



**TUGAS AKHIR  
TM 145502**

**SIMULASI DAN ANALISA STRUKTUR UNMANNED  
AERIAL VEHICLE (UAV) MILITUS  
MENGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA**

**JAVIERO ISROJ WILNADI  
NRP. 2113 030 021**

**DosenPembimbing  
HendroNurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.  
NIP. 1975112020 0212 1 002**

**DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI  
Fakultas Vokasi  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
Surabaya 2017**



**FINAL PROJECT  
TM 145502**

**SIMULATION AND STRUCTURE ANALYSIS OF  
UNMANNED AERIAL VEHICLE  
(UAV)MILITUSUSING FINITE ELEMENT METHOD**

**JAVIERO ISROJ WILNADI  
NRP. 2113 030 021**

**Advisor  
HendroNurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.  
NIP. 1975112020 0212 1 002**

**INDUSTRY MECHANICAL ENGINEERING DEPARTEMENT  
Faculty of Vocations  
Institute Technology of Sepuluh Nopember  
Surabaya 2017**

# **SIMULASI DAN ANALISA STRUKTUR UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) MILITUS MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA**

## **TUGAS AKHIR**

**Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat Memperoleh Gelar  
Ahli Madya**

**Pada**

**Bidang Studi Manufaktur**

**Departemen Teknik Mesin Industri**

**Fakultas Vokasi**

**Institut Teknologi Sepuluh Nopember**

**Surabaya**

Oleh :

**JAVIERO ISROJ WILNADI**

**NRP. 2113 030 021**



**Mengetahui dan Menyetujui**

**Dosen Pembimbing**

**Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing. Ph.D**

**NIP. 1975112020 0212 1 002**

**SURABAYA, JULI 2017**

# SIMULASI DAN ANALISA STRUKTUR UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) MILITUS MENGGUNAKAN METODE ELEMEN HINGGA

Nama Mahasiswa : JavieroIsrojWilnadi  
NRP : 2113 030 021  
Departemen : Teknik Mesin Industri FV-ITS  
Dosen Pembimbing :Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing.,  
Ph.D

## Abstrak

Pesawat tanpa awak banyak digunakan pada dunia militer maupun keperluan komersil. Karena mempunyai banyak kelebihan yaitu memperkecil resiko *human error*, pengoperasian mudah, dan lebih efektif dibandingkan dengan pesawat berpilot. Pesawat tanpa awak sengaja dibuat dengan bodi yang ringan serta aerodinamis.

Untuk mengetahui gaya aerodinamika serta tegangan rata-rata dan deformasi pada bodi pesawat UAV Militus, maka digunakan *software Ansys Fluent*15.0. Tujuan dari tugas akhir ini adalah menganalisa pesawat UAV Militus, meliputi kontur tekanan, koefisien drag ( $C_d$ ), koefisien lift ( $C_l$ ), tegangan rata-rata dan deformasi total secara 3 dimensi dari *software Ansys Fluent 15.0* dari pesawat tersebut. Jadi didapatkan material yang sesuai untuk digunakan pada bodi pesawat UAV Militus.

Dari hasil analisa aliran yang melintas pada bodi pesawat UAV Militus, koefisien drag ( $C_d$ ) yang diperoleh pesawat UAV Militus senilai 0,0294, koefisien lift ( $C_l$ ) pada pesawat UAV Militus senilai 0.15752, dan dari hasil Analisa struktur deformasi total pada pesawat UAV Militus dengan material *Fiber Glass* sebesar 0.5479mm, deformasi total material *Fiber Carbon* 0.43952mm, tegangan rata-rata pada pesawat UAV Militus material *Fiber Glass* sebesar  $8.1752 \times 10^5$  Pa, dan tegangan rata-rata material *Fiber Carbon* sebesar  $5.5784 \times 10^5$  Pa

**Kata kunci :** UAV Militus, *Ansys Fluent*, *drag coefficient* ( $C_d$ ), *lift coefficient* ( $C_l$ ), tegangan rata-rata, deformasi total

***SIMULATION AND STRUCTURE ANALYSIS OF  
UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) MILITUS USING  
FINITE ELEMENT METHOD***

**Nama Mahasiswa** : **Javiero Isroj Wilnadi**  
**NRP** : **2113 030 021**  
**Departemen** : **Teknik Mesin Industri FV-ITS**  
**Dosen Pembimbing** : **Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing.,  
Ph.D**

***Abstract***

*Aircraft without crew is widely used in the world of military as well as commercial purposes. Because it has a lot of advantages, namely the reduction of the risk of human error, the operation easier, and more effective than the aircraft piloted. The aircraft without the crew deliberately made with a lightweight body and aerodynamic.*

*To know the style of aerodynamics as well as the average voltage and deformation on the body of the plane, then the UAV Militus used software AnsysFluent 15.0. The purpose of this thesis is to analyze the plane, including UAV Militus contours of pressure, the coefficient of drag ( $C_D$ ), the coefficient of lift ( $C_L$ ), the equivalent stress and total deformation in 3 dimensions of software AnsysFluent 15.0 from the aircraft. So the obtained material appropriate for use on aircraft body UAV Militus.*

*From the results of the analysis of the flow passing on aircraft body UAV Militus, coefficient of drag ( $C_D$ ) obtained aircraft worth 0.0294 UAV Militus, the coefficient of lift ( $C_L$ ) on aircraft worth 0.15752 UAV Militus, and of the results of the analysis of the structure of the total deformation on aircraft with FiberGlass material UAV Militus of 0.5479 mm, the total deformation of materials FiberCarbon of 0.43952 mm, the equivalent stress on the UAV Militus material FiberGlass of  $8.1752 \times 10^5$  Pa, and the equivalent stress of the material FiberCarbon of  $5.5784 \times 10^5$  Pa*

***Keyword : UAV Militus, AnsysFluent, drag coefficient ( $C_D$ ), lift coefficient ( $C_L$ ), equivalent stress, total deformation***

## KATA PENGANTAR

Segala puji syukur penulis panjatkan kepada Allah SWT yang telah memberikan segala rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dengan segala keterbatasannya dapat menyelesaikan tugas akhir ini dengan baik. Dalam terselesaikannya tugas akhir ini, penulis ingin menyampaikan terimakasih kepada semua pihak yang telah membantu secara moral maupun materi, yakni:

1. **Bapak Hendro Nurhadi, Dipl.-Ing., Ph.D.** selaku dosen pembimbing tugas akhir yang telah banyak memberikan bimbingan terkait dengan tugas akhir.
2. **Bapak Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT.** selaku Kepala Departemen Teknik Mesin Industri Fakultas Vokasi-ITS.
3. **Bapak Ir. Suhariyanto, MSc.** selaku Koordinator Tugas Akhir Departemen Teknik Mesin Industri Fakultas Vokasi-ITS.
4. **Para Dosen Penguji** selaku dosen yang memberikan kritik, saran, serta masukan yang sangat bermanfaat untuk penyempurnaan tugas akhir ini.
5. **Seluruh Dosen dan Karyawan** yang telah banyak membimbing penulis dalam menggali ilmu di Departemen Teknik Mesin Industri ITS.
6. **Ibu**, yang selalu memberikan do'a dan motivasi. Tanpa do'a dan motivasi beliau, penulis tidak bisa menyelesaikan tugas akhir dengan baik.
7. **Bintang Janitra** yang selalu memberikan support kepada penulis dalam pengerjaan tugas akhir ini.
8. **M. Yusuf Anggianto** sebagai partner pengerjaan tugas akhir yang telah banyak membantu menyelesaikan tugas akhir ini bersama-sama.
9. **Arif Rahman, Ismail Maydiyanto, M. Nuril Fuad, Ruso Mahesa, Dimas Kacong, Dhika, Indro, Ajeng, Elsa,**

**Azkik, Ufa, Desy, Adi, Wahyu F, Fahmi, Subhan, Kara, Ayub, Panji** yang selalu membantu dan memberikan semangat kepada penulis. Terimakasih atas segala kritik dan saran serta motivasi yang telah kalian berikan.

10. **Seluruh teman-teman Robotika ITS** yang ikut membantu dan memberikan semangat kepada penulis. Terimakasih atas kritik dan masukannya.
11. **Seluruh teman-teman D3MITS angkatan 2012, 2013, dan 2014** yang juga selalu membantu dan memberikan semangat kepada penulis. Terimakasih atas segala kritik dan saran serta motivasi yang telah kalian berikan.
12. Semua pihak yang belum disebutkan di atas yang telah memberikan do'a, bantuan, dan dukungannya bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik dan tepat waktu.

Penulis mengharapkan kritik dan saran demi kesempurnaan tugas akhir ini. Akhirnya, penulis berharap semoga tugas akhir ini dapat memberikan manfaat bagi pengembangan ilmu pengetahuan di masa depan.

Surabaya, Juli 2017

Penulis

## DAFTAR ISI

<b>HALAMAN JUDUL</b> .....	<b>i</b>
<b>LEMBAR PENGESAHAN</b> .....	<b>iii</b>
<b>ABSTRAK</b> .....	<b>iv</b>
<b>KATA PENGANTAR</b> .....	<b>vi</b>
<b>DAFTAR ISI</b> .....	<b>viii</b>
<b>DAFTAR GAMBAR</b> .....	<b>xi</b>
<b>DAFTAR TABEL</b> .....	<b>xiii</b>
<b>BAB I</b>	
PENDAHULUAN .....	1
1.1 Latar Belakang .....	1
1.2 Perumusan Masalah .....	2
1.3 Tujuan .....	2
1.4 Batasan Masalah .....	2
1.5 Manfaat Penulisan .....	3
1.6 Sistematika Penulisan .....	3
<b>BAB II</b>	
DASAR TEORI .....	5
2.1. Fluida .....	5
2.2. Sifat-sifat Fluida (udara) .....	7
2.3. Teori Aliran Eksternal .....	12
2.3.1. Terbentuknya <i>Boundary Layer</i> .....	12
2.3.2. Aliran <i>Nonviscous</i> dan <i>Viscous</i> .....	15
2.3.3. Separasi Aliran Pada <i>Boundary Layer</i> .....	16
2.4. Prinsip Dasar Aliran Angin pada Kendaraan .....	20
2.5. Gaya Aerodinamika .....	21
2.5.1. Gaya <i>Drag</i> (Gaya Hambat) .....	22
2.5.2. Gaya <i>lift</i> (Gaya Hambat) .....	28
2.6. Pengaruh Bentuk Bodi Pesawat ( <i>fuselage</i> ) .....	29
2.7. Dinamika Aliran Fluida secara Komputasi .....	30
2.7.1. Fluent .....	31
2.8. Meshing .....	32
2.9. Teori Kekuatan Material .....	33
2.10. Finite Element Analisis Menggunakan Ansys .....	33

## **BAB III**

<b>METODOLOGI</b> .....	35
3.1. Diagram AlirPenelitian .....	35
3.1.1 Studi Literatur .....	36
3.1.2 Perumusan Masalah .....	36
3.1.3 Desain UAV Militus Menggunakan Solidwork .....	36
3.1.4 Mendapatkan Informasi Besaran Gaya Menggunakan Fluent .....	36
3.1.5 Pemilihan Material .....	37
3.1.6 Analisa Struktur Menggunakan Ansys .....	37
3.1.7 Analisa Struktur Menggunakan Ansys .....	37
3.1.8 Pembuatan Laporan .....	37
3.2. Diagram Alir Fluent.....	38
3.2.1. GeometriPesawatUAV Militus.....	39
3.2.2. Pesawat UAV Militus3-D .....	40
3.2.3. Meshing .....	40
3.2.3.1 Kualitas Mesh .....	41
3.2.4. Parameter Pemodelan.....	41
3.3. <i>Processing</i> atau <i>Solving</i> .....	44
3.4. <i>Postprocessing</i> .....	45
3.5. Diagram Alir <i>Ansys</i> .....	46

## **BAB IV**

<b>ANALISA DAN PEMBAHASAN</b> .....	51
4.1. MembuatDesainPesawatdengansoftware Solidwork.....	51
4.1.1 DesainPesawatUAV Militus .....	51
4.2. <i>Meshing Grid Value</i> UAV Militus .....	52
4.3. Analisa Gaya Aerodinamika .....	52
4.3.1. Perhitungan Gaya <i>Drag</i> .....	52
4.3.2. Perhitungan Gaya <i>lift</i> .....	55
4.4. Analisa Pola AliranFluida .....	57
4.4.1 Analisa Pola Aliran Udara Pesawat UAV Militus .....	57
4.5. AnalisKekuatanStruktur.....	60
4.5.1 Analisa Struktur Bodi Pesawat UAV Militus Menggunakan Material <i>FiberGlass</i> .....	60
4.5.1.1 Penentuan <i>Fixed Support</i> .....	61

4.5.1.2	Tegangan Rata-Rata Bodi UAV Militus ....	61
4.5.1.3	Deformasi Pada Bodi UAV Militus .....	62
4.5.1.4	Tegangan Rata-Rata Sayap UAV Militus ..	62
4.5.1.5	Deformasi Pada Sayap UAV Militus .....	63
4.5.2	Analisa Struktur Bodi Pesawat UAV Militus	
	Menggunakan Material <i>FiberCarbon</i> .....	63
4.5.2.1	Penentuan <i>Fixed Support</i> .....	63
4.5.2.2	Tegangan Rata-Rata Bodi UAV Militus ....	64
4.5.2.3	Deformasi Pada Bodi UAV Militus .....	64
4.5.2.4	Tegangan Rata-Rata Sayap UAV Militus ..	65
4.5.2.5	Deformasi Pada Sayap UAV Militus .....	65
4.6	Pemilihan Material yang Sesuai Antara <i>FiberGlass</i> dan <i>FiberCarbon</i> .....	66
4.7	<i>Free Body Diagram</i> Pesawat UAV Militus .....	67

## **BAB V**

### **PENUTUP**

5.1.	Kesimpulan .....	70
5.2.	Saran .....	70

### **DAFTAR PUSTAKA**

### **LAMPIRAN**

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1.	Perbedaan sifat benda solid dengan fluida karena gaya geser .....	6
Gambar 2.2.	<i>Boundary layer</i> pada pelat datar .....	13
Gambar 2.3.	Teori terbentuknya <i>boundary layer</i> .....	14
Gambar 2.4.	Perbedaan antara fluida ideal dan <i>viscous</i> .....	15
Gambar 2.5.	<i>Boundary layer flow</i> dengan <i>pressure</i> .....	16
Gambar 2.6.a	Aliran <i>incompressible</i> melewati bola .....	18
Gambar 2.6.b	Separasi aliran melewati benda <i>streamline</i> .....	18
Gambar 2.7.	Pengukur tekanan statis .....	19
Gambar 2.8.	Pengukur tekanan stagnasi .....	21
Gambar 2.9.	Pengukur tekanan stagnasi dan .....	21
Gambar 2.10.	Pola aliran udara .....	22
Gambar 2.11.	Pola aliran udara antara profil udara b .....	24
Gambar 2.12.	<i>Control volume</i> untuk memperoleh drag pada <i>airfoil</i> .....	25
Gambar 2.13.	Distribusi tekanan penyebab gaya .....	26
Gambar 2.14.	Perbedaan bentuk <i>winglet</i> pada bodi .....	27
Gambar 2.15.	Blok diagram simulasi dengan <i>CFD</i> .....	31
Gambar 3.1.	Diagram Alir Penelitian .....	36
Gambar 3.2.	Diagram Alir Fluent .....	39
Gambar 3.3.	Pesawat UAV Militus 2D .....	40
Gambar 3.4.	Pesawat UAV Militus 3D .....	41
Gambar 3.5.	Penentuan Kondisi Batas pesawat .....	44
Gambar 3.6.	Penentuan Kondisi Batas pesawat .....	44
Gambar 3.7.	Residual Plot .....	46
Gambar 3.8.	Diagram Alir ANSYS .....	47
Gambar 3.9.	Pemodel 3-D dengan Solid Work .....	48
Gambar 3.10.	Export dari Solidwork .....	48
Gambar 3.11.	Fix Support dan Free Support .....	50
Gambar 3.12.	<i>Imported Pressure</i> dari <i>Fluent</i> .....	50
Gambar 4.1.	<i>Isometric</i> Pesawat UAV Militus .....	52
Gambar 4.2.	<i>Meshing</i> pada UAV Militus .....	53
Gambar 4.3.	Luasan Frontal pesawat UAV Militus .....	54
Gambar 4.4.	<i>Force Reports</i> pada <i>Ansys Fluent</i> .....	54
Gambar 4.5.	<i>Hasil drag force report</i> .....	55

Gambar 4.6.	<i>force report</i> pada Ansys Fluent.....	57
Gambar 4.7.	Konturtekananstatistampakdepan.....	58
Gambar 4.8.	Konturtekananstatistampaksamping.....	59
Gambar 4.9.	Konturtekananstatistampakisometri .....	59
Gambar 4.10.	<i>Velocity vector</i> tampakisometri .....	60
Gambar 4.11.	<i>Velocity vector</i> tampaksamping.....	61
Gambar 4.12.	<i>Fixed Support</i> padafuselageUAV Militus ....	62
Gambar 4.13.	Tegangan rata-rata yang terjadi.....	62
Gambar 4.14.	Deformasi total yang terjadi .....	63
Gambar 4.15.	Tegangan rata-rata padawingspan .....	63
Gambar 4.16.	Deformasi total yang terjadi .....	64
Gambar 4.17.	<i>Fixed Support</i> padafuselage .....	64
Gambar 4.18.	Tegangan rata-rata yang terjadipada .....	65
Gambar 4.19.	Deformasi total yang terjadi .....	65
Gambar 4.20.	Tegangan rata-rata padawingspan .....	66
Gambar 4.21.	Deformasi total yang terjadipada .....	66
Gambar 4.22	<i>Free Body Diagram</i> Pesawat UAV.....	68

## DAFTAR TABEL

Tabel 3.1	<i>Mesh</i> Properties .....	42
Tabel 3.2	Properties Parameter Pemodelan .....	43
Tabel 3.3	Material Properties <i>FiberGlass</i> .....	49
Tabel 3.4	<i>Mesh</i> Properties .....	49
Tabel 4.1.	PerbandinganTegangan Rata-rata.....	67
Tabel 4.2.	PerbandinganDeformasi Total UAV.....	67
Tabel 4.3	Perbandingan Massa Total UAV.....	68

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

*Unmanned Aerial Vehicle* atau yang biasa dikenal dengan istilah UAV merupakan sebuah sistem penerbangan/ pesawat tanpa pilot yang berada di dalam pesawat tersebut. UAV dapat dikendalikan dengan menggunakan *remote* dari jarak jauh, diprogram dengan perintah tertentu, atau bahkan dengan sistem pengendalian otomatis yang lebih kompleks. Aplikasi dari teknologi UAV pun beragam mulai dari tugas militer hingga pengamatan udara.

*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV), adalah sebuah mesin terbang yang berfungsi dengan kendali jarak jauh oleh [pilot](#) atau mampu mengendalikan dirinya sendiri, menggunakan hukum aerodinamika untuk mengangkat dirinya, bisa digunakan kembali dan mampu membawa muatan baik senjata maupun muatan lainnya. Penggunaan terbesar dari pesawat tanpa awak ini adalah di bidang militer. [Rudal](#) walaupun mempunyai kesamaan tetapi dianggap berbeda dengan pesawat tanpa awak karena rudal tidak bisa digunakan kembali dan rudal adalah senjata itu sendiri.

Pesawat tanpa awak memiliki bentuk, ukuran, konfigurasi, dan karakter yang bervariasi. Perkembangan kontrol otomatis membuat pesawat tanpa awak menjadi kompleks dan rumit.

Pada bodi sendiri pesawat tanpa awak lebih ringkas dan memiliki gaya aerodinamik yang lebih baik daripada pesawat ber-pilot.

Iniyang menjadikantugasakhir kami, dengan menganalisa aliran fluida yang melintasibodipesawat UAV Militus dengantampilan 3D dan kekuatan struktur dari pesawat tersebut. Fokus utamaterujupada *leading edge* yang mana adalah bagian yang terkena oleh fluida pertama kalinya sehingga bentuk desain *leading edge* menentukan konfigurasi maupun pola aliran di belakangnya. Diharapkan juga bisa mendapatkan analisis terhadap gaya *drag* dan *lift* serta struktur *wake* sehingga nilai  $C_D$ ,  $C_L$ , dan  $C_p$  dapat didapatkan dengan

optimal. Dendandidapatkannya data yang optimal, sehinggadapatdiintegrasikandengananalisa kekuatanstruktur.

## 1.2 Perumusan Masalah

Dalam analisa aliran fluida dan analisa kekuatan struktur pesawat UAV Militus, muncul permasalahan yaitu

1. Berapa koefisien drag dan koefisien lift yang diperoleh pesawat UAV Militus selama dilakukan simulasi?
2. Bagaimana deformasi total dan tegangan rata-rata yang terjadi pada bodi pesawat dengan mengintegrasikan data aliran fluida?
3. Apa jenis material yang sesuai untuk digunakan pada bodi pesawat UAV Militus dengan mengintegrasikan data analisa struktur?

## 1.3 Tujuan

Tujuan yang ingin dicapai pada tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Menentukan koefisien drag ( $C_D$ ) dan koefisien lift ( $C_L$ ) pada kontur bodi pesawat UAV Militus.
2. Mengetahui deformasi total dan tegangan rata-rata bodi pesawat yang terjadi berdasarkan analisa kekuatan struktur.
3. Menentukan material yang tepat untuk bodi pesawat UAV Militus.

## 1.4 Batasan Masalah

Untuk memperkecil ruang lingkup dan untuk memudahkan dalam analisa masalah dibutuhkan adanya pembatasan masalah. Batasan masalah yang dipergunakan dalam penulisan tugas akhir ini antara lain:

1. Pemodelan dilakukan tanpa adanya eksperimen.
2. Kondisi *steady states* serta aliran *incompressible*
3. Menggunakan *software* analisa struktur dan analisa aliran udara.
4. Pengujian pada kondisi udara standar dengan menggunakan  $Re_L = 2.796837 \times 10^6$
5. Analisa 3D menggunakan model turbulen  $k-\epsilon$  *realizable*, *boundary condition* untuk *inlet* adalah *velocity inlet*

- dengan kecepatan aliran udara masuk sebesar 25 m/s dan untuk *outlet* adalah *outflow* dan bodi pesawat *wall*.
6. Simulasi numerik dilakukan tanpa adanya roda, motor, atau aksesoris lain.
  7. Pembahasan hanya pada *pressure coefficient* ( $C_p$ ), *drag coefficient* ( $C_D$ ), dan *lift coefficient* ( $C_L$ ).
  8. Tidak membahas perhitungan elemen mesin
  9. Tidak membahas validasi perhitungan *Ansys* dengan perhitungan elemen mesin

## 1.5 Manfaat Penulisan

Manfaat yang dapat diambil dari penulisan tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

1. Mengetahui fenomena aliran secara fisik dari analisa aliran 3D di sekitar bodi pesawat UAV Militus melalui visualisasi aliran dengan perangkat lunak *Ansys Fluent 15.0*
2. Untuk mengetahui gaya-gaya yang bekerja dan kekuatan struktur bodi pesawat UAV Militus berdasarkan analisa *Ansys*.
3. Untuk mengetahui deformasi bodi pesawat yang terjadi berdasarkan analisa *Ansys*.
4. Mampu memberikan sumbangsih nyata pada optimalisasi bodi kendaraan yang nantinya bisa digunakan sebagai rujukan pengembangan bodi pesawat UAV Militus.

## 1.6 Sistematika Penulisan

### BAB I PENDAHULUAN

Bab ini berisi tentang latar belakang penulisan, perumusan masalah yang dipilih, tujuan penulisan, manfaat penulisan, batasan permasalahan dan sistematika penulisan.

### BAB II DASAR TEORI

Bab ini berisi tentang persamaan - persamaan yang mendasari perumusan masalah, teori *external flow*, gaya

hambat, gaya angkat, pengaruh bentukbodi,dan pengenalan software *Ansys Fluent 15.0*

### BAB III METODE PENELITIAN

Bab ini menjelaskan langkah-langkah pemodelan melalui diagram alir,serta menguraikan pemodelan numerik yang dilakukan, mulai dari pembuatan geometri model uji, diskretisasi daerah analisa (*meshing*), pemodelan *Fluent 15.0*, analisa kekuatan struktur menggunakan software *Ansys*.

### BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

Bab ini menguraikan data yang diperoleh saat simulasi dilakukan yaitu berupa hasil *contour*, *drag coefficient* ( $C_D$ ), *lift coefficient* ( $C_L$ ), Tegangan rata-rata, dan deformasi total body yang dihasilkan serta pembahasan data yang diperoleh selama percobaan dilakukan.

### BAB V PENUTUP

Bab ini memaparkan kesimpulan yang diperoleh selama pembuatan tugas akhir ini yang merupakan ringkasan jawaban dari permasalahan yang dipilih. Dan berisikan saran-saran dari penulis.

## **BAB II**

### **DASAR TEORI**

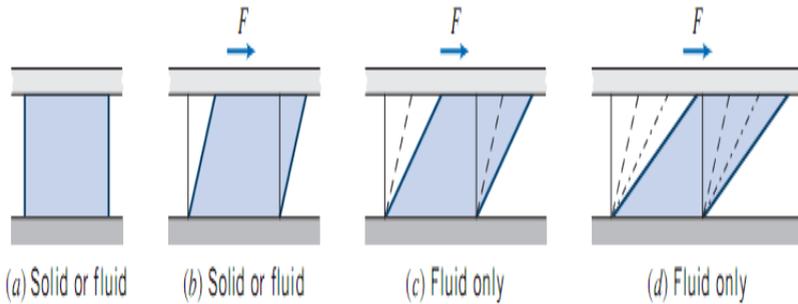
#### **2.1 Fluida**

Mekanika Fluida adalah cabang ilmuyang mempelajari mengenai zat fluida bergerak atau diam serta gaya akibat yang ditimbulkan oleh fluida tersebut pada batasnya. Sedangkan fluida sendiri merupakan zat yang akan mengalami deformasi secara terus menerus jika diberikan tegangan geser (*tangensial*) tidak peduli seberapa kecil tegangan geser tersebut. Batas tersebut dapat berupa permukaan padat atau fluida lainnya.

Pembahasan tentang fluida yang bergerak yaitu dengan mengembangkan persamaan-persamaan dasar untuk pengetrapan teori analisis berdasarkan volume atur. Analisis didasarkan pada volume atur, karena: Pertama, fluida sebagai media dapat mengalami distorsi dan deformasi secara terus menerus dan oleh karenanya sangat sulit sekali untuk mengidentifikasi suatu massa yang sama di setiap saat. Kedua, lebih sering berurusan dengan pengaruh dari gerakan fluida secara menyeluruh terhadap suatu peralatan maupun terhadap bangunan konstruksi tertentu. Ketiga, lebih sering berurusan dengan pengaruh dari gerakan fluida secara menyeluruh terhadap suatu peralatan maupun terhadap bangunan konstruksi tertentu.

Secara umum terdapat perbedaan antara fluida dengan benda solid, dimana benda solid tidak terjadi deformasi secara kontinyu selama gaya ( $F$ ) yang dikenakan lebih kecil dibanding batas elastisnya. Sedangkan fluida sendiri akan mengalami deformasi secara terus menerus jika di berikan tegangan geser (*tangensial*) seiring berjalannya waktu, seberapa kecil tegangan geser tersebut tidak akan berpengaruh. Kondisi di lapangan menyatakan bahwa jika fluida berada dalam keseimbangan, fluida tidak dapat menahan gaya

tangensial atau gaya geser. Berikut merupakan visualisasi sifat fluida jika dibandingkan dengan benda solid.



Gambar 2.1 Perbedaan sifat benda solid dengan fluida karena gaya geser  
(Fox And McDonald's, 8<sup>th</sup> edition)

Fluida memiliki sifat mengikuti perubahan bentuk wadah serta kemampuannya untuk mengalir menuju suatu tempat. Sifat ini dikarenakan salah satu dari sifat ketidakmampuan fluida melawan tegangan geser (*shear stress*) yang terjadi khususnya dalam kondisi *static equilibrium*.

Berdasarkan pergerakan partikelnya, aliran fluida dibedakan menjadi aliran *laminar* dan *turbulen*. **Aliran laminar** merupakan aliran fluida yang bergerak dengan kondisi lapisan-lapisan (*lamina-lamina*) yang membentuk garis-garis alir dan tidak berpotongan satu sama lain. **Aliran turbulen** adalah aliran fluida yang partikel-partikelnya bergerak secara acak dan tidak stabil dengan kecepatan berfluktuasi yang saling interaksi. Akibat dari hal itu maka garis alir antar partikel fluidanya akan saling berpotongan. Untuk menentukan aliran fluida tersebut aliran *laminar* ataupun aliran *turbulen* dapat dilihat dari nilai

bilangan *reynold* –nya, pada *externalflow* (aliran tersebut melewati suatu *contourbody* yang berada pada aliran fluida tanpa batas), pada aliran *laminar* bilangan *reynold* –nya  $\leq 5 \times 10^5$ , dan pada aliran turbulen bilangan *reynold* – nya  $> 5 \times 10^5$ .

Kemudian aliran fluida diklasifikasikan berdasarkan perubahan terhadap waktu yaitu aliran tunak (*steady flow*) dan aliran tak tunak (*unsteady flow*). Aliran tunak (*steady flow*) terjadi jika kondisi fluida pada titik manapun tidak terjadi perubahan kecepatan terhadap waktu dengan jangka waktu yang tidak terbatas dan dapat dinotasikan dengan  $\frac{\partial v}{\partial t} = 0$ , apabila pada kondisi kecepatan aliran berubah terhadap waktu  $\frac{\partial v}{\partial t} \neq 0$ , maka aliran tersebut digolongkan menjadi aliran tak tunak (*unsteady flow*).

Udara adalah suatu zat yang memiliki densitas dan viskositas. Densitas tergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Pada umumnya kendaraan di jalan melaju dengan kecepatan dibawah sepertiga kecepatan suara. Pada batas kecepatan tersebut harga variasi tekanan dan temperatur dalam aliran dengan harga *freestream* sangat kecil, oleh karena itu perubahan pada densitas dapat diabaikan. Dengan demikian aliran fluida berupa udara yang mengalir di sekeliling kendaraan dapat dikategorikan sebagai aliran fluida *incompressible*.

Properti lain dari udara adalah viskositas. Properti ini dikarenakan oleh gesekan molekuler antar partikel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum, karena adanya *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Viskositas yang dimiliki fluida ini dapat menyebabkan terjadinya *friction drag* sehingga timbul gradien kecepatan pada dinding.

## 2.2 Sifat-sifat Fluida (udara)

Udara adalah fluida yang memiliki densitas dan viskositas. Densitas ( $\rho$ ) didefinisikan sebagai massapersatuan volume. Properti ini tergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Kendaraan di jalan pada umumnya berjalan dengan kecepatan dibawah sepertiga kecepatan suara. Pada batas kecepatan tersebut harga variasi tekanan dan temperatur dalam aliran dengan harga *freestream* sangat kecil, oleh karena itu perubahan pada densitas dapat diabaikan. Dengan demikian aliran udara yang mengalir di sekeliling kendaraan dapat dikategorikan sebagai aliran fluida *incompressible*. Untuk kondisi standar, P = 1 atm dan T = 288 K, harga densitas atau  $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ .

Properti lainnya dari udara adalah viskositas. Properti ini disebabkan oleh gesekan molekuler antara partikel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum karena *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Pada kondisi standar viskositas  $\mu = 1,983 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$  dan  $\nu = 1,4607 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$ . Viskositas yang dimiliki fluida ini menyebabkan terjadinya *friction drag* sehingga timbul gradien kecepatan pada dinding.

### a) Densitas

Densitas ( $\rho$ ) atau kerapatan suatu zat adalah ukuran untuk kosentrasi zat tersebut yang dinyatakan dalam massa persatuan volume pada atmosfer bumi. Properti ini bergantung pada tekanan (P) dan temperatur (T). Densitas dinyatakan dalam tiga bentuk, yaitu:

#### 1) Densitas Massa

Densitas massa merupakan perbandingan jumlah massa dengan jumlah volume. Densitas massa dapat dirumuskan dalam bentuk persamaan:

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

Dimana:  $m$  = massa (kg)  
 $V$  = volume (m<sup>3</sup>)  
 $\rho$  = massa jenis (kg/m<sup>3</sup>)

Harga standarnya pada tekanan  $P = 1,01325 \times 10^5$  N/m<sup>2</sup> dengan temperatur 288,15 K sehingga densitas udara 1,225 kg/m<sup>3</sup> dan untuk air adalah 1000 kg/m<sup>3</sup>.

2) *Berat Spesifik*

Didefinisikan sebagai gaya gravitasi terhadap massa yang terkandung dalam sebuah satuan volume zat.

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

Dimana:  $\gamma$  = berat spesifik (N/m<sup>3</sup>)  
 Untuk ( $\gamma_{\text{udara}} = 12,07$  N/m<sup>3</sup>) dan ( $\gamma_{\text{air}} = 9,81 \times 10^3$  N/m<sup>3</sup>).

3) *Densitas Relatif (Spesific Grafity)*

Densitas relatif disebut juga *spesific grafity* (SG) yaitu perbandingan antara berat spesifik suatu zat dengan berat spesifik air. Karena kerapatan semua zat cair bergantung pada temperatur serta tekanan, maka temperatur zat cair yang dipertanyakan, serta temperatur air dijadikan acuan, harus dinyatakan untuk mendapatkan harga-harga gravitasi yang tepat.

$$SG = \frac{\gamma_{\text{zat}}}{\gamma_{\text{air}}} \dots \dots \dots (2.3)$$

**b) Viskositas**

Viskositas merupakan pengukuran ketahanan fluida terhadap deformasi, sedangkan viskositas sendiri disebabkan oleh gesekan molekuler antara partikel-partikel fluida. Gesekan ini berhubungan dengan fluks momentum karena *gradient* kecepatan. Untuk fluida *incompressible*, properti ini bergantung pada temperatur. Viskositas dinyatakan dalam dua bentuk yaitu:

1) *Viskositas Dinamis* ( $\mu$ )

Viskositas dinamis merupakan perbandingan tegangan geser dengan laju perubahannya, besarnya viskositas udara bervariasi dan dipengaruhi temperatur. Pada kondisi standar (temperatur kamar 26,5°C) besar viskositas dinamik adalah. . . .

$$\mu_{\text{air}} = 8,6 \times 10^{-4} \text{ Ns/m}^2 \text{ dan } \mu_{\text{udara}} = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ Ns/m}^2$$

2) *Viskositas Kinematik* ( $\nu$ )

Merupakan perbandingan viskositas dinamik ( $\mu$ ) terhadap kerapatan ( $\rho$ ) :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \dots \dots \dots (2.4)$$

Viskositas kinematik muncul dalam banyak terapan, misalnya dalam bilangan *reynold* yang tanpa dimensi. Untuk  $\nu_{\text{air}}$  pada temperatur 26,5°C ialah  $8,6 \times 10^{-7} \text{ m}^2/\text{s}$  dan  $\nu_{\text{udara}} 1,4607 \times 10^{-5} \text{ m}^2/\text{s}$

**c) Bilangan Reynolds**

Kondisi aliran *laminar* atau *turbulen* dapat dinyatakan dengan bilangan *Reynolds* untuk aliran *incompressible*. Jenis lapis batas pada

aliran udara yang mengalir melalui suatu objek juga sangat ditentukan oleh bilangan *Reynolds* ( $Re$ ). Hal ini dapat dijelaskan bahwa dalam lapisan batas, gaya gesekan gaya inersia sangat penting. Sedangkan bilangan *Reynolds* sendiri menggambarkan perbandingan antara gaya inersia terhadap gaya geser yang mengkuantifikasikan hubungan kedua gaya tersebut dengan suatu kondisi aliran tertentu.

$$Re = \frac{\text{Gaya inersia}}{\text{Gaya geser}} \dots \dots \dots (2.5)$$

dimana : Gaya Inersia =  $p \times A = \rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot L^2$

Gaya Geser =  $\tau \times A = \left( \frac{\mu \cdot U_{\infty}}{L} \right) \cdot L^2$

Sehingga,

- Untuk aliran eksternal

$$Re = \frac{\rho \cdot U_{\infty}^2 \cdot L^2}{\left( \frac{\mu \cdot U_{\infty}}{L} \right) \cdot L^2} = \frac{\rho \cdot U_{\infty} \cdot L}{\mu} \dots \dots \dots (2.6)$$

dimana :  $\rho$  : Densitas fluida

$U_{\infty}$  : Kecepatan aliran *free stream* fluida

$L$  : Panjang karakteristik yang diukur pada medan aliran, dalam kasus ini digunakan diameter hidrolis, yaitu  $D_h$

$\mu$  : Viskositas dinamis fluida

- Untuk aliran internal

Diameter hidrolis ( $D_h$ ) digunakan untuk perhitungan saluran yang tidak berbentuk bundar. Diameter hidrolis dapat didefinisikan sebagai

$$D_h = \frac{4.A}{P} \dots\dots\dots (2.7)$$

Dimana :     A = Luas penampang  
               P = keliling penampang

Sehingga,

$$Re_h = \frac{\rho.U_\infty.D_h}{\mu} \dots\dots\dots (2.8)$$

### 2.3 Teori Aliran Eksternal

Suatu aliran disebut sebagai aliran eksternal(*external flow*) bila aliran tersebut melewati suatu *contour body* yang berada pada aliran fluida tanpa adanya batas yang mengurung. *Eksternal flow* sendiri adalah aliran fluida yang tidak dibatasi oleh permukaan benda, namun seakan – akan permukaan bendalah yang dibatasi oleh aliran fluida tersebut.

#### 2.3.1 Terbentuknya *Boundary Layer*

Suatu aliran disebut sebagai aliran eksternal(*external flow*) bila aliran tersebut melewati suatu *contourbody* yang berada pada aliran fluida tanpa adanya batas yang mengurung. Sebagai contoh aliran eksternal adalah aliran fluida yang melewati sisi luar dari permukaan lengkung dan pelat datar (*semi-infinite flat plate*).

*Boundary layer* (lapis batas) merupakan lapisan tipis pada solid surface yang terbatas daerah sangat sempit dekat permukaan kontur dengan kecepatan fluida tidak uniform dikarenakan tegangan geser yang muncul akibat viskositas.

Dari penjelasan di atas, aliran melintasi suatu kontur diklasifikasikan menjadi dua daerah yaitu :

1. Daerah di dalam lapis batas (dekat permukaan kontur) dengan efek viskositas yang sangat berpengaruh (*viscous flow*).
2. Daerah di luar lapis batas dengan efek viskositas diabaikan (*nonviscous flow*).

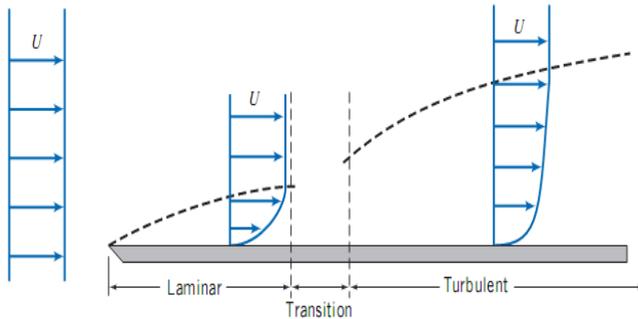
Saat aliran fluida nyata dari *free stream* menuju suatu *contour body*, fluida akan mengalami perubahan kecepatan dari keadaan *uniform* ( $U_\infty$ ) ke kondisi aliran yang mempunyai distribusi kecepatan (*velocity distribution*). Hal ini terjadi karena pengaruh dari viskositas fluida dan *contourbody* yang dilewatinya. Distribusi kecepatan diawali dari suatu titik di permukaan padat, dimana harga kecepatannya nol (*zero velocity*). Kemudian menjadi semakin besar ketika menjauhi permukaan kontur bodi. Pengaruh tegangan geser akan hilang pada posisi tertentu sehingga kecepatan fluida mencapai harga kecepatan fluida *non viscous* ( $u = 0,99 U_\infty$ ). Posisi tersebut merupakan batas daerah *viscous* dengan bagian *non viscous*. Jarak yang terukur dari permukaan padat arah normal hingga pada posisi tersebut disebut dengan tebal lapis batas (*boundary layer thickness*,  $\delta$ ). Dimana tebal lapis batas akan meningkat seiring dengan bertambah jarak lintasan yang dilalui oleh fluida.

Secara umum terjadinya *Boundary Layer* disebabkan oleh *fluida* yang menabrak suatu kontur permukaan padat, karena melewati kontur itulah terjadi perbedaan  $C_p$  di setiap titik yang menimbulkan  $C_D$  dan  $C_L$ .

Struktur *boundary layer flow* dapat digambarkan dengan mengamati gerakan partikel fluida. Saat mengalir diluar *boundary layer*, partikel mempertahankan bentuk asalnya sambil bergerak translasi namun tidak berotasi dan efek *viscosity* dapat diabaikan. Kondisi dengan *zero vorticity* ini dinamakan *irrotational*.

Gangguan mulai terjadi saat partikel memasuki *boundary layer* karena adanya *velocity gradient* dan efek *viscosity*.

Akibatnya, selama bergerak translasi, partikel fluida juga bergerak rotasi. Dengan demikian *vorticity*-nya tidak sama dengan nol (*non zero vorticity*). Kondisi ini dinamakan *rotational*.



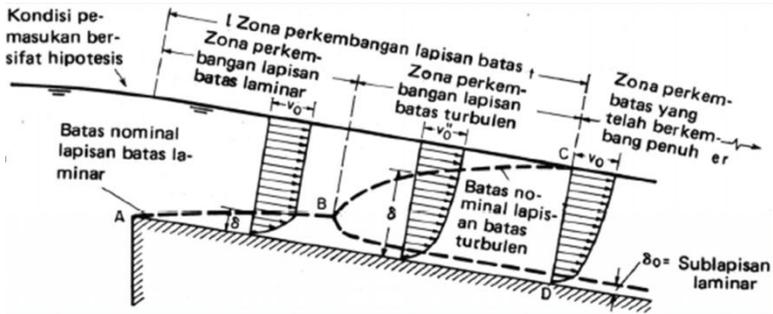
Gambar 2.2 *Boundary layer* pada pelat datar  
(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Gambar 2.2 di atas menunjukkan suatu pengembangan *boundary layer* sepanjang permukaan pelat. Pada daerah ini terjadi dua bentuk aliran. Awalnya aliran adalah *laminar* sepanjang jarak tertentu dari *leading edge*, kemudian terjadi suatu transisi aliran yang akhirnya akan berubah menjadi *turbulen*. Untuk aliran *incompressible* melewati *smooth flate plate* (*zero pressure gradient*), perubahan dari *laminar* ke *turbulen* dapat dipengaruhi oleh *Reynolds number*,

$$Re_x = \frac{\rho \cdot U_\infty \cdot x}{\mu} \dots\dots\dots (2.9)$$

(Barnard R.H, 1996)

Studi kasus terbentuknya *boundary layer* akan dijelaskan pada gambar berikut :



Gambar 2.3 Teori terbentuknya *boundary layer*

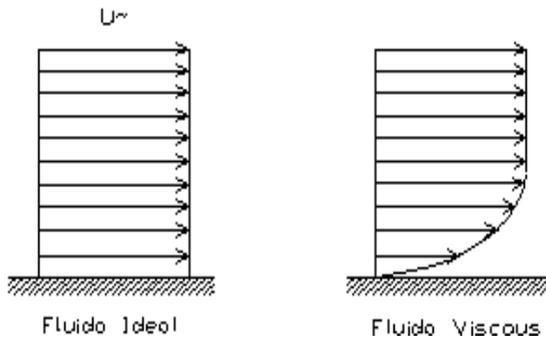
Pada gambar 2.3 aliran diawali dengan aliran *laminar* yang menghasilkan lapisan batas *laminar* berupa kurva AB dengan distribusi bersifat parabolis. Aliran yang dilanjutkan bersifat turbulen dengan titik perubahan pada titik B. Garis BC merupakan lapisan batas turbulen dengan distribusi bersifat logaritmis. *Sub lapisan laminar*akan terbentuk apabila permukaan saluran relatif halus dengan kecepatan rendah. Di dalam sub lapisan ini aliran bersifat *laminar* dan di atasnya merupakan zona peralihan dari sifat *laminar* ke *turbulen*. Lapisan batas *turbulen* CD dengan pola tertentu akan terbentuk apabila aliran seragam sepanjang saluran.

### 2.3.2 Aliran *Nonviscous* dan *Viscous*

Pada dasarnya aliran terbagi atas dua jenis yaitu aliran *viscous* dan aliran *non viscous*. Aliran *non viscous* bukan berarti bahwa aliran tidak mempunyai viskositas atau  $\mu = 0$ , tetapidikarenakan setiap fluida pastimempunyai viskositas tertentu. Aliran *non viscous* adalah aliran yang mempunyai gradien kecepatan mendekati nol atau tegangan gesernya mendekati nol. Sedangkan untuk aliran *viscous*, efek dari

viskositasnya akan mengikatkan tegangan geser antara partikel fluida dengan permukaan padat yang dilaluinya.

Pada aliran fluida ideal, semua partikel akan bergerak pada kecepatan yang sama, tetapi pada aliran *viscous* yang mengikatkan tegangan geser akan menjadikan profil kecepatan fluidanya akan menjadi tidak seragam seperti gambar 2.3 dibawah ini.



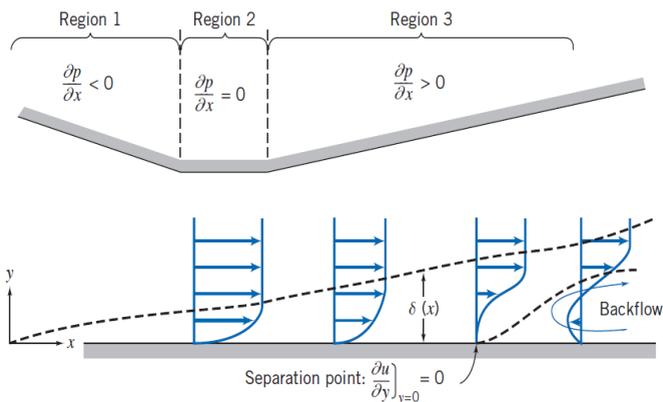
Gambar 2.4 Perbedaan antara fluida ideal dan *viscous*  
(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Untuk aliran *viscous*, kecepatan fluida tepat berada diatas permukaan padat sama dengan nol. Semakin jauh dari permukaan padat, maka secara bertahap tegangan geser yang terjadi semakin berkurang. Sehingga berangsur-angsur juga kecepatan aliran akan menjadi semakin besar. Dan pada titik tertentu pengaruh tegangan geser terhadap aliran akan hilang, sehingga kecepatan aliran akan mencapai harga yang sama dengan aliran bebasnya.

### 2.3.3 Separasi Aliran Pada Boundary Layer

Dalam *boundary layer* akan ditemukan suatu fenomena yang disebut dengan separasi. Separasi ini mengakibatkan aliran yang terbalik arahnya dari aliran utama. Separasi merupakan peristiwa dimana aliran fluida terpisah dari permukaan benda. Proses separasi diawali dengan adanya aliran fluida yang terus menerus mengalami perubahan karena adanya gaya gesek.

Akibat adanya gaya gesek tersebut, momentum aliran akan berkurang sampai suatu saat momentum alirannya sudah tidak bisa mengatasi hambatan sehingga aliran fluida akan terpisah dari permukaan benda, Pada titik dimana separasi terjadi, *gradient* tekanan pada permukaan bodi adalah nol dan aliran fluida di belakang titik separasi arahnya berlawanan dengan aliran utama.



Gambar 2.5 *Boundary layer flow* dengan *pressure gradient*.  
(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Separasi sangat dipengaruhi oleh *gradient* tekanan sepanjang aliran, khususnya oleh *adverse pressure gradient*, yaitu tekanan yang semakin meningkat sejajar dengan arah aliran sepanjang permukaan benda kerja  $\frac{dP}{dx} > 0$ . Pada daerah *adverse*

*pressure gradient*, aliran fluida akan mengalami hambatan selain karena adanya gaya gesek juga karena adanya kenaikan tekanan pada arah aliran fluida. Pada saat momentum fluida sudah tidak dapat melawan hambatan ini, aliran fluida tidak akan bisa bergerak lebih jauh sepanjang permukaan benda hingga aliran akan mengalami separasi.

#### a) **Separasi Aliran Dua-Dimensi (2D)**

Separasi aliran fluida dua dimensi membawa kerugian pada aliran *laminar* atau aliran yang dalam kondisi paralel. Aliran *laminar* dua dimensi tersebut akan dirusak oleh efek friksi dan adanya *adverse pressure gradient* pada permukaan dari solid. Separasi ini dimulai pada titik dimana perubahan kecepatan ke arah y sama dengan nol. Hal ini dapat dilihat dalam gambar 2.4.

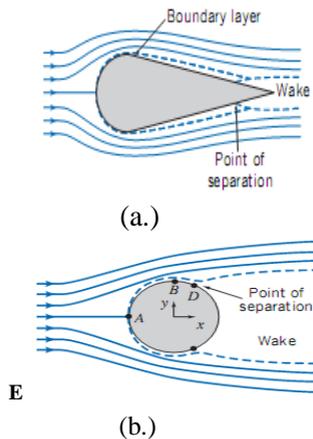
*Vorticity* yang terjadi pada titik ini sangat besar sehingga momentum yang ada mulai dirusak *vorticity* tersebut dan terjadilah *vortex*. *Vortex* merupakan daerah di belakang daerah separasi. Ada dua daerah yang ada pada daerah separasi ini yaitu daerah *laminar* yang terseparasi dan daerah resirkulasi. Daerah separasi tersebut semakin ke belakang semakin besar sampai pada suatu titik dimana alirannya sudah kembali ke kondisi paralel (alirannya sudah paralel), dan hal ini dikenal dengan *reattachment*. Pada titik ini momentum yang terdapat di dalam aliran fluida ini sudah dapat mengatasi *adverse pressure gradient* yang terjadi sebelumnya atau dengan kata lain momentumnya sudah mendapatkan tambahan kembali dari kondisi *freestream*-nya. Namun aliran ini sudah berubah menjadi aliran yang *turbulen* karena penambahan momentum yang ada tersebut melebihi dari kondisi *laminar*-nya. Pada titik ini momentum yang terdapat di dalam aliran fluida ini sudah dapat mengatasi *adverse pressure gradient* yang terjadi sebelumnya atau dengan kata lain momentumnya sudah mendapatkan tambahan kembali dari

kondisi *freestream*-nya. Namun aliran ini sudah berubah menjadi aliran yang *turbulen* karena penambahan momentum yang ada tersebut melebihi dari kondisi *laminar*-nya. Aliran yang *turbulen* ini baik sekali untuk mengatasi *adverse pressure gradient*.

Kecepatan yang mengelilingi silinder meningkat sampai suatu titik maksimum D dan kemudian berkurang saat bergerak lebih jauh kebelakang dari titik D. Titik D disebut titik separasi (*separation point*), dimana partikel fluida mendorong objek dan menyebabkan terjadinya *wake*.

Pada suatu aliran *inviscid* peningkatan distribusi kecepatan dihubungkan oleh pengurangan distribusi tekanan pada aliran yang melintasi profil silinder tersebut. Sehingga pada suatu aliran *incompressible inviscid flow* yang melintasi silinder, distribusi tekanan disepanjang permukaan dari silinder berkurang saat berjalan dari A-D dan akan meningkat lagi saat bergerak dari D-E. Pada aliran *viscous steady incompressible* bentuk aliran akan tampak seperti

gambar berikut ini :



Gambar 2.6(a.) Aliran *incompressible* melewati bola (*sphere*)

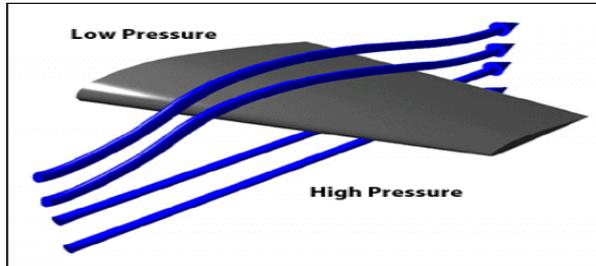
(b.) Separasi aliran melewati benda *streamline*  
(Fox dan Mc. Donald, 8<sup>th</sup> edition)

Pada gambar 2.6*b* bagaimana bentuk *streamline* bekerja. Gaya drag pada kebanyakan aerodinamik karena tekanan rendah pada *wake*: jika *wake* dapat dikurangi atau dihapus, drag akan dapat banyak dikurangi. Jika kita membuat bola menyerupai bentuk air mata pada gambar 2.6*b* *streamline* terbuka, dan tekanan akan meningkat dengan pelan, seperti memperpanjang aliran sehingga partikel aliran tidak didorong untuk memisahkan dari objek sampai mencapai akhir dari objek. *Wake* yang terjadi lebih kecil, sehingga mengurangi tekanan drag. Hanya satu aspek negatif dari *streamline* ini adalah luas permukaan total dengan gesekan terjadi lebih besar, sehingga drag karena gesekan akan sedikit berkurang.

Namun pada aliran setelah titik B tekanan akan meningkat dalam arah aliran sehingga pada beberapa titik momentum aliran dari fluida didalam *boundary layer* tidak cukup untuk membawa elemen jauh kedalam daerah peningkatan tekanan sehingga aliran fluida yang berdekatan pada permukaan akan mengalami pemecahan ke arah balik dan aliran akan terseparasi dari permukaan. Hasil dari separasi *boundary layer* pada daerah *relative* tekanan rendah dibelakang body yang mana momentum alirannya tidak mencukupi disebut *wake*.

## 2.4 Prinsip Dasar Aliran Angin pada Sayap

Secara umum fenomena aliran pada pesawat dapat dikategorikan dalam 2 aliran yaitu aliran *external* dan aliran *internal*. Aliran *external* adalah aliran udara yang terletak di sekitar *fuselage* dan aliran udara yang masuk ke dalam bagian mesin. Aliran *internal* adalah aliran yang terletak dalam bagian permesinan misalnya proses aliran fluida di dalam mesin

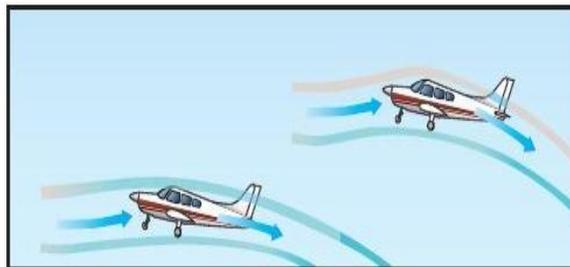


Gambar 2.10 Pola aliran udara  
(Nugroho, F. 2009)

Pola aliran di sekitar bodi pesawat dapat dilihat pada gambar 2.10. Pada gambar ini menggambarkan terjadinya gaya dan momen aerodinamis pada sayap yang nantinya juga akan berpengaruh terhadap gaya hambat (*drag*) dari pesawat.

## 2.5 Gaya Aerodinamika

Merupakan gaya-gaya yang diterima oleh satu bodi akibat fluida yang mengalir . Dengan adanya fluida ang mengalir maka mendapat gaya tekan dan geser. Akibatnya gaya-gaya tersebut membentuk resultan gaya yang disebut gaya aerodinamika. Untuk resultan yang searah dengan aliran disebut gaya drag, sedangkan gaya yang tegak lurus aliran adalah gaya lift, divisualisasikan pada gambar 2.11 berikut ini.



Gambar 2.11 Pola aliran udara pada gaya aerodinamika

(Nugroho, F. 2009)

### 2.5.1 Gaya Drag (Gaya Hambat)

Gaya hambat (*drag*) adalah gaya yang bekerja dalam arah horizontal (pararel terhadap aliran) dan berlawanan arah dengan arah gerak maju kendaraan. Besarnya gaya hambat (*drag*) untuk setiap bentuk kendaraan berbeda satu dengan yang lainnya, dan ini tergantung pada faktor koefisien *drag* atau  $C_D$ . selain itu juga dipengaruhi oleh luasan frontal dari kendaraan, dan tekanan dinamik.

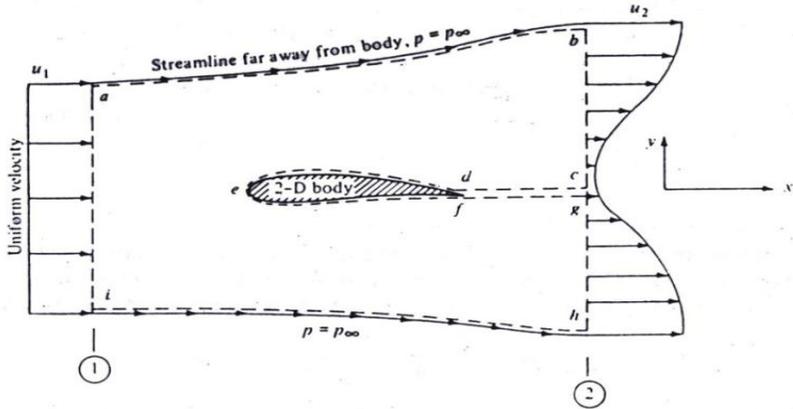
Adapun perumusan gaya hambat (*drag*) pada pesawat adalah sebagai berikut:

$$F_D = \frac{1}{2} C_d \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot A_f \dots\dots\dots (2.12)$$

- Dimana:     A=Luas frontal  
               $\rho$ =Densitas udara  
              V=Kecepatan pesawat relative terhadap udara

Hubungan antara koefisien *drag* ( $C_D$ ) dan luas frontal pesawat (A) disebut dengan faktor bentuk atau *shape factor*. Pertimbangan untuk sebuah bodi dua dimensi di dalam suatu aliran, seperti pada gambar 2.12. *control volume* digambarkan di sekeliling sayap yang ditunjukkan dengan garis putus-putus. Control volume dibatasi oleh.

1. *Upper* dan *lower streamline* yang letaknya jauh di atas dan di bawah sayap (ab dan hi secara berturut-turut)
2. Garis yang tegak lurus terhadap kecepatan aliran yang letaknya jauh di muka (di depan) dan di belakang bodi (ai dan bh secara berturut-turut)
3. Potongan yang mengelilingi dan membungkus permukaan sayap (cdfg).



Gambar 2.12 *Control volume* untuk memperoleh drag pada *airfoil* 2-Dimensi (Anderson John D. JR, 1988)

Keseluruhan *control volume* adalah garis yang terhubung antara titik *abcdefghia*. Lebar *control volume* pada *z-direction* (tegak lurus terhadap halaman ini) secara kesatuan. *Station 1* dan *2* adalah *inflow* dan *outflow station* secara berurutan.

Asumsikan kontur *abhi* cukup jauh dari bodi seperti halnya tekanan yang dimana pun besarnya sama dengan yang ada pada *abhi* dan jumlahkan terhadap tekanan *freestream*  $p = p_\infty$ . Asumsikan juga bahwa *velocity inflow*  $u_1$  adalah aliran *uniform* yang melewati titik *ai*. *Velocity outflow*  $u_2$  bukan aliran *uniform*, aliran ini melewati titik *bh*, karena adanya bodi membuat terbentuknya *wake* pada *outflow station*. Bagaimanapun asumsikan bahwa keduanya  $u_1$  dan  $u_2$  berada pada *x-direction* karena itu  $u_1 = \text{konstan}$  dan  $u_2 = f(y)$ .

Keseluruhan dari gaya-gaya permukaan pada *control volume*, berasal dari dua kontribusi yaitu:

1. Distribusi tekanan pada permukaan *abhi*.

$$- \iint_{abhi} p \cdot ds$$

2. Gaya permukaan pada *def* yang muncul karena keberadaan bodi.

Dari kedua pandangan di atas, maka total gaya permukaan yang bekerja pada keseluruhan *control volume* adalah,

$$surface\ force = - \iint_{abhi} p \cdot dS - R' \dots\dots\dots (2.13)$$

Persamaan tangan kanan adalah gaya yang bekerja pada aliran yang bergerak melalui *control volume*. Untuk *control volume* pada gambar 2.15, gaya ini secara sederhana ditunjukkan oleh persamaan (2.13). Oleh karena persamaan tangan kanan diterapkan terhadap persamaan (2.13), sehingga

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho \cdot V \cdot dV + \iint_S (\rho \cdot V \cdot dS) V = - \iint_{abhi} p \cdot dS - R' \dots (2.14)$$

Asumsikan kondisi *steady flow*, maka menjadi

$$R' = - \iint_S (\rho V \cdot dS) V - \iint_{abhi} p \cdot dS \dots\dots\dots (2.15)$$

Ingat bahwa kecepatan *inflow* dan *outflow*,  $u_1$  dan  $u_2$  berada pada *x-direction* dan komponen x dari  $R'$  adalah *drag* aerodinamik per unit span  $D'$ .

$$D' = - \iint_S (\rho V \cdot dS) u - \iint_{abhi} (p \cdot dS)_x \dots\dots\dots (2.16)$$

Untuk tekanan konstan,

$$\iint_{abhi} (p \cdot dS)u = 0 \dots\dots\dots (2.17)$$

Kemudian substitusikan persamaan (2.16) dan persamaan (2.17),

$$D' = -\iiint_S (\rho V \cdot dS)u \dots\dots\dots (2.18)$$

Diketahui bahwa *ai* dan *bh* berorientasi pada *y-direction*. *Control volume* juga mempunyai kedalaman pada *z-direction*. Sehingga  $dS = dy$  (1). Persamaan integral pada (2-11) menjadi,

$$\iiint_S (\rho V \cdot dS)u = -\int_i^a \rho_1 u_1^2 dy + \int_h^b \rho_2 u_2^2 dy \dots\dots\dots (2.19)$$

Sebelum melangkah lebih jauh lagi, pertimbangkan kembali bentuk persamaan kontinuitas untuk aliran *steady*. Kemudian diterapkan pada *control volume* pada gambar 2.19, sehingga persamaan kontinuitas tersebut menjadi,

$$-\int_i^a \rho_1 u_1 dy + \int_h^b \rho_2 u_2 dy = 0$$

$$\int_i^a \rho_1 u_1 dy = \int_h^b \rho_2 u_2 dy \dots\dots\dots (2.20)$$

Persamaan (2.20) dikalikan dengan  $u_1$ ,

$$\int_i^a \rho_1 u_1^2 dy = \int_h^b \rho_2 u_2 u_1 dy \dots\dots\dots (2.21)$$

Substitusi persamaan (2.21) dengan persamaan (2.19),

$$\iiint_S (\rho V \cdot dS)u = -\int_h^b \rho_2 u_2 u_1 dy + \int_h^b \rho_2 u_2^2 dy$$

$$\text{Atau} \quad \oiint_S (\rho V \cdot dS) u = - \int_h^b \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \quad \dots (2.22)$$

Substitusi persamaan (2.22) dengan persamaan (2.19),

$$D' = \int_h^b \rho_2 u_2 (u_1 - u_2) dy \quad \dots \dots \dots (2.23)$$

Untuk aliran *incompressible*, diketahui bahwa  $\rho =$  konstan. Maka untuk kasus ini persamaan (2.23) menjadi,

$$D' = \rho \int_h^b u_2 (u_1 - u_2) dy \quad \dots \dots \dots (2.24)$$

(Barnard R.H. 1996)

Gaya aerodinamika *drag* selain bergantung pada koefisien *drag* dan hubungannya seperti rumusnya di atas, itu masih juga dipengaruhi oleh faktor-faktor seperti sifat turbulensi aliran dan bilangan *reynold*. Ketergantungan pada bilangan *reynold* ini mempunyai arti bahwa koefisien *drag* bervariasi sesuai dengan kecepatan. Tetapi pengaruh ini menjadi tidak signifikan apabila kecepatan pesawat telah melewati kecepatan normal *cruising*. Hanya dalam pengujian model kendaraan yang dilakukan di terowongan angin atau *wind tunnel*, faktor bilangan *reynold* menjadi sangat penting.

Gaya hambat atau *drag force* yang terjadi pada kendaraan menurut **Barnard (1996)** sumbernya berasal dari *surface friction drag*, *pressure* atau *form drag*, *trailing vortex drag*, *extrencencedrag*, *drag* karena roda, dan *drag* karena sistem pendingin. Namun pada analisa gaya *drag* sudut pandang 2 dimensi *drag* karena roda, dan *drag* karena sistem

pendingindiabaikan. Hal ini diakibatkan bentuk model uji yang minim dan tidak adanya peralatan tersebut.

**a) *Surface friction drag***

Pengaruh *surface friction drag* terhadap koefisien *drag* relatif kecil. Menurut **Barnard(1996)** yang mengutip dari hasil penelitian **Carr (1983)** bahwa besarnya sekitar 0,04 dari harga  $C_D$  keseluruhan untuk profil yang halus, dan sekitar 0,11 untuk profil yang kasar.

**b) *Pressure atau form drag***

Aerodinamik *drag* pada pesawat sebagian besar disebabkan oleh perbedaan tekanan yang terjadi antara permukaan bagian belakang yang rata-rata lebih rendah dari permukaan bagian depan. Distribusi tekanan yang terjadi disekeliling pesawat dipengaruhi oleh interaksi beberapa faktor, yang terutama adalah lapisan batas atau *boundary layer*.

**c) *Trailing vortex drag***

Aliran yang mengalir pada suatu pesawat sebenarnya adalah tiga dimensi. Konsekuensinya terjadi tekanan yang rendah pada permukaan bagian atas dibandingkan dengan bagian bawah. Akibatnya timbul gaya angkat atau *lift force*. Selain itu udara cenderung mengalir dari sisi bawah yang bertekanan tinggi ke bagian atas yang bertekanan rendah, sehingga timbul *vortices* pada daerah *wake*. *Vortices* ini disebut dengan *trailing vortices*. Terbentuknya *trailing vortices* menghabiskan momentum aliran yang cukup besar sehingga ini juga merupakan sumber dari *drag*.

Pada proses terjadinya pusaran atau *vortice* ini banyak energi yang terpakai, sehingga hal ini juga merupakan sumber *drag*.

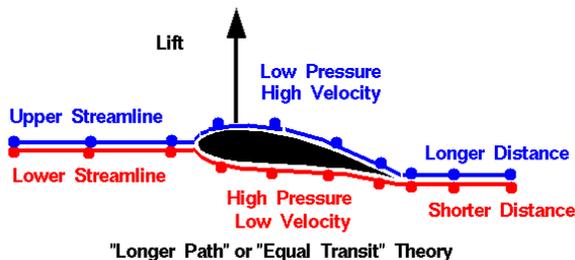
#### d) *Extrencence drag*

Banyaknya bagian yang menonjol yang terdapat pada permukaan *fuselage* sehingga membentuk celah, seperti kaca dan *landing gear* dapat menyebabkan terjadinya separasi lokal yang akhirnya juga menimbulkan aliran *vortice*. Akibatnya dapat menghasilkan *drag*. Selain itu *drag* dapat juga terjadi karena bagian yang menonjol tersebut dapat mempengaruhi transisi dari lapisan batas, sehingga timbulnya separasi pada aliran utama.

### 2.5.2 Gaya *Lift* (Gaya Angkat)

Perbedaan bentuk antara permukaan atas dan bagian bawah pesawat menyebabkan aliran udara pada permukaan atas lebih cepat daripada aliran udara pada permukaan bawah, sehingga tekanan pada permukaan atas pesawat lebih rendah daripada tekanan permukaan bawah.

Faktor lain adalah bentuk *airfoil* dan komponen lain yang memperlambat aliran di bawah sehingga memperbesar tekanan aliran permukaan sayap bawah. Karena itu tekanan yang bekerja pada bagian bawah pesawat secara umum lebih besar dari tekanan yang bekerja pada bagian atas pesawat sehingga menimbulkan terbentuknya gaya angkat karena adanya desakan aliran udara dari permukaan bawah ke permukaan atas pesawat.



Gambar 2.13 Distribusi tekanan penyebab gaya angkat (*lift force*)

Gaya ini bekerja dalam arah vertikal dan biasanya arah ke atas ditandai sebagai arah positif dan ke bawah sebagai arah negatif seperti pada penjelasan pada gambar 2.13. Gaya *lift* secara total dapat dirumuskan sebagai berikut:

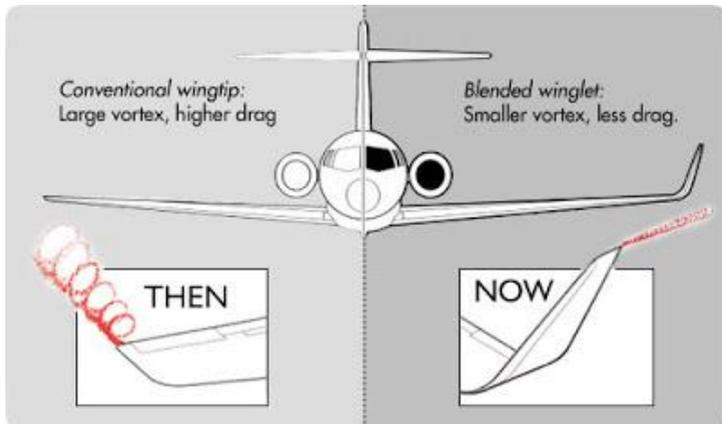
$$F_L = \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot V_a^2 \cdot A_f \dots \dots \dots (2.25)$$

Dimana:  $C_L$  = koefisien gaya angkat.

### 2.6 Pengaruh Bentuk Bodi Pesawat (*fuselage*)

Banyak problema di dalam bidang aerodinamika yang tidak bisa diselesaikan hanya dengan perhitungan analitis dan matematis saja tetapi harus menggunakan berbagai macam eksperimen untuk membantu memecahkan permasalahan dan menunjang teori dasar yang telah ada. Dari hasil eksperimen dapat diambil suatu kesimpulan yang nantinya berguna untuk memecahkan problema aerodinamika.

Pada dasarnya proses perancangan bentuk bodi pesawat dapat dibagi dalam 5 tahap yaitu *basic body*, *basic shape*, *basic model*, *styling model*, dan tahap akhir yaitu *production*.

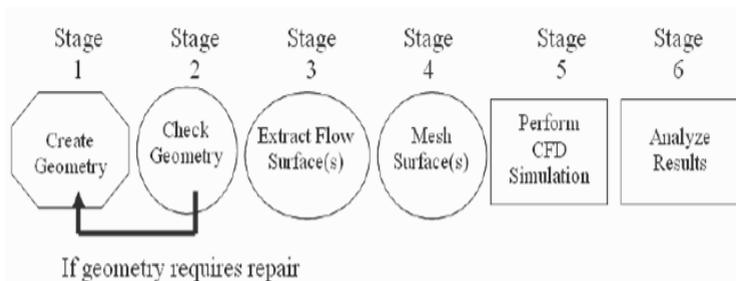


Gambar 2.14 perbedaan bentuk *winglet* pada bodi pesawat

Pada gambar 2.14 analisa yang dilakukan oleh berbagai ahli aerodinamika terhadap bentuk bodi pesawat dilakukan dengan melakukan riset pengujian terhadap berbagai macam komponen bodi pesawat, berat pesawat, dan pengaruhnya terhadap beban angin.

## 2.7 Dinamika Aliran Fluida secara Komputasi (*Computational Fluid Dynamics*)

Dengan menggunakan salah satu *software CFD* dapat dibuat *virtual prototype* dari sebuah sistem atau alat yang ingin dianalisis dengan menerapkan kondisi nyata di lapangan. *Computational fluid dynamics* (CFD) merupakan perangkat analisa system dengan melibatkan aliran fluida, perpindahan panas, *momentum*, perpindahan energi, dan fenomena aliran lain didasarkan simulasi berbantuan computer. Simulasi menggunakan CFD menghasilkan parameter-parameter penting seperti tekanan, suhu, kecepatan, dan laju alir massa (*mass flow rate*). Analisa menggunakan CFD diperlukan pemahaman dan pengetahuan dasar bidang mekanika fluida untuk interpretasi hasil-hasil simulasi. Penyederhanaan CFD terdiri dari tiga tahapan proses pengerjaan, yaitu *preprocessing* (spesifikasi geometri, pemilihan *turbulence model*, spesifikasi *parameter* dan *grid generation*) kemudian *postprocessing* (*visualization* dan *treatment data*). Prosedur CFD melalui tahapan seperti diagram pada gambar 2.18



Gambar 2.15 Blok diagram simulasi dengan *CFD*  
(Tuakia, Firman. 2008)

*Software CFD* akan memberikan data-data, gambar-gambar, atau kurva-kurva yang menunjukkan prediksi dari performansi keandalan sistem yang telah didesain tersebut. Hasil analisis CFD bisa menyajikan prediksi kualitatif dan kuantitatif dari berbagai persoalan dinamika fluida.

### 2.7.1 Fluent

*Fluent* adalah satu jenis program CFD yang menggunakan metode volume hingga (*finite volume*). *Fluent* menyediakan fleksibilitas *mesh* yang lengkap, sehingga dapat menyelesaikan kasus aliran fluida dengan *mesh (grid)* yang tidak terstruktur sekalipun dengan cara yang relatif mudah. Jenis *mesh* yang didukung oleh *Fluent* adalah tipe 2D (*two dimension*) *triangular-quadrilaterall*, 3D (*three-dimension*) *tetrahedral-hexahedral-pyramid-wedge*, dan *mesh* campuran (*hybrid*). *Fluent* juga memungkinkan penggunaanya untuk memperhalus atau memperbesar *mesh* yang sudah ada. Beberapa kelebihan *Fluent* yaitu mudah untuk digunakan, model yang realistik (tersedia berbagai pilihan *solver*), diskritisasi atau *meshing* model yang efisien (dalam *Gambit*), cepat dalam penyajian hasil (bisa dengan paralel komputer), dan visualisasi yang mudah untuk dimengerti. Aplikasi *Fluent* di dalam dunia industri, sering digunakan untuk desain dari suatu sistem fluida, dan juga untuk mencari sumber atau analisis kegagalan suatu sistem fluida. *Software* yang digunakan dalam penelitian ini adalah *Fluent 15.0*.

## **2.8 Meshing**

Konsep pembuatan mesh hampir sama dengan konsep pembuatan geometri. Pada proses pembuatan mesh juga terdapat metoda bottom-up dan top-down. Pada metode bottom-up, mesh dibuat dari entiti geometri yang paling rendah, yaitu garis, kemudian bidang dan terakhir adalah volume (untuk obyek 3D). Sedangkan pada metode top-down, mesh dibuat langsung pada entiti yang paling tinggi, yaitu bidang atau volume. Pada metoda top-down, ukuran mesh pada obyek tersebut seragam pada semua bagian obyek, sehingga tidak cocok digunakan untuk kasus yang mempunyai obyek dengan bentuk yang rumit dan memerlukan ukuran mesh yang berbeda-beda pada tiap bagian demi mengurangi jumlah mesh. Pada umumnya prinsip dasar meshing adalah mengurangi ukuran meshing keseluruhan, membuat sel-sel kecil sebisa mungkin hanya untuk daerah yang diperlukan (misal daerah dimana gradien tekanan/kecepatan/apa pun yang diperkirakan tinggi).

## **2.9 Teori Kekuatan Material**

Dalam merancang suatu truktur perlu ditetapkan prosedur pemilihan material yang sesuai dengan kondisi aplikasinya. Kekuatan atau kekauan material memang bukan kriteria satu-satunya yang harus dipertimbangkan dalam perancangan struktur. Namun kekuatan material sama pentingnya dengan sifat material lainnya seperti kekerasan, ketangguhan, yang merupakan kriteria penetapan pemilihan bahan. Kekuatan material dapat disimulasikan dengan percobaan pada spesimen tersebut akibat gaya yang dikenakan menggunakan bantuan software analisis (Ansys) menggunakan metode elemen. Hasilnya kemudian dibandingkan dengan tensile yield strength material.

## 2.10 Finite Element Analisis Menggunakan Ansys

Konsep dasar finite element analisis adalah mendiskretisasi atau membagi suatu struktur menjadi bagian-bagian yang lebih kecil yang jumlahnya berhingga, kemudian melakukan analisis gabungan terhadap elemen – elemen kecil tersebut. Tujuan dari finite element analisis adalah untuk memperoleh nilai pendekatan numerik sehingga dapat diselesaikan dengan bantuan komputer, maka Finite Element Analisis (FEA) dikatakan bersifat computer oriented.

Saat ini penggunaan Finite Element Analisis untuk menghitung dan mensimulasikan model dengan bantuan komputer mengalami perkembangan yang sangat pesat. Hal ini dikarenakan perkembangan hardware komputer yang sangat pesat pula sehingga mendukung proses perhitungan dengan metode numerik. Program FEA yang berkembang pesat serta banyak digunakan untuk melakukan analisis struktur adalah software Ansys. Ansys Workbench dapat melakukan beberapa macam tipe simulasi yang berbeda seperti: struktural, thermal, mekanika fluida, analisa *elektromagnetik*, dll atau bahkan gabungan analisis seperti thermal dengan struktur atau lainnya sehingga lebih sering dikenal dengan Finite Element Multyphasic Program Ansys memiliki dua tingkatan dasar yang ditunjukkan saat awal memulai ansys: tingkat awal dan tingkat prosesor.

Dari tingkatan ini, kita dapat memasukkan salah satu prosesor Ansys, seperti yang ditunjukkan pada gambar dibawah. Prosesor merupakan kumpulan dari fungsi dan rutin untuk melayani tujuan-tujuan tertentu. Tugas file dapat dihapus dari database atau diubah dari tingkat awal. Terdapat tiga prosesor yang paling sering digunakan: Preprocessor, yang berisi perintah – perintah yang di butuhkan untuk membangun model yakni : Mendefinisikan tipe dan pilihan elemen, mendefinisikan konstanta real elemen, mendefinisikan sifat material, membuat model geometri, mendefinisikan meshing kontrol, mesh model yang dibuat Prosesor, memiliki perintah yang memungkinkan untuk menerapkan kondisi batas dan pembebanan. Misalnya pada masalah struktural, dapat ditentukan kondisi batas perpindahan dan kekuatan, atau untuk masalah perpindahan panas, dapat ditentukan batas suhu permukaan

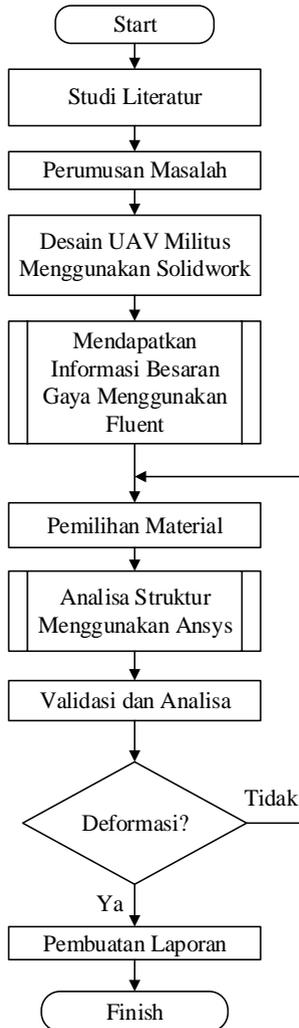
atau konvektif. Setelah semua informasi yang dibuat tersedia untuk prosesor solusi, pemecahan solusi dapat dilakukan. Dalam solusi terkait dengan analisis yang dilakukan sekarang, maka yang ditampilkan adalah solusi untuk deformasi, Equivalent von-mises stress, dan safety faktor. Postprocessor, berisi perintah-perintah yang memungkinkan untuk mengurut dan menampilkan hasil analisis yaitu: membaca data hasil dari prosesor, membaca hasil elemen data, plot hasil, menampilkan daftar hasil.

Ada tujuh macam structural analisis yang terdapat pada program ansys R15. Dimana pada program Ansys akan terdapat perhitungan untuk deformation, strain, stress, reaction stress dan shear. Tipe-tipe dari structural analisis adalah :

- a) *Static Analysis* : digunakan untuk menentukan dan menganalisa stress dan menentukan displacements benda pada beban statik. Statik analisis dapat digunakan pada linear maupun nonlinear statik analisis. Nonlinear meliputi include plasticity, stress stiffening, large deflection, large strain, hyperelasticity, contact surface dan creep.
- b) *Harmonic Analysis* : digunakan untuk menganalisa respon dari sebuah struktur.
- c) *Spectrum Analysis* : pengembangan dari modal analisis, digunakan untuk menganalisa *stress* dan *strain*.

# BAB III METODOLOGI

## 3.1 Diagram Alir Penelitian



Gambar. 3.1 Diagram Alir Penelitian

Proses dalam menyelesaikan ini melalui beberapa tahapan sesuai dengan diagram alir, yaitu sebagai berikut :

### **3.1.1 Studi Literatur**

Studi literatur ini meliputi kegiatan mencari dan mempelajari bahan pustaka yang berkaitan dengan struktur dari pesawat tanpa awak, komponen pesawat tanpa awak serta dimensinya. Studi literatur ini diperoleh dari berbagai sumber diantaranya adalah buku / *text book*, publikasi-publikasi ilmiah, tugas akhir dan penelitian yang berkaitan dan media internet. Selain itu dilakukan observasi lapangan di laboratorium Mekatronika Departemen Teknik Mesin Industri ITS. Observasi meliputi dimensi dan komponen pesawat UAV Militus.

### **3.1.2 Perumusan Masalah**

Setelah dilakukan studi literatur, banyak informasi yang didapat. Dengan adanya informasi yang telah didapat, timbul suatu permasalahan.

Permasalahan tersebut yaitu berapa koefisien drag dan koefisien lift yang diperoleh pesawat UAV Militus selama dilakukan simulasi. Bagaimana deformasi total dan tegangan rata-rata yang terjadi pada bodi pesawat dengan mengintegrasikan data aliran fluida. Apa jenis material yang sesuai untuk digunakan pada bodi pesawat UAV Militus dengan mengintegrasikan data analisa struktur.

### **3.1.3 Desain UAV Militus Menggunakan Solidwork**

Setelah diketahui dimensi dari komponen-komponen pesawat UAV Militus, kemudian pada tahap ini dilakukan pembuatan pemodelan komponen pada pesawat UAV Militus menggunakan *software* Solidwork.

### **3.1.4 Mendapatkan Informasi Besaran Gaya Menggunakan Fluent**

Pada tahap ini dilakukan pengambilan data besarangayapadadesain yang telahdiexport ke dalam *software Fluent* dan digunakansebagaiacuanuntuk menentukan kekuatanpesawatUAV Militus.

### **3.1.5 Pemilihan Material**

Setelahdiketahuiinformasibesarangaya yang didapatdari*software Fluent*, setelahitumenentukan materialuntusimulasimenggunakanbantuan*software ANSYS*.

### **3.1.6 Analisa Struktur Menggunakan Ansys**

Pada tahap ini dilakukansimulasidengansoftware ANSYS yang bertujuanuntukmenentukan*mesh*, deformasi total, dantegangan rata-rata bodipesawat UAV Militusberdasarkaninformasibesarangayadan material yang telahditetapkan.

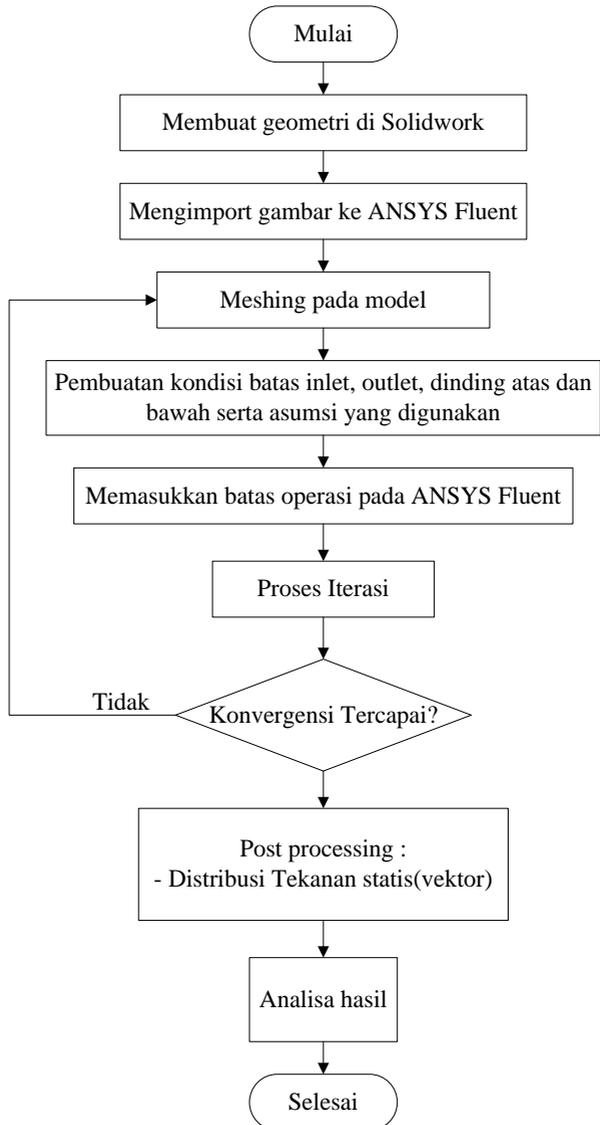
### **3.1.7 Validasi dan Analisa**

Setelahdilakukansimulasidengansoftware ANSYS selanjutnyaadalahvalidasidanmenganalisahasilperhitunganuntuk membandingkanhasildari*software ANSYS* apakahtercapaiatautidak, jikatidakmakaakankembali pada proses pemilihanmateri.

### **3.1.8 Pembuatan Laporan**

Padatahapinihasildariseluruhpenelitianiniakandianalisadanna ntinyamendapatkesimpulan.

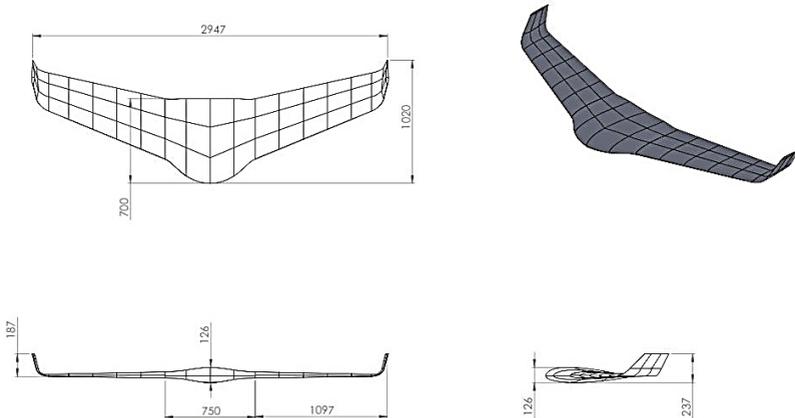
### 3.2 Diagram Alir Fluent



Gambar. 3.2 Diagram Alir Fluent

### 3.2.1 Pembuatan Geometri Pesawat UAV Militus

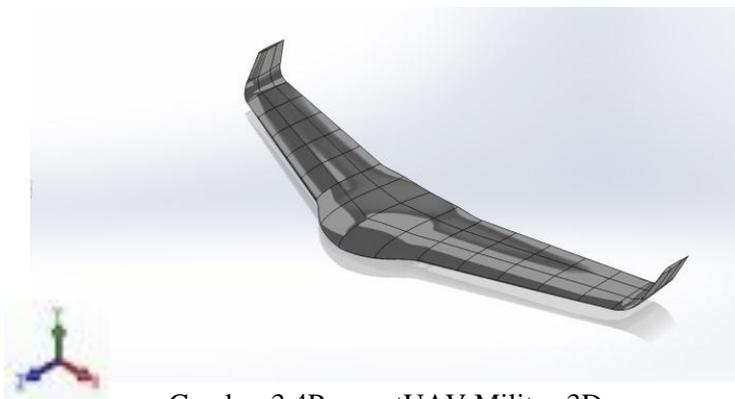
Langkah pertama yakni menggambar geometri bodi pesawat UAV Militus.



Gambar 3.3 Pesawat UAV Militus 2D

### 3.2.2 Pemodelan dengan software Solidwork

Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui karakteristik aliran 3D yang melintasi body yaitu pengujian dengan tidak menyertakan *ground clearance*.



Gambar 3.4 Pesawat UAV Militus 3D

Padagambar 3.4 hasil 3 dimensi dari pesawat UAV Militus menyesuaikan dengan ukuran geometri 2 dimensinya.

### 3.2.3 Meshing

Bidang atau volume yang diisi oleh fluida dibagi menjadi sel-sel kecil (*meshing*) sehingga kondisi batas dan beberapa parameter yang diperlukan dapat diaplikasikan kedalam elemen-elemen kecil tersebut. Untuk pemodelan 3D dipilih *tetrahedral* (segitiga) dengan menggunakan *interval size* pada visualisasinya ada pada tabel 3.1 dibawah ini:

Tabel 3.1 *Mesh Properties*

No	Nama	Nilai	Keterangan
1	Minimum Mesh	1,5942 mm	-
2	Maximum Mesh	159,43 mm	-
3	Jumlah Cells	3.703.971 cells	-
4	Relevance	50	-
5	Jenis Mesh	-	Tetrahedral Segitiga

#### 3.2.3.1 Kualitas Mesh

Cek kualitas *mesh* untuk memeriksa kualitas *meshing* pada *meshing* 3 dimensi yang telah dibuat pada *Ansys Fluent*. *Element Quality* yaitu kualitas *mesh* yang tergantung pada ukuran yang dihasilkan pada masing-masing elemen *mesh* sebesar 0.8249651.

### 3.2.4 Parameter Pemodelan

Pada pemodelan karakteristik fluida ini akan menggunakan salah satu *software* analisis komputasi fluida dinamik atau *Computational*

*Fluid Dynamic (CFD).Fluent* merupakan salah satu program dari *CFD*. Langkah pertama dalam pengoperasian *software* ini adalah membuka *software Fluent*. Dengan fitur 3D.

Tabel 3.2 Properties Parameter Pemodelan

No	Nama Properties	Nilai	Keterangan
1	Jenis Aliran (Turbulen)	$4,5 \times 10^6$	$Re = \frac{\rho v L}{\mu}$ $Re = \frac{1,225 \frac{Kg}{m^3} 25 \frac{m}{s} 2,947 m}{1,983 \times 10^{-5} \frac{Kg}{m.s}}$ $Re = 4,5 \times 10^6$ $Re > 1 \times 10^5 \text{ (Turbulent)}$
2	Model k-epsilon		Dengan mode standart agar hasil dari laju penyebaran fluida akurat
3	Density ( $\rho$ )	$1,225 Kg/m^3$	Dengan material fluida udara
4	Viskositas Absolut ( $\mu$ )	$1,983 \times 10^{-5} \frac{Kg}{m.s}$	
5	Velocity (v)	$25 m/s$	
6	Residual Monitor	$10^{-6}$	Batas dari konvergensi pada proses iterasi

### 1. Grid

Langkah ini dilakukan dengan mengimport *grid* yang telah dibuat pada *software AnsyskeFluent*.

### 2. Models

Sebelum menentukan model viscous, harus ditentukan terlebih dahulu apakah aliran yang disimulasikan termasuk aliran laminar atau turbulen. Dalam kasus ini digunakan model *k-epsilon*

denganstandartkarenadiharapkanhasil yang diperolehakuratdalammemprediksilajupenyebaranfluida.

### 3. *Materials*

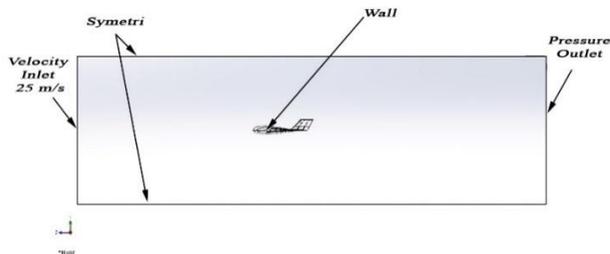
Langkah yang paling penting dalam pemodelan di *Fluent* adalah mendefinisikan sifat fisik material. Pada *form material* terdapat data-data propertis dan material yang harus dimasukkan. Dalam hal ini material yang digunakan adalah udara dengan *density*  $1,225 \text{ kg/m}^3$  dan *viscosity*  $1,983 \times 10^{-5} \text{ kg/m}$

### 4. *Operating Conditions*

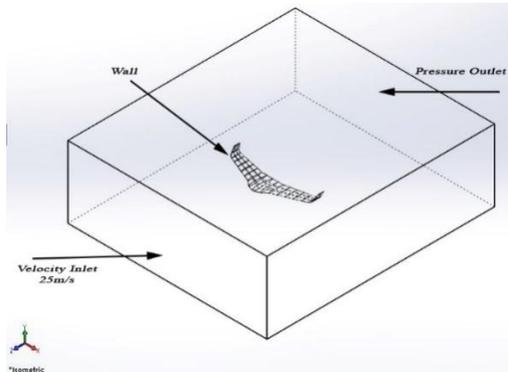
Merupakanperkiraan kondisi yang diberikan pada kondisi pengoperasian STP (*Standart, Temperature and Pressure*) berupatekanan (p) disekitar pesawat UAV Militus, yaitusebesar  $1 \text{ atm} = 101325 \text{ Pascal}$  dan penambahan gravity dengan memasukkan data gravitasi kesumbu  $Y = -9,81$ .

### 5. *Boundary Conditions*

Merupakan penentuan kondisi batas melibatkan beberapa hal, yaitu dengan pemberian beban kecepatan, tekanan maupun pemberian kondisi batas turbulensi pada *inlet*, *outlet* serta kondisi pada *wall*. Pada kondisi batas *inlet* adalah kecepatan sebesar  $25 \text{ m/s}$  dan pada kondisi batas *outlet* adalah *outflow*. Kondisi pada batas dinding atas lorong angin dan batas dinding bawah lorong angin adalah *wall* termasuk juga seluruh *fuselage* UAV Militus.



Gambar 3.5 Penentuan Kondisi Batas pesawat UAV Militus 2D



Gambar 3.6 Penentuan Kondisi Batas pesawat UAV Militus 3D

## 6. *Solution*

Solusi pada pemodelan ini adalah menggunakan *simplec* (karena dapat mempercepat konvergensi untuk kasus yang sederhana) dan diskritisasinya menggunakan *first order, first order upwind*.

## 7. *Initialize*

Proses *iterate* memerlukan *initialize* (tebakan awal) sebelum memulai perhitungan agar memudahkan konvergensi yaitu *inlet*.

## 8. *Monitor Residual*

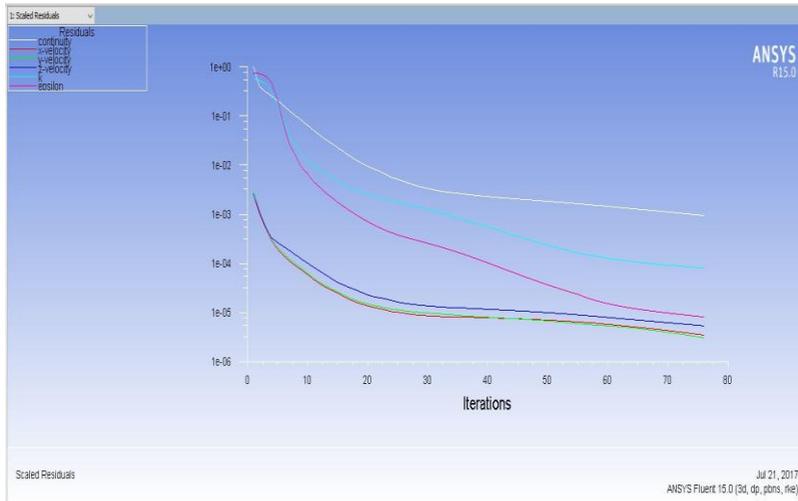
Menentukan kriteria konvergensi, dalam hal ini iterasi hingga mencapai harga  $10^{-3}$ , artinya *convergence criterion* yang diinginkan. *Convergence criterion* ditetapkan sebesar proses iterasi dinyatakan telah konvergen setelah residualnya mencapai harga di bawah  $10^{-3}$ .

## 9. *Iterasi*

Menentukan kriteria konvergensi (tebakan awal dari hasil iterasi) pada *Fluent*.

### 3.3 Processing atau Solving

Dengan bantuan software *fluent 15.0*, kondisi-kondisi yang telah ditetapkan pada saat *preprocessing* akan dihitung (diiterasi). Jika kriteria konvergensi tercapai dengan kriteria konvergensi  $10^{-6}$ , maka tahap dilanjutkan pada *postprocessing* dan jika tidak tercapai tahapan akan mundur ke belakang pada tahapan pembuatan *meshing*.



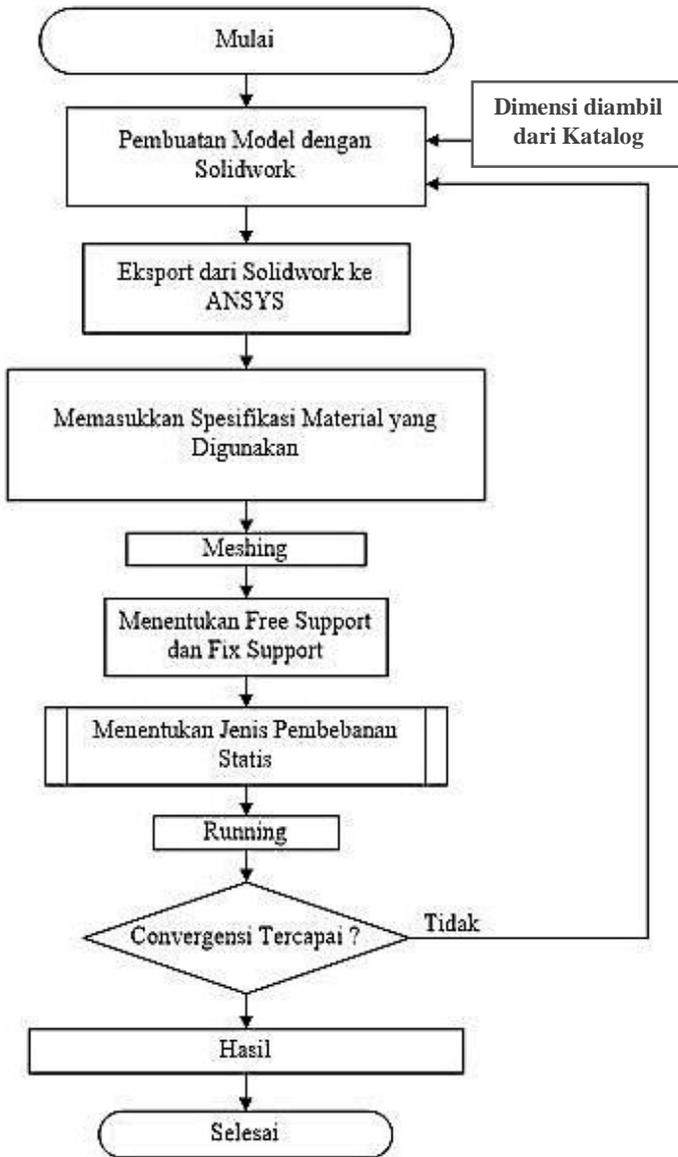
Gambar. 3.7 Residual Plot

### 3.4 Postprocessing

#### Postprocessing

merupakan penampihan hasil serta analisis terhadap hasil yang telah diperoleh berupa data kualitatif dan data kuantitatif. Data kuantitatif berupa distribusi koefisien tekanan, koefisien *drag* dan koefisien *lift*. Sedangkan data kualitatif berupa visualisasi aliran dengan menampilkan *pathlines* berupa *velocity magnitude*.

### 3.5 Diagram Alir ANSYS

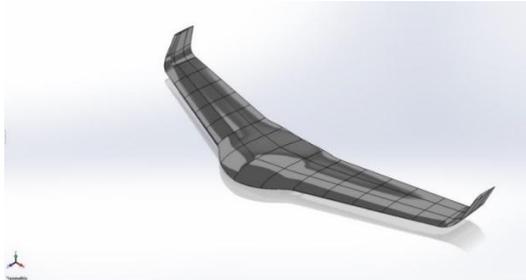


Gambar. 3.8 Diagram Alir ANSYS

Diagram alir simulasi dengan *Ansys* dapat dijelaskan sebagai berikut :

**a. Pembuatan Model dengan Solidwork**

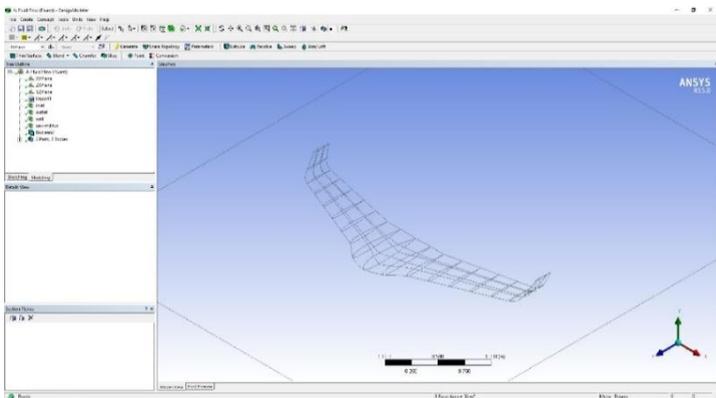
Padatahapini dilakukan pemodelan rangkai menggunakan *software* yang nantinya akan mendapatkan bentuk komponen untuk di simulasi.



Gambar 3.9 Pemodel 3-D dengan Solid Work

**b. Export dari Solidwork ke Ansys**

Setelah didapatkan desain komponen, padatahapini model tersebut di *export* ke ANSYS menggunakan *static structural* untuk nantinya dianalisa.



Gambar 3.10 Export dari Solidwork

**c. Memasukkan Spesifikasi Material Yang Digunakan**

Setelah di *export* ke ANSYS selanjutnya adalah pemilihan material yang digunakan untuk menjadi bahan dasar analisa struktur pada bodi pesawat UAV Militus.

Property	Value	Unit
Density	1850	Kg.m <sup>-3</sup>
Young's Modulus	3.5 x 10 <sup>10</sup>	Pa
Shear Modulus	4.7 x 10 <sup>9</sup>	Pa
Tensile Yield Strength	3.1 x 10 <sup>7</sup>	Pa
Tensile Ultimate Strength	7.8 x 10 <sup>8</sup>	Pa

3 Material Properties *FiberGlass*

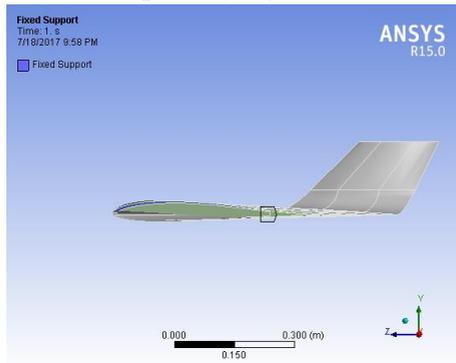
**d. Meshing**

Pada tahap ini, *meshing* menentukan pada daerah mana yang ingin di detailkan. Sehingga nantinya pada daerah tersebut diketahui lebih detail pengaruh dari tegangan yang ditimbulkan.

Tabel 3.4 *Mesh Properties*

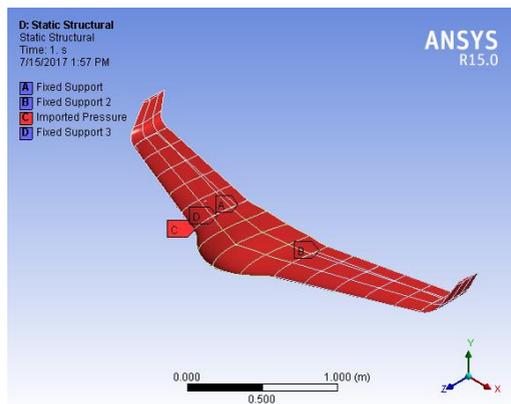
No	Nama	Nilai	Keterangan
1	Minimum Mesh	0,372 mm	-
2	Maximum Mesh	74,56 mm	-
3	Jumlah Cells	456.787	-
4	Relevance	50	-
5	Jenis Mesh	-	Tetrahedral Segitiga

- e. **Menentukan Fix Support dan Free Support**  
Padatahapiniditentukan*boundary condition* berupafix support dan*free support*darikomponen yang disimulasi.



Gambar. 3.11 Fix Support dan Free Support

- f. **Pembebanan Statis**  
Pada tahap ini dilakukan simulasi numerik dengan pembebanan secara statis, yaitu memberikan pembebanan gaya pada daerah tertentu.



Gambar. 3.12 Imported Pressure dari Fluent

- g. **Solve**

Setelah dilakukan pembebanan kemudian di running dengan diberikan *solution information* berupa *total deformation, equivalent stress, equivalent elastic strain*.

**h. Konvergensi Tercapai**

Desain dikatakan aman apabila komponen mampu menahan beban yang ada tanpa mengalami tegangan berlebih. Dapat diartikan dalam simulasi dengan Ansys.

## BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

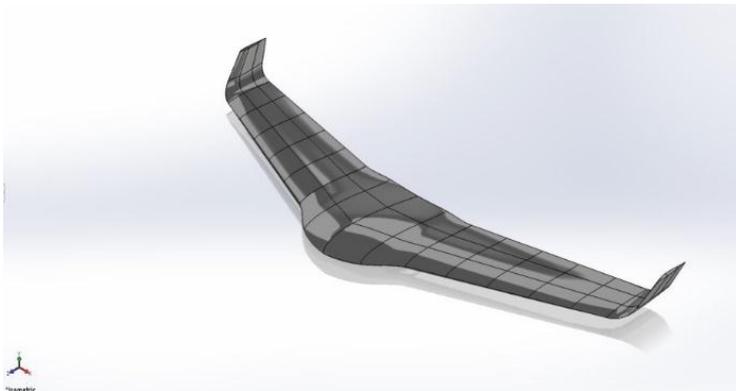
Pada Tugas Akhir ini pengamatan dilakukan pada bagian bodi (*fuselage*) dan sayap (*wingspan*) pesawat. Dilakukan analisa 3 dimensi dengan pengujian menggunakan *software* analisa aliran udara dan analisa struktur, untuk mendapatkan koefisien *drag* ( $C_d$ ) dan koefisien *lift* ( $C_l$ ), yang kemudian digunakan untuk menghitung tegangan rata-rata, dan deformasi total yang terjadi pada pesawat dengan variasi dua material yaitu, *FiberGlass* dan *FiberCarbon*.

### 4.1 Membuat Desain Pesawat dengan *Software Solidwork*

Dalam proses pembuatan desain bodi pesawat mengenai permodelan fisik bodi, kontur, dan struktur mekanik. Pada pembuatan desain ini menggunakan *software solidwork 2016*.

#### 4.1.1 Desain Pesawat UAV Militus

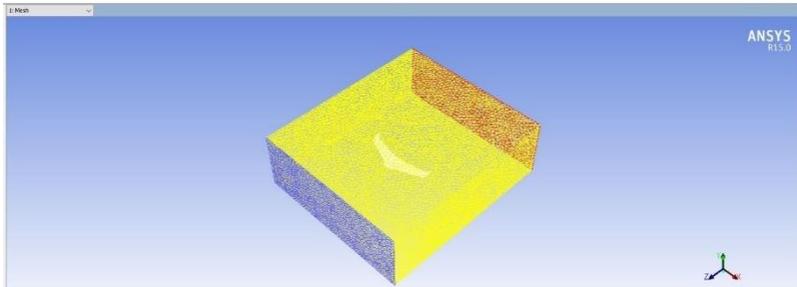
Dimensi pesawat UAV Militus yaitu lebar *wingspan* 1097mm, panjang *fuselage* 700mm.



Gambar 4.1 *Isometric* Pesawat UAV Militus

## 4.2 Meshing Grid Value UAV Militus

Setelah dilakukan pembuatan desain bodi pesawat dan *windtunnel*, selanjutnya akan dilakukan proses *meshing*. Pada simulasi untuk pesawat dilakukan dengan *relevance* 50, dengan hasil seperti pada gambar dibawah.



Gambar 4.2 Meshing pada UAV Militus

## 4.3 Analisa Gaya Aerodinamika

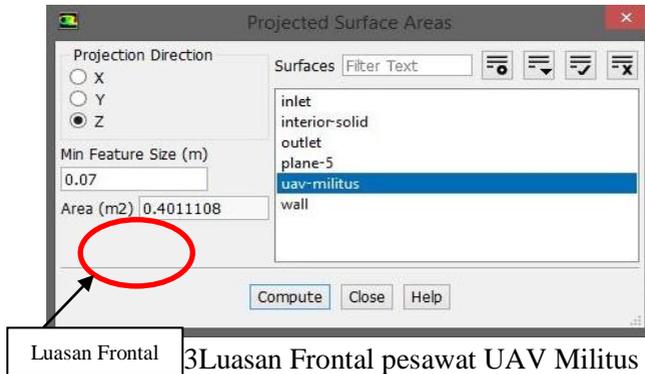
Analisa mengenai data kuantitatif diperlukan untuk menunjang dan sekaligus menyimpulkan argumentasi mengenai fenomena yang terobservasi pada data kualitatif. Konsep perhitungan gaya-gaya aerodinamika pada model uji seperti gaya hambat (*drag*) dan gaya angkat (*lift*), akan dibahas lebih lanjut.

### 4.3.1 Perhitungan Gaya Drag

Gaya *drag* yang dihasilkan oleh *bodi pesawat UAV Militus* dapat diketahui berdasarkan hasil analisis numerik 3D di *software Fluent 15.0*. Adapun beberapa cara untuk mendapatkan data harga koefisien *drag* pada pesawat adalah sebagai berikut:

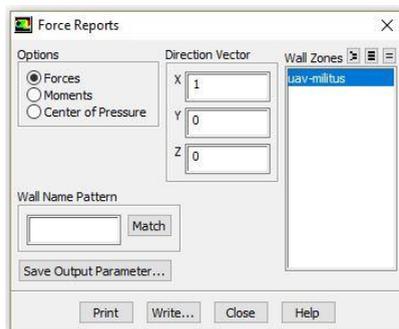
#### 1. Mencari Luasan Frontal UAV Militus

Setelah proses iterasi *convergence* kita mencari luas frontal (Area m<sup>2</sup>) didapat nilai 0.4011 m<sup>2</sup>. Kemudian data tersebut di *copy* dan di *paste* pada *report, reference values*.



## 2. Report Force

Dalam menentukan gaya drag, ada beberapa hal yang harus diperhatikan yaitu perbedaan tekanan (dalam hal ini berdasarkan *inlet* dan *outlet*) dan gesekan yang ditimbulkan akibat fluida viscous. Setelah mencapai harga *convergence criterion* yang diinginkan. Kemudian hasil *convergence history* disimpan, lalu melalui *report, surface area* kita mencari luasan frontal didapat nilai  $0.4011108m^2$ . Sehingga kita bisa mendapatkan gaya drag yang diharapkan dengan memasukkan data seperti foto dibawah :



Gambar 4.4 Force Report pada Ansys Fluent  
 Laludidapat hasil Cd sebagaiberikut :

Forces - Direction Vector (0 0 -1)			Gaya Drag			Coefficients			Koefisien Drag			
Zone	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total
uav-militus	1.4264452	3.0889102	4.5153554	0.0092897626	0.020116611	0.029406373						
Net	1.4264452	3.0889102	4.5153554	0.0092897626	0.020116611	0.029406373						

Gambar 4.5 Hasil drag force report pada Fluent 15.0

Gaya drag yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintas pesawat, luas frontal dan koefisien drag. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini:

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

Dimana :

- $F_D$  = Gaya drag (kg.m/s<sup>2</sup>)
- $V$  = Kecepatan aliran udara bebas (m/s)
- $A_f$  = Luas frontal (lebar x tinggipesawat)(m<sup>2</sup>)
- $\rho$  = Densitas 1,2250 (kg/ m<sup>3</sup>)

Contoh Perhitungan  $C_D$ :

$$C_D = \frac{4,5153554}{\frac{1}{2} \times 1,225 \times (25)^2 \times 0,4011108}$$

$$C_d = \frac{4,5153554}{153,55022}$$

$$C_d = 0,029406375$$

Setiap pesawat diharapkan mempunyai koefisien *drag* yang rendah karena mempengaruhi besar kecilnya gaya *drag* yang diterima oleh kendaraan.

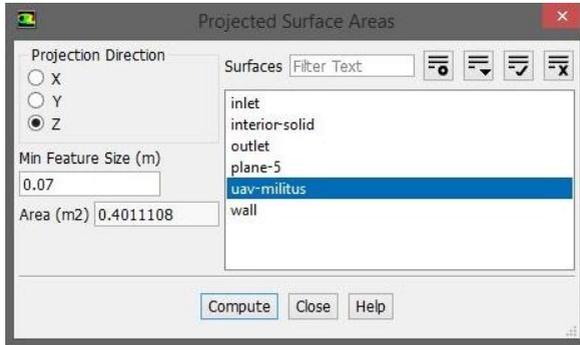
#### 4.3.2 Perhitungan Gaya Lift

Gaya *Lift* yang dihasilkan dari bodi pesawat UAV Militus dapat diketahui berdasarkan hasil analisis numerik 3D di *software Fluent 15.0*. Adapun beberapa cara yang digunakan hampir sama dengan cara yang digunakan untuk mendapat  $C_d$  adalah sebagai berikut:

##### 1. Report Force UAV Militus

Dalam menentukan gaya lift, ada beberapa hal yang harus diperhatikan yaitu perbedaan tekanan (dalam hal ini berdasarkan *upper* dan *lower*) dan gesekan yang ditimbulkan akibat fluida viskos.

Setelah mencapai harga *convergence criterion* yang diinginkan. Kemudian hasil *convergence history* disimpan, lalu melalui *report*, *surface integrals* kita mencari luas frontal (Area m<sup>2</sup>) didapat nilai 0.4011 m<sup>2</sup>. Kemudian data tersebut dicopy dan di *paste* pada *report*, *reference values*. Kemudian *report force* pada gambar di bawah ini



Gambar4.6force reportpadaAnsys Fluent 15.0

Laludidapathasil $C_l$ sebagiaiberikut :

Forces - Direction Vector (0 1 0)		Gaya lift			Koefisien		
Zone	Forces (n)	Viscous	Total	Pressure	Viscous	Total	
uav-militus	24.210592	-0.022278195	24.188314	0.15767213	-0.00014508734	0.15752704	
Net	24.210592	-0.022278195	24.188314	0.15767213	-0.00014508734	0.15752704	

Gambar 4.7Hasillift force reportpadaFluent 15.0

Gaya lift yang dihasilkan oleh suatu kendaraan dipengaruhi oleh beberapa factor antara lain: *density*, kecepatan udara yang melintasi pesawat, luas frontal dan koefisien lift. Hal ini sesuai dengan persamaan berikut ini.

$$C_l = \frac{F_l}{\frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot A_f}$$

Dimana :

- $F_l$  = Gaya lift (kg.m/s<sup>2</sup>)
- $V$  = Kecepatan aliran udara bebas (m/s)
- $A_f$  = Luas frontal(lebar x tinggipesawat)(m<sup>2</sup>)
- $\rho$  = Densitas 1,2250 (kg/ m<sup>3</sup>)

Contoh Perhitungan  $C_l$ :

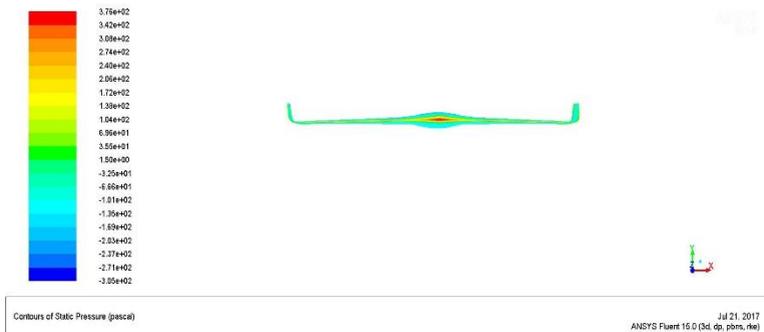
$$C_l = \frac{24.188314}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 25^2 \times 0.4011108}$$

$$C_l = \frac{24.188314}{153.5502281}$$

$$C_l = 0.157527047$$

## 4.4 Analisa Pola Aliran Fluida

### 4.4.1 Analisa Pola Aliran Udara Pesawat UAV Militus



Gambar 4.7 Kontur tekanan statis tampak depan

Untuk mendukung data kuantitatif di atas, karakteristik aliran disekitar juga dapat dijelaskan secara

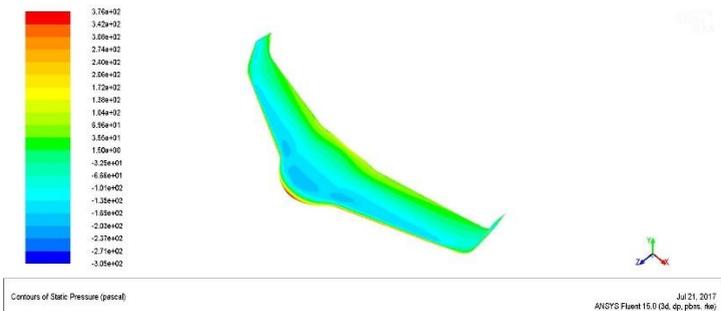
kualitatif melalui visualisi tekanan pada bodi UAV Militus untuk mengetahui tekanan statis pada keseluruhan bodi.

Dapat dilihat pada gambar 4.7 tekanan stagnasi terjadi pada ujung bodi pesawat *UAV Militus* sebesar  $3.76 \times 10^2 \text{ Pa}$  yang divisualisasikan dengan warna merah, sedangkan warna biru menampilkan tekanan yang rendah pada bodi.



Gambar 4.8 Kontur tekanan statis tampak samping

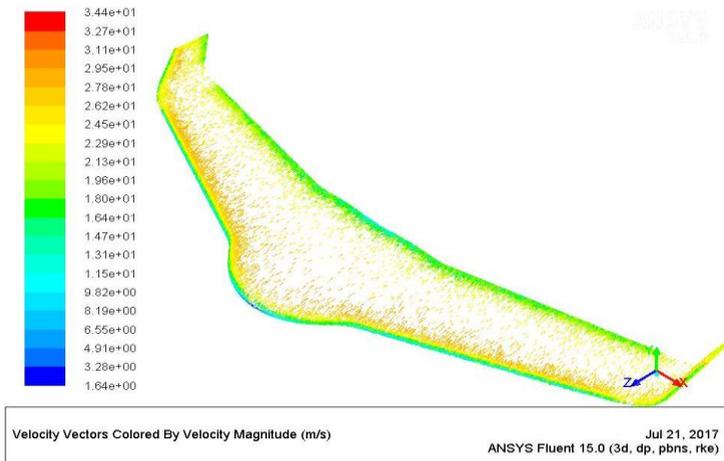
Pada gambar 4.8 visualisasi kontur tekanan tampak samping pada bodi *UAV Militus*, visualisasi tekanan pada bodi tekanan besar berwarna merah pada ujung bodi pesawat dan tekanan rendah berwarna biru pada permukaan atas dan bawah bodi pesawat.



Gambar 4.9 Kontur tekanan statis tampak isometri

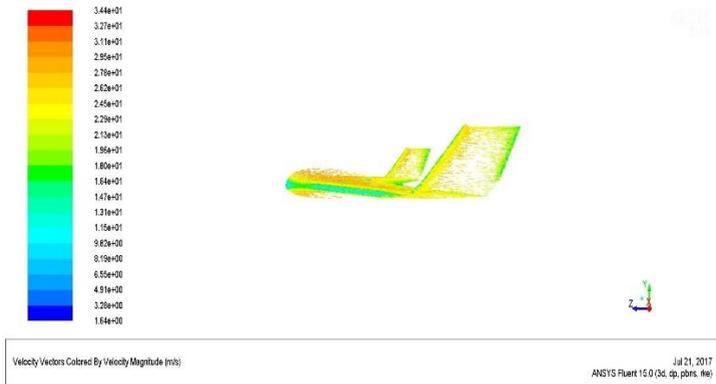
Daerah ini terjadi stagnasi dan terlihat dengan jelas pada gambar 4.9 dengan nilai tekanan statis sebesar  $3.76 \times 10^2$  Pa (gage).

Daerah *wake* tidak dapat diketahui dalam visualisasi ini, untuk mendukung visualisasi di atas maka dicantumkan visualisasi vector kecepatan sebagai berikut.



Gambar 4.10 *Velocity vector* tampak isometri

Pada gambar 4.10 dapat dilihat terjadinya percepatan, dikarenakan perubahan kontur pada *airfoil* maka terjadi kenaikan percepatan pada lapisan atas dan bawah sayap pesawat (*adverse pressure gradient*). Dengan percepatan tertinggi sebesar 25,6 m/s dengan visualisasi warna merah pada bodi depan dan warna biru pada bagian belakang *fuselage*.



Gambar 4.11 *Velocity vector* tampak samping

Pada aliran sebagian besar terdefleksi ke arah *sidebody*, tidak hanya tegak lurus terhadap aliran *freestream* tapi juga searah dengan arah aliran *freestream* yang searah sumbu z.

## 4.5 Analisa Kekuatan Struktur

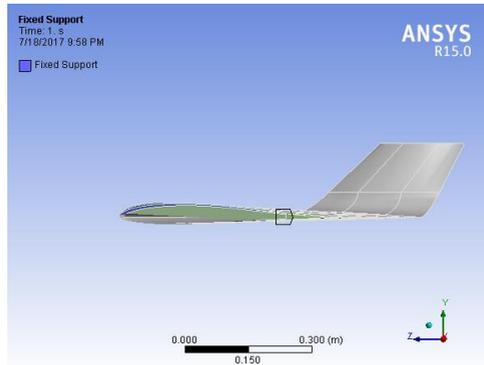
Pada tahap ini dilakukan analisa yang merupakan hasil *running* dari simulasi pengujian permodelan 3 dimensi pesawat UAV Militus. Pada simulasi ini akan didapatkan besar tegangan maksimal dan distribusi tegangan yang terjadi dari 2 material yang berbeda. Dari hasil analisa menggunakan *softwareFluent*, didapatkan data gaya yang terjadi pada bodi pesawat UAV Militus sebesar 4,5153554 untuk gaya *drag*, dan 24.188314 untuk gaya *lift*.

### 4.5.1 Analisa Struktur Bodi Pesawat UAV Militus Menggunakan Material *FiberGlass*

Pembebanan pada bodi UAV Militus yaitu beban fluida yang membentur body pesawat UAV Militus sebesar 4,5153954 untuk gaya *drag*, dan 24.188314 untuk gaya *lift*.

#### 4.5.1.1 Penentuan *Fixed Support*

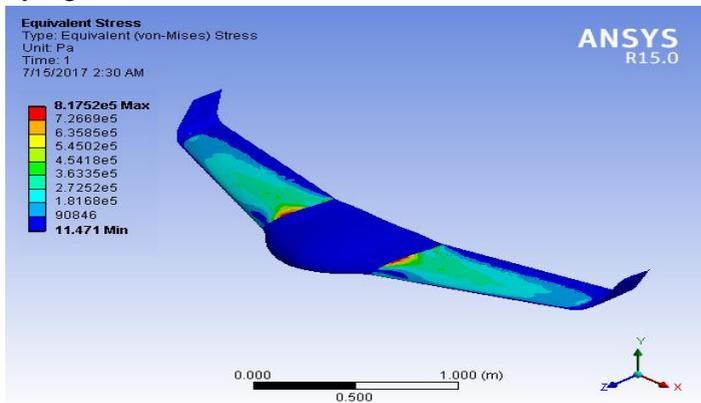
Dalam hal ini *fixedsupport* diberikan pada bagian depan pesawat yang merupakan bodi pesawat (*fuselage*).



Gambar 4.12 *Fixed Support* pada *fuselage* UAV Militus

#### 4.5.1.2 Tegangan Rata-Rata Bodi UAV Militus

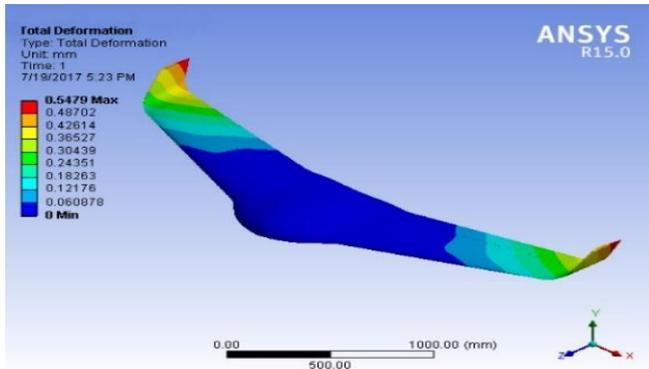
Tegangan rata-rata yang terjadi pada pesawat UAV Militus dilihat pada gambar pada bagian *wingspan* yang berwarna merah sebesar  $8.1752 \times 10^5 \text{ Pa}$



Gambar 4.13 Tegangan rata-rata yang terjadi pada Pesawat UAV Militus

#### 4.5.1.3 Deformasi Pada Bodi UAV Militus

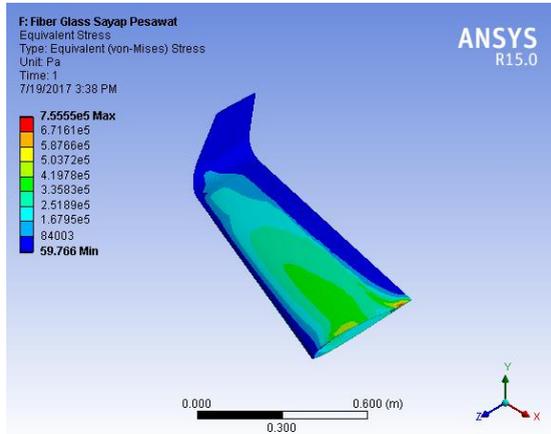
Deformasi terbesar terjadi pada *winglet* yang dilihat pada warna merah pada gambar, terjadi deformasi sebesar 0,5479mm.



Gambar 4.14 Deformasi total yang terjadi pada Pesawat UAV Militus

#### 4.5.1.4 Tegangan Rata-Rata Sayap UAV Militus

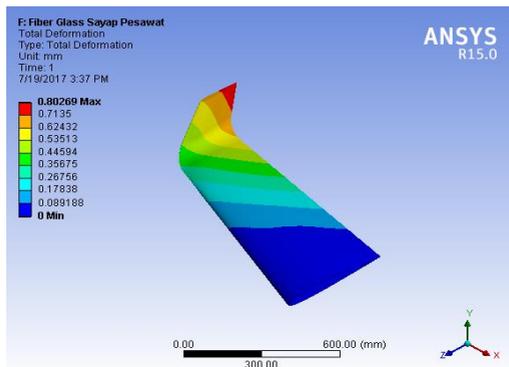
Pada gambar 4.18 tegangan rata-rata yang terjadi pada sayap sebesar  $7.5555 \times 10^5$  Pa dan yang terbesar terjadi pada bagian *wingspan* ditunjukkan dengan warna merah pada *fix support*, warna biru pada ujung sayap dan ujung dengan nilai tegangan yang lebih kecil.



Gambar 4.15 Tegangan rata-rata pada *wingspan* UAV Militus

#### 4.5.1.5 Deformasi Pada Sayap UAV Militus

Deformasi terbesar terjadi pada *winglet* yang dilihat pada warna merah pada gambar, terjadi deformasi sebesar 0,80269mm.

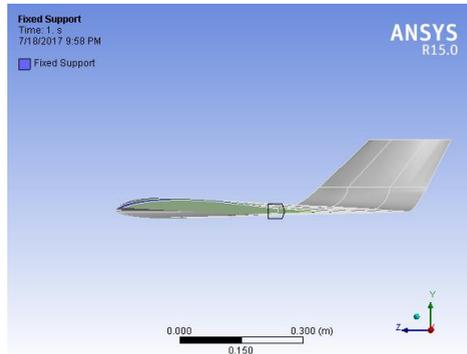


Gambar 4.16 Deformasi total yang terjadi pada *winglet*

#### 4.5.2 Analisa Struktur Bodi Pesawat UAV Militus Menggunakan Material *FiberCarbon*

#### 4.5.2.1 Penentuan *Fixed Support*

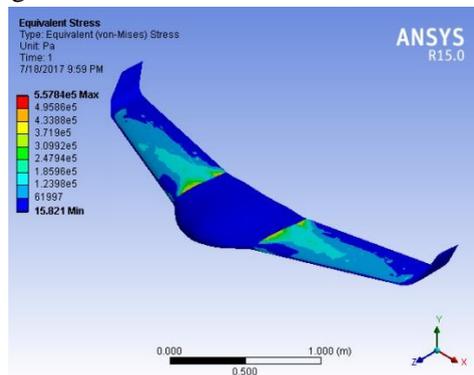
Dalam hal ini *fixed support* diberikan pada bagian depan pesawat yang merupakan bodi pesawat (*fuselage*).



Gambar 4.17 *Fixed Support* pada *fuselage* UAV Militus

#### 4.5.2.2 Tegangan Rata-Rata Bodi UAV Militus

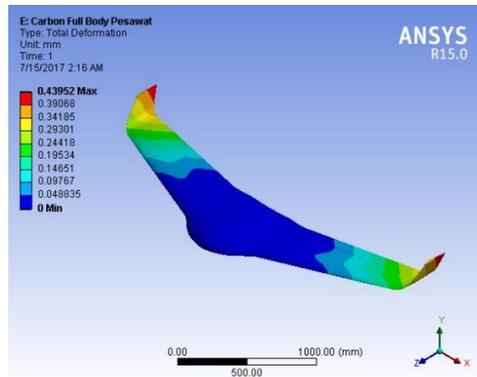
Tegangan rata-rata yang terjadi pada pesawat UAV Militus dilihat pada gambar pada bagian *wingspan* yang berwarna merah sebesar  $5,5784 \times 10^5$  Pa



Gambar 4.18 Tegangan rata-rata yang terjadi pada Pesawat UAV Militus

### 4.5.2.3 Deformasi Pada Bodi UAV Militus

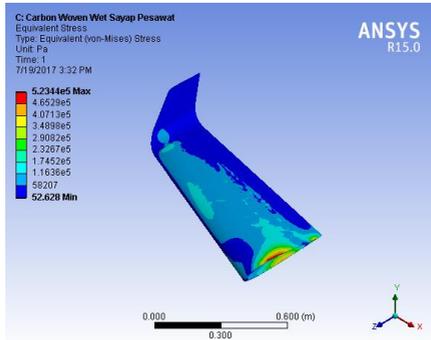
Deformasi terbesar terjadi pada *winglet* yang dilihat pada warna merah pada gambar, terjadi deformasi sebesar 0,43952mm.



Gambar 4.19 Deformasi total yang terjadi pada Pesawat UAV Militus

### 4.5.2.4 Tegangan Rata-Rata Sayap UAV Militus

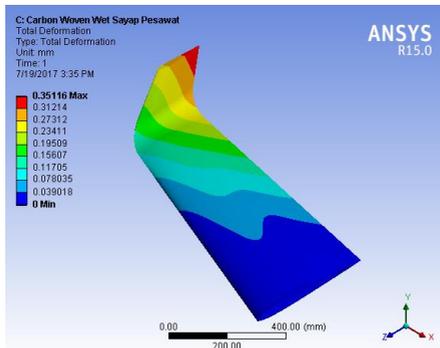
Tegangan rata-rata yang terjadi pada sayap sebesar  $5.2344 \times 10^5$  Pa dan yang terbesar terjadi pada bagian *wingspan* ditunjukkan dengan warna merah pada *fix support*.



Gambar 4.20 Tegangan rata-rata pada *wingspan* UAV Militus

#### 4.5.2.5 Deformasi Pada Sayap UAV Militus

Deformasi terbesar terjadi pada *winglet* yang dilihat pada warna merah pada gambar, terjadi deformasi maksimal sebesar 0.35116mm.



Gambar 4.21 Deformasi total yang terjadi pada *winglet*

### 4.6 Pemilihan Material yang Sesuai Antara *FiberGlass* dan *FiberCarbon*

Dari data yang didapat dari analisa struktur UAV Militus menggunakan *software Ansys* dengan material *FiberGlass* dan

material *FiberCarbon* dapat ditentukan material yang sesuai untuk digunakan dalam pembuatan bodi UAV Militus dengan mempertimbangkan beberapa aspek.

**Tabel 4.1 Perbandingan Tegangan Rata-Rata UAV Militus antara material *FiberGlass* dan *FiberCarbon***

<i>FiberGlass</i>		<i>FiberCarbon</i>	
Bodi Pesawat	Sayap	Bodi Pesawat	Sayap
$8.175 \times 10^5$ Pa	$7.5555 \times 10^5$ Pa	$5.5784 \times 10^5$ Pa	$5.2344 \times 10^5$ Pa

Dari tabel diatas terlihat bahwa tegangan rata-rata yang diterimabodi pesawat UAV Militus pada material *FiberGlass* lebih besar daripada yang diterima material *FiberCarbon*.

**Tabel 4.2 Perbandingan Deformasi Total UAV Militus antara material *FiberGlass* dan *FiberCarbon***

<i>FiberGlass</i>		<i>FiberCarbon</i>	
Bodi Pesawat	Sayap	Bodi Pesawat	Sayap
0,5479mm	0,80269mm	0,43952mm	0.35116mm

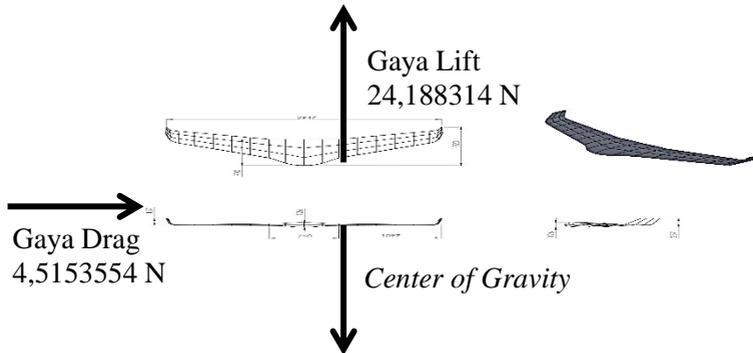
Dari tabel diatas terlihat bahwa material *FiberCarbon* lebih unggul dalam hal deformasi karena memiliki kekuatan struktur yang lebih baik dari pada material *FiberCarbon*.

**Tabel 4.3 Perbandingan Massa Total UAV Militus tanpa Aksesoris antara material *FiberGlass* dan *FiberCarbon***

<i>FiberGlass</i>	<i>FiberCarbon</i>
61,391 Kg	48,151 Kg

Dari tabel diatas terlihat massa total UAV Militus tanpa aksesoris dengan ketebalan 20 mm material *FiberCarbon* lebih ringan dari pada UAV Militus menggunakan material *FiberGlass*

#### 4.7 Free Body Diagram Pesawat UAV Militus



Gambar 4.22 Free Body Diagram Pesawat UAV Militus

##### 1. Gaya Lift

Tekanan yang bekerja pada bagian bawah pesawat UAV Militus lebih besar dari tekanan yang bekerja pada bagian atas pesawat sehingga menimbulkan terbentuknya gaya angkat atau gaya lift. Gaya ini sebesar 24,188314 N.

##### 2. Gaya Drag

Gaya yang bekerja dalam arah horizontal dan berlawanan arah dengan arah gerak maju pesawat UAV Militus. Gaya ini dipengaruhi oleh luasan frontal dari pesawat. Gaya ini sebesar 4,5153554 N.

##### 3. Center of Gravity

Pusat gravitasi atau tekanan yang didapat dari gravitasi di bumidengan dipengaruhi massa pesawat UAV Militus.

Pada kali ini dilakukan pengujian menggunakan dua material yang berbeda, material *FiberGlass* dan *FiberCarbon*. Dari material *FiberGlass* didapati Center of Gravity sebesar 602,24571 N, sedangkan untuk material *FiberCarbon* sebesar 472,36131 N.

## BAB V PENUTUP

### 5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil analisa aliran melintasi bodi Pesawat UAV Militus menggunakan pemodelan numerik *software Fluent 15.0*, dan diintegrasikan dengan analisa kekuatan struktur maka dapat disimpulkan sebagai berikut:

1. Koefisien drag ( $C_d$ ) yang diperoleh selama simulasi pesawat UAV Militus senilai 0.029406375, sedangkan untuk koefisien lift ( $C_l$ ) pada pesawat UAV Militus senilai 0.157527047.
2. Deformasi total yang terjadi pada pesawat UAV Militus dengan material *Fiber Glass* sebesar 0.5479mm, sedangkan untuk deformasi total material *Fiber Carbon* 0.43952mm dan untuk tegangan rata-rata yang terjadi pada pesawat UAV Militus material *Fiber Glass* sebesar  $8.1752 \times 10^5$  Pa, sedangkan tegangan rata-rata material *Fiber Carbon* sebesar  $5.5784 \times 10^5$  Pa.
3. Material yang sesuai untuk digunakan pada bodi pesawat UAV Militus adalah material *Fiber Carbon* berdasarkan data analisa struktur.

### 5.2 Saran

Adapun beberapa saran pada penelitian ini adalah sebagai berikut :

1. Pada analisa model uji 3D dirasa kurang akurat dalam analisa bodi pesawat, karena *interval meshing* kurang rapat. Diharapkan untuk membuat *interval meshing* yang lebih kecil pada penelitian selanjutnya.
2. Pada analisa 3D yang akan datang hendaknya juga mempertimbangkan modifikasi bentuk bodi yang mempengaruhi nilai  $C_L$  pada aliran yang melintasi bodi melalui pendekatan  $C_P$  pada kondisi stagnasi.

## DAFTAR PUSTAKA

- Barnard R.H. 1996. *Aerodynamic design: An Introduction*. England: Longman.
- Nugroho, F. 1 Februari 2009. *www.ilmuterbang.com/teori-penerbangan*. Diambil kembali dari *www.ilmuterbang.com*: <http://www.ilmuterbang.com/artikel-mainmenu-29/teori-penerbangan-mainmenu-68/184-bab-3b-vortex-dan-ground-effect>.
- Pritchard, Philip J., Fox and McDonald's. 2011. *Introduction of fluid mechanics: Eight edition*. USA: John Wiley & Sons, Inc.
- Tuakia, Firman. 2008. *Dasar-Dasar CFD Menggunakan FLUENT*. Bandung: Informatika.

## Lampiran

**Mass Properties**

Sket Body structur 2.SLDPRT

Options...

Override Mass Properties... Recalculate

Include hidden bodies/components

Show weld bead mass

Report coordinate values relative to: -- default --

Mass properties of Sket Body structur 2  
Configuration: Default  
Coordinate system: -- default --

Density = 0.00100 grams per cubic millimeter

Mass = 33184.49957 grams

Volume = 33184499.56845 cubic millimeters

Surface area = 4042151.28354 square millimeters

Center of mass: ( millimeters )  
X = -0.02617  
Y = 8.09964  
Z = -370.03310

Principal axes of inertia and principal moments of inertia: ( grams \* square millimeters )  
Taken at the center of mass.

lx = ( 1.00000, -0.00001, 0.00005)	Px = 1268989800.1
ly = ( 0.00005, 0.02496, -0.99969)	Py = 7139023934.1
lz = ( 0.00000, 0.99969, 0.02496)	Pz = 8357086356.1

Moments of inertia: ( grams \* square millimeters )  
Taken at the center of mass and aligned with the output coordinate system.

Lxx = 1268989816.30561	Lxy = -38591.43732	Lxz = 298574.6712
Lyx = -38591.43732	Lyx = 8356327399.83644	Lyz = -30395395.7
Lzx = 298574.67120	Lzy = -30395395.78244	Lzz = 7139782875

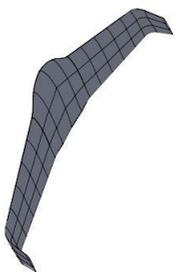
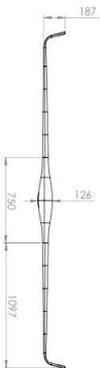
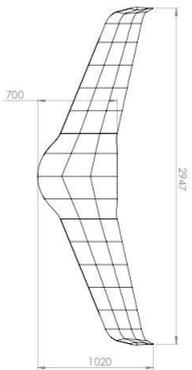
Moments of inertia: ( grams \* square millimeters )  
Taken at the output coordinate system.

lxx = 5814937728.51212	lxy = -45626.20371	lxz = 619958.8021
lyx = -45626.20371	lyy = 12900098292.18701	lyz = -129853842.1
lzx = 619958.80210	lzy = -129853842.84324	lzz = 7141959940.

Help Print... Copy to Clipboard

Properties of Outline Row 4: Epoxy-EGlass_Wet			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Density	1850	kg m <sup>-3</sup>
3	Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion		
4	Coefficient of Thermal Expansion		
5	Coefficient of Thermal Expansion X direction	5.5E-06	C <sup>-1</sup>
6	Coefficient of Thermal Expansion Y direction	2.5E-05	C <sup>-1</sup>
7	Coefficient of Thermal Expansion Z direction	2.5E-05	C <sup>-1</sup>
8	Reference Temperature	20	C
9	Orthotropic Elasticity		
10	Young's Modulus X direction	3.5E+10	Pa
11	Young's Modulus Y direction	9E+09	Pa
12	Young's Modulus Z direction	9E+09	Pa
13	Poisson's Ratio XY	0.28	
14	Poisson's Ratio YZ	0.4	
15	Poisson's Ratio XZ	0.28	
16	Shear Modulus XY	4.7E+09	Pa
17	Shear Modulus YZ	3.5E+09	Pa
18	Shear Modulus XZ	4.7E+09	Pa
19	Orthotropic Stress Limits		
20	Tensile X direction	7.8E+08	Pa
21	Tensile Y direction	3.1E+07	Pa
22	Tensile Z direction	3.1E+07	Pa
23	Compressive X direction	-4.8E+08	Pa
24	Compressive Y direction	-1E+08	Pa
25	Compressive Z direction	-1E+08	Pa
26	Shear XY	6E+07	Pa
27	Shear YZ	3.5E+07	Pa
28	Shear XZ	6E+07	Pa
29	Orthotropic Strain Limits		
30	Tensile X direction	0.0244	
31	Tensile Y direction	0.0038	
32	Tensile Z direction	0.0038	
33	Compressive X direction	-0.015	
34	Compressive Y direction	-0.0125	
35	Compressive Z direction	-0.0125	
36	Shear XY	0.015	
37	Shear YZ	0.012	
38	Shear XZ	0.015	
39	Tsai-Wu Constants		
43	Puck Constants		
44	Material Classification	Glass	
45	Compressive Inclination XZ	0.25	
46	Compressive Inclination YZ	0.2	
47	Tensile Inclination XZ	0.3	
48	Tensile Inclination YZ	0.2	

Properties of Outline Row 3: Epoxy_Carbon_Woven_230GPa_Wet				
	A	B	C	D E
1	Property	Value	Unit	 
2	 Density	1451	kg m <sup>-3</sup>	 
3	 Orthotropic Secant Coefficient of Thermal Expansion			
4	 Coefficient of Thermal Expansion			
5	Coefficient of Thermal Expansion X direction	2.2E-06	C <sup>-1</sup>	
6	Coefficient of Thermal Expansion Y direction	2.2E-06	C <sup>-1</sup>	
7	Coefficient of Thermal Expansion Z direction	1E-05	C <sup>-1</sup>	
8	 Reference Temperature	20	C	
9	 Orthotropic Elasticity			
10	Young's Modulus X direction	5.916E+10	Pa	
11	Young's Modulus Y direction	5.916E+10	Pa	
12	Young's Modulus Z direction	7.5E+09	Pa	
13	Poisson's Ratio XY	0.04		
14	Poisson's Ratio YZ	0.3		
15	Poisson's Ratio XZ	0.3		
16	Shear Modulus XY	1.75E+10	Pa	
17	Shear Modulus YZ	2.7E+09	Pa	
18	Shear Modulus XZ	2.7E+09	Pa	
19	 Orthotropic Stress Limits			
20	Tensile X direction	5.13E+08	Pa	
21	Tensile Y direction	5.13E+08	Pa	
22	Tensile Z direction	5E+07	Pa	
23	Compressive X direction	-4.37E+08	Pa	
24	Compressive Y direction	-4.37E+08	Pa	
25	Compressive Z direction	-1.9E+08	Pa	
26	Shear XY	1.2E+08	Pa	
27	Shear YZ	5.5E+07	Pa	
28	Shear XZ	5.5E+07	Pa	
29	 Orthotropic Strain Limits			
30	Tensile X direction	0.0092		
31	Tensile Y direction	0.0092		
32	Tensile Z direction	0.0092		
33	Compressive X direction	-0.0084		
34	Compressive Y direction	-0.0084		
35	Compressive Z direction	-0.0084		
36	Shear XY	0.015		
37	Shear YZ	0.012		
38	Shear XZ	0.015		
39	 Tsai-Wu Constants			



	SKALA : 1:20	NAMA : JAVIERO BRIO WINADI KET
	SATUAN : mm	NPM : 211300021
TAMESIN INDUSTRI	JURUSAN TEKNIK BAHAN UNIVERSITAS DIPONEGARA SEMARANG	
UAN MILITUS		A3



## **BIODATA PENULIS**

Penulis dilahirkan di Surabaya, 30 Desember 1994, merupakan anak pertama dari tiga bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu, SD Al-Muslim Waru, Sidoarjo, SMP Muhammadiyah 5 Surabaya, SMA IPIEMS Surabaya. Pada tahun 2013 Penulis diterima di Jurusan D3 Teknik Mesin FTI-ITS dan terdaftar sebagai mahasiswa dengan NRP 2113030021. Penulis memilih bidang studi Manufaktur untuk dipelajari di perkuliahan. Penulis mengambil TA dengan dasar matakuliah Manufaktur. Selama duduk di bangku kuliah penulis aktif mengikuti kegiatan baik di bidang akademik maupun non akademik. Penulis bergabung dalam organisasi Himpunan Mahasiswa D3 Teknik Mesin ITS (HMDM ITS) pada periode 2014/2015 dan 2015/2016. Penulis pernah menjadi staff PSDM pada periode 2014/2015 dan menjadi Kepala Departemen PSDM pada periode 2015/2016. Penulis juga pernah menjadi anggota Steering Committee (SC) HMDM pada kegiatan Kaderisasi Mahasiswa Baru periode 2014/2015 dan 2015/2016. Kegiatan yang pernah diikuti penulis yaitu : Menjadi Panitia Kongres IKA D3MITS 2017. Pelatihan yang pernah diikuti penulis yaitu : Pelatihan PKTI (2013), Pelatihan LKMM Pra TD (2013) di Fakultas Teknologi Industri ITS (2013). Pelatihan LKMM TD (2014), Pelatihan Motor Bakar (2014), di Jurusan D3 Teknik Mesin, dan Pelatihan Elemen Pengkader ITS (2015) di Rektorat BEM-ITS. Penulis juga pernah melaksanakan kerja praktek di PT. Ometraco Arya Samanta Surabaya selama satu bulan pada 17 Juni s/d 17 Juli 2017 di unit *Product Planning Inventory Control*. Untuk informasi lebih lanjut bisa email ke: [javieroisroj@gmail.com](mailto:javieroisroj@gmail.com)