/jam sesuai dengan keadaan sebenarnya dari pesawat UAV MALE (Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance), pada penelitian ini yang mana kesimpulan dapat diperoleh semakin tinggi kecepatan pesawat maka pola aliran yang diterima sayap horizontal dan sayap V-Tail UAV MALE semakin besar terumata pada bagian leading edge.

Kata kunci: *Aerodinamika, UAV, Solidworks, V-Tail.*

ABSTRACT

Characteristics of aerodynamics is a very important thing in the field of science, aerodynamic applications intended to get the form of aerodynamic objects. Similarly to the characteristic on the horizontal wing of the V-Tail section is intended for the balance which causes the aircraft's nose to up and down, as well as the balance due to the influence of the airflow rate on the voltage on the horizontal of V-Tail wing. The location of the horizontal wing of the V-Tail section also affects the flow of fluid that flowing through it.

UAV (Unmanned Aerial Vehicle) is an aircraft without a pilot in the plane, the one that has been designed is UAV MALE (Medium Altitude Long Endurance). UAV MALE it self has a specification that is the weight range between 1000-1500 Kg, maximum flying height 5000-8000 meters, endurance 24-48 hours, data link range 500 km. The type of airfoil that commonly used on the horizontal wing of the tail is the NACA0012 airfoil which has advantages over other types of airfoils. With the simulation method using solidworks software that has advantages over similar software. The purpose of this analysis is to know the value of flow patterns that occurs on airfoil of NACA0012 type on horizontal wing and V-Tail UAV MALE wings due to respective airflow rate of 150 km/h, 165 km/h, 180 km/hr, 195 km/h, 210 km/h, 225 km/hour, 240 km/h in accordance with the actual state of the aircraft UAV MALE (Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance), in this study where the conclusion can be obtained the higher the speed of the plane then the voltage received horizontal wing and wing V-Tail UAV MALE is more greater. especially on the part of leading egde.

Keywords: Aerodynamics, UAV, Solidworks, V-Tail.

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
<i>Abstract</i>	x
Daftar Isi	xi
Daftar Tabel	xiii
Daftar Gambar	xiv
Daftar Notasi	xvii
Bab 1 Pendahuluan	18
1.1 Latar Belakang	18
1.2 Rumusan Masalah	20
1.3 Batasan Masalah	20
1.4 Tujuan Penelitian	21
1.5 Manfaat Penelitian	21
1.6 Sistematika Penulisan	21
Bab 2 Tinjauan Pustaka	23
2.1 Definisi UAV Dan Penjelasannya	23
2.2 Dasar Teori	27
2.2.1 Sifat Aliran	27
2.2.2 Reynold Number	29
2.2.3 Aliran <i>Incompresible</i> dan Aliran <i>Compresible</i>	30
2.2.4 Aliran <i>Steady</i> dan <i>Unsteady</i>	31
2.2.5 Pengertian Aerodinamika	32
2.2.6 Distribusi Tekanan	34
2.2.7 Metode Elemen Hingga (<i>Finete Element Methode</i>)	35

2.2.8	Konsep Dasar Metode Elemen Hingga	38
2.2.9	<i>Airfoil</i>	38
2.2.10	Desain <i>V-TAIL (EMPENNAGE)</i>	40
2.2.11	Definisi <i>Ribs, Spar, Leading Edge Skin, Upper Skin</i>	41
2.2.12	CFD (<i>Computational Fluid Dynamic</i>).....	45
Bab 3	Metode Penelitian	46
3.1	Alur Penelitian	46
3.2	Diagram Alir Simulasi	48
3.3	Peralatan dan Bahan.....	49
3.4	Kegiatan Pelaksanaan	49
3.5	Spesifikasi UAV MALE Di PT. Dirgantara Indonesia (Persero)	49
3.6	Spesifikasi Data	50
3.7	Variabel Penelitian.....	51
3.8	Spesifikasi Fluida dan Input Parameter	51
Bab 4	Hasil dan Pembahasan	52
4.1	Hasil Perancangan.....	52
4.2	Hasil Simulasi Pada Sayap Horizontal UAV MALE	55
4.3	Hasil Simulasi Pada Sayap <i>V-Tail</i> UAV MALE	63
4.4	Perbandingan Tekanan Yang Terjadi pada Sayap	70
4.5	Hasil dan Pembahasan Analisis Pada Sayap Horizontal dan Sayap <i>V-Tail</i> UAV MALE	74
4.6	Distribusi Tekanan Airfoil NACA0012 dengan Variasi Sudut Serang .	77
Bab 5	Penutup.....	80
5.1	Kesimpulan	80
5.2	Saran atau Penelitian Selanjutnya.....	80
Daftar Pustaka	81
Lampiran	84

DAFTAR TABEL

Tabel 1-1 Satuan Rumus Dasar dan Singkatan Kalimat.....	xvii
Tabel 3-1 Tabel <i>Properties</i> Udara.....	51
Tabel 3-2 <i>Input Parameter</i>	51
Tabel 4-1 Hasil Simulasi Untuk Nilai Tekanan Sayap Horizontal.....	62
Tabel 4-2 Hasil Simulasi Untuk Nilai Tekanan Sayap <i>V-Tail</i>	70
Tabel 4-3 Hasil Analisis Laju Aliran Pada Sayap UAV MALE	70

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2-1 UAV MALE MQ-9 REAPER.....	23
Gambar 2-2 UAV MQ-1 REAPER	25
Gambar 2-3 <i>Turbulent</i> dan <i>Laminar</i>	30
Gambar 2-4 <i>Streamline</i> udara ketika melewati <i>Airfoil</i>	33
Gambar 2-5 Profil Tekanan Pada <i>Airfoil</i>	34
Gambar 2-6 Grafik Tekanan Pada <i>Airfoil</i>	34
Gambar 2-7 Gambar Variasi Distribusi Tekanan <i>Airfoil</i> Pada Berbagai Sudut Serang	35
Gambar 2-8 Metode elemen hingga <i>representasi</i> dari masalah	38
Gambar 2-9 Bagian-bagian <i>Airfoil</i>	40
Gambar 2-10 Jenis-Jenis <i>Empennage</i> Pesawat.....	40
Gambar 2-11 Pemasangan <i>Ribs</i> Secara Diagonal	41
Gambar 2-12 Pemasangan <i>Ribs</i> Secara Paralel.....	42
Gambar 2-13 <i>Double Spar</i>	43
Gambar 2-14 <i>Leading Edge Skin</i>	43
Gambar 2-15 <i>Upper Skin</i>	44
Gambar 3-1 Diagram Alir Penelitian	46
Gambar 3-2 Diagram Alir Simulasi	48
Gambar 3-3 Penampang <i>Airfoil</i> NACA0012	50
Gambar 4-1 <i>Isometric View Full Desain Surface</i> Pada UAV MALE.....	52
Gambar 4-2 <i>Isometric View Desain V-Tail</i> Pada UAV MALE	52
Gambar 4-3 Desain Struktur <i>V-Tail</i> Pada UAV MALE.....	53
Gambar 4-4 <i>Dimension Airfoil</i> Horizontal	53
Gambar 4-5 Sayap Horizontal	54
Gambar 4-6 Luas Penampang Sayap Horizontal.....	54
Gambar 4-7 <i>Centerline Diagram Airfoil V-Tail</i>	54
Gambar 4-8 Luas Penampang Sayap <i>V-Tail</i>	55
Gambar 4-9 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	55
Gambar 4-10 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	55
Gambar 4-11 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	56

Gambar 4-12 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	56
Gambar 4-13 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	56
Gambar 4-14 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	57
Gambar 4-15 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	57
Gambar 4-16 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	57
Gambar 4-17 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	58
Gambar 4-18 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	58
Gambar 4-19 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	58
Gambar 4-20 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	59
Gambar 4-21 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	59
Gambar 4-22 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	59
Gambar 4-23 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	60
Gambar 4-24 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	60
Gambar 4-25 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	60
Gambar 4-26 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	61
Gambar 4-27 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	61
Gambar 4-28 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	61
Gambar 4-29 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	62
Gambar 4-30 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	63
Gambar 4-31 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	63
Gambar 4-32 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	63
Gambar 4-33 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	64
Gambar 4-34 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	64
Gambar 4-35 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	64
Gambar 4-36 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	65
Gambar 4-37 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	65
Gambar 4-38 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	65
Gambar 4-39 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	66
Gambar 4-40 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	66
Gambar 4-41 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	66
Gambar 4-42 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	67
Gambar 4-43 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	67

Gambar 4-44 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	67
Gambar 4-45 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	68
Gambar 4-46 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	68
Gambar 4-47 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	68
Gambar 4-48 <i>Pressure Surface Airfoil</i>	69
Gambar 4-49 <i>Flow Pressure Surface Airfoil</i>	69
Gambar 4-50 <i>Contour Pressure Surface Airfoil</i>	69
Gambar 4-51 Grafik Daerah <i>Leading Edge</i> Maksimum	71
Gambar 4-52 Grafik Daerah <i>Leading Edge</i> Minimum.....	71
Gambar 4-53 Grafik Daerah <i>Chamber</i> Maksimum.....	72
Gambar 4-54 Grafik Daerah <i>Chamber</i> Minimum	72
Gambar 4-55 Grafik Daerah <i>Trailing Edge</i> Maksimum	73
Gambar 4-56 Grafik Daerah <i>Trailing Edge</i> Minimum.....	73
Gambar 4-57 Distribusi Aliran Sayap Horizontal	77
Gambar 4-58 Distribusi Aliran Sayap <i>V-Tail</i>	77
Gambar 4-59 Distribusi Aliran Sayap Horizontal	77
Gambar 4-60 Distribusi Aliran Pada Sayap <i>V-Tail</i>	78
Gambar 4-61 Distribusi Aliran Pada Sayap Horizontal	78
Gambar 4-62 Distribusi Aliran Pada Sayap <i>V-Tail</i>	78
Gambar 5-1 Dimensi Sayap Horizontal	88
Gambar 5-2 Luas Penampang Sayap Horizontal.....	88
Gambar 5-3 Sudut Serang 0^0	89
Gambar 5-4 Sudut Serang 6^0	89
Gambar 5-5 Sudut Serang 8^0	89
Gambar 5-6 Sudut Serang 12^0	90
Gambar 5-7 Dimensi Sayap <i>V-Tail</i>	90
Gambar 5-8 Luas Penampang Sayap <i>V-Tail</i>	91
Gambar 5-9 Sudut Serang 0^0	91
Gambar 5-10 Sudut Serang 6^0	92
Gambar 5-11 Sudut Serang 8^0	92
Gambar 5-12 Sudut Serang 12^0	92

DAFTAR NOTASI

Tabel 1-1 Satuan Rumus Dasar dan Singkatan Kalimat

Lambang	Satuan	Keterangan
ρ	Kg/m ³	Kerapatan
γ	N/m ³	Berat
μ	N.s/m ²	Viskositas dinamik
\mathcal{G}	m ² /s	Viskositas kinematik
du/dy	1/s	Laju regangan geser
g	m ² /s	Gravitasi
F	N	Gaya
τ	N/m ²	Tegangan (<i>stress</i>)
ε	m	Regangan (<i>strain</i>)
S	m ²	Luas
C	m	Panjang
v	m/s	Kecepatan
T	K	Suhu
P	Pa	Tekanan
μ	Kg/(ms)	Viskositas udara
C	<i>mach</i>	Kecepatan Suara
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>	

BAB 1

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Banyak orang bertanya-tanya kenapa pesawat bisa terbang, padahal pesawat memiliki badan yang besar dan terbuat dari baja jika dipandang secara kasat mata, orang awam yang hanya tahu tentang ilmu gravitasi akan berkata setiap benda pasti jatuh tetapi pada kenyataannya pesawat terbang tersebut melayang dengan tenang di udara.

Pengaruh dari tekanan dan kecepatan yang merupakan jawaban dari semua pertanyaan tersebut. Besaran tekanan dan kecepatan merupakan bagian yang mendasari ilmu aerodinamika. Dengan kedua besaran tersebut, dapat dilakukan beberapa analisis, baik berupa gaya angkat (*lift*), gaya tekan atau hambat (*drag*) yang diakibatkan oleh aliran fluida agar pesawat bisa terbang, kondisi gaya berat (W) harus lebih kecil daripada *lift* (L), gaya dorong atau *thrust* (Th) harus lebih besar dari pada *drag* (D). Pada keadaan stabil, yaitu pesawat melaju dengan kecepatan konstan, maka kondisi gaya berat (W) harus sama dengan *lift* (L), gaya dorong *thrust* (Th) harus sama dengan *drag* (D). Albert J. (2002)

Untuk menghasilkan gaya-gaya tersebut agar pesawat dapat terbang diperlukan sebuah sayap. Kegunaan sayap pada pesawat terbang diantaranya adalah untuk menghasilkan daya angkat secara optimal, gaya angkat ini akan terjadi dalam arah tegak lurus terhadap bidang sayap atau permukaan sayap. Gaya angkat yang terjadi akan mengangkat seluruh berat total pada pesawat terbang termasuk muatan yang berada di badan atau diluar sayapnya. Dalam arah sejajar bidang sayap nantinya juga akan terjadi gaya tahan atau *drag*, gaya *drag* ini terjadi karena adanya gesekan ataupun karena tahanan *aerodinamis* yang terjadi akibat gaya angkat. Pada umumnya gaya angkat pada sayap akan lebih besar 10 kali dan gaya tahan, dalam hal ini diambil satu efisiensi gaya angkat yang dibandingkan dengan gaya tahan yang bersifat menghambat. Gaya angkat diperlukan untuk mengangkat keseluruhan berat pesawat.

Ada komponen lain yang disebut sebagai *wing rib*. *Wing Rib* ini biasanya dipotong membentuk suatu penampang *airfoil* yang *streamline*. Tujuan *wing rib* adalah untuk membentuk penampang dan sayap sehingga aerodinamis untuk membuat sayap pesawat berfungsi secara efisien maka permukaan luarnya harus bersifat *streamline* dan *aerodinamis*.

Pada dasarnya pesawat terbang mempunyai tiga sumbu pergerakan (*x/y/z axis*) yaitu:

1. *Roll*, pergerakan pesawat terhadap sumbu *horizontal* depan belakang yang mengakibatkan pesawat berguling kiri kanan (badan pesawat diam, sayap kiri kanan yang turun naik).
2. *Yaw*, pergerakan pesawat terhadap sumbu vertikal yang menyebabkan hidung pesawat berubah arah kiri kanan (pesawat akan berbelok kiri kanan).
3. *Pitch*, pergerakan pesawat terhadap sumbu *horizontal* yang tegak lurus terhadap sumbu roll yang menyebabkan hidung pesawat akan turun atau naik.

Pergerakan *pitch* ini dikarenakan adanya sayap horizontal bagian *V-Tail* atau horizontal *tail* yang menyebabkan hidung pesawat akan turun atau naik. Salah satu jenis *airfoil* yang banyak digunakan pada sayap horizontal adalah jenis *V-Tail*. Alasannya karena permukaan *V-Tail* memberikan daya angkat yang baik, naik atau turun, dan daya hambat yang rendah dan secara aerodinamika lebih bagus dari pada jenis lembaran balsa datar.

Pesawat terbang merupakan suatu media atau alat yang media beroperasinya diudara. Salah satu jenis pesawat yang sekarang ini banyak dikembangkan adalah UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Jenis UAV ini merupakan pesawat terbang tanpa menggunakan awak yang digunakan untuk berbagai macam sesuai dengan kebutuhan misalnya untuk pengintaian dan memiliki misi terbang yang bertujuan seperti pemadam kebakaran terhadap bencana yang terjadi, seperti melakukan pemantauan kerusakan akibat bencana banjir dan melakukan pemantuan kebakaran hutan dan melakukan pencarian dalam penyelamatan pada daerah yang sulit dijangkau. Pratomo B., Noviyanto F, Cahyono M. A (2013)

Pada perancangan (*conceptual design*) pesawat terbang UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) terdapat beberapa tahapan yang harus dilaksanakan agar pesawat yang dihasilkan bisa terbang sesuai dengan misi yang diinginkan. Tahapan tersebut adalah *conceptual, preliminary design, intermediate design, detail design*. Setelah perancangan konseptual ditentukan dengan desain UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*). Pada penelitian ini ditekankan pada analisis aerodinamika pada sayap *V-Tail* UAV MALE dengan menggunakan *airfoil* jenis NACA0012 dengan mempertimbangkan perkiraan beban dan gaya yang bekerja pada sayap *V-Tail* tersebut, sesuai dengan spesifikasi yang dibutuhkan.

1.2 Rumusan Masalah

Permasalahan dalam penelitian ini adalah untuk melihat hasil konseptual desain *V-Tail* UAV MALE dengan menggunakan metode *center line diagram* dan bagaimana karakteristik aerodinamika yang terjadi pada sayap *V-Tail* UAV MALE dengan bentuk sayap horizontal dan sayap *V-Tail* akibat laju aliran udara dengan variasi kecepatan antara 150 km/jam sampai 240 km/jam dengan interval 15 km/jam.

1.3 Batasan Masalah

Agar masalah yang diteliti tidak menyimpang dari pembahasan utama, maka permasalahan hanya dibatasi pada:

1. UAV yang dianalisis adalah tipe *MALE (Medium Altitude Long Endurance)* data diambil dari PT. Dirgantara Indonesia.
2. Penelitian difokuskan tentang analisis aerodinamika akibat laju aliran udara pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE.
3. Jenis *airfoil* yang digunakan adalah NACA0012.
4. Variasi laju aliran udara dibatasi pada kecepatan 150 km/jam sampai 240 km/jam.
5. Material yang digunakan adalah Komposit Hexcel AS4C 3000.
6. Propertis udara sesuai dengan data dari PT. Dirgantara Indonesia.
7. Kecepatan Pesawat sesuai dengan data dari PT. Dirgantara Indonesia.
8. *Software* yang digunakan adalah *solidworks* 2016.

1.4 Tujuan Penelitian

1. Tujuan yang ingin dicapai dalam penelitian ini adalah merancang pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*) dengan menggunakan metode *center line diagram*.
2. Dapat mengetahui perbandingan distribusi aliran fluida yang terjadi pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*) akibat laju aliran udara.

1.5 Manfaat Penelitian

Pelaksanaan dan penulisan tugas akhir ini diharapkan dapat memberikan manfaat, diantaranya:

1. Dapat mengaplikasikan ilmu dan keterampilan yang telah diperoleh pada masa kuliah.
2. Dapat mengetahui laju aliran udara pada sayap horizontal sayap *V-Tail* UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*).
3. Menambah khazanah keilmuan mengenai Analisis Aerodinamika Laju Aliran Udara Pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*) Dengan Menggunakan *Software Computational Fluid Dynamic* (CFD).

1.6 Sistematika Penulisan

Sistematika penulisan laporan tugas akhir 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 Penulisan.
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 berjudul: ANALISIS AERODINAMIKA PADA SAYAP *V-TAIL* UAV MALE (*UNMANNED AERIAL VEHICLE MEDIUM ALTITUDE LONG ENDURANCE*) AKIBAT LAJU ALIRAN UDARA DENGAN MENGGUNAKAN *SOFTWARE COMPUTATIONAL FLUID DYNAMIC* (CFD).

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 Definisi UAV Dan Penjelasannya

UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) merupakan sebuah kendaraan udara tanpa awak. *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. Renault A. (2007)

Penggunaan UAV ini sangat luas digunakan misalnya untuk pencarian korban bencana alam, penginderaan jauh, memonitoring kawasan perhutani 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 dari pipa. Berdasarkan Gambar 2-1 UAV MALE MQ-9 REAPER Renault A. (2007)



Gambar 2-1 UAV MALE MQ-9 REAPER

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

1. Pesawat terbang tanpa awak taktis (*tactical unmanned aerial vehicle*).
2. Pesawat terbang tanpa awak *endurance* (*endurance unmanned aerial vehicle*).

Pesawat terbang tanpa awak taktis (*the tactical UAV*) di desain untuk mendukung seorang komandan tempur taktis dengan kemampuan intelejen mata-mata hingga jarak 200 km. Pesawat taktis ini seolah-olah memperpanjang pengamatan atau penglihatan komandan tempur hingga menjangkau jauh kedalam daerah musuh tanpa perlu mengirim dan mengorbankan nyawa manusia atau tentara. Pesawat tanpa awak taktis dibagi dalam dua kelas yaitu, pesawat tanpa awak jarak pendek dan pesawat tanpa awak sedang. Pesawat awak pendek beroperasi hingga kira-kira 50 km dan waktu operasi antara 2-5 jam, sedang pesawat tanpa awak menengah dapat melakukan penyusupan ke daerah lawan hingga jarak 200 km dengan lamanya terbang 8 hingga 10 jam, yang termasuk pesawat tanpa awak jenis ini antara lain *Poioneer* dan *Hunter Kudu* (2012).

Pesawat terbang tanpa awak *endurance* (*endurance UAV*) digunakan untuk jarak operasi terbang yang jauh, waktu terbang yang lama serta ketinggian terbang yang tinggi. Disebabkan karena ukurannya pesawat ini seperti pesawat terbang sipil pada umumnya menggunakan jalur lepas landas dan mendarat hanya dari darat (lapangan terbang), mengudara hingga 24 jam *non stop* dan dapat mengirim data gambar dan video secara waktu nyata. *UAV Predator* dan *Global Hawk* termasuk dalam kategori pesawat tanpa awak ini. *Endurance UAV* ini dibagi dalam 2 jenis yaitu *Medium Altitude Long Endurance (MALE) – UAV* dan *High Altitude Long Endurance (HALE) – UAV*. Hasil penelitian Ganesh H (2001) *MALE (Medium Altitude Long Endurance)* ialah salah satu jenis UAV yang di klasifikasikan berdasarkan jarak operasi dan lamanya terbang.



Gambar 2-2 UAV MQ-1 REAPER

Pesawat UAV MALE pada Gambar 2-2 Renault A. (2007) MQ-1 REAPER ini mempunyai multi fungsi seperti pengintaian, penindakan maupun *mapping* sama seperti MQ-1 biasanya UAV MALE memiliki misi yang tidak jauh beda yaitu, *Intelligence, Surveillance, and Reconnaissance (ISR)*. UAV MALE juga di desain agar bisa membawa *payload*, *payload* ini berupa peralatan misi yang dibawa sesuai dengan misi terbang yang akan dilakukan dengan beban *payload* 250 kg. Seperti contohnya MQ-1 predator yang digunakan untuk misi penindakan, UAV tersebut harus bisa membawa *payload* seperti *rudal*.

Untuk material UAV pada umumnya struktur UAV terbuat dari komposit dan beberapa bagian menggunakan *Aluminium Alloy*. Material lainnya 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. Mulyani, Astrowulan K. , Susila J. (2012)

Penelitian yang berjudul Analisis Tegangan Pada Sayap Horizontal Bagian Ekor Aeromodelling Tipe Glider Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan *Software* berbasis *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. Penelitian ini bertujuan untuk mengetahui tegangan yang terjadi akibat laju aliran udara di sayap horizontal bagian ekor dengan melakukan simulasi menggunakan *Computational Fluid Dynamic (CFD)*. Miraza R. S. dan Israun I. (2012)

Metode penelitian ini menggunakan metode analisis simulasi, karena permukaan sayap horizontal bagian ekor memberikan daya angkat yang baik.

Berdasarkan hasil penelitian, analisis dan pembahasan yang sudah dilakukan Miraza R. S., Ikhwansyah Israun I. (2012) maka dapat diambil beberapa kesimpulan:

Dari hasil simulasi dan perhitungan, dapat dilihat bahwa tegangan yang timbul akibat laju aliran udara berbanding lurus dengan kecepatan. Semakin cepat laju pesawat, maka tegangan yang timbul juga akan semakin besar.

Menjelaskan bahwa gaya aerodinamika dinyatakan sebagai akibat aliran udara pada suatu benda yang bersumber dari distribusi tekanan pada permukaan dan tegangan geser pada permukaan. Soejono T. (1999)

Menginformasikan tentang perbedaan distribusi tekanan, kecepatan, *lift coefficient* (CL), *drag coefficient* (CD) dengan α (*alpha*) yang menggunakan alat bantu *software solidworks* dengan pengembangan penelitian perbedaan antara *airfoil* simetris dan *airfoil* yang tidak simetris. Dalam penelitian ini tampilan hasil data lebih dominan dalam bentuk kontur *plot*, sementara data di setiap titik tidak bisa ditampilkan. Irawan P. (2008)

Dari penjelasan diatas, dalam penelitian ini akan diuraikan hasil studi lebih lanjut mengenai perbedaan hubungan koefisien *lift* dan koefisien *drag* terhadap sudut serang dengan menggunakan *software solidworks*. Disamping itu juga akan ditampilkan distribusi aliran pada kecepatan tertentu untuk dilakukan validasi terhadap *software* yang digunakan. Karena dalam penelitian sebelumnya belum banyak penjelasan tentang analisis sayap *V-Tail* UAV MALE dengan variasi kecepatan yang digunakan untuk penelitian. Tujuan penelitian ini adalah untuk melakukan studi perbandingan karakteristik *airfoil* NACA0012 dengan *airfoil* NACA2412 terhadap koefisien *lift* dan koefisien *drag* dengan variasi kecepatan tertentu dengan metode *Computational Fluid Dynamics* (CFD).

2.2 Dasar Teori

2.2.1 Sifat Aliran

Pengamatan yang mendalam mengenai struktur molekul dari material mengungkapkan bahwa zat-zat yang biasanya dianggap sebagai benda padat (baja dan beton) 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 dan minyak) memiliki molekul 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 dan 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. Munson B. (2009)

A. Kerapatan

Kerapatan (*density*) dari sebuah fluida, dilambangkan dengan huruf Yunani ρ (*rho*), didefinisikan sebagai massa fluida per satuan volume. Kerapatan biasanya digunakan untuk mengkararakteristikkan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan SI satuan kerapatan adalah 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 ρ . Namun, kerapatan dari gas sangat dipengaruhi oleh tekanan dan temperatur. Massa jenis fluida didapatkan dengan persamaan. Miranda (2011) (2.1):

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

Dimana ρ (*rho*) adalah masa jenis, m adalah massa dan v adalah volume. Setiap zat memiliki massa jenis yang berbeda-beda.

B. Berat Jenis

Berat jenis dari sebuah fluida dilambangkan dengan huruf Yunani γ (*gamma*), didefinisikan sebagai berat fluida per satuan volume. Berat jenis berhubungan dengan kerapatan melalui persamaan. wisantoso D. (2011) (2.2):

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

Dimana γ (*gamma*) adalah berat jenis, ρ (*rho*) adalah massa jenis dan g adalah percepatan gravitasi. Seperti halnya kerapatan yang digunakan untuk mengkararakteristikan massa dari sebuah sistem fluida, berat jenis juga digunakan untuk mengkararakteristikan massa sebuah sistem fluida. Dalam satuan SI satuannya adalah N/m^3 . Munson B. (2009)

C. Kekentalan

Nilai kekentalan (viskositas) dari sebuah fluida tergantung dari jenis fluida tersebut. Viskositas disimbolkan dengan huruf Yunani μ (*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 μ (*mu*). Jika didefinisikan menurut relasi tegangan geser dengan laju regangan geser pada fluida Newton, viskositas dinamik adalah rasio dari tegangan geser terhadap laju regangan geser. Dwisantoso D. (2011) (2.3):

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

Dimana τ adalah tegangan geser (N/m^2) dan du/dy adalah laju regangan geser ($1/\text{s}$). Dengan demikian dalam sistem SI satuan untuk viskositas dinamik adalah $\text{N}\cdot\text{s}/\text{m}^2$. Sedangkan viskositas kinematik, dilambangkan dengan huruf Yunani ϑ (ν) merupakan rasio antara viskositas dinamik dengan kerapatan fluida. Dwisantoso D. (2011) (2.4):

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

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

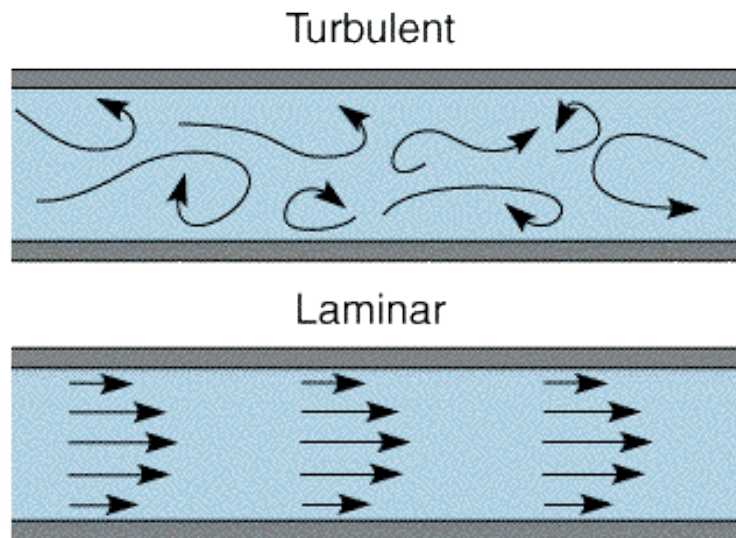
2.2.2 Reynold Number

Pada tahun 1884 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 kritis. Reynold O. (1884)

Ada tiga faktor yang mempengaruhi keadaan aliran yaitu kekentalan fluida μ (μ), rapat massa fluida ρ (ρ) 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. Reynold O. (1884). Bilangan Reynold didapatkan dari persamaan. Miranda (2011) (2.5):

$$Re = \frac{V}{\frac{\mu}{\rho l}} = \frac{\rho l}{\mu} = \frac{V l}{\nu} \quad (2.5)$$

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



Gambar 2-3 Turbulent dan Laminar

Berdasarkan hasil percobaan aliran dalam pipa seperti pada gambar 2-3 Dwi A. dan Narutomo, Ityo. (2012), Reynold menetapkan bahwa untuk bilangan Reynolds di bawah 2.000, gangguan aliran dapat diredam oleh kekentalan suatu fluida dan aliran pada kondisi tersebut adalah laminer. Aliran akan turbulen apabila bilangan Reynold lebih besar dari 4.000. Apabila bilangan reynold berada diantara kedua nilai tersebut ($2.000 < Re < 4.000$) aliran adalah transisi. Bilangan Reynold pada kedua nilai di atas ($Re=2.000$ dan $Re=4.000$) disebut dengan batas kritik bawah dan atas.

2.2.3 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 T.F (1998) (2.6):

$$K = \frac{dp}{\frac{dV}{V}} \quad (2.6)$$

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 tidak termampatkan adalah air, berbagai jenis minyak, dan emulsi. Bentuk Persamaan Bernoulli untuk aliran tidak termampatkan adalah sebagai berikut. White T.F (1998)(2.7):

$$\frac{v^2}{2} + \phi + W = \text{Konstan} \quad (2.7)$$

dimana P adalah tekanan fluida, ρ adalah densitas fluida, g adalah percepatan dan gravitasi adalah kecepatan fluida. Triatmodjo B. (2013).

Sedangkan aliran kompresibel adalah aliran dimana densitas fluidanya berubah didalam medan aliran. Contoh fluida kompresibel adalah udara dan gas alam. Persamaan Bernoulli untuk aliran termampatkan adalah sebagai berikut. White T.F (1998)(2.8):

$$P_1 + \rho gh_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 = P_2 + \rho gh_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \quad (2.8)$$

di mana ϕ 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 ρ/ρ_0 , di mana ρ_0 adalah densitas udara pada kecepatan nol. Houghton, Carpenter, Collicott, Steven, & Valentine (2013)

2.2.4 Aliran *Steady* dan *Unsteady*

Aliran tunak (*steady flow*) terjadi jika kecepatannya tidak terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian ditinjau pada titik

yang sama, kecepatan aliran selalu konstan dari waktu ke waktu. Munson B. (2009) (2.9). Secara matematika kondisi tunak ini dapat dinyatakan dengan:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = 0 \quad (2.9)$$

Sedangkan aliran tak tunak (*unsteady flow*) terjadi jika kecepatannya terpengaruh oleh perubahan waktu. Dengan demikian jika ditinjau pada titik yang sama, kecepatan aliran berubah-ubah dari waktu ke waktu. Munson B. (2009) (2.10). Secara matematika kondisi aliran tunak ini dapat dinyatakan dengan:

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \neq 0 \quad (2.10)$$

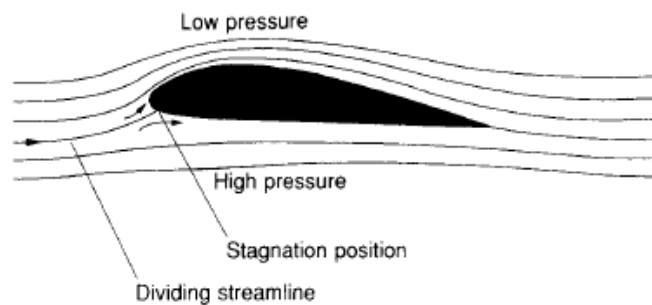
2.2.5 Pengertian Aerodinamika

Aerodinamika diambil dari kata *aero* dan *dinamika* yang bisa diartikan udara dan perubahan gerak bisa juga ditarik sebuah pengertian yaitu suatu perubahan gerak dari suatu benda akibat dari hambatan udara ketika benda tersebut melaju dengan kencang. Benda yang dimaksud diatas dapat berupa kendaraan bermotor maupun transportasi udara yang sangat terkait hubungannya dengan perkembangan aerodinamika sekarang ini.

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 A. (2013)

Ada tiga penjelasan yang diterima untuk fenomena munculnya gaya angkat pada sayap, 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 (*lift*).

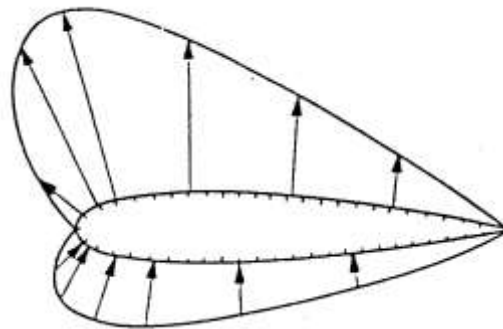


Gambar 2-4 Streamline udara ketika melewati Airfoil

Penjelasan menggunakan Hukum III Newton menekankan pada prinsip perubahan momentum manakala udara dibelokkan oleh bagian bawah sayap pesawat Seperti pada gambar 2-4 Houghton A. (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 (L).

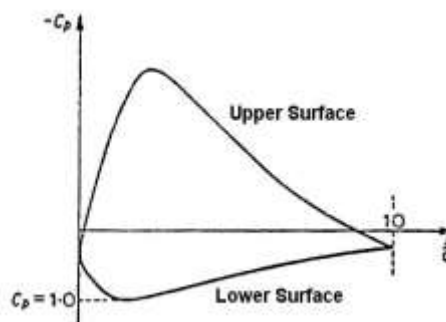
2.2.6 Distribusi Tekanan

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*. Kecepatan aliran yang besar akan menyebabkan tekanannya menjadi kecil dan hal ini juga berlaku kebalikannya. Apabila tekanan yang dikaji lebih besar dari udara bebas maka tekanan tersebut disebut dengan tekanan positif, sedangkan apabila lebih kecil dari tekanan udara bebas akan disebut dengan tekanan negatif atau biasa disebut dengan tekanan *suction*. Pada Gambar 2-5 Clancy L.J (1975) Profil Tekanan Pada *Airfoil*.



Gambar 2-5 Profil Tekanan Pada *Airfoil*

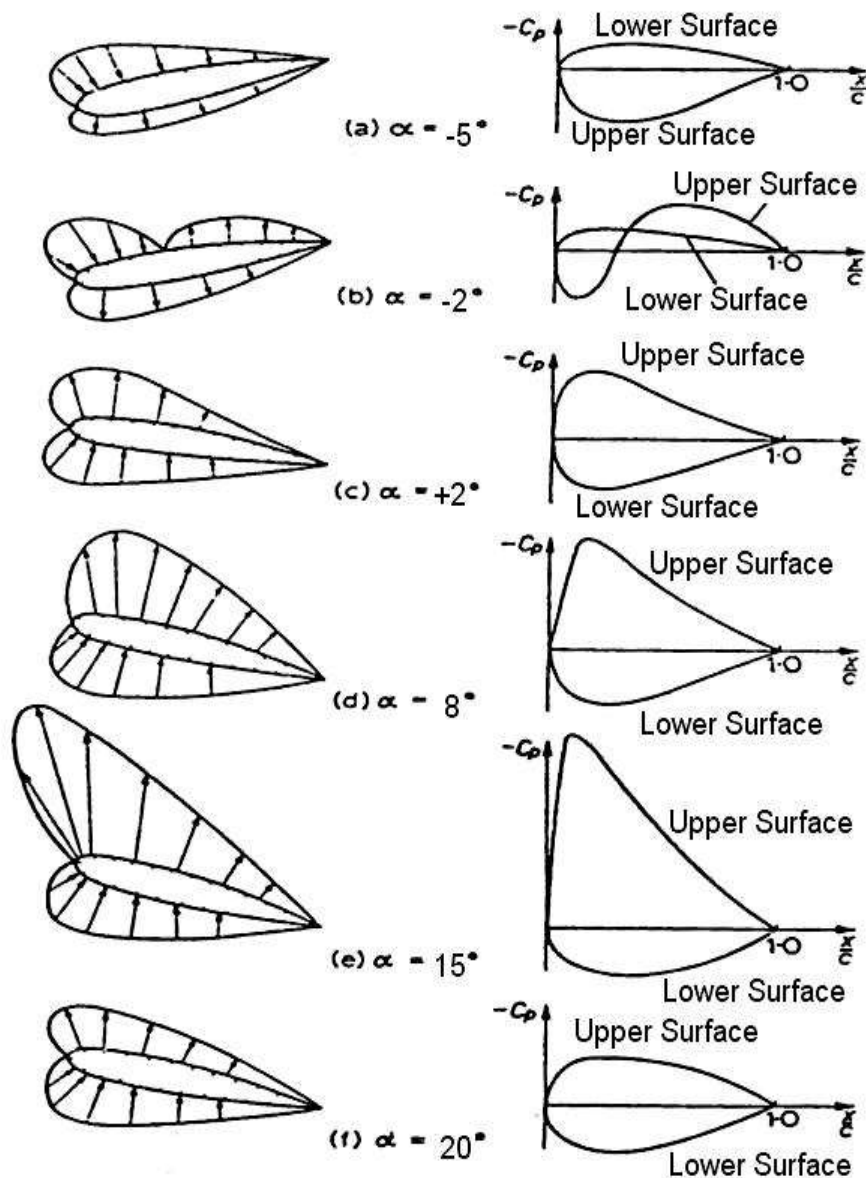
Gambar di atas menerangkan profil tekanan di setiap bagian *airfoil*. Arah panah yang menuju ke *airfoil* berarti memiliki tekanan positif, sedangkan arah panah yang menuju ke udara bebas berarti memiliki tekanan negatif. Pada Gambar 2-6 Clancy L.J (1975) Grafik Tekanan Pada *Airfoil*



Gambar 2-6 Grafik Tekanan Pada *Airfoil*

Grafik di atas menunjukkan koefisien tekanan dari sebuah *airfoil* di sepanjang *chord*. Koefisien tekanan yang bernilai negatif berada di atas

garis horizontal, sedangkan koefisien tekanan yang paling besar ($C_p = 1$) berada di bawah garis horizontal. Pada Gambar 2-7 Gambar Clancy L.J (1975) Variasi Distribusi Tekanan *Airfoil* Pada Berbagai Sudut Serang



Gambar 2-7 Gambar Variasi Distribusi Tekanan *Airfoil* Pada Berbagai Sudut Serang

2.2.7 Metode Elemen Hingga (*Finite Element Methode*)

Metode Elemen Hingga (*Finite Element Method*) adalah sebuah metode penyelesaian permasalahan teknik yang menggunakan pendekatan dengan membagi-bagi (*diskritisasi*) benda yang akan dianalisis ke dalam bentuk elemen-elemen yang berhingga yang saling berkaitan satu sama lain. Permasalahan teknik biasanya didekati dengan sebuah model

matematik yang berbentuk persamaan *differensial (partial differential equation)*. Setiap model matematik tersebut memiliki persamaan-persamaan matematik lainnya yang ditentukan berdasarkan asumsi dan kondisi aktual yang disebut kondisi batas (*boundary condition*). Metode elemen hingga merupakan cara numerik untuk menyelesaikan masalah dalam ilmu rekayasa dan matematika fisik cakupan penyelesaian dari kedua masalah ini berupa analisa struktur, transfer panas, aliran fluida, transportasi massa, dan potensial elektromagnetik.

Penerapan prinsip *Finite Element Analysis (FEA)* yang digunakan untuk menghitung tegangan yang terjadi pada benda solid contohnya menghitung aliran fluida pada sayap pesawat, untuk melakukan perhitungan menggunakan *Computational Fluid Dynamics CFD*, maka diperlukan berbagai macam rumus fisika serta kimia. Setiap kasus membutuhkan rumus dan perlakuan yang berbeda. Mekanika fluida, konversi energi, momentum, massa merupakan hal-hal yang biasa ditemui untuk menjalankan analisis menggunakan *software CFD*, Untuk melakukan simulai CFD maka gambar kerja yang sudah dibuat harus dilakukan proses *meshing*. Ahmad F. (2009)

Computational Fluid Dynamics (CFD) merupakan metode penghitungan dengan sebuah kontrol dimensi, luas dan volume dengan memanfaatkan bantuan komputasi komputer untuk melakukan perhitungan pada tiap-tiap elemen pembaginya. Prinsipnya adalah suatu ruang yang berisi fluida yang akan dilakukan penghitungan dibagi-bagi menjadi beberapa bagian, hal ini sering disebut dengan sel dan prosesnya dinamakan *meshing*. Bagian-bagian yang terbagi tersebut merupakan sebuah kontrol penghitungan yang akan dilakukan oleh aplikasi atau *software*.

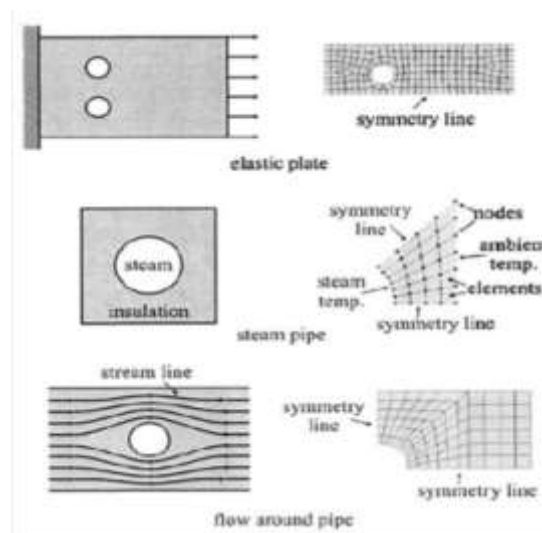
Ada 3 hal dalam perhitungan aplikasi *Computational Fluid Dynamics* CFD, yaitu: *Pre Processor*, *Processor*, dan *Post Processor*:

1. *Pre processor* adalah proses awal di mana domain-domain serta *boundary condition* ditentukan. Domain adalah kondisi-kondisi awal dari sistem, sedangkan *boundary condition* adalah kondisi-kondisi yang membatasi eksperimen di mana kondisi tersebut harus di tentukan. Setelah itu dilakukan proses *meshing* untuk selanjutnya simulasi dapat berjalan.
2. proses *processor* pada proses ini dimasukkan *input* serta *output* yang diinginkan. Pada proses ini perhitungan sudah mulai dijalankan berdasarkan persamaan-persamaan yang sesuai dengan objek yang ingin disimulasikan.
3. proses *post processor* yaitu hasil perhitungan ditampilkan dalam tampilan gradasi warna dan vektor. Setiap warna memiliki arti yang berbeda sehingga dengan adanya tampilan warna dan vektor maka hasil simulasi dapat dianalisis lebih jauh dan lebih teliti. Widyangga M.A (2013)

Ada beberapa jenis aplikasi *Computational Fluid Dynamics* CFD terdiri dari CFDSOF, ANSYS, *Solidworks Flow Simulation*. *Solidworks Simulation* FEA (*Finite Element Analysis*) adalah *software* yang digunakan untuk menganalisis stuktur, mesin atau produk yang dirancang oleh *software* 3D CAD yang mana ingin diketahui kekuatannya, *solidworks* menggunakan *auto meshing* dengan skala *detailing node*. Pada penelitian ini di lakukan studi secara detail dengan pemodelan menggunakan *software Solidworks Flow Simulation*. Pada konsep dasarnya aplikasi *solidworks* digunakan untuk menganalisis aliran fluida, ini seperti sesuatu proses yang tidak dapat kita lihat langsung seperti menganalisa pompa kita tidak bisa melihat air di dalam pompa apa yang terjadi. Mufid A. dan Risdian H. (2010).

2.2.8 Konsep Dasar Metode Elemen Hingga

Untuk dapat memahami dengan mudah konsep dasar metode elemen hingga dapat diambil contoh sederhana dari salah satu bentuk struktur mekanika sebagaimana terlihat pada Gambar 2-8 Widyanaga M.A (2013) *FEM representasi* dari masalah rekayasa sederhana, banyak struktur mekanika terbuat dari beberapa batang yang terhubung dengan menggunakan sambungan-sambungan sehingga membentuk sebuah struktur. Setiap titik penghubung batang-batang tersebut adalah yang disebut sebagai titik nodal.



Gambar 2-8 Metode elemen hingga *representasi* dari masalah rekayasa sederhana

2.2.9 Airfoil

Airfoil atau aerofoil adalah suatu bentuk geometri yang dirancang sedemikian rupa untuk mendapatkan reaksi terhadap aliran fluida yang dilaluinya. Gaya-gaya aerodinamika yang bekerja pada sebuah *airfoil* diperoleh dari sebuah hasil penjumlahan atau integrasi distribusi tekanan statik dan tegangan geser sepanjang permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil*, sehingga diperoleh bilangan-bilangan tak berdimensi atau koefisien-koefisien seperti koefisien gaya angkat (*coefisien lift*), koefisien gaya hambat (*coefisien drag*). Koefisien-koefisien tersebut dan koordinat titik pusat tekan aerodinamika adalah harga-harga yang dibutuhkan untuk

menentukan sifat-sifat dan karakteristik performa aerodinamika dari bentuk-bentuk *airfoil* sebagai fungsi sudut serangnya.

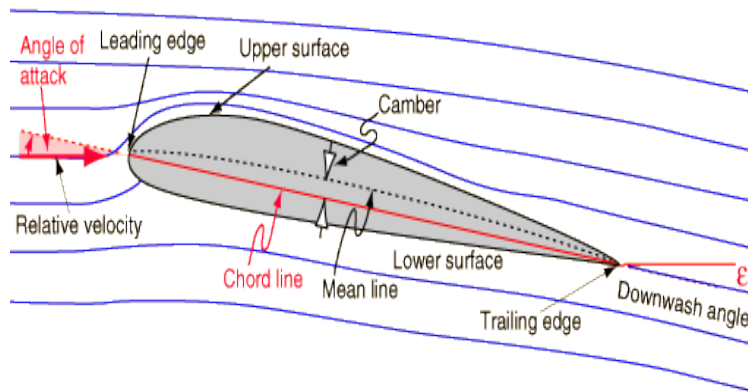
Untuk *airfoil* NACA, telah dikeluarkan standar data beserta karakteristik aerodinamikanya yang dinyatakan dalam bentuk serial number yang terdiri dari 4 digit, yang mana setiap digitnya mempunyai arti sebagai berikut:

- a. Angka pertama: menunjukkan harga maksimum *chamber* dalam persentase terhadap *chord*.
- b. Angka kedua: menunjukkan lokasi dari maksimum *chamber* dalam persepuluh *chord*.
- c. Dua angka terakhir: menunjukkan maksimum *thickness* dalam persentase *chord*.

Berdasarkan bentuk *serial number* dari NACA tersebut, maka untuk *airfoil* simetris dua angka pertama adalah sama dengan nol, karena bentuk dari *airfoil* simetris tersebut tidak ber*chamber*, dalam artian *chamber* nya selalu nol, dan *airfoil* yang tidak simetris untuk angka yang pertama tidak dimulai angka nol. Dengan pengertian variabel geometris *airfoil* sebagai berikut :

- a. *Leading edge* (LE) adalah ujung depan dari *airfoil*.
- b. *Trailing edge* (TE) adalah ujung belakang *airfoil*.
- c. *Chord* (c) adalah jarak antara *leading edge* dengan *trailing edge*.
- d. *Chord line* adalah garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dengan *trailing edge*.
- e. *Chamber line* adalah garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan permukaan bawah dari *airfoil*.
- f. Maksimum *chamber* (z_c) adalah jarak maksimum antara *mean chamber line* dan *chordline*. Posisi maksimum *chamber* diukur dari *leading edge* dalam bentuk persentase *chord*.
- g. Maksimum *thickness* (t_{max}) adalah jarak maksimum antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* yang juga diukur tegak lurus terhadap *chord line*.

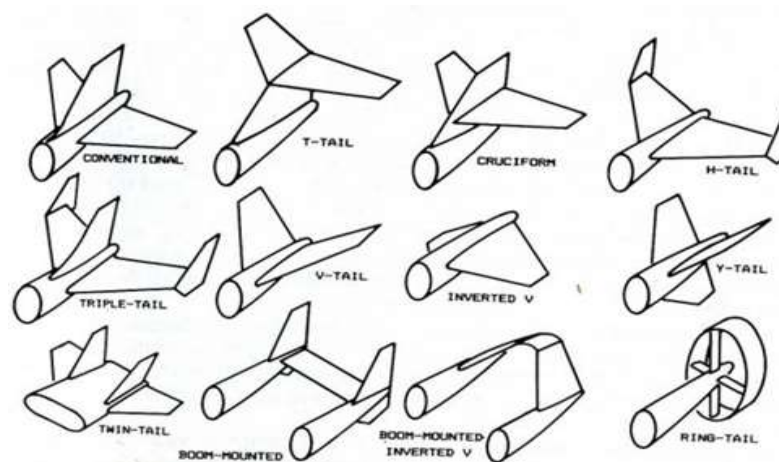
Pada Gambar 2-9 Bagian-bagian *Airfoil* Lubis M.M (2012)



Gambar 2-9 Bagian-bagian *Airfoil*

2.2.10 Desain *V-TAIL (EMPENNAGE)*

Tail atau *empennage* pada pesawat *UAV* memiliki fungsi yang sama dengan pesawat skala penuh, yaitu untuk memberikan stabilitas baik longitudinal (*pitch*) maupun direksional (*yaw*). Pemilihan geometri *tail* didasarkan pada kebutuhan misi, misalkan kondisi *take-off* dan *landing*, *manuver*, peletakan *payload*, konfigurasi propeller, sistem penggerak (*servo*) hingga aspek estetika. Berikut ini adalah beberapa tipe *tail* berdasarkan Gambar 2-10 Jenis-Jenis *Empennage* Pesawat. Blyenburgh P.V (2006)



Gambar 2-10 Jenis-Jenis *Empennage* Pesawat

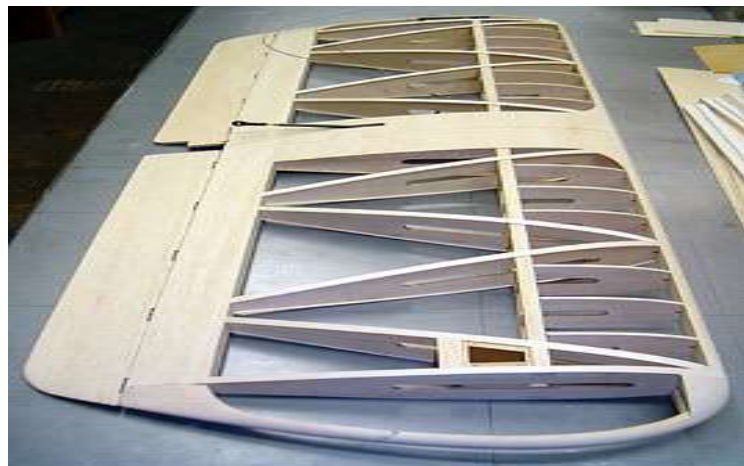
Pertimbangan yang sering digunakan dalam pemilihan *tail* adalah desain yang seringan dan sekuat mungkin, tidak mengganggu aliran udara dari propeller serta kebutuhan jenis *maneuver*. *Tail* juga di desain sekecil mungkin agar ringan. Adapun pesawat tanpa *tail* disebut juga dengan *flying wing*, dan pesawat dengan “*tail*” di depan disebut juga dengan konfigurasi *canard*. Albert J. (2002)

2.2.11 Definisi *Ribs*, *Spar*, *Leading Edge Skin*, *Upper Skin*

A. *Ribs*

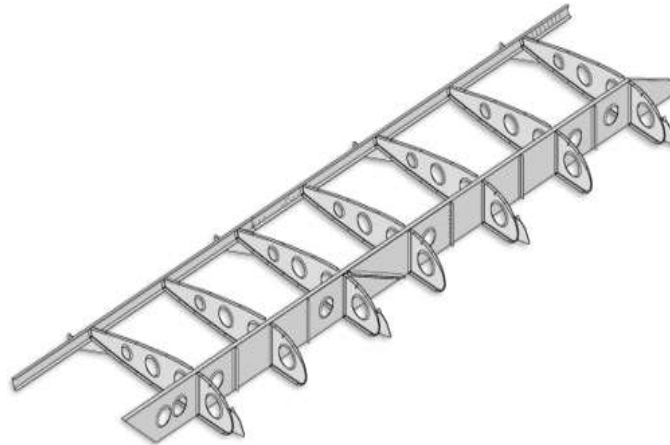
Fungsi dari *ribs* adalah menahan beban bending pesawat, mendistribusikan beban pesawat, serta tempat pemasangan struktur komponen lainnya. Arah pemasangan *ribs* terdapat dua jenis pemasangan *ribs* pada *wingbox* berdasarkan arah pemasangannya, sebagai berikut:

1. Pemasangan *ribs* secara diagonal pada Gambar 2-11 Cayley G. (1853)



Gambar 2-11 Pemasangan *Ribs* Secara Diagonal

2. Pemasangan *ribs* secara paralel terhadap arah terbang pesawat. Pada Gambar 2-12 Rocha B. (2010)



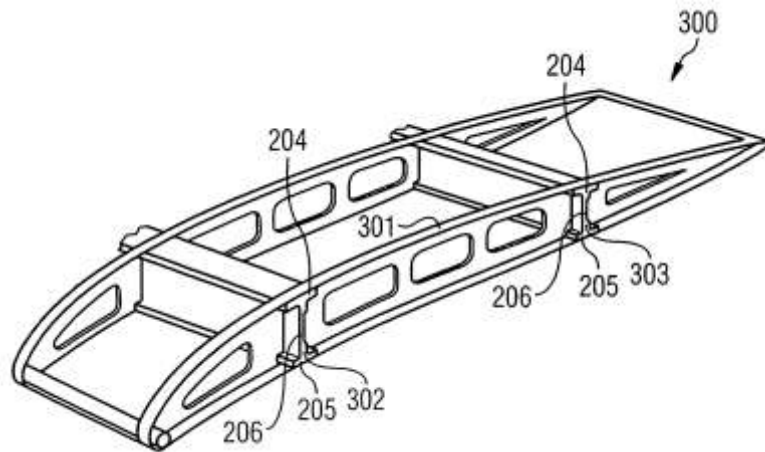
Gambar 2-12 Pemasangan *Ribs* Secara Paralel

Fungsinya *ribs* memiliki peran untuk menerima beban momen dan mendistribusikan beban yang ada pada sayap pesawat. Selain itu *ribs* juga memiliki peran sebagai titik pemasangan bagi komponen struktur lainnya dan menjaga bentuk dari *skin* pesawat. Pemasangan *ribs* secara paralel terhadap arah terbang pesawat dinilai lebih efektif dalam menerima dan mendistribusikan beban yang terjadi. Pemasangan *ribs* secara paralel juga memungkinkan *skin* pesawat mempertahankan bentuk geometrisnya untuk keperluan aerodinamik pesawat. Mempertahankan bentuk *skin* menjadi hal utama yang menjadi alasan mengapa dipilihnya pemasangan *ribs* secara paralel. Jack R. (2005)

B. *Spar*

Fungsi dari *spar* adalah menahan beban geser yang terjadi di *spar V-Tail* terhadap *fuselage*, momen yang berasal dari hambatan (*drag*) dan untuk menahan beban dari *skin* pesawat.

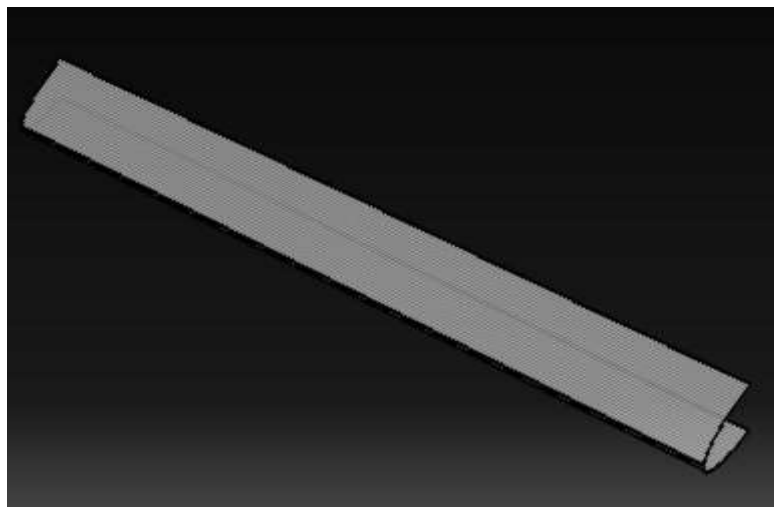
Berdasarkan Gambar 2-13 *double spar* Schmidt H.J (2004)



Gambar 2-13 Double Spar

C. Leading Edge Skin

Leading edge skin adalah fitur aerodinamis tetap dari beberapa sayap pesawat untuk mengurangi kecepatan pesawat dan penanganan kecepatan rendah. *Leading edge skin* ini terdapat di setiap sayap pesawat terbang, yang memungkinkan udara mengalir dari bawah sayap ke permukaan atasnya. Dengan adanya udara yang mengalir dari bawah sayap ke permukaan atasnya dengan demikian mengurangi kecepatan pesawat. Pada Gambar 2-14 *Leading Edge Skin*



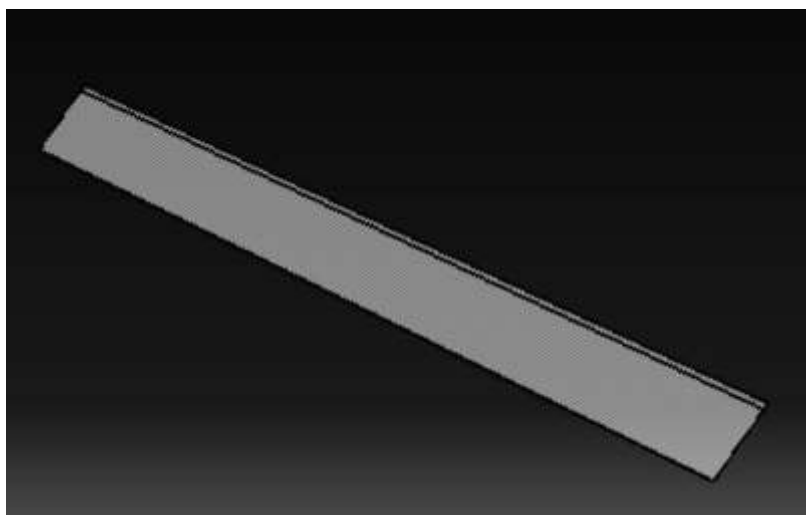
Gambar 2-14 Leading Edge Skin

D. Upper Skin

Berdasarkan Gambar 2-15 *Upper Skin* fungsi dari *skin* adalah menahan beban bending, beban tarik dan beban tekan sehingga *skin* pada sayap sangat rentan terhadap *buckling*. Penutup sayap (*skin*) pesawat mempresentasikan 50% sampai dengan 70% dari berat keseluruhan sayap. Bagian bawah *skin* memiliki peranan utama dalam menahan beban tarik sehingga pada bagian tersebut sering terjadi *fatigue* (kelelahan bahan). Sedangkan bagian atas *skin* memiliki peranan utama dalam menahan beban tekan yang dapat menyebabkan *buckling* (beban tekuk).

Pada bagian penutup *wing*, bagian yang menahan momen bending haruslah menggunakan material yang mampu menahan bending. Oleh karena itu ada berbagai variasi penggunaan bahan yang menggunakan material yang tahan terhadap momen bending, yaitu:

1. Bahan material yang tahan terhadap momen bending hanya digunakan di *sparcap*.
2. Bahan material yang tahan terhadap momen bending hanya digunakan di profil bagian luar.
3. Bahan material yang tahan terhadap momen bending hanya digunakan di *skin*.



Gambar 2-15 Upper Skin

2.2.12 CFD (*Computational Fluid Dynamic*)

Datangnya milenium ketiga telah melihat perkembangan yang sangat besar pada aplikasi komputer di hampir setiap bidang penggunaannya sangat beragam antara lain untuk geometri yang cukup kompleks dan pola aliran untuk model pada digital komputer hingga simulasi persamaan gerak aliran fluida. Wilayah aliran ini dibagi menjadi *grid* elemen dan node, dengan aljabar yang mensimulasikan persamaan diferensial parsial dasar aliran. Sementara simulasi aliran dua dimensi sederhana telah lama dipelajari dan dapat diprogram sebagai latihan siswa. Arus tiga dimensi yang melibatkan ribuan atau bahkan jutaan titik-titik grid, tidak dipecahkan dengan super komputer modern. White T.F (1998)

Meskipun pemodelan komputer dasar diolah secara ringkas, CFD pada dasarnya adalah untuk studi lanjutan atau praktik profesional. Perubahan besar lebih pada dekade terakhir adalah bahwa insinyur dapat menyelesaikan masalah dalam eksperimen yang diprogramkan ke dalam CFD para insinyur dapat mengambil keuntungan dari salah satu atau beberapa kode CFD komersial. CFD adalah paket perangkat lunak yang luas, yang memungkinkan para insinyur untuk membangun geometri dan kondisi batas untuk mensimulasikan masalah aliran tertentu. Perangkat lunak kemudian diubah menjadi *grid* wilayah aliran dan dilakukan perhitungan sifat aliran di setiap elemen jaringan. Hal ini memiliki kenyamanan yang bagus namun memiliki bahaya yang juga besar. Artinya, perhitungan yang dilakukan tidak hanya otomatis seperti ketika menggunakan kalkulator tangan, melainkan memerlukan pemikiran, analisis dan perhatian dari pengguna. Konvergensi dan akurasi adalah masalah nyata bagi pemodel karena penggunaan CFD membutuhkan beberapa seni dan pengalaman. White T.F (1998)

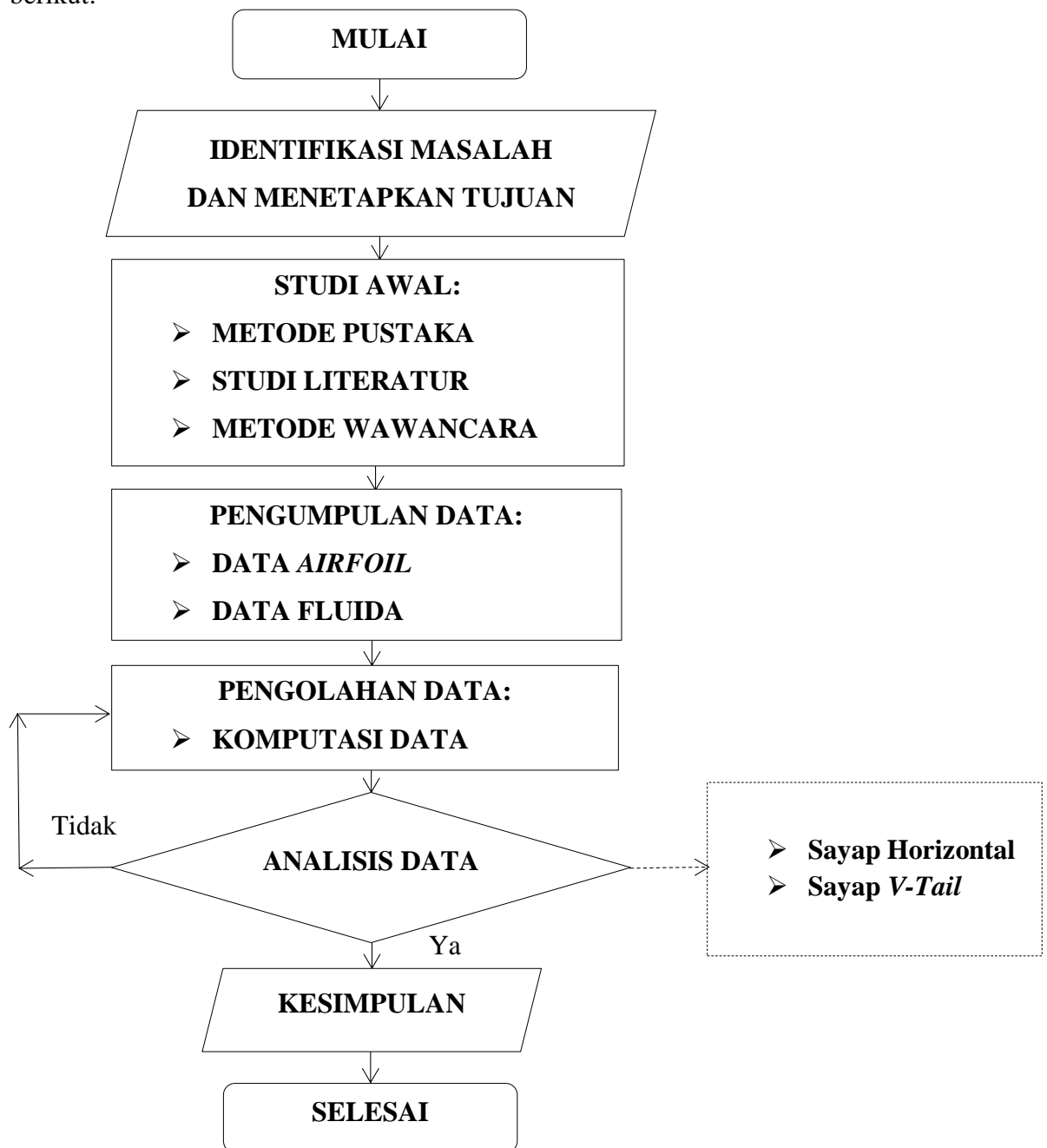
CFD harus dilakukan dengan hati-hati dengan melakukan perhitungan serta berpatokan pada hasil eksperimen untuk menghindari hasil yang tidak akurat. Namun juga harus disadari bahwa simulasi CFD memberikan hasil yang spektakuler.

BAB 3

METODE PENELITIAN

3.1 Alur Penelitian

Secara garis besar, pelaksanaan penelitian ini akan dilaksanakan berurutan dan sistematis seperti ditunjukkan pada Gambar 3-1 Diagram Alir Penelitian berikut:



Gambar 3-1 Diagram Alir Penelitian

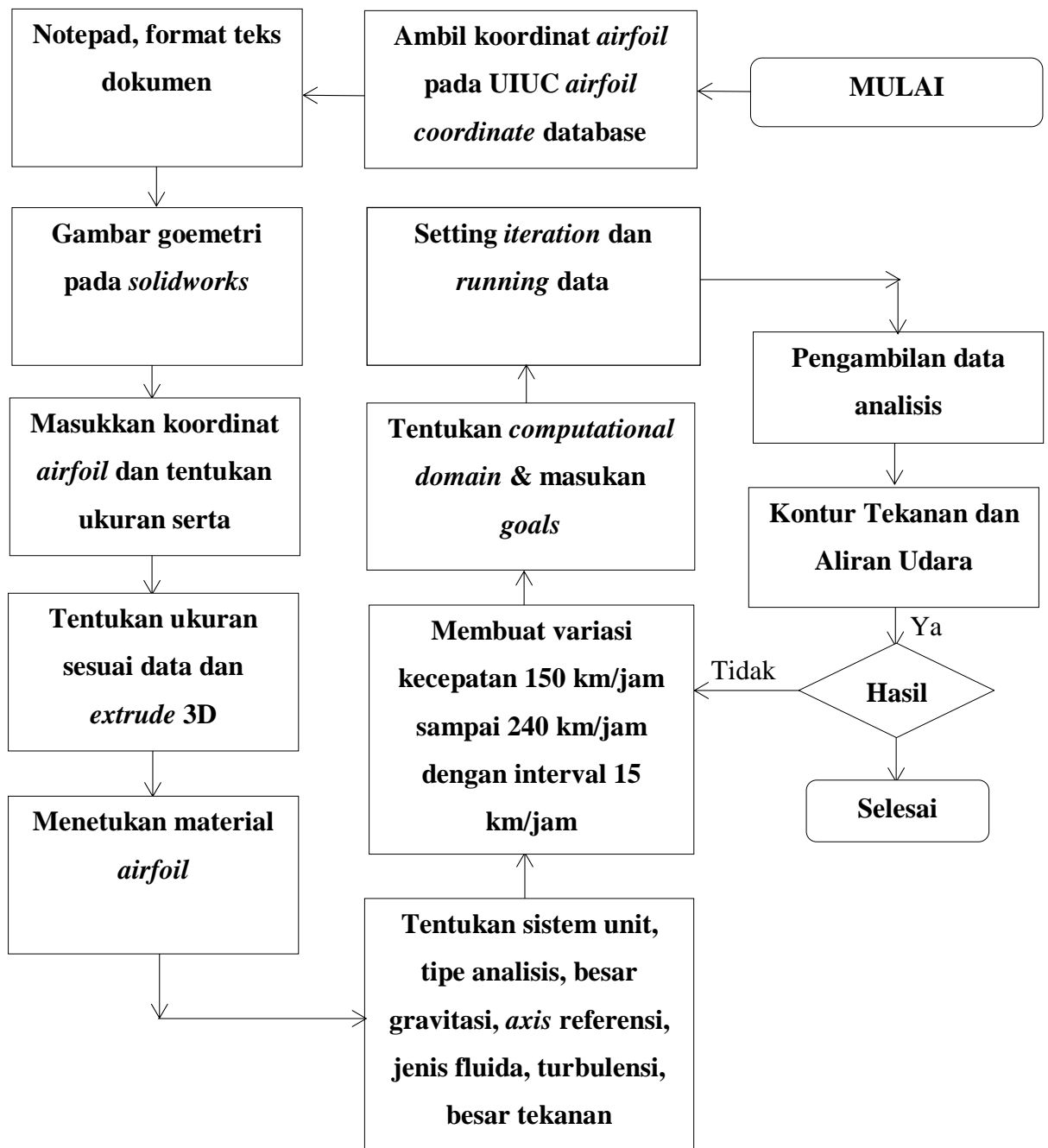
Dalam identifikasi masalah penulis diawali dengan pengalaman Kerja Praktek selama di PT. Dirgantara Indonesia (Persero), penulis ditempatkan dibidang rancang bangun UAV MALE yang pada saat itu masih dalam tahap konseptual *design*. Berbagai masalah muncul termasuk fokus penulis pada bagian ekor UAV atau biasa disebut *empennage*. Karena masih dalam tahap konseptual *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 mengetahui distribusi aliran yang terjadi pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* menggunakan jenis *airfoil* seri NACA0012 dengan *software solidworks* untuk mendapatkan pola aliran udara pada sayap *V-Tail* UAV MALE.

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 fluida didapat dari informasi dan data laporan UAV MALE PT. Dirgantara Indonesia (Persero) yang dikaitkan dengan tabel *Thermodinamika* 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 (Persero) dan langkah terakhir membuat *3D modeling airfoil*. Kemudian penulis menganalisis aerodinamika pada sayap *V-Tail* UAV MALE

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



Gambar 3-2 Diagram Alir Simulasi

3.3 Peralatan dan Bahan

Peralatan dan bahan merupakan pendukung untuk menyelesaikan tugas akhir. Berikut alat dan bahan yang digunakan dalam perancangan dan pembuatan: *Software Solidworks 2016*.

3.4 Kegiatan Pelaksanaan

Terdapat beberapa kegiatan yang penulis lakukan untuk memperoleh data selama tugas akhir berlangsung, kegiatan tersebut antara lain:

1. Metode Pustaka

Merupakan metode pengumpulan data yang berdasarkan dari literatur yang berkaitan dan data-data yang memuat profil PT. Dirgantara Indonesia (Persero).

2. Studi Literatur

Studi literatur dilakukan dengan mempelajari literatur berupa data teknis alat, material, instruksi kerja, laporan produksi, spesifikasi produk, dan jurnal referensi yang memadai.

3. Metode Wawancara

Merupakan metode pengumpulan data melalui tanya jawab lisan atau tulisan secara langsung maupun melalui alat komunikasi lainnya terhadap narasumber (pembimbing) yang memiliki kemampuan dan ahli dalam bidang yang dibahas.

3.5 Spesifikasi UAV MALE Di PT. Dirgantara Indonesia (Persero)

Berdasarkan referensi hasil dari diskusi yang membahas tentang UAV MALE, dan bertujuan untuk mendapatkan informasi kebutuhan dan keinginan pengguna maka didapatkan spesifikasi umum UAV MALE yaitu:

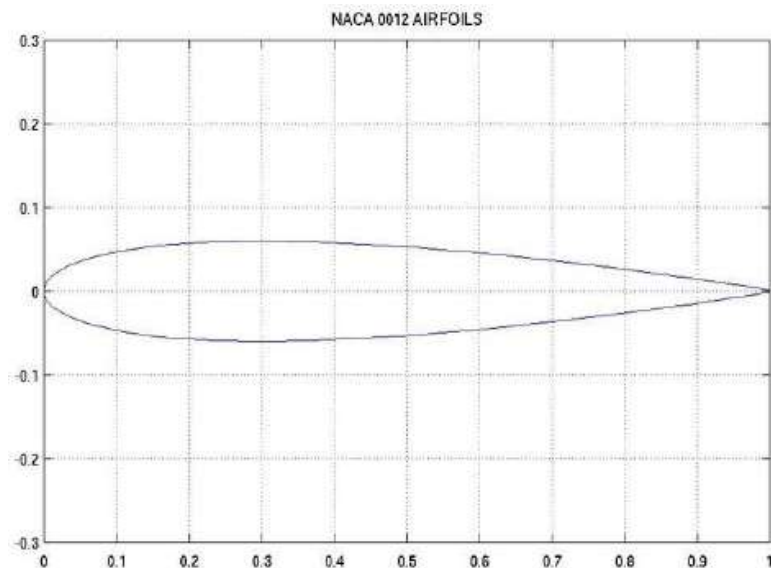
1. *Fuel* : 350 kg
2. *Endurance* : 30 jam (pada minimum *payload*)
3. *Radius* : 250 km
4. *Ceiling* : 23.000 *feet*
5. *Max. Speed* : 235 km/jam (127 *knots*)
6. *Cruise Speed* : 150 – 180 km/jam (81 – 97 *knots*)

7. *Maximum Take-off Weight* : 1.350 kg
8. *Payload* : 350 kg

Material yang digunakan struktur pesawat terbuat dari komposit dan beberapa bagian menggunakan *Aluminum Alloy*. Seperti pada konstruksi *V-Tail leading edge ribs, center ribs, front spar* dan *rear spar* menggunakan komposit Hexcel AS4C 3000, sedangkan *bulkhead, frame* dan *attachment* menggunakan *Alumunium Alloy*. Target utama struktur pesawat harus dibuat dengan seringan mungkin tanpa mengurangi kekuatan yang diperlukan.

3.6 Spesifikasi Data

Penelitian ini membutuhkan spesifikasi data yang kemudian akan di input kedalam analisis simulasi. Berdasarkan Gambar 3-3 M. Fajri Hidayat (2014) adalah data dari *airfoil* NACA0012 yang digunakan sebagai objek penelitian:



Gambar 3-3 Penampang *Airfoil* NACA0012

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 sering digunakan untuk pesawat jenis *aeromodelling*, seperti yang dikenal adalah *airfoil* Clark Y. Pada *airfoil* NACA seri empat, digit pertama menyatakan persen maksimum *chamber* terhadap *chord*. Digit kedua menyatakan persepuluh posisi maksimum *chamber* pada *chord* dari *leading edge*. Sedangkan dua digit terakhir menyatakan bahwa persen ketebalan *airfoil* terhadap *chord*. *Airfoil* yang

tidak memiliki kelengkungan, dengan *chamber line* dan *chord* berhimpit disebut *airfoil* simetrik.

3.7 Variabel Penelitian

A. Variabel Dependen:

1. Sayap Horizontal
2. Sayap *V-Tail*

B. Variabel Independen:

1. Aliran udara
2. Kontur tekanan

3.8 Spesifikasi Fluida dan Input Parameter

Analisis simulasi dalam penelitian ini, Berdasarkan Tabel 3-1 R. Byron Bird (2005) berikut ini adalah Tabel *Properties* Udara

Tabel 3-1 Tabel *Properties* Udara

Spesifikasi Fluida		
NO	Jenis Fluida	Udara Atmosfer
1	Temperatur Fluida	303,8 °K atau 30,8 °C
2	Tekanan Fluida	101,3 KPa
3	Densitas	0,590 kg/m ³
4	Viskositas	16,06 x 10 ⁻⁶ m ² / s

Berdasarkan data dari PT. Dirgantara Indonesia (Persro) dan memasukan data dari Tabel *property Thermodinamika* didapatkan hasil pada Tabel 3-2 *Input Parameter*

Tabel 3-2 *Input Parameter*

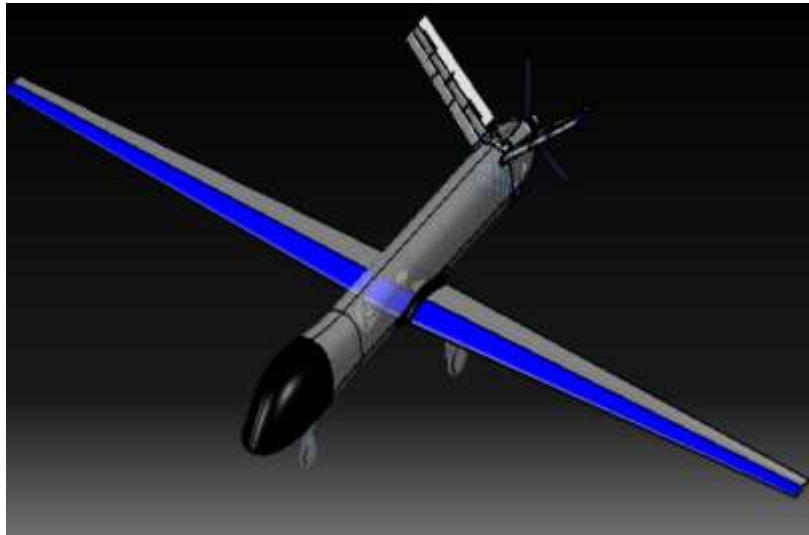
NO	Input	Pilihan
1	Ketinggian Jelajah	7.000 Meter
2	Tekanan	41,11 Pa
3	Percepatan Gravitasi	9,785 m/s ²
4	Suhu	242,5 K
5	Kecepatan Fluida	65,27 m/s
6	Jenis Aliran	Eksternal dan Turbulen

BAB 4

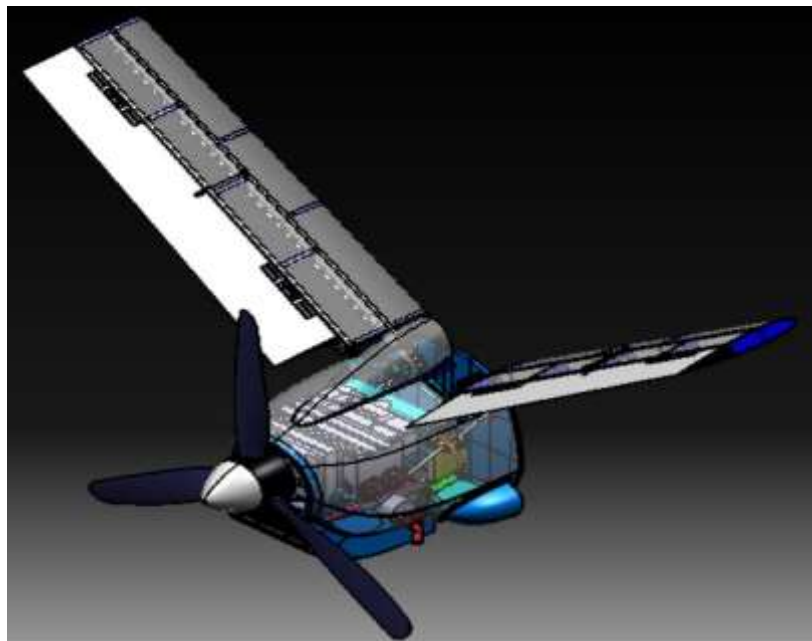
HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Perancangan

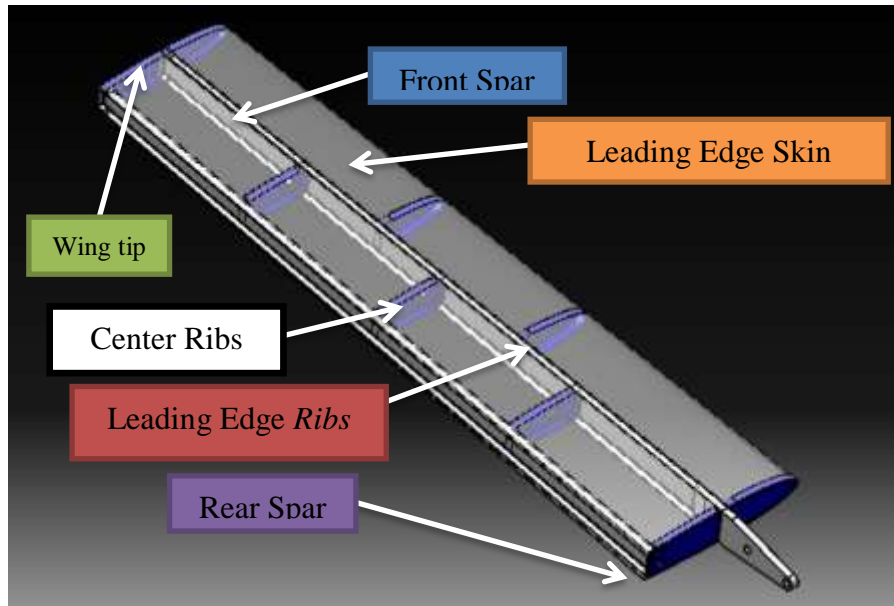
Berdasarkan hasil desain selama proses pengambilan data di PT. Dirgantara Indonesia (Persero), konsep yang diusulkan untuk desain UAV MALE diberikan sebagai berikut:



Gambar 4-1 *Isometric View Full Desain Surface Pada UAV MALE*



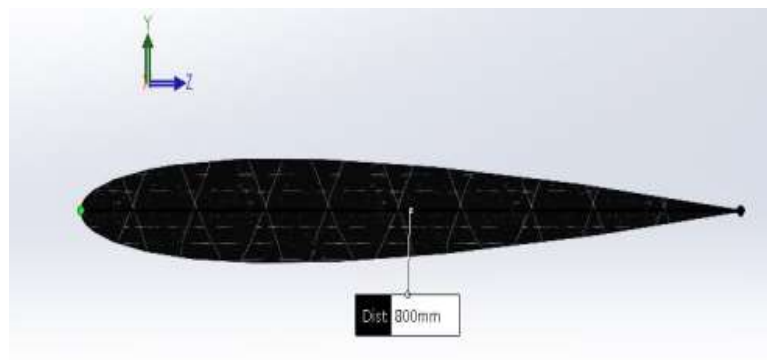
Gambar 4-2 *Isometric View Desain V-Tail Pada UAV MALE*



Gambar 4-3 Desain Struktur V-Tail Pada UAV MALE

Pada Gambar 4-1 merupakan hasil desain *surface* keseluruhan bentuk dari UAV MALE. Pada Gambar 4-2 merupakan desain keseluruhan bentuk *empennage* atau *tail* dari UAV MALE dengan bentuk *tail* menggunakan jenis V-Tail. Pada Gambar 4-3 merupakan hasil desain penulis selama proses pengambilan data di PT. Dirgantara Indonesia (Persero), yaitu desain V-Tail UAV MALE.

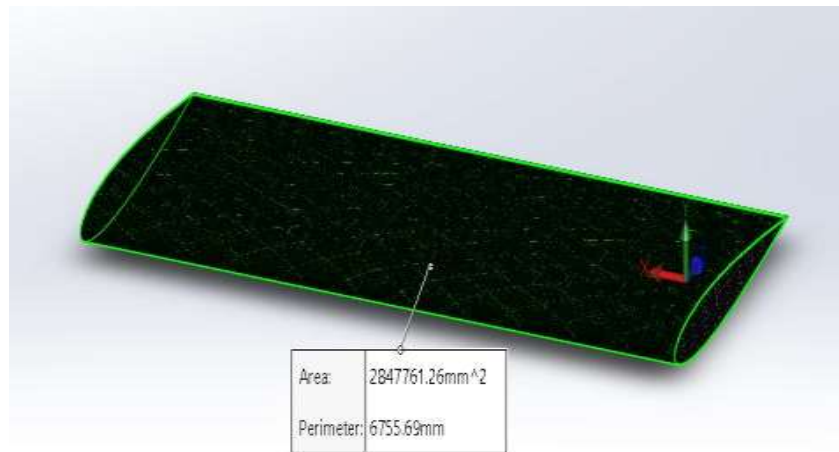
Berdasarkan hasil desain selama pengumpulan data tugas akhir pada sayap V-Tail UAV MALE, terdapat dua jenis bentuk sayap horizontal dan sayap V-Tail dengan seri NACA0012. Pada Gambar 4-4 Sayap Horizontal dan Pada Gambar 4-7 Sayap V-Tail



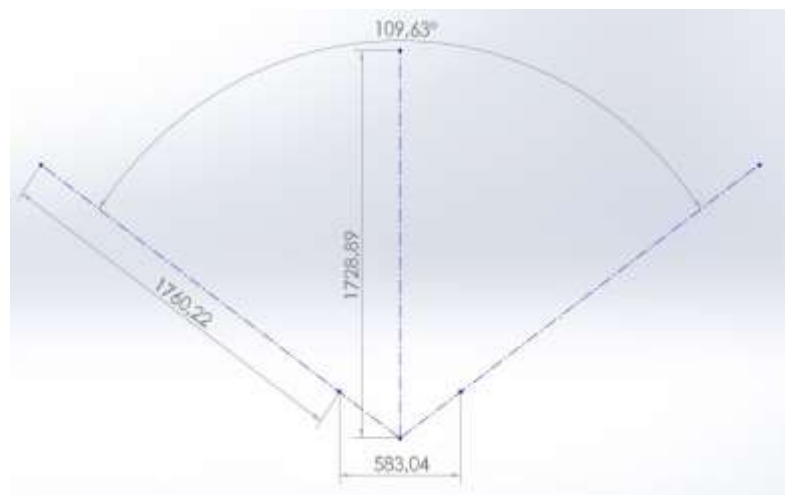
Gambar 4-4 Dimension Airfoil Horizontal



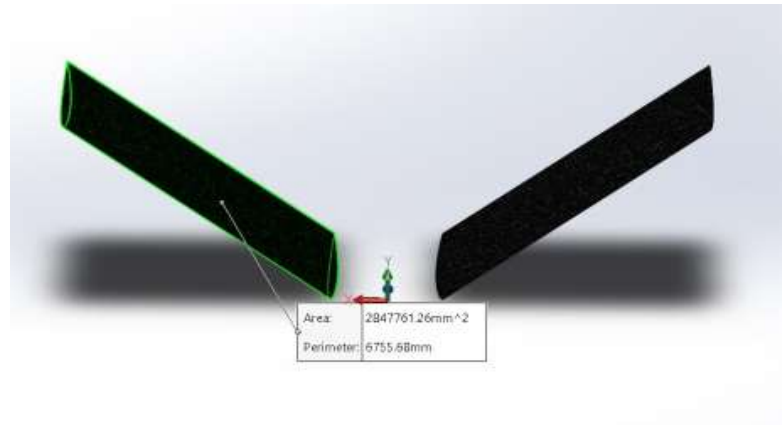
Gambar 4-5 Sayap Horizontal



Gambar 4-6 Luas Penampang Sayap Horizontal



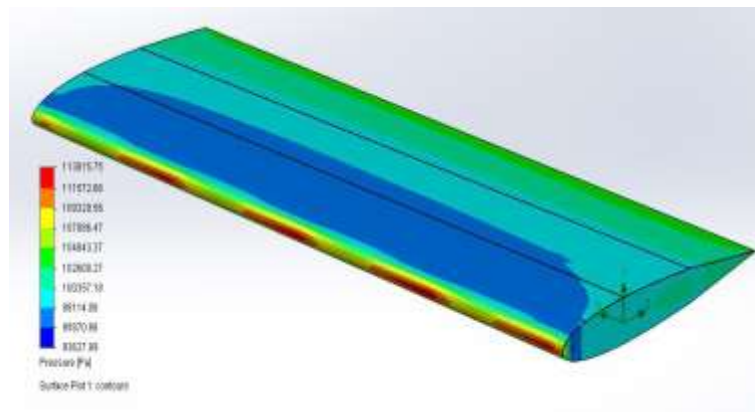
Gambar 4-7 Centerline Diagram Airfoil V-Tail



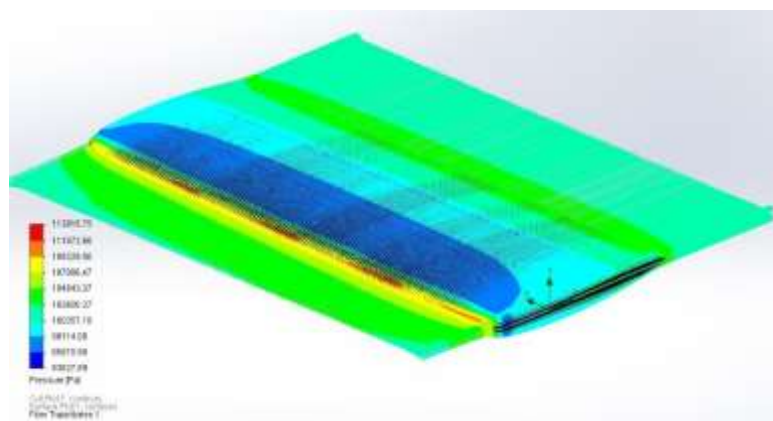
Gambar 4-8 Luas Penampang Sayap V-Tail

4.2 Hasil Simulasi Pada Sayap Horizontal UAV MALE

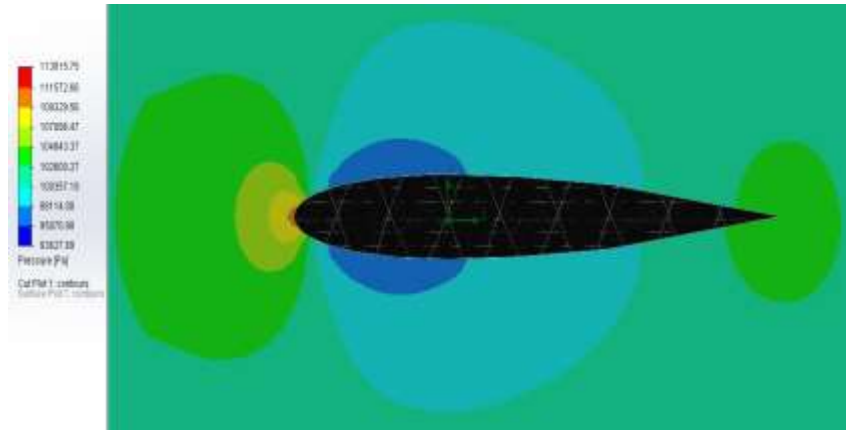
1. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 150 km/jam:



Gambar 4-9 Pressure Surface Airfoil

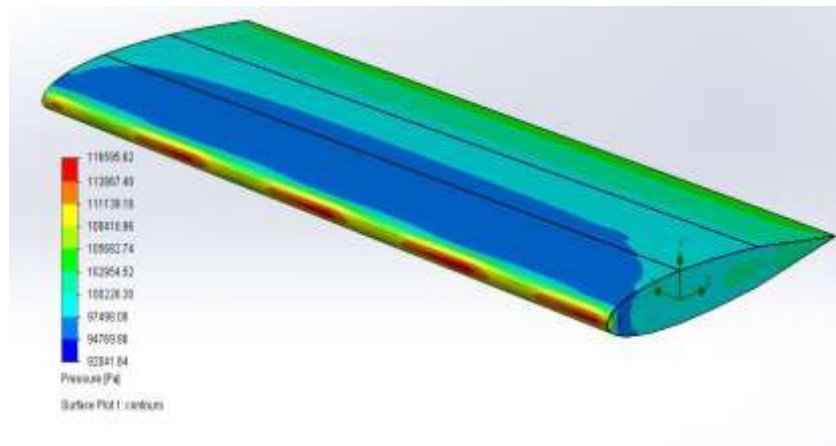


Gambar 4-10 Flow Pressure Surface Airfoil

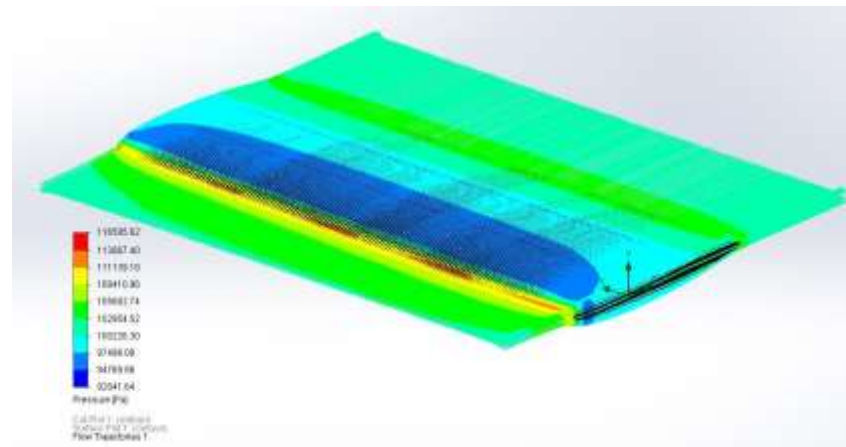


Gambar 4-11 *Contour Pressure Surface Airfoil*

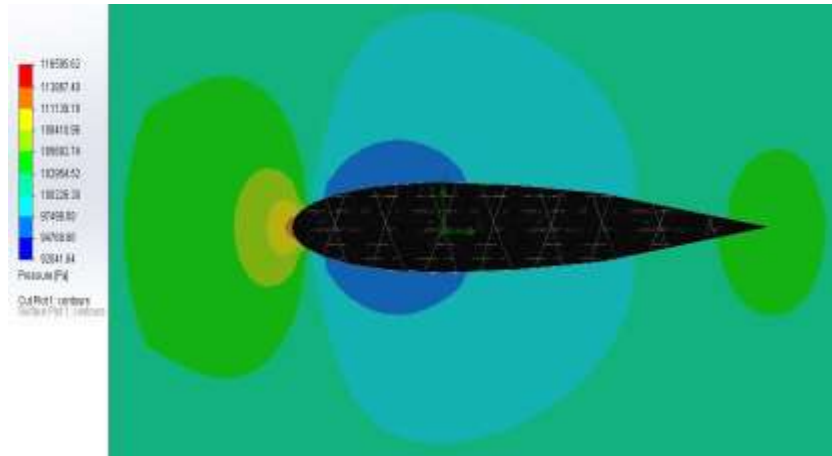
2. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 165 km/jam:



Gambar 4-12 *Pressure Surface Airfoil*

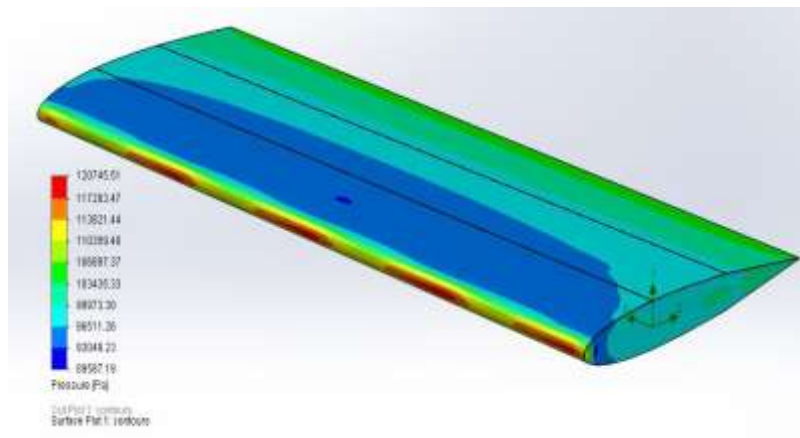


Gambar 4-13 *Flow Pressure Surface Airfoil*

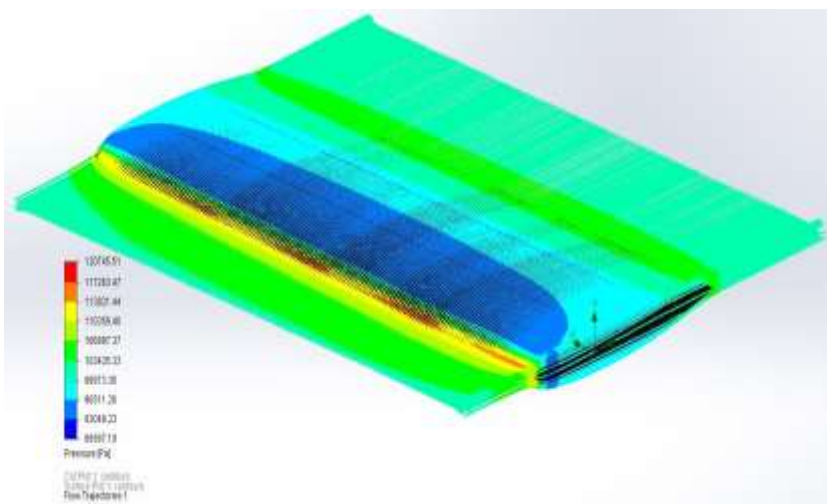


Gambar 4-14 *Contour Pressure Surface Airfoil*

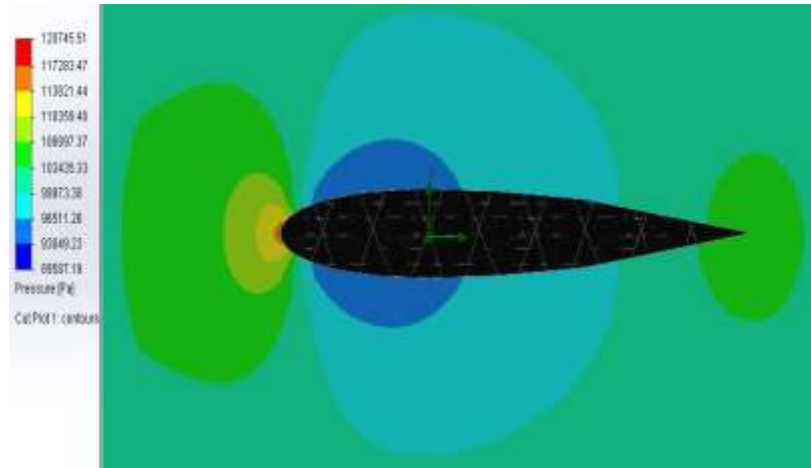
3. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 180 km/jam:



Gambar 4-15 *Pressure Surface Airfoil*

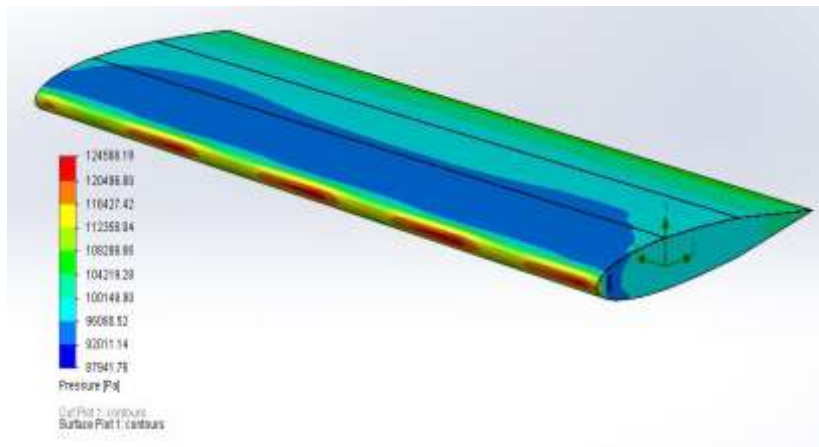


Gambar 4-16 *Flow Pressure Surface Airfoil*

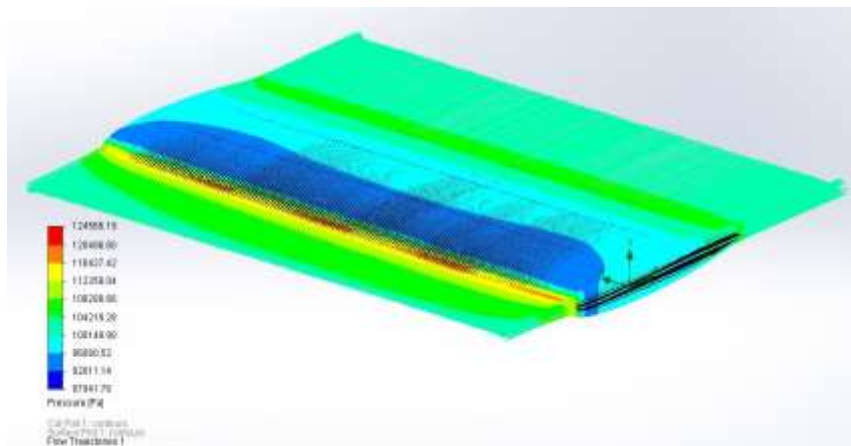


Gambar 4-17 *Contour Pressure Surface Airfoil*

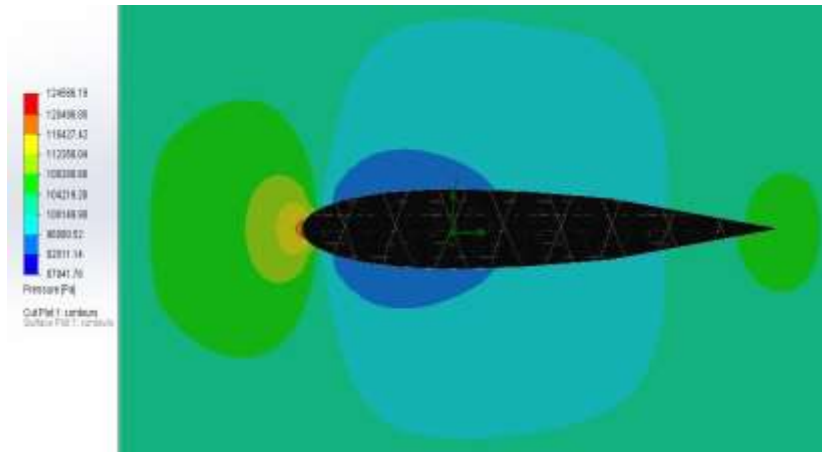
4. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 195 km/jam:



Gambar 4-18 *Pressure Surface Airfoil*

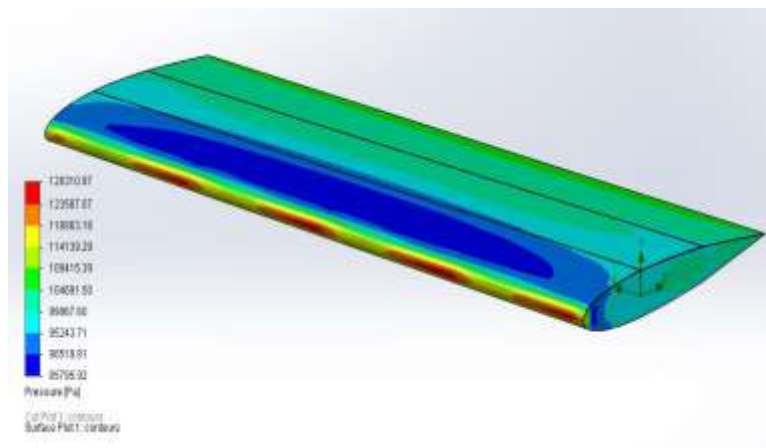


Gambar 4-19 *Flow Pressure Surface Airfoil*

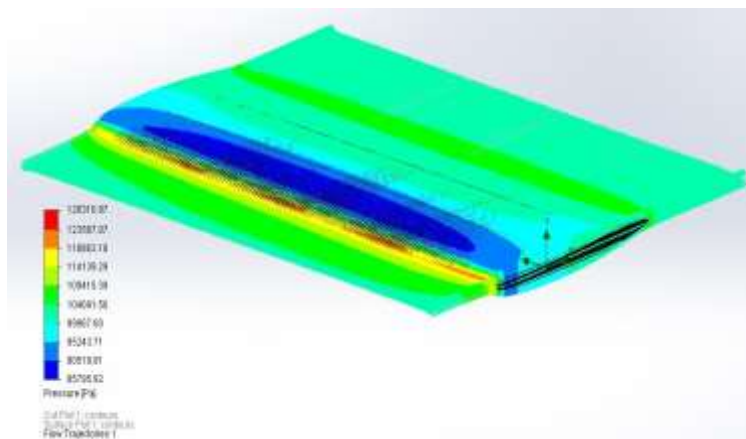


Gambar 4-20 Contour Pressure Surface Airfoil

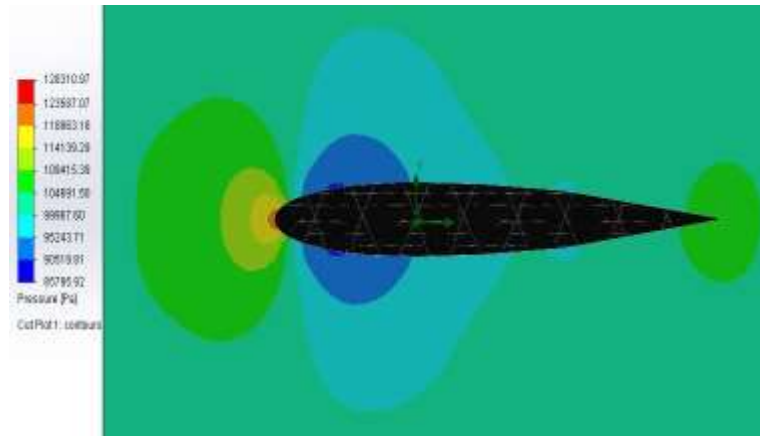
5. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 210 km/jam:



Gambar 4-21 Pressure Surface Airfoil

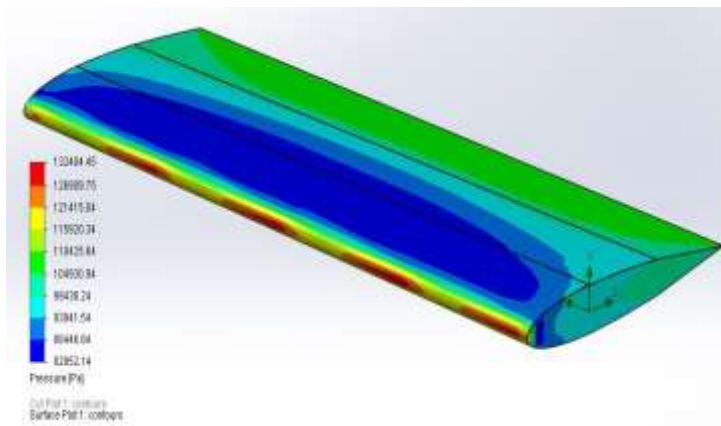


Gambar 4-22 Flow Pressure Surface Airfoil

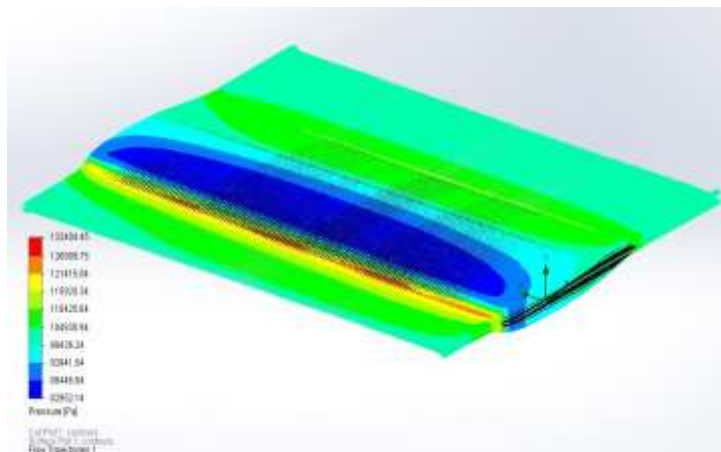


Gambar 4-23 Contour Pressure Surface Airfoil

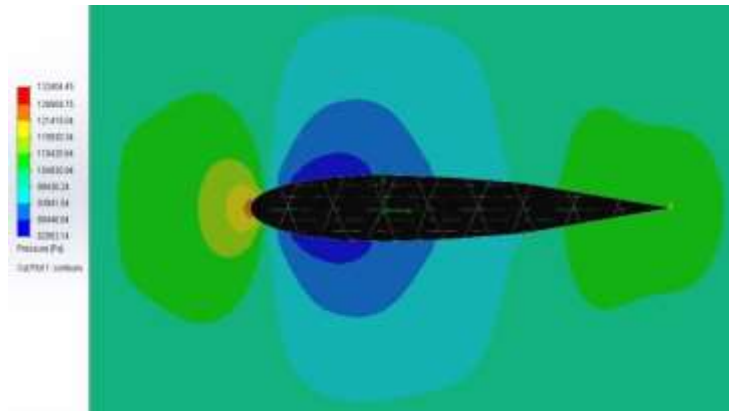
6. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 225 km/jam:



Gambar 4-24 Pressure Surface Airfoil

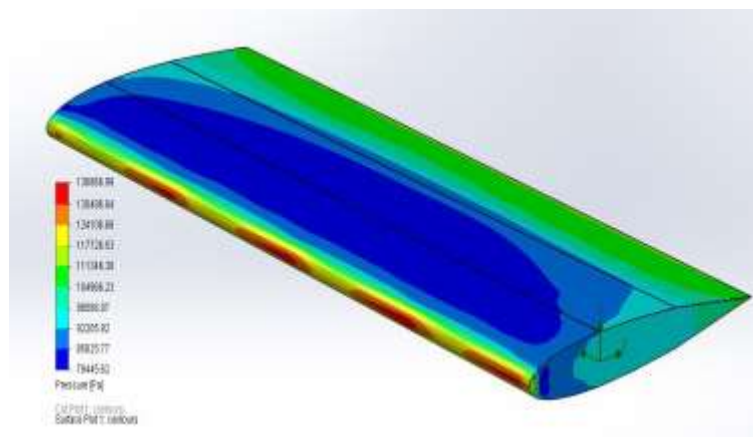


Gambar 4-25 Flow Pressure Surface Airfoil

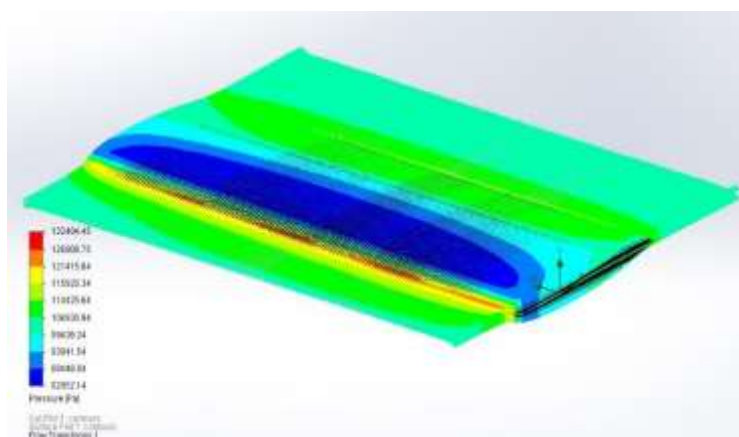


Gambar 4-26 Contour Pressure Surface Airfoil

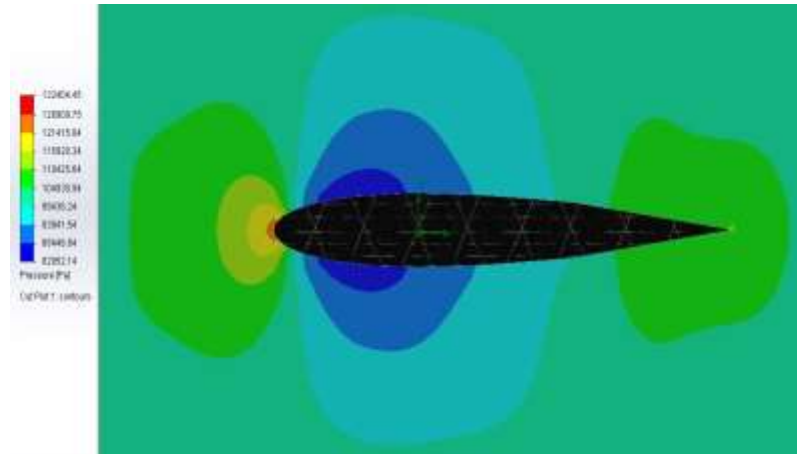
7. Analisis *Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 240 km/jam:



Gambar 4-27 Pressure Surface Airfoil



Gambar 4-28 Flow Pressure Surface Airfoil



Gambar 4-29 *Contour Pressure Surface Airfoil*

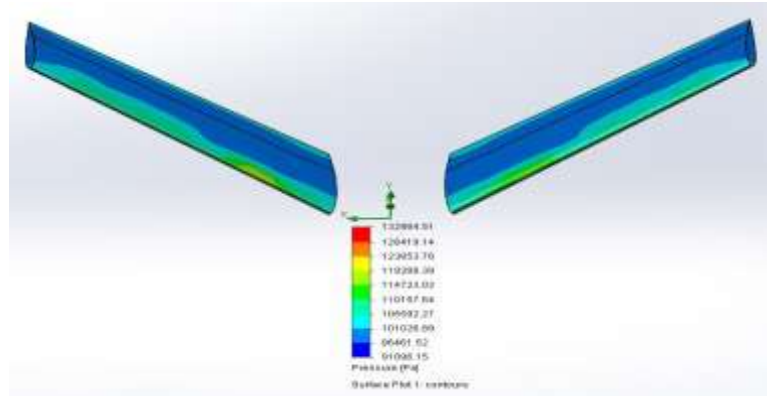
Dengan melihat hasil simulasi pada sayap horizontal yang dilakukan dengan beberapa variasi kecepatan maka dengan nilai tekanan maksimum dan minimum dari setiap laju aliran udara dapat dilihat pada Tabel 4-1 berikut:

Tabel 4-1 Hasil Simulasi Untuk Nilai Tekanan Sayap Horizontal

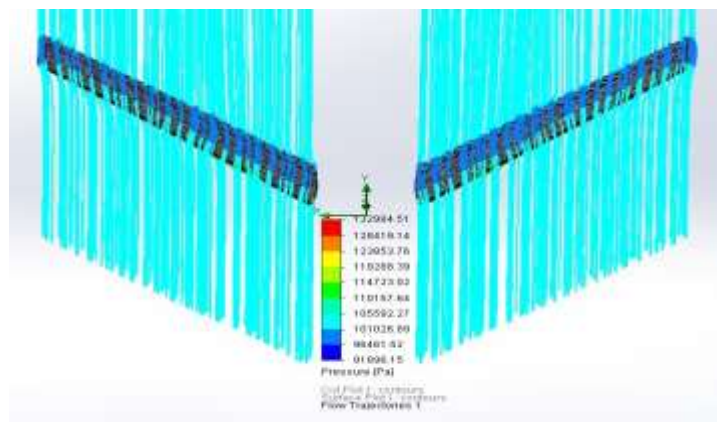
<i>Velocity</i> Km/jam	Tekanan (Pa)		<i>Pressure Range</i> (Pa)
	Maksimum	Minimum	
150	113815.75 Pa	93627.89 Pa	20187.86 Pa
165	116595.62 Pa	92041.64 Pa	24553.98 Pa
180	120745.51 Pa	89587.19 Pa	31158.32 Pa
195	124566.19 Pa	87941.76 Pa	36624.43 Pa
210	128310.97 Pa	85795.96 Pa	42515.05 Pa
225	132404.45 Pa	82952.14 Pa	49452.31 Pa
240	136866.99 Pa	79445.62 Pa	57421.37 Pa

4.3 Hasil Simulasi Pada Sayap V-Tail UAV MALE

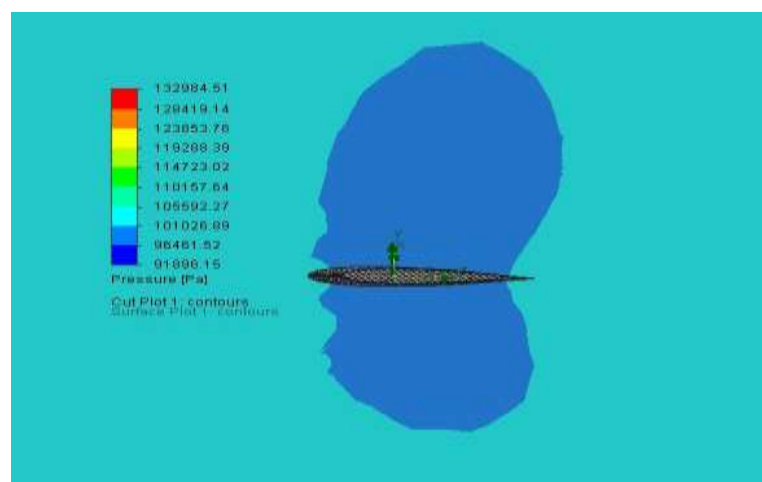
1. Analisis sayap pada V-Tail Pressure Surface dan kontur tekanan pada kecepatan 150 km/jam:



Gambar 4-30 Pressure Surface Airfoil

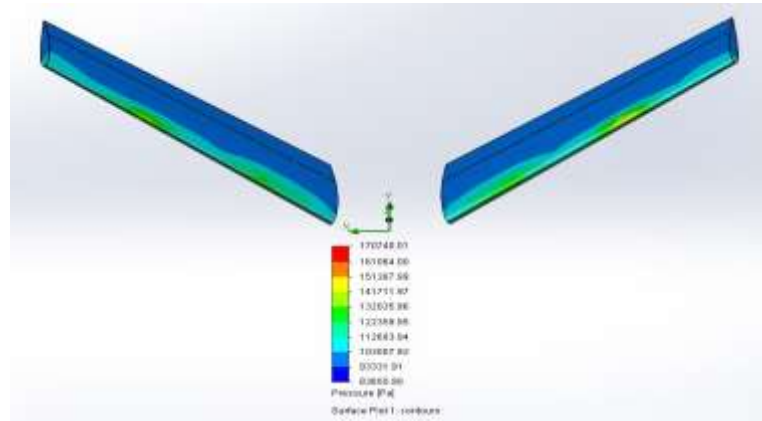


Gambar 4-31 Flow Pressure Surface Airfoil

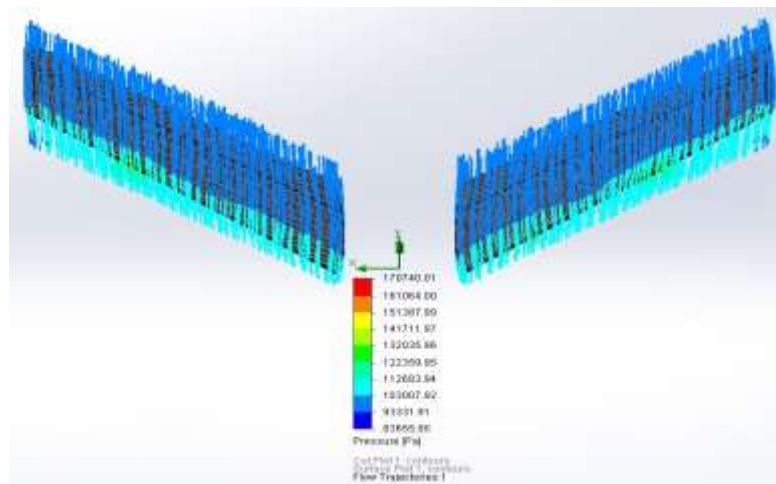


Gambar 4-32 Contour Pressure Surface Airfoil

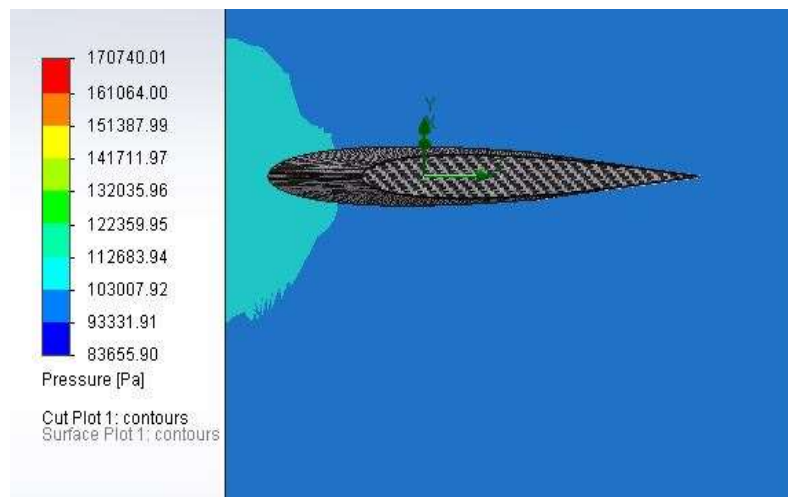
2. Analisis sayap pada *V-Tail Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 165 km/jam:



Gambar 4-33 Pressure Surface Airfoil

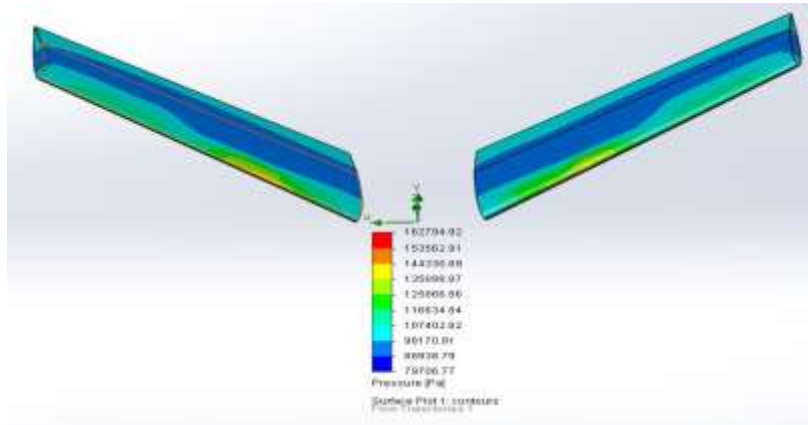


Gambar 4-34 Flow Pressure Surface Airfoil

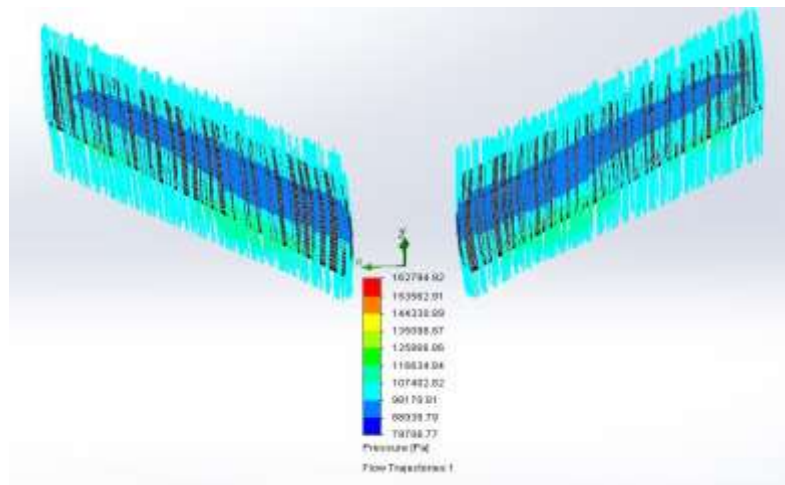


Gambar 4-35 Contour Pressure Surface Airfoil

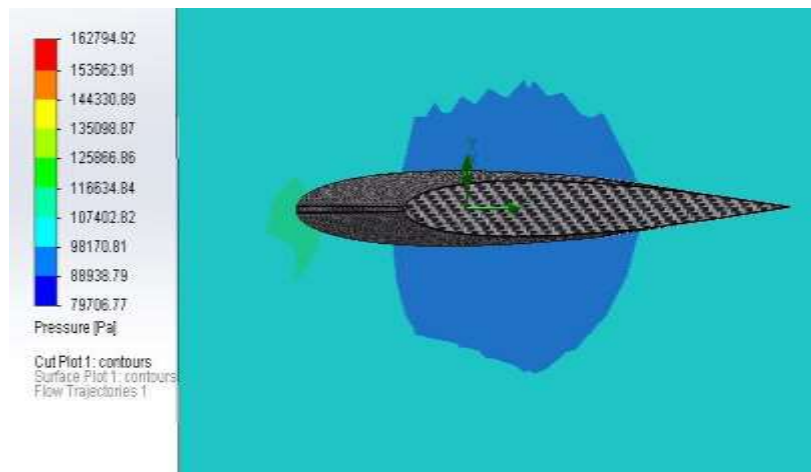
3. Analisis sayap pada *V-Tail Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 180 km/jam:



Gambar 4-36 Pressure Surface Airfoil

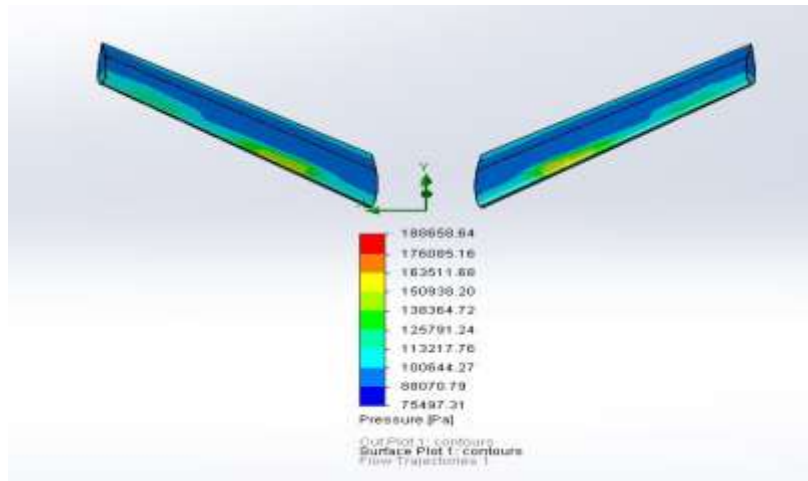


Gambar 4-37 Flow Pressure Surface Airfoil

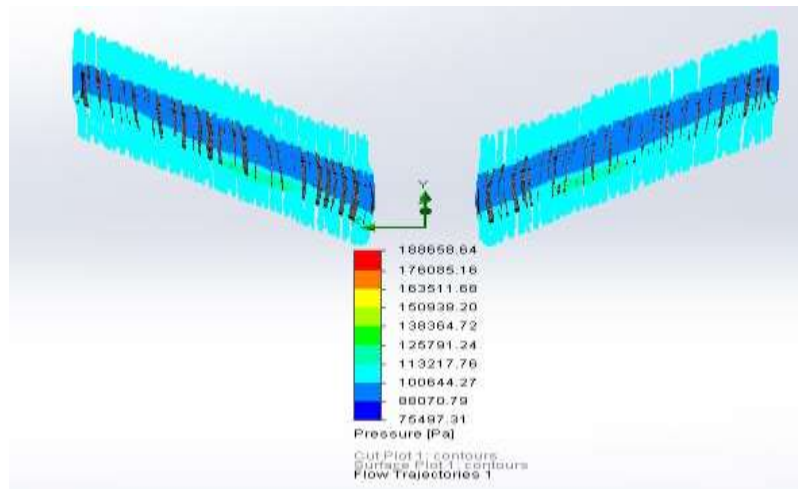


Gambar 4-38 Contour Pressure Surface Airfoil

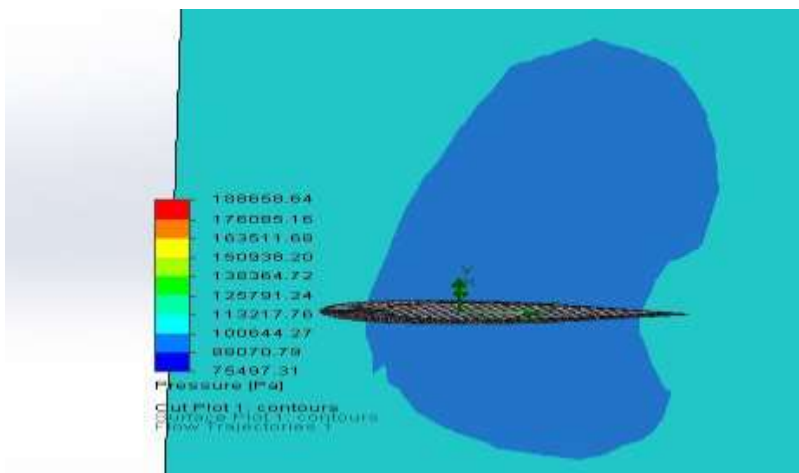
4. Analisis sayap pada *V-Tail Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 195 km/jam:



Gambar 4-39 Pressure Surface Airfoil

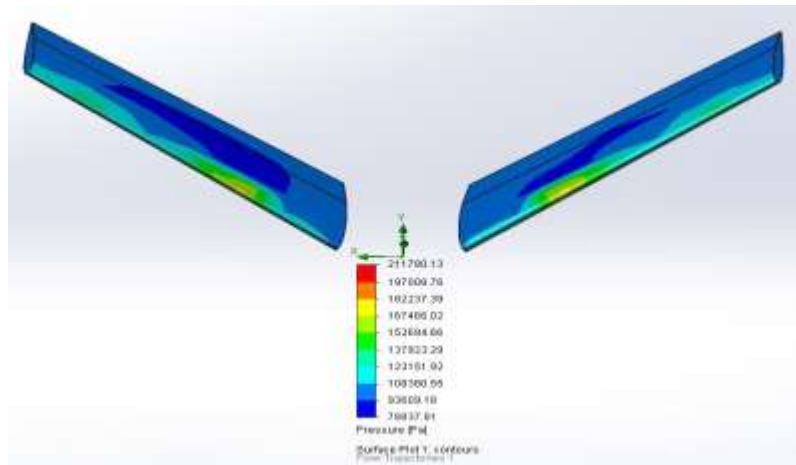


Gambar 4-40 Flow Pressure Surface Airfoil

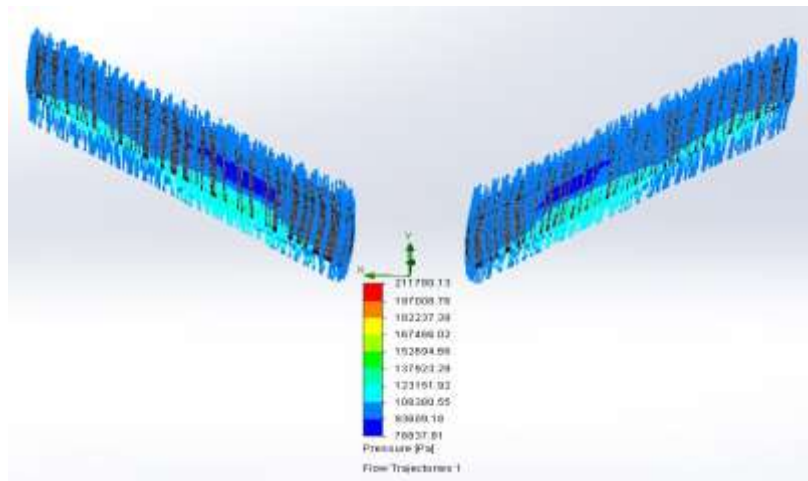


Gambar 4-41 Contour Pressure Surface Airfoil

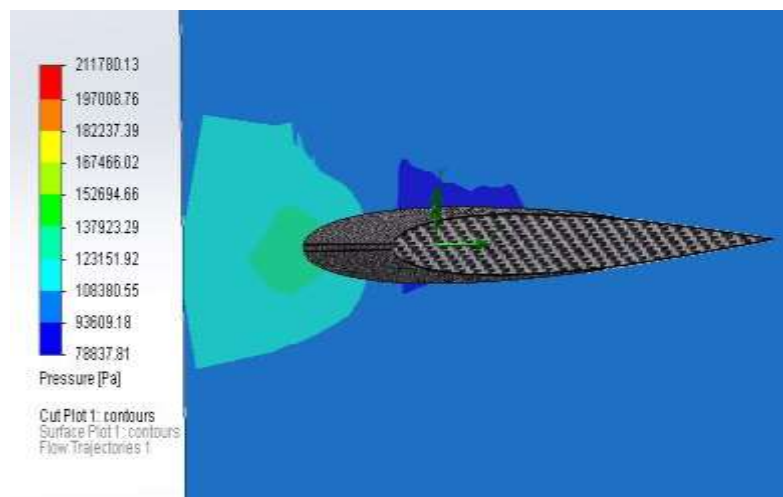
5. Analisis sayap pada *V-Tail Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 210 km/jam:



Gambar 4-42 Pressure Surface Airfoil

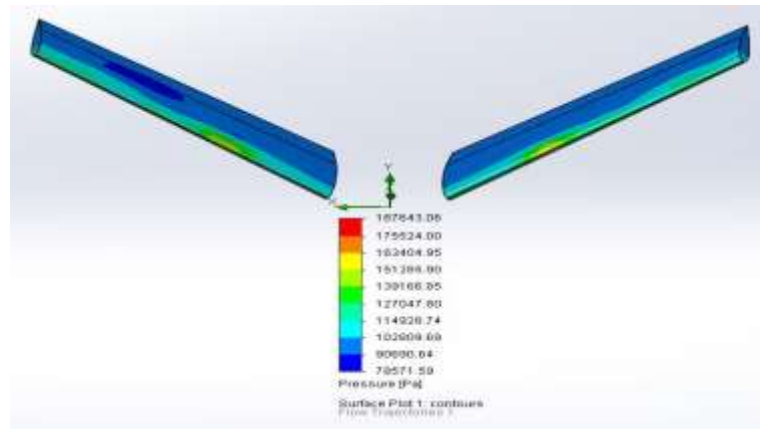


Gambar 4-43 Flow Pressure Surface Airfoil

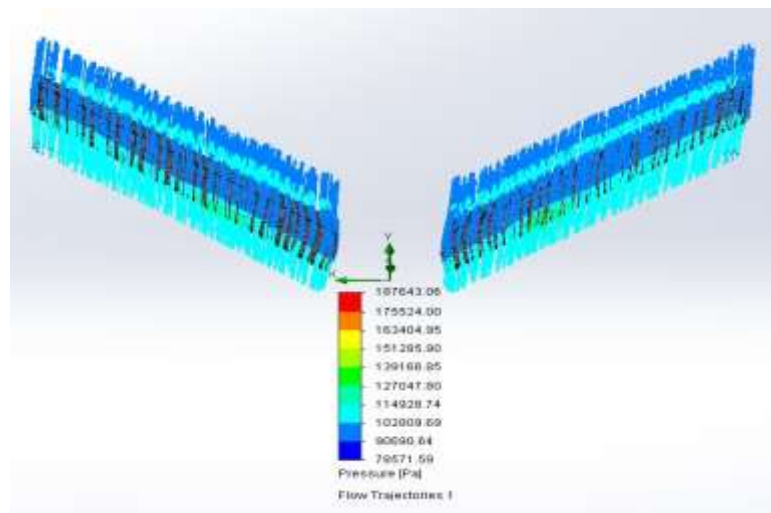


Gambar 4-44 Contour Pressure Surface Airfoil

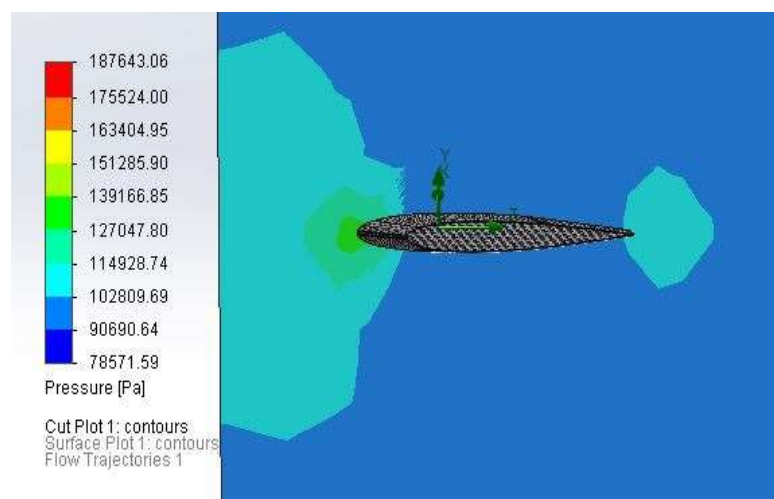
6. Analisis sayap pada *V-Tail Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 225 km/jam:



Gambar 4-45 Pressure Surface Airfoil

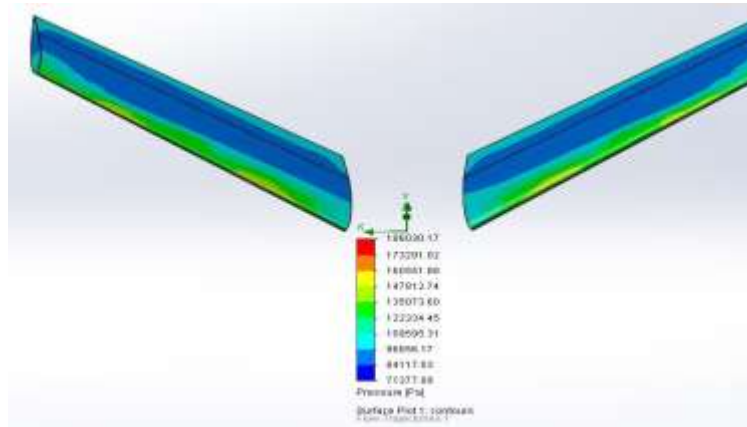


Gambar 4-46 Flow Pressure Surface Airfoil

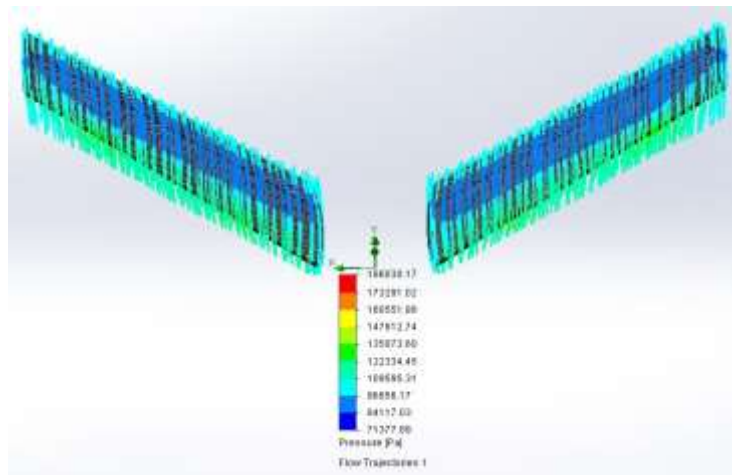


Gambar 4-47 Contour Pressure Surface Airfoil

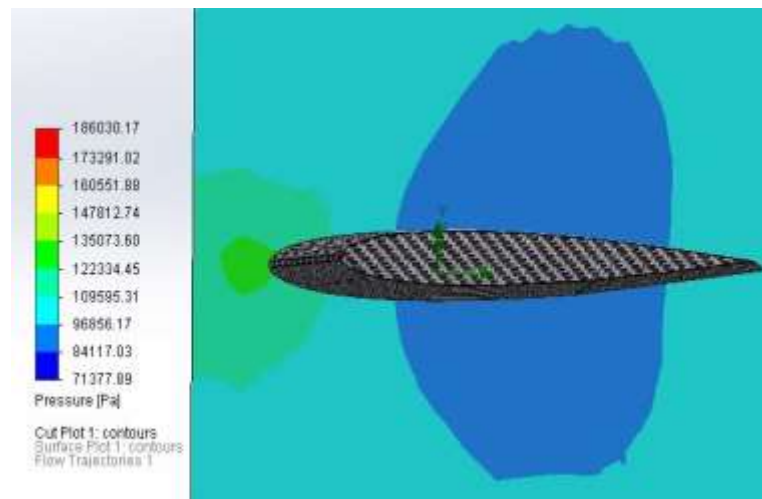
7. Analisis sayap pada *V-Tail Pressure Surface* dan kontur tekanan pada kecepatan 240 km/jam:



Gambar 4-48 Pressure Surface Airfoil



Gambar 4-49 Flow Pressure Surface Airfoil



Gambar 4-50 Contour Pressure Surface Airfoil

Tabel 4-2 Hasil Simulasi Untuk Nilai Tekanan Sayap V-Tail

Velocity Km/jam	Tekanan (Pa)		Pressure Range (Pa)
	Maksimum	Minimum	
150	132984.51 Pa	91896.15 Pa	41088.36 Pa
165	170740.01 Pa	83655.90 Pa	87084.11 Pa
180	162794.92 Pa	79706.77 Pa	83088.15 Pa
195	188658.64 Pa	75497.31 Pa	113161.33 Pa
210	211780.13 Pa	78837.81 Pa	132942.32 Pa
225	187643.06 Pa	78571.59 Pa	109071.47 Pa
240	186030.17 Pa	71377.89 Pa	114652.28 Pa

4.4 Perbandingan Tekanan Yang Terjadi pada Sayap

Dari hasil analisis laju aliran pada sayap *V-Tail* UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*) dalam penelitian ini berupa kontur tekanan yang mengalir dipermukaan *leading edge*, *chamber*, *trailing edge* jenis *airfoil* NACA0012. Dengan memberikan parameter kecepatan fluida bergerak dalam hal ini sama dengan kecepatan pesawat, dengan nilai variasi kecepatan 150 km/jam, 165 km/jam, 180 km/jam, 195 km/jam, 210 km/jam, 225 km/jam, 240 km/jam.

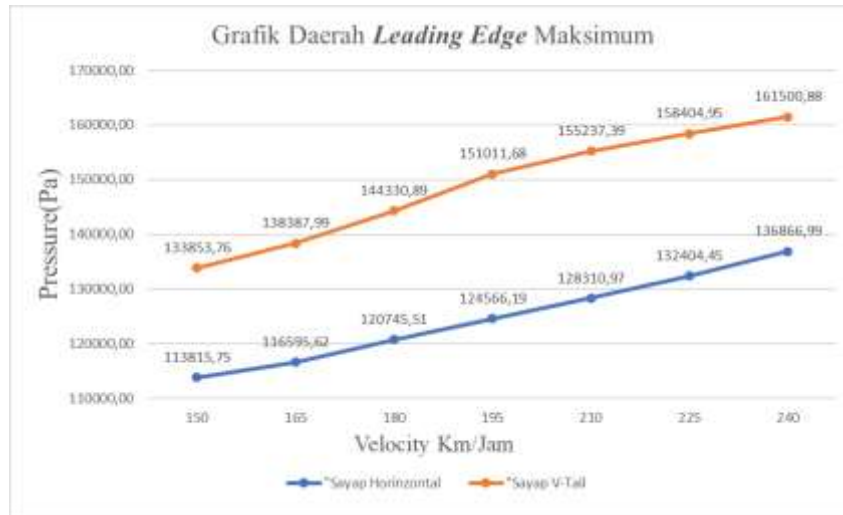
Perbandingan nilai tekanan yang terjadi pada kedua model sayap dapat dilihat pada Tabel 4-3 Hasil Analisis Laju Aliran Pada Sayap UAV MALE.

Tabel 4-3 Hasil Analisis Laju Aliran Pada Sayap UAV MALE

Properties			Pressure Km/Jam						
			150	165	180	195	210	225	240
Leading Edge	Maksimum	Sayap Horizontal	113815,75 Pa	116595,62 Pa	120745,51 Pa	124566,19 Pa	128310,97 Pa	132404,45 Pa	136866,99 Pa
	Maksimum	Sayap V-Tail	133853,76 Pa	138387,99 Pa	144330,89 Pa	151011,68 Pa	155237,39 Pa	158404,95 Pa	161500,88 Pa
	Minimum	Sayap Horizontal	95870,98 Pa	94769,86 Pa	93749,23 Pa	92311,14 Pa	91121,92 Pa	90112,14 Pa	89116,14 Pa
	Minimum	Sayap V-Tail	101026,89 Pa	100279,92 Pa	100200,81 Pa	100120,98 Pa	99609,18 Pa	98690,64 Pa	97856,17 Pa
Chamber	Maksimum	Sayap Horizontal	102600,27 Pa	102952,52 Pa	103435,33 Pa	104219,28 Pa	104691,5 Pa	104930,49 Pa	104966,23 Pa
	Maksimum	Sayap V-Tail	105592,27 Pa	105899,65 Pa	106240,82 Pa	106944,27 Pa	107680,55 Pa	108409,69 Pa	109156,17 Pa
	Minimum	Sayap Horizontal	95470,98 Pa	94740,86 Pa	93450,23 Pa	92411,14 Pa	91519,18 Pa	90803,64 Pa	90101,99 Pa
	Minimum	Sayap V-Tail	96281,52 Pa	95931,91 Pa	95030,1 Pa	94270,79 Pa	93190,18 Pa	92479,64 Pa	91917,03 Pa
Trailing Edge	Maksimum	Sayap Horizontal	104843,37 Pa	105682,74 Pa	106897,37 Pa	108288,66 Pa	109415,5 Pa	110425,64 Pa	111346 Pa
	Maksimum	Sayap V-Tail	110157,64 Pa	112207,92 Pa	113634,84 Pa	115217,76 Pa	116380,55 Pa	117820,69 Pa	118860,89 Pa
	Minimum	Sayap Horizontal	98114,08 Pa	97498,08 Pa	96511,26 Pa	96090,52 Pa	95243,71 Pa	93941,54 Pa	92205,92 Pa
	Minimum	Sayap V-Tail	94461,52 Pa	93321,98 Pa	92893,79 Pa	92070,79 Pa	91050,81 Pa	90030,59 Pa	89120,07 Pa

1. Perbandingan tekanan yang terjadi pada *Leading Edge*

Berdasarkan hasil analisis yang telah dilakukan diperoleh nilai tekanan pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* seperti yang ditampilkan pada Tabel 4-3 perbandingan nilai tekanan tersebut disajikan dalam bentuk grafik yang dapat dilihat pada Gambar 4-51 dan Gambar 4-52.



Gambar 4-51 Grafik Daerah *Leading Edge* Maksimum



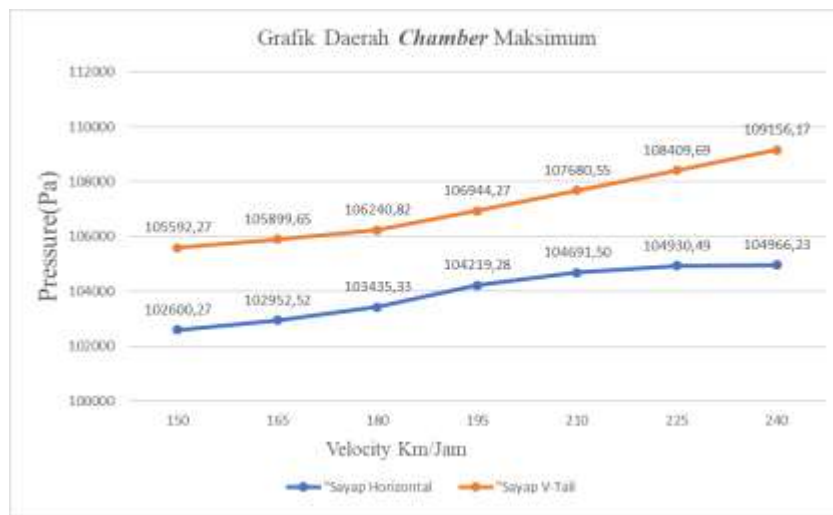
Gambar 4-52 Grafik Daerah *Leading Edge* Minimum

Pada Gambar 4-51 dan Gambar 4-52 dapat dilihat bahwa grafik perbandingan nilai tekanan yang terjadi pada daerah *leading edge* dari masing-masing model sayap memiliki pola yang relatif sama. Terlihat

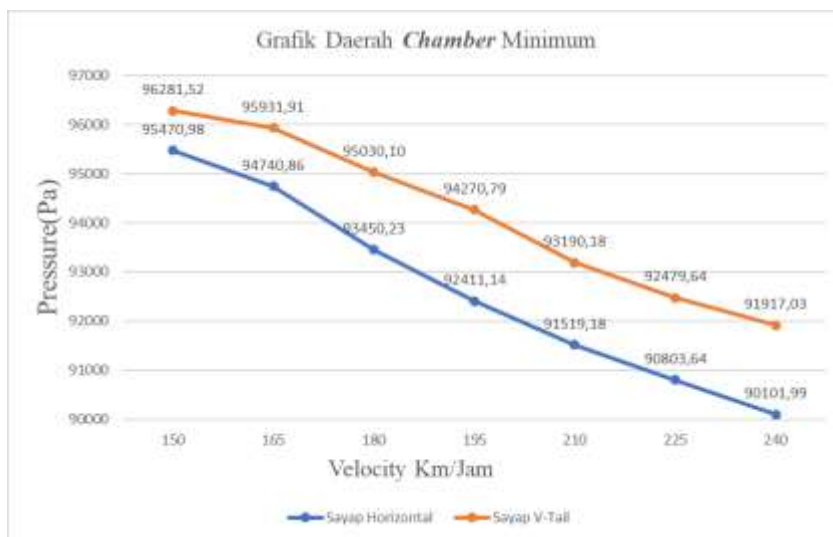
bahwa nilai tekanan maksimum dan minimum yang terjadi pada model sayap *V-Tail* lebih besar daripada model sayap horizontal.

2. Perbandingan tekanan yang terjadi pada *Chamber*

Berdasarkan hasil analisis yang telah dilakukan diperoleh nilai tekanan pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* seperti yang ditampilkan pada Tabel 4-3 perbandingan nilai tekanan tersebut disajikan dalam bentuk grafik yang dapat dilihat pada Gambar 4-53 dan Gambar 4-54.



Gambar 4-53 Grafik Daerah Chamber Maksimum



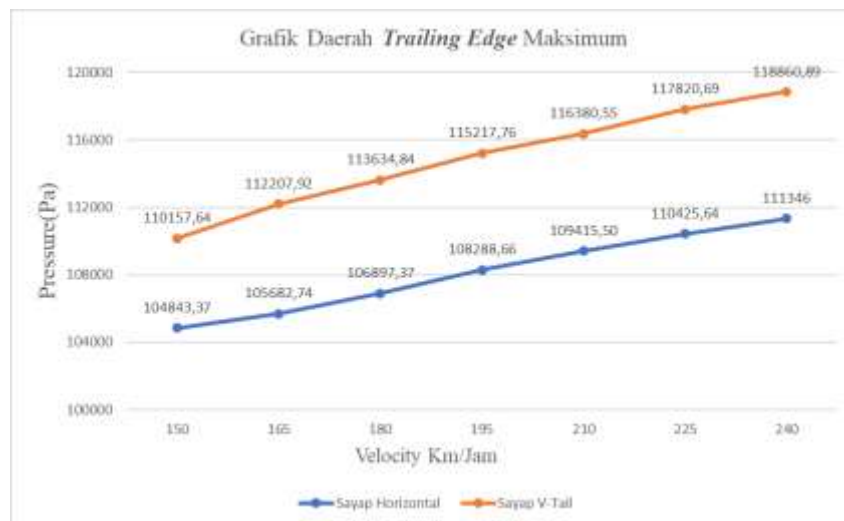
Gambar 4-54 Grafik Daerah Chamber Minimum

Pada Gambar 4-53 dan Gambar 4-54 dapat dilihat bahwa grafik perbandingan nilai tekanan yang terjadi pada daerah *chamber* dari masing-masing model sayap memiliki pola yang relatif sama. Terlihat bahwa nilai

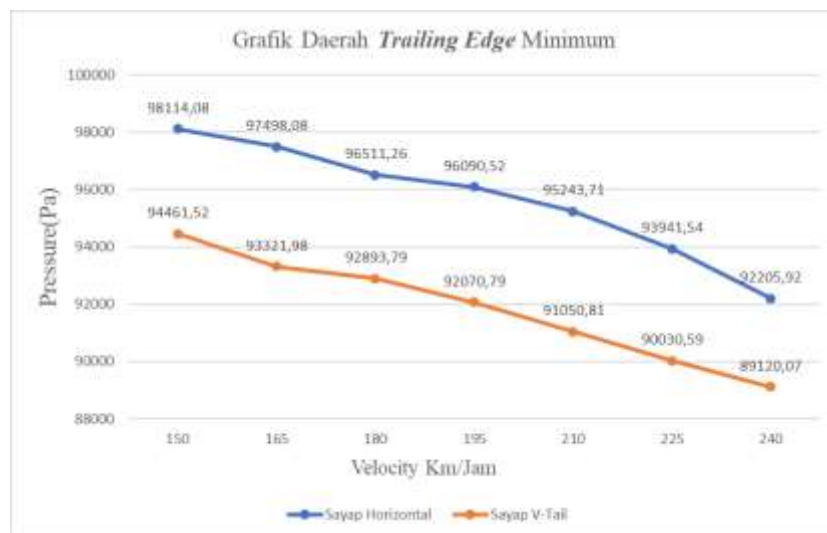
tekanan maksimum dan minimum yang terjadi pada model sayap *V-Tail* lebih besar daripada model sayap horizontal.

3. Perbandingan tekanan yang terjadi pada *Trailing Edge*

Berdasarkan hasil analisis yang telah dilakukan diperoleh nilai tekanan pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* seperti yang ditampilkan pada Tabel 4-3 perbandingan nilai tekanan tersebut disajikan dalam bentuk grafik yang dapat dilihat pada Gambar 4-55 dan Gambar 4-56.



Gambar 4-55 Grafik Daerah *Trailing Edge* Maksimum



Gambar 4-56 Grafik Daerah *Trailing Edge* Minimum

Pada Gambar 4-55 dan Gambar 4-56 dapat dilihat bahwa grafik perbandingan nilai tekanan yang terjadi pada daerah *trailing edge* dari masing-masing model sayap memiliki pola yang relatif sama. Terlihat

bahwa nilai tekanan maksimum dan minimum yang terjadi pada model sayap *V-Tail* lebih besar daripada sayap horizontal.

4.5 Hasil dan Pembahasan Analisis Pada Sayap Horizontal dan Sayap *V-Tail* UAV MALE

Dalam mekanika fluida, bilangan Reynold adalah rasio antara gaya inersia ($v\rho$) terhadap viskositas (μ/L) yang mengkuantifikasi hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu. Bilangan ini digunakan untuk mengidentifikasi jenis aliran yang berbeda, misalnya laminar dan turbulen. Reynold O. (1884). Dilihat dari kecepatan aliran dapat diasumsikan laminar bila aliran $Re < 2000$, sedangkan aliran turbulen mempunyai bilangan $Re > 4000$.

Bilangan Reynold didapatkan dari persamaan:

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

ρ = Densitas Udara

V = Kecepatan pesawat

L = Panjang Airfoil = 1,76 m

ν = Viskositas = $2,645 \times 10^{-5}$ (m²/s)

Dapat dilihat perhitungan dari sayap horizontal dengan persamaan Reynold Number, variasi kecepatan 150 km/jam sampai 240 km/jam dengan interval 15 km/jam :

1. 150 km/jam:

$$Re = \frac{177,897 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 118,37$$

2. 165 km/jam:

$$Re = \frac{196,138 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 130,51$$

3. 180 km/jam:

$$Re = \frac{241,379 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 160,61$$

4. 195 km/jam:

$$Re = \frac{259,62 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 172,75$$

5. 210 km/jam:

$$Re = \frac{277,861 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 184,89$$

6. 225 km/jam:

$$Re = \frac{296,102 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 197,02$$

7. 240 km/jam:

$$Re = \frac{341,343 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 227,13$$

Dapat dilihat perhitungan dari sayap *V-Tail* dengan persamaan Reynold Number, variasi kecepatan 150 km/jam sampai 240 km/jam dengan interval 15 km/jam :

1. 150 km/jam:

$$Re = \frac{171,304 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 113,98$$

2. 165 km/jam:

$$Re = \frac{187,729 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 124,91$$

3. 180 km/jam:

$$Re = \frac{204,154 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 135,84$$

4. 195 km/jam:

$$Re = \frac{220,579 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 146,77$$

5. 210 km/jam:

$$Re = \frac{237,004 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 157,70$$

6. 225 km/jam:

$$Re = \frac{253,429 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

$$Re = 168,63$$

7. 240 km/jam:

$$Re = \frac{269,854 \frac{m}{s} \times 1,76 m}{2,645 \times 10^{-5} m^2/s}$$

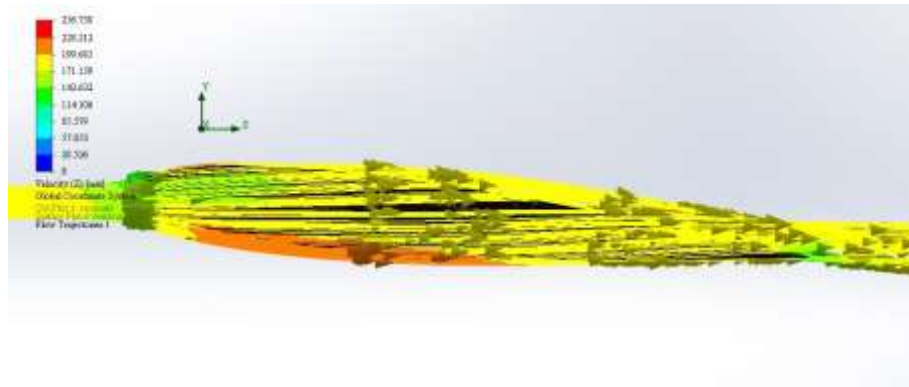
$$Re = 179,56$$

Dapat dilihat dari perhitungan hasil sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE, sayap horizontal mendapatkan hasil yang lebih tinggi dibandingkan sayap *V-Tail* karena di kecepatan tertinggi 240 km/jam pada sayap horizontal mendapatkan aliran turbulen (227,13), sedangkan untuk hasil sayap *V-Tail* dikecepatan 240 km/jam mendapatkan aliran laminar (179,56). Dari hasil perhitungan kedua sayap tersebut perbandingan distribusi aliran fluida yang terjadi akibat laju aliran udara lebih stabil penggunaan dalam bentuk sayap *V-Tail* karena diangka $Re < 2000$ pola aliran yang terjadi tidak terlalu besar lebih efektif digunakan pada pesawat akrobatik contohnya UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*). Jika aliran $Re > 2000$ kurang efektif digunakan pada pesawat akrobatik karena pesawat akrobatik manuvernya lebih lincah dan gaya hambat (*drag*) yang dihasilkan harus lebih kecil untuk menghemat bahan bakar.

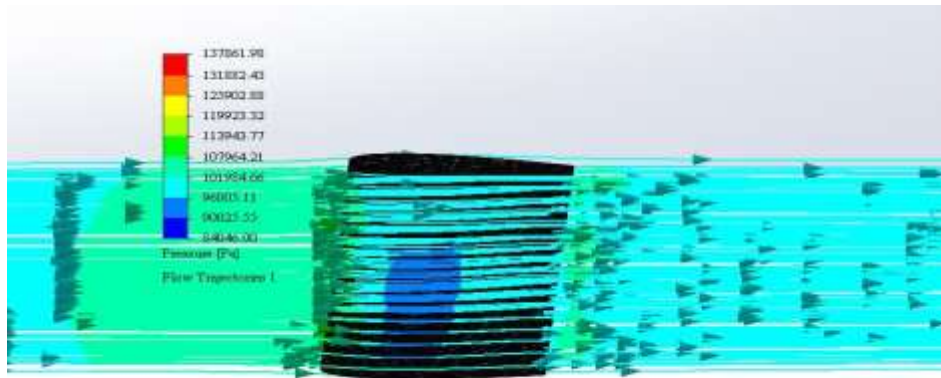
4.6 Distribusi Tekanan Airfoil NACA0012 dengan Variasi Sudut Serang

Hasil simulasi berikut akan membahas variasi sudut serang pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* seri NACA0012 pada kecepatan 235 Km/Jam.

A. Variasi Sudut Serang 6°

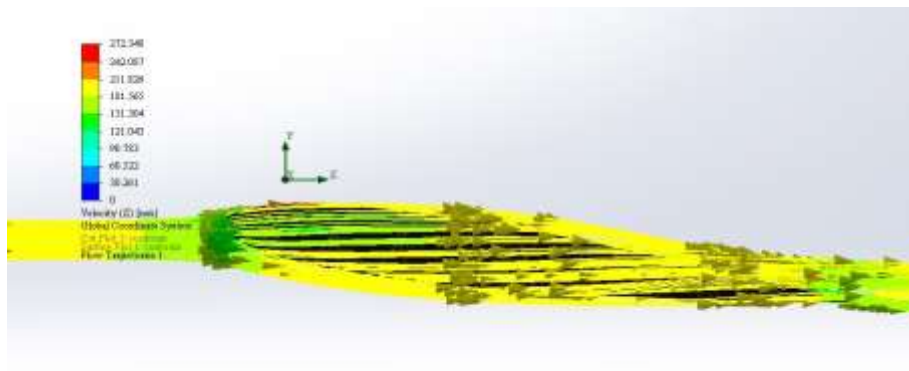


Gambar 4-57 Distribusi Aliran Sayap Horizontal

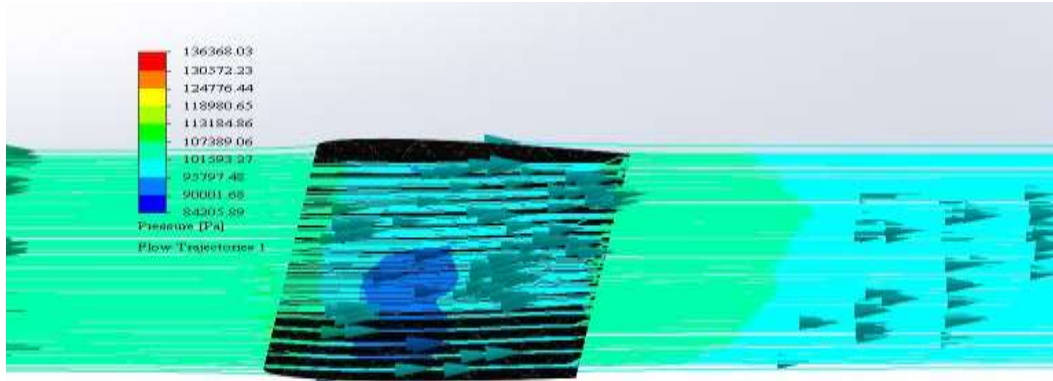


Gambar 4-58 Distribusi Aliran Sayap *V-Tail*

B. Variasi Sudut Serang 8°

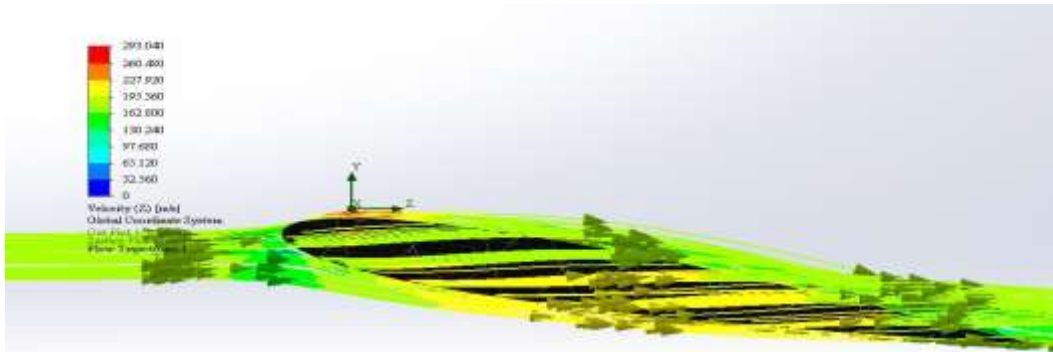


Gambar 4-59 Distribusi Aliran Sayap Horizontal

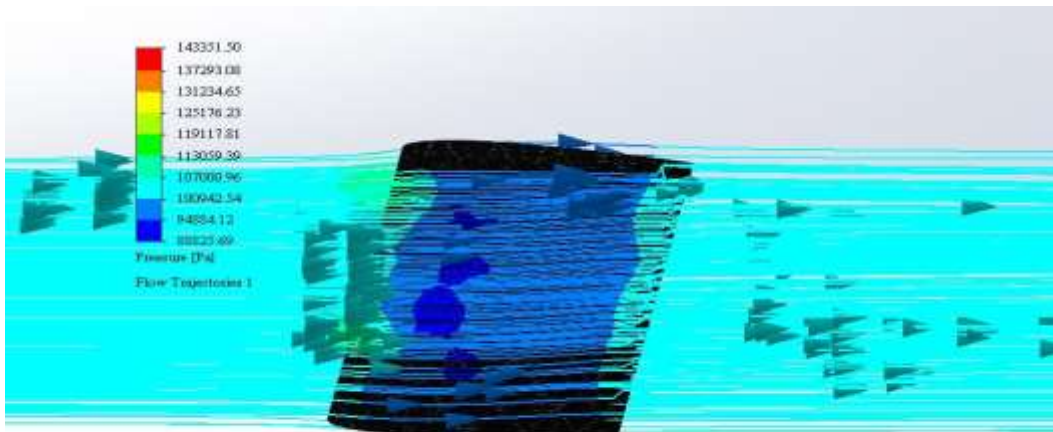


Gambar 4-60 Distribusi Aliran Pada Sayap *V-Tail*

C. Variasi Sudut Serang 12°



Gambar 4-61 Distribusi Aliran Pada Sayap Horizontal



Gambar 4-62 Distribusi Aliran Pada Sayap *V-Tail*

Dari hasil analisis pada variasi sudut serang 6^0 , 8^0 , 12^0 pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail*, terlihat adanya perbedaan distribusi aliran yang terjadi pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* permukaan atas (*upper surface*) dan bawah dari *airfoil* memiliki nilai koefisien tekanan yang lebih rendah daripada bagian permukaan bawah *airfoil* terjadi perbedaan tekanan yang menyebabkan timbulnya gaya angkat (*lift*). Titik *stagnasi* mengalami pergeseran ke permukaan bawah *airfoil* (*lower surface*) sehingga bagian bawah tekanannya lebih besar.

Distribusi aliran dipermukaan atas semakin menurun dan permukaan bawah semakin meningkat dapat terlihat dari kontur warna yang semakin menuju ke warna merah seiring dengan naiknya sudut serang. Ini berarti perbedaan tekanan yang terjadi semakin bertambah, hal ini menyebabkan gaya angkat (*lift*) yang ditimbulkan juga ikut bertambah seiring dengan naiknya sudut serang.

Ada 3 fenomena penjelasan tentang munculnya tekanan pada *airfoil*:

1. Prinsip Bernoulli

Dimana aliran itu akan melewati *airfoil* dipermukaan bawah (*lower surface*) tekanannya lebih besar dari permukaan atas (*upper surface*) dan kebalikkannya kecepatan dipermukaan atas lebih tinggi dari pada permukaan bawah *airfoil* karena udara bagian atas harus melewati jarak yang lebih Panjang (permukaan atas *airfoil* adalah cembung) dibandingkan udara bagian bawah.

2. Hukum Newton 3

Menyatakan bahwa semakin tinggi kecepatan fluida maka tekanannya akan mengecil, resultan gaya yang bergerak dari fluida itu sama dengan kecepatan yang dihasilkan oleh *airfoil*. Kecepatan *airfoil* yang masuk kedalam aliran fluida disebut juga dengan (aksi-reaksi).

3. Efek Coanda

Pada beloknya kontur udara yang mengalir dipermukaan atas (*upper surface*) *airfoil* terlihat dari kontur tekanan yang terjadi pada *airfoil* itu disebabkan aliran fluidanya mengikuti bentuk dari permukaan atas *airfoil*, pembelokan kontur udara tersebut dimungkinkan karena adanya daerah tekanan rendah pada permukaan atas, perbedaan tekanan tersebut menciptakan perbedaan gaya yang menimbulkan gaya angkat (*lift*). Dikecepatan tertentu warnanya semakin pudar dan kecepatannya juga semakin melemah (Hukum kekekalan energi).

BAB 5

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

1. Proses konseptual desain *V-Tail* UAV MALE (*Medium Altitude Long Endurance*) dengan menggunakan metode *center line diagram* sebagai acuan desain sayap *V-Tail* UAV MALE, yang telah ditentukan berdasarkan perhitungan dan standarisasi di PT. Dirgantara Indonesia (Persero).
2. Dari hasil analisis pada sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE seri NACA0012 dapat dilihat bahwa distribusi aliran fluida yang timbul akibat laju aliran udara berbanding lurus dengan kecepatan. Semakin cepat laju pesawat maka pola aliran yang dihasilkan juga semakin besar, Dapat dilihat dari perhitungan hasil sayap horizontal dan sayap *V-Tail* UAV MALE, sayap horizontal mendapatkan hasil yang lebih tinggi dibandingkan sayap *V-Tail* karena di kecepatan tertinggi 240 km/jam pada sayap horizontal mendapatkan aliran turbulen (227,13), sedangkan untuk hasil sayap *V-Tail* di kecepatan 240 km/jam mendapatkan aliran laminar (179,56). Dari hasil perhitungan kedua sayap tersebut perbandingan distribusi aliran fluida yang terjadi akibat laju aliran udara lebih stabil penggunaan dalam bentuk sayap *V-Tail* karena diangka $Re < 2000$ pola aliran yang terjadi tidak terlalu besar lebih efektif digunakan pada pesawat akrobatik contohnya UAV MALE (*Unmanned Aerial Vehicle Medium Altitude Long Endurance*).

5.2 Saran atau Penelitian Selanjutnya

1. Diharapkan penelitian selanjutnya dapat membuat *prothotype* pada sayap UAV MALE, sehingga bisa membandingkan antara hasil analisis dengan benda nyatanya.
2. Diharapkan untuk orang-orang yang berkecimpung di dunia *aeromodelling* agar lebih memperhatikan kajian-kajian seperti penelitian ini, agar kedepannya dalam hal penerapan model *airfoil* dapat teraplikasikan di dunia industri agar lebih efisien dan ekonomis.

DAFTAR PUSTAKA

- Ahmad F. (2009). Penerapan prinsip *Finite Element Analysis*. *Blogspot*, 281.
- Albert J. (2002). Aeromodelling *Aircraft*, 21, 45–90.
- Batchelor G.K. (1967). *An Introduction to Fluid Dynamics*. Great Britain: Cambridge University Press, reprint Publisher 2000.
- Bird R.B. (2005). Spesifikasi Fluida, Tabel *Propeties* Udara, 8.
- Blyenburgh P.V. (2006). UAV *DACH Symposium*, 1–51.
- Cayley G. (1853). *Aircraft Structures, chapter 1*, 1-48.
- Clancy L.J. (1975). Distribusi Tekanan *Airfoil*, 10–14.
- Dwisantoso D. (2011). Berat Jenis, 12–19.
- Dwi A. dan Narutomo, Ityo. (2012, April 18). Aliran Laminar dan Aliran Turbulen Pada Fluida. Retrieved October 31, 2017, from <http://arandityonarutomo.blogspot.com/2012/04/aliran-laminar-dan-aliran-turbulen-pada.html>
- Ganesh H. (2001). *Aircraft design*.
- Hidayat M.F. (2014). Analisis Aerodinamika *Airfoil* Naca 0012 Dengan *Ansys Fluent*. Jakarta, 10. Retrieved From Analisis Aerodinamika *Airfoil* Naca 0012 Dengan *Ansys Fluent*
- Houghton E. ., Carpenter P., Collicott, Steven, & Valentine. (2013). *Aerodynamics for Engineering Students (Sixth Edition)*. Amsterdam: Elsevier.
- Irawan P. (2008). Perbedaan *Distribusi Tekanan, Kecepatan, Lift Coefficient (CL), Drag Coefficient (CD) Dengan Menggunakan Alat Bantuan Software Solidworks*.

- Jack R. (2005). *Kite Structure, No 2*, 8–9.
- Kundu. (2012). *Aircraft for UAV Design and Operation*.
- Lubis M.M. (2012). Analisis Aerodinamika *Airfoil* Naca 2412 Pada Sayap Pesawat Model Tipe *Glider* Dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* Untuk Memperoleh Gaya Angkat Maksimum, *II*.
- Miranda. (2011). Metode Menentukan Massa Dan Kerapatan, *I*.
- Miraza R. S. dan Israun I. (2012). Analisis Tegangan Pada Sayap Horizontal Bagian Ekor Aeromodelling Tipe *Glider* Akibat Laju Aliran Udara Dengan Menggunakan *Software* Berbasis *Computational Fluid Dynamic* (CFD), *1*.
- Mufid A. dan Risdian H. (2010). Dasar-dasar dari metode elemen hingga.
- Mulyani, Astrowulan K. , Susila J. (2012). *Autolanding* Pada UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) Menggunakan Kontroler PID-Fuzzy, *Vol. 1*, 1-5.
- Munson B. (2009a). Sifat-Sifat Fluida.
- Munson B. (2009b). *Solution Manual for Fundamentals of Fluid Mechanics* (6th ed.). Wiley: Great Britain.
- Pratomo B., Noviyanto F, Cahyono M. A (2013). Perancangan dan Pembuatan *Platform* UAV Radio Control Kolibri-08v2 Dengan Mesin *Thunder Tiger 46 Pro*. Teknik Penerbangan STT-Adisutjipto Yogyakarta, *Volume V*, 1–10.
- Renault A.. (2007). *A Model for Assessing UAV System Architectures*. *Procedia Computer Science*, *61*, 160–167.
- Reynold O. (1884). Reynold Number.
- Rocha B. (2010). *Structural Design with Aeroelasticity*, 1–44.

- Schmidt H.J. (2004). *Airplane Wing, Method For Manufacturing An Airplane Wing And Use of A Welding Process For Welding A Wing Spar*. Retrieved from <https://www.google.com/patents/US20060145010>
- Triatmodjo B. (2013). *Hidraulika II cetakan ke-9*. Yogyakarta: Beta Offset.
- Widyangga M.A. (2013). Aplikasi Metode Elemen Hingga Untuk Analisis
retrieved <http://amriwidiangga.blogspot.co.id/2013/01/aplikasi-metode-elemen-hingga-untuk.html>
- Soejono T. (1999). Gaya Aerodinamika Dinyatakan Sebagai Akibat Aliran Udara Pada Suatu Benda Yang Bersumber Dari Distribusi Tekanan Pada Permukaan Dan Tegangan Geser Pada Permukaan.
- White T.F. (1998). *Fluid Mechanics Fourth Edition*. United States: McGraw-Hill
Series in Mechanical Engineering.

LAMPIRAN

A. Database *Airfoil* Seri NACA 0012

1	0.001260	0
0.999416	0.001342	0
0.997666	0.001587	0
0.994753	0.001994	0
0.990685	0.002560	0
0.985471	0.003280	0
0.979123	0.004152	0
0.971656	0.005169	0
0.963087	0.006324	0
0.953437	0.007611	0
0.942728	0.009022	0
0.930985	0.010549	0
0.918235	0.012182	0
0.904509	0.013914	0
0.889837	0.015735	0
0.874255	0.017635	0
0.857800	0.019605	0
0.840508	0.021635	0
0.822421	0.023714	0
0.803581	0.025834	0
0.784032	0.027983	0
0.763820	0.030152	0
0.742992	0.032329	0
0.721596	0.034506	0
0.699682	0.036670	0
0.677303	0.038811	0
0.654509	0.040917	0
0.631354	0.042978	0
0.607892	0.044980	0

0.584179	0.046912	0
0.560268	0.048762	0
0.536217	0.050516	0
0.512082	0.052162	0
0.487918	0.053687	0
0.463783	0.055077	0
0.439732	0.056320	0
0.415822	0.057403	0
0.392108	0.058314	0
0.368646	0.059042	0
0.345492	0.059575	0
0.322698	0.059903	0
0.300318	0.060017	0
0.278404	0.059910	0
0.257008	0.059576	0
0.236180	0.059008	0
0.215968	0.058205	0
0.196419	0.057164	0
0.177579	0.055886	0
0.159492	0.054372	0
0.142201	0.052625	0
0.125745	0.050651	0
0.110163	0.048457	0
0.095492	0.046049	0
0.081765	0.043437	0
0.069015	0.040631	0
0.057272	0.037641	0
0.046563	0.034479	0
0.036913	0.031156	0
0.028344	0.027683	0
0.020877	0.024071	0
0.014529	0.020330	0

0.009315	0.016471	0
0.005247	0.012501	0
0.002334	0.008429	0
0.000584	0.004260	0
0	0	0
0.000584	-0.004260	0
0.002334	-0.008429	0
0.005247	-0.012501	0
0.009315	-0.016471	0
0.014529	-0.020330	0
0.020877	-0.024071	0
0.028344	-0.027683	0
0.036913	-0.031156	0
0.046563	-0.034479	0
0.057272	-0.037641	0
0.069015	-0.040631	0
0.081765	-0.043437	0
0.095492	-0.046049	0
0.110163	-0.048457	0
0.125745	-0.050651	0
0.142201	-0.052625	0
0.159492	-0.054372	0
0.177579	-0.055886	0
0.196419	-0.057164	0
0.215968	-0.058205	0
0.236180	-0.059008	0
0.257008	-0.059576	0
0.278404	-0.059910	0
0.300318	-0.060017	0
0.322698	-0.059903	0
0.345492	-0.059575	0
0.368646	-0.059042	0

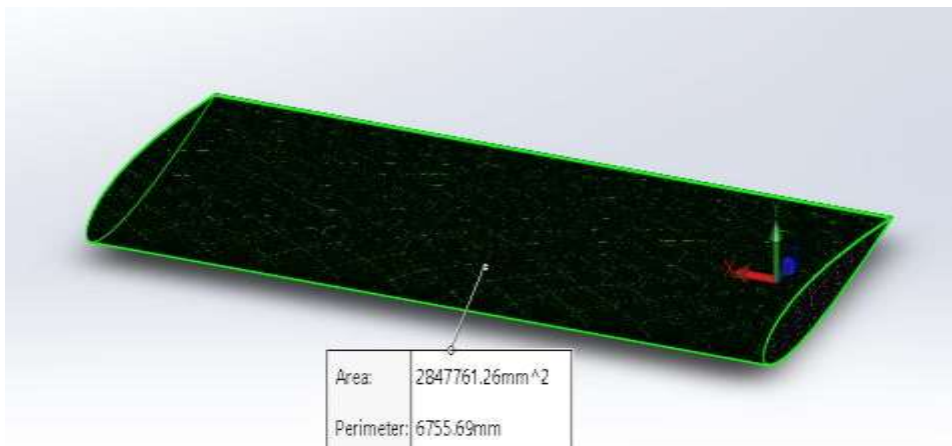
0.392108	-0.058314	0
0.415822	-0.057403	0
0.439732	-0.056320	0
0.463783	-0.055077	0
0.487918	-0.053687	0
0.512082	-0.052162	0
0.536217	-0.050516	0
0.560268	-0.048762	0
0.584179	-0.046912	0
0.607892	-0.044980	0
0.631354	-0.042978	0
0.654509	-0.040917	0
0.677303	-0.038811	0
0.699682	-0.036670	0
0.721596	-0.034506	0
0.742992	-0.032329	0
0.763820	-0.030152	0
0.784032	-0.027983	0
0.803581	-0.025834	0
0.822421	-0.023714	0
0.840508	-0.021635	0
0.857800	-0.019605	0
0.874255	-0.017635	0
0.889837	-0.015735	0
0.904509	-0.013914	0
0.918235	-0.012182	0
0.930985	-0.010549	0
0.942728	-0.009022	0
0.953437	-0.007611	0
0.963087	-0.006324	0
0.971656	-0.005169	0
0.979123	-0.004152	0

0.985471	-0.003280	0
0.990685	-0.002560	0
0.994753	-0.001994	0
0.997666	-0.001587	0
0.999416	-0.001342	0
1	-0.001260	0

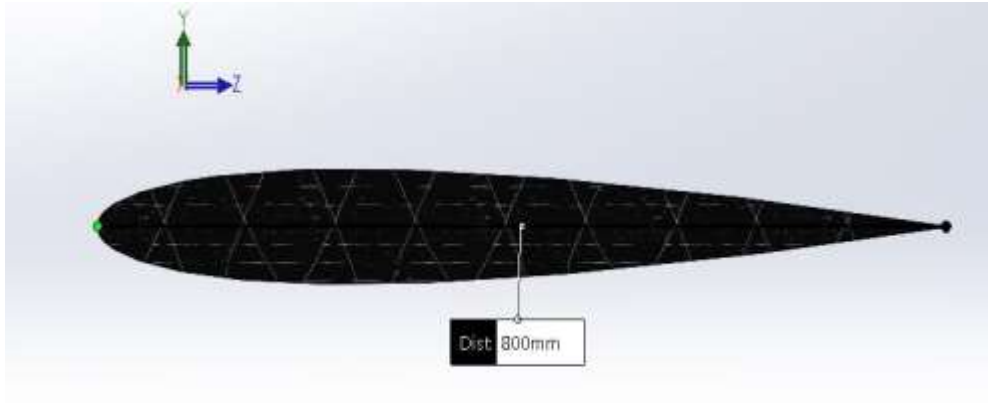
B. Variasi Sudut Serang Sayap Horizontal



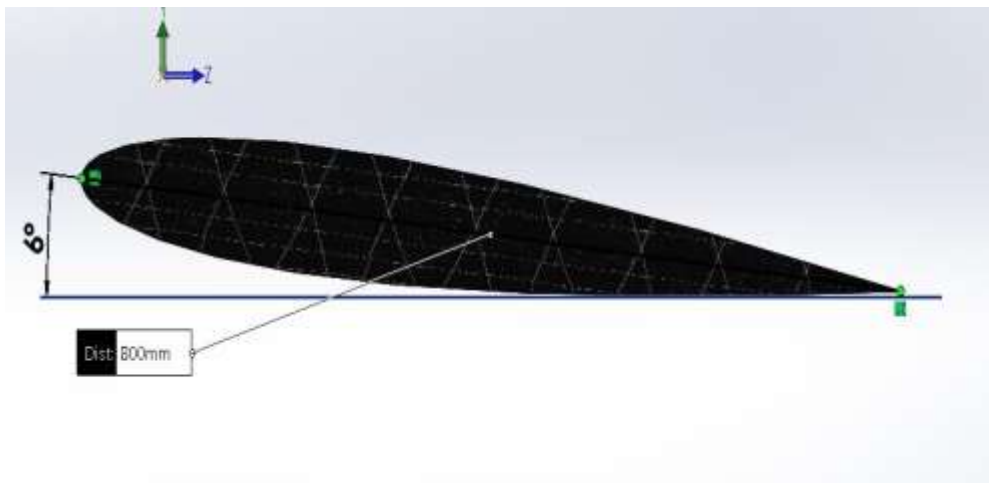
Gambar 5-1 Dimensi Sayap Horizontal



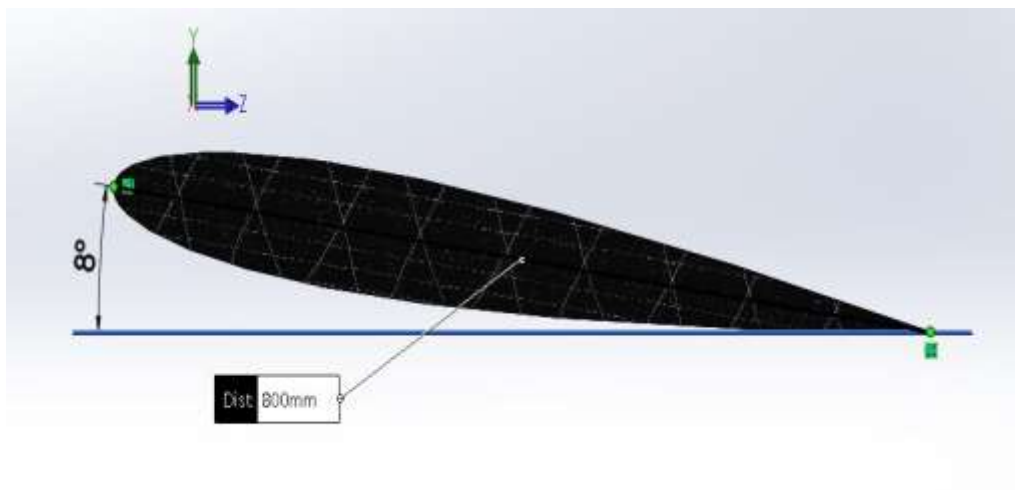
Gambar 5-2 Luas Penampang Sayap Horizontal



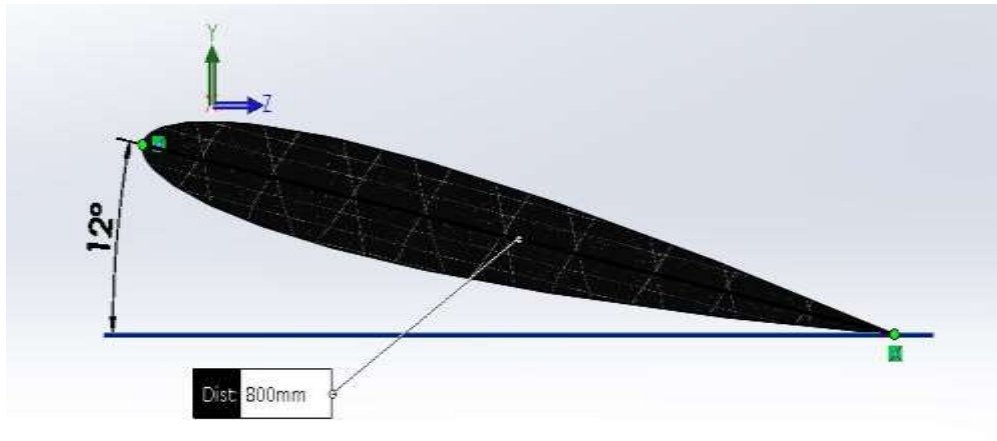
Gambar 5-3 Sudut Serang 0°



Gambar 5-4 Sudut Serang 6°

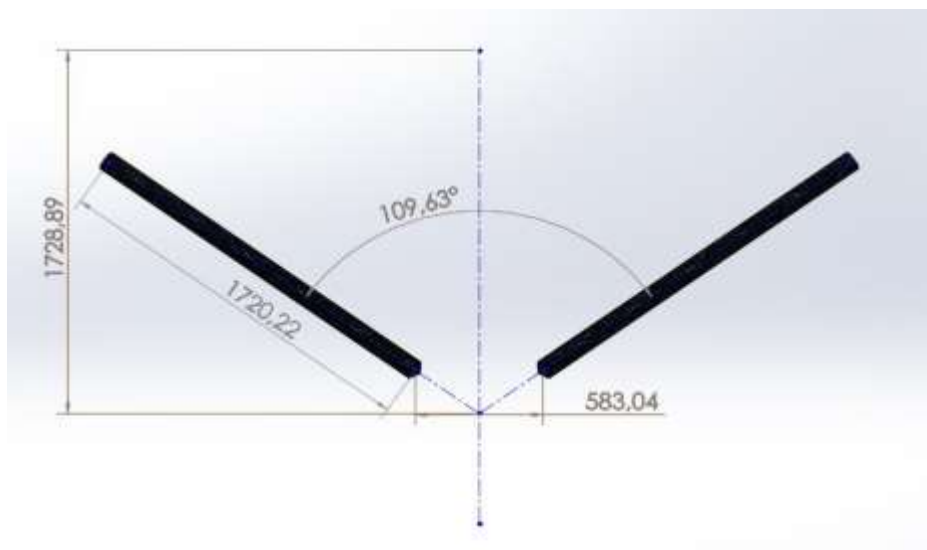


Gambar 5-5 Sudut Serang 8°

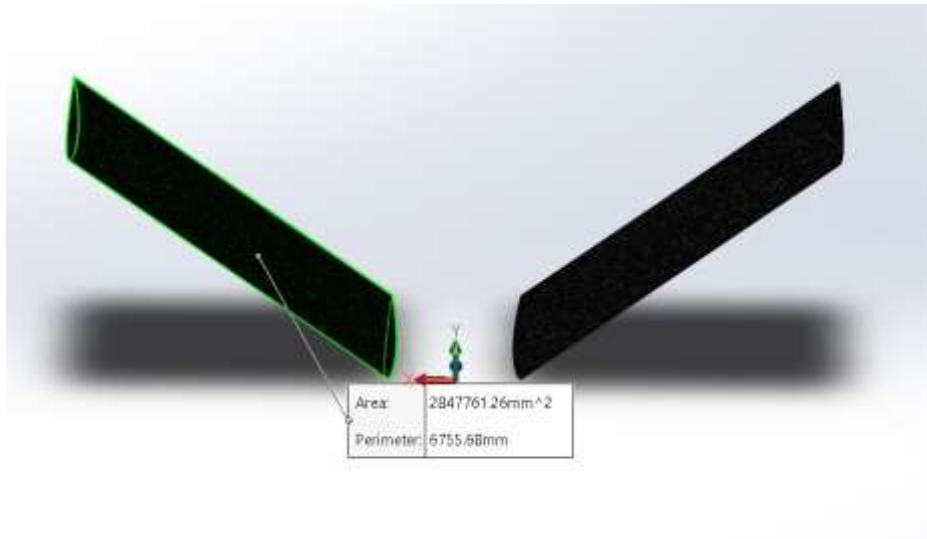


Gambar 5-6 Sudut Serang 12°

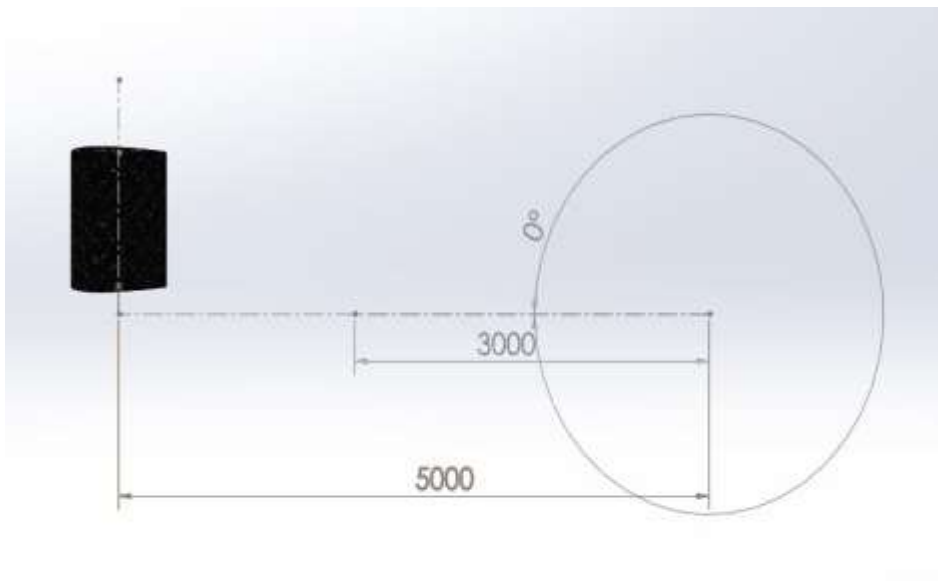
C. Variasi Sudut Serang Sayap V-Tail



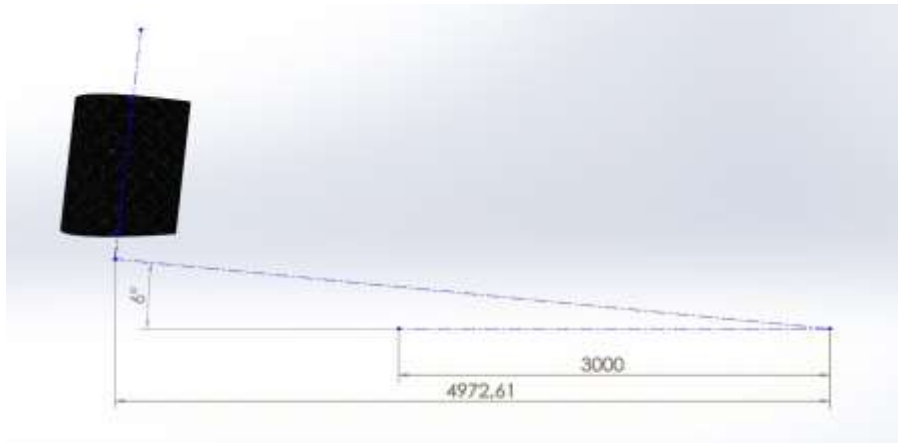
Gambar 5-7 Dimensi Sayap V-Tail



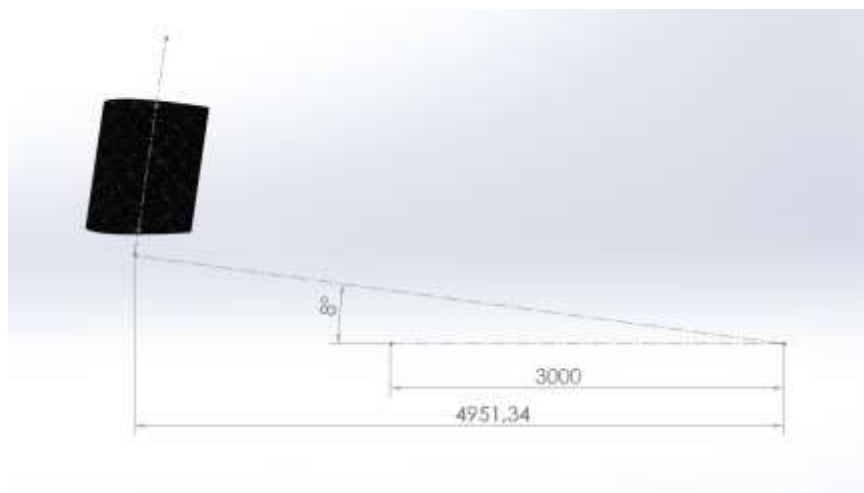
Gambar 5-8 Luas Penampang Sayap V-Tail



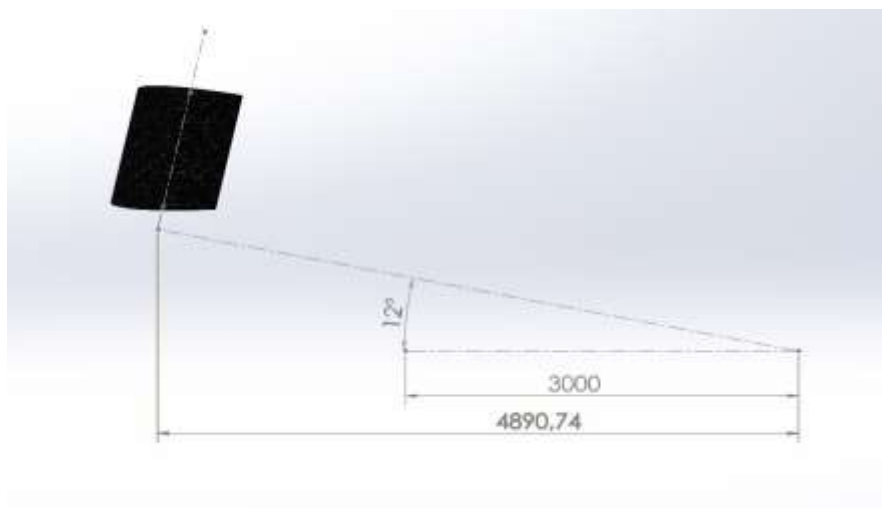
Gambar 5-9 Sudut Serang 0°



Gambar 5-10 Sudut Serang 6°



Gambar 5-11 Sudut Serang 8°



Gambar 5-12 Sudut Serang 12°