

## DAFTAR TABEL

Tabel 3. 1 Data perancangan UAV.....	10
Tabel 3. 2 Data massa dan letak komponen.....	12
Tabel 3. 3 Spesifikasi mikrokontroler Arduino Uno .....	14
Tabel 3. 4 Spesifikasi Sunnysky X2216 1250kv.....	15
Tabel 3. 5 Spesifikasi ESC 40A 2-4s .....	16
Tabel 3. 6 Spesifikasi Propeller APC 1047.....	17
Tabel 3. 7 Spesifikasi <i>Power supply switching</i> 12V 30A .....	18
Tabel 3. 8 Spesifikasi ultrasonik HC – SR04.....	18
Tabel 4. 1 Data Perancangan UAV.....	22
Tabel 4. 2 Perbandingan perancangan dan manufaktur.....	23
Tabel 4. 3 Hasil pengukuran kecepatan putar motor.....	24
Tabel 4. 4 Hasil uji terbang pertama.....	25
Tabel 4. 5 Hasil uji terbang kedua.....	25
Tabel 4. 6 Hasil uji terbang ketiga.....	25

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Bandara (Bandar udara) adalah lapangan terbang yang dipergunakan oleh pesawat terbang untuk mendarat atau lepas landas, naik turun penumpang, dan atau bongkar muat kargo dan atau pos, serta dilengkapi dengan fasilitas keselamatan penerbangan dan sebagai tempat perpindahan antar moda. Bandar udara merupakan area yang secara teratur digunakan untuk mendarat dan lepas landas pesawat [1].

Seiring dengan perkembangan sistem transportasi udara, pada umumnya ditandai dengan banyaknya penelitian dan pengembangan mengenai pesawat tanpa awak atau biasa disebut UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*). Serta peningkatan dan penambahan fasilitas lapangan terbang di beberapa daerah di Indonesia, salah satunya mengenai perencanaan pengembangan bandara di kabupaten Rokan Hulu yang tertuang dalam rencana tata ruang wilayah (RTRW) tahun 2005-2020 [2].

Penelitian dan pengembangan UAV membutuhkan sebuah landasan yang cukup luas untuk melakukan uji coba, karena UAV jenis *fixed wing* (menyerupai pesawat terbang komersil) membutuhkan lahan yang cukup luas agar dapat melakukan *take off*. Berbeda dengan jenis *multicopter* (menyerupai helikopter) yang memiliki metode *take off* secara vertikal. Namun, terkadang sangat sulit menemukan sebuah tempat yang cukup luas untuk menerbangkan sebuah UAV jenis *fixed wing* tersebut sehingga menjadi sebuah kendala yang perlu diatasi.

Pada tugas akhir ini telah dilakukan perancangan dan perakitan mengenai perpaduan antara UAV jenis *fixed wing* dan jenis *multicopter*. Perancangan difokuskan pada bagian pemilihan komponen, dan pada akhirnya menghasilkan sebuah UAV jenis *fixed wing* yang mampu untuk lepas landas secara vertikal dan mampu mengatasi kendala mengenai kebutuhan tempat untuk melakukan lepas landas. Kemudian telah dilakukan analisis mengenai pengaruh dan hubungan dari kecepatan putar motor *brushless* terhadap perubahan ketinggian.

## 1.2 Rumusan Masalah

Rumusan masalah dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Bagaimana perancangan untuk UAV jenis *fixed wing* agar dapat *take off* secara vertikal?
2. Bagaimana pengaruh perubahan kecepatan putar motor *brushless* terhadap perubahan ketinggian UAV?

## 1.3 Tujuan Penelitian

Tujuan dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Merancang UAV jenis *fixed wing* yang mampu *take off* secara vertikal.
2. Mengetahui pengaruh perubahan kecepatan putar motor *brushless* terhadap perubahan ketinggian UAV.

## 1.4 Batasan Masalah

Batasan masalah dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut :

1. Desain *airframe* menggunakan desain UAV VTOL (*Vertical Take off Landing*) yang sudah ada.
2. Perancangan hanya difokuskan pada bagian pemilihan komponen.
3. Pengujian dilakukan diruangan tertutup.
4. Pengujian dilakukan dengan mengabaikan kestabilan UAV ketika di udara.
5. *Take off* dilakukan secara vertikal.

## 1.5 Metodologi Penelitian

Metodologi yang digunakan dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut.:

1. Studi literatur  
Pada tahap ini dilakukan kajian pustaka dari berbagai sumber seperti artikel, materi perkuliahan, buku, maupun video tutorial yang tujuannya untuk mendukung penelitian ini.
2. Perancangan sistem  
Pada tahap ini dilakukan perancangan terhadap *air frame* dan juga pemilihan komponen.

3. Perakitan *airframe*

Pada tahap ini, *air frame* yang telah melalui tahapan perancangan akan segera dirakit dengan bahan – bahan yang sesuai.

4. Pengambilan data dan analisis

Pada tahap ini akan dilakukan pengambilan data terhadap UAV yang telah selesai dirakit dan kemudian dilakukan analisis terhadap berbagai aspek yang telah ditentukan.

## **BAB II**

### **TINJAUAN PUSTAKA**

#### **2.1 UAV (Unmanned Aerial Vehicle)**

*Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) merupakan sebuah teknologi wahana udara tanpa awak yang dapat dikendalikan dari jarak jauh oleh seorang pilot ataupun mampu mengendalikan dirinya sendiri. Penelitian mengenai pengembangan UAV telah banyak dilakukan diberbagai negara tak terkecuali Indonesia. Beberapa penelitian dilakukan salah satunya oleh Mochamad Nurdiansyah (2011) mengenai perancangan dan implementasi kontroler PID untuk *tracking waypoint* pada sistem navigasi UAV berbasis GPS (*Global Positioning System*) yang menghasilkan sebuah sistem sehingga UAV dapat terbang sesuai dengan jalur yang telah ditentukan secara otomatis dan mampu mengatasi masalah kestabilan terbang UAV. Penelitian mengenai perpaduan antara UAV jenis *fixed wing* dengan jenis *multicopter* juga pernah dilakukan oleh Svetoslav Zabunov, Petar Getsov, dan Gro Mardirossiana (2014) yang berjudul “XZ-4 Vertical Takeoff and Landing Multi-Rotor Aircraft” mengenai sebuah perancangan UAV jenis *Vertical Takeoff and Landing* (VTOL). [3]

#### **2.2 Rule of Thumb**

*Rule of Thumb* adalah sebuah aturan yang singkat dan cepat untuk menentukan daya motor yang dibutuhkan. Aturan tersebut berkaitan dengan *power loading* suatu pesawat. *Power loading* itu sendiri merupakan perbandingan antara daya motor terhadap berat pesawat dan juga menggambarkan seberapa besar daya yang dimiliki UAV dengan berat tertentu [4]. Pemilihan motor perlu dilakukan karena motor merupakan penentu performa secara keseluruhan. Dalam pemilihan motor, harus ditentukan terlebih dahulu performa apa yang diharapkan, apakah UAV ingin bermanuver seperti *aerobatic*, *slowflyer* dan sebagainya. Dari pemilihan tersebut, akan digunakan satu parameter yang mewakili performa dari pesawat tersebut berdasarkan *Rule of Thumb*.

Berikut ini adalah nilai - nilai *power loading* yang disarankan untuk beberapa kategori.

<110 W/kg = pesawat yang sangat ringan, *slowflyer*

110-176 W/kg = Gliders, Park flyers, Trainers

176-264 W/kg = *Sport flying* dan Aerobatic

264-397 W/kg = Aerobatic tingkat atas, 3D dan EDF

397-441 W/kg = Jet berkecepatan tinggi

Dengan mengetahui *power loading*, dan berat pesawat yang diinginkan, dapat diketahui daya yang dibutuhkan oleh motor.

$$Daya = Berat terbang \times Power loading \quad (2.1)$$

Namun untuk mendapatkan nilai aman, daya tersebut dibagi dengan efisiensi motor, efisiensi *propeller*, dan kondisi persen *throttle* saat UAV dalam keadaan *cruise* (keadaan terbang dimana pesawat bergerak dalam kondisi kecepatan dan ketinggian yang relatif konstan).

$$Daya = \frac{Berat terbang \times Power loading}{Efisiensi motor \times Efisiensi propeller \times \%throttle} \quad (2.2)$$

### 2.3 Gaya Angkat Pada UAV

Hukum Newton I menyatakan setiap objek akan tetap dalam gerak tegak lurus atau tetap dalam keadaan statis jika ada resultan gaya ( $F$ ) bekerja pada objek itu ( $\sum f=0$ ). Hukum Newton II menyatakan bahwa gaya itu sama dengan perbedaan momentum (massa dikalikan dengan kecepatan) setiap kali berubah ( $F=m.a$ ). Hukum III Newton menyatakan bahwa setiap tindakan harus memiliki reaksi dalam arah yang sama dan arah yang berlawanan ( $F1 = F1'$ ).

Pada dasarnya gaya angkat yang bekerja pada UAV hampir serupa dengan gaya angkat yang bekerja pada *lift* atau *elevator*. *Lift* akan terangkat apabila gaya angkat yang dihasilkan lebih besar dari gaya berat *lift* itu sendiri. Kemudian apabila gaya angkat yang dihasilkan sama dengan gaya beratnya, maka *lift* tersebut akan

diam. Begitu pun yang terjadi pada UAV. Apabila gaya angkat yang dihasilkan oleh putaran baling – baling lebih besar dari pada berat UAV itu sendiri, maka UAV akan terangkat ke udara.

#### **2.4 Center of Gravity**

*Center of gravity* atau biasa dikenal dengan CG pada pesawat aeromodelling merupakan hal yang harus diperhatikan sebelum terbang. CG sendiri adalah titik berat atau pusat massa, yang mana semua beban seakan-akan berada di titik tersebut, dengan kata lain, ketika kita mengangkat benda tersebut pada CG-nya, maka benda tersebut akan seimbang.

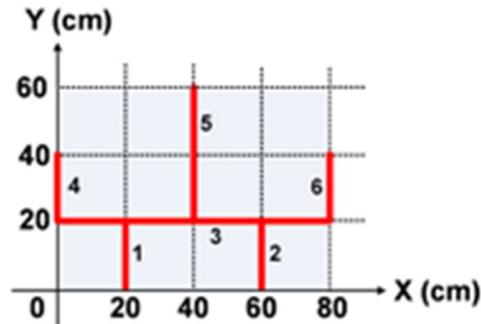
Pada pesawat aeromodelling, CG menjadi “titik tumpu” dan titik acuan dari gerakan pesawat saat melakukan gerakan rotasi (*pitch, roll, yaw*) dan translasi (maju, naik, turun), sehingga CG akan sangat menentukan sikap (*attitude*) terbang pesawat, terutama stabilitas longitudinal (*pitch*). CG tersebut dapat diatur berdasarkan peletakan komponen elektronik didalam pesawat, seperti menggeser posisi baterai dan lain-lain, baterai yang ditempelkan dengan perekat yang tidak permanen bertujuan untuk meningkatkan fleksibilitas mengatur CG.

Pada umumnya, letak CG dari pesawat *trainer monoplane* dengan ekor seperti *cessna, piper cub, spirfire* dll terletak pada 25-30% atau sekitar seperempat dari *chord* (lebar sayap kearah belakang) diukur dari *leading edge* (ujung depan sayap) seperti pada gambar diatas. Ketika CG terletak pada posisi dibelakang titik tersebut, atau berat belakang, maka pesawat akan cenderung lebih tidak stabil dan mudah stall, keadaan demikian disebut juga dengan *tail-heavy*. Adapun, saat CG terletak pada posisi lebih depan, atau berat depan, maka pesawat akan cenderung untuk menukik kedepan dan sulit untuk dikendalikan, kondisi tersebut disebut dengan *nose-heavy*. Terkadang, kondisi *tail-heavy* sering dimanfaatkan untuk pesawat aerobatik, karena pesawat yang tidak seimbang berarti lebih mudah bermanuver meskipun sulit untuk dikendalikan [5].

#### **2.5 Titik Berat Benda**

Suatu benda tegar dianggap tersusun dari banyak partikel dimana gaya gravitasi bekerja pada tiap-tiap partikel tersebut. Dengan kata lain, setiap partikel mempunyai beratnya masing-masing. Titik berat suatu benda adalah suatu titik

pada benda tersebut atau di sekitar benda tersebut di mana berat semua bagian benda terpusat pada titik tersebut. Berikut adalah ilustrasi untuk perhitungan titik berat benda.



**Gambar 2.1** Titik berat benda

Apabila suatu benda homogen dan bentuk benda simetris (misalnya persegi, persegi panjang, lingkaran) maka titik berat benda berhimpit dengan pusat massa benda yang terletak di tengah-tengah benda tersebut. Berikut adalah rumus untuk mencari titik berat.

$$x_0 = \frac{A_1 \cdot x_1 + A_2 \cdot x_2 + \dots + A_n \cdot x_n}{A_1 + A_2 + \dots + A_n} \quad (2.3)$$

$$y_0 = \frac{A_1 \cdot y_1 + A_2 \cdot y_2 + \dots + A_n \cdot y_n}{A_1 + A_2 + \dots + A_n} \quad (2.4)$$

Dimana :

$A_1$  = Luas daerah ke-1

$A_n$  = Luas daerah ke-n

$x_1$  = Titik tengah absis ke-1

$x_n$  = Titik tengah absis ke-n

$y_1$  = Titik tengah ordinat ke-1

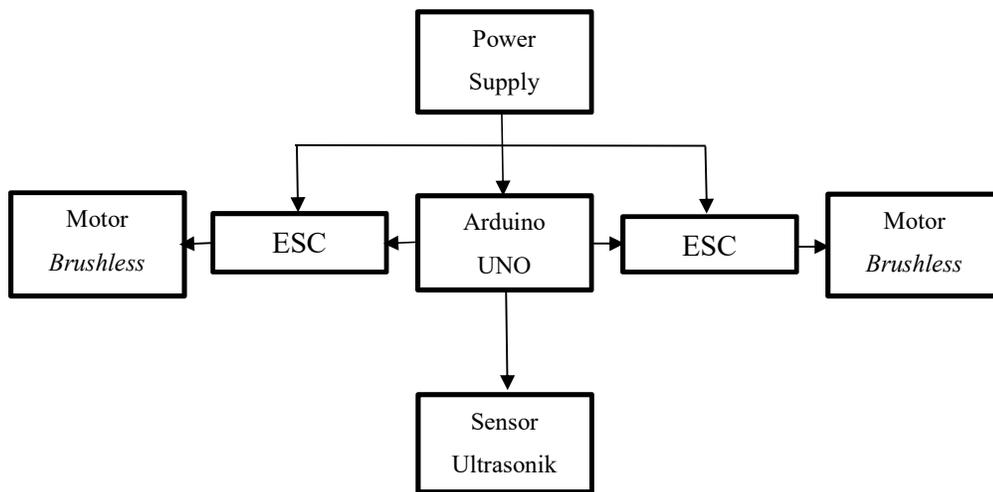
$y_n$  = Titik tengah ordinat ke-n

## BAB III

### PERANCANGAN SISTEM

#### 3.1 Desain Sistem

Sistem yang akan dibangun dalam perancangan ini merupakan sistem UAV *fixed wing* yang mampu lepas landas secara vertikal. Nilai *throttle* motor akan dimasukkan melalui *software* pada laptop dan dijadikan sebagai input pada mikrokontroler untuk menggerakkan motor *brushless*. Kemudian sensor akan mengukur perubahan ketinggian UAV. *Throttle* itu sendiri merupakan pengendali kecepatan putar motor/rotor yang dikendalikan dengan menggunakan *remote control*, namun bisa juga dituliskan berupa angka (0% - 100% *throttle*). Berikut merupakan skema desain sistem yang telah dibuat.

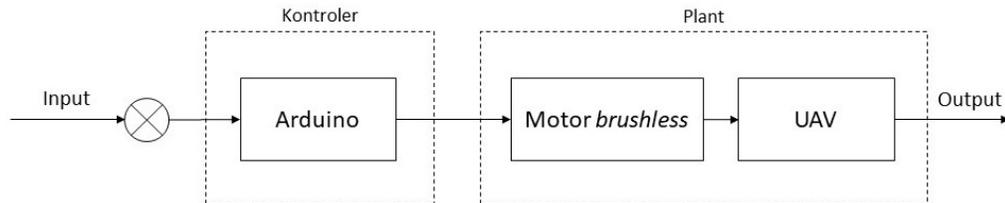


**Gambar 3.1** Desain sistem

Gambar 3.1 menunjukkan alur proses kerja keseluruhan. Proses ini menggunakan *software* pemrograman Arduino IDE (*Integrated Development Environment*) yang berada dalam PC. Nantinya hasil dari pemrograman tersebut yaitu berupa input *throttle* motor akan menjadi masukan untuk menggerakkan motor *brushless*. Kemudian sensor ultrasonik akan mengukur perubahan ketinggian UAV.

### 3.1.1 Diagram Blok Sistem

Berikut merupakan diagram blok sistem UAV *fixed* agar dapat lepas landas secara vertikal.



**Gambar 3.2** Diagram blok sistem

### 3.1.2 Fungsi dan Fitur

Secara garis besar sistem pada Gambar 3.2, merupakan alur proses pemberian input *throttle* ke mikrokontroler untuk menggerakkan motor *brushless* sehingga UAV dapat terangkat ke atas. Pada perancangan berdasarkan Gambar 3.2 tentang diagram blok, sistem memiliki masukan berupa *throttle* yang diinput melalui laptop. Nilai *throttle* akan dibaca oleh ESC (*Electronic Speed Controller*) yang kemudian akan dikonversi menjadi daya ke rotor untuk menghasilkan gaya angkat. Nilai *throttle* mengendalikan kecepatan rotor berputar sehingga dapat mengatur ketinggian dan kecepatan gerak UAV di udara.

Tahap selanjutnya adalah mengukur perubahan ketinggian ketika gaya angkat yang dihasilkan oleh motor *brushless* mampu mengangkat UAV ke udara. Proses pengukuran perubahan ketinggian tersebut menggunakan sensor ultrasonik yang hasilnya akan ditampilkan di serial monitor yang sudah tersedia pada *software* pemrograman Arduino IDE.

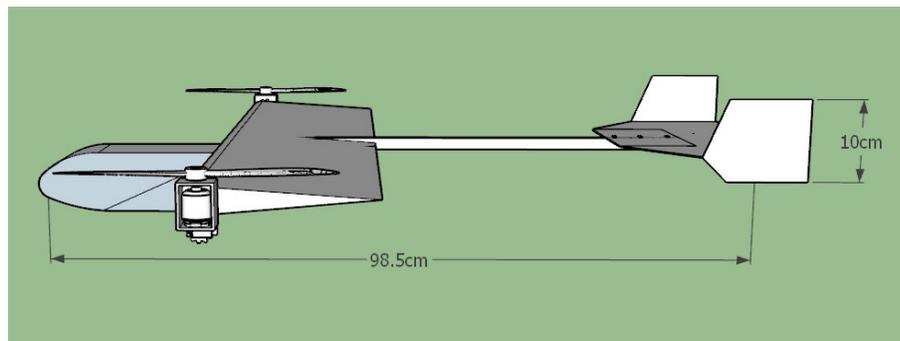
## 3.2 Perancangan Perangkat Keras

Berikut merupakan perancangan perangkat keras pada sistem UAV *fixed wing* yang mampu lepas landas secara vertikal.

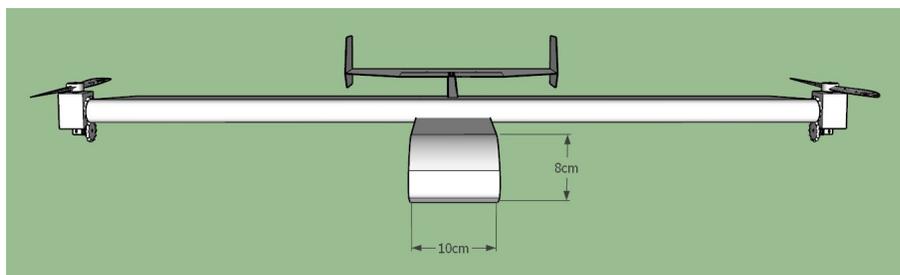
**Tabel 3.1** Data perancangan UAV

Parameter Perancangan	Spesifikasi/Dimensi
Length	98.5cm
Wingspan	100cm
Berat terbang	1.4kg
Mikrokontroler	Arduino UNO
Motor Brushless	Sunnysky X2216 1250kv
ESC	ESC 40A 2-4s
Propeller	APC 1047
Baterai	Power Supply 12V 30A
Struktur Tulang	Kayu Jati Belanda

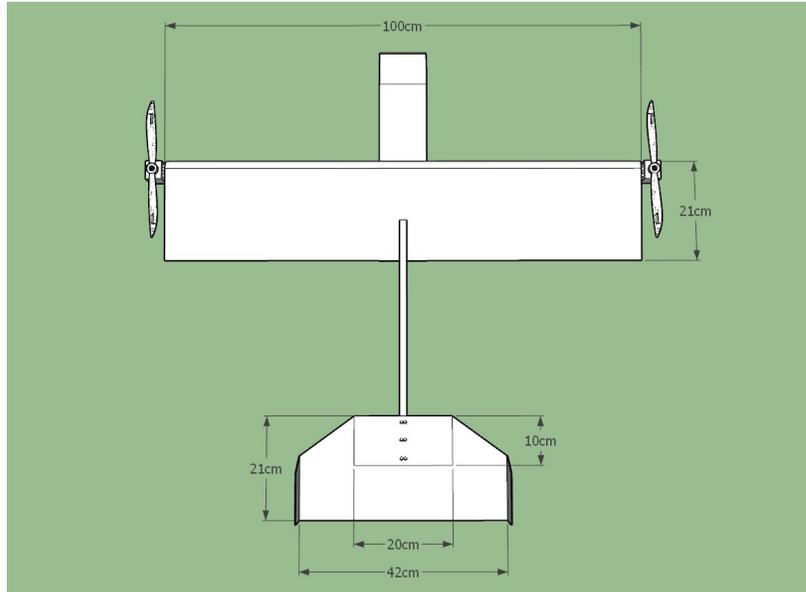
Dari tabel di atas dapat diketahui mengenai parameter perancangan beserta spesifikasi/dimensinya. Selanjutnya mendesain bentuk UAV. Desain *airframe* yang dibuat menggunakan desain UAV VTOL yang sudah ada, karena UAV tersebut memiliki kemampuan *vertical take off landing* sehingga sesuai dengan topik pembahasan yang membahas mengenai perancangan dan perakitan UAV *Fixed wing* agar dapat lepas landas secara vertikal. Berikut adalah desain *airframe* yang telah dibuat.



**Gambar 3.3** Design *airframe* tampak samping

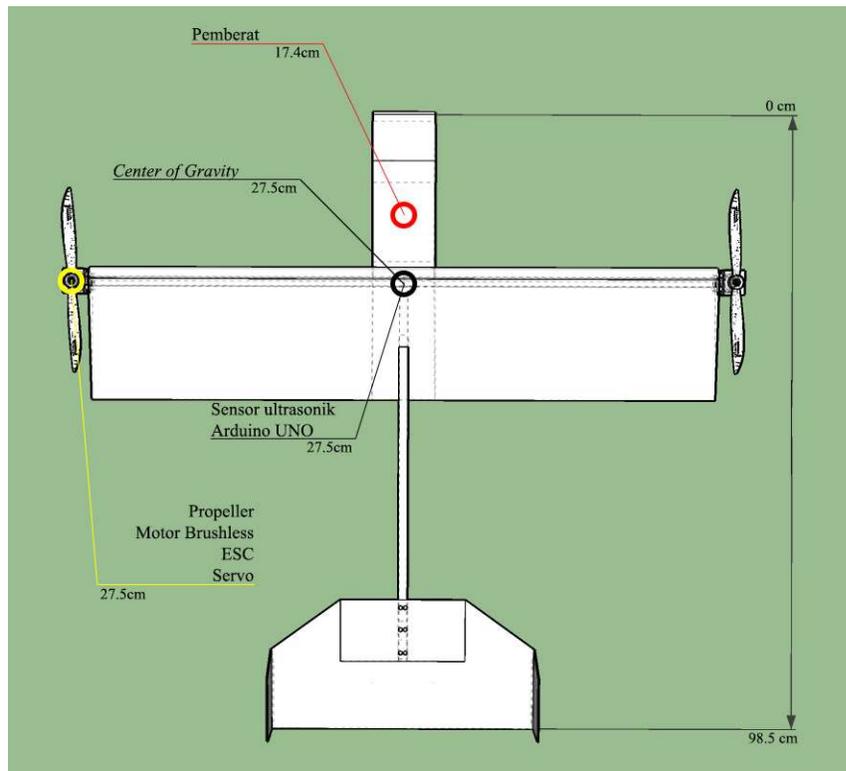


**Gambar 3.4** Design *airframe* tampak depan



**Gambar 3.5** Design *airframe* tampak atas

Setelah membuat desain dari UAV tersebut, kemudian dilanjutkan dengan membuat struktur perancangan. Berikut adalah struktur perancangan yang dibuat.



**Gambar 3.6** Struktur perancangan

Gambar 3.6 menunjukkan bahwa *Center of gravity* berada tepat distruktur tulang sayap agar gaya yang bekerja pada UAV berada pada satu titik, sehingga UAV tetap stabil dan tidak kehilangan keseimbangan ketika melakukan *take off*. Berikut adalah perhitungan untuk menentukan letak *Center of gravity*.

**Tabel 3.2** Data massa dan letak komponen

KOMPONEN	MASSA (g)	LETAK (cm)	JUMLAH	TOTAL MASSA (g)
MOTOR	72	27.5	2	144
PROP	34.5	27.5	2	69
ESC	43	27.5	2	86
ARDUINO	25	27.5	1	25
PEMBERAT	536	17.4	1	536
AIRFRAME	540	37.5	1	540
ULTRASONIC	8	27.5	1	8
<b>TOTAL MASSA</b>				1408

$$\begin{aligned}
 X &= \frac{(144 \times 27.5) + (69 \times 27.5) + (86 \times 27.5) + (25 \times 27.5) + (8 \times 27.5) + (536 \times 17.4) + (540 \times 37.5)}{144 + 69 + 86 + 25 + 536 + 540 + 8} \\
 &= \frac{3960 + 1897.5 + 2365 + 687.5 + 220 + 9326.4 + 20250}{1408} \\
 &= \frac{38706.4}{1408} \\
 &= 27.49 \text{ cm}
 \end{aligned}$$

Tabel 3.2 menunjukkan massa dan letak dari masing – masing komponen, kemudian data tersebut akan dimasukkan ke dalam Persamaan 2.3 dan didapatkan letak *center of gravity* pada jarak 27.49 cm dari titik depan UAV.