

**PERANCANGAN DAN SIMULASI AERODINAMIKA  
PESAWAT TANPA AWAK (*UNMANNED AERIAL VEHICLE, UAV*)  
*FLYING WING* ELEKTRIK DENGAN MATERIAL KOMPOSIT  
UNTUK MISI PEMANTAUAN BENCANA**

Gesang Nugroho<sup>1\*</sup>, Ali Ashar RJ<sup>1</sup>, Muhammad Satrio<sup>1</sup> dan Ridho Ramadhan TS<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Jurusan Teknik Mesin dan Industri, Fakultas Teknik, Universitas Gadjah Mada, Yogyakarta  
55281, INDONESIA

\*e-mail: [gesangnugroho@ugm.ac.id](mailto:gesangnugroho@ugm.ac.id)

**ABSTRAK**

Indonesia merupakan negara yang terletak pada pertemuan empat lempeng tektonik sehingga mengakibatkan Indonesia menjadi negara dengan tingkat potensi rawan bencana yang tinggi. Bencana yang mungkin dialami diantaranya adalah letusan gunung berapi, gempa bumi, tsunami, banjir dan tanah longsor. Hal ini menjadi tanda bahwa negara ini membutuhkan sebuah solusi untuk penanganan respon cepat dalam membantu mempercepat penanggulangan bencana. Pesawat tanpa awak atau yang biasa disebut *Unmanned Aerial Vehicle (UAV)* menjadi sebuah solusi nyata bagi Indonesia dalam masalah ini. UAV merupakan jenis pesawat yang tidak dilengkapi dengan *crew* pesawat. Penelitian ini bertujuan untuk merancang pesawat UAV yang memenuhi kebutuhan misi untuk pemantauan bencana sehingga perhitungan dan desain pesawat dihasilkan. Setelah dilakukan perancangan, maka simulasi aerodinamika diperlukan guna mengevaluasi hasil perancangan yang telah dilakukan. Simulasi ini telah berhasil dilakukan dan didapatkan prediksi karakteristik pesawat ketika diterbangkan. Hasil perancangan yang dilakukan menunjukkan hasil ukuran-ukuran desain dari pesawat akan dipergunakan untuk misi pemantauan bencana. Hasil simulasi berupa evaluasi desain pesawat dan visualisasi distribusi *drag*, *panel force* dan *Centre of pressure (Cp)* dari pesawat saat kondisi di ketinggian 150 m dan selain itu juga simulasi pengaruh *lift*, *drag* dan rasio L/D terhadap perubahan panjang *wingspan* dan sudut *sweep*.

**Kata kunci** : Perancangan UAV, Simulasi Aerodinamika, *Flying wing*, Pemantauan bencana, Karakteristik pesawat

**Pendahuluan**

Kehadiran pesawat tanpa awak sangat membantu dalam berbagai hal baik dari kalangan sipil, kepolisian maupun militer. Beberapa contoh penggunaan pesawat tanpa awak ini dapat berupa alat bantu dalam pemetaan wilayah, SAR, penginderaan jarak jauh seperti monitoring marga satwa, monitoring bencana, monitoring lalu lintas dsb.

Pesawat UAV harus dirancang dengan seksama sejak awal, mengingat ia harus melakukan sendiri apa yang selama ini

dilakukan oleh manusia [1]. Perkembangan UAV ukuran kecil dan ringan sudah banyak dirancang, dibuat dan di tes dalam penerbangan. Tujuan dari perancangan UAV ukuran kecil ini untuk melayani misi pemantauan dengan pesawat agar memenuhi kebutuhan fotografi dan perlengkapan video [2].

Desain pesawat UAV terdiri dari 3 tahapan yaitu *conceptual design*, *preliminary design* dan *detailed design*. Pada tahapan *conceptual design*, desain lebih difokuskan pada penentuan spesifikasi misi dari pesawat

UAV tersebut dan pemenuhan detail skor analisa pada pesawat. Dan pada tahapan *preliminary design*, tim desain mengembangkan secara penuh desain yang dipilih pada tahapan *conceptual design*, jadi tahapannya tetap berlanjut [3]

Akhir-akhir ini kebanyakan penggunaan *Unmanned Aerial Vehicle* itu digunakan untuk keperluan pengawasan dan pemantauan. Kebanyakan dari UAV tersebut adalah UAV tipe elektrik yang sederhana dalam pengoperasiannya dan secara signifikan tidak menimbulkan suara yang terlalu bising [4]. Kemampuan jarak jauh dan *endurance* terbang adalah dua hal parameter yang sangat dibutuhkan oleh misi pengintaian dan pemantauan. Dengan tujuan mencapai hal tersebut, maka konsep desain pesawat tanpa ekor (*tailless*) pun di tawarkan. Desain UAV tanpa ekor selanjutnya disebut dengan UAV jenis *flying wing*. Setelah dibandingkan dengan desain konvensional UAV lainnya, maka desain *flying wing* menawarkan kemampuan aerodinamika dan performa terbang yang superior [5].

Pada tahun 2009, UAV dari Airrobot AR100-B digunakan untuk penggunaan pemantauan. UAV ini mampu bergerak autonomus melalui *waypoint* yang telah ditentukan dan mampu mengambil video yang juga digunakan untuk membuat peta mosaik real time dengan kemampuan sangat cepat dan baik [6]. Simulator XFLR5 adalah alat yang berharga dan berguna bagi proses desain pesawat, menyediakan apa yang pengguna software inginkan dan yang dicari. Banyak karakteristik pada desain pesawat yang dapat dicari melalui software ini semisal mencari karakteristik airfoil yang dipilih, gaya pada model 3D pesawat yang telah dibuat dan lain sebagainya [7].

Pada penelitian ini, proses perancangan dan simulasi dilakukan demi mendapatkan hasil terbaik guna memenuhi keinginan untuk mendapatkan spesifikasi pesawat tanpa awak untuk misi pemantauan bencana. Perancangan pesawat pada penelitian ini merupakan tipe pesawat *flying wing* dengan propulsi elektrik yang dapat digunakan untuk

kepentingan misi pemantauan bencana. Perancangan dipadukan dengan simulasi pada software XFLR5 untuk mengevaluasi desain agar didapatkan perancangan yang memuaskan dan efektif.

## Metode Penelitian

Langkah-langkah dari tahapan penelitian perancangan dan simulasi aerodinamika pesawat *flying wing elektrik* untuk misi pemantauan bencana adalah sebagai berikut :

### a. Perhitungan Desain

Pada tahapan ini yaitu proses menghitung dan menentukan spesifikasi yang akan digunakan pada konfigurasi pesawat. Perhitungan meliputi menentukan spesifikasi misi pesawat, *preliminary sizing*, penentuan titik desain, *preliminary design*.

### b. Perancangan 3D

Pada tahapan ini, proses perancangan dilakukan dengan berdasar pada perhitungan yang telah dilakukan kemudian diterapkan perancangan pada *software CAD*.

### c. Simulasi Aerodinamika

Setelah didesain dalam bentuk 3D, kemudian dilakukan simulasi aerodinamika pada software XFLR5. Pada tahapan simulasi ini, diharapkan mampu mendapatkan nilai-nilai *coefficient of lift* ( $C_L$ ) dan *coefficient of drag* ( $C_D$ ) pesawat dan dapat disesuaikan dengan kebutuhan pesawat. Ketika kebutuhan pesawat belum sesuai dengan hasil awal yang didapatkan, maka diperlukan evaluasi karakteristik desain.

## Hasil dan Pembahasan

### a. Mission Requirement

Spesifikasi Misi UAV yang dirancang dalam penelitian ini adalah sebagai berikut:

1. *Range* : 20 km
2. Ketinggian terbang : 150 m
3. Metode *Takeoff* : *Catapult Launcher*
4. Metode *Landing* : *Belly Landing*
5. *Cruise speed* : 65 km/jam
6. *Loiter Speed* : 65 km/jam

7. *Flight time* : 20 menit

b. *Preliminary Sizing*

Estimasi Berat

Berat pesawat diperkirakan sebagai berikut :

- $W_E = 2.6 \text{ kg}$
- $W_B = 0.6 \text{ kg}$
- $W_{PL} = 0.3 \text{ kg}$
- Maka,  $W_{TO} = 3.5 \text{ kg}$

Setelah diketahui berat perkiraan, maka bisa diasumsikan berat rincian part-part pesawat seperti pada tabel 1 berikut.

**Tabel 1** Asumsi rincian berat pesawat

Motor brushless + proppeller	400 gram
Baterai	600 gram
Kamera + video sender	300 gram
ESC	30 gram
Autopilot	50 gram
GPS	20 gram
Telemetri	30 gram
Receiver	20 gram
Servo hitec 2	50 gram
Sayap	1100 gram
Body	900 gram
Total	3500 gram

c. Penentuan Titik Desain

Pada perhitungan ini diasumsikan karakteristik awal perancangan seperti pada tabel 2 berikut :

**Tabel 2** Asumsi Karakteristik Awal Perancangan

$V_{stall}$	9	m/s	$e$	0.8
$V_{loiter}$	18	m/s	$C_{do}$	0.035
$G(h/x)$	0.15		$C_{lmax}$	1.2
$\rho@150m$	1.16	$kg/m^3$	$q@150m$	161.17
$\rho$	1.225	$kg/m^3$		

Untuk perhitungan *Takeoff* dan *Landing* tidak diperhitungkan karena pesawat akan direncanakan *takeoff* menggunakan *catapult launcher* dan *landing* dengan metode *belly landing*.

*Sizing Stall Speed*

$$(W/S) = 1/2 \times \rho \times V_{stall}^2 \times C_{lmax} = 5.6 \text{ kg/m}^2$$

*Loiter Speed*

$$(W/S) = q\sqrt{3 C_{do} \pi A e} = 7.3 \text{ kg/m}^2$$

*Rate of Climb*

$$(W/S) = \frac{\left[\left(\frac{T}{W}\right) - G\right] \pm \sqrt{\left[\left(\frac{T}{W}\right) - G\right]^2 - (4C_{do}/\pi A e)}}{2/qAe}$$

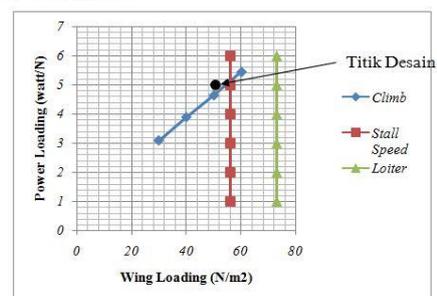
Dengan perhitungan *Rate of Climb* seperti diatas, kemudian didapatkan data seperti pada tabel 3 berikut :

**Tabel 3** Wing Loading vs Power Loading pada fase Climb

$T/W$ (watt/N)	$W/S$ ( $N/m^2$ )
3.1	30
3.9	40
4.65	50
5.45	60

Penentuan *Wing Loading* dan *Power Loading* dengan *Matching Chart*

*Matching chart* dari desain kali ini adalah sebagai berikut :



**Gambar 1** *Matching Chart*

Wing Loading dan Power Loading yang dipilih adalah 5 kg/m<sup>2</sup> dan 50 Watt/kg

d. Penentuan Propulsi

Pemilihan motor

Dengan berat 3.5 kg dan power loading 50 Watt/kg, maka dibutuhkan motor dengan output watt lebih dari 200 Watt dan disesuaikan dengan thrust 3.5 kg. Dibutuhkan motor dengan input lebih besar 3x lipat agar dapat melewati fase *climb* dengan baik. Maka dibutuhkan motor dengan input lebih dari 600 watt dengan thrust 3.5 kg.

Pemilihan baterai

Asumsi pemakaian baterai pada saat terbang adalah sebagai berikut :

**Tabel 4** Asumsi spesifikasi baterai

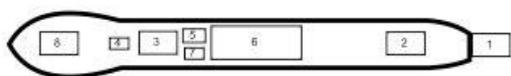
<i>P loiter</i>	200	W
<i>P climb</i>	500	W
Baterai	<i>Loiter/Cruise</i>	12 A
	<i>Climb</i>	40 A
<i>Loiter/Cruise</i>	0.316 h	3792mAh
<i>Climb</i>	0.0167 h	668 mAh
Total	0.33 h	4460 mAh

Baterai yang dibutuhkan adalah baterai dengan kapasitas 5000 mAh agar mampu untuk melaksanakan misi *climb*, *loiter* dan *cruise* tersebut.

e. Preliminary Design

Perancangan *Fuselage*

*Fuselage* direncanakan berbentuk silinder dengan variasi di depan dan belakang. Dimensi *fuselage* direncanakan memiliki panjang 1.05 m dan diameter 0.12 m.



**Gambar 2** layout pandangan atas fuselage untuk penempatan peralatan elektronik

**Tabel 5** Daftar elektronis di dalam *fuselage*

No	Nama Piranti	Jenis	Jumlah
1	Motor DC brushless	OS Motor 3825 750	1
2	ESC	PA Quantum 70	1
3	<i>Autopilot</i>	Pixhawk	1 set
4	GPS	Ublox LEA-6H	1
5	Telemetri	Digi 9Xtend 900 Mhz	2
6	baterai	Pulse 5000 mAh 4 sell	1
7	<i>Remote Receiver</i>	Futaba R6208	1

Perancangan Sayap

a. Luas Sayap

Berdasarkan data perhitungan sebelumnya diketahui

$$W_{to} = 3.5 \text{ kg}$$

$$(W/S) = 5 \text{ kg/m}^2$$

Sehingga luas sayap yang dibutuhkan

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)}$$

$$= 0.7 \text{ m}^2$$

b. Perancangan Planform Sayap

a. Aspek Rasio

Karena memiliki keterbatasan panjang bentang sayap pada proses manufaktur, perhitungannya menjadi :

$$B_w = \sqrt{AR \times S}$$

$$AR = \frac{B_w^2}{S}$$

$$AR = 7$$

b. *Taper Ratio*

Pesawat ini dirancang memiliki *taper ratio* ( $\lambda$ ) = 0,5.

c. *Root chord* (Cr)

$$Cr = \frac{2}{1+\lambda} \times \frac{S}{b}$$

$$= 0.42 \text{ m}$$

d. *Tip Chord* (Ct)

$$Ct = \lambda \times Cr$$

$$= 0.21 \text{ m}$$

e. Sudut *Sweep*

Sudut *sweep* pada perancangan pesawat ini menggunakan sudut *sweep* ( $A$ ) = 30°

f. *Wing Incidence*

Untuk desain awal, wing incidence yang dipilih adalah sudut  $0^0$

g. *Wing Tips*

Digunakan metode end plate untuk perancangan kali ini. Metode end-plate ini telah banyak dipakai pada perancangan pesawat dan dapat memaksimalkan aspek rasio dan tanpa menambah panjang bentang sayap.

h. Pemilihan airfoil sayap

Airfoil yang dipilih adalah airfoil NACA 4412 karena airfoil tersebut biasa digunakan pada pesawat glider dan mempunyai *lift* yang besar.

i. Kesetimbangan sayap

- $MAC = \frac{2}{3} \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} Cr = 0.3267 \text{ m}$

- $Y = \frac{b}{2} \frac{Cr - MAC}{Cr - Ct} = 0.49 \text{ m}$

- $Xn = \frac{Cr}{4} + \frac{2b}{3\pi} \tan\phi 0.25 = 0.375 \text{ m}$

Nilai CoG harus di depan nilai Xn agar pesawat stabil.

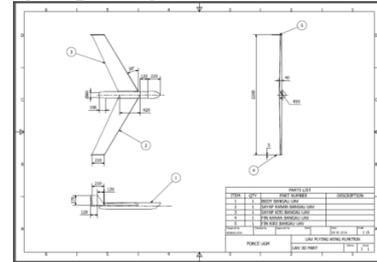
f. Perancangan 3D

Perancangan 3D pada Computer Aided Design (CAD)

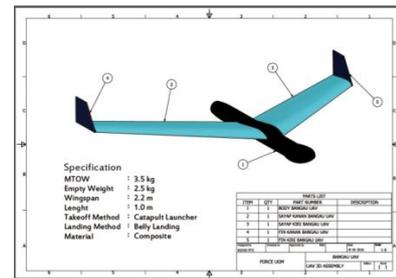


Gambar 3 Desain 3D pada CAD

Perancangan pada gambar teknik



Gambar 4 Gambar teknik part pesawat flying wing

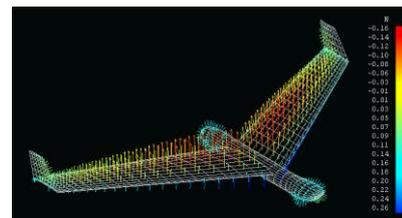


Gambar 5 Gambar teknik assembly pesawat flying wing

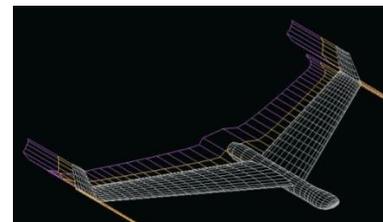
g. Simulasi Aerodinamika

Simulasi *fixed-speed*

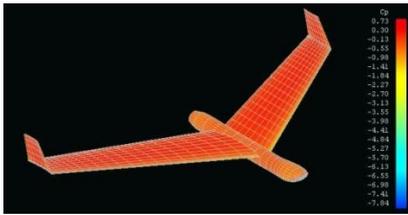
Berikut adalah 3 contoh tampilan distribusi *Panel Force*, *Drag* dan  $C_p$  dari simulasi *fixed speed* yang telah dilakukan.



Gambar 6 Distribusi tampilan *panel force* pada sudut 0 derajat



Gambar 7 Distribusi tampilan *drag* pada sudut 0 derajat



**Gambar 8** Distribusi tampilan Cp pada sudut 0 derajat

Dari data yang didapat diatas, maka didapatkan kesimpulan seperti pada tabel berikut :

**Tabel 6** Karakteristik pada simulasi *fixed-speed*

AoA	CL	CD	CL/CD	FL (N)	FD (N)
0	0,263	0,015	17,391	34,59607	1,97316
1	0,327	0,017	19,66	43,01489	2,236248
2	0,39	0,019	20,322	51,30216	2,499336
3	0,454	0,022	20,306	59,72098	2,893968
4	0,516	0,026	19,707	67,8767	3,420144
5	0,578	0,031	18,886	76,03243	4,077864
6	0,64	0,036	17,904	84,18816	4,735584
7	0,7	0,041	16,915	92,0808	5,393304
8	0,76	0,047	16,01	99,97344	6,182568
9	0,818	0,054	15,125	107,603	7,103376

Besarnya gaya Angkat ( $F_L$ ) dan Drag ( $F_D$ ) pada tabel diatas dihitung dengan persamaan berikut :

$$F_L = 1/2 \times C_L \times \rho \times V^2 \times S$$

$$F_D = 1/2 \times C_D \times \rho \times V^2 \times S$$

Dari tabel tersebut, bisa dilihat bahwa pada sudut  $0^\circ$  pesawat hanya mampu mengangkat berat sebesar 34,5 N / 3,45 kg. Jika dilihat pada tabel, nilai sudut serang yang memiliki  $C_L/C_D$  tertinggi adalah pada sudut  $2^\circ$ , maka dipilihlah sudut  $2^\circ$  sebagai sudut incidence yang baru. Jika sudut incidence diganti dengan  $2^\circ$ , gaya angkat yang terjadi adalah :

$$F_L = 1/2 \times C_L \times \rho \times V^2 \times S = 5,1 \text{ kg}$$

Perbandingan dengan perbedaan *wingspan* dan sudut *sweep*

- Perbandingan terhadap panjang *wingspan*

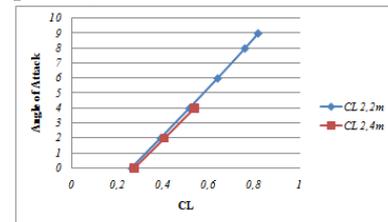
Hasil yang dibandingkan dengan hasil perancangan awal adalah *wingspan* dengan panjang 2,4m

- Perbandingan terhadap sudut *sweep*

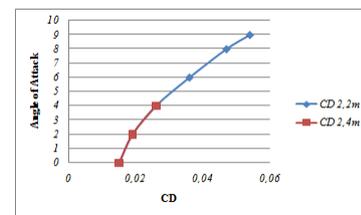
Hasil yang dibandingkan dengan hasil perancangan awal adalah sudut *sweep* dengan sudut  $20^\circ$  dan  $40^\circ$

Setelah data tersebut disimulasikan kemudian diolah menjadi data sebagai berikut :

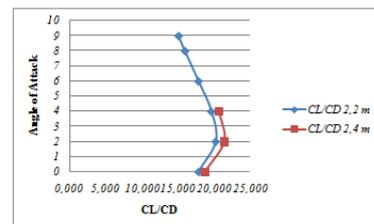
Perbandingan terhadap *panjang wing span* 2,4m



**Gambar 9** Grafik perbandingan  $C_L$  terhadap sudut serang pesawat berdasarkan *wingspan*

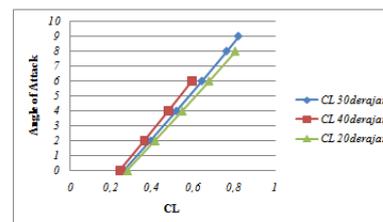


**Gambar 10** Grafik perbandingan  $C_D$  terhadap sudut serang pesawat berdasarkan *wingspan*

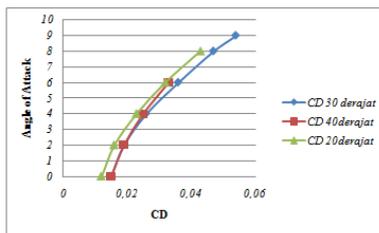


**Gambar 11** Grafik perbandingan  $C_L/C_D$  terhadap sudut serang pesawat berdasarkan *wingspan*

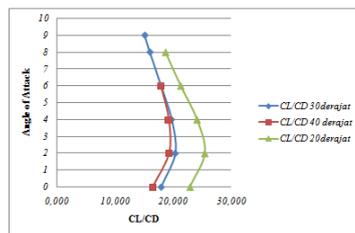
- Perbandingan terhadap sudut *sweep*  $20^\circ$  dan  $40^\circ$



**Gambar 12** Grafik perbandingan  $C_L$  terhadap sudut serang pesawat berdasarkan sudut *sweep*



**Gambar 13** Grafik perbandingan  $C_D$  terhadap sudut serang pesawat berdasarkan sudut *sweep*



**Gambar 14** Grafik perbandingan  $C_L/C_D$  terhadap sudut serang pesawat berdasarkan sudut *sweep*

Dari perbandingan diatas, didapat bahwa sudut sweep 20<sup>0</sup> lebih baik performanya dibanding sudut 30<sup>0</sup> dan 40<sup>0</sup>. Namun mengubah sudut sweep menjadi 20<sup>0</sup> dapat mengubah titik CoG dan diharuskan perhitungan tambahan.

#### Simulasi *Fixed Angle of Attack*

##### Data Simulasi *Fixed Angle of Attack*

Hasil simulasi kemudian dirangkum dan dibuat tabel-tabelnya. Hasil ini meliputi perubahan-perubahan  $C_L/C_D$ ,  $C_D$ ,  $C_L$  dan efisiensi pesawat. Hasilnya adalah sebagai berikut :

**Tabel 7** Karakteristik pesawat saat sudut serang 0<sup>0</sup>

V	$C_L/C_D$	Efficiency	$C_D$	$C_L$
2	5.149	0.807	0.051	0.262
4	8.875	0.807	0.030	0.262
6	11.415	0.807	0.023	0.262
8	13.342	0.807	0.020	0.262
10	14.7	0.807	0.018	0.262
12	15.634	0.807	0.017	0.262
14	16.464	0.807	0.016	0.262
16	17.258	0.807	0.015	0.262
18	17.931	0.808	0.015	0.262

**Tabel 8** Karakteristik pesawat saat sudut serang 5<sup>0</sup>

V	$C_L/C_D$	Efficiency	$C_D$	$C_L$
2	5.870	0.722	0.099	0.578
4	11.358	0.722	0.051	0.578
6	14.435	0.722	0.040	0.578
8	16.166	0.722	0.036	0.578
10	17.230	0.722	0.034	0.578
12	17.938	0.722	0.032	0.578
14	18.324	0.722	0.032	0.578
16	18.637	0.722	0.031	0.578
18	18.886	0.722	0.031	0.578

## Kesimpulan

Setelah dilakukan perhitungan, perancangan dan simulasi , maka didapatkan hasil dari perancangan pesawat *flying wing* elektrik adalah sebagai berikut :

- $W_E$ (berat kosong) : 2.6 kg
- $W_{TO}$  (berat *take off*) : 3.5 kg
- *Power loading* : 50 Watt/kg
- *Wing Loading* : 5 kg/m<sup>2</sup>
- Motor : Motor dengan thrust 3,5 kg.
- Baterai : Baterai 4cell kapasitas 5000 mAh
- Panjang *Fuselage* : 1.05 m
- Diameter *Fuselage* : 0.12 m
- S (luas sayap) : 0.7 m<sup>2</sup>
- AR (Aspek Rasio) : 7
- Bw (*Wing Span*) : 2.2 m
- $\lambda_w$ (*Taper Ratio*) : 0.5
- Cr (*Root chord*) : 0.42 m
- Ct (*Tip chord*) : 0.21 m
- $\Lambda$  (*Sudut sweep*) : 30<sup>0</sup>
- *Wing Incidence* : 2<sup>0</sup>
- Tipe Wingtip : *End -plate*
- Tipe Airfoil : NACA 4412
- MAC : 0.3267 m
- y : 0.49 m
- Xn : 0.375 m
- $C_L$  : 0.39
- $C_D$  : 0.019
- $C_L/C_D$  : 20.322

## Referensi

- [1] Raymer, D.P, 1992, Aircraft Design : A Conceptual Approach, 2<sup>nd</sup> ed, AIAA Education Series, Washington, DC
- [2] Kontogiannis, G.S, Ekterinaris, J.A., 2013, Design, performance evaluation and optimization of a UAV, Elsevier
- [3] Concrete, Team, 2008, Aircraft Design Report, Massachusetts Institute of Technology
- [4] Gur, O., Rosen, A., 2009, Optimizing Electric Propulsion Systems for Unmanned Aerial Vehicle, Research Gate
- [5] Karakas, H., Koyuncu, E., Inalhan, G., 2012, ITU Tailles Design, Journal International Robot System.
- [6] Birk, A., Wiggerich, B., Bulow, H., Pfingsthorn, M, Schwertfeger, S., 2011, Safety, Security, and Rescue Missions with an Unmanned Aerial Vehicle, Journal International Robot System.
- [7] Kuhlman, B., 2008, RC Soaring Digest, B2Streamlines