

# Preliminary Design dan Analisis Weight and Ballance Surveillance Mapping UAV Tricopter V-TOL Tilt Rottor 2 Meter Wing Span

**P V Lesalli**

Program Studi Teknik Dirgantara, Fakultas Teknologi Kedirgantaraan, Institut Teknologi Dirgantara Adisutjipto

Email korespondensi : lesalliprytha@gmail.com

Received Feb 15, 2022; Accepted Feb 22, 2022; Published Mar 8, 2022

**Abstrak.** *Preliminary design* merupakan langkah yang dilakukan untuk merancang pesawat udara, sebelum dilakukanya *detail design* dan analisis lebih lanjut. UAV (Unmanned Aerial Vehicle) *Surveillance* dan *Mapping* umumnya digunakan untuk memantau serta memetakan suatu wilayah dengan berbagai macam tujuan. Perancangan awal pesawat UAV ini dilakukan untuk menentukan *wing loading*, *power weight ratio* serta untuk mencari nilai luas sayap dan power motor yang diperlukan untuk menunjang UAV secara analitik yang menggunakan 3 motor dengan kemampuan *take-off* dan *landing* secara *vertical* serta motor dapat melakukan *tilting* supaya pesawat dapat melaju secara *horizontal* dengan kecepatan *cruise* 16 m/s dan kecepatan maksimal 24 m/s. Mencari nilai massa dan titik pusat massa *airframe* UAV dengan memasukan properti beberapa material berupa massa jenis pada komponen-komponen *airframe* menggunakan *software* CATIA V5, hasil analisis massa *airframe* menggunakan CATIA digabungkan dengan komponen-komponen UAV yang lain sehingga didapatkan massa total dan titik pusat massa UAV. Didapatkan massa total 6165 gr, luas sayap 0,575 m<sup>2</sup>, *power requirement* 395 W, serta pusat massa sebesar 141.183mm dibelakan *leading edge chord root*.

**Kata kunci:** *Preliminary Design, UAV V-TOL, Weight and Balance*

## 1. Pendahuluan

UAV atau *Unmanned Aerial Vehicle* merupakan wahana udara *remotely pilot* atau *self piloted* yang dapat digunakan untuk mengangkut *payload* berupa kamera, sensor dan perangkat komunikasi dimana untuk keseluruhan operasional penerbangan dilakukan tanpa menggunakan pilot didalam pesawat[1]. Salah satu pemanfaatan UAV adalah *surveillance* contoh aktivitas *surveillance* adalah untuk *search and rescue*, pemantauan titik api di hutan, pemantauan lalu lintas, penegakan hukum dan militer[2]. Dalam bidang geomatika UAV diaplikasikan di lapangan sebagai platform akuisisi data, UAV fotogrametri sebagai aplikasi baru untuk *close-range aerial domain*, menawarkan alternatif *low-cost* dibanding *classical manned aerial photogrammetry* untuk skala besar *topographic mapping* dan *detailed 3d recording of ground information* yang saling melengkapi [3].

Pengembangan UAV *low-cost platforms* yang dikombinasi dengan *amateur* atau *SRL digital cameras* dan GNSS/INS yang digunakan untuk navigasi platform yang diperlukan untuk mendapatkan titik akuisisi dan *possibly perform direct geo-referencing*, UAV merupakan platform yang sangat penting dan sebagai solusi untuk mempelajari serta menjelajahi lingkungan [3].

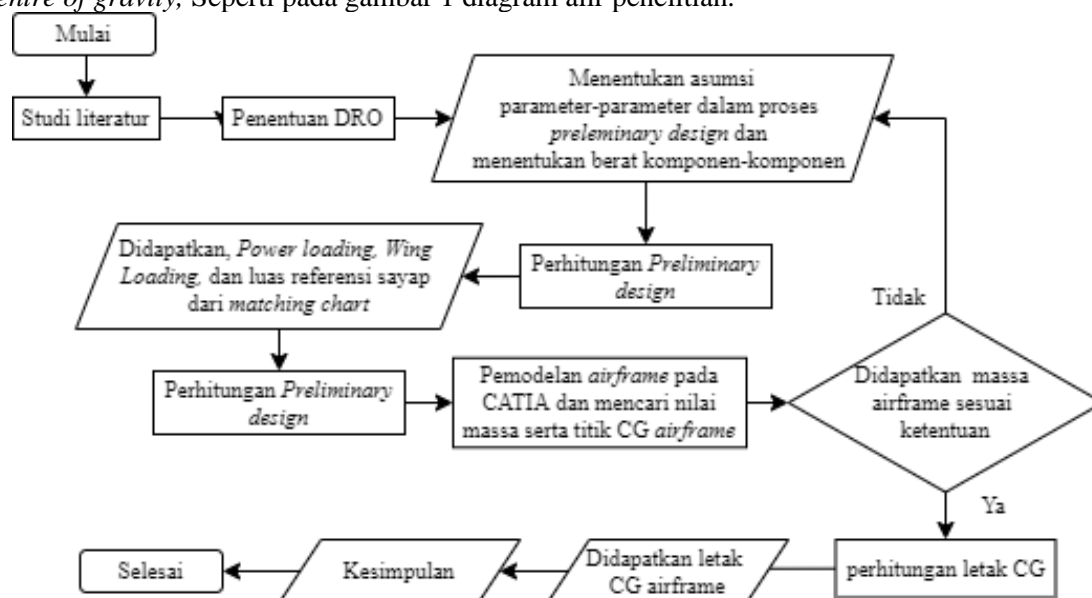
*Conceptual design* merupakan langkah awal untuk melakukan perancangan UAV yang dapat menentukan untuk pengembangan berikutnya termasuk biaya dan jadwal pengembangan. Dengan menentukan konfigurasi dan beberapa konsep, ditentukan dalam proses *conceptual design* [1]. Konfigurasi UAV yang

sering digunakan untuk pemetaan udaran adalah *fixed wing* dan *multi rotor*. *Multi rotor* memiliki kestabilan yang lebih baik dibanding dengan *fixed wing*, namun *fixed wing* umumnya lebih hemat daya dibanding *multi rotor* karena jumlah penggerak *fixed wing* yang lebih sedikit dibanding dengan *multi rotor*[4]. Proses yang dilakukan untuk menentukan parameter-parameter dasar dikerjakan dalam proses *preliminary design*, beberapa parameter tersebut ialah *maximum take-off weight*, *weight total*, luas referensi sayap, gaya dorong atau *power* dari engine dan beberapa data autopilot [1]. Penggunaan *tilt rotor* atau *transitional aircraft system* merupakan pesawat yang dapat terbang dengan mode *fixed-wing aircraft* dan *rotorcraft*, pesawat *fixed-wing* memiliki keterbatasan dalam melaju pada kecepatan rendah namun pesawat dapat memiliki *endurance*, *range* terbang, *payload* dan ketinggian terbang yang lebih dibanding *rotorcraft*. Penggabungan kedua mode ini dapat meningkatkan keandalan pesawat dalam menjalankan misi yang dapat *take-off* secara *vertical* dan memiliki keunggulan *payload*, *range* dan *endurance* pesawat *fixed-wing*[5].

*Weight* atau berat adalah gaya gravitasi yang menarik benda ke pusat bumi. Kekuatan gravitasi berpengaruh pada massa pesawat, sedangkan beban pesawat tergantung pada beban pesawat itu sendiri dan jumlah muatannya. *Balance* atau keseimbangan mengacu pada lokasi *center of gravity* (CG) pesawat terbang. Ini merupakan hal yang terpenting bagi keamanan dan kenyamanan selama penerbangan [6]. Ketika total nilai dari momen (*weight x arm*) pesawat yang bergerak searah dengan jarum jam sebanding dengan total nilai momen pesawat yang bergerak tidak searah dengan jarum jam, maka kondisi tersebut dinamakan *balance* (seimbang) [7].

## 2. Metode Penelitian

Penelitian ini menggunakan metode pengumpulan data, perhitungan secara analitik untuk menentukan parameter yang dihasilkan oleh *preliminary design* dan pemodelan serta mendapatkan nilai berat airframe menggunakan *software* CATIA, dilanjutkan proses perhitungan *weight and balance* sehingga didapatkan titik *centre of gravity*, Seperti pada gambar 1 diagram alir penelitian.



Gambar 1. Diagram Alir Penelitian

### 2.1. Penentuan Design Requirements Object

Desain UAV dimulai dengan menginisiasi beberapa *requirements* termasuk misi, profil dan spesifikasi misi yang berisi tujuan dari UAV tersebut [1]. Tabel 1 menunjukkan DRO dari UAV pada penelitian ini.

Tabel 1. Design Requirements Object

No.	Parameter	Keterangan
1.	<i>UAV class</i>	<i>Hybrid</i>
2.	Total weight	13.6 lb
3.	Service ceiling	2000 ft ASL
4.	<i>Take-off and landing</i>	<i>Vertical and hand launch</i>
5.	<i>Propulsion</i>	3 x <i>Brushless motors</i>
6.	Misi terbang	<i>Surveillance dan mapping</i>

## 2.2. Asumsi Parameter Desain dan Massa Komponen

Tabel 2 menunjukkan beberapa asumsi parameter untuk melakukan perhitungan *preliminary design*.

**Tabel 2.** Asumsi Parameter

No.	Parameter	Simbol	Nilai
1.	<i>Air density ratio</i>	$\sigma$	0.94
2.	<i>Wing aspect ratio</i>	Ar	7
3.	<i>Oswald number</i>	e	0.815
4.	<i>Induce drag</i>	k	0.049
5.	<i>Propeller efficiency</i>	$\eta_p$	0.8
6.	<i>Take-off distance</i>	Sto	40 m
7.	<i>Air density</i>	$\rho$	0.00238 slug/ft <sup>3</sup>
8.	<i>Maximum speed</i>	Vm	24m/s = 72.18ft/s
9.	<i>Drag Coefficient at zero lift</i>	C <sub>D0</sub>	0.025
10.	<i>Maximum cl/cd</i>	cl/cd max	12
11.	<i>Ground Take off efficiency</i>	$\mu$	0
12.	<i>Maximum Lift Coefficient</i>	C <sub>lmax</sub>	14
13.	<i>Take off Drag Coefficient</i>	C <sub>DTO</sub>	0.035
14.	<i>Drag Coefficient at Ground</i>	C <sub>DG</sub>	0.035
15.	<i>Rotation Lift Coefficient</i>	C <sub>LR</sub>	1.157
16.	<i>Stall Speed</i>	V <sub>s</sub>	12 m/s = 39.4 ft/s
17.	<i>Take off Speed</i>	V <sub>to</sub>	43.34 ft/s
18.	<i>Rate off Climb</i>	ROC	5 m/s = 984.24ft/min
19.	<i>Rate of Climb Ceiling</i>	ROCc	2 ft/min

Tabel 3 merupakan massa komponen-komponen UAV.

**Tabel 3.** Massa Komponen UAV

No.	Instrument	Mass (gr)
1.	Flight Controller PX-4	32
2.	Power Module	43
3.	Electric Speed Controller (3PCS)	78
4.	Metal Gear Servo E-Max (4 pcs)	48
5.	Servo 3,5kg Cm (3 PCS)	51
6.	Roover Telemetry	14
7.	Video Transmitter	30
8.	FPV / Surveillance Camera	25
9.	Rx Receiver	15
10.	GPS Module PX-4	30
11.	Brushless T-Mottors AT2826 900 KV (3 PCS)	525
12.	Propeller 1047 (3 PCS)	24
13.	Tattu battery 10000 mAh	876
14.	GNSS Module Emlid Reach M2	35
15.	GNSS Roover Antenna Emlid	29
16.	Camera Sony A6000	411
17.	Voltage Stepdown	5
18.	Airframe	3894

Dari data tabel 3 didapatkan massa total pesawat adalah 6165 gr atau 13.6 lb dan berat (W) 60.48 N.

### 2.3. Wing Loading and Power Loading

Dari beberapa parameter seperti *maximum speed*, *take-off run*, *rate of climb*, dan *ceiling absolut*, akan didapatkan persamaan-persamaan yang ditampilkan dalam grafik *matching chart* untuk menentukan *power loading*  $\left[\frac{W}{P}\right]$  dan *wing loading*  $\left[\frac{W}{S}\right]$ , untuk menentukan luas sayap dan power yang diperlukan.

#### 2.3.1 Maksimum Speed

Kecepatan pesawat diasumsikan pada *sea level*. Seluruh hasil dikali 550 untuk mengkonversi lb/(lb-ft/sec) ke lb/hp.

$$\left[\frac{W}{Psl}\right]_{Vmax} = \frac{\eta p (550)}{0.5 \rho v_{max}^3 C_{D0} \frac{1}{[w/s]} + \frac{2K}{\rho \sigma v_{max}} \left[\frac{W}{s}\right]} \quad (1)$$

$$\left[\frac{W}{Psl}\right]_{Vmax} = \frac{440}{\frac{11.188}{[w/s]} + 0.607 \left[\frac{W}{s}\right]} \quad (2)$$

### 2.3.2 Take-off Run

*Take off Run* merupakan *requirement* pesawat untuk fase *take-off*. Seluruh hasil dikali 550 untuk mengkonversi lb/(lb·ft/sec) ke lb/hp.

$$\left[\frac{W}{P}\right]_{Sto} = \frac{1 - \exp(0.6\rho g C_{DG} STO \frac{1}{W})}{\mu - \left[\mu + \frac{C_{DG}}{C_{LR}}\right] \left[\exp(0.6\rho g C_{DG} STO \frac{1}{W})\right]} \frac{\eta p}{V_{to}} (550) \quad (3)$$

$$\left[\frac{W}{P}\right]_{Sto} = \frac{1 - \exp\left[0.144 \frac{1}{W/S}\right]}{-\left[\frac{0.035}{1.157}\right] \left\{\exp\left[0.144 \frac{1}{W/S}\right]\right\}} 8.88 \quad (4)$$

### 2.3.3 Rate of Climb

Perhitungan ini digunakan untuk fase *climb*. Seluruh hasil dikali 550 untuk mengkonversi lb/(lb·ft/sec) ke lb/hp.

$$\left[\frac{W}{P}\right]_{Roc} = \frac{1}{\frac{ROC}{\eta p} + \sqrt{\frac{2}{2\sqrt{\frac{SC_{D0}}{K}}}} \left[\frac{W}{s}\right] \left[\frac{1.155}{(L/D)_{max}\eta p}\right]} \quad (5)$$

$$\left[\frac{W}{P}\right]_{Roc} = \frac{550}{24.612 + \sqrt{0.808 \left[\frac{W}{s}\right]} [0.12]} \quad (6)$$

### 2.3.4 Ceiling Absolut

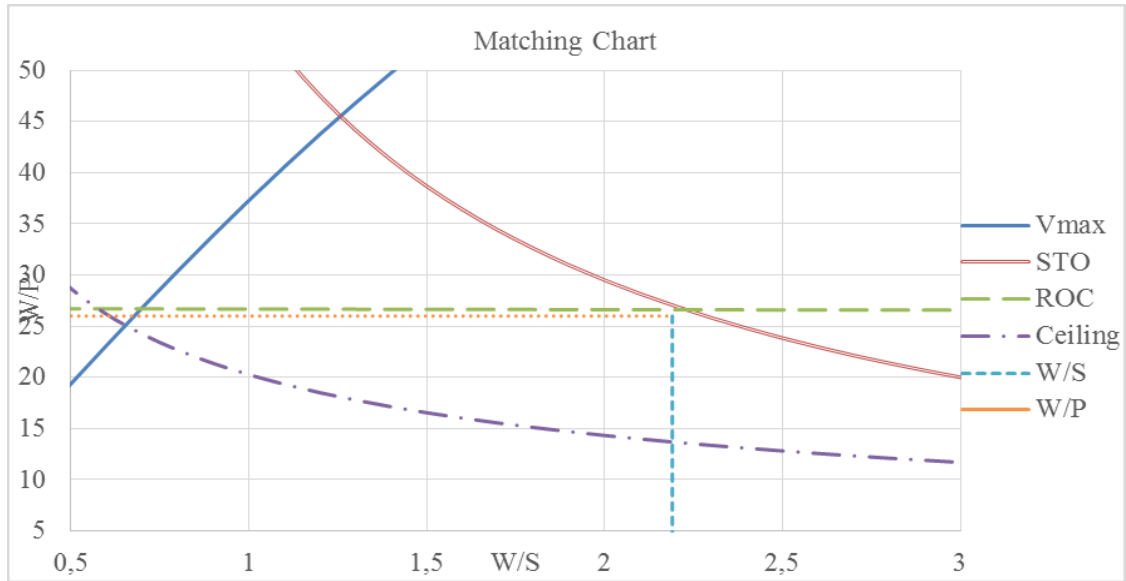
*Ceiling absolut* merupakan parameter ketika pesawat terbang dalam ketinggian maksimum, Seluruh hasil dikali 550 untuk mengkonversi lb/(lb·ft/sec) ke lb/hp.

$$\left[\frac{W}{P}\right]_C = \frac{\sigma c}{\frac{ROCC}{\eta p} + \sqrt{\frac{2}{\rho c \sqrt{\frac{SC_{D0}}{K}}}} \left[\frac{W}{s}\right] \left[\frac{1.155}{(L/D)_{max}\eta p}\right]} \quad (7)$$

$$\left[\frac{W}{P}\right]_C = \frac{517}{2.5 + \sqrt{722.6 \left[\frac{W}{s}\right]} [0.12]} \quad (8)$$

### 2.3.5 Grafik Matching Chart

Dari perhitungan diatas didapatkan *matching chart* seperti pada gambar 2.



Gambar 2. Matching Chart

Dari grafik tersebut didapatkan nilai *wing loading*  $\left[\frac{W}{S}\right]$  sebesar 2.19 dan *power loading*  $\left[\frac{W}{P}\right]$  sebesar 26. Sehingga didapatkan luas sayap dan *power requirement* sebagai berikut.

### 2.3.6 Luas Sayap

Luas sayap atau *wing area requirement* merupakan luas minimum yang harus dimiliki pesawat.

$$s = \frac{WTO}{(W/S)} = \frac{14}{2.19} = 6.2 \text{ ft}^2 = 0.575 \text{ m}^2 \quad (9)$$

### 2.3.7 Power Requirements

*Power requirement* merupakan power minimum yang harus dimiliki pesawat, untuk pesawat dengan propeller.

$$P = \frac{WTO}{(W/P)} = \frac{14}{26} = 0.53 \text{ hp} = 395 \text{ W} \quad (10)$$

## 2.4 Wing and Tail Design

### 2.4.1 Wing Geometry

Dengan nilai sudut *swept* pada 0.25 chord ( $\Lambda_{0.25} = 0^\circ$ ), *tapper ratio* ( $\lambda = 0.7$ ), *span* ( $b = 2 \text{ m}$ ) dan luas sayap ( $s = 0.575 \text{ m}^2$ ) maka perhitungan *chord root* ( $Cr$ ), *Chord tip* ( $Ct$ ) dan *Mean Aerodynamic chord* ( $Mac$ ) adalah sebagai berikut.

$$Cr = \frac{s}{0.5(1+\lambda)b} = \frac{0.575}{0.5(1+0.7)2} = 0.338 \text{ m} \quad (10)$$

$$Ct = Cr \cdot \lambda = 0.338 \times 0.7 = 0.237 \text{ m} \quad (11)$$

$$Mac = \frac{s}{b} = \frac{2}{3} Cr \frac{1+\lambda+\lambda^2}{1+\lambda} = \frac{2}{3} \cdot 0.338 \frac{1+0.7+0.7^2}{1+0.7} = 0.290 \text{ m} \quad (12)$$

### 2.4.2 Tail Geometry

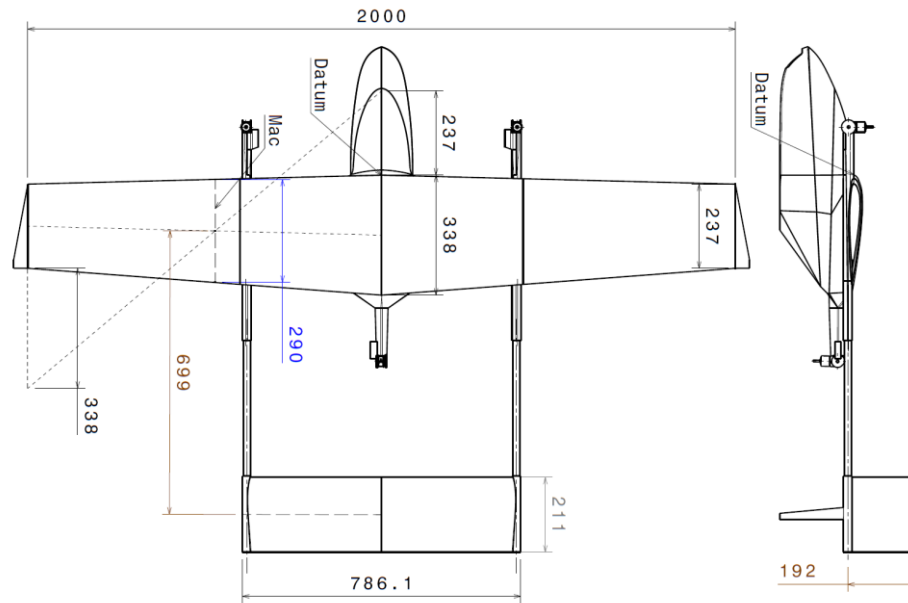
Dengan nilai  $\bar{V}_h = 0.692$ ,  $\bar{V}_v = 0.054$ ,  $X_h = 0.699$  dan  $X_v = 0.699$  didapatkan luas *horizontal stabilizer* ( $Sh$ ), *chord horizontal stabilizer* ( $Ch$ ) *chord vertical stabilizer* ( $Cv$ ) dan luas *vertical stabilizer* ( $Sv$ ) sebagai berikut.

$$Sh = \frac{\bar{V}_h S Mac}{X_h} = \frac{0.694 \times 0.575 \times 0.287}{0.699} = 0.165 \text{ m}^2 \quad (13)$$

$$Sv = \frac{\bar{V}_v S b}{X_v} = \frac{0.054 \times 0.575 \times 2}{0.699} = 0.088 \text{ m}^2 \quad (14)$$

$$Ch = Cv = \frac{Sh}{0.5(1+\lambda)bh} = \frac{0.165}{0.5(1+1)0.782} = 0.211 \text{ m} \quad (15)$$

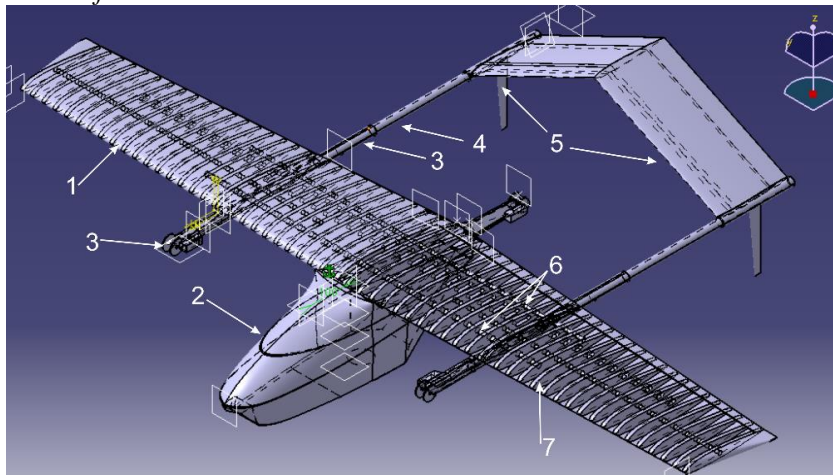
Berdasarkan perhitungan di atas, didapatkan geometri seperti yang ditampilkan pada gambar 3 menggunakan airfoil NACA 23112 untuk *wing* dan NACA 0009 untuk stabilizer.



**Gambar 3.** Geometri Pesawat

**2.5** Perhitungan CG Airframe

Perhitungan CG *airframe* dilakukan dengan memasukan nilai massa jenis material untuk seluruh komponen *airframe*, sehingga didapatkan massa total dan lokasi CG dari *airframe*. Gambar 3 menunjukan pembagian komponen *airframe*.



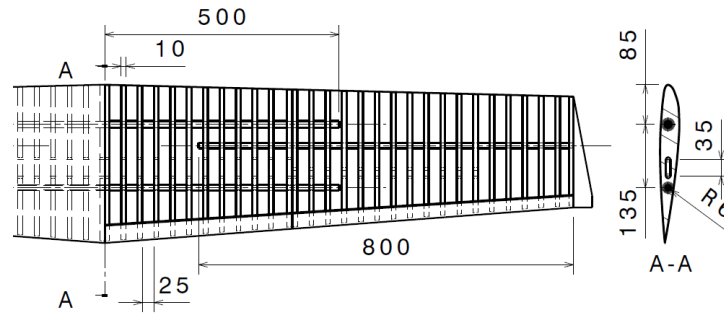
**Gambar 4.** Komponen Airframe

Berdasarkan komponen tersebut dimasukan nilai massa jenis komponen berdasarkan tipe material seperti pada tabel 4.

**Tabel 4.** Material dan Massa Jenis Komponen

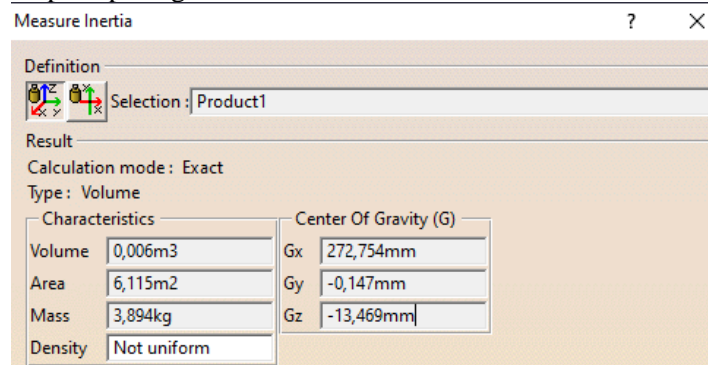
No.	Komponen	Material	Massa Jenis (kg/m <sup>3</sup> )
1.	Wing Surface	Hippe EP GC 201 Woven Glass Cloth	
2.	Fuselage	Reinforced Epoxy Resin	1900
3.	Wing Arm		
4.	Tailboom	Solvay 890 RTM Resin – Woven Carbon	1200
5.	Tail	Fabric Composite	
6.	Carbon Tube	DowAksa CFU10T Light Weight Undirectional Carbon Fabric	1800
7.	Ribs	Tropical Balsa Wood	160

*Fuselage* memiliki ketebalan 2 mm, selebihnya *skin arm*, *wing surface*, *tailboom*, *tail* dan *carbon tube* memiliki ketebalan 1 mm. Struktur sayap menggunakan *ribs* yang ditopang *carbon tube* diameter 12 mm, dengan jumlah *ribs* 60 buah seperti gambar 5.



**Gambar 5.** Struktur *Ribs* Sayap

Berdasarkan data tersebut yang dimasukkan ke dalam material properties dari *Catia* didapatkan data posisi CG dan massa *airframe* seperti pada gambar 6.



**Gambar 6.** Massa dan CG *Airframe*

## 2.6 Perhitungan Posisi CG Pesawat

Berdasarkan data-data di atas didapatkan dengan menggabungkan komponen-komponen dengan posisi peletaknya berdasarkan sumbu x, y, dan z.

**Tabel 5.** Posisi

No.	Instrument	W (gr)	Cg X	Cg Y	Cg Z	x.w	y.w	z.w
1.	Flight Controller PX-4	32	-100	0	-37	-3200	0	-1184
2.	Power Module	43	30	0	-40	1290	0	-1720
3.	ESC 1	26	-30	-380	0	-780	-9880	0
4.	ESC 2	26	-30	380	0	-780	9880	0
5.	ESC 3	26	150	0	-40	3900	0	-1040
6.	Metal Gear Servo E-Max 1	12	180	-770	-5	2160	-9240	-60
7.	Metal Gear Servo E-Max 2	12	180	770	-5	2160	9240	-60
8.	Metal Gear Servo E-Max 3	12	960	-200	80	11520	-2400	960
9.	Metal Gear Servo E-Max 4	12	960	200	80	11520	2400	960
10.	Servo 3,5kg Cm 1	17	-110	-360	-15	-1870	-6120	-255
11.	Servo 3,5kg Cm 2	17	-110	360	-15	-1870	6120	-255
12.	Servo 3,5kg Cm 3	17	490	-20	-45	8330	-340	-765
13.	Roover Telemetry	14	-220	60	-70	-3080	840	-980
14.	Video Transmitter	30	-220	-60	-70	-6600	-1800	-2100
15.	FPV / Surveillance Camera	25	-340	0	-170	-8500	0	-4250
16.	Rx Receiver	15	30	-70	-45	450	-1050	-675
17.	GPS Module PX-4	30	-100	0	0	-3000	0	0



18.	Brushless + prop 1	183	-220	-380	-15	-40260	-69540	-2745
19.	Brushless + prop 2	183	-220	380	-15	-40260	69540	-2745
20.	Brushless + prop 3	183	606	0	-45	110898	0	-8235
21.	Tattu battery 10000 mAh	876	-290	0	-160	-254040	0	-140160
22.	GNSS Module Emlid Reach M2	35	-50	0	-80	-1750	0	-2800
23.	GNSS Rover Antenna Emlid	29	50	0	40	1450	0	1160
24.	Camera Sony A6000	411	50	0	180	20550	0	73980
25.	Voltage Stepdown	5	10	0	-80	50	0	-400
26.	Airframe	3894	272.754	-0.147	-13.483	1062104	-572.418	-52502.8
	$\Sigma$	6165				870392	-2922,4	-145872

Dari data di atas digunakan persamaan berikut untuk mencari nilai Cg x ( $\bar{x}$ ), Cg y ( $\bar{y}$ ), Cg z ( $\bar{z}$ ).

$$\bar{x} = \frac{\sum xw}{W} = \frac{870392}{6165} = 141.183 \text{ mm} \quad (16)$$

$$\bar{y} = \frac{\sum yw}{W} = \frac{-2922.4}{6165} = -0.474 \text{ mm} \quad (17)$$

$$\bar{z} = \frac{\sum zw}{W} = \frac{-145572}{6165} = -23.611 \text{ mm} \quad (18)$$

Berdasarkan data di atas didapatkan lokasi cg pada sumbu X 141.183 mm sumbu Y -0.474 mm dan sumbu Z -23.611 mm dari datum.

### 3. Kesimpulan

Dari hasil analisis diatas didapatkan hasil sebagai berikut:

1. WTO pesawat didapatkan sebesar 13.36 lb, W/P sebesar 26, W/S 2.19, luas sayap **0.575 m<sup>2</sup>** *power requirements* sebesar 395 W.
2. Luas referensi *vertical stabilizer* adalah 0.088 m<sup>2</sup> dan luas *horizontal stabilizer* 0.165 m<sup>2</sup>.
3. Lokasi CG pada sumbu X 141.183 mm, sumbu Y -0.474 mm, dan sumbu Z -23.611 mm dari datum.

### 4. Daftar Pustaka

- [1] Sadraey M H 2020 Design of Unmanned Aerial System (Manchester: John Wiley and Sons Ltd)
- [2] Olsson PM, Kvarnström J, Doherty P, Burdakov O, Holmberg K 2010 Generating UAV communication networks for monitoring and surveillance vol 11 (Singapore: the international conference on control automation robotics & vision 2010) P. 1070-1077
- [3] Nex F, Remondino F 2014 UAV for 3D mapping applications: a review. (Applied geomatics) P.1-5.
- [4] Suroso, I 2018 Analisis Peran Unmanned Aerial Vehicle Jenis Multicopter dalam Meningkatkan Kualitas Dunia Fotografi Udara di Lokasi Jalur Selatan Menuju Calon Bandara Baru di Kulonprogo vol 14 (REKAM: Jurnal Fotografi, Televisi, Animasi) P. 17-25
- [5] Kamal A, Ramirez-Serrano A 2018 Development of a preliminary design methodology for transitional UAV (AIAA Aerospace Sciences Meeting 2018) P. 1006
- [6] Weight and Balance Handbook FAA-h-8083-1B (2016)
- [7] International Air Transport Association (IATA) (1986:7)
- [8] Roskam J 1985 Airplane Design: Preliminary sizing of airplanes (DARcorporation)
- [9] Peery DJ 2011. Aircraft structures (Courier Corporation)
- [10] <http://www.matweb.com/> (diakses tahun 2022)
- [11] Boon M A, Drijfhout, A P, & Tesfamichael S 2017 Comparison of a fixed-wing and multi-rotor UAV for environmental mapping applications: A Case Study. The International Archives of Photogrammetry (Remote Sensing and Spatial Information Sciences) P.42 – 47.