

**SKRIPSI**

**PERANCANGAN DAN ANALISIS KARAKTERISTIK  
AERODINAMIKA MODEL PESAWAT TERBANG NIRAWAK  
*HAND LAUNCHER* DENGAN MENGGUNAKAN *CFD***

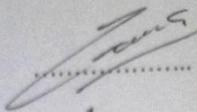
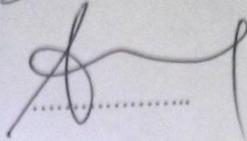


**NATANAEL MURJONO  
5315129028**

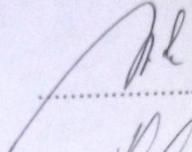
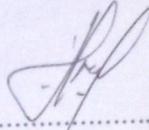
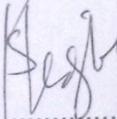
Skripsi Ini Diajukan Sebagai Syarat Untuk Mendapatkan Gelar Sarjana  
Pendidikan Di Jurusan Teknik Mesin Universitas Negeri Jakarta

**PROGRAM STUDI PENDIDIKAN TEKNIK MESIN  
JURUSAN TEKNIK MESIN  
FAKULTAS TEKNIK  
UNIVERSITAS NEGERI JAKARTA  
2015**

### HALAMAN PENGESAHAN SKRIPSI

Nama	Tanda Tangan	Tanggal
Dosen Pembimbing I Dr. Catur Setyawan K, MT. NIP. 197102232006041001		27/07/2015 .....
Dosen Pembimbing II Ahmad Kholil, ST., MT. NIP. 197908312005011001		30/07/15 .....

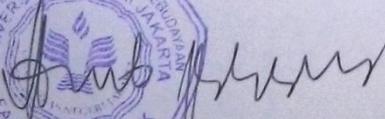
### PENGESAHAN PANITIA UJIAN SKRIPSI

Drs. Adi Tri Tyassmadi, M.P.d NIP. 196105211986021001 (Ketua Penguji)		10/7/15 .....
Eko Arif Syaefudin, ST., MT. NIP. 198310132008121002 (Sekretaris)		10/07/15 .....
Drs. H. Sirojuddin, MT. NIP. 196010271990031003 (Dosen Ahli)		27/07/15 .....

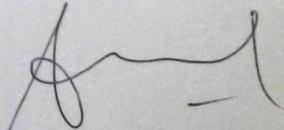
Tanggal Lulus : 07/7/2015

Mengetahui,

Ketua Jurusan  
Teknik Mesin - UNJ

  
Dr. Eng. Agung Premono, MT.  
NIP. 197705012001121002

Ketua Program Pendidikan S1  
Teknik Mesin - UNJ

  
Ahmad Kholil, ST., MT  
NIP. 197908312005011001

## ABSTRACT

*Natanael Murjono, Design and Analysis Aerodynamic Characteristics of Unmanned Aircraft Vehicle Hand Launcher by Using CFD. Script, Jakarta : Mechanical Engineering Departement, Faculty of Engineering, State University of Jakarta, June 2015.*

*This research aims to produce data characteristic aerodynamics a CFD an Aircraft wing and produce modelling aircraft to the plane of the type of hand launcher. The method that used in this design is research and development method to get the initial sizing and conceptual design as a foundation of aircraft design.*

*This initial sizing of the fund would be used for a variety of analyzes such as aircraft data characteristic aerodynamics. For unmanned aircraft vehicle (UAV) layout design using Catia V5. The Conclusion of unmanned aircraft vehicle (UAV) design is the required needs can be fulfilled like the DRO that determined. The end results of this design are endurance = 1 hours, payload = 2,2 lbs, cruise speed = 15 m/s MTOW = 6,6 lbs, Wempty = 4,4 lbs, wing loading = 68,6 N/m<sup>2</sup>, wing area = 0,429 m<sup>2</sup>, wing span = 2,2 m, and aspect ratio = 11.28. The result by using CFD:  $Cl_0 = 0,416$ ,  $CL_{max} = 0,904$ ,  $CD_0 = 0,009$  and  $CM = -0,426$ . Wing  $CL_{max}$  at 1,485 and Stall speed at 9,23 m/s*

*Keywords :DRO, CFD, Conceptual Design*

## ABSTRAK

Natanael Murjono, Perancangan dan analisis karakteristik aerodinamika model pesawat nirawak *Hand Launcher* dengan menggunakan *CFD*. Skripsi, Jakarta : Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Jakarta, Juni 2015.

Penelitian ini bertujuan untuk menghasilkan data karakteristik aerodinamika sayap pesawat secara *CFD (Computational Fluid Dynamic)* dan menghasilkan pemodelan untuk pesawat nirawak jenis *Hand Launcher*. Metode yang digunakan dalam perancangan ini adalah metode *research and development* untuk mendapatkan ukuran awal pesawat yang dirancang dan perancangan konseptual sebagai dasar dari perancangan pesawat. Ukuran awal ini selanjutnya digunakan untuk menganalisa pesawat seperti karakteristik aerodinamika. Untuk pemodelan pesawat nirawak menggunakan *software* *Catia V5*. Kesimpulan dari perancangan pesawat terbang nirawak ini adalah *requirements* yang diminta pada *DRO* dapat terpenuhi serta karakteristik sayap aerodinamika secara *CFD*. Hasil akhir dari perancangan pesawat ini adalah *endurance* = 1 jam, *payload* = 2,2 lbs, *cruise speed* = 15 m/s, *MTOW* = 6,6 lbs, *Wempty* = 4,4 lbs, *wing loading* = 68,6 N/m<sup>2</sup>, luas sayap = 0,429 m<sup>2</sup>, bentang sayap = 2,2 m, dan aspek ratio = 11,28. Hasil secara *CFD* antara lain:  $Cl_0 = 0,416$ ,  $CL_{maks} = 0,904$ ,  $CD_0 = 0,007$  dan  $CM = -0,426$ .  $CL_{max}$  sayap 1,485 dan *Stall Speed* terjadi pada kecepatan 9,23 m/s

Kata kunci : *DRO*, *CFD*, Perancangan Konseptual

## KATA PENGANTAR

Puji syukur saya panjatkan kepada Tuhan Yang Maha Esa, karena atas berkat, rahmat dan karunia-Nya, saya dapat menyelesaikan skripsi dengan judul “Perancangan dan analisis karakteristik aerodinamika model pesawat terbang nirawak *Hand Launcher* dengan menggunakan *CFD*.” Penulisan skripsi ini merupakan persyaratan untuk meraih gelar Sarjana Pendidikan Jurusan Pendidikan Teknik Mesin, Fakultas Teknik, Universitas Negeri Jakarta.

Saya menyadari bahwa tanpa bantuan dan bimbingan dari berbagai pihak, dari masa perkuliahan sampai pada penyusunan skripsi ini, sangatlah sulit bagi saya untuk menyelesaikan skripsi ini. Oleh karena itu, saya ingin menyampaikan ucapan terima kasih yang sebesar-besarnya kepada :

1. Bapak Dr. Eng. Agung Premono, S.T., M.T., selaku Ketua Jurusan Teknik Mesin, Fakultas Teknik Universitas Negeri Jakarta.
2. Bapak Ahmad Kholil, S.T., M.T., selaku Ketua Program Studi Pendidikan Teknik Mesin, Penasehat Akademik, dan juga dosen pembimbing II yang telah memberi pengarahan selama kuliah dan mempermudah penyusunan skripsi ini.
3. Bapak Dr. Catur S. Kusumohadi, S.T., M.T., selaku dosen pembimbing I yang telah bersedia meluangkan waktu untuk memberikan pengarahan, diskusi dan bimbingan serta persetujuan sehingga skripsi ini dapat diselesaikan dengan baik.

4. Seluruh dosen dan karyawan Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Negeri Jakarta atas kesabaran dan perhatiannya dalam menanamkan ilmu pengetahuan dan nilai kehidupan untuk penulis.
5. Orang tua serta teman-teman seperjuangan di Jurusan Teknik Mesin Fakultas Teknik Universitas Negeri Jakarta, serta semua pihak yang secara langsung maupun tidak langsung telah memberikan bantuan sehingga skripsi ini dapat diselesaikan.

Penulis menyadari sepenuhnya, bahwa tulisan ini masih banyak kekurangannya dan perlu disempurnakan. Besar harapan penulis semoga skripsi ini dapat berguna bagi penulis dan pembaca.

Jakarta, 29 Juni 2015

Penulis

## DAFTAR ISI

<b>LEMBAR PENGESAHAN SKRIPSI .....</b>	<b>ii</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>iii</b>
<b>ABSTRAK .....</b>	<b>iv</b>
<b>KATA PENGANTAR .....</b>	<b>v</b>
<b>DAFTAR ISI .....</b>	<b>vi</b>
<b>DAFTAR GAMBAR .....</b>	<b>vii</b>
<b>DAFTAR TABEL .....</b>	<b>viii</b>
 <b>BAB I PENDAHULUAN</b>	
1.1. Latar Belakang Masalah .....	1
1.2. Identifikasi Masalah .....	3
1.3. Batasan Masalah .....	3
1.4. Rumusan Masalah .....	4
1.5. Tujuan Penelitian .....	5
1.6. Kegunaan Penelitian .....	6
 <b>BAB II KERANGKA TEORITIK, KERANGKA BERPIKIR DAN HIPOTESIS PENELITIAN</b>	
2.1. Kerangka Teoritik	
2.1.1. Perancangan Pesawat terbang .....	7
2.1.2. Urutan dan Proses Perancangan Pesawat Terbang .....	8
2.1.3. Proses Perancangan Pesawat terbang .....	10
2.1.3.1. <i>Pre-concept Design</i> .....	10
2.1.3.2. <i>Conceptual Design</i> .....	10
2.1.3.3. <i>Preliminary Design</i> .....	10
2.1.3.4. <i>Detailed Design</i> .....	10
2.1.4. Perancangan Konseptual .....	11

2.1.5. Jenis Jenis Pesawat Terbang nirawak .....	12
2.1.6. Komparasi Studi Pesawat Sejenis .....	16
2.1.7. Kebutuhan Tentang Aplikasi Pesawat Terbang Nirawak .....	22
2.1.8. <i>Initial Sizing</i> .....	22
2.1.8.1. Berat <i>Take Off</i> dan Fraksi Berat Pesawat.. .....	23
2.1.8.2. Berat <i>Payload</i> . .....	23
2.1.8.3. Berat <i>Take Off</i> & Berat Kosong Operasional. ....	23
2.1.8.4. <i>Mission Profiles</i> .....	23
2.1.8.5. <i>Weight Take Off Guess</i> dan <i>Weight Empty</i> .....	25
2.1.8.6. Titik Desain. ....	25
2.1.9. Karakteristik Aerodinamika.....	25
2.1.10. Software Catia .....	34
2.2. Kerangka Berpikir.....	35
2.3. Hipotesis Penelitian.....	35
<b>BAB III METODOLOGI PENELITIAN</b>	
3.1. Tempat dan Waktu Penelitian .....	36
3.2. Strategi Pengembangan.....	36
3.3. Prosedur Pengembangan .....	39
3.4. Teknik Evaluasi .....	47
3.4.1. Evaluasi Data Literatur. ....	47
3.4.2. Perhitungan dan Analisis. ....	47
3.4.3. Proses Iterasi. ....	48
<b>BAB IV HASIL DAN ANALISIS</b>	
4.1. Penentuan <i>Design Requirements</i> dan <i>Objective</i> (DRO) .....	49
4.2. Penentuan Ukuran Awal .....	51
4.3. Konfigurasi Pesawat Nirawak .....	53
4.4. Perancangan Sayap.....	56

4.5. Perancangan Ekor.....	63
4.6. Analisis Aerodinamika .....	65
4.7. Analisis <i>CFD</i> .....	66
<b>BAB V KESIMPULAN DAN SARAN</b>	
5.1. Kesimpulan . .....	75
5.2. Saran .....	76
<b>DAFTAR PUSTAKA</b> .....	77
<b>DAFTAR ISTILAH</b> .....	80
<b>LAMPIRAN A: PEMODELAN PESAWAT NIRAWAK</b> .....	85
<b>LAMPIRAN B: STUDI KOMPARASI PESAWAT SEJENIS</b> .....	87

## DAFTAR GAMBAR

Gambar 1.1. Contoh Pesawat Nirawak untuk Pengawasan di Bidang Pertanian 1	
Gambar 1.2. Contoh Pesawat Nirawak untuk Pengawasan di Bidang Militer ...	2
Gambar 2.1. Urutan Perancangan Pesawat untuk Mendapatkan Ukuran Awal ...	8
Gambar 2.2. Proses Perancangan Pesawat Secara Konseptual .....	11
Gambar 2.3. <i>Fixed Wing</i> .....	13
Gambar 2.4. <i>Free Wing</i> .....	13
Gambar 2.5. <i>Small Wing</i> .....	13
Gambar 2.6. <i>Micro Wing</i> .....	14
Gambar 2.7. <i>Tilt Wing</i> .....	14
Gambar 2.8. <i>Rotary Wing</i> .....	14
Gambar 2.9. <i>Tail Sitters</i> .....	15
Gambar 2.10. Jenis-jenis Profil Misi Pesawat .....	23
Gambar 2.11. <i>Drag Polar</i> .....	28
Gambar 2.12. Geometri <i>Airfoil</i> .....	30
Gambar 2.13. Jenis-jenis <i>Airfoil</i> .....	31
Gambar 2.14. Jenis-jenis <i>Wing Tip</i> .....	32
Gambar 2.15. Jenis-jenis Ekor .....	33
Gambar 3.1. Rute Pesawat .....	37
Gambar 3.2. Jarak Rute Pesawat .....	38
Gambar 3.3. Pemodelan <i>Fuselage</i> .....	40
Gambar 3.4. Diagram Alur Perancangan .....	41
Gambar 3.5. Sketsa Konseptual Perancangan.....	43
Gambar 4.1. Profil Misi Pesawat Nirawak .....	51
Gambar 4.2. Perbandingan Nilai Wing Loading ( $N/m^2$ ) dengan Kecepatan (m/s)	

dalam penentuan awal <i>CL</i> .....	59
Gambar 4.3. NACA 6415 dalam Java Foil .....	60
Gambar 4.4. NACA 5414 dalam Java Foil .....	60
Gambar 4.5. NACA 4415 dalam Java Foil .....	61
Gambar 4.6. Eppler E 210 dalam Java Foil .....	61
Gambar 4.7. Eppler E 214 dalam Java Foil .....	62
Gambar 4.8. NACA 4415 dalam XFLR5 .....	62
Gambar 4.9. NACA 0009 dalam XFLR5 .....	63
Gambar 4.10. <i>Horisontal Tail</i> NACA 4415 .....	64
Gambar 4.11. <i>Vertical Tail</i> NACA 0009 .....	65
Gambar 4.12. Sayap 3D dengan CATIA V5 .....	67
Gambar 4.14. Pembuatan Grid ( <i>meshing</i> ) pada GAMBIT .....	68
Gambar 4.15. <i>Velocity Contours</i> Sayap NACA 4415, Alpha 0 <sup>0</sup> .....	70
Gambar 4.16. <i>Pressure Contours</i> Sayap NACA 4415, Alpha 0 <sup>0</sup> .....	70
Gambar 4.17. Koefisien <i>Lift</i> (CL) berkorelasi dengan Sudut Alpha .....	71
Gambar 4.18. Koefisien <i>Drag</i> (CD) berkorelasi dengan Sudut Alpha .....	71
Gambar 4.19. Koefisien Momen (CM) berkorelasi dengan Sudut Alpha .....	71
Gambar 4.20. Perbandingan Koefisien Lift (CL) & Koefisien Drag (CD) .....	72
Gambar 4.21. Perbandingan Nilai <i>CL</i> & Nilai <i>CL/CD</i> .....	72

## DAFTAR TABEL

Tabel 2.1. Klasifikasi Pesawat Nirawak .....	12
Tabel 2.2. Perbandingan Pesawat Sejenis .....	17
Tabel 2.3. <i>Dihedral Guidelines</i> .....	35
Tabel 4.1. <i>Empty Weight</i> dan <i>Max. Weight</i> Pesawat Sejenis .....	52
Tabel 4.2. <i>Wing loading</i> Pesawat Sejenis .....	52
Tabel 4.3. Data Airfoil Naca 4415 .....	66
Tabel 4.4.. Data Airfoil dan Sayap.....	66
Tabel 4.5. Parameter Data Input .....	67
Tabel 4.6. Geometri Sayap.....	67
Tabel 4.9. Perbandingan Hasil Simulasi dengan variasi sudut .....	69
Tabel 4.10. Tabel Hasil Simulasi <i>CFD</i> .....	73
Tabel B Tabel komparasi studi pesawat sejenis .....	89

## BAB I

### PENDAHULUAN

#### 1.1. Latar Belakang Masalah

Aerodinamika merupakan ilmu yang banyak mengalami perkembangan pada beberapa tahun terakhir. Bidang ilmu ini memiliki lingkup yang sangat luas. Masih sangat banyak aspek yang dapat ditemui di dalam dunia aerodinamika yang dapat dikembangkan lebih lanjut oleh para peneliti khususnya para *engineer* masa depan. Salah satu inovasi yang menjadi pusat perhatian banyak *engineer* saat ini adalah tentang UAV<sup>1</sup>, yaitu kendaraan udara tanpa awak yang mampu terbang otomatis tanpa dikontrol oleh manusia di dalam badan pesawat. Kendaraan dapat berupa pesawat maupun sejenis *copter* (*helicopter, tricopter, quadcopter*, dsb) sebagaimana yang banyak ditemui di dunia *aeromodelling*.

Penggunaan *UAV* itu sendiri hingga saat ini sudah cukup luas, aplikasinya telah merambah ke ranah militer maupun sipil. Salah satu UAV militer yang cukup terkenal adalah Predator. Pesawat milik AS ini digunakan untuk misi mata-mata, sistem *avionic* pesawat yang sudah cukup kompleks, yaitu dilengkapi dengan radar serta kamera canggih dengan memori yang memadai serta level telemetri dengan *operation range* yang cukup luas, sehingga pesawat mampu mengirim *live data streaming* dari lokasi tujuan, dengan jarak

---

<sup>1</sup> Laurence R. Newcome, *Unmanned Aviation : A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles* (Virginia : AIAA, Inc., 2004), p. 1.

yang relatif jauh dari *GCS (Ground Control Station)*. Penggunaan lain yang lebih umum adalah untuk misi *surveillance*, kemampuan pesawat tidak perlu secanggih *UAV* mata-mata. Hanya saja pesawat tetap harus stabil dan mudah dikontrol serta memiliki *endurance* yang memenuhi syarat.



**Gambar 1.1. Contoh Pesawat Terbang Nirawak untuk Pengawasan di Bidang Pertanian<sup>2</sup>**



**Gambar 1.2. Contoh Pesawat Terbang Nirawak untuk Pengawasan dan Pengintaian di Bidang Militer<sup>3</sup>**

---

<sup>2</sup> 4gwar Technology, 2014. Agri UAV <https://4gwar.com/2013/11/08/unmanned-aircraft-faa-releases-initial-plan-for-drone-flights-in-u-s-skies/> diakses pada tanggal 2 Oktober 2014 pukul 12.20.

<sup>3</sup> Army Technology, 2013. *Aerovironment RQ-11 Raven*, <http://www.armytechnology.com/> diakses pada tanggal 2 Oktober 2014 pukul 13.15.

Kondisi Indonesia yang luas, memerlukan pemantauan baik dari segi keamanan maupun dari segi otoritas Indonesia sebagai negara yang berdaulat. Saat ini Pesawat Terbang Nirawak telah diproduksi oleh industri dalam negeri antara lain: PT. Dirgantara Indonesia, PT. UAV Indo, PT. Globalindo Teknologi Service Indonesia, PT. RAI (Robo Aero Indonesia), PT. Aviator dan PT. Carita.

Berdasarkan fungsi dan bentuk dari pesawat terbang tanpa awak serta penggunaannya yang dapat diaplikasikan dimana saja, maka dapat dibuat perancangan pesawat terbang tanpa awak bertenaga listrik. Proses perancangan pesawat terbang dibagi menjadi tiga tahap, yaitu perancangan konseptual, perancangan awal, dan perancangan detail<sup>4</sup>.

Dalam penelitian ini dikembangkan *UAV* untuk misi pengawasan berjenis *hand launcher*. Luaran perancangan ini berupa gambar tiga dimensi berupa pemodelan *wing*, *body* dan *tail*, pemilihan *aerofoil* dan hasil analisis karakteristik aerodinamika dengan menggunakan *CFD (Computational Fluid Dynamics)*.

## 1.2. Identifikasi Masalah

Berdasarkan latar belakang diatas dalam penelitian perancangan dan analisis karakteristik aerodinamika pesawat terbang nirawak *UAV hand launcher* menimbulkan pertanyaan-pertanyaan sebagai berikut :

---

<sup>4</sup> Daniel P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (Washington, DC : AIAA, Inc., 1989), p. 4.

1. Apakah misi atau kegunaan pesawat terbang nirawak mikro yang akan di gunakan?
2. Bagaimana ukuran pesawat terbang nirawak mikro yang akan di rancang?
3. Bagaimana bentuk pesawat pada pesawat terbang nirawak yang akan dirancang?
4. Bagaimanakah merancang pesawat terbang nirawak secara *conceptual design*?
5. Apa yang menjadi persyaratan dalam merancang pesawat terbang nirawak?
6. Apa saja bagian-bagian dari pesawat terbang nirawak yang akan di rancang?
7. Bagaimana pemodelan pesawat nirawak mikro?
8. Bagaimana pemilihan *airfoil* dalam pesawat terbang nirawak?
9. Apa saja karakteristik aerodinamika dalam pesawat terbang nirawak?

### **1.3. Batasan Masalah**

Untuk mencegah meluasnya bidang pembahasan serta lebih mengarahkan pemecahan masalah pada pokok sarannya, maka ruang lingkup yang akan dibahas dalam penelitian ini dibatasi pada :

1. Perancangan pesawat terbang nirawak yang di rancang jenis *hand launcher*.
2. Mendesain pesawat terbang nirawak secara *conceptual design*.
3. Analisa dan pemilihan jenis *airfoil*
4. Pemodelan *wing, body dan tail*

5. Analisa karakteristik aerodinamika sayap pesawat secara *CFD*  
(*Computational Fluid Dynamics*)

Perancangan yang dilakukan dibatasi pada tahap ”perancangan konseptual” dimana hasil dari perancangan ini adalah ”*freeze geometry*”, yaitu ukuran dasar pesawat terbang nirawak yang nantinya akan digunakan dalam tahap perancangan selanjutnya dan telah memenuhi syarat-syarat perancangan yang didefinisikan pada *Design Requirements and Objective* (DRO).

#### **1.4. Rumusan Masalah**

Berdasarkan latar belakang, identifikasi masalah serta pembatasan masalah, permasalahan dapat di rumuskan sebagai berikut :

1. Bagaimana proses merancang pesawat nirawak mikro bertenaga listrik untuk tahap perancangan konseptual?
2. Bagaimana bentuk pemodelan dari bagian-bagian pesawat terbang nirawak (*wing, body dan tail*) ?
3. Bagaimana pemilihan *airfoil* untuk pesawat nirawak?
4. Bagaimana menganalisa karakteristik aerodinamika sayap pesawat secara *CFD* (*Computational Fluid Dynamics*)?

#### **1.5. Tujuan Penelitian**

Berdasarkan rumusan masalah di atas, maka maksud dan tujuan dari penelitian ini antara lain:

1. Menghasilkan data karakteristik aerodinamika sayap pesawat secara *CFD (Computational Fluid Dynamics)*?
2. Menghasilkan pemodelan untuk pesawat nirawak jenis *hand launcher* yang berupa *wing, body* dan *tail*

## **1.6 Kegunaan Penelitian**

Penelitian ini mempunyai kegunaan antara lain:

1. Kesesuaian dengan mata kuliah
2. Memberikan informasi mengenai proses perancangan pesawat terbang secara konseptual
3. Bagi dunia pendidikan, sebagai tambahan ilmu pengetahuan dalam bidang perancangan dan aerodinamika.
4. Sebagai salah satu penerapan pembelajaran teknologi pesawat udara di SMK Penerbangan, dimana mata pelajaran seperti teknologi pesawat udara yang membahas struktur dan bagian bagian pesawat

## **BAB II**

### **KERANGKA TEORITIK, KERANGKA BERPIKIR DAN HIPOTESIS PENELITIAN**

#### **2.1. Kerangka Teoritik**

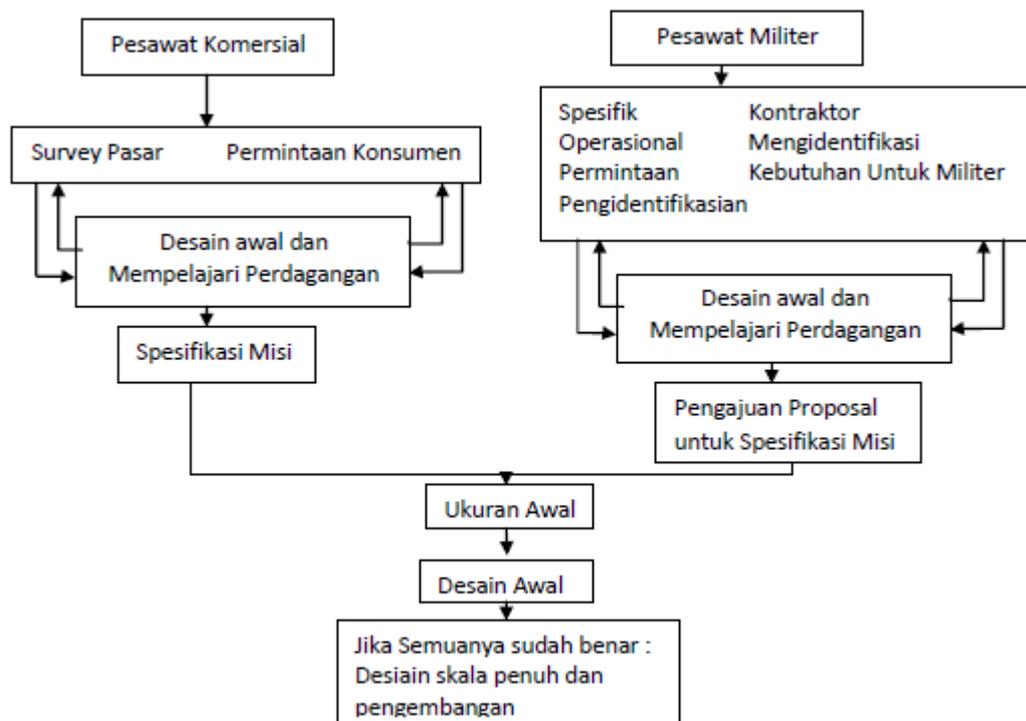
##### **2.1.1. Perancangan Pesawat Terbang**

Dalam perancangan suatu pesawat, pesawat perlu dirancang sebagai suatu sistem terpadu, bukan sebagai kumpulan komponen, yang hanya efisien kalau beroperasi sendiri-sendiri. Disini kita harus memperhitungkan interaksi antara keempat pokok dasar perancangan pesawat terbang, yakni aerodinamika, propulsi, struktur dan pengendalian. Bila pokok-pokok perancangan ini dipadu secara tepat dalam sebuah pesawat terbang, pesawat itu akan dapat mengatasi tarikan gaya berat dan akan terbang.

Ilmu aerodinamika sangat penting sebagai dasar perancangan pesawat terbang. Pada dasarnya untuk membuat sebuah pesawat yang dapat terbang berdasarkan asas aerodinamika, orang harus memperhitungkan empat faktor fundamental, yakni berat, gaya angkat, hambatan dan gaya dorong. Berat mencakup pesawat, bahan bakar dan muatan. Gaya angkat adalah gaya pada pesawat untuk mengatasi tarikan gravitasi. Hambatan adalah gaya yang berlawanan arah dengan laju pesawat. Hambatan ini ditimbulkan oleh beberapa gejala dalam aliran udara.

### 2.1.2. Urutan dan Proses Perancangan Pesawat Terbang

Pada dasarnya pesawat terbang dibagi dua, yaitu pesawat terbang komersial dan pesawat terbang militer. Dua dasar inilah yang menjadi acuan untuk merancang pesawat terbang. Untuk lebih jelasnya kita dapat melihat gambar dibawah ini.



**Gambar 2.1. Urutan Perancangan Pesawat untuk Mendapatkan Ukuran Awal<sup>5</sup>**

<sup>5</sup> Dr. Jan Roskam, *Airplane Design Part I : Preliminary Sizing of Airplanes* (Kansas : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985), p. 3.

Dari gambar diatas, proses perancangan mengerucut pada ukuran awal pesawat yang dirancang kemudian desain awal . Perancangan pesawat terbang dibagi menjadi tiga tahap, yaitu :

- a. Perancangan Konseptual
- b. Perancangan Awal
- c. Perancangan *Detail* / Rinci

Tujuan dari perancangan konseptual adalah memilih sebuah konsep yang dapat diwujudkan dan kemudian di optimasikan sejauh mungkin. Sebagai contoh, tahap ini dimulai dengan beberapa goresan tangan pada selembar kertas yang menggambarkan konsep sebuah pesawat yang ada dibenak perancang untuk memenuhi suatu kebutuhan yang telah ditentukan sebelumnya.

Untuk memenuhi kebutuhan tersebut perancang akan membuat lima atau lebih sketsa yang saling berbeda, tetapi masing-masing dipandang oleh perancang memiliki potensi untuk dikembangkan lebih lanjut supaya bisa menyelesaikan masalah yang telah dirumuskan sebelumnya. Masing-masing konsep akan dikembangkan dan diuji, dan akhirnya keputusan akan diambil untuk menentukan konsep mana yang dianggap punya potensi terbaik untuk dikembangkan lebih lanjut dan akhirnya akan mampu memenuhi semua persyaratan perancangan dengan sangat memuaskan.

Setelah sebuah konsep tertentu dipilih, maka konsep tersebut perlu dikembangkan lebih lanjut dalam tahap berikutnya yaitu tahap rancangan awal. Dalam tahap ini beberapa putaran proses perancangan perlu diulang untuk

menentukan pilihan material, bentuk, dimensi atau ukuran, struktur dan fungsi-fungsi dari rancangan. Tahap ini disebut tahap rancangan awal.

### **2.1.3. Proses Perancangan Pesawat Terbang**

Perancangan konseptual pesawat terbang nirawak dibagi menjadi beberapa tahap, yaitu:

#### **2.1.3.1. *Pre-concept Design***

Tahap paling awal untuk membangun konsep umum, apa yang seharusnya dilakukan dan bagaimana pesawat dapat digunakan.

#### **2.1.3.2. *Conceptual Design***

Tahap perancangan yang dimulai dengan DRO, konsep dan rencana pengembangan pesawat terbang nirawak.

#### **2.1.3.3. *Preliminary Design***

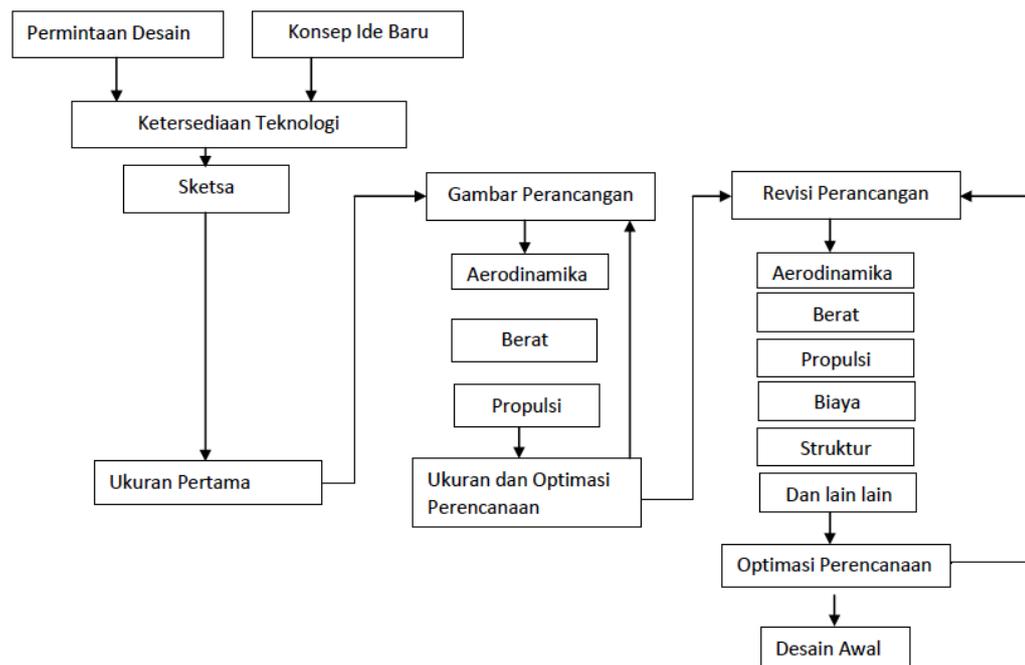
Tahap dimana mengubah hasil dari perancangan konsep untuk dikembangkan ke konsep yg lebih baik, dimana akan diuji pada tahap selanjutnya.

#### **2.1.3.4. *Detailed Design***

Proses terakhir, dimana perancangan produksi dan pengujian hasil rancangan telah dilakukan.

### 2.1.4. Perancangan Konseptual Pesawat Terbang Nirawak

Dalam perancangan konseptual, yang menjadi dasar pertanyaan dari bentuk konfigurasi, ukuran dan berat, serta performa pesawat dapat terjawab dalam perancangan ini. Pertanyaan pertama dalam perancangan ini adalah “Bagaimana pesawat ini dirancang memenuhi persyaratan yang ada?.” Dalam perancangan konseptual harus mendesain ulang berat kotor, berat bahan bakar, ukuran sayapnya, ukuran mesin dan mengubah beberapa bagiannya. Untuk mengetahui proses perancangan konseptual Pesawat Terbang Nirawak dapat dilihat pada gambar dibawah ini.



**Gambar 2.2. Proses Perancangan Pesawat Secara Konseptual<sup>6</sup>**

<sup>6</sup> Daniel P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach* (Washington, DC : AIAA, Inc.,1989),p.4

### 2.1.5. Jenis – jenis Pesawat Terbang Nirawak

- a. Secara umum Pesawat Nirawak di jelaskan dalam tabel di bawah ini

**Tabel 2.1 Klasifikasi Pesawat Nirawak**

Kategori Pesawat	Berat (Kg)	Jarak Tempuh (Km)	Ketinggian Terbang (m)	Daya Tahan (Jam)	Misi Pesawat	Contoh Pesawat
Mikro	< 5	<10	250	1	<i>Scouting, NBC Sampling, Surveillance</i>	Black Widow, Darpa MAV, Hornet
Mini	< 25	<10	150 - 300	< 2	<i>Agriculture, pollution measurements, Surveillance</i>	Tracker, Mikado, Pointer II
Close Range	25 - 150	10- 30	3000	2 - 4	<i>Search &amp; Rescue</i>	Phantom, Pointer, Camcopter
Medium Range	50 - 250	30 - 70	3000	3 - 6	Mine Deteting NBC Sampling,	Hunter B, Aerostar, Eagle Eye
Medium Air Long Endurance	>250	>70	>3000	>6	Communications relay, NBC Sampling,	Skyforce, Heron TP, Darkstar
High Air Long Endurance	>1000	>100	>10000	24 - 48	Airport Security, Communications relay.	Helios, Raptor, Global hawk

b. Jenis Jenis Pesawat Nirawak berdasarkan bentuk dan jenis sayap,

1. *Fixed Wing*



**Gambar 2.3. Fixed Wing**<sup>7</sup>

2. *Free Wing*



**Gambar 2.4. Free Wing**<sup>8</sup>

3. *Small*



**Gambar 2.5. Small Wing**<sup>9</sup>

---

<sup>7</sup> UAV Marketpace, 2014, Sagem UAV <http://www.uavm.com/uavfixedwing/fwruagtosagem.html> /diakses pada tanggal 3 Oktober 2014 pukul 21.05.

<sup>8</sup> Chaput Armand J., *Conceptual Design of UAV Systems* (Texas: Aerospace Engineering., 2004

<sup>9</sup> Military Aerospace, 2012, Robotic air. <http://www.militaryaerospace.com/articles/2012/09/dhs-uav-flyoff.html> /diakses pada tanggal 3 Oktober 2014 pukul 21.25.

#### 4. *Micro*



**Gambar 2.6. *Micro Wing***<sup>10</sup>

#### 5. *Tilt Wing/Rotor*



**Gambar 2.7. *Tilt Wing***<sup>11</sup>

#### 6. *Rotary Wing*



**Gambar 2.8. *Rotary Wing***<sup>12</sup>

---

<sup>10</sup> Direct industry, 2014., *Cyber Flight* ,<http://www.directindustry.com/prod/cyberflight-ltd/uavs-micro-101651-937239.html/> diakses pada tanggal 3 Oktober 2014 pukul 22.11.

<sup>11</sup> Chaput Armand J., *Conceptual Design of UAV Systems* (Texas: Aerospace Engineering., 2004

<sup>12</sup> Open Croquet, 2014., RC Quadrotor, <http://www.opencroquet.org/wholesale-rotary-wing-uav/> diakses pada tanggal 3 Oktober 2014 pukul 22.35.

## 7. Tail Sitters



**Gambar 2.9. Tail Sitters**<sup>13</sup>

- c. Berdasarkan Asosiasi PTTA Eropa pesawat dibagi menjadi lima, yaitu :
1. **Close Range** : Pesawat yang dapat terbang tidak lebih dari 25 Km
  2. **Short Range** : Pesawat dioperasikan dalam jarak antara 25 – 100 km
  3. **Medium Range** : Pesawat yang dapat terbang dalam jarak antara 100 – 200 km. Membutuhkan rancangan aerodinamika yang baik dan sistem kontrol pesawat untuk menghasilkan performa yang baik.
  4. **Long range** : Pesawat yang dapat terbang dalam jarak antara 200 – 500 km. Membutuhkan teknologi yang canggih untuk komunikasi, misi pesawat yang kompleks, dan membutuhkan satelit
  5. **Endurance** : pesawat yang dapat terbang lebih dari 500 km dan dapat bertahan di udara selama 20 jam.<sup>14</sup>

<sup>13</sup> Israeli Weapon.[http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/tailsitter/Tail\\_Sitter.html](http://www.israeli-weapons.com/weapons/aircraft/uav/tailsitter/Tail_Sitter.html) / diakses pada tanggal 3 Oktober 2014 pukul 22.49.

<sup>14</sup>Chaput Armand J., *Conceptual Design of UAV Systems* (Texas: Aerospace Engineering., 2004

### **2.1.6. Komparasi Studi Pesawat Terbang Nirawak Sejenis (Tipe *Hand Launcher*)**

Komparasi studi di sini dilakukan untuk mendapatkan data yang sebenarnya dari pesawat terbang nirawak lain yang sudah dirancang oleh perusahaan lain. Dengan menganalisis data yang didapat dari komparasi studi, bisa mendapatkan bayangan dari pesawat terbang nirawak yang akan dibuat. Komparasi studi ini menggunakan sembilan pesawat terbang nirawak. Berikut ini gambar-gambar dan data spesifikasi dari ketujuh pesawat tersebut.

**Tabel 2.2 Perbandingan Pesawat Sejenis**

1		Nama	Data Spesifikasi				
		RQ-11 Raven <sup>15</sup>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh
1.3 m	1 m		1.9 kg	56 km/Jam	10 km	60 menit	
Tipe			Propulsi				
Surveillance UAV			Electric Motor				
2		Nama	Data Spesifikasi				
		Bayraktar Mini UAV <sup>16</sup>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh
1.6 m	1.2 m		3.5 kg	70 km/h	15 km	60 menit	
Tipe			Propulsi				
Photomapping UAV			Electric Motor - H-L - Elec. P-P				

<sup>15</sup> Army Technology, 2013. *Aerovironment RQ-11 Raven* [terhubung berkala] <http://www.armytechnology.com/projects/rq11-raven/> pada tanggal 6 Oktober 2014 pukul 13.04.

<sup>16</sup> Army Technology, 2013. *Bayraktar Mini UAV, Turkey* [terhubung berkala] <http://www.armytechnology.com/projects/bayraktar-uav/> diakses pada tanggal 6 Oktober 2014 pukul 14.15.

3		<b>Nama</b>	<b>Data Spesifikasi</b>					
		<b>ASN - 15<sup>17</sup></b>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh	Daya Tahan
			3 m	1.8 m	6.5 kg	90 km/jam	10 km	60 menit
			Tipe			Propulsi		
Surveillance UAV			Electric Motor					
4		<b>Nama</b>	<b>Data Spesifikasi</b>					
		<b>FQM-151<sup>18</sup></b>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh	Daya Tahan
			2.7 m	1.8	4.5 kg	70 km/jam	6 km	60 menit
			Tipe			Propulsi		
Surveillance UAV			Electric Motor					

<sup>17</sup> The Reborn Technology, 2008. *History of Chinese UAVs* [terhubung berkala] <http://reborntechnology.blogspot.com/2008/06/history-development-of-chinese-uavs.html> diakses pada tanggal 8 Oktober 2014 pukul 15.30

<sup>18</sup> Olive-Drab, 2007. *FQM-151 Pointer UAV* [terhubung berkala] [http://olivedrab.com/idphoto/id\\_photos\\_uav\\_fqm151pointer.php](http://olivedrab.com/idphoto/id_photos_uav_fqm151pointer.php) diakses pada tanggal 8 Oktober 2014 pukul 19.10.

5		<b>Nama</b>	<b>Data Spesifikasi</b>					
		<b>RQ-14<sup>19</sup></b>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh	Daya Tahan
			1.2 m	0.7 m	2 kg	45-60 km/jam	5 km	45-60 menit
			Tipe			Propulsi		
Surveillance UAV			Electric Motor					
6		<b>Nama</b>	<b>Data Spesifikasi</b>					
		<b>Pteryx UAV<sup>20</sup></b>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh	Daya Tahan
			2.8 m	1.4 m	5 kg	50 km/jam	10 km	60 menit
			Tipe			Propulsi		
Photomapping UAV			Electric Motor					
7		<b>Nama</b>	<b>Data Spesifikasi</b>					
		<b>Metu Guven Turk UAV<sup>21</sup></b>	Panjang Sayap	Panjang Pesawat	Berat	Kecepatan <i>Cruise</i>	Jarak Tempuh	Daya Tahan
			2.2 m	1.35 m	4.5 kg	48 km/jam	10 km	90 menit
			Tipe			Propulsi		
Surveillance UAV			Electric Motor					

<sup>19</sup> Olive-Drab, 2007. *RQ-14 Dragon Eye UAV* [terhubung berkala] [http://olivedrab.com/idphoto/id\\_photos\\_uav\\_rq14.php](http://olivedrab.com/idphoto/id_photos_uav_rq14.php) diakses pada tanggal 10 Oktober 2014 pukul 11.45.

<sup>20</sup> IBM troybuiltmodels, 2008. *Trigger Composites Pteryx UAV* [terhubung berkala] <http://www.troybuiltmodels.com/items/PTERYX-UAV.html> diakses pada tanggal 10 Oktober 2014 pukul 12.30.

<sup>21</sup> Pakistan Defence, 2008. *METU Guven Turk Mini UAV* [terhubung berkala] <http://defence.pk/threads/russian-chief-of-gen-staff-turkey-by-far-better-than-us-in-uavdevelopment.159385/page-6> diakses pada tanggal 13 Oktober 2014 pukul 12.15.

### 2.1.7. Kebutuhan Tentang Aplikasi Pesawat Terbang Nirawak

Berdasarkan kegunaannya, Pesawat Terbang Nirawak dibagi menjadi :

- a. **Target and Decoy** : Pesawat Terbang Nirawak sebagai target dan simulai pesawat musuh untuk latihan militer.
- b. **Reconnaissance and Surveillance** : Pesawat Terbang Nirawak diaplikasikan untuk pengintaian dan pengawasan daerah tertentu.
- c. **Combat** : Pesawat Terbang Nirawak untuk agresi militer.
- d. **Logistic**: Pesawat Terbang Nirawak untuk keperluan pengangkutan kebutuhan logistik
- e. **Research and Development** : PTTA untuk keperluan riset.
- f. **Civil and Commercial** : PTTA untuk keperluan sipil dan komersial.
- g. **Photo Mapping** : PTTA untuk mendapatkan gambar suatu wilayah.<sup>22</sup>

### 2.1.8. Initial Sizing

Dalam perancangan awal, proses pertama yang dilakukan adalah penentuan ukuran pesawat dalam hal ini berat pesawat. Hubungan antara berat diatas dapat ditemukan pada buku referensi yang digunakan yaitu *Airplane Design Part 1* (Dr. Jan Roskam) serta pada buku *Aircraft Design* (Daniel P. Raymer),

$$\text{yaitu : } W_{TO} = W_{OE} + W_{PL} + W_F \quad (2.1)$$

Dimana :

$W_{OE}$  = (*Operating Empty Weight*) adalah berat struktur, berat *engine*, *landing gear*, *avionics*, dan peralatan lainnya

$W_{PL}$  = (*Payload Weight*) adalah berat barangnya

---

<sup>22</sup> Chaput Armand J., *Conceptual Design of UAV Systems* (Texas: Aerospace Engineering., 2004),

$W_F = (\text{Fuel Weight})$  adalah berat bahan bakar pesawat

$W_{TO} = (\text{Take off Weight})$  berat pada saat pesawat *take off* (lepas landas)

#### **2.1.8.1. Berat *Take Off* dan Fraksi Berat Pesawat Terbang**

Dalam penentuan berat awal lebih mudah menganalisis tiap misi atau sesuai dengan metode yang digunakan pada buku *Airplane Design Part 1* (Dr. Jan Roskam) dan *Aircraft Design* (Daniel P. Raymer).

#### **2.1.8.2. Berat *Payload***

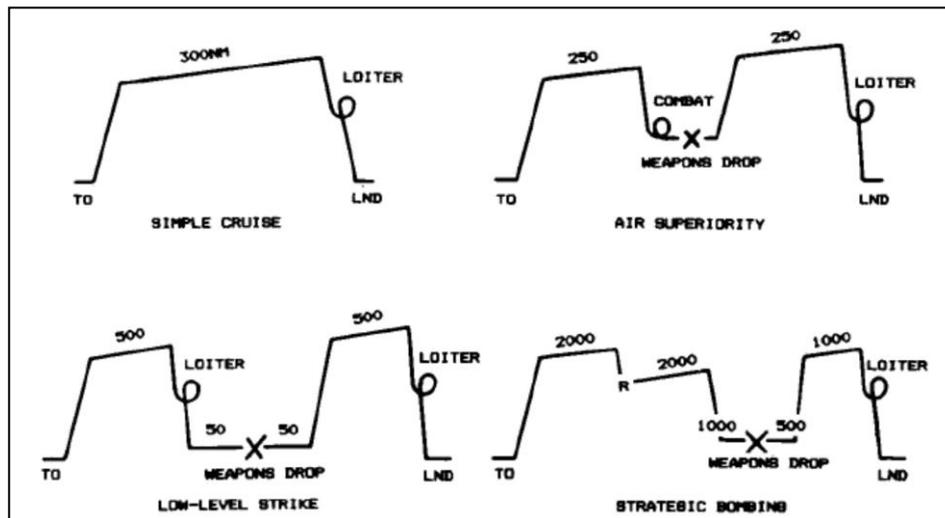
Berat *payloads* pesawat ditentukan dalam *Design Requirements* dan *Objective* (DRO) yang diberikan. Misalnya, dalam hal ini berat *payload* yang ditetapkan adalah 1 kg. Dimana terdiri atas kamera dan beberapa komponen pesawat.

#### **2.1.8.3. Berat *Take Off* dan Berat kosong Operasional**

Untuk penentuan berat *take off* pesawat diambil dari data pesawat saingan yang sekelas (hal.20) dengan pesawat yang dirancang. Sedangkan berat kosong operasional didapat dari hubungan berat *take off* dengan perhitungan fraksi berat

#### **2.1.8.4. *Mission Profiles***

Model *mission profiles* untuk berbagai tipe pesawat terbang akan ditunjukkan pada gambar dibawah ini. *Simple Cruise mission* digunakan pada beberapa transportasi dan perancangan penerbangan umum.



Gambar 2.10. Jenis-jenis Profil Misi Pesawat<sup>23</sup>

#### 2.1.8.5. *Weight Take Off guess (WTO guess) dan Empty Weight (WE)*

Berikut ini adalah langkah-langkah untuk menentukan *weight take off guess* dan *empty weight* :

1. Ditentukan data *weight take off* berdasarkan *range* data pesawat saingan yang sejenis.
2. Dimasukkan data-data WTO ke persamaan dari buku Dr. Jan Roskam :

$$WE = \text{inv.} \log_{10} \{ (\log_{10} W_{TO} - A) / B \} \quad (2.6)^{24}$$

Konstanta A dan B didapat dari tabel (2.15) buku Dr. Jan Roskam.

3. Selanjutnya dicari data-data WE *tentative* dengan menggunakan

Rumus :

$$W_{\text{tent}} = W_{TO} - W_{\text{Fuel}} - W_{PL} \quad (2.7)^{25}$$

<sup>23</sup> Daniel P. Raymer, *op. cit.*, p. 15.

<sup>24</sup> Dr. Jan Roskam, *op. cit.*, p. 18.

<sup>25</sup> *Ibid.*, p. 7.

Dengan nilai-nilai  $W_{TO}$  yang sesuai

4. Lalu dicari selisih  $WE - W_{tentative}$
5. Dicari perbandingan ( $WE - W_{tentative}$ ) terhadap ( $WE$ ) dari langkah 3, 4, dan 5

#### **2.1.8.6. Titik Desain (*Design Point*)**

Pada desain *matching* ini yang akan dicari adalah harga *wing loading* dan *power loading*. Dari dua variabel ini akan dicari pula harga-harga luas sayap, besarnya *thrust* diperlukan yang akan menjadi acuan dalam pemilihan mesin yang digunakan. Desain *matching* ini dilakukan dengan cara iterasi sehingga diperoleh titik desain yang baik.

Faktor-faktor yang diperhitungkan dalam melakukan ini adalah :

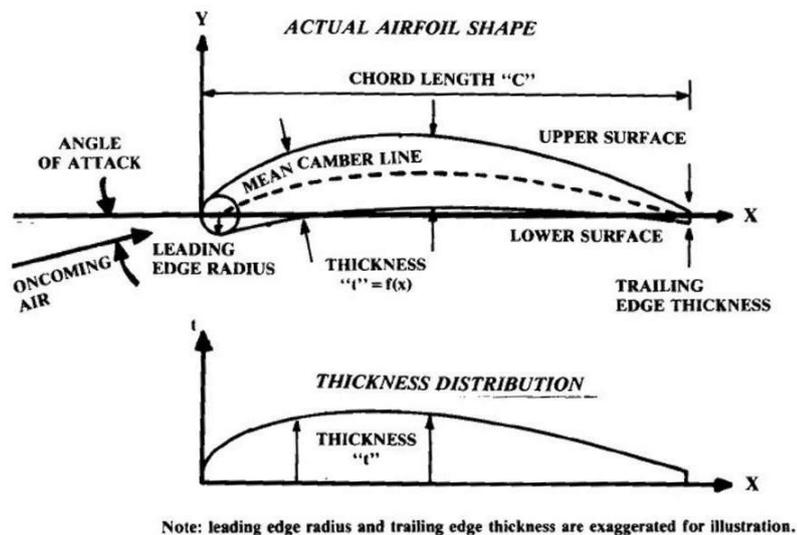
1. *Take off distance sizing*
2. *Landing distance sizing*
3. *Drag polar sizing*
4. *Climb requirement sizing*
5. *Cruise speed sizing*

#### **2.1.9. Karakteristik Aerodinamika**

##### **2.1.9.1. Airfoil**

Dalam proses desain beberapa parameter harus ditentukan terlebih dahulu nilainya. Parameter-parameter tersebut meliputi tipe *airfoil*, geometri sayap dan ekor, pembebanan pada sayap, perkiraan *take off gross weight*, *thrust to weight ratio* atau *horse power to weight ratio*, estimasi berat bahan bakar, estimasi dimensi sayap, ekor dan *engine*, serta dimensi *fuselage* yang diperlukan.

*Airfoil* yang digunakan berpengaruh pada *cruise speed*, jarak *take off* dan *landing*, *stall speed*, *handling quality* (terutama saat mendekati *stall*) dan efisiensi aerodinamis secara keseluruhan selama semua fase penerbangan.

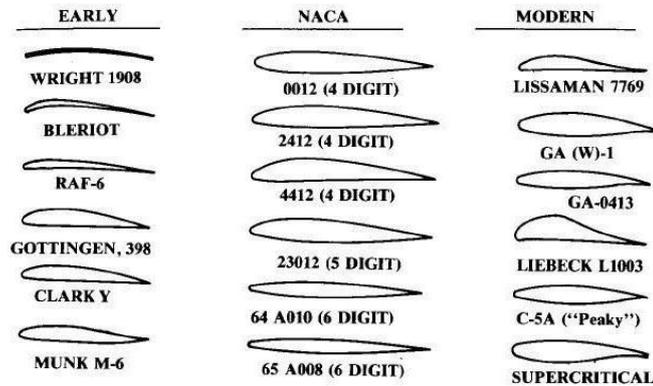


Gambar 2.12. Geometri *Airfoil*<sup>26</sup>

### 2.1.9.2. *Airfoil Family*

Berbagai macam bentuk *airfoil* sebagaimana tampak pada gambar 2.20 Berbagai metode dikembangkan untuk merancang suatu *airfoil* sedemikian rupa sehingga perbedaan tekanan antara bagian bagian atas dan bawah *airfoil* dengan cepat dapat dicapai harga maksimumnya, tanpa terjadinya *separation*.

<sup>26</sup> Daniel P. Raymer, *op. cit.*, p. 34.



Gambar 2.13. Jenis-jenis Airfoil<sup>27</sup>

### 2.1.9.3. Airfoil Thickness ratio ( $t/c$ )

*Airfoil thickness ratio* berpengaruh pada *drag*, *maximum lift*, karakteristik *stall* dan berat struktur. *Drag* akan bertambah seiring dengan bertambahnya  $t/c$ , yang dikarenakan bertambahnya *separation*. Thickness ratio juga mempengaruhi  $M_{crit}$ , yaitu semakin besar  $t/c$  maka  $M_{crit}$  semakin kecil. Sebuah *supercritical airfoil* cenderung untuk meminimalkan *shock formation*, dan dapat digunakan untuk menurunkan *drag*, atau memungkinkan untuk memakai *airfoil* yang lebih tebal pada level *drag* yang sama.

### 2.1.9.4. Wing Geometry

*Reference wing* (trapezoidal) adalah bentuk dasar geometri sayap yang digunakan untuk memulai perancangan. *Reference wing* tersebut adalah khayalan (semu) dan menembus *fuselage* sampai pada *aircraft centerline*. Jadi *reference wing area* meliputi bagian *reference wing* yang menancap ke *fuselage*. Untuk *reference wing*, *root airfoilnya* adalah *airfoil* dari trapezoidal *reference wing* yang

<sup>27</sup> Daniel P. Raymer, *op. cit.*, p. 39.

terletak di *aircraft centerline*, bukan ditempat dimana *actual wing* berpotongan pada *fuselage*.

*Mean aerodynamic chord* adalah *chord c* dari *airfoil* yang terletak pada jarak *Y* dari *aircraft center line*. Sayap memiliki MAC yang terletak dibagian yang sama pada MAC seperti halnya pada *airfoil* itu sendiri. *Aerodynamic chord* penting untuk perhitungan stabilitas. Bentuk *reference wing* dipengaruhi oleh *aspect ratio*, *taper ratio*, dan *sweep*.

#### **2.1.9.5. Aspect Ratio (AR)**

Perbandingan antara wing span dengan wing chord disebut *aspect ratio*. Berdasarkan definisi *aspect ratio*, untuk *wing area* yang sama, maka *high aspect ratio wing* mempunyai ujung-ujung yang terpisah lebih jauh dibanding dengan *low aspect ratio wing*. Sebagai akibatnya, pengaruh *wing tip vortex* tidak begitu dirasakan dibanding dengan *low aspect ratio wing*. Oleh karena itu, pada *high aspect ratio wing* tidak banyak kehilangan *lift* dan penambahan *drag*.

#### **2.1.9.6. Wing Sweep ( $\Lambda$ )**

Pada dasarnya *wing sweep* digunakan untuk mengurangi efek yang merugikan dari aliran transonik dan supersonik. Seperti kita ketahui, dalam aliran transonik dan supersonik akan timbul *shock formation* ketika pesawat mencapai kecepatan suara. *Shock formation* tersebut mengakibatkan adanya penambahan yang besar pada *drag*, penurunan *lift* dan perubahan *pitching moment*.

Alasan lain penggunaan *wing sweep* adalah guna mencapai kesetimbangan pesawat. Pada pesawat dengan konfigurasi *canard* dan *pusher engine* biasanya sebagian besar distribusi berat pesawat berada di belakang.

Distribusi berat seperti itu memerlukan *wing sweep* untuk menggeser *aerodynamic center* jauh ke belakang untuk mencapai kesetimbangan.

#### 2.1.9.7. *Taper Ratio* ( $\lambda$ )

*Taper ratio* dari sayap ( $\lambda$ ) adalah perbandingan antara *tip chord* dan *center line root chord*. Untuk *low sweep wing*, mempunyai harga antara 0.4 – 0.5. Sedangkan untuk *swept wing*, harga  $\lambda$  antara 0.2 – 0.3. *Taper ratio* mempengaruhi distribusi *lift* disepanjang *wing span*.

Ketika *rectangular wing* diberi *taper*, artinya tetap berbentuk segi empat tetapi semakin ke ujung dibuat semakin pendek *chord line*-nya, sehingga dapat mengurangi efek yang diinginkan, yaitu *loads up* pada *tip chord*. Contoh *tapered rectangular wing* adalah pada boeing 747. Untuk *unswept wing* maka harga sama dengan 0.45 sudah dapat mengeliminasi efek tersebut dan menghasilkan distribusi *lift* yang tepat.

#### 2.1.9.8. *Twist*

Ada dua macam istilah yang digunakan, pertama *geometric twist* adalah perubahan sudut *incidence* antara *tip airfoil* dan *root airfoil*. Yang kedua adalah *aerodynamic twist*, yaitu sudut yang dibentuk *zero lift angle* suatu *airfoil* terhadap *zero lift angle* dari *root airfoil*.

Usaha-usaha untuk optimasi distribusi *lift* dengan cara *twisting* pada sayap akan valid hanya pada koefisien *lift* tertentu saja. Pada koefisien *lift* yang lain, optimasi *twist* tersebut tidak akan membawa manfaat. Hal ini menjadi alasan mengapa nilai *twist* > 5 harus dihindari, selain tidak membawa manfaat, juga sulit mengoptimasinya.

Untuk perencanaan awal, historical data dapat digunakan. Pada umumnya, harga *twist* tiga derajat cukup memadai untuk memperbaiki karakteristik *stall*.

#### **2.1.9.9. *Wing Incidence***

*Wing incidence* adalah besarnya sudut *pitch* antara sayap dan *fuselage*. Untuk *untwisted wing*, *wing incidence* merupakan sudut antara sumbu *fuselage* dan *wing chord airfoil*. Sedangkan untuk *twisted wing*, *wing incidence* dinyatakan terhadap *wing root chord* yang berpotongan dengan *fuselage*. Sering kali *wing incidence* itu diberikan pada *root* dan *tip* dari sayap, yang kemudian mendefinisikan *twist* sebagai perbedaan anatara keduanya.

*Wing incidence* digunakan untuk meminimalkan *drag* pada beberapa *operating condition*, terutama pada saat *cruise*. Untuk perencanaan awal, dapat diasumsikan bahwa untuk *general aviation aircraft* dan pesawat *homebuilt* mempunyai *wing incidence angle* dua derajat, untuk *transport aircraft*  $\pm 10$  derajat, dan untuk *military aircraft*  $\pm 0$  derajat.

#### **2.1.9.10. *Dihedral***

*Dihedral* adalah sudut yang terbentuk antara sayap dengan horizontal (tampak depan). Sering kali, sudut *dihedral* diatur berdasarkan besarnya sudut yang diperlukan untuk menghindari agar *wing tip* tidak menyentuh landasan selama *bad landing* (*landing* yang tidak sempurna). Sebenarnya, penerapan *dihedral* dan *wing sweep* mempunyai efek negatif pada pesawat, yaitu *dutch roll*. *Dutch roll* merupakan gerakan dari samping ke samping yang berulang-ulang yang meliputi gerakan *yaw* dan *roll*. Untuk melawan tendansi *dutch roll*, maka

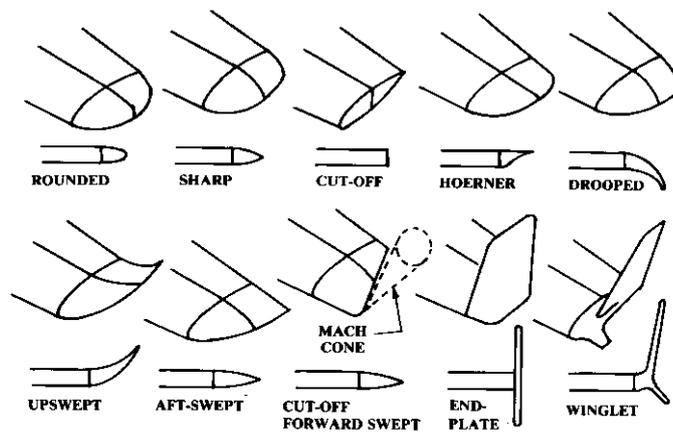
luasan dari vertical tail harus ditambah, yang berarti menambah berat dan *drag*. Sudut *dihedral* diestimasi dari historical data. Tabel dibawah ini menyediakan estimasi awal untuk sudut dihedral.

**Tabel 2.3. Dihedral Guidelines<sup>28</sup>**

	Posisi Sayap		
	Low	Mid	High
<i>Unswept (Civil)</i>	5 to 7	2 to 4	0 to 2
<i>Subsonic Swept Wing</i>	3 to 7	-2 to 2	-5 to -2
<i>Supersonic Swept Wing</i>	0 to 5	-5 to 0	-5 to 0

### 2.1.9.11. Wing Tip

*Wing tip* merupakan bagian sayap yang paling jauh dengan *fuselage* atau bagian paling ujung dari sayap. Pada wing tip biasanya terdapat tambahan berupa *winglet* pada jenis pesawat tertentu.



**Gambar 2.14. Jenis-jenis Wing Tip<sup>29</sup>**

<sup>28</sup> Daniel P. Raymer, *op. cit.*, p. 60.

<sup>29</sup> Daniel P. Raymer, *op. cit.*, p. 64.

### 2.1.9.12. *Tail Geometry dan Arrangement*

#### a. *Fungsi Tail*

Tail pada dasarnya merupakan sayap yang kecil. Perbedaan utama antara sayap dan ekor adalah bahwa sayap itu didesain untuk menghasilkan sejumlah *lift*, sedang ekor didesain untuk beroperasi hanya pada sebagian potensi *lift* maksimalnya. Jadi ekor tidak pernah mencapai *lift* maksimalnya. Ekor itu memberikan *trim*, stabilitas, dan kontrol.

##### 1. *Trim* (penyeimbang)

*Trim* merupakan kemampuan sebuah ekor menghasilkan *lift* sedemikian rupa sehingga diperoleh momen terhadap *center of gravity* yang mampu mem-*balance* momen lain yang dihasilkan pesawat. Untuk horizontal *tail*, *trim* itu pada dasarnya menunjukkan pengimbangan terhadap *wing moment*, misalnya *pitching moment*. Sedangkan untuk vertical *tail*, timbulnya gaya *trim* tidak diperlukan sebab biasanya pesawat itu sudah simetris.

##### 2. *Stabilitas*

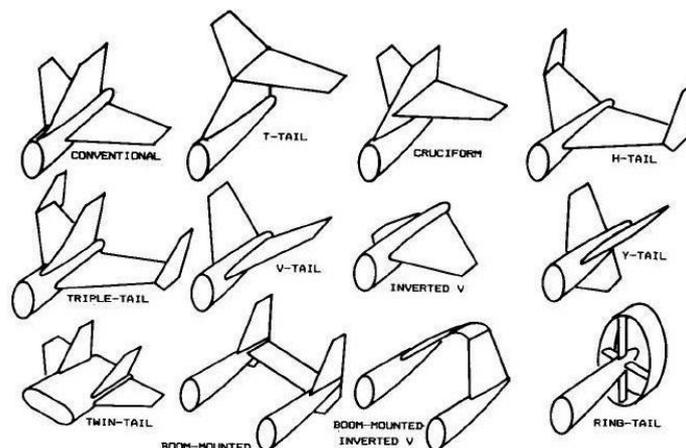
Ekor juga merupakan elemen utama stabilitas, ada kemungkinan untuk merancang pesawat yang stabil tanpa adanya ekor, tetapi ada beberapa parameter yang harus dipenuhi. Parameter parameter tersebut adalah bentuk *airfoil* yang sesuai, pemberian *wing area* ataupun *wing sweep* yang lebih besar, dan mempersempit *range* dan *center of gravity*

### 3. Control

Fungsi lain dari ekor sebagai kontrol. Ekor harus diberi ukuran sedemikian rupa sehingga memberikan *control power* yang cukup pada semua kondisi kritis. Kondisi-kondisi kritis pada horizontal *tail* pada umumnya terdiri dari *nose-wheel lift-off*, *low speed flight* dengan posisi *flaps down*, dan manuver transonik. Sedangkan pada vertical *tail*, terdiri dari *engine out flight pada low speed*, *maximum roll rate*, dan *spin recovery*.

#### b. Tail Arrangement

Macam-macam bentuk ekor dapat dilihat pada gambar di bawah ini. Ekor yang sering diterapkan pada *transport aircraft*, yaitu *conventional tail*, *T-tail*, *cucriform tail*, dan *triple tail*. Untuk *jet transport*, kebanyakan menggunakan *conventional tail* dan *T-tail*.



**Gambar 2.15. Jenis-jenis Ekor Pesawat<sup>30</sup>**

<sup>30</sup> Daniel P. Raymer, *op. cit.*, p. 68.

### 2.1.10. Software Catia

Catia merupakan singkatan dari *Computer Aided Three Dimensional Interactive Application*<sup>31</sup>. Catia adalah peranti lunak untuk membantu proses desain, rekayasa, dan manufaktur. Peranti lunak yang diusung IBM ini lazim dikategorikan sebagai *Computer Aided Design (CAD)*, *Computer Aided Engineering (CAE)*, dan *Computer Aided Manufacturing (CAM)*. Dengan menggunakan Catia, proses-proses pemodelan seluruhnya dilakukan secara digital sehingga tidak diperlukan lagi gambar manual ataupun model fisik. Misalnya *assembly* mobil atau pesawat terbang sepenuhnya dapat dilakukan di layar komputer, bahkan sebelumnya produknya jadi.

Proses manufaktur juga diprogram dalam Catia sehingga verifikasi dan validasi proses manufaktur dapat dilakukan secara *online* sehingga tidak mengganggu proses produksi dan mengurangi *reject*. Pada mulanya Catia dikembangkan oleh *Dassault System* untuk keperluan *Dassault Aviator*. Dan baru sejak tahun 1981, Catia digunakan secara komersial sampai saat ini. Kemudian pada tahun 1982, *Computer Aided Design And Manufacturing (CADAM)* digabungkan dengan Catia dan dipasarkan oleh IBM. Catia V5 yang baru saja merilis fitur terbarunya dan mendukung prosesor 64 bit, menjadi andalan industri didunia. Setidaknya 80.000 perusahaan di 80 negara menggunakannya. Penggunaan di industri otomotif mencapai 33 %, *aerospace* mencapai 16 %, alat elektronik dan konsumen mencapai 13 %, pabrikasi dan *assembly* mencapai 34 %,

---

<sup>31</sup> Mhd. Daud Pinem, S.T., *CATIA Si Jago Desain Tiga Dimensi*(Surabaya: Penerbit Lingua Kata, 2009), pp. 1-2.

juga pabrik dan kapal mencapai 4 %. Secara teknis<sup>32</sup>, Catia sangat mudah digunakan dan memiliki aplikasi yang lengkap dan lebih dari 140 modul untuk berbagai kebutuhan industri. Sehingga dalam proses perancangan pesawat terbang tanpa awak mikro penulis menggunakan *software* ini.

## 2.2. Kerangka Berpikir

Dari kerangka teori yang telah dijabarkan diatas maka proses pertama dalam perancangan awal adalah penentuan ukuran pesawat dalam hal ini berat pesawat. Dimana berat pesawat itu terdiri dari berat *take off*, berat *payload*, dan berat *fuel*. Dimana berat *fuel* disini diganti dengan berat baterai. Dalam proses perancangan konseptual Pesawat Terbang Nirawak yang perlu dilakukan adalah :

- a. Penentuan *Design Requirements and Objectives* (DRO)
- b. Penentuan ukuran awal Pesawat Terbang Nirawak
- c. Penentuan bentuk dasar Pesawat Terbang Nirawak dari ukuran awal yang telah diperoleh.

## 2.3. Hipotesis Penelitian

Hipotesis penelitian ini adalah untuk memenuhi kebutuhan akan media pengawasan atau monitoring kawasan lahan pertanian diperlukan sebuah alat yang mampu melakukan pengawasan yang kontinyu dan menyeluruh. Pesawat Terbang Nirawak mikro adalah salah satu alat yang dapat memenuhi kebutuhan tersebut.

---

<sup>32</sup> Mhd. Daud Pinem, S.T., *CATIA Si Jago Desain Tiga Dimensi*(Surabaya: Penerbit Lingua Kata, 2009), pp. 1-2.

## **BAB III**

### **METODOLOGI PENELITIAN**

#### **3.1. Tempat dan Waktu Penelitian**

Pelaksanaan penelitian dan perancangan ini dilakukan di Laboratorium FMSE (*Fire, Material and Safety Engineering*) gedung L, lantai dasar Fakultas Teknik Universitas Negeri Jakarta. dan waktu perancangan dan penelitian ini dimulai pada minggu pertama bulan Oktober 2014.

#### **3.2. Strategi Pengembangan**

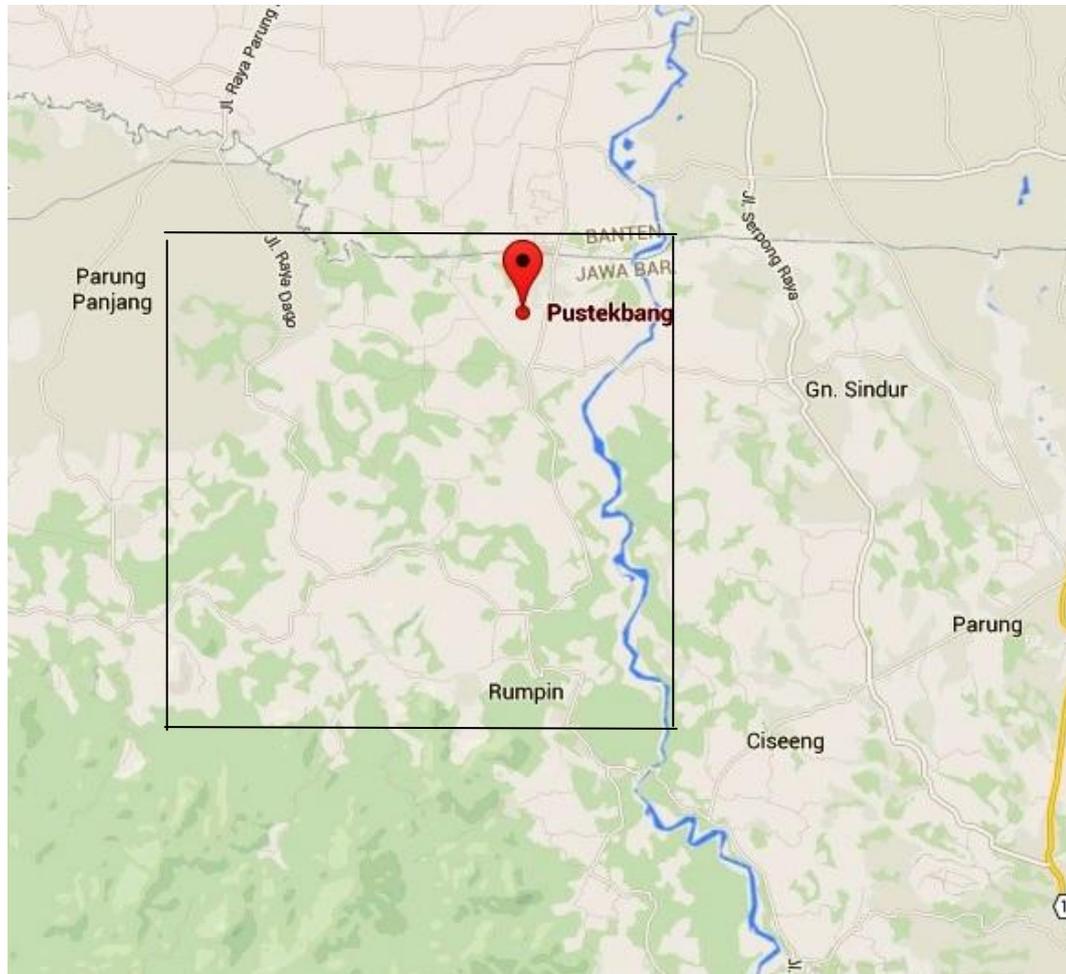
Penelitian dilakukan dengan menggunakan pendekatan “penelitian pengembangan” (*Research and Development*). *Research and Development* juga bertujuan untuk menemukan pengetahuan-pengetahuan baru melalui ‘*basic research*’. Metode pengembangan adalah sebuah cara yang tersistem atau teratur yang bertujuan untuk melakukan analisa pada suatu perancangan agar hasil rancangan tersebut dapat memenuhi kebutuhan.

Untuk merancang sebuah pesawat, diperlukan spesifikasi misi untuk pesawat tersebut. Spesifikasi misi ditentukan dengan cara yang berbeda, tergantung pada jenis pesawat dan kadang-kadang tergantung pada *customer*<sup>33</sup>. Misi pesawat yang akan dirancang adalah sebagai pengawasan daerah pertanian untuk kawasan

---

<sup>33</sup> Dr. Jan Roskam, *Airplane Design Part I : Preliminary Sizing of Airplanes* (Kansas : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985), p. 1.

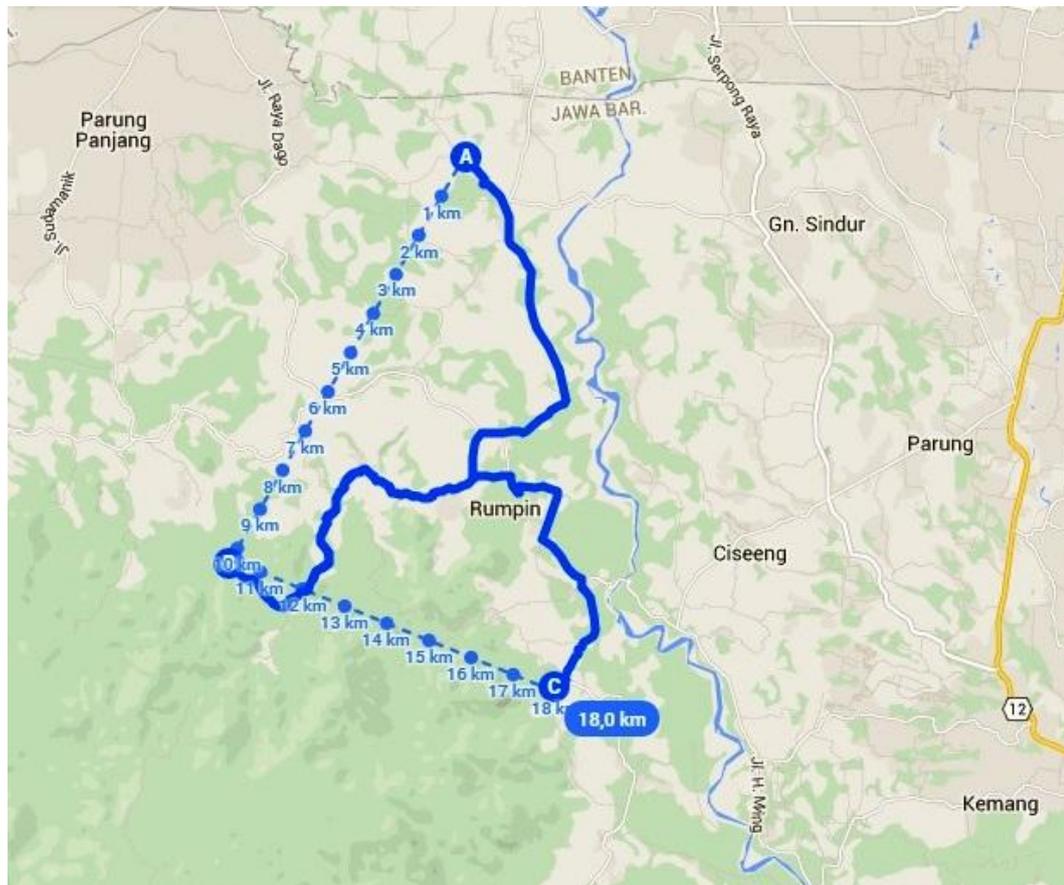
kecamatan Rumpin kabupaten Bogor dan Serpong Cisauk, Jawa barat. Dibawah ini adalah gambar area dari misi pesawat yang akan dirancang.



**Gambar 3.1. Rute Pesawat<sup>34</sup>**

---

<sup>34</sup> Google Maps, 2014. *Peta Jawa Barat* [terhubung berkala]  
<https://www.google.co.id/maps/place/PUSPIPTEK/> diakses pada tanggal 27 November 2014 pukul 10.05



**Gambar 3.2. Jarak Rute Pesawat<sup>35</sup>**

Keterangan :

- a. Pustekbang / Lanud AURI, Sukamulya, Rumpin, Bogor
- b. Curug Rahong, Parung Panjang.
- c. Kantor Kecamatan Rumpin, Bogor

Diketahui jarak yang ditempuh antara Pustekbang–Lanud AU Sukamulya Rumpin – Sampai ke Kecamatan Rumpin adalah 18 km. Jarak inilah nanti digunakan sebagai dasar perancangan pesawat terbang di dalam *Design Requirements and Objective (DRO)*.

<sup>35</sup> Google Maps, 2014. Peta *Banten Jawa Barat* [terhubung berkala] <https://mapsengine.google.com/map/> diakses pada tanggal 28 November 2014 pukul 07.40

Langkah selanjutnya adalah memperkirakan kecepatan angin rata-rata di daerah yang menjadi misi pesawat terbang tanpa awak tersebut. Keadaan iklim kota serpong didasarkan pada penelitian di Stasiun Geofisika Klas I, yaitu berupa data temperatur (suhu) udara, kelembaban udara dan intensitas matahari, curah hujan dan rata-rata kecepatan angin. Temperatur udara berada disekitar  $23,4^{\circ}\text{C}$  –  $34,2^{\circ}\text{C}$  dengan temperatur udara minimum sebesar  $23,4^{\circ}\text{C}$  dan temperatur udara maksimum yaitu sebesar  $34,2^{\circ}\text{C}$ .

Rata-rata kelembaban udara adalah 80,0% sedangkan intensitas matahari adalah 49,0%. Keadaan curah hujan tertinggi yaitu 264,4 mm, sedangkan rata-rata curah hujan dalam setahun adalah 154,9 mm. Rata-rata kecepatan angin dalam setahun adalah 4,9 Km/jam dan kecepatan maksimum rata-rata  $38,3\text{ Km/jam}$ <sup>36</sup>

Data kecepatan angin inilah yang akan digunakan sebagai pertimbangan dalam merancang pesawat terbang nirawak dirancang tanpa menggunakan *landing gear* dan pesawat diterbangkan secara *hand launcher*. Untuk keamanan komponen pesawat, bagian perut pesawat pada *fuselage* dilindungi bahan sejenis *kevlar*.

### **3.3. Prosedur Pengembangan**

#### **3.3.1. Perangkat Keras**

Dalam perancangan ini menggunakan perangkat keras (*hardware*) notebook dengan spesifikasi *Intel Core i5 2450M with Turbo Boost*, 4GB DDR3, RAM 2 GB, *Harddisk 445 GB*, dan *windows 7 Professional*

---

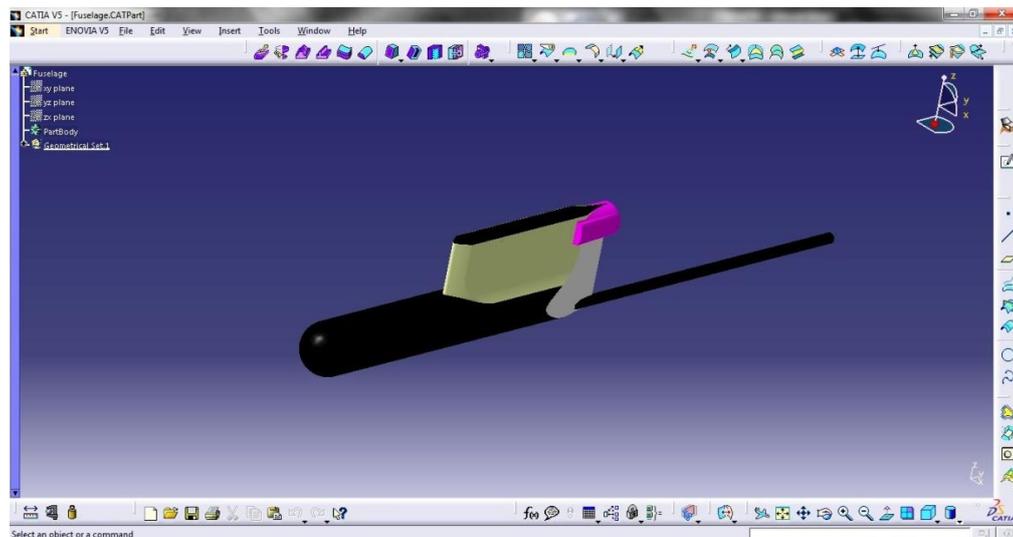
<sup>36</sup> Cuaca Indonesia, 2013, *Informasi Cuaca Jawa barat*, [http://labpm2.ipdn.ac.id/wp-content/uploads/2013/05/RPJM-Keadaan-Geografis/diakses pada tanggal 28 November 2014 pukul 11.10](http://labpm2.ipdn.ac.id/wp-content/uploads/2013/05/RPJM-Keadaan-Geografis/diakses%20pada%20tanggal%2028%20November%202014%20pukul%2011.10).

### 3.3.2. Perangkat Lunak

Perangkat lunak yang digunakan sebagai berikut:

(a) *Ansys Meshing Grid*, *Ansys CFD Fluent / CFD CFX* dan *Microsoft Office Excel 2007* sebagai Analisis dan pengolahan data.

(b) *Catia V5 R17* sebagai pemodelan gambar 3D pesawat terbang tanpa awak yang akan dirancang. *Software Catia V5* sangat cocok untuk perancangan pesawat, karena ada bagian pesawat seperti *fuselage* yang digambar menggunakan tampilan *wireframe and surface* pada *Catia V5*. Dibawah ini adalah gambar UAV pada *Catia V5* menggunakan tampilan *wireframe and surface*.

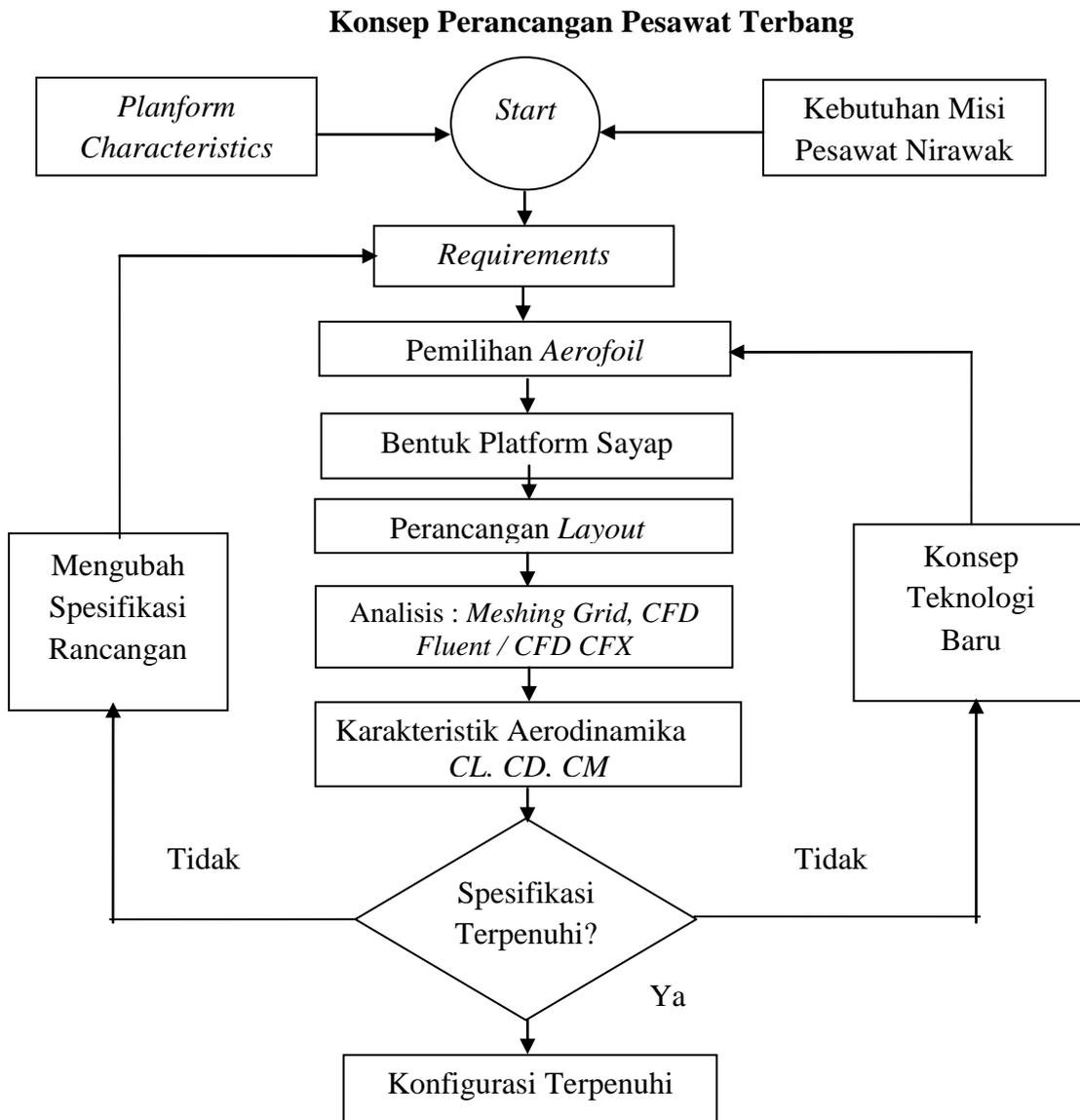


**Gambar 3.3. Pemodelan *Fuselage* dengan *Catia V5***

### 3.3.3. Metode Perancangan Konseptual Pesawat Terbang Nirawak

Hasil dari perancangan konseptual Pesawat Terbang Nirawak adalah konfigurasi pesawat dan ukuran serta kebutuhan analisa gaya aerodinamika. Selama proses perancangan konseptual, banyak iterasi untuk mendapatkan hasil

yang maksimal. Hasil dari Perancangan pesawat terbang yang dilakukan mengikuti alur seperti berikut.



**Gambar 3.4. Diagram Alur Perancangan Pesawat Terbang Nirawak**

### 3.3.4. Proses Rancangan

Pesawat Terbang Nirawak yang akan dirancang berfungsi sebagai pengawasan dan *photomapping*. Pesawat Terbang Nirawak yang berfungsi demikian termasuk ke dalam Pesawat Terbang Nirawak untuk keperluan sipil

sehingga tidak diperlukan peralatan elektronik canggih seperti yang dipakai Pesawat Terbang Nirawak pada militer. Karena Pesawat Terbang Nirawak yang dirancang diaplikasikan untuk keperluan sipil, maka persyaratan keselamatan dalam penerbangan harus terpenuhi. Proses perancangan pesawat diuraikan sebagai berikut

#### **3.3.4.1. Penentuan Spesifikasi Misi**

Identifikasi kebutuhan (*Design Requirement and Objectives*), dalam tahap ini yang dilakukan adalah memahami kebutuhan yang diperlukan dalam perancangan pesawat terbang tanpa awak mikro bertenaga listrik untuk pengawasan. Serta dilanjutkan dengan proses penelitian sebagai berikut :

- (a) Penentuan regulasi dalam perancangan pesawat terbang tanpa awak untuk pengawasan.
- b) Penentuan *Flight Performance* seperti ketinggian pesawat, lama terbang, kecepatan terbang jelajah, dan *radius of action* berdasarkan dari analisis data kompetitor dari pesawat terbang tanpa awak sejenis untuk memperoleh data yang digunakan untuk analisis.

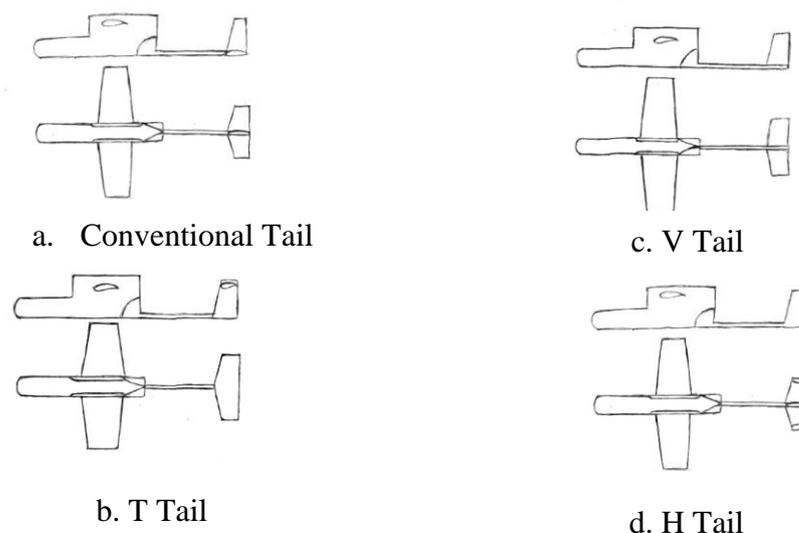
#### **3.3.4.2. Perancangan Konseptual**

Penentuan ukuran awal dalam perancangan dilakukan dengan cara membuat beberapa sketsa pesawat terbang. Sketsa konseptual dapat digunakan untuk memperkirakan aerodinamika dan fraksi berat pesawat yang dirancang melalui perbandingan desain sebelumnya atau pesawat sejenis. Perkiraan ini digunakan untuk membuat perkiraan awal berat total dan berat bahan bakar yang diperlukan untuk melakukan misi yang dirancang, proses ini disebut "*sizing*."

Sketsa konseptual rancangan tidak harus dibuat dari ukuran awal jika rancangan menyerupai ukuran pesawat yang sejenis.

### 3.3.4.2.1. Sketsa Konseptual

Gambar dibawah ini menunjukkan empat sketsa konseptual dari pesawat terbang nirawak yang akan dirancang. Konsep pertama adalah pesawat dengan *high wing* dan *conventional tail*. *Conventional tail* sangat stabil untuk pesawat dengan kecepatan rendah (*low speed*). Konsep kedua adalah pesawat dengan *high wing* dan *V-tail*. *V-tail* sangat baik untuk pesawat dengan manuver yang tinggi. Konsep ketiga adalah pesawat dengan *high wing* dan *T-tail*. *T-tail* lebih berat daripada *conventional tail* karena bagian *vertical tail* harus lebih kuat untuk mendukung *horizontal tail*, tetapi *T-tail* memiliki keuntungan dalam beberapa kasus. Konsep keempat adalah pesawat dengan *high wing* dan *H-tail*. *H-tail* lebih berat dari *conventional tail*, tetapi dapat memberikan keuntungan pada *horizontal tail*. Dengan pertimbangan diatas, maka dipilih sketsa rancangan yang pertama yaitu *high wing* dan *conventional tail*.



**Gambar 3.5. Sketsa Konseptual Perancangan Pesawat Nirawak**

### 3.3.4.3. Preliminary Sizing

*Preliminary sizing* dilakukan untuk mendapatkan nilai dari parameter desain pesawat berikut :

- a. *Gross take off weight*,  $W_{TO}$
- b. Berat Kosong,  $W_E$
- c. Berat bahan bakar pada saat melakukan misi,  $W_F$
- d. *Maximum required take off thrust*,  $T_{TO}$  atau *take off power*,  $P_{TO}$
- e. *Wing area*,  $S$  dan *wing aspect ratio*,  $A$
- f. *Maximum required lift coefficient*,  $C_{Lmax}$

#### 3.3.4.3.1. Weight Sizing

Estimasi berat pada perancangan pesawat adalah bagian penting dari proses desain. *Weight sizing* dicari menggunakan metode yang terdapat dalam buku Roskam *Airplane Design*. Dalam metode Roskam ada beberapa data parameter, yaitu :

##### 1. Asumsi koefisien aerodinamika

Hal pertama dalam menentukan asumsi koefisien aerodinamika, asumsi koefisien aerodinamika harus jelas. Nilai awal dipilih berdasarkan *database* atau prediksi dari awal *planform*. Pada asumsi koefisien aerodinamika harus ditentukan nilai *planform* profil drag dan  $L/D$ .

##### 2. Asumsi data propulsi

Efisiensi *propeller* diasumsikan sama dengan 0,93 berdasarkan output yang dikeluarkan oleh motor listrik yang dipilih. Nilai efisiensi *propeller* adalah nilai

umum dari mesin standar pesawat RC. Nilai konsumsi bahan bakar spesifik adalah nilai moderat yang diambil dari data spesifikasi mesin kecil.

### 3. Hasil

Hasil dari ukuran awal berat badan pesawat terbang nirawak yang termasuk parameter berat utama, yaitu : (1) *Take Off Weight*; (2) *Empty Weight*; (3) *Fuel Weight*; (4) dan *Payload Weight*.

#### **3.3.4.3.2. Performance Requirements**

##### 1. *Cruise*

Pada saat *cruise*, pesawat harus dicari waktu yang dibutuhkan untuk mencapai kondisi pesawat dari titik penerbangan sampai dengan kondisi *cruise*. Untuk itu, pesawat harus memiliki kecepatan yang sesuai, diestimasikan kecepatan *cruise* 30 knots (55 km/jam).

Untuk keamanan pesawat, maka performa pesawat dengan ketinggian *cruise* 150 m dimana pesawat akan terbang di atas jalan sehingga tidak menabrak benda yang didepannya.

##### 2. *Loiter*

Dengan kecepatan *loiter* yang jelas 30 knots (55 km/jam), maka pesawat dapat mengelilingi area Sukamulya – Parung Panjang – Rumpin dan kembali lagi ke titik awal penerbangan dengan waktu 0,55 jam atau 33 menit.

##### 3. Analisis Data Pesawat Sejenis

Analisis pesawat sejenis dilakukan untuk mendapatkan data aktual dari pesawat lain yang dirancang oleh perusahaan lain. Dengan menganalisis, maka akan didapat data yang untuk asumsi awal DRO. Data pesawat sejenis didapat

melalui berbagai sumber seperti buku dan internet. Untuk analisis ini bisa dilihat pada lampiran.

#### **3.3.4.4. Perancangan *Layout***

Perancangan *layout* adalah perancangan dimana kita melakukan pemilihan serta pengaturan sayap, *fuselage* serta ekor pesawat. Masing-masing komponen tersebut dirancang sedemikian rupa untuk mendapatkan spesifikasi yang lebih unggul dibandingkan dengan pesawat sejenis.

Hasil luaran dari perancangan *layout* adalah di dapat gambaran beberapa jenis pesawat dan kebutuhan informasi geometri untuk analisis lebih lanjut. Menetapkan desain akhir, dalam tahap ini ditentukan setelah melakukan perhitungan dan analisa terhadap bentuk pesawat. Proses pemodelan menggunakan *software Catia V5*

#### **3.3.4.5. Analisis Aerodinamika**

Analisis aerodinamika merupakan proses validasi secara analitik maupun numerik untuk memastikan bahwa konfigurasi dan geometri yang telah ditentukan mampu memenuhi kriteria yang telah ditentukan. Analisis yang dilakukan merupakan analisis awal atau masih dalam level umum, jadi perhitungan yang dilakukan merupakan perhitungan yang masih mendasar namun dapat mendekati hasil akhir yang diharapkan.

Dalam analisis aerodinamika sasaran yang ingin dicapai adalah mengetahui karakteristik aerodinamika pesawat pada satu kondisi tertentu. Karakteristik tersebut berupa koefisien-koefisien aerodinamika berupa koefisien gaya angkat, gaya hambat, dan momen yang timbul akibat dari interaksi udara

dengan pesawat. Inti dari proses ini adalah memastikan bahwa gaya angkat yang dihasilkan dapat mengangkat pesawat, gaya hambat yang dihasilkan dapat diatasi dengan pilihan engine, dan momen yang dihasilkan dapat diatasi oleh konfigurasi yang telah ada

### **3.4. Teknik Evaluasi**

#### **3.4.1. Evaluasi Data Literatur**

Studi literatur, dalam tahap ini studi literatur digunakan sebagai panduan dalam proses perancangan dan penghitungan bagian-bagian dari pesawat terbang yang digunakan. Literatur yang digunakan dalam perancangan ini secara garis besar berdasarkan buku Roskam *Airplane Design Part I – VIII* dan Raymer *Aircraft Design*.

#### **3.4.2. Perhitungan dan Analisis**

Penelitian ini dilakukan untuk mendapatkan bentuk desain dan ukuran awal dari pesawat terbang nirawak dan menganalisa ukuran awal, serta gaya gaya aerodinamika dari pesawat terbang nirawak yang akan dirancang. Dengan menggunakan *software Catia V5* maka akan dapat dengan mudah melakukan pemodelan 3D pesawat yang dirancang. Pemodelan tersebut juga dapat menentukan *center of gravity* sebagai titik pusat berat pesawat.

Analisis data yang dilakukan yaitu (1) setelah data kebutuhan pesawat didapatkan maka dapat digunakan untuk mendapatkan data berat kosong dan berat *take off*; (2) data berat kosong dan berat *take off* digunakan untuk mendapatkan data luas sayap dan propulsi yang akan digunakan; (3) membuat tampilan data

dalam bentuk grafik berdasarkan analisa; (4) membandingkan dan menganalisis data yang telah didapatkan; (5) menyajikan hasil dan menarik kesimpulan.

### **3.4.3. Proses Iterasi**

Iterasi dilakukan terhadap berat pesawat, dimana hasil iterasi berat pesawat menentukan ukuran sayap yang akan digunakan pada pesawat. Selain itu, iterasi juga dilakukan pada analisis ukuran awal, berat, serta aerodinamika.

## **BAB IV**

### **HASIL DAN ANALISIS**

#### **4.1. Penentuan *Design Requirements* dan *Objective* (DRO)**

Berdasarkan kajian teoritik dan metodologi penelitian pada bab sebelumnya, maka dengan dasar tersebut dirancanglah suatu rancangan pesawat terbang nirawak mikro jenis *hand launcher* secara optimal serta sesuai dengan DRO yang diinginkan.

##### **4.1.1. *Design Requirements***

###### **4.1.1.1. *General***

- a. Menggunakan motor listrik sebagai sistem propulsi.
- b. *Take off* secara *hand launcher* sehingga dapat diluncurkan dari sembarang tempat, yaitu di dekat area pengawasan.
- c. Bagian Pesawat Terbang Nirawak dibagi menjadi tiga, yaitu *fuselage*, ekor, dan sayap yang dapat di bongkar pasang sehingga mudah dalam pengangkutannya.
- d. Penentuan kamera yang sesuai dengan ketinggian 150 m pada saat terbang dengan luas area pengawasan (*surveillance*) 18 km agar dapat melihat dan mengidentifikasi areal lahan pertanian.
- e. Pada saat kondisi hujan pada area pengawasan, sebaiknya pesawat tidak diterbangkan karena akan merusak komponen elektronik pesawat.

#### 4.1.1.2. Regulasi

Regulasi dalam perancangan pesawat ini sebagian mengambil dari FAR 23 dengan alasan belum ada regulasi yang jelas tentang pesawat terbang tanpa awak. FAR (*Federal Aviation Regulations*) adalah peraturan yang ditentukan oleh FAA (*Federal Aviation Administration*) untuk mengatur semua aktivitas penerbangan di Amerika Serikat. Dimana FAR 23 ini membahas tentang *Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Airplanes*.

#### 4.1.1.3. Performa Terbang

- a. Ketinggian maksimal : 150 m
- b. Lama terbang : 90 menit
- c. Kecepatan terbang jelajah : 55 km/jam
- d. Jarak tempuh (*Range*) : 15 – 18 km

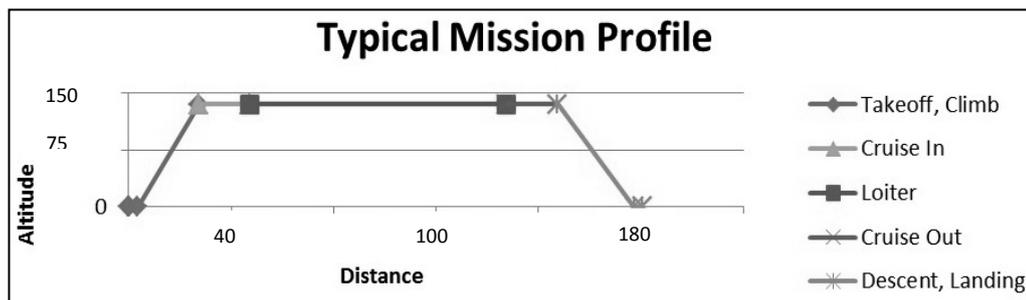
#### 4.1.2. Design Objective

*Design objective* dari perancangan ini adalah sebagai berikut :

- a. Pesawat terbang tanpa awak dengan daya tahan (*endurance*) 60 menit.
- b. Kemampuan jelajah (*cruise*) dengan jarak yang medium dengan ketinggian terbang (*flight altitude*) 70 m – 150 m serta kecepatan jelajah (*cruising speed*) 40 km/jam.
- c. *Payload* 1 kg yang terdiri dari video kamera sebagai alat untuk pengawasan dan alat-alat elektronik penunjang pesawat

#### 4.1.3. Profil Misi

Misi pesawat terbang nirawak yang dirancang untuk pengawasan (*surveillance*) terlihat pada grafik berikut,



**Gambar 4.1. Profil misi pesawat nirawak**

Dimulai dengan *take-off, climb*, kemudian memasuki fase *cruise* untuk menjalankan misinya dan diakhiri dengan decent kemudian landing. Sumbu vertikal grafik menunjukkan ketinggian terbang dalam meter sedangkan sumbu horizontalnya menunjukkan jarak dalam meter. Dimana dalam misi *take off* adalah sebagai jarak peluncuran menggunakan tangan. Sehingga pesawat pada aplikasinya setelah peluncuran langsung memasuki fase *climb*.

#### **4.2. Penentuan Ukuran Awal**

Dalam penentuan berat awal lebih mudah menganalisis tiap misi atau sesuai dengan metode yang digunakan pada buku *Aiplane Design Part 1* (Dr. Jan Roskam).

##### **4.2.1. Penentuan Berat *Payload***

Berat *payload* pesawat ditentukan dalam DR&O yang diberikan. Dalam hal ini berat *payload* yang ditetapkan adalah 1 kg, dimana terdiri atas kamera, dan alat-alat elektronik pendukung

##### **4.2.2. Penentuan berat *take off* dan berat kosong operasional**

Untuk penentuan berat *take off* pesawat diambil dari data pesawat saingan yang sejenis dengan pesawat yang dirancang. Sedangkan berat

kosong operasional didapat dari hubungan berat *take off* dengan perhitungan fraksi berat. Adapun pesawat saingan yang menjadi pembanding sebagai berikut :

**Tabel 4.1. Empty Weight dan Max. Weight Pesawat Sejenis**

Nama Pesawat	Empty Weight	Max TO Weight
RQ-11 Raven	1	1.9
Bayraktar	3.5	4.5
ASN-15 China	6	6.5
FQM-151 Pointer	3.5	4.5
Dragon Eye	2	2.5
Pteryx UAV	4.0	5
METU Guven Turk mini UAV	3.0	4.5

Dengan melihat tabel diatas dan dibawah ini, maka diestimasikan pesawat yang dirancang memiliki  $W_{TO} = 3 \text{ kg} = 6,6 \text{ lbs}$ .

#### 4.2.3. Penentuan Titik Desain (*Design Point*)

Penentuan titik desain akan menghasilkan nilai *wing loading*, *power loading*,  $C_{L_{max}} \text{ take off}$ , dan  $C_{L_{max}} \text{ landing}$ . Untuk mencari nilai tersebut digunakan perbandingan pesawat sejenis.

##### a. *Wing loading* (W/S)

*Wing loading* adalah berat pesawat dibagi dengan *wing area* pesawat tersebut.

**Tabel 4.2. Wing Loading Pesawat Sejenis**

Nama Pesawat	Max TO Weight (lbs)	Wing Span (m)	Wing Area ( $m^2$ )	Max TO Weight $N/m^2$
RQ-11 Raven	4,18	1.30	0.216	86,2
Bayraktar	9,92	1.60	0.672	65,7
ASN-15 China	14,3	3.00	0.528	120,7
FQM-151	9,9	2.74	0.616	71,6
Dragon Eye	5.5	1.10	0.33	74,3
Pteryx UAV	11	2.80	0.55	89,1

Dari tabel diatas, maka didapat nilai *wing loading* ( $W/S$ ) = **68.6 N/m<sup>2</sup>**. Nilai ini diambil setelah dilakukan penyesuaian antara panjang sayap dengan panjang pesawat.

#### 4.2.4. Penentuan Luas Sayap

Luas sayap berhubungan langsung dengan besarnya gaya angkat yang dihasilkan oleh sayap. Untuk menghasilkan gaya angkat yang besar dibutuhkan pula sayap yang besar. Namun dalam perancangan pesawat yang dibutuhkan adalah luas yang cukup untuk dapat mengangkat pesawat. Gaya angkat yang terlalu besar tidak selalu bermanfaat untuk pesawat karena dengan meningkatnya gaya angkat gaya hambat juga meningkat.

Untuk menentukan luas sayap, maka diambil nilai *wing loading* ( $W/S$ ) pada keadaan *take off*. Dari data sebelumnya didapat nilainya sebesar.  $W/S = 68.6$  N/m<sup>2</sup>

Maka luas sayap adalah :

$$S = [W_{TO}/(W/S)] = 0,429 \text{ m}^2$$

Sedangkan panjang span sayap adalah :

$$b = (AR \times S)^{1/2} = 2,2 \text{ m, dimana nilai } AR = 11,28$$

### 4.3. Konfigurasi Pesawat dan Perancangan *Fuselage*

#### 4.3.1. Konfigurasi Pesawat

Secara umum, Pesawat Terbang Nirawak untuk pengawasan mempunyai konfigurasi seperti di bawah ini :

- a. Sayap *high wing rectangular* tanpa sudut *dihedral*
- b. Ekor pesawat menggunakan jenis ekor konvensional.
- c. Menggunakan *belly landing* dan untuk menghindari kerusakan pada bagian bawah fuselage, maka dilapiskan kayu.

- d. Digunakan tipe *single tail boom*.
- e. Motor listrik dipasang di belakang *fuselage*

#### 4.3.2. Pertimbangan Pemilihan

Pemilihan konfigurasi diatas berdasarkan perbandingan yang dilakukan terhadap beberapa konfigurasi pesawat terbang nirawak sekelas yang menjadi pesaing. Adapun pertimbangan utama dalam memilih konfigurasi diatas adalah :

##### a. Konfigurasi Sayap

Digunakan sayap *high wing-rectangular* tanpa sudut *dihedral* dengan pertimbangan keuntungan dan kerugian sebagai berikut :

##### 1. Keuntungan

- (a) CL *high wing* lebih besar.
- (b) Lebih stabil terhadap gangguan terhadap arah lateral.
- (c) *Clearance* sayap terhadap landasan besar.
- (d) Proses manufaktur untuk sayap *rectangular non hedral* dan lebih mudah dan bisa dilakukan oleh *homeindustry*.

##### 2. Kerugian

- (a) Kemampuan *manuver* pesawat berkurang karena pesawat cenderung sangat stabil dengan pemakaian *high wing*.
- (b) Penggunaan *high wing* menimbulkan konsekuensi *drag* bertambah besar karena sudut pemasangan antara *fuselage* dengan sayap kecil.

## **b. Konfigurasi Ekor**

Digunakan ekor konvensional, dimana ada dua ekor pada ekor konvensional yaitu ekor horizontal dan ekor vertikal dengan keuntungan dan kerugian sebagai berikut :

### 1. Keuntungan

- (a) Pesawat dapat lebih stabil.
- (b) Meningkatkan *aspect ratio* pesawat.
- (c) Dapat mengurangi tekanan dinamik pada pesawat.
- (d) Pembuatan dan perancangan ekor konvensional lebih mudah.

### 2. Kerugian

- (a) Luas area pada *conventional tail* sangat berpengaruh pada aliran konvergen pada *fuselage*.
- (b) Pesawat menjadi lebih berat.
- (c) Ekor konvensional adalah bentuk ekor yang banyak digunakan.

## **c. Konfigurasi Fuselage**

Digunakan tipe *single tail boom* dengan pertimbangan keuntungan dan kerugian sebagai berikut :

### 1. Keuntungan

- (a) Penggunaan *single tail boom* mengurangi berat *fuselage*.
- (b) Pesawat terlihat ringkas dan mempermudah pada saat *packing/unpacking* untuk keperluan pengangkutan.
- (c) *Clearance single tail boom* terhadap *ground* tinggi jika pemasangannya di atas letak *engine*.

## 2. Kerugian

- (a) Struktur *single tail boom* harus dibuat kuat karena ujung *tail boom* harus menahan beban dari ekor pesawat sehingga diperlukan struktur yang cukup kompleks dan menimbulkan konsekuensi biaya.

### 4.4. Perancangan Sayap

Proses perancangan sayap dilakukan dengan cara analisis literatur dengan menggunakan metode yang dikembangkan oleh Raymer, dimana parameter sayap ditentukan berdasarkan data-data empiris dari penelitian dan pengujian yang telah dilakukan oleh peneliti sebelum ini.

Dalam perancangan sayap, maka ditentukan beberapa kriteria yang harus dipenuhi, diantaranya :

- (a) Sayap harus memenuhi spesifikasi yang telah ditetapkan untuk Pesawat Nirawak
- (b) Sayap harus memiliki *drag* yang minimum pada saat fase *cruise*
- (c) Harus memiliki karakteristik aerodinamika yang memuaskan selama misi penerbangan
- (d) Sayap memiliki struktur yang cukup kuat untuk menahan beban-beban aerodinamika selama operasi terbang

#### 4.4.1. Parameter-parameter dalam Perancangan Sayap

Parameter-parameter yang digunakan dalam perancangan sayap, yaitu (1) *Planform* sayap yang terdiri dari *aspect ratio*, sudut sibak (*sweep*), ratio ketebalan (*thickness ratio*), volume baterai; (2) Pemilihan *Airfoil*; (3), Konfigurasi umum

pesawat yang terdiri dari jenis sayap, sudut puntir (*twist*), sudut *dihedral*, sudut pasang sayap (*wing incidence*).

#### 4.4.2. *Planform* Sayap

##### 4.4.2.1. Geometri Sayap

Dari data *planform* sayap pada lampiran, diperoleh geometri sayap referensi (*reference wing*) sebagai berikut :

- (a) *Wing span*,  $b = 2.2$  m
- (b) Luas sayap,  $S = 0.429$  m<sup>2</sup>
- (c) *Aspect ratio*,  $AR = 11.28$
- (d) Panjang *root chord*,  $cr = 0.22$  m
- (e) Panjang *tip root*,  $ct = 0.17$  m (dibuat berbeda agar sayap lebih ringan)
- (f) Panjang *mean aerodynamic chord* = 0.196 m
- (g) Sudut *sweep* pada MAC,  $w = 0,65^{\circ}$
- (h) *Thickness ratio*,  $t/c = 0.15$
- (i) *Taper ratio*,  $\lambda = 1.29$

##### 4.4.2.2. *Aspect Ratio*

*Aspect ratio* ( $AR = b^2/S$ ) yang besar akan mengurangi *induced drag*. Namun, berat pesawat akan bertambah dengan penambahan aspek rasio ini. Aspek rasio yang dipilih untuk pesawat terbang ini adalah  $AR = 11.28$

##### 4.4.2.3. *Thickness Ratio*

Dari aspek aerodinamika,  $CL_{max}$  dapat mencapai harga maksimum dengan *thickness ratio* sayap antara 12% sampai dengan 15%. *Thickness ratio* antara 12 – 20 % akan mencapai prestasi maksimum jika sayap menggunakan

*high-lift device (flaps)* yang sederhana. Karena pesawat terbang yang dirancang tanpa menggunakan *flaps*, maka untuk dapat mencapai harga  $CL_{max}$  yang tinggi *thickness ratio* untuk pesawat terbang dipilih sebesar  $t/c = 15\%$  (atau **0.15 chord**)

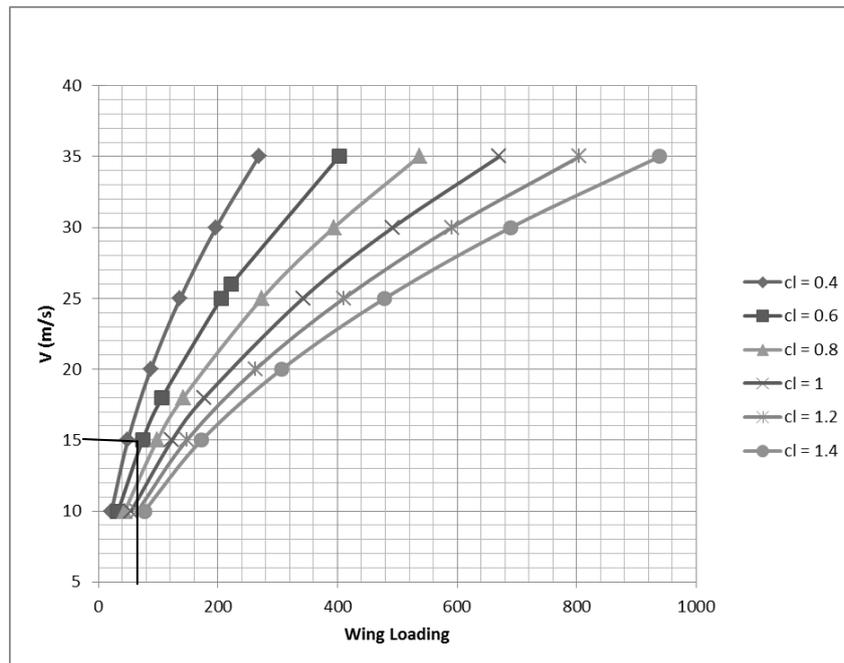
#### **4.4.2.4. Taper Ratio**

*Taper ratio* merupakan perbandingan antara panjang *tip chord* terhadap *root chord*. *Taper ratio* mempengaruhi distribusi gaya angkat di sepanjang sayap, berat struktur pesawat, dan karakteristik *stall* pada ujung sayap (*wing tip*). Karena sayap yang dipilih berbentuk *rectangular*, maka *taper ratio* yang dipilih untuk pesawat nirawak adalah  $taper ratio = 2.75$ .

#### **4.4.3. Pemilihan Airfoil**

Pemilihan airfoil merupakan proses pemilihan bentuk airfoil yang dapat memenuhi kebutuhan  $CL$  pesawat. Untuk dapat memenuhi kebutuhan  $CL$  pesawat diperlukan pemilihan airfoil dari berbagai jenis yang ada di database. Pemilihan dilakukan dengan memperhatikan besarnya gaya hambat yang dihasilkan, besarnya momen, dan bentuk dari airfoil serta fungsinya. Gaya hambat dan momen berkaitan dengan prestasi aerodinamik pesawat sedangkan bentuk dan fungsi berkaitan dengan utilitas dan proses pembuatannya kelak.

Untuk mengetahui seberapa besar kebutuhan  $CL$  yang dibutuhkan, maka dilakukan analisis pada beberapa jenis airfoil.

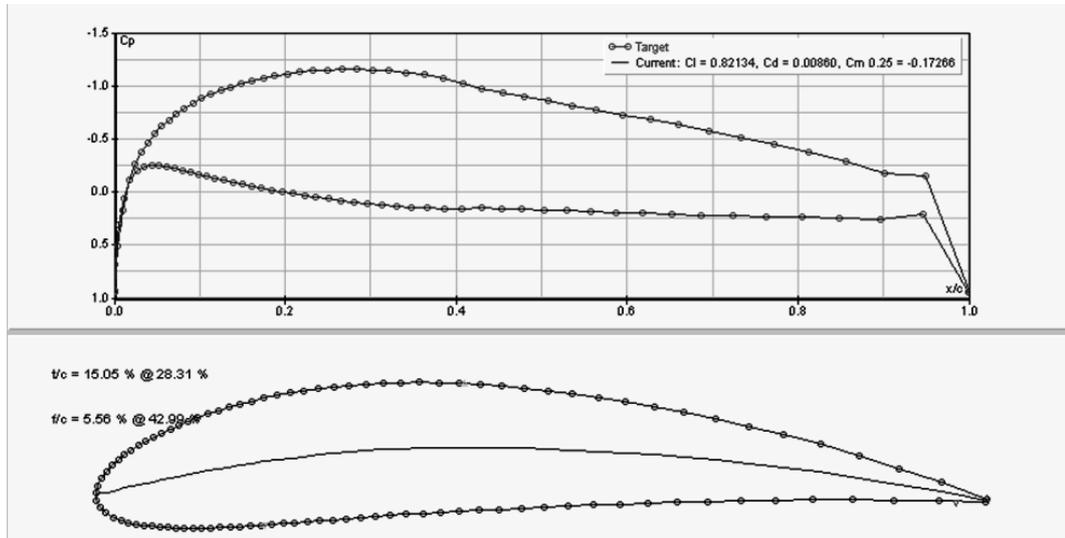


**Gambar 4.2. Perbandingan Nilai Wing Loding ( $N/m^2$ ) dengan Kecepatan (m/s) dalam penentuan awal  $CL$**

Berdasarkan grafik 4.2 tentang perbandingan nilai wing loding dengan kecepatan, maka didapat kebutuhan  $CL$  sebesar 0,53. Harga tersebut mengharuskan pemilihan airfoil yg dapat memberikan harga tersebut.

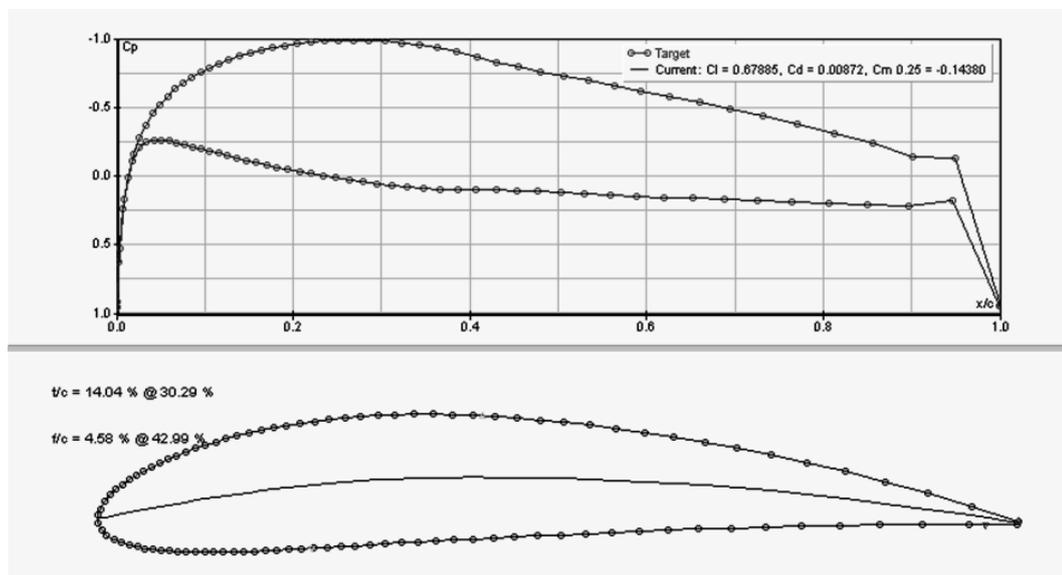
Beberapa airfoil dipilih menjadi kandidat untuk memenuhi harga  $CL$  tersebut. Beberapa airfoil yang dianalisa adalah, NACA 6415, NACA 5414, NACA 4415, Eppler E210, dan Eppler 214. Kelima airfoil tersebut kemudian dianalisa dengan menggunakan software Java Foil untuk mendapatkan data airfoil tersebut.

## 1. Airfoil NACA 6415



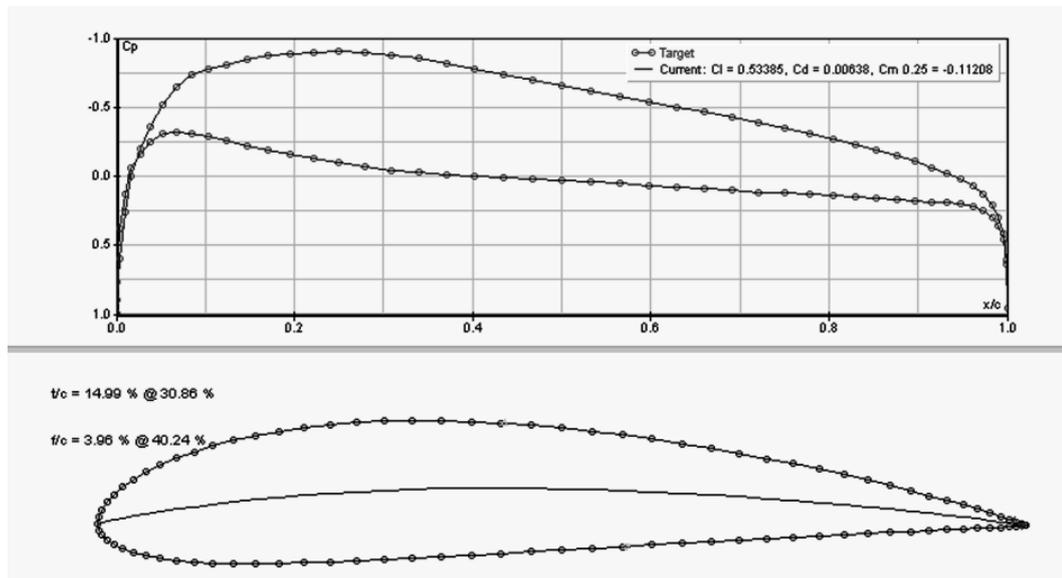
Gambar 4.3. NACA 6415 dalam Java Foil

## 2. Airfoil NACA 5414



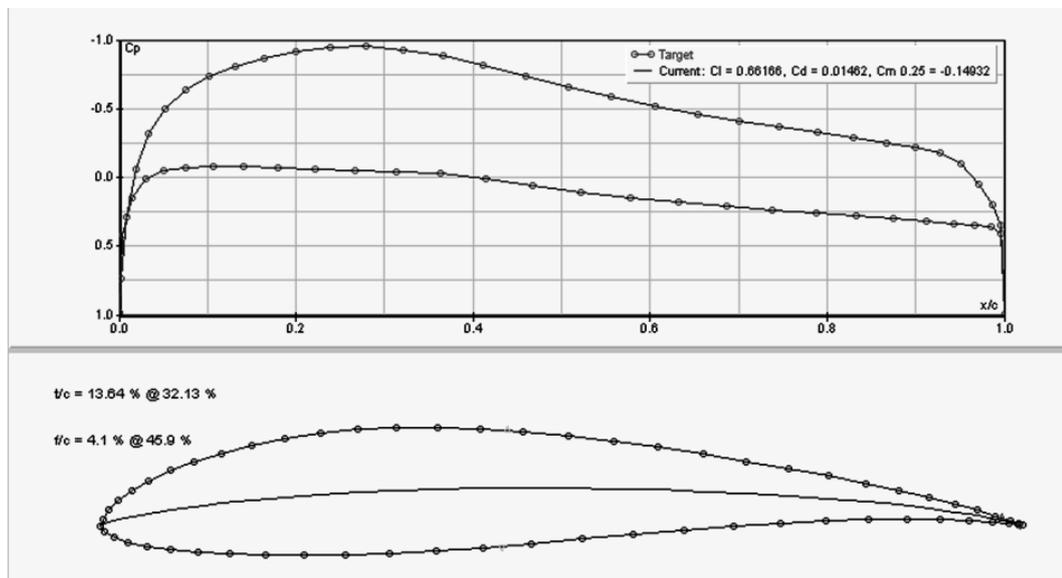
Gambar 4.4. NACA 5414 dalam Java Foil

### 3. Airfoil NACA 4415



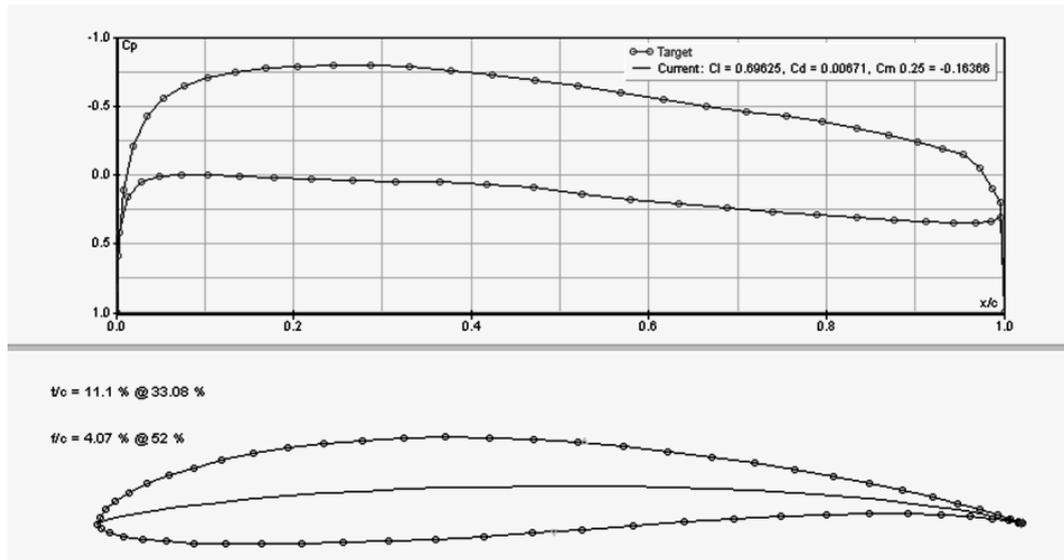
Gambar 4.5. NACA 4415 dalam Java Foil

### 4. Airfoil Eppler E 210



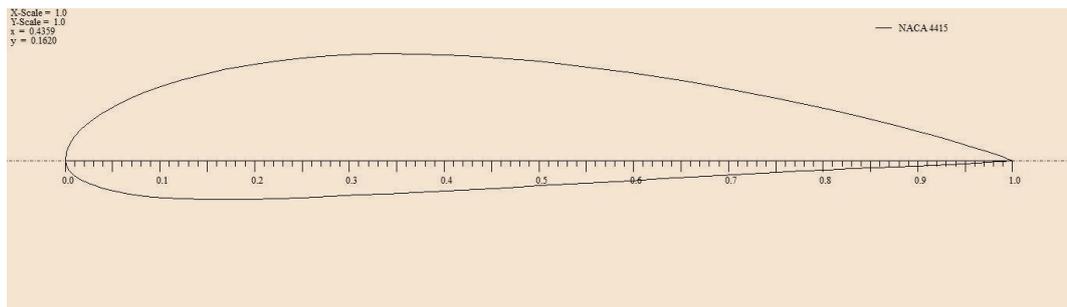
Gambar 4.6. Eppler E 210 dalam Java Foil

## 5. Airfoil Eppler E 214



**Gambar 4.7. Eppler E 214 dalam Java Foil**

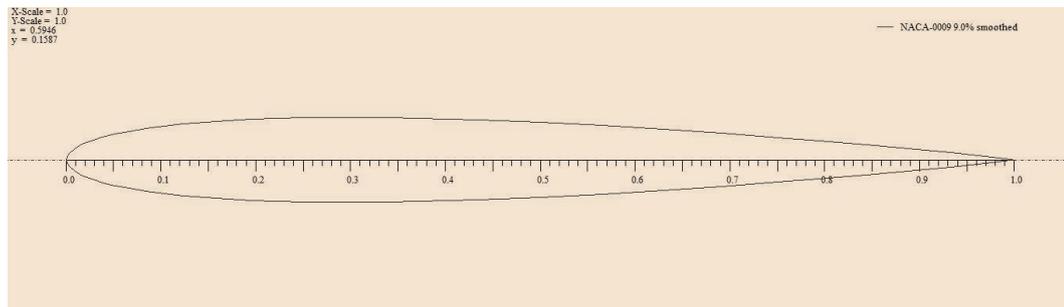
Dengan melihat analisis yang telah dilakukan, maka jenis airfoil yang digunakan adalah NACA 4415, yaitu airfoil dengan *thickness* 15 % dan *chamber* 4.0%



**Gambar 4.8. NACA 4415 dalam XFLR5**

## 4.5. Perancangan Ekor

Dalam perancangan ekor konvensional dibagi menjadi dua bagian, yaitu ekor horisontal dan ekor vertikal. Untuk ekor horisontal menggunakan *airfoil* NACA 4415, sedangkan untuk ekor vertikal menggunakan *airfoil* NACA 0009 dengan *thickness* 9 % dan *chamber* 0.0%



**Gambar 4.9. NACA 0009 dalam XFLR5**

### 4.5.1 Ekor Horisontal

Dalam perancangan *Horisontal Tail* atau ekor Horisontal menggunakan

Airfoil NACA 4415:

Wing Area = 440 mm

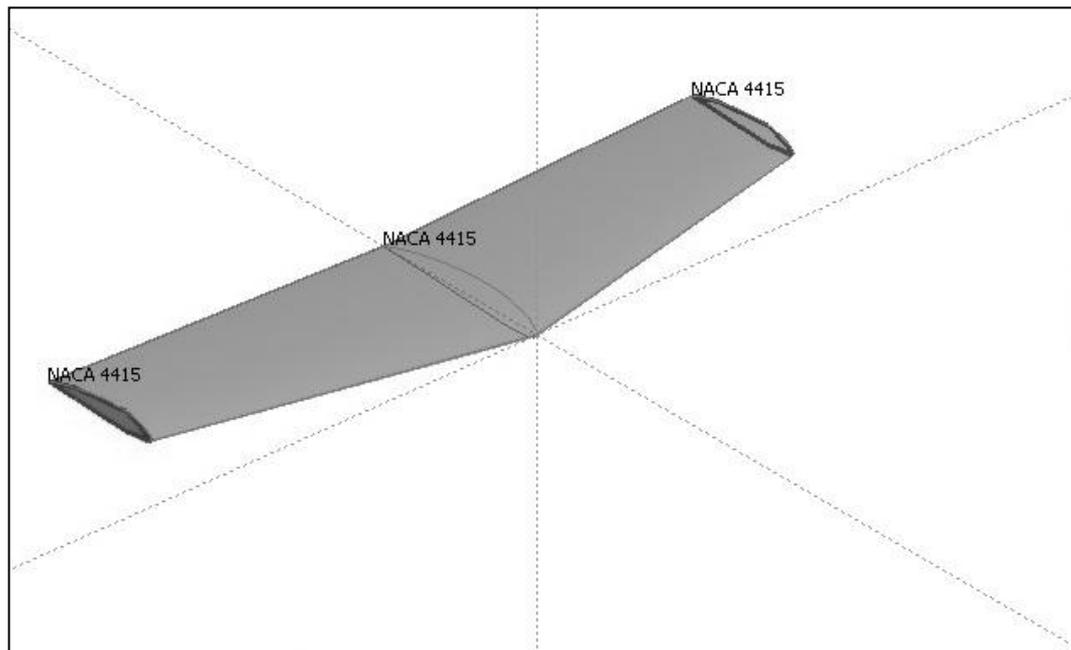
Wing Span = 440 mm

Mean Aero Chord = 101,33 mm

Mean Geometry Chord = 100 mm

Aspect Ratio = 4,40

Taper Ratio = 1,50



**Gambar 4.10. Horizontal Tail NACA 4415**

#### **4.5.2 Ekor Vertikal**

Dalam perancangan *Vertical Tail* atau ekor vertikal menggunakan Airfoil

NACA 0009:

Wing Area = 220 mm

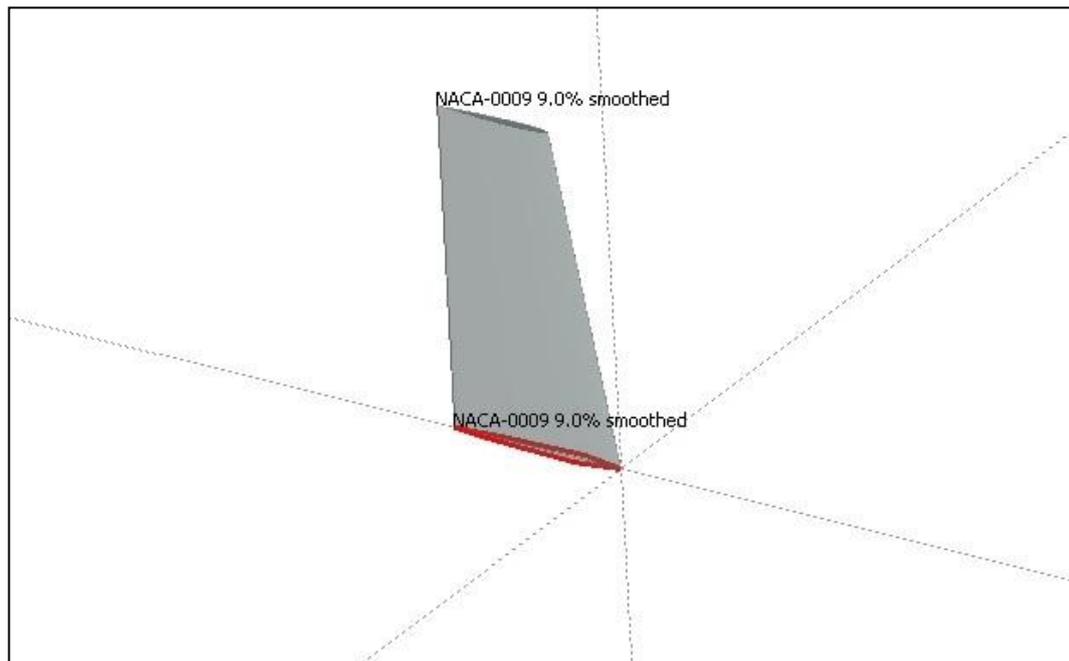
Wing Span = 220 mm

Mean Aero Chord = 101,33 mm

Mean Geometry Chord = 100 mm

Aspect Ratio = 4,40

Taper Ratio = 1,50



**Gambar 4.11. Vertical Tail NACA 0009**

#### **4.6. Analisis Aerodinamika**

Dalam analisis aerodinamika akan dikaji analisis gaya angkat dan gaya hambat pada pesawat yang dirancang

##### **4.6.1. Analisa Koefisien Gaya Angkat ( $C_L$ )**

Untuk mendapatkan koefisien gaya angkat pesawat yang dirancang, maka perlu dilakukan perhitungan berikut.

##### **4.6.1.1. Data Airfoil dan Sayap**

Berdasarkan harga  $C_{L_{max}}$  yang dibutuhkan, maka dipilih jenis *airfoil* NACA 4415. Spesifikasi dari *airfoil* NACA 4415 adalah sebagai berikut.

**Tabel 4.3 Data Airfoil Naca 4415**

Data Airfoil NACA 4415	
<i>Thickness</i>	15,0 %
<i>Camber</i>	4,0 %
$CL_{max}$	1.643 $Re = 1,00 \times 10^6$
Zero-Lift Angel	$-4.0^0$
$CL_0$	0,529

Dari penentuan ukuran awal diketahui luas sayap yang didapat  $S = 0.429 \text{ m}^2$  dan dengan memilih  $AR = 11.28$  maka didapat  $b = 2.2$  dan  $cr = 0.22$  dan  $ct = 0.17$ . Sayap dirancang berbentuk *rectangular* sehingga memiliki  $\lambda = 1.29$  dan serta *Reynold Number* pada sayap  $Re = 1,00 \times 10^6$ . Maka dapat disimpulkan seperti tabel dibawah ini.

**Tabel 4.4 Data Airfoil dan Sayap**

Data Airfoil NACA 4415		Data Sayap	
<i>Thickness</i>	15,0 %	S	$0,429 \text{ m}^2$
<i>Camber</i>	4,0 %	b	2,2 m
$CL_{max}$	1.643 $Re = 1,00 \times 10^6$	cr	0,22 m
Zero-Lift Angel	$-4.0^0$	ct	0,17 m
$CL_0$	0,529		

#### 4.7. Analisis CFD (*Computational Fluid Dynamics*)

Untuk melakukan verifikasi atas perancangan atau perhitungan awal tersebut maka dilakukan analisis dengan metode komputasi numerik, karena dibutuhkan prediksi awal yang cepat akurat dan murah maka digunakan simulasi *computational fluid dynamics (CFD)*. Berikut terdapat beberapa parameter yang didapatkan dalam perhitungan awal yaitu

**Tabel 4.5. Parameter untuk Data Input**

No	Parameter	Satuan
1	Berat Pesawat	6,6 lbs
2	Muatan ( <i>payload</i> )	2,2 lbs
3	Kecepatan	15 m/s
4	Jenis Airfoil	NACA 4415

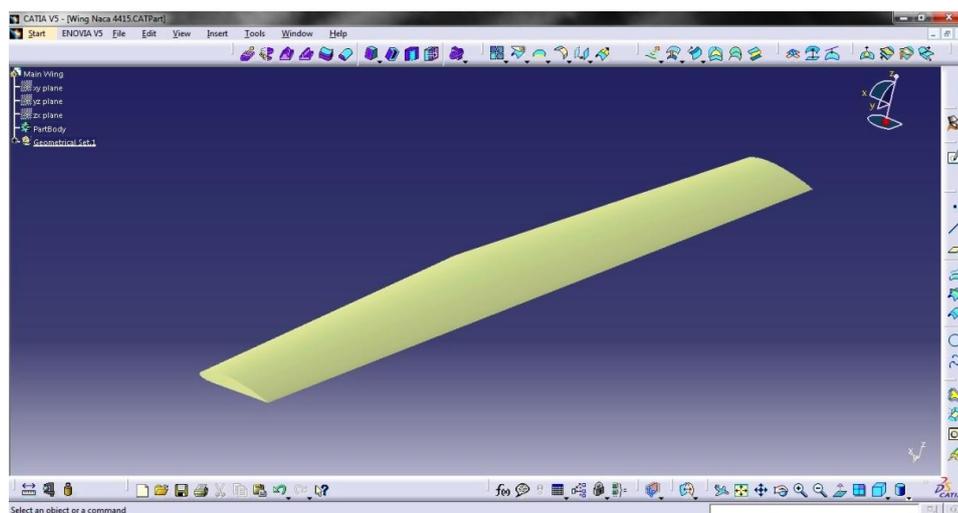
#### 4.7.1. Geometri Sayap Pesawat

Dari data pada proses perancangan, geometri dari sayap pesawat seperti pada tabel berikut:

**Tabel 4.6 Geometri Sayap**

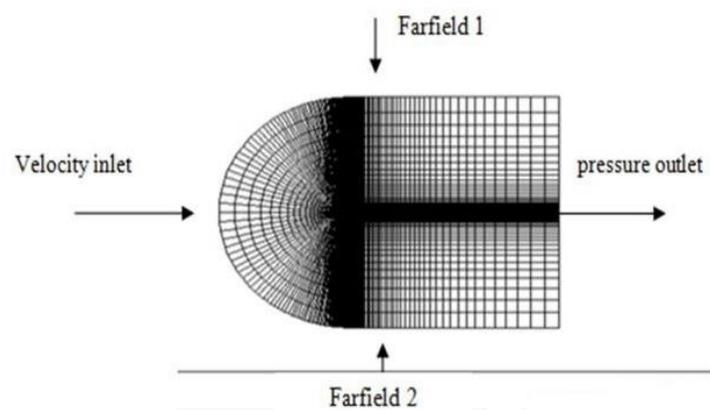
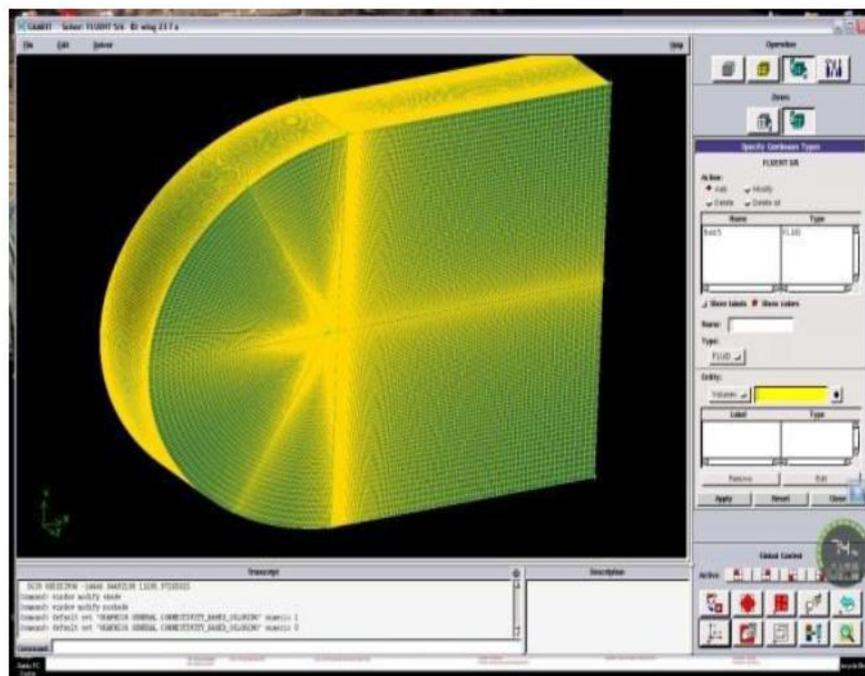
No	Spesifikasi	Ukuran
1	Panjang Sayap	2,2 m
2	Luas Sayap	0,429 m <sup>2</sup>
3	<i>Chord Root</i>	0,22 m
4	<i>Chord Tip</i>	0,17 m
5	Taper Ratio	1,2
6	Aspek Ratio	11,2

Geometri model sayap pesawat dibuat dengan menggunakan desain *surface* model sayap 3D dengan menggunakan *software* CATIA V5 R17 seperti yang terlihat pada Gambar Dibawah

**Gambar 4.12. Sayap 3D dengan CATIA V5**

#### 4.7.2. Pembuatan Meshing Grid dengan GAMBIT

Pada GAMBIT model sayap 3D dilakukan pembuatan grid (*meshing*) dengan tipe struktur. Untuk daerah yang diperkirakan memiliki tekanan/kecepatan yang tinggi yaitu daerah permukaan sayap, *mesh* dibuat rapat sehingga hasil pada saat iterasi semakin akurat, terlihat di gambar dibawah ini:



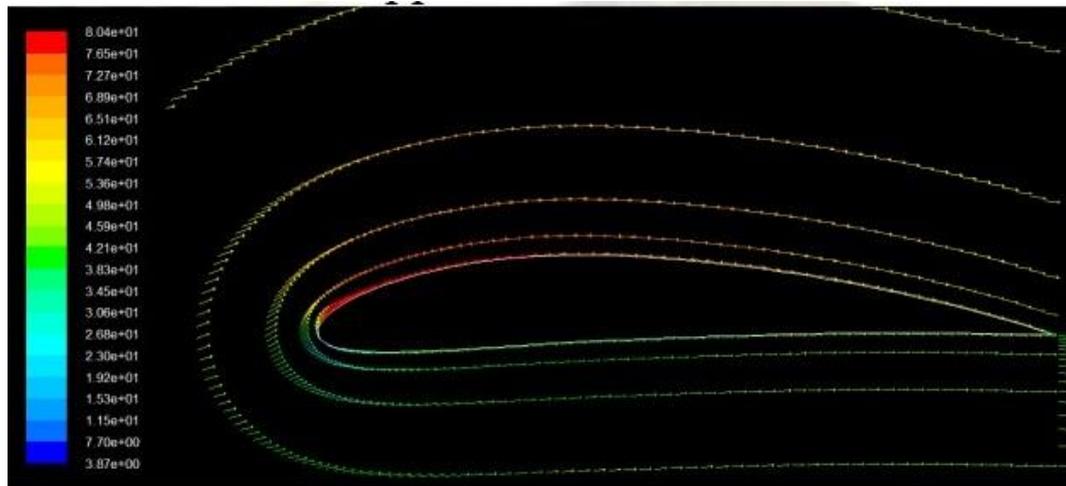
**Gambar 4.14. Pembuatan Grid (*meshing*) pada GAMBIT**

### 4.7.3. Interaksi dengan Fluent

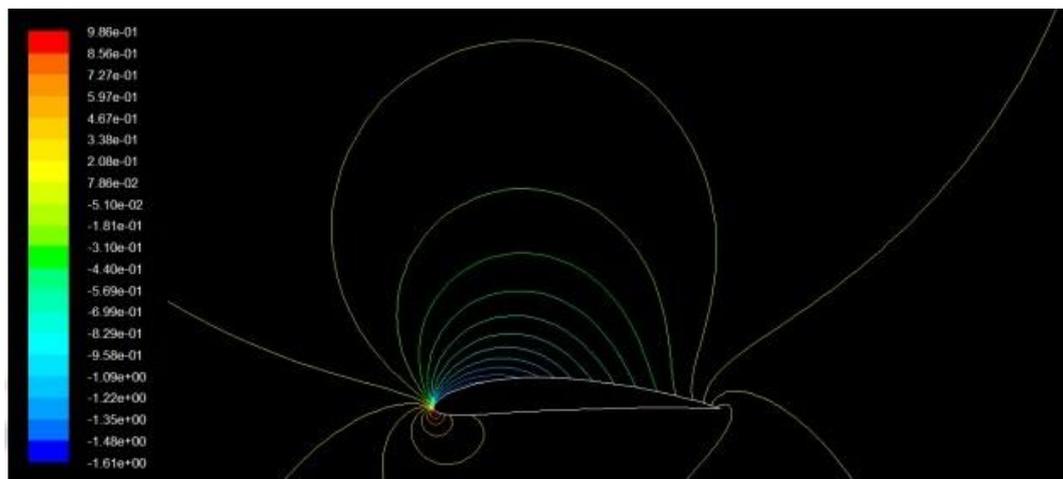
Dalam simulasi *CFD* dengan *ANSYS FLUENT* digunakan kecepatan operasional 15 m/s. kecepatan ini dipilih karena merupakan kecepatan pesawat pada kondisi terbang operasi (*cruise speed*). Kondisi yang lain yang diperlukan adalah kondisi aliran udara pada ketinggian 150 m seperti kerapatan udara ( $\rho$ ) adalah  $1.09 \text{ kg/m}^3$ , temperatur (T) adalah 288 K dan viskositas udara ( $\mu$ ) adalah  $1,77 \times 10^{-5} \text{ kg/m.s}$ .

**Tabel 4.9 Perbandingan Hasil Simulasi dengan variasi sudut**

<b>Alpha</b>	<b>CL</b>	<b>CD</b>	<b>CM</b>	<b>CL/CD</b>
22	0,819	0,184	-1,013	4,4511
20	0,856	0,166	-1,043	5,1566
18	0,892	0,145	-1,068	6,1517
16	0,904	0,123	-1,082	7,3496
14	0,896	0,101	-1,067	8,8713
12	0,871	0,08	-1,032	10,888
10	0,838	0,062	-0,968	13,516
8	0,782	0,046	-0,886	17
6	0,711	0,031	-0,782	22,935
4	0,622	0,022	-0,666	28,273
2	0,525	0,014	-0,542	37,5
<b>0</b>	<b>0,416</b>	<b>0,009</b>	<b>-0,426</b>	<b>46,222</b>
-2	0,324	0,007	-0,301	46,286
-4	0,236	0,008	-0,186	29,5
-6	0,168	0,012	-0,074	14
-8	0,116	0,016	0,002	7,25
-10	0,083	0,022	0,018	3,7727



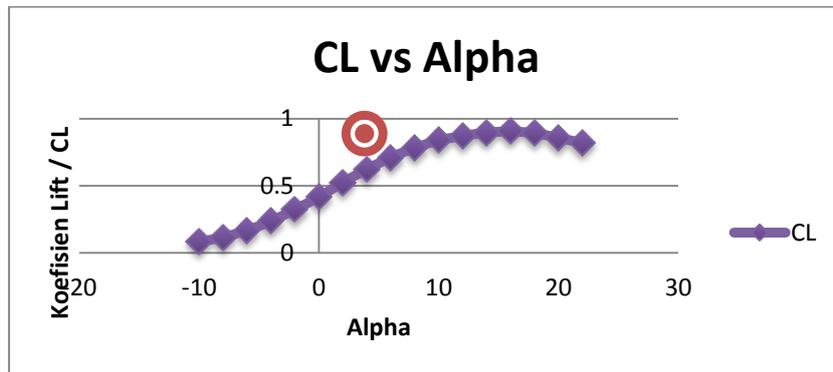
**Gambar 4.15. Velocity Contours Sayap NACA 4415, Alpha 0<sup>0</sup>**



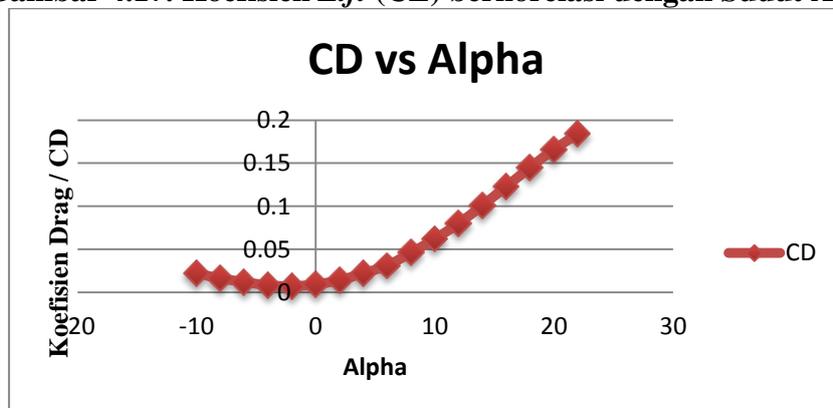
**Gambar 4.16. Pressure Contours Sayap NACA 4415, Alpha 0<sup>0</sup>**

#### 4.7.4. Hasil Perhitungan dengan FLUENT

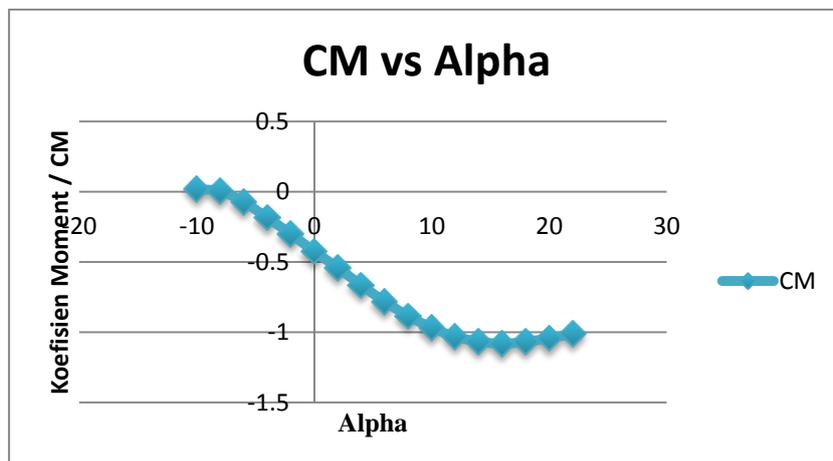
Dari hasil perhitungan dengan simulasi *ANSYS FLUENT* untuk rentang sudut serang -10 derajat hingga 22 derajat kemudian dapat digambarkan dalam bentuk grafik/kurva *CL-alpha*, *CD-alpha* dan *CM-alpha*, terdapat pada gambar di bawah ini



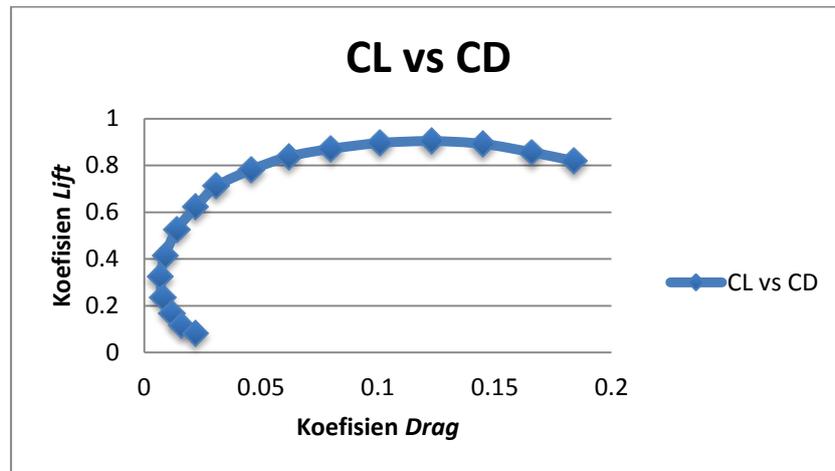
Gambar 4.17. Koefisien *Lift* (CL) berkorelasi dengan Sudut Alpha



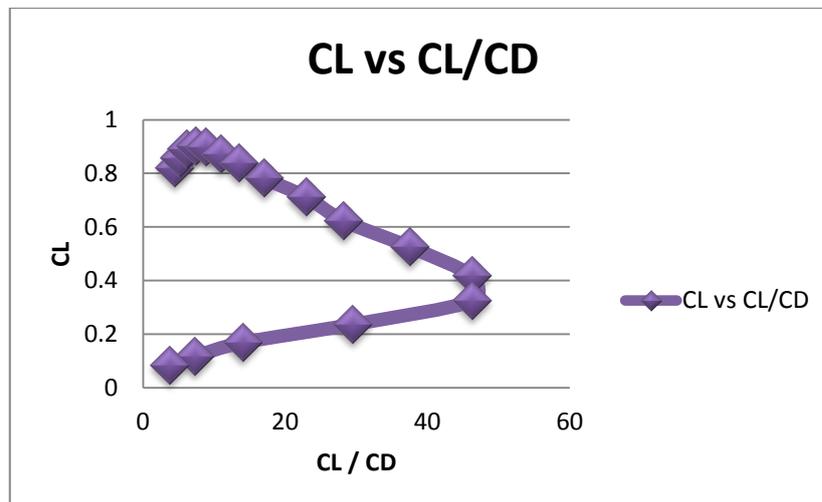
Gambar 4.18. Koefisien *Drag* (CD) berkorelasi dengan Sudut Alpha



Gambar 4.19. Koefisien Momen (CM) berkorelasi dengan Sudut Alpha pada kondisi *Leading Edge*



**Gambar 4.20. Perbandingan Koefisien Lift (CL) & Koefisien Drag (CD)**



**Gambar 4.21. Perbandingan Nilai CL & Nilai CL/CD**

#### 4.7.5 Pembahasan

Pada Gambar 4.17 diatas adalah merupakan gambar grafik yang menjelaskan bahwa dari variasi sudut serang atau alpha dari -10 sampai dengan 22 derajat yang terjadi pada saat kondisi terbang maka nilai dari  $CL$  dapat dilihat tren-nya, yaitu pada saat sudut serang mencapai 18 derajat nilai  $CL$  sudah mulai menurun yang mana artinya pada sudut tersebut adalah merupakan kondisi *stall*, kondisi dimana pesawat mulai kehilangan *lift* atau gaya angkat. Untuk harga  $CL$

maks adalah pada sudut serang 16 derajat yaitu 0,904. Untuk grafik pada Gambar 4.18, menunjukkan bahwa selain mempunyai *lift* (gaya angkat) maka juga mempunyai nilai *drag* (gaya hambat), itu ditunjukkan dimana tren *CD* semakin meningkat karena adanya penambahan atau kenaikan sudut serang ( $\alpha$ ), jadi dengan adanya penambahan sudut serang maka harga dari *CD* juga semakin meningkat, pada grafik harga dari  $CD_0$  yaitu *CD* pada  $\alpha$  0 derajat adalah 0,009

Pada Gambar 4.19, dapat dilihat tren dari nilai *CM* cenderung semakin menurun dalam hal ini negatif (-), yang artinya pesawat memiliki kestabilan dalam kondisi terbang, karena untuk kestabilan pesawat nilai *CM* merupakan *counter* (kebalikan) dari penambahan  $\alpha$  sehingga apabila  $\alpha$  bertambah maka momen yang terjadi adalah kebalikannya jadi pesawat memiliki kestabilan pada waktu terbang.

**Tabel 4.10 Tabel Hasil Simulasi CFD**

	<b>CL<sub>0</sub></b>	<b>CL Maks</b>	<b>CD<sub>0</sub></b>	<b>CM</b>
Hasil Simulasi	0,416	0,904	0,009	-0,426

$$C_{Lmax} \text{ sayap} = 0,904 \times 1,643 = 1,485$$

Dari Tabel analisa diatas dapat di lakukan perhitungan *Stall Speed* sebagai berikut:

$$V = \sqrt{(2 W g / \rho S C_{lmax})}$$

Dimana,

$$V = \textit{Stall Speed}$$

W = Berat pesawat

$g = \text{Gravitasi } (9,8)$

$\rho = \text{Kerapatan udara } 1.09 \text{ kg/m}^3$

$S = \text{Luas sayap}$

$CL_{\text{max}} = \text{Koefisien gaya angkat maximum saat } stall$

$$V = \sqrt{(2 W g / \rho S C_{l\text{max}})}$$

$$V = \sqrt{(2 \times 3 \times 9,8 / 1,09 \times 0,429 \times 1,485)}$$

$$V_{\text{stall}} = \sqrt{(58,8 / 0,69)}$$

$$= 9,23 \text{ m/s}$$

$$= 33,23 \text{ km/jam}$$

jadi

$$V_{\text{max}} = 15 \text{ m/s} = 55 \text{ km/jam}$$

$$V_{\text{stall}} = 9,23 \text{ m/s} = 33,23 \text{ km/jam}$$

## BAB V

### KESIMPULAN DAN SARAN

Berdasarkan perancangan yang telah dilakukan, maka didapat kesimpulan dan saran sebagai berikut :

#### 5.1. Kesimpulan

Dalam analisis didapat beberapa kesimpulan sebagai berikut :

1. Bagian Pesawat Terbang Nirawak dibagi menjadi tiga, yaitu *fuselage*, *Wing*, dan *tail* yang dapat di bongkar pasang sehingga mudah dalam pengangkutannya.
2. Untuk Konfigurasi pesawat sebagai berikut :
  - a. Sayap *high wing rectangular* tanpa sudut *dihedral*
  - b. Ekor pesawat menggunakan jenis ekor konvensional.
  - c. Menggunakan *belly landing* dan untuk menghindari kerusakan pada bagian bawah fuselage, maka dilapiskan kayu.
  - d. Digunakan tipe *single tail boom*.
  - e. Motor listrik dipasang di belakang *fuselage*
3. Jenis *airfoil* yang digunakan antara lain : Untuk *main wing* dan *horisontal tail* menggunakan NACA 4415, sedangkan untuk *vertical tail* menggunakan NACA 0009
4. Didapatkan nilai dari koefisien aerodinamika sayap yaitu nilai koefisien *lift*  $(C_L)_{max} = 0,904$ , koefisien *drag*  $(C_{Do}) = 0,009$  dan koefisien momen

( $CM$ ) = -0,426, *Stall* terjadi pada saat sudut serang  $\alpha$  18 derajat. Nilai  $CM$  yang cenderung negatif yang artinya pesawat memiliki kestabilan dalam kondisi terbang.

5. Untuk *Stall speed* terjadi pada kecepatan 9,23 m/s atau 33,23 km/jam

## 5.2. Saran

Setelah melakukan perancangan pesawat nirawak untuk pengawasan, maka peneliti memberikan saran sebagai berikut :

1. Dalam perancangan, dibutuhkan data analisis kebutuhan yang cukup, sehingga dapat ditentukan pesawat yang akan dibuat. Untuk itu perlu studi yang lebih baik untuk kebutuhan pesawat. Dalam penentuan spesifikasi awal dan ukuran awal sebaiknya dibuat secermat mungkin dengan memperhatikan data-data pembanding yang ada. Untuk itu perlu dicari data-data pembanding sebanyak mungkin. Hal ini akan mengurangi proses iterasi pada perhitungan selanjutnya.
2. Dalam merancang dibutuhkan pengalaman merancang, untuk itu perlu dilakukan banyak diskusi dengan orang-orang yang sudah mempunyai pengalaman tersebut.
3. Untuk melakukan perancangan, dibutuhkan waktu yang cukup lama. Beberapa kemungkinan titik desain harus dicoba untuk menemukan hasil yang terbaik. Program komputer yang dipakai untuk memudahkan dan mempercepat proses perhitungan tersebut.
4. Untuk penelitian selanjutnya, perlu dilakukan analisis lebih lanjut, seperti analisis kestabilan, performa, dan tinjauan struktur.

## DAFTAR PUSTAKA

- Raymer, Daniel P. *Aircraft Design: A Conceptual Approach*. Washington : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1989.
- Roskam, Jan. *Airplane Aerodynamics and Performance*. Kansas : DARCorporation, 1997.
- Roskam, Jan. *Airplane Design Part I – VII*. Kansas : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- Abbott, Ira H. *Theory of Wing Section : Summary of Airfoil Data*, Washington DC : National Advisory Committee for Aeronautics, 1945.
- Anderson, John D. *Fundamentals of Aerodynamics*. New York : McGraw-Hill, 2007.
- Anderson, John D. *Introduction to Flight*. New York : McGraw-Hill, 2005.
- Army Technology. 2012. *Bayraktar Mini UAV, Turkey* [terhubung berkala] diakses dari <http://www.army-technology.com/projects/bayraktar-uav/> pada 6 Oktober 2014 pukul 13.04.
- Army Technology. 2013. *Aerovironment RQ-11 Raven*. [terhubung berkala] diakses dari <http://www.army-technology.com/projects/rq11-raven/> pada tanggal 6 Oktober 2014 pukul 14.15.
- Ashford, Norman, and Wright, Paul H. *Airport Engineering*. New York : John Wiley & Sons, Inc., 1992.
- Asselin, Mario. *An Introduction to Aircraft Performance*. Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997.
- Austin, Reg. *Unmanned Aircraft Systems : UAVS Design, Development and Deployment*. New York : John Wiley & Sons, Inc., 2010.
- Bertin, John J., and Smith, Michael L. *Aerodynamics For Engineers*. USA : Prentice-Hall, Inc., 1979.
- Chaput, Armand J. *''Conceptual Design of UAV Systems.''* Presentation, Aerospace Engineering, Texas A&M, 2004.

- Cuaca Indonesia, 2014. *Informasi Cuaca DKI Jakarta* [terhubung berkala] diakses dari <http://cuaca.co.id/informasi-cuaca/indonesia/pulau/jawa/jakarta/> pada tanggal 28 November 2014 pukul 11.10.
- Hadi Winarto. 2007. *Proses Perancangan Pesawat* [terhubung berkala] diakses dari <http://groups.yahoo.com/group/AerospaceIndonesia/message/8088> pada tanggal 2 Desember 2014 pukul 20.30.
- Hafif, Asmar., et al. "Perancangan Pesawat Awal *UAV Tactical Surveillance HR-136*." Tugas Perancangan. Fakultas Teknologi Industri, Institut Teknologi Bandung, Bandung, 2003.
- IBM troybuiltmodels.com. 2008. *Trigger Composites Pteryx UAV*, diakses dari <http://www.troybuiltmodels.com/items/PTERYXUAV.html> pada tanggal 10 Oktober 2014 pukul 12.30.
- Newcome, Laurence R. *Unmanned Aviation: A Brief History of Unmanned Aerial Vehicles*. Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.,2004.
- Olive-Drab. 2007. *FQM-151 Pointer UAV* [terhubung berkala] diakses dari [http://olive-drab.com/idphoto/id\\_photos\\_uav\\_fqm151pointer.php](http://olive-drab.com/idphoto/id_photos_uav_fqm151pointer.php) pada tanggal 10 Oktober 2014 pukul 11.45.
- Olive-Drab. 2007. *RQ-14 Dragon Eye UAV* [terhubung berkala] diakses dari [http://olive-drab.com/idphoto/id\\_photos\\_uav\\_rq14.php](http://olive-drab.com/idphoto/id_photos_uav_rq14.php) pada tanggal 10 Oktober 2014 pukul 15.45.
- Pahl, Gerhard and Beitz, Wolfgang. *Engineering Design : A Systematic Approach*. London : Springer-Verlag, 1996.
- Pakistan Defence. 2008. *METU Guven Turk Mini UAV* [terhubung berkala] diakses dari <http://defence.pk/threads/russian-chief-of-gen-staff-turkey-by-farbetter-than-us-in-uav-development.159385/page-6> pada tanggal 13 Oktober 2014 pukul 12.15.
- Pinem, Mhd. Daud. *CATIA Si Jago Desain Tiga Dimensi*. Surabaya : Lingua Kata, 2009.
- Saarlans, Maido. *Aircraft Performance*. New York : John Wiley & Sons, Inc., 2006.
- Sarris, Z. *Survey of UAV Applications in Civil Markets, Proceedings of the 9<sup>th</sup> Mediterranean Conference on Control and Automation*, Dubrovnik, Croatia, June 27 – 29, 2001.

Smetana, Frederick O. *Introductory Aerodynamics and Hydrodynamics of Wings and Bodies : a Software-based Approach*. Virginia : American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997.

Stever H. Guyford, and James J. Haggerty. *Penerbangan*. Jakarta : Tita Pustaka Jakarta, 1983.

The Reborn Technology. 2008. *History of Chinese UAVs* [terhubung berkala] diakses dari <http://reborn-technology.blogspot.com/2008/06/historydevelopment-of-chinese-uavs.html> pada tanggal 8 Oktober 2014 pukul 15.30.

Torenbeek, Egbert. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Netherlands : Delft University Press, 1976.

## DAFTAR ISTILAH

Aerodinamika :

Ilmu yang mempelajari gerak dari Fluida (terutama udara), gerakan ini biasanya ditimbulkan karena gerakan suatu benda pada fluida tersebut.

Computational Fluid Dynamics (CFD)

Metode penghitungan, memprediksi, dan pendekatan aliran fluida secara numerik dengan bantuan komputer.

Gaya angkat (lift):

Gaya yang menyebabkan pesawat terbang untuk terbang.

Hand launch:

Model yang diterbangkan dengan tangan.

Hambatan udara (drag):

Gaya yang timbul akibat dari pesawat yang bergerak, arahnya berlawanan arah.

Daya dorong (thrust):

Gaya yang ditimbulkan oleh baling-baling / motor

Sudut serang (angle of attack):

Sudut antara motor, sayap dan stabilo yang diukur terhadap aliran udara.

Stall (stall):

Pada saat sudut serang sayap melampaui titik dimana gaya angkat dihasilkan.

Pada saat ini sayap tidak dapat menimbulkan gaya angkat, pesawat tidak dapat terbang.

Badan pesawat (fuselage):

Bagian dari pesawat yang menggabungkan motor, sayap, stabilo dan fin. Yang juga untuk mengangkut peralatan, radio system, alat kemudi dan lain lain.

Leading edge:

merupakan bagian depan dari wing yang pertama terkena aliran udara. Pada pesawat-pesawat besar umumnya di leading edge juga terdapat leading edge flap.

Trailing edge:

merupakan bagian belakang dari wing, dimana terdapat aileron, aileron tab, dan flap.

Wing tip;

merupakan bagian wing yang paling jauh dengan fuselage atau bagian paling ujung dari wing. Pada wing tip biasanya terdapat tambahan berupa winglet atau wing tip tank pada jenis pesawat tertentu.

Mean chamber line:

Merupakan garis pertengahan yang membagi antara permukaan bagian atas dan permukaan bagian bawah dari airfoil.

Chord line:

Merupakan garis lurus yang menghubungkan leading edge dan trailing edge.

Chord:

Merupakan perpanjangan dari chord line mulai dari leading dengan sehingga trailing edge. Dengan kata lain, chord adalah karakteristik dimensi longitudinal dari suatu airfoil.

Maximum chamber:

Merupakan jarak antara mean chamber line dengan chord line. Maximum chamber membantu mendefinisikan bentuk dari mean chamber line.

Maximum thickness:

Merupakan ketebalan maksimum dari suatu airfoil, dan menunjukkan persentase dari chord. Maximum thickness membantu mendefinisikan bentuk dari airfoil dan juga performa dari airfoil tersebut.

Sayap (wing):

Permukaan horizontal dari pesawat yang menghasilkan gaya angkat dan menyebabkan pesawat dapat terbang.

Panjang sayap ( wing span):

Jarak antara ujung –ujung sayap.

Lebar sayap (wing chord):

Jarak dari tepi depan sayap ( leading edge) sampai tepi belakang sayap ( trailing edge ) .

Luas sayap (wing area):

Total luas sayap dihitung dengan mengalikan panjang sayap dengan lebar sayap.

Beban sayap (wing loading):

Berat pesawat dibagi dengan luas sayap.

Penampang sayap ( airfoil):

Adalah bentuk penampang sayap, bagian depan (leading edge) umumnya bundar, sedang bagian belakang (trailing edge) umumnya menipis. Bagian atas airfoil umumnya melengkung untuk menimbulkan aliran udara yang baik sehingga

menimbulkan gaya angkat.

Symmetrical airfoil:

Airfoil yang mempunyai lengkungan atas dan bawah sama (simetri), ideal untuk pesawat aerobatic.

Semi symmetrical airfoil:

Airfoil yang mempunyai lengkungan atas dan bawah, namun lengkungan bawah lebih sedikit, merupakan kompromi antara flat bottom dan symmetrical airfoil.

Banyak dipakai untuk pesawat tipe sport.

Dihedral:

Adalah sayap yang mempunyai bentuk v terhadap bidang horizontal, umumnya dengan sudut dihedral lebih besar akan membuat pesawat lebih stabil.

Anhedral:

Kebalikan dari dihedral.

Bidang kemudi (control surface):

Bagian permukaan pesawat terbang yang bisa bergerak untuk mengendalikan pesawat.

Pitch:

Perputaran pesawat terhadap sumbu melintang (naik/turun).

Roll:

Perputaran pesawat terhadap sumbu memanjang.

Yaw:

Perputaran pesawat terhadap sumbu vertical.

Stabilizer:

Permukaan horizontal yang umumnya ada di ekor pesawat yang memberikan stabilitas terhadap sumbu melintang (stabilitas pitch)

Elevator:

Bidang kemudi yang mengendalikan naik/turun (pitch).

Fin:

Disebut juga vertical stabilizer yang terletak di bagian ekor pesawat berfungsi memberikan yaw stability.

Rudder:

Bidang kemudi yang berhubungan dengan fin, mengendalikan arah yaw.

V-tail:

Permukaan ekor pesawat seperti bentuk V, konfigurasi ini memberikan stabilitas pitch dan yaw secara simultan.

Aileron:

Bidang kemudi yang terletak pada trailing edge, mengendalikan sumbu memanjang (roll axis).

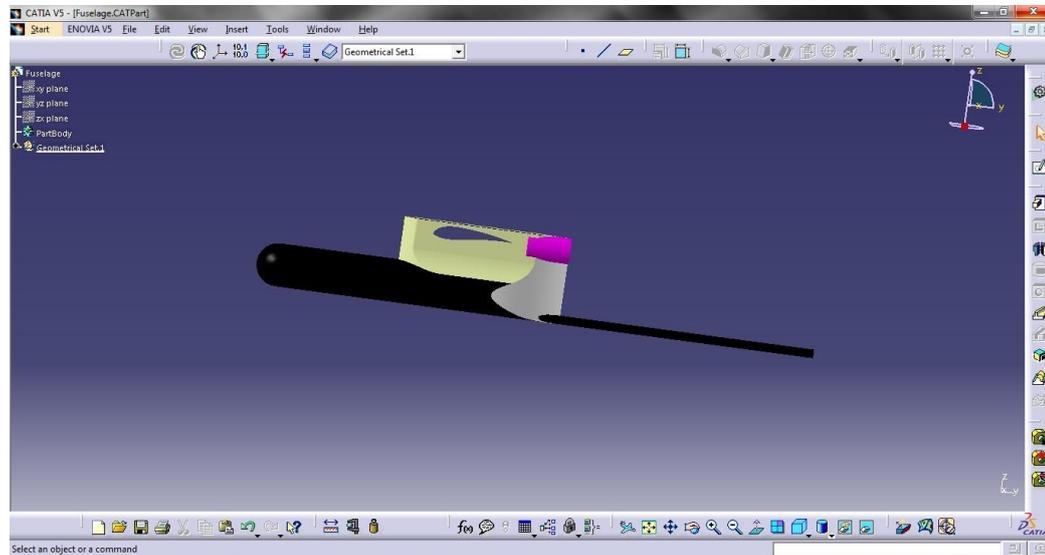
Flap:

Bagian dari sayap yang digunakan untuk memperbaiki kemampuan aerodinamika pada saat kecepatan rendah.

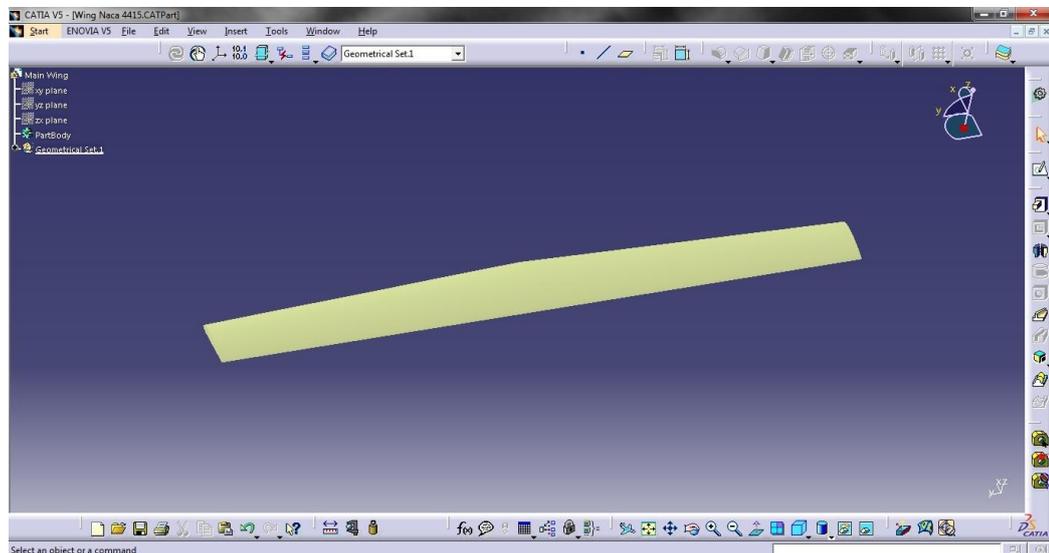
Aspect ratio:

Perbandingan antara panjang sayap (wing span) dengan lebar sayap (chord).

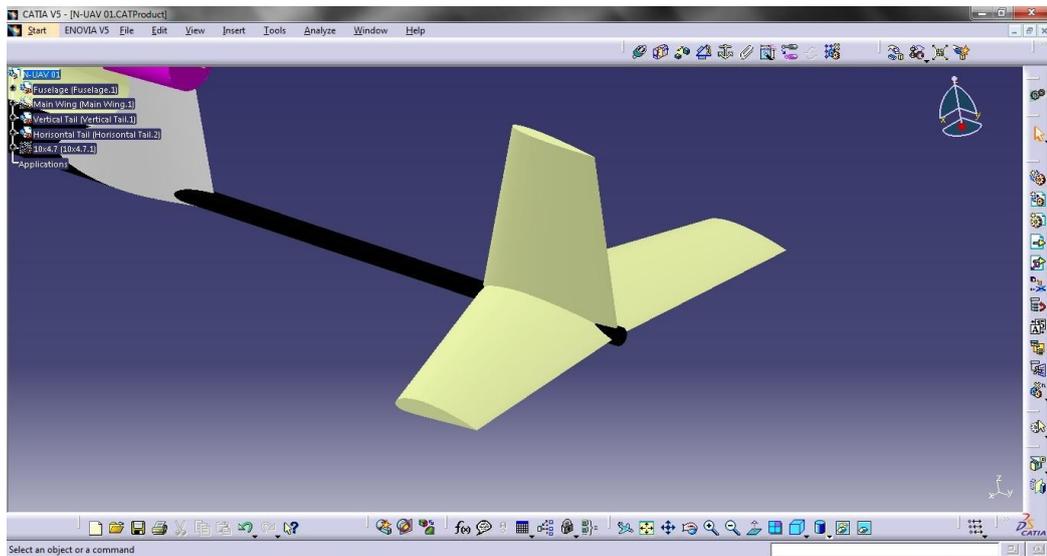
## LAMPIRAN : A. Pemodelan Pesawat Nirawak



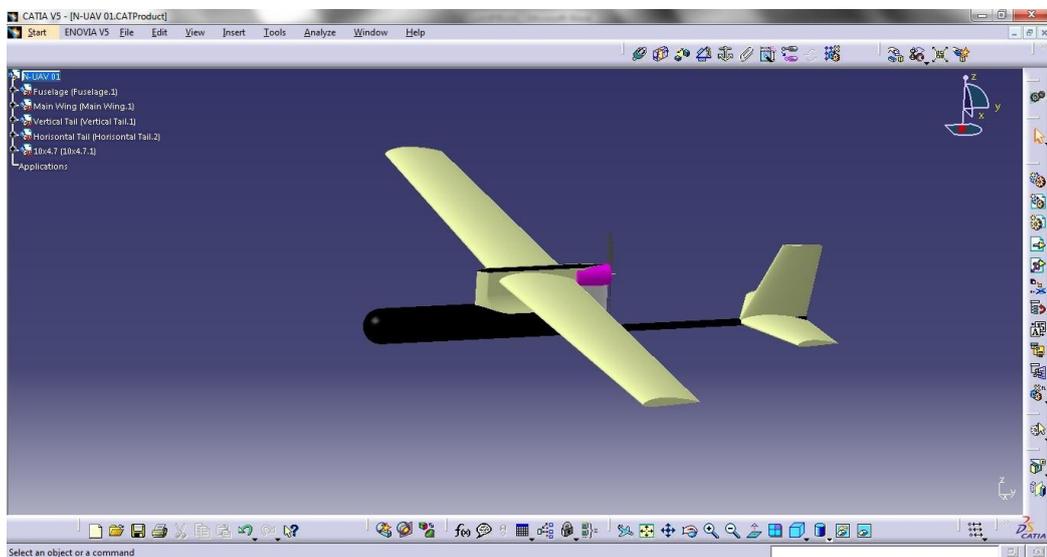
**Gambar A.1. Pemodelan Fuselage 3D**



**Gambar A.2. Pemodelan Sayap 3D**



**Gambar A.3. Pemodelan Ekor 3D**



**Gambar A.4. Assembly Fuselage , Wing dan Tail**

## LAMPIRAN B.

Tabel komparasi studi pesawat sejenis

Name	Type	Engine type
RQ-11 Raven	Surveillance UAV	Aveox 27/26/7-AV Electric Motor
Bayraktar mini UAV	Surveillance UAV	1 x Electric Motor
Chinese ASN-15	Surveillance UAV	Air Cooled Piston Engine
FQM-151 Pointer	Surveillance UAV	1 x Electric Motor
RQ-14 Dragon Eye	Surveillance UAV	2 Aveox 1105/6Y
Pteryx UAV	Photomapping UAV	Brushless DC electric motor
METU Guven Turk mini UAV	Surveillance UAV	Brushless DC electric motor

Name	Power	Power	W/P	Wing Span	Wing Area		Wing Loading (W/S)
	kW	hp	kg/hp	m	m <sup>2</sup>		kg/m <sup>2</sup>
RQ-11 Raven	0,55	1	3,5	1,30	0,216	5,20	8,80
Bayraktar mini UAV	0,6	1	7,5	1,60	0,672	16,18	6,70
Chinese ASN-15				3,00	0,528	12,71	12,31
FQM-151 Pointer	0,3	0	15,0	2,74	0,616	14,83	7,31
RQ-14 Dragon Eye				1,10	0,33	7,95	7,58
Pteryx UAV	0,5	1	10,0	2,80	0,55	13,24	9,09
METU Guven Turk mini UAV	0,9	1	5,0	2,20			

Name	Empty Weight		Payload Weight	Fuel Weight (Battery)	Max TO Weight	
	kg		kg	kg	kg	
RQ-11 Raven	1	0	0,9		1,9	0,2788
Bayraktar mini UAV	3,5	0,5441	1	0,787	4,5	0,6532
Chinese ASN-15	6	0,7782	3		6,5	0,8129
FQM-151 Pointer	3,5	0,5441	0,9	0,99	4,5	0,6532
RQ-14 Dragon Eye	2	0,301	0,45	0,43	2,5	0,3979
Pteryx UAV	4,0	0,6021	1	0,4	5	0,699
METU Guven Turk mini UAV	3,0	0,4771	1,3	0,78	4,5	0,6532

Name	Max Level Speed	Cruise Speed	Loiter Speed	Mission Radius		Endurance
	kts	kts	kts	nm	km	hrs
RQ-11 Raven	44	30	30	5,4	10	1
Bayraktar mini UAV	51	38	32	8	15	1
Chinese ASN-15	48,5	48,5	45	5,4	10	1
FQM-151 Pointer	39	38	25	3	6	1
RQ-14 Dragon Eye	35	19	35	2,7	5	1
Pteryx UAV	65	27	24	5,4	10	1
METU Guven Turk mini UAV	45	26	39	5,4	10	1,5

Name	Altitude		Max ROC at S/L		Length	WS/L
	km	ft	m/s	ft/s	m	
RQ-11 Raven	1,4	4.500	5	16	1,09	1,19
Bayraktar mini UAV	1	4.000	3	10	1,2	1,33
Chinese ASN-15		500	2	6,5	1,8	1,67
FQM-151 Pointer		1.000	3	10	1,83	1,50
RQ-14 Dragon Eye		500			0,91	1,21
Pteryx UAV	1	3.000	10	33	1,4	2,00
METU Guven Turk mini UAV		1.000			1,35	1,63

## DAFTAR RIWAYAT HIDUP



**Natanael Murjono**, Lahir di Tuban pada tanggal 23 Desember 1983, merupakan putra ke 6 dari pasangan suami istri, Bapak Soejadi Hadi Siswoyo dengan Ibu Djasminnah yang bekerja sebagai Guru SD. Menyelesaikan Sekolah Dasar (SD) pada tahun 1997 di SDN Kebonsari 3 Kecamatan Tuban Kabupaten Tuban.

Sekolah Menengah Pertama (SMP) pada tahun 2000 di SMP Negeri 3 Tuban Kabupaten Tuban. Pada tahun 2003 di SMK Negeri 1 Tuban Kabupaten Tuban. Pada tahun 2006 Diploma 3 Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya. Pada tahun 2012 melanjutkan pendidikan Strata 1 (S1) pada Program Pendidikan Teknik Mesin Universitas Negeri Jakarta (UNJ)

Pengalaman kerja dimulai pada tahun 2007 di PT. Aneka Gas Industri (Samator Group). Pada Tahun 2008 bekerja di PT. Bina Surya Group, kemudian di tahun 2009 bekerja di PT. Baturona Adimulya pada divisi pertambangan. Pada tahun 2010 bekerja di PT. Saripari Geosains dan pada 2011 bekerja di Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN) sampai Sekarang.