

RANCANG BANGUN UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) EMPAT BALING-BALING (QUADROTOR- ARDUCOPTER)

Nama Mahasiswa : M. Arifudin Lukmana
NRP : 2107100059
Jurusan : Teknik Mesin
Dosen Pembimbing : Hendro Nurhadi Dipl.-Ing, Ph.D

ABSTRAK

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) adalah sebuah wahana terbang tak berawak. Di berbagai belahan dunia *UAV* militer digunakan untuk berbagai tujuan, misal untuk pemotretan wilayah musuh, wilayah konflik atau untuk memata-matai musuh. Sedangkan untuk keperluan sipil, *UAV* bisa digunakan untuk pemetaan daerah terpencil, pemantauan gunung berapi, pemantauan kemacetan atau pemotretan daerah pasca bencana tsunami. *Quadrotor* adalah salah satu pilihan wahana tanpa awak yang mampu menjelajahi daerah yang terisolasi sekalipun. *Quadrotor* dipilih karena memiliki stabilitas, mobilitas dan fleksibilitas tinggi.

Dalam penelitian ini akan dikembangkan desain dan implementasi dari *quadrotor*. Perancangan model menggunakan *software* CATIA dengan batasan dimensi maksimum 70x70x50cm dan massa < 1,5 kg. Kemudian analisis struktur menggunakan metode elemen hingga dengan kriteria kegagalan *von-mises*, faktor keamanan 1,5 terhadap *yield strength* bahan. Dan simulasi kendali kestabilan (roll-pitch-yaw) dan ketinggian tetap dengan bantuan *software* numerik. Simulasi ini menggunakan kendali *Proportional-Integral-Derivative* (PID). Dalam proses rancang bangun akan menggunakan desain dari CATIA dan analisis yang telah dilakukan selama simulasi. Untuk rangkaian elektronik, *inertial measurement unit (IMU)*, sensor barometer, *GPS* dan komunikasi data menggunakan sistem *Ardupilot Mega*.

Quadroter yang diproduksi memiliki dimensi 605x605x160 mm, bermassa 1117 gram dan telah memiliki instrumen kamera. Dalam pengujian lapangan, quadroter telah mampu terbang dengan dua mode, yakni mode *stabilize* dan *altitude hold*. Sedangkan dalam simulasi kestabilan dengan *software* numerik, didapatkan respon sesuai dengan keinginan. Yakni *settling time* sistem roll dan pitch 1,419 detik, yaw 2,327 detik dan sistem untuk ketinggian tetap 6,339 detik. Pada analisis stuktur, memberikan hasil bahwa akrilik dan aluminium 6061-T6 telah memenuhi persyaratan bahan dengan faktor keamanan 3,53 (aluminium) dan 3,06 (akrilik).

Kata kunci: Rancang bangun, UAV, analisis struktur, kendali kestabilan, simulasi.

DESIGN AND BUILD OF UNMANNED AERIAL VEHICLE (UAV) FOUR PROPELLERS (QUADROTOR- ARDUCOPTER)

Student Name : M. Arifudin Lukmana
NRP : 2107100059
Department : Mechanical Engineering
Academic Supervisor : Hendro Nurhadi Dipl.-Ing, Ph.D

ABSTRACT

Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is a aircraft without any pilot inside it. In the world military UAV used to many purpose, example for enemy surveillance, conflict area or for reconnaissance mission. Although for civil needs, UAV can be used for mapping remote area, active mountain monitoring, traffic monitoring or aerial photograph of an tidal wave's after disaster. Quadrotor is an option of unmanned aircraft that can travel to an isolated area. Quadrotor has been chosen because it has stability, mobility and high flexibility.

In this research there will developing design and implementation of a quadrotor. Modelling with CATIA software, quadrotor's dimension limit maximum 70x70x50 cm and masses < 1,5 kg. After that structure analysis using finite element method with von-mises failure criteria, safety factor 1,5 to yield strength of material. And stability control simulation (roll-pitch-yaw) and altitude hold computed with numerical software. This simulation using Proportional-Integral-Derivative (PID) controller. And Then production based from CATIA and analysis from simulation. For electronic circuit, Inertial Measurement Unit (IMU), barometric sensor, GPS and data communication using ArduPilot Mega system.

Produced quadrotor has 605x605x160 mm in dimension, 1117 grams in mass and camera instrumen has been mounted on it. In field test, quadrotor can fly on two modes, there are stabilize and altitude hold mode. In the other side, stability simulation on

numerical software, quadrotor's response meets requirement. Settling time of roll and pitch system are 1,419 seconds, yaw system is 2,327 seconds and altitude hold system is 6,339 seconds. And in structural analysis, give result that acrylic and aluminium 6061-T6 has met design requirements with safety factor 3,53 (aluminium) and 3,06 (acrylic).

Keyword: Design and build, UAV, structural analysis, stability control, simulation

BAB II

BASAR TEORI DAN KAJIAN PUSTAKA

2.1. Dasar Teori

2.1.1 Analisis Struktur dengan Metode Elemen Hingga

Metode elemen hingga (*Finite Element Method*) adalah teknik solusi numerik yang dapat dipakai dalam permasalahan fisika, variabel yang berhubungan adalah persamaan aljabar, diferensial atau integral.

Material

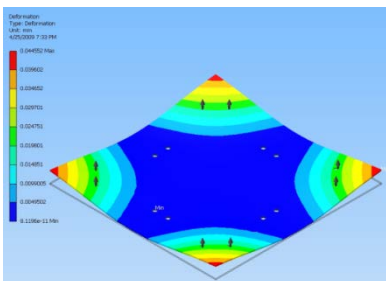
Faktor penting dalam desain quadrotor adalah bahan yang digunakan. Tiga faktor utama yang dipertimbangkan ketika memilih bahan: kekuatan, defleksi dan berat. Dengan menggunakan kriteria-kriteria ini, beberapa material berbeda dipelajari dan dibandingkan.

Perancangan empat lengan motor merupakan fokus utama dalam perhitungan, yang diketahui sebagai bagian yang mengalami beban dan momen terbesar dari seluruh bagian dari *quadrotor*[6]. Untuk menganalisa suatu material, tegangan *bending* dan faktor keamanan dapat diketahui dengan

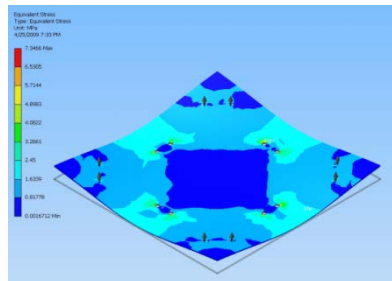
$$\sigma = \frac{My}{I_x} \text{ (tegangan) } \dots\dots\dots 2.1$$

$$FS = \frac{\text{Tensile strengt } h}{\sigma} \text{ (Faktor keamanan) } \dots\dots\dots 2.2$$

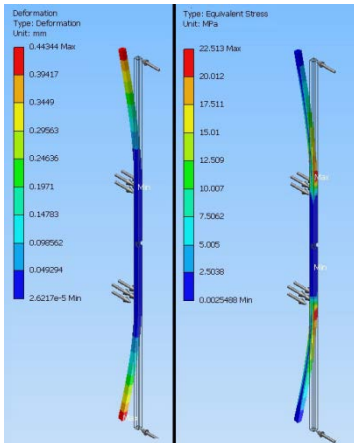
$$v_{\text{defleksi}} = \frac{\sigma \cdot \text{Panjang}}{3EI_x} \text{ (Persamaan defleksi) } \dots\dots\dots 2.3$$



Gambar 2.1



Gambar 2.2



Gambar 2.3

Keterangan:

Gambar 2.1

Deformasi, analisis dari *carbon fiber base plate* dari quadrotor proto2 [6]

Gambar 2.2

Tegangan ekuivalen, analisis dari *carbon fiber base plate* dari quadrotor proto2 [6]

Gambar 2.3

Deformasi (kiri) dan tegangan ekuivalen (kanan). Analisis dari *carbon fiber* lengan panjang utama dari quadrotor proto2[6]

Kriteria Kegagalan Von-Mises/*Distortion Energy Theory*

Kriteria kegagalan berdasarkan distorsi energi didapatkan dengan membandingkan distorsi energi per satuan volume pada titik dengan distorsi energi per satuan volume pada kegagalan saat uji tarik.

2.1.2 Sistem Dinamik dan Pengendalian Otomatis

Sistem adalah suatu kesatuan komponen yang terhubung dan berinteraksi dimana respon keadaan satu komponen berpengaruh terhadap keadaan komponen lainnya. Dalam lingkup sistem sendiri terdapat beberapa komponen yang dapat mempengaruhi keadaan dari suatu sistem tersebut, yaitu kondisi awal (*Initial condition*), input eksternal (dapat berupa gangguan), serta output.

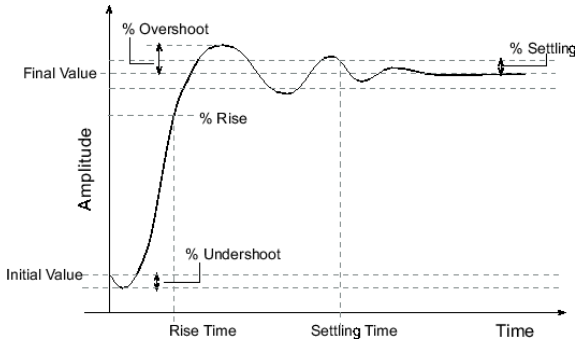
Initial condition dari sistem adalah suatu penjelasan mengenai kondisi tertentu dari sistem pada waktu tertentu yang dapat mempengaruhi kondisi sistem selanjutnya. Input dari sistem sendiri adalah masukan yang diberikan terhadap sistem pada baik yang sengaja maupun yang tidak. Sedangkan

Output dari sistem merupakan respon yang ditunjukkan oleh sistem akibat pengaruh dua komponen sebelumnya.

Dalam persamaan matematika. Sistem dinamik direpresentasikan dengan persamaan diferensial yang diturunkan terhadap waktu. Hal ini menunjukkan bahwa sistem dinamik merupakan sistem yang bergantung terhadap waktu dan hal ini pula yang membedakan sistem dinamik dengan sistem statis, dimana dengan persamaan aljabar biasa dan tidak berubah terhadap berubahnya waktu.

Dalam konsep sistem dinamik juga dikenal istilah transient response, yaitu respon output yang terjadi pada saat transisi dari kondisi awal hingga kondisi akhir. Pada transient response sendiri juga dikenal beberapa istilah yang nantinya dijadikan acuan dalam konsep pengendalian, diantaranya peak time yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai puncak pertama dari suatu respon, rise time yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai 90% dari nilai yang diinginkan, settling time yaitu waktu yang dibutuhkan untuk mencapai steady state dengan toleransi tertentu, dan yang terakhir adalah persentase overshoot yaitu perbandingan antara selisih nilai pada saat puncak dan kondisi akhir dengan kondisi akhir itu sendiri.

Disamping transient response, dikenal juga steady state response, yaitu respon pada saat sistem mencapai nilai akhir. Istilah yang digunakan dalam konsep pengendalian di steady state response ini adalah steady state error yang merupakan kesalahan nilai akhir yang tidak sesuai dengan yang diinginkan. Beberapa istilah diatas diilustrasikan seperti gambar dibawah ini.



Gambar 2.4 Grafik *Step response system*

Seperti yang telah dijelaskan diatas bahwa sistem dinamik dalam persamaan matematikanya direpresentasikan dengan persamaan diferensial, contoh persamaan diferensial dari sistem dinamik adalah sebagai berikut:

$$\frac{d^2y}{dt^2} + a_1 \frac{dy}{dt} + a_0 y = f(t) \quad \dots\dots\dots 2.3.a$$

$$y(0) = y_0 \quad \dots\dots\dots 2.3.b$$

$$\frac{dy}{dt}(0) = \dot{y}_0 \quad \dots\dots\dots 2.3.c$$

Persamaan diatas dapat diubah menjadi persamaan berikut

$$y + a_1 \dot{y} + a_0 y = f(t) \quad \dots\dots\dots 2.4.a$$

$$y(0) = \dot{y}_0 \quad \dots\dots\dots 2.4.b$$

Persamaan diatas dapat diubah kedalam bentuk lain dengan memasukkan operator diferensial yaitu $D = \frac{d}{dt}$; $Dy = \frac{dy}{dt}$;

$D^2y = \frac{d^2y}{dt^2}$ sehingga persamaan 2.4.a menjadi seperti berikut:

$$D^2y + a_1 Dy + a_0 y = f(t)$$

$$(D^2 + a_1 D + a_0)y = f(t) \quad \dots\dots\dots 2.5$$

Dalam analisis sistem dinamik, seringkali digunakan istilah transfer function yang digunakan untuk merepresentasikan perbandingan antara input dengan outputnya. Untuk mendapatkan persamaan transfer function kita perlu mentransformasikan persamaan diferensial diatas

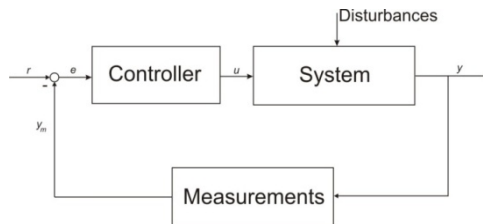
menjadi persamaan laplace, sehingga persamaan 2.5 diatas akan menjadi persamaan seperti berikut:

$$(s^2 + a_1s + a_0) Y(s) = F(s)$$

$$\frac{Y(s)}{F(s)} = \frac{1}{(s^2 + a_1s + a_0)} \dots\dots\dots 2.6$$

Persamaan 2.6 merupakan persamaan transfer function dari sebuah sistem dinamik.

Untuk menggambarkan suatu sistem, terkadang diperlukan juga sebuah block diagram. Block diagram merupakan diagram yang menggambarkan sistem secara keseluruhan yang didalamnya terdapat komponen seperti input, gangguan (disturbance), output maupun kendali (controller) serta hubungan diantara komponen-komponen tersebut. Contoh sederhana dari sebuah *block diagram* dapat dilihat pada Gambar 2.5 berikut:

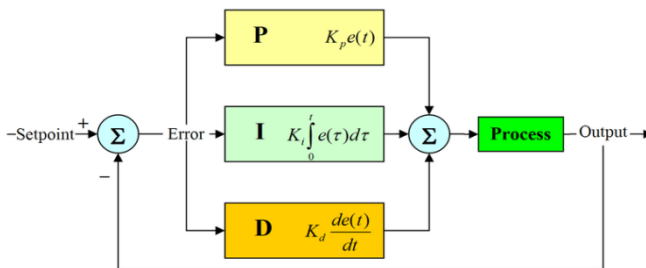


Gambar 2.5 Blok Diagram sederhana dari suatu sistem

Kendali *Proportional-Integral-Derivative*

Penggunaan kendali PID pada sistem pengendalian proses sangatlah populer. Hal ini dikarenakan kontroler PID mempunyai struktur yang relatif lebih sederhana dan performansinya cukup baik. Metode yang digunakan untuk simulasi PID secara *offline* adalah metode Ziegler-Nichols. Kendali PID merupakan gabungan antara tiga macam kendali yaitu proporsional, integral dan derivatif. Adanya penggabungan kendali dapat menutupi kekurangan dan menonjolkan kelebihan masing-masing pengendalian. Sebagai contoh kendali P (proporsional) memiliki fungsi mempercepat *rise time* agar respon dari sistem lebih cepat mencapai titik

referensi, namun pengendali ini masih memiliki kekurangan yaitu meninggalkan offset. Kelemahan ini dapat diatasi dengan menggabungkannya dengan kendali integral yang dapat menghilangkan offset dan juga mengurangi terjadinya *overshoot* yang terlalu luas, serta mampu menghilangkan *steady state error*. Akan tetapi, kendali integral dapat menyebabkan respon sistem menjadi lambat. Penanggulangan respon sistem yang lambat menggunakan kendali derivatif.



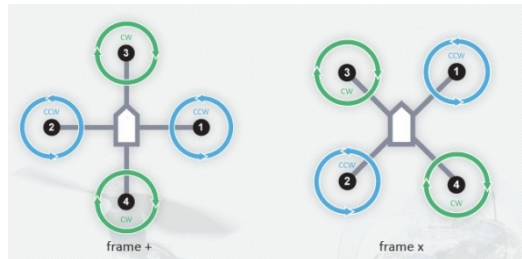
Gambar 2.6 Blok diagram kontroler PID [wikipedia]

Karakteristik kontroler PID sangat dipengaruhi oleh kontribusi besar dari ketiga parameter P, I dan D. Penyetelan konstanta K_p , T_i , dan T_d akan mengakibatkan penonjolan sifat dari masing-masing elemen. Satu atau dua dari ketiga konstanta tersebut dapat disetel lebih menonjol dibanding yang lain. Konstanta yang menonjol itulah akan memberikan kontribusi pengaruh pada respon sistem secara keseluruhan.

Parameter K_p , K_i , dan K_d harus diatur kembali untuk mendapatkan performansi yang lebih baik lagi. Dalam mengendalikan kontroler PID diperlukan ketelitian dan keuletan untuk menemukan nilai yang optimal.

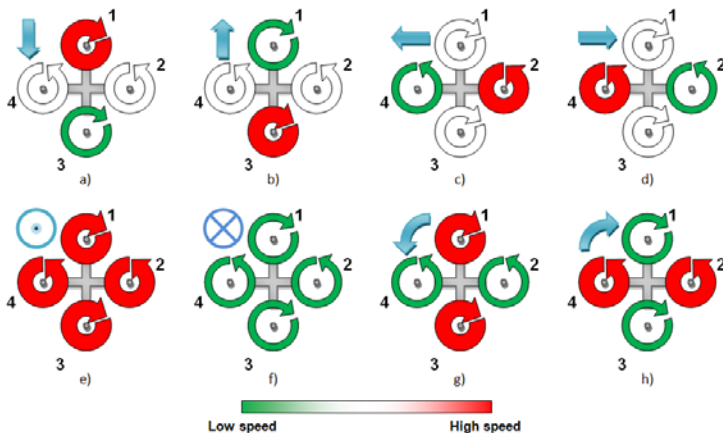
2.2. Desain UAV Empat Baling-baling

Konfigurasi *Quadrotor* yang biasa dikenal adalah bentuk + dan bentuk X. Gambar dibawah ini menunjukkan perbedaan konfigurasi kedua bentuk.

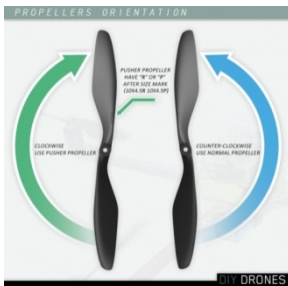


Gambar 2.7 Bentuk konfigurasi *Quadrotor*, bentuk plus (+) dan bentuk silang (x)

Skema manuver *quadrotor* untuk bentuk plus (+) dapat dijelaskan dengan Gambar 2.8 dibawah. Dua jenis baling-baling (*propeller*) digunakan dalam helikopter ini. Yakni berlawanan arah jarum jam (*counter clock-wise/CCW*) atau *propeller* normal dan searah jarum jam (*clock-wise/CW*) yaitu *propeller* jenis *pusher*.



Gambar 2.8 Skema kecepatan putaran motor untuk manuver pada konfigurasi bentuk plus (+). [10]



Gambar 2.9 Dua jenis baling-baling yang digunakan pada *quadroter*, normal dan *pusher*. [2]

2.3 Gaya yang Bekerja Pada *Quadroter*

2.3.1 Gaya Aerodinamik

Merupakan gaya yang timbul akibat adanya kecepatan putar pada *propeller* yang juga mengakibatkan perbedaan tekanan pada bagian bawah dan atas *propeller*. Formulasinya adalah $C\Omega^2$ dengan arah sejajar dengan poros *propeller*.

C = konstanta; Ω = kecepatan putar *propeller*

2.3.2 Inersia

Dalam hukum Newton II menyatakan bahwa setiap benda yang bergerak akan memiliki gaya inersia yang arahnya berlawanan dengan arah gerak benda tersebut. Tidak hanya berlaku pada linier, namun juga angular. Formulasinya adalah $m(\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})$ untuk linier dan $J\ddot{\Omega}$ untuk angular.

m = massa; a = percepatan linier; J = momen inersia polar;

$\ddot{\Omega}$ = percepatan putar *propeller*

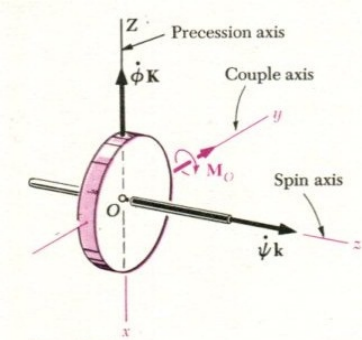
2.3.3 Efek Gravitasi

Merupakan gaya yang timbul karena gravitasi bumi. Arahnya selalu ke bawah, sejajar dengan sumbu Z koordinat bumi. Formulasinya $m \cdot g$

g = percepatan gravitasi bumi ($9,81 \text{ m/s}^2$)

2.3.4 Efek Giroskopik

Merupakan gaya yang timbul akibat benda yang berputar dan berubah orientasi. Gaya ini juga dikenal dengan nama "*precession*".



Gambar 2.10

Gaya *precession* pada giroskop
[12] halaman 920

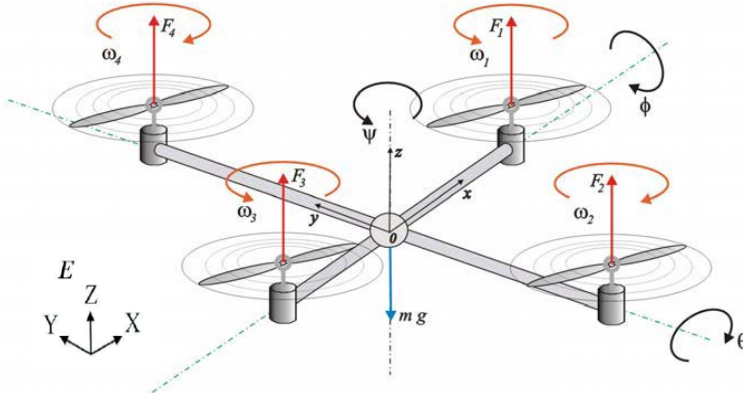
2.4 Dinamika Wahana

Langkah pertama sebelum pengembangan kendali adalah permodelan sistem dinamik yang cukup. Khususnya untuk sistem ringan yang terbang, model dinamik idealnya memasukkan efek giroskopik yang dihasilkan dari perputaran *rigid body* dan putaran keempat *propeller*. Aspek ini seringkali diabaikan pada pekerjaan sebelumnya. Tetapi, efek utama yang terjadi pada helikopter dijelaskan pada tabel di bawah.

Tabel 2.1 Efek Fisik Utama yang bekerja pada Helikopter

Efek	Sumber	Formulasi
Efek Aerodinamik	- Perputaran <i>Propeller</i> - kepanakan <i>blade</i>	$C\Omega^2$
Torsi balik inersia	- Perubahan kecepatan putar <i>propeller</i>	$J\dot{\Omega}$
Efek Gravitasi	- Posisi pusat massa	-
Efek Giroskopik	- Perubahan orientasi <i>rigid body</i> - Perubahan orientasi dari bidang <i>propeller</i>	$I\dot{\theta}\psi$ $J\Omega\theta, \phi$
Gesekan	- Gerakan helikopter keseluruhan	$C\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

Kita pertimbangkan *frame* tetap bumi E dan *body fixed frame* B, seperti yang ditunjukkan oleh **Gambar 2.10**. Titik tengah massa dan *body fixed frame origin* diasumsikan berimpit.



$$F_1 = b\Omega_1^2; F_2 = b\Omega_2^2; F_3 = b\Omega_3^2; F_4 = b\Omega_4^2$$

$$\Phi = \text{Roll}; \theta = \text{Pitch}; \Psi = \text{Yaw}$$

Gambar 2.11

Konfigurasi *Quadrotor*, sistem *frame* dengan sistem sumbu B (x,y,z) dan sumbu bumi E (X,Y,Z)

Tabel 2.2 Notasi persamaan dinamik wahana *Quadrotor*

Simbol	Definisi
ϕ	Sudut <i>roll</i>
θ	Sudut <i>pitch</i>
Ψ	Sudut <i>yaw</i>
Ω	Kecepatan rotor
$I_{x,y,z}$	Inersia <i>body</i>
J_r	Inersia rotor
τ_a	Torsi pada <i>airframe body</i>
b	Faktor dorong (<i>thrust</i>)
d	Faktor hambatan udara (<i>drag</i>)
l	Panjang lengan

Torsi yang diberikan pada badan wahana di sepanjang sumbu adalah selisih antara torsi yang dihasilkan oleh tiap propeller dari sumbu lainnya.

$$\tau_a = \begin{pmatrix} lb(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ lb(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{pmatrix} \dots\dots\dots 2.10$$

Model dinamik Quadroter utuh dengan pergerakan x, y dan z sebagai konsekuensi rotasi *pitch*, *roll* atau *yaw* adalah

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1 \\ \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{l}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4 \end{array} \right. \dots\dots\dots 2.11$$

Maka *input* sistem U1, U2, U3, U4 dan Ω adalah gangguan, mendapatkan:

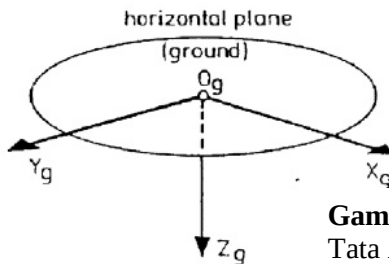
$$\left\{ \begin{array}{l} U_1 = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 = b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 = b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 = d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \Omega = \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3 \end{array} \right. \dots\dots\dots 2.12$$

2.5 Tata Acuan Koordinat (TAK)

Dalam ilmu penerbangan, terdapat beberapa Tata Acuan Koordinat (TAK) seperti:

- **Tata Acuan Koordinat Bumi**

Sistem ini diam relatif terhadap bumi dan didefinisikan sebagai berikut : Pusat koordinat terletak pada permukaan bumi, sumbu Z_g vertikal dan positif ke arah bawah, sumbu X_g dan Y_g terletak pada bidang horizontal tegak lurus sumbu Z_g dan berorientasi tangan kanan. Sumbu X_g mengarah sembarang misal pada arah terbang pesawat.



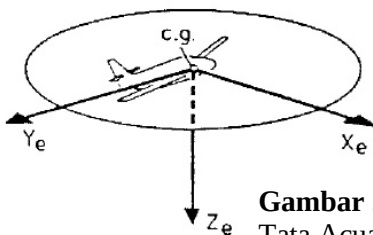
Gambar 2.12

Tata Acuan Koordinat Bumi

Sumber : G.J.J Ruijgrok : 1990 : 12

- **Tata Acuan Koordinat Horizon Lokal**

Pusat koordinat terletak pada titik berat pesawat (c.g), sumbu- sumbu X_e , Y_e , Z_e sejajar dengan sumbu – sumbu X_g , Y_g , Z_g pada tata acuan koordinat bumi. Bidang X_e , Y_e selalu sejajar dengan bidang permukaan bumi.



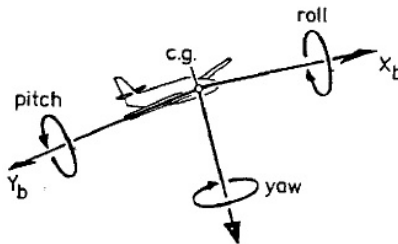
Gambar 2.13

Tata Acuan Koordinat Horizon Lokal

Sumber : G.J.J Ruijgrok : 1990 : 12

- **Tata Acuan Koordinat Benda**

Pusat koordinat terletak pada titik berat pesawat (c.g), sumbu X_b terletak pada bidang simetri pesawat dan positif mengarah pada hidung pesawat. Sumbu Z_b terletak pada bidang simetri pesawat dan tegak lurus pada sumbu X_b , arah positif kebawah. Sumbu Y_b tegak lurus bidang X_b, Z_b positif kearah sayap kanan.



Gambar 2.14

Tata Acuan Koordinat Horizon Benda

Sumber : G.J.J Ruijgrok : 1990 : 12

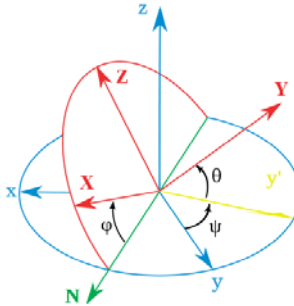
2.6 Orientasi Tata Acuan Koordinat

Orientasi Tata Acuan Koordinat adalah perbandingan antara 2 TAK. Dalam Tugas Tugas Akhir ini, orientasi TAK yang dipakai adalah Orientasi TAK Benda (X_b, Y_b, Z_b) terhadap TAK Horison Lokal (X_e, Y_e, Z_e). Sudut Euler untuk orientasi TAK Benda terhadap TAK Horison Lokal ditentukan oleh tiga buah sudut :

- a. Sudut Yaw (ψ), adalah sudut proyeksi sumbu X_b terhadap bidang horison lokal (bidang X_e, Y_e) dengan sumbu X_e
- b. Sudut pitch (Θ), adalah sudut atara sumbu X_b dan proyeksinya pada bidang horizon lokal (bidang X_e, Y_e).
- c. Sudut Roll (ϕ), sudut antara sumbu Y_b dengan bidang X_e, Y_e .

Sudut-sudut Euler ψ , Θ dan ϕ diperoleh dengan melakukan tiga kali rotasi sumbu-sumbu TAK Horizon Lokal

secara berturut-turut dimulai dari yaw, pitch dan kemudian roll, sehingga tampak seperti gambar berikut:

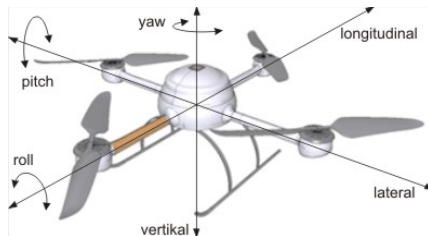
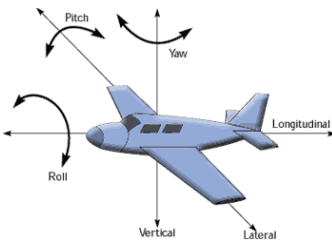


Gambar 2.15
Orientasi TAK Benda (Merah)
terhadap TAK Horizon Lokal (Biru)

2.7 Sensor

2.7.1 Inertial Measurement Unit

Unit pengukur inersia (*Inertial Measurement Unit/IMU*) adalah peralatan elektronik yang mengukur dan melaporkan kecepatan, orientasi dan gaya gravitasi dari sebuah wahana. Menggunakan kombinasi satu/lebih *accelerometer* dan giroskop. *IMU* biasanya digunakan dalam manuver pesawat terbang, termasuk pesawat terbang tanpa awak, dan pesawat luar angkasa, termasuk pesawat ulang alik, satelit, modul pendaratan.



Gambar 2.16 Pergerakan 6 derajat kebebasan pada:
(a) Pesawat Terbang (b) Quadrotor

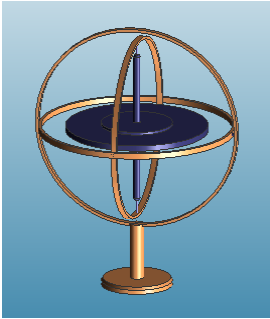
IMU adalah komponen utama untuk sistem navigasi inersia (*Inertial Navigation Systems/INS*) digunakan dalam wahana udara, luar angkasa, air dan rudal. Dalam kemampuan, data yang diambil oleh *IMU* memungkinkan komputer untuk menelusuri posisi wahana, menggunakan sebuah metode yang dikenal dengan *dead reckoning*.

- ***Accelerometer***

Untuk mendeteksi jumlah akselerasi/percepatan, kecepatan dan jarak yang ditempuh, dapat digunakan sistem berbasis *accelerometer*. Basis dari seluruh *accelerometer* adalah pengaruh percepatan dari sebuah massa yang menghasilkan gaya, sesuai persamaan $F = M \cdot a$ dimana F adalah gaya dengan satuan newton, M adalah massa dalam kilogram dan a adalah percepatan dalam satuan m/s^2 . Penggunaan massa sering disebut massa inersia.

- ***Giroskop***

Giroskop adalah peralatan untuk mengukur atau menjaga orientasi, berdasarkan prinsip dari momentum angular. Pada intinya, sebuah giroskop mekanis adalah roda atau piringan yang berputar pada sumbunya secara bebas mendapatkan orientasi apapun. Walaupun orientasi ini tidak selamanya tetap, namun berubah terhadap respon, lebih sedikit dari torsi eksternal dalam arah yang berbeda. Hal tersebut disebabkan karena momentum angular yang besar. Momentum angular yang besar disebabkan karena kecepatan putar piringan tinggi dan momen inersia. Karena torsi eksternal telah diminimalisir oleh pemasangan pada *gimbal*, orientasinya hampir tetap, tidak terpengaruh oleh gerakan dari luar dimana itu dipasangkan.



Gambar 2.17
Giroskop terpasang pada *gimbal*

2.7.2 Kompas Digital (*Magnetometer*)



Gambar 2.18
HMC5883L - *Triple Axis Magnetometer*

Kompas menggunakan efek medan magnet Bumi yang mempengaruhi jarum magnet yang bebas sehingga jarum dapat menunjukkan arah garis medan, yakni arah kutub magnet utara dan selatan. Kutub magnet utara Bumi tidak tepat berada di kutub utara secara geografis, atau pada garis putarnya. Setiap arah yang didapat dari bentuk magnetik, maka harus dikoreksi untuk ketepatan penunjukkan utara/selatan.

2.7.3 Global Positioning System (GPS)



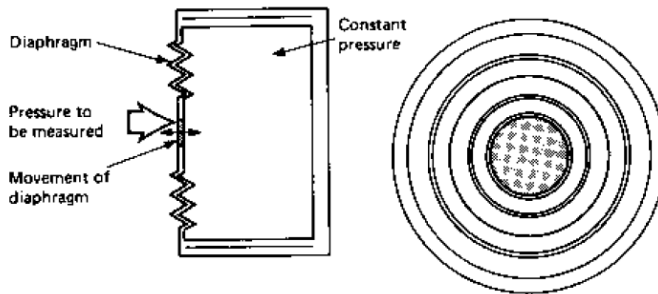
Gambar 2.19
MediaTek MT3329 GPS
10Hz + Adapter Basic

Adalah navigasi berbasis sistem satelit yang menyediakan informasi lokasi dan waktu. Navigasi *GPS* terbentuk dari garis pandang empat satelit atau lebih.

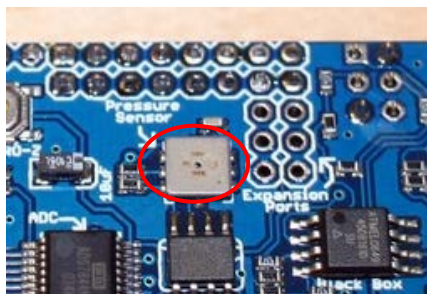
Navigasi GPS memiliki tingkat error ± 5 meter terhadap posisi aktual, dan tidak bertambah sepanjang waktu. Jika dibandingkan dengan navigasi inersial (*dead reckoning*), yang tingkat error-nya bertambah seiring bertambahnya waktu, untuk jarak jauh navigasi GPS lebih baik karena tingkat error tidak bertambah. Namun untuk waktu operasi singkat, navigasi inersial masih lebih baik.

2.7.4 Tekanan Atmosfer (Barometer)

Tekanan dalam cairan atau gas didefinisikan sebagai gaya yang bekerja per satuan luas. Satuan yang sama dengan *mechanical stress*, dan untuk benda padat, besar gaya/luasan selalu diistilahkan sebagai tegangan (*stress*) dibandingkan tekanan. Untuk benda padat, jumlah tegangan akan dihitung dari besar gaya dan luasan yang tegak lurus gaya tersebut. Atau dari jumlah regangan. Dimana tegangan yang mendesak kawat atau bandul. Prinsip kerja barometer aneroid yaitu, menggunakan kapsul aneroid dengan tekanan rendah di dalam kapsul yang tersegel. Perubahan tekanan dari luar menyebabkan diafragma bergerak, dan pergerakan ini diperbesar dengan sistem batang.



Gambar 2.20 Prinsip barometer aneroid.



Gambar 2.21

Sensor tekanan atmosfer (barometer) elektronik yang terdapat pada Ardupilot Mega

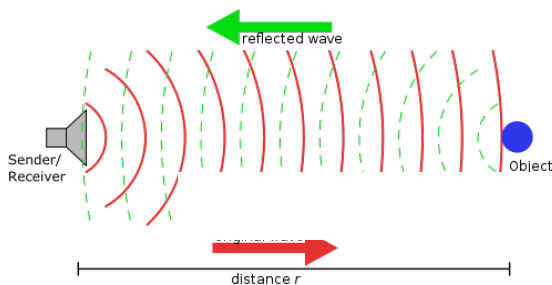
2.7.5 Sensor Jarak (Sonar)



Gambar 2.22
LV-MaxSonar-EZ4

Sensor sonar (*SOund Navigation And Ranging*) dalam *quadrotor* berfungsi untuk mendeteksi jarak antara *quadrotor* dengan tanah. Sonar dapat diaplikasikan untuk *automatic take off and landing*. Sonar juga dapat digunakan untuk *low altitude hold* (ketinggian tetap rendah) dengan batasan lebih kecil daripada 6,45 meter. Untuk ketinggian lebih dari 6,45 meter, sensor yang digunakan adalah barometer.

Sonar aktif menggunakan pemancar suara dan penerima. Dengan menggunakan prinsip rambat suara pada media udara, sonar dapat memperkirakan jarak dari pemancar-penerima dengan objek.



Gambar 2.23 Prinsip kerja sonar aktif

2.8 Modul Ardupilot Mega dan Telemetry Xbee

Ardupilot Mega adalah produk yang dikembangkan oleh Chris Anderson dan Jordi Munoz dari DIY Drones. Modul ini berbasis *open-source* paling berkembang untuk autopilot. Baik autopilot untuk pesawat (ArduPlane), Multicopter (ArduCopter) dan kendaraan darat (ArduRover).

Modul ini menggunakan mikrokontroller Arduino yang populer di bidang instrumentasi. Maka dari itu Multicopter yang menggunakan modul ini disebut Arducopter. Modul ini memiliki prosesor Atmel ATmega2560 8bit dan softwrenya memiliki pemrograman sendiri.

Ardupilot Mega terdiri dari 2 papan sirkuit, yang pertama adalah *Controller* dan yang kedua adalah *IMU shield*. Kedua papan ini disusun sedemikian rupa sehingga menjadi satu unit Ardupilot Mega.



Gambat 2.24
Ardupilot Mega Controller



Gambar 2.25
IMU Shield



Gambar 2.26
Controller dan IMU Shield
disusun menjadi unit Ardupilot Mega



Gambar 2.27
Telemetri 2 arah Xbee

Ardupilot Mega memiliki spesifikasi sebagai berikut:

- 8 channel input & output
- 3 axis gyro-accelerometer
- Sensor tekanan (barometer)
- *Built-in* Flight record
- Modus Autopilot
- *Arduino programmable*

- *Built-in relay*
- Komunikasi dua arah (dengan modul Xbee)
- Mendukung GPS
- Mendukung Magnetometer
- *Open-Source*

2.9 Motor DC *Brushless*

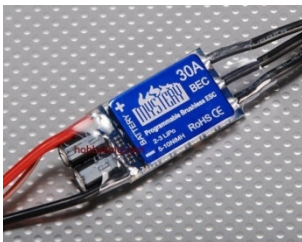
Motor DC brushless adalah motor yang dialiri arus searah (*Direct Current/DC*) dan memiliki sistem komutator elektronik, tidak menggunakan komutator mekanik dan sikat (*brushes*). Hubungan arus-torsi dan frekuensi-kecepatan dari motor DC *brushless* adalah linier.



Gambar 2.28

Motor elektrik DC *brushless* Turnigy D2830-11
(hobbyking.com)

2.10 *Electronic Speed Control (ESC)*



Gambar 2.29

Electronic Speed Controller
Mystery 30A
(hobbyking.com)

Kendali kecepatan elektronik (*Electronic speed controller/ESC*) adalah sebuah sirkuit elektronik dengan tujuan untuk memvariasi kecepatan motor listrik, arahnya dan bisa berfungsi sebagai rem dinamis. *ESC* sering digunakan dalam mainan model bertenaga elektrik yang dikendalikan dengan *remote control*.

ESC menginterpretasikan informasi kendali tidak sebagai gerakan mekanis seperti servo, tetapi lebih kearah bagaimana memvariasikan kecepatan *switch* dari transistor yang menyebabkan motor mengeluarkan suara dengan *pitch* tinggi, khususnya dapat didengar saat kecepatan rendah. Hal ini dapat memungkinkan variasi kecepatan motor lebih halus dan tepat dengan efisiensi tinggi daripada tipe mekanis.

Sebagian besar *ESC* terbaru menyediakan sirkuit pengeliminasi baterai (*battery eliminator circuit/BEC*) untuk meregulasi tegangan untuk *receiver*, menghilangkan kebutuhan baterai untuk *receiver*.

2.11 Kendali Jarak jauh (*Remote Control*)



Merupakan sistem pengendalian jarak jauh dengan gelombang radio berfrekuensi 2,4 GigaHertz. *Remote Control* ini biasa digunakan untuk aeromodelling (pesawat terbang dan helikopter). Sistem pengendalian jarak jauh dengan menggunakan *Remote Control* terdiri dari 2 unit, pengirim (*transmitter*) dan penerima (*receiver*). Memiliki 6 jalur (channel)

Gambar 2.30
Futaba 6J-2.4 GHz

BAB III METODOLOGI

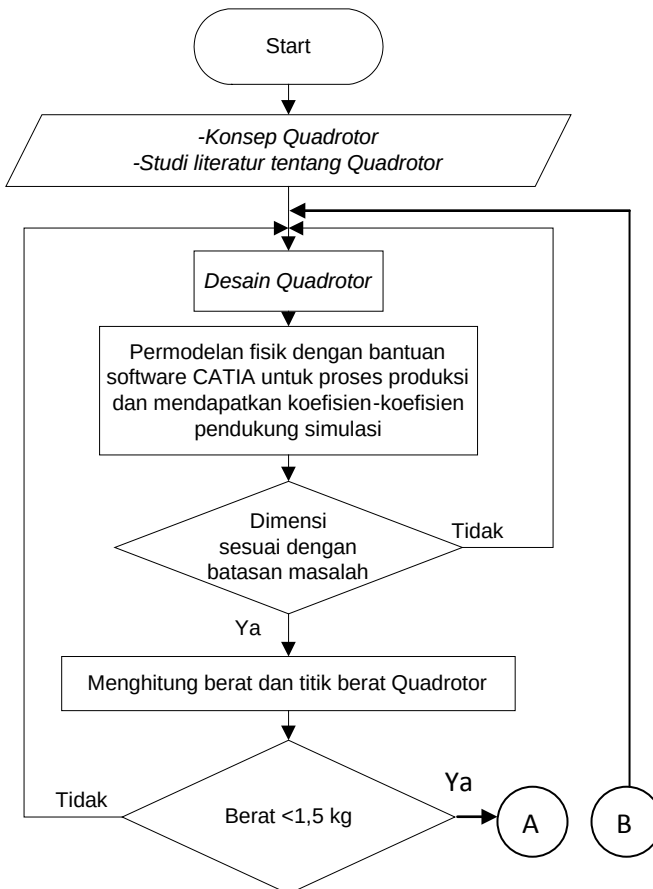
3.1 Metodologi Tugas Akhir

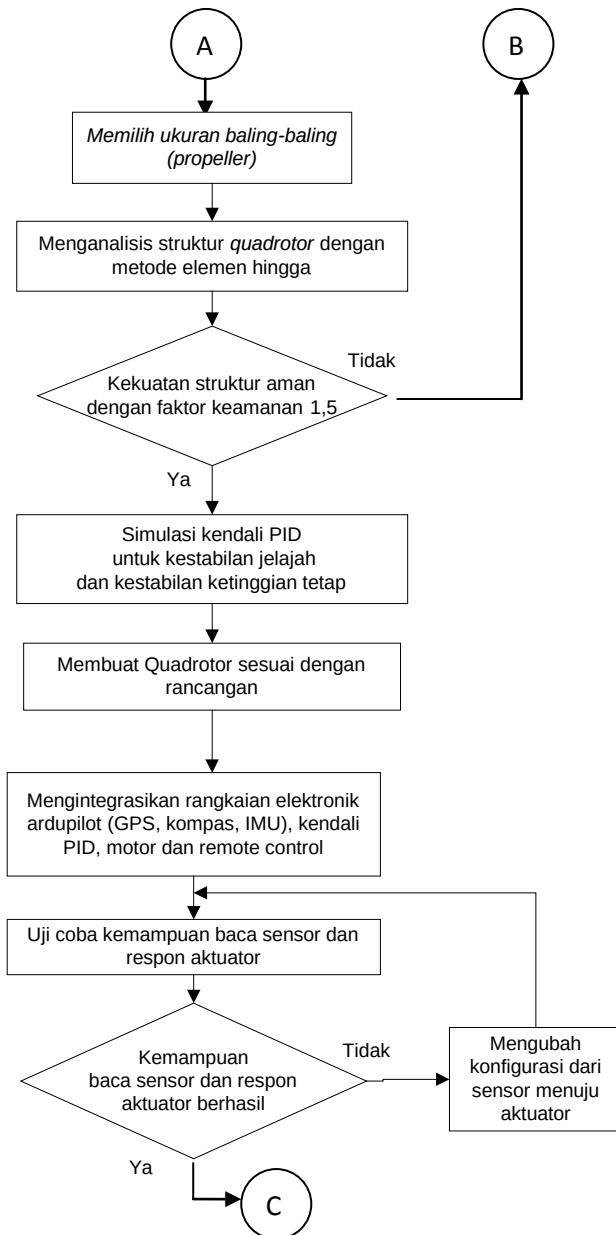
Penelitian ini dimulai dengan mendesain bentuk *quadrotor* menggunakan software CATIA. Pemodelan *quadrotor* menggunakan software CATIA akan memudahkan dalam mencari koefisien-koefisien pendukung untuk analisis struktur dan kendali *quadrotor*. Pendekatan dilakukan dengan perbandingan pada benda asli yakni pada dimensi, volume dan massa. Kemudian dilakukan desain mendetail *quadrotor*. Mulai dari mekanisme mekanik hingga mekanisme elektrik dari *quadrotor* ini. Adapun langkah-langkah yang dilakukan dalam penelitian ini adalah:

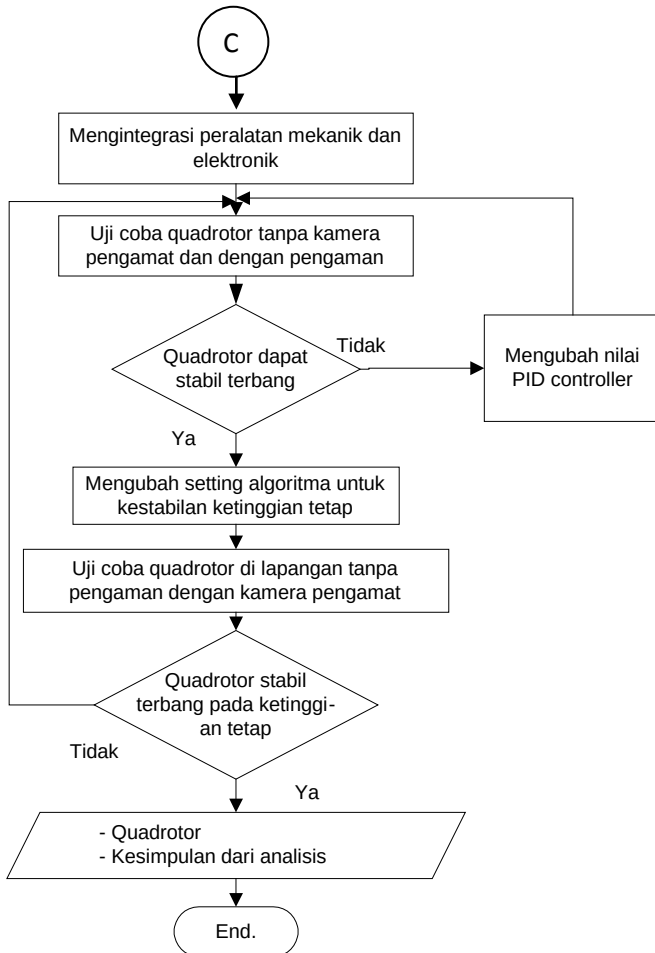
1. Melakukan studi literatur berdasarkan jurnal ilmiah, buku teks serta penelitian sebelumnya.
2. Membuat model *quadrotor* menggunakan software CATIA. Digunakan untuk membantu proses produksi. Dan kemudian dapat digunakan untuk mendapatkan koefisien-koefisien pendukung simulasi.
3. Memilih baling-baling (*propeller*) yang sesuai.
4. Menganalisis struktur *quadrotor* dengan metode elemen hingga.
5. Menganalisis kestabilan jelajah dan kestabilan ketinggian tetap dengan MATLAB.
6. Membuat *Quadrotor* sesuai dengan rancangan.
7. Mengintegrasikan rangkaian elektronik ardupilot (GPS, kompas, IMU) dengan motor dan *remote control*.
8. Menguji coba kemampuan baca sensor dan respon aktuator.
9. Mengintegrasikan peralatan mekanik dan elektronik.
10. Melakukan uji coba dan optimasi *quadrotor* tanpa kamera pengamat dan dengan pengaman.

11. Melakukan uji coba *quadrotor* di lapangan tanpa pengaman dengan kamera pengamat, mengangkat 500 gram beban dan jarak pengendalian 1 kilometer.
12. Mengambil kesimpulan berdasarkan hasil penelitian yang telah dilakukan

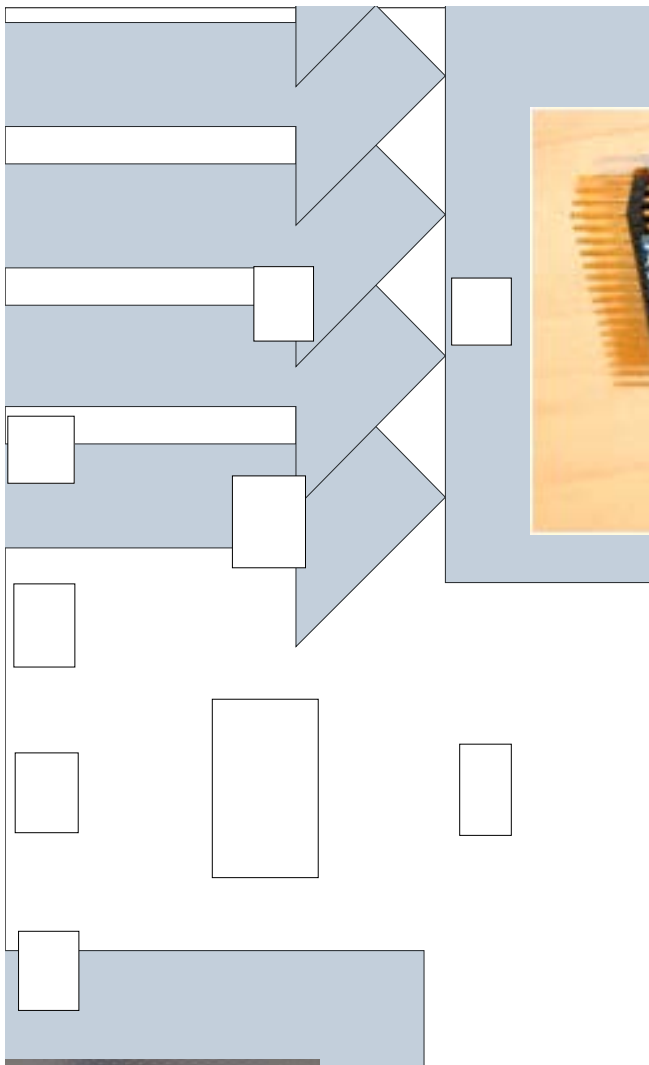
3.2 Diagram Alir Tugas Akhir







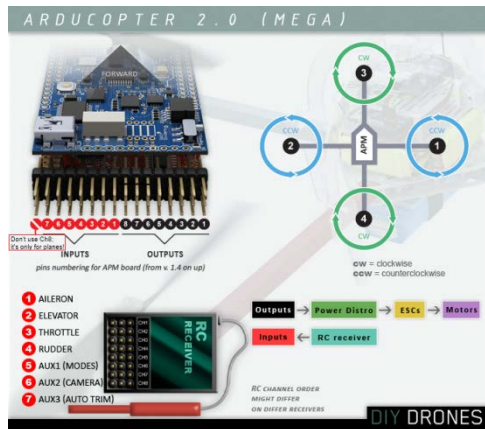
3.3 Blok Diagram Konsep Korelasi Antar Komponen UAV



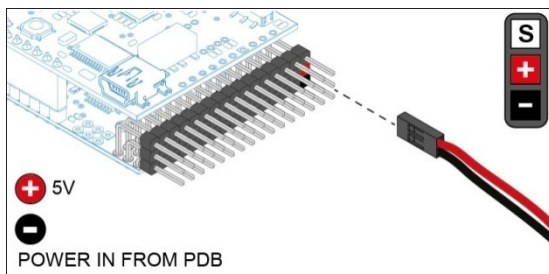
Gambar 3.1 Blok Diagram Quadrotor

3.4 Pengkabelan Ardupilot Mega

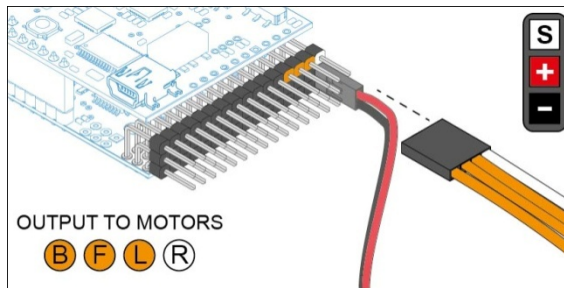
Ardupilot Mega (APM) membutuhkan minimal 4 *channel* untuk mengoperasikan Quadrotor. Namun hanya dapat terbang dengan satu mode. Apabila ditambah satu *channel* lagi, sehingga menjadi 5 *channel*, mode terbang dapat dipilih lebih dari satu. *Channel* ke 6 dapat digunakan sebagai *in-flight tuning*. Namun dalam tugas akhir ini *channel* ke 6 digunakan untuk rotasi *pan* camera.



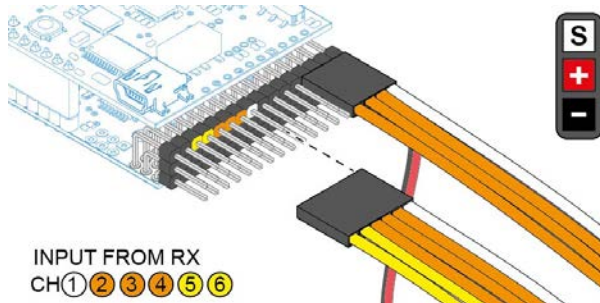
Gambar 3.2 Pengkabelan dari APM ke Receiver Remote Control dan keempat motor



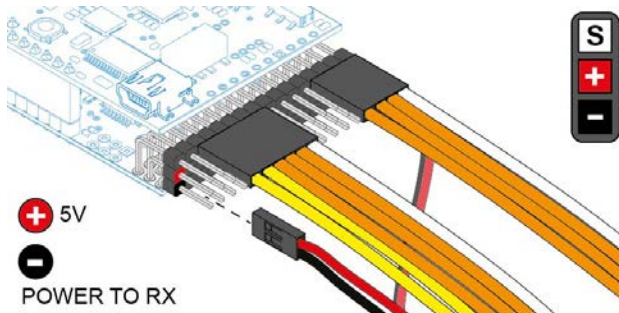
Gambar 3.3 Pemasangan power pada APM, input 5V didapat dari BEC-ESC.



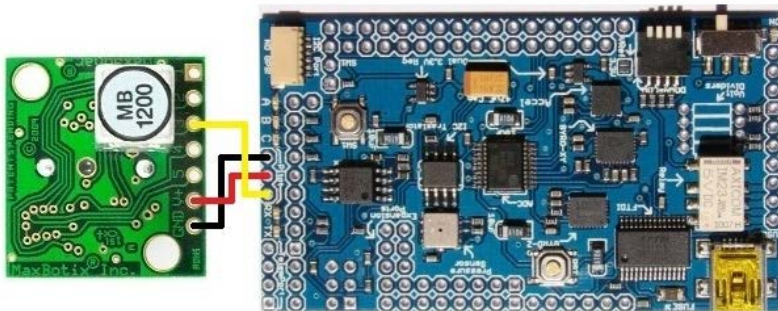
Gambar 3.4 Pemasangan kabel sinyal untuk motor brushless
(B=Back, F=Front, L=Left, R=Right, S=Signal)



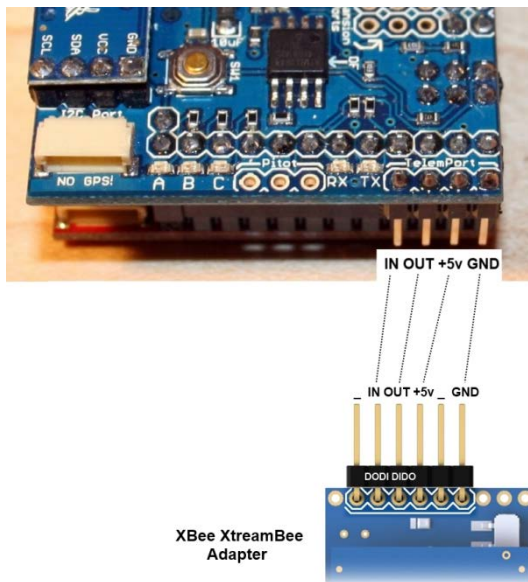
Gambar 3.5 Pemasangan kabel sinyal dari Receiver RC



Gambar 3.6 Pemasangan kabel tenaga ke Receiver RC



Gambar 3.7 Pemasangan APM dengan Sonar, sinyal dari Sonar yang diambil menuju APM adalah sinyal analog



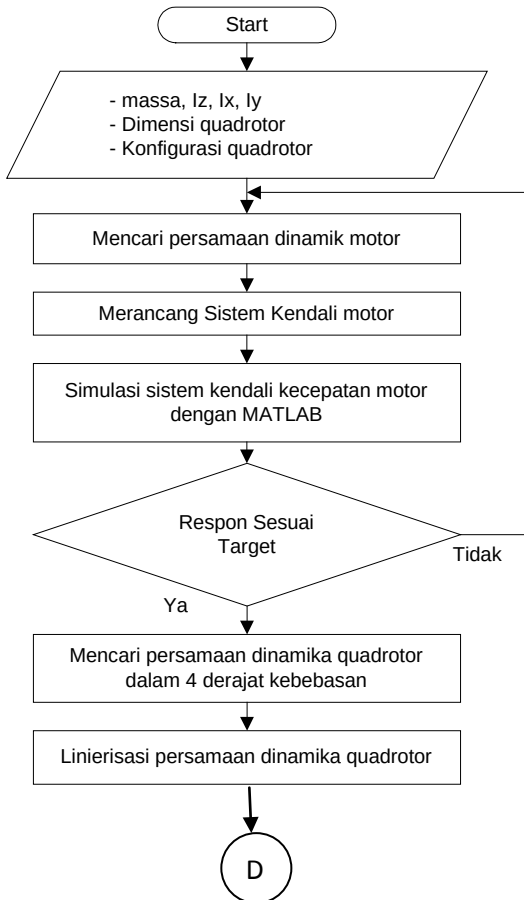
Gambar 3.8 Pemasangan APM dengan Xbee Telemetry.

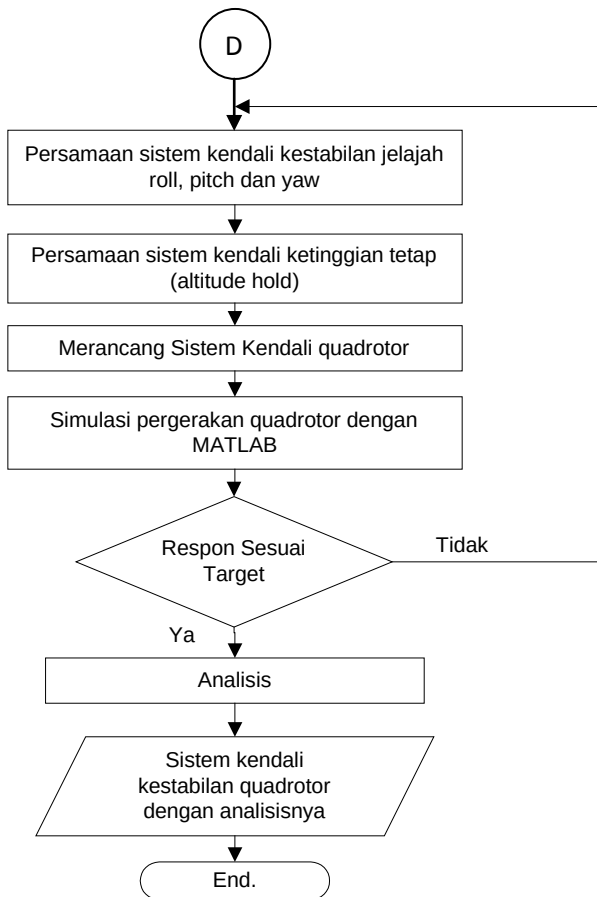
3.5 Metodologi Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap

Langkah–langkah dalam analisis kestabilan jelajah (*stabilize*) dan ketinggian tetap (*altitude hold*) adalah:

1. Mencari persamaan dinamik motor yang digunakan untuk memutar *propeller* dan menghasilkan gaya dorong.
2. Merancang sistem kendali kecepatan motor.
3. Melakukan simulasi kecepatan putar motor.
4. Analisa hasil respon dari sistem kendali kecepatan motor untuk kemudian digabungkan dengan sistem kendali dinamika *quadrotor*.
5. Mencari persamaan dinamika *quadrotor* dalam 4 derajat kebebasan (roll, pitch, yaw dan translasi sumbu z)
6. Melakukan linierisasi persamaan dinamika *quadrotor*.
7. Mendapatkan persamaan sistem kendali kestabilan jelajah (*stabilize*)
8. Mendapatkan persamaan sistem kendali ketinggian tetap (*altitude hold*)
9. Mensimulasikan pergerakan *quadrotor* dengan MATLAB-Simulink menggabungkan antara sistem kendali orientasi *pitch*, *roll*, *yaw* dan ketinggian (translasi sumbu z) dengan sistem kendali dari dinamika *quadrotor* dalam sistem *closed-loop*.
10. Menganalisa hasil yang didapatkan dari nilai respon sistem kendali.
11. Menarik kesimpulan dari hasil analisis dan simulasi.

3.6 Diagram Alir Simulasi Kestabilan Jelajah dan Ketinggian Tetap





BAB IV

PROSES RANCANG BANGUN DAN PENGUJIAN SISTEM

Dalam proses rancang bangun ini akan dibahas mengenai permodelan fisik, kekuatan struktur, dan proses produksi. Rincian untuk pembahasan pada bab ini adalah sebagai berikut:

- **Material penyusun dan komponen elektronik**, akan dibahas mengenai data awal setiap material penyusun. Dalam material penyusun adalah data massa jenis dan kekuatan yield. Dengan bantuan program CATIA, massa rangka quadrotor dapat diketahui dengan cara didapatkan dahulu volumenya. Sedangkan pada komponen elektronik, massa tiap-tiap komponen didapatkan dengan cara penimbangan.
- **Permodelan quadrotor menggunakan CATIA**. Bagian-bagian penyusun quadrotor digambar 3 dimensi. Kemudian di-assembly sehingga akan dihasilkan produk virtual quadrotor. Dimana produk virtual ini akan menjadi acuan quadrotor. Dan di akhir sub-bab ini akan dibahas mengenai koefisien-koefisien pendukung untuk simulasi kestabilan dengan MATLAB.
- **Simulasi Struktur Quadrotor Menggunakan Metode Elemen Hingga**. Dalam tahap ini, lengan dan plat tengah quadrotor akan dianalisis strukturnya. Hanya kedua bagian itu dianalisis karena mendapatkan gaya paling besar. Gaya diterima dari berat quadrotor, berat kargo dan gaya dorong propeller.
- **Pembuatan Quadrotor**, dalam sub-bab ini akan dibahas bagaimana proses pembuatan quadrotor, terbagi dalam:
 - o Pembuatan rangka
 - o Rangkaian elektronik
 - o Perangkat lunak
- **Uji Performansi**, berisi dokumentasi pengujian alat. Dan berisi proses tuning PID pada Quadrotor berdasarkan responnya saat pengujian.

4.1 Material Penyusun dan Komponen Elektronik

- **Material Penyusun**

Beberapa material digunakan dalam rancang bangun Quadrotor. Material utama penyusun rangka Quadrotor dalam Tugas Akhir ini adalah:

Tabel 4.1 Daftar material penyusun rangka Quadrotor

No.	Nama	Massa Jenis	Kekuatan Yield
1	Acrylic	1180 Kg/m ³	69 MPa
2	Aluminium 6061-T6	2710 Kg/m ³	241 MPa
3	Baja (Mur-Baut-Ring)	7860 Kg/m ³	640 MPa (JIS)
4	Nylon	1150 Kg/m ³	-

sumber: wikipedia.org

Selain material-material diatas, beberapa penyusun seperti plastik, kertas, kain, kabel dan *double-tape* diabaikan.

- **Komponen Elektronik**

Dengan melakukan penimbangan pada tiap-tiap komponen, didapatkan data sebagai berikut:

Tabel 4.2 Massa komponen elektronik Quadrotor

No.	Nama	Jumlah	Massa	Massa Total
1	Ardupilot Mega	1	47,52 gr	47,52 gr
2	ESC	4	24,85 gr	99,4 gr
3	Motor	4	63,48 gr	253,92 gr
4	Propeller	4	9,6 gr	38,4 gr
5	Kabel AWG	3	9,55 gr	28,66 gr
6	Receiver RC	1	8,51 gr	8,51 gr
7	Sonar	1	9,88 gr	9,88 gr
8	PCB	1	62,51	62,51 gr
9	Baterai	1	188,8 gr	188,8 gr
Total				737,6 gr

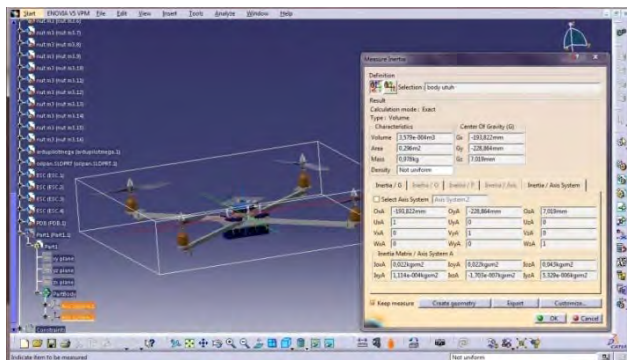
Dan selanjutnya permodelan menggunakan CATIA, selanjutnya akan diketahui:

- Gambar teknik proses rancang bangun dalam 3D/2D
- Massa, momen inersia, momen inersia polar
- Letak Titik Berat

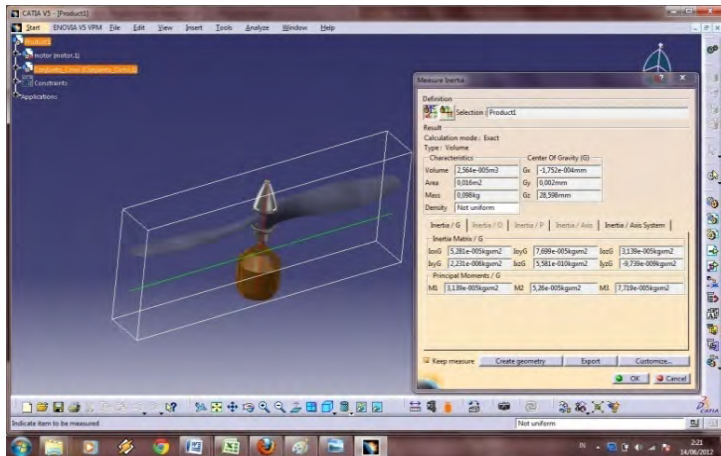
4.2 Permodelan Quadrotor Menggunakan CATIA

Dalam perancangan quadrotor sebenarnya bisa dilakukan tanpa permodelan dengan CATIA, namun terdapat kelebihan apabila menggunakan permodelan ini:

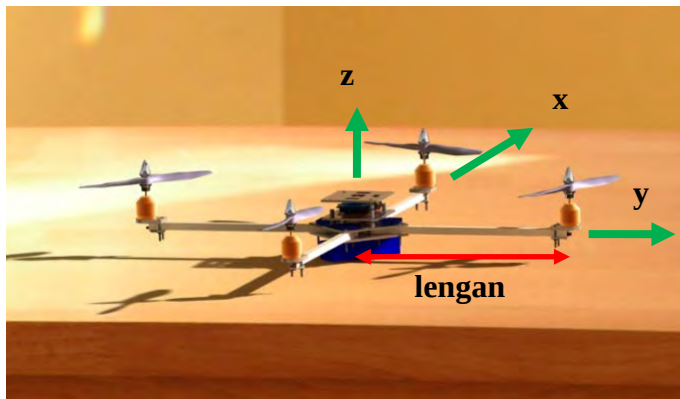
- Memperoleh gambaran bentuk virtual quadrotor
- Dapat merencanakan bagaimana proses produksi yang nantinya dilakukan, misalkan drill, bubut, potong, ampelas dan lain-lain.
- Mengetahui material dibutuhkan dan jumlahnya.
- Mendapatkan koefisien-koefisien pendukung analisis struktur dan simulasi MATLAB



Gambar 4.1 Mendapatkan nilai massa dan matriks inersia quadrotor dari CATIA



Gambar 4.2 Mendapatkan nilai Momen inersia motor-propeller



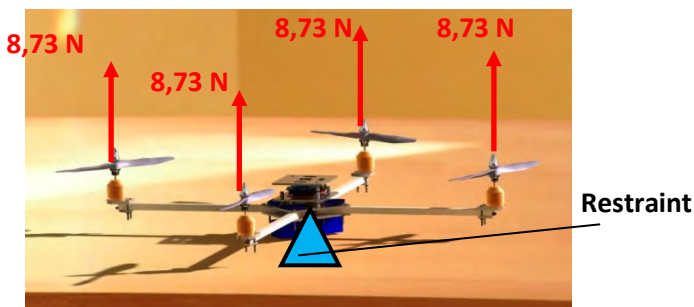
Gambar 4.3 Permodelan 3-Dimensi setelah di-render Menggunakan CATIA V5R20

Tabel 4.3 Hasil Pemodelan dengan Software CATIA

No	Koefisien	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	0,978	Kg
2	Lengan (l)	0,302	meter
3	Ix	0,022	Kg m ²
4	Iy	0,022	Kg m ²
5	Iz	0,043	Kg m ²
6	Jr	$3,139 \times 10^{-5}$	Kg m ²

4.3 Simulasi Struktur Quadrotor Menggunakan Metode Elemen Hingga

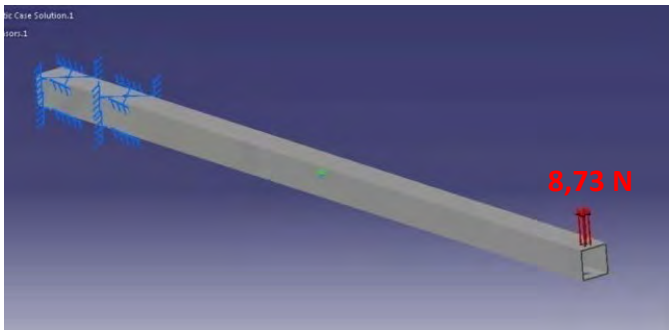
Dalam simulasi ini, quadrotor dianggap terikat pada bagian tengah (*center of gravity*) kemudian motor diaktifkan dengan putaran maksimum. Dari lampiran tentang motor yang digunakan memiliki spesifikasi gaya tarik maksimum adalah 0,890 Kg-f atau 8,73 Newton. Analisis yang dilakukan hanya gaya-gaya statis.



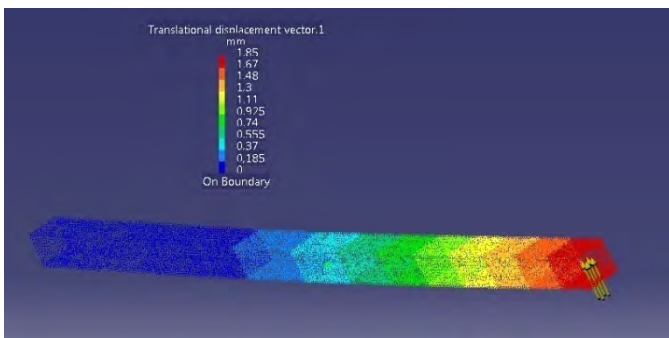
Gambar 4.4 Diagram benda bebas untuk simulasi struktur Quadrotor

- **Lengan Aluminium**

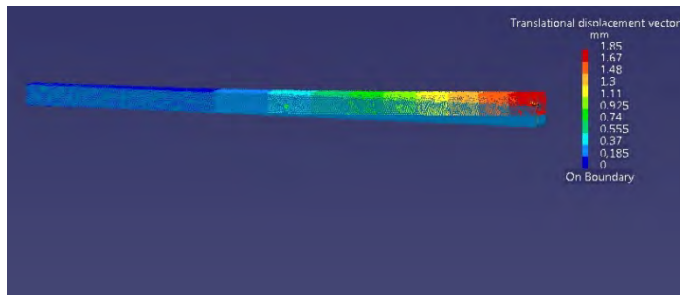
Diagram benda bebas digambarkan seperti **gambar 4.5** dibawah, restrain berupa pasangan mur-baut dan gaya terdistribusi berasal dari motor-propeller. Kemudian disimulasikan dengan CATIA untuk displacement dan tegangan ekuivalen. Tersaji dalam gambar-gambar dibawah ini.



Gambar 4.5 Diagram benda bebas untuk simulasi struktur lengan Quadrotor



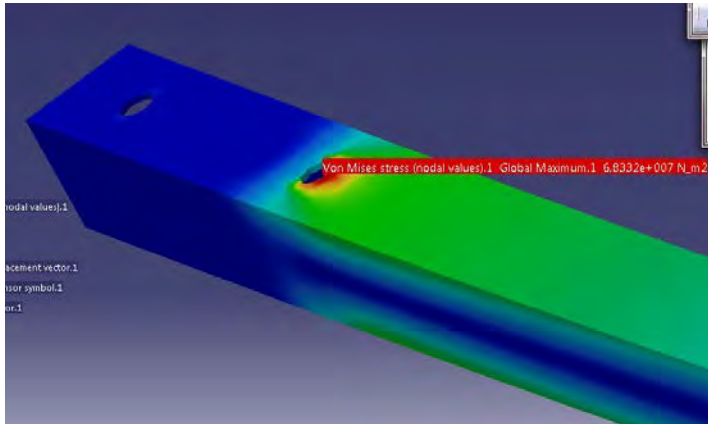
Gambar 4.6 Vektor displacement pada lengan Quadrotor, bernilai maksimum 1,85 mm



Gambar 4.7 Vektor displacement pada lengan Quadrotor, dibandingkan dengan sebelum pembebanan.



Gambar 4.8 Nodal contour untuk von mises stress dengan tegangan maksimum 68,3 MPa



Gambar 4.9 Nodal contour untuk von mises stress dengan tegangan maksimum dengan perbesaran

Dari **gambar 4.6 - 4.9** diketahui bahwa displacement terbesar bernilai 1,85 mm dan tegangan maksimum sebesar 68,3 MPa. Untuk validasi apakah aluminium cukup kuat untuk menahan beban tersebut, perlu perhitungan dengan mempertimbangkan faktor keamanan. Faktor keamanan yang dipakai dalam analisis ini adalah bernilai terkecil adalah 1,5.

$$FS = \frac{Yield\ Strength}{Tegangan\ von\ mises}$$

$$FS = \frac{241\ MPa}{68,3\ MPa} = 3,53$$

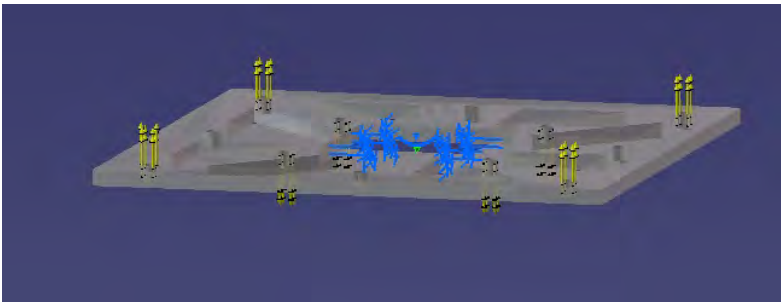
Maka bahan **aluminium 6061-T6** telah memenuhi syarat kekuatan struktur.

Titik pada pangkal lengan mengalami tegangan terbesar dikarenakan pada titik tersebut menerima gaya linier langsung dari motor dan momen bending dari motor-lengan.. Agar tegangan pada titik tersebut berkurang, perlu pemasangan

papan/luasan sehingga gaya pada daerah tersebut terbagi merata pada luasan yang menahannya. Atau mengurangi panjang lengan quadrotor sehingga momen bending berkurang.

- **Plat Tengah**

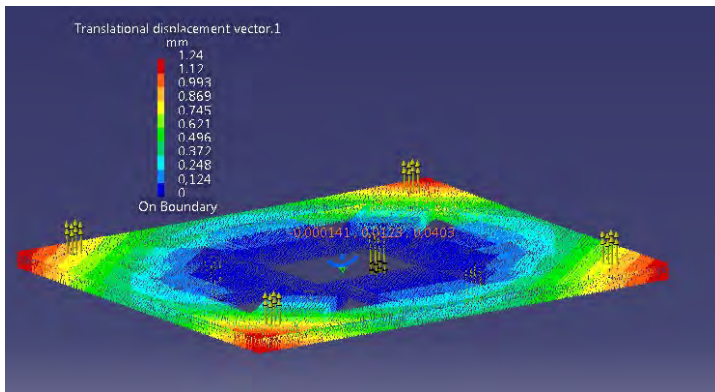
Dengan melakukan hal yang sama seperti lengan quadrotor, mari kita analisis untuk plat tengah (plat yang menghubungkan keempat lengan quadrotor. Pertama, ditentukan dahulu diagram benda bebas quadrotor.



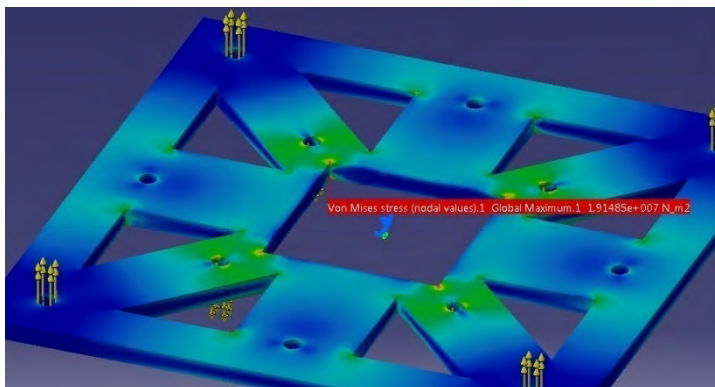
Gambar 4.10 Diagram benda bebas plat

Ada dua gaya yang diterima oleh plat, yang pertama adalah gaya dari keempat motor searah vertikal dengan besar $4 \times 8,73$ Newton. gaya diletakkan pada lubang tempat sambungan baut-mur berada dengan merata. Kemudian yang kedua adalah momen bending yang besarnya adalah $8,73 \text{ N} \times 0,302 \text{ m} = 2,64 \text{ N.m}$. Gaya-gaya tersebut dimasukkan kedalam software dan disimulasikan.

Setelah itu, akan dilakukan analisa deformasi dan tegangan pada plat. Hasil simulasi dengan menggunakan *finite element analysis* pada software CATIA menghasilkan gambar seperti dibawah ini.



Gambar 4.11 Vektor displacement akibat pembebanan pada plat, maksimum bernilai 1,24 mm



Gambar 4.12 Nodal contour untuk tegangan ekuivalen von mises pada plat, nilai maksimum 19,15 MPa

Nilai displacement terbesar pada plat adalah 1,24 mm dan tegangan von mises terbesar bernilai 19,14 MPa. Dengan menggunakan cara yang sama dengan lengan aluminium, dapat diketahui nilai faktor keamanannya.

$$FS = \frac{Yield\ Strength}{Tegangan\ von\ mises}$$
$$FS = \frac{69\ MPa}{19,15\ MPa} = 3,06$$

Karena nilai faktor keamanan 3,06, lebih besar dari kriteria yang dibutuhkan yakni 1,5, Maka **bahan acrylic sudah memenuhi syarat** kekuatan struktur.

Tegangan terbesar terjadi pada titik hasil pemotongan pada tengah plat. Hal tersebut terjadi karena adanya konsentrasi tegangan. pemotongan bagian tengah plat yang berbentuk persegi tajam diujungnya, sehingga terjadi konsentrasi tegangan di titik tersebut. Agar tegangan tidak terkonsentrasi di titik tersebut, perlu desain ulang dengan pemberian corner atau *fillet* pada ujung-ujungnya atau bahkan bagian tengah berbentuk lingkaran. Sebagai informasi, lubang di tengah ini digunakan untuk sistem pengkabelan sehingga lebih ringkas.

Dari simulasi lengan dan plat, displacement yang terjadi pada poros motor adalah $(1,24 + 1,85)\text{ mm} = 3,09\text{ mm}$. Namun dapat dipastikan displacement kurang dari 3,09 mm, karena lengan dan plat saling menguatkan. Sehingga displacement yang terjadi dipastikan lebih kecil dari 3,09 mm.

Displacement dapat mempengaruhi performa wahana karena motor membentuk sudut sehingga gaya angkat berkurang dan muncul gaya linier arah horizontal. Namun dalam tugas akhir ini tidak dibahas mengenai pengaruh deformasi rangka terhadap performa quadrotor.

4.4 Pembuatan Quadrotor

Quadrotor yang dirancang dalam tugas akhir ini merupakan modifikasi dari arducopter rancangan tim *diydrones.com*. Modifikasi yang dilakukan adalah spesifikasi motor, *propeller*, panjang lengan, bentuk kaki. Karena ada perubahan tersebut, perlu perubahan sistem kendali dalam

quadrotor. Berikut pembahasan rancang bangun untuk pembuatan rangka, rangkaian elektronik dan perangkat lunak.



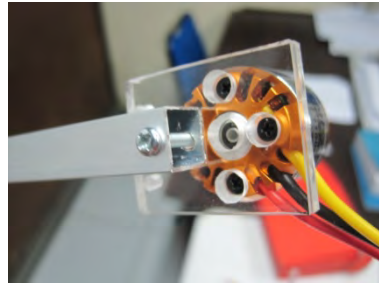
Gambar 4.13 Bentuk akhir quadrotor dengan menggunakan kaki kawat diselimuti peredam.

4.4.1 Pembuatan Rangka

Pembuatan Quadrotor dimulai dengan pembuatan plat tengah dan lengan. Keempat lengan dari bahan aluminium dan dua plat tengah dari bahan *acrylic* disatukan dengan baut, mur dan ring. Peralatan/ *tool* yang dibutuhkan adalah hand drill, gergaji tipis, gerinda tangan, obeng dan tang. Kemudian di buatudukan motor dari *acrylic* dan disatukan dengan sambungan mur-baut.



Gambar 4.14 Menyusun plat tengah dan lengan-engan Quadrotor



Gambar 4.15 Dudukan motor dari acrylic

Saat pengujian awal, quadrotor sulit dikendalikan karena faktor kontrol di dalam quadrotor sendiri dan faktor pilot yang kurang memiliki jam terbang. Oleh karena itu, beberapa kali kaki quadrotor menerima beban kejut dengan arah vertikal dan kadang horisontal. Beban kejut pada kaki yang berupa acrylic dengan sambungan mur-baut pada lengan quadrotor, ternyata menyebabkan perubahan bentuk pada lengan seperti yang terlihat pada **gambar 4.17**.



Gambar 4.16 Desain awal quadrotor menggunakan 4 kaki

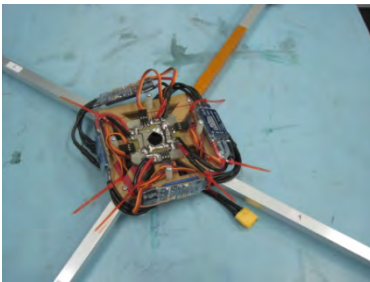


Gambar 4.17 Lengan mengalami deformasi akibat benturan pada kaki saat uji terbang

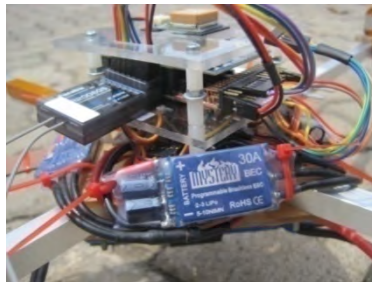
Bentuk alternatif untuk kaki quadrotor adalah dengan bentuk kawat dengan peredam. proses pembentukan kaki tersebut dengan cara membengkokkan kawat berdiameter 2 mm dengan manual (tangan). Kemudian kawat diselubungi dengan peredam beban kejut yang berupa isolator pendingin pipa *Air Conditioner*. Kawat diikat dengan menggunakan *cable strap*.

4.4.2 Rangkaian Elektronik

Untuk rangkaian elektronik pada quadrotor mengikuti blok diagram sistem dan pengkabelan seperti pada **bab 3**.



Gambar 4.18 Papan PCB pembagi daya berada di tengah



Gambar 4.19 Rangkaian elektronik dilihat dari dekat



Gambar 4.20 Tiga kabel motor disalurkan melalui rongga lengan

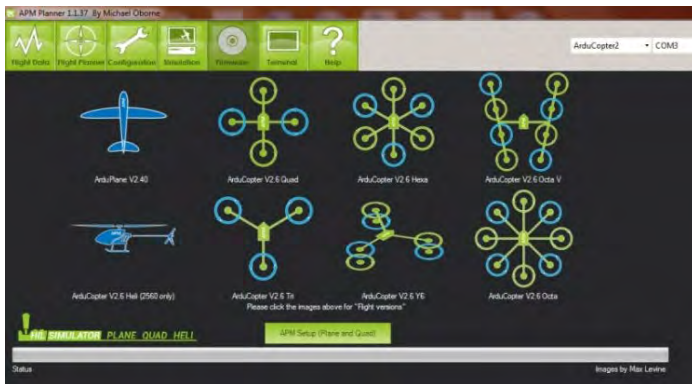
4.4.3 Perangkat Lunak

Quadrotor menggunakan perangkat lunak *open-source* ArduPilot Mega Planner (APM Planner) versi 1.1.37. dikembangkan oleh tim *diydrones.com*, perangkat lunak ini mampu mendownload program dari komputer menuju ArduPilot Mega (APM). **Gambar 4.21** dibawah menunjukkan APM sudah terhubung dengan APM Planner, sensor gyro tampak telah bekerja.



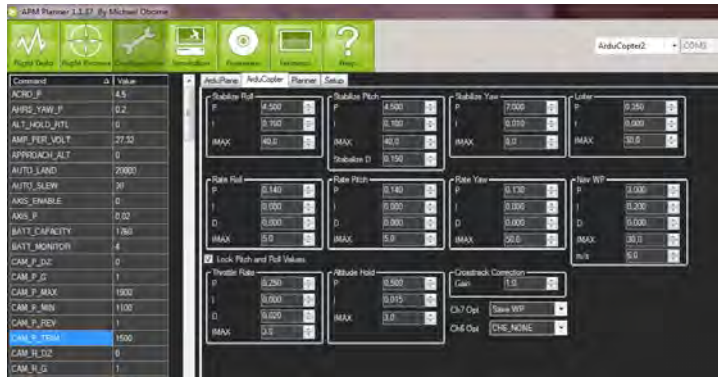
Gambar 4.21 Tampilan ArduPilot Mega Planner saat dihubungkan dengan perangkat keras.

Selain untuk quadrotor/arducopter, perangkat lunak ini juga mampu mengubah *firmware* APM sehingga dapat digunakan sebagai *flight controller* untuk UAV bentuk pesawat, multirotor-copter (tricopter, hexacopter, octocopter), helikopter konvensional dan simulasi *HIL* (*hardware-in-loop simulation*).



Gambar 4.22 Firmware yang tersedia bagi perangkat ArduPilot Mega

Kemampuan lain dalam APM Planner adalah sebagai *PI & PID controller tuning software*, *Tuning PID* sudah berupa *interface* yang mudah digunakan.



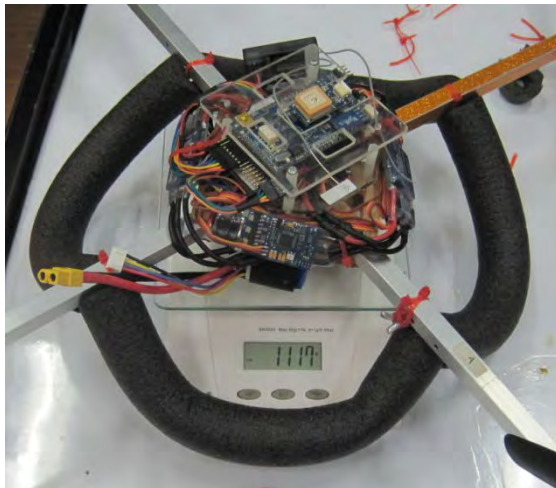
Gambar 4.23 Pengaturan PI dan PID controller untuk kestabilan Quadrotor

4.5 Uji Performansi

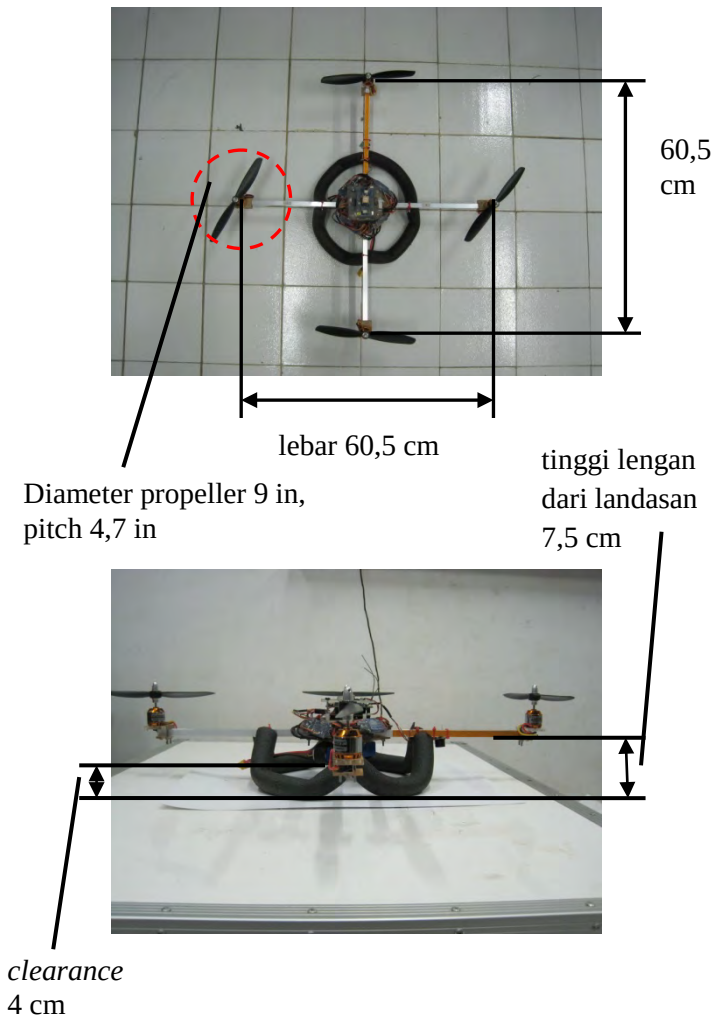
Uji performansi dalam bahasan ini adalah:

- Membandingkan permodelan pada CATIA dengan bentuk nyata quadrotor
- Dokumentasi dalam beberapa kali pengujian
- Jarak kendali quadrotor dengan remote control
- Performa kamera
- **Bentuk Quadrotor**

Bentuk Quadrotor yang dibahas adalah massa total dan dimensi.



Gambar 4.24 Massa Quadrotor setelah ditimbang, yakni 1117 gram



Gambar 4.25 Dimensi quadrotor

- **Dokumentasi Pengujian**



Gambar 4.26 Tes terbang 3 Juli 2012
di Lapangan Stadion ITS



Gambar 4.27 Tes terbang dengan mode
Altitude Hold, 5 Juli 2012 di Lapangan
Stadion ITS



Gambar 4.28 Tes terbang dengan penambahan massa sebesar 500 gram.

Selama pengujian terbang quadrotor, dilakukan tuning PID berdasarkan respon quadrotor. Untuk osilasi yang besar, perlu mengubah besaran P hingga osilasi yang muncul masih dalam batas wajar. Untuk steady-state error, misalkan pada kontrol ketinggian menggunakan sonar/barometer, dapat dikurangi nilai errornya dengan memperbesar nilai konstanta Integral-nya. Dan apabila gangguan/noise terlalu besar pada sensor barometer, perlu mengubah nilai konstanta Derivative-nya.

Pada pengujian di tempat terbuka, quadrotor menerima disturbance berupa angin. Angin yang diterima oleh quadrotor adalah angin berkecepatan 2-4 m/s dengan arah horisontal, cukup untuk mengubah sudut roll/pitch-nya. Perlu keahlian pilot untuk mengendalikan quadrotor agar tetap pada posisinya walaupun terkena gangguan angin.

Pada pengujian dengan beban, quadrotor masih mampu beroperasi normal dengan beban 150 gram. Ketika penambahan beban sebesar 500 gram quadrotor masih mampu beroperasi, tetapi lebih sulit dikendalikan.

- **Jarak Kendali Quadrotor dengan Remote Control**



Gambar 4.29

Jarak kendali yang mampu dilakukan oleh remote control Futaba 6J dengan stasiun kendali berada di Jurusan Teknik Mesin ITS. Jangkauan kendali adalah 1 kilometer

- **Performa Kamera**

Kamera yang digunakan adalah 1/3-inch Sony CCD Camera (PAL). Kamera ini menggunakan sinyal analog composite sebagai outputnya. Perlu video transmitter untuk menggunakan kamera ini secara nirkabel. Kamera ini tidak dilengkapi dengan audio. Bersama dengan kamera dilengkapi juga dengan mekanisme *pan-tilt rotator*. Mekanisme tersebut menggunakan dua micro servo sebagai penggerakannya. untuk menggerakkan kamera dibutuhkan dua channel kosong pada remote control, maka dari itu dibutuhkan minimal 7 *channel* untuk menggunakan quadrotor dengan mekanisme ini.



Gambar 4.30 Kamera pengamat dengan mekanisme *pan-tilt rotator*

Pada remote control Futaba 6J yang digunakan hanya memiliki 6 *channel*. 4 *channel* untuk keempat motor, 1 *channel* untuk mode terbang, dan hanya tersisa satu *channel*. Praktis hanya bisa mengendalikan *pan* atau *tilt* saja.



Gambar 4.31 Sistem kamera terpasang pada quadrotor

BAB V

ANALISIS KESTABILAN

5.1 Data Pendukung

Dari permodelan dengan menggunakan CATIA diperoleh:

Tabel 5.1 Tabel Data awal Quadrotor

No	Koefisien	Nilai	Satuan
1	Massa (m)	0,978	Kg
2	Lengan (l)	0,302	meter
3	I _x	0,022	Kg m ²
4	I _y	0,022	Kg m ²
5	I _z	0,043	Kg m ²
6	J _r	3,139x10 ⁻⁵	Kg m ²

Dari data motor DC brushless diperoleh:

Tabel 5.2 Data Motor dan Pasangan Propellernya

Koefisien	Nilai
Daya Maksimum (P _{max})	210 Watt
Gaya tarik maksimum	0,890 Kg-f atau 8,73 N

Dari hasil pengukuran aktual putaran propeller menggunakan *tachometer* didapatkan:

Tabel 5.3 Pengambilan data rpm

<i>Thrust</i>	Putaran Motor (rpm)
0 %	0 rpm
20 %	± 2100 rpm
50 %	± 4600 rpm
100 %	± 6700 rpm



Gambar 5.1

Tachometer genggam digital, digunakan sebagai pengukur frekuensi putar *propeller*

Dari data pada **tabel 5.2** dan **tabel 5.3** dapat dihitung nilai *thrust factor* dengan pendekatan linier. $C_b = \frac{F_{thrust}}{\Omega}$

C_b = *thrust factor*

F_{thrust} = Gaya tarik/dorong (0-8,73 N)

Ω = kecepatan putar rotor (0-6700 rpm)

sehingga didapatkan nilai $C_b = 8,73\text{N}/6700\text{rpm} = \mathbf{0,0013}$

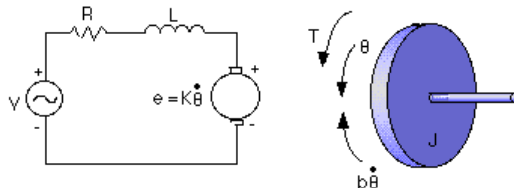
Data pada Tabel 5.3 sebenarnya tidak linier, namun dalam tugas akhir ini semua sistem dilinierisasi, maka data yang diambil sebagai acuan adalah pada saat *thrust* 0% dan 100% saja.

5.2 Permodelan Dinamika Quadrotor dengan MATLAB-Simulink

5.2.1 Sistem Penggerak Motor Brushless DC

Dalam bahasan ini, analisis motor yang digunakan adalah motor DC. Model ini lebih sederhana dibandingkan dengan motor Brushless DC yang sebenarnya. Terdapat dua sistem dalam permodelan ini, yaitu sistem elektronik dan

mekanikal. Sirkuit elektrik dan diagram benda bebas rotor ditunjukkan dalam gambar berikut



Gambar 5.2 Sirkuit elektronik dan diagram benda bebas rotor

Dari **gambar 5.2** diatas dapat dituliskan persamaan berdasarkan hukum Newton dan hukum Kirchhoff:

$$J \ddot{\theta} + b \dot{\theta} = K i$$

$$L \frac{di}{dt} + Ri = V - K \dot{\theta}$$

Transfer Function untuk motor dari dua persamaan diatas adalah:

$$s(Js + b)\Theta(s) = KI(s)$$

$$(Ls + R)I(s) = V - Ks\Theta(s)$$

dengan mengeliminasi $I(s)$ didapatkan open loop transfer function, dimana kecepatan rotasi adalah output dan tegangan adalah input.

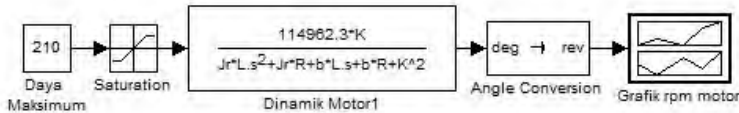
$$\frac{\Theta}{V} = \frac{K}{(Js + b)(Ls + R) + K^2}$$

Dengan modifikasi pada tranfer function diatas, input pada sistem diganti menjadi daya. Dengan persamaan $P = V.I$ dengan $P_{\max} = 210$ Watt, maka input volt bisa diubah menjadi arus secara langsung. Namun dengan pemberian saturasi dengan batas atas

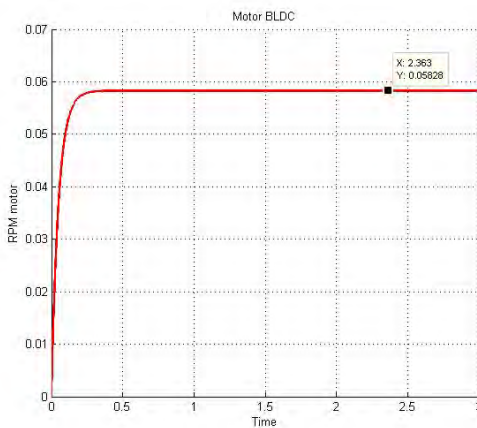
210 watt. Apabila sistem di inputkan 210 watt maka diharapkan output rpm motor menjadi maksimum (6700 rpm) (**Gambar 5.4**). Karena output rpm motor hanya 0,05828 rpm, maka perlu gain sebesar $\frac{6700}{0,05828} = 114962,3$.

$$\frac{\dot{\theta}}{P} = \frac{K}{(J_s + b)(Ls + R) + K^2}$$

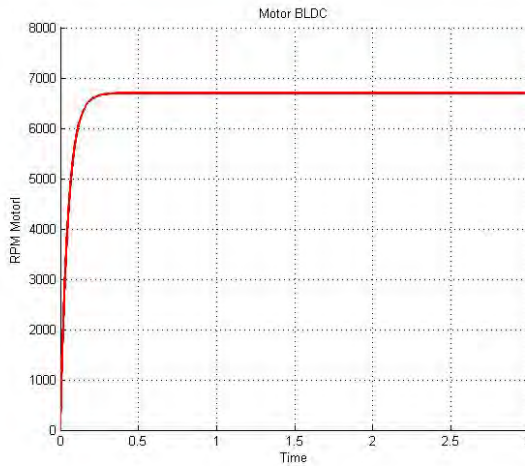
Sistem kendali motor Brushless DC dapat disimulasikan dengan menggunakan Matlab Simulink seperti pada **gambar 5.3**, sistem tersebut merupakan open-loop. Hasil simulasi dari sistem kendali motor dengan respon transien seperti pada **gambar 5.5**



Gambar 5.3 Blok diagram open-loop motor Brushless DC



Gambar 5.4 Grafik respon motor yang belum di kompensasi



Gambar 5.5 Grafik respon motor yang telah dikompensasi gain sebesar 114962,3

5.2.2 Dinamika Quadrotor

Dalam permodelan kestabilan hanya dibahas 4 dof yang telah dirumuskan dalam persamaan berikut:

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{J_r}{I_x} \dot{\theta} \Omega + \frac{l}{I_x} U_2$$

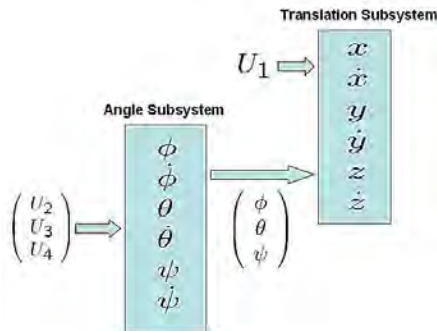
$$\ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{l}{I_y} U_3$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4$$

Dengan input kontrol berupa U_1 , U_2 , U_3 dan U_4 sebagai berikut:

$$\begin{aligned} U_1 &= b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_2 &= b(\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \\ U_3 &= b(\Omega_3^2 - \Omega_1^2) \\ U_4 &= d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \\ \Omega &= \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3 \end{aligned}$$

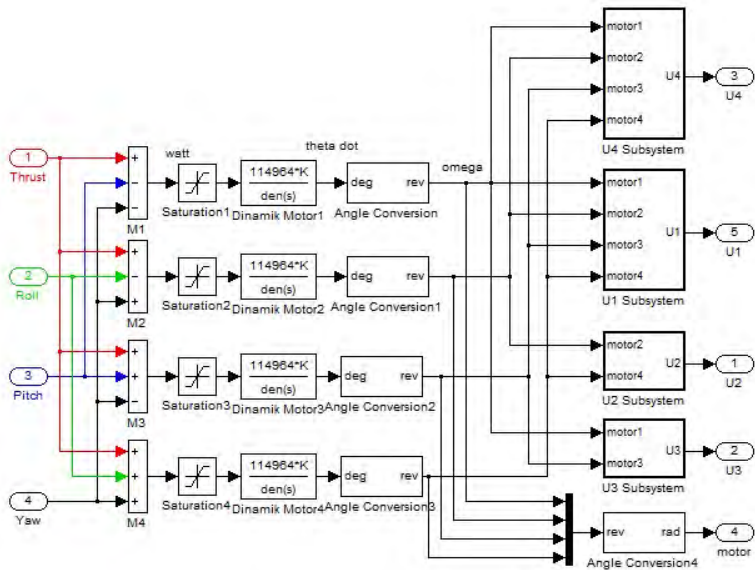
Sistem Quadrotor dipetakan seperti **gambar 5.6**. Dari subsistem rotasi angular, roll, pitch dan yaw didapatkan dan digabungkan dengan U_1 menjadi input bagi subsistem translasi. Input U_2 , U_3 dan U_4 sebagai kendali subsistem rotasi. Dan input kendali U_1 sebagai kendali *altitude hold* bagi subsistem translasi.



Gambar 5.6

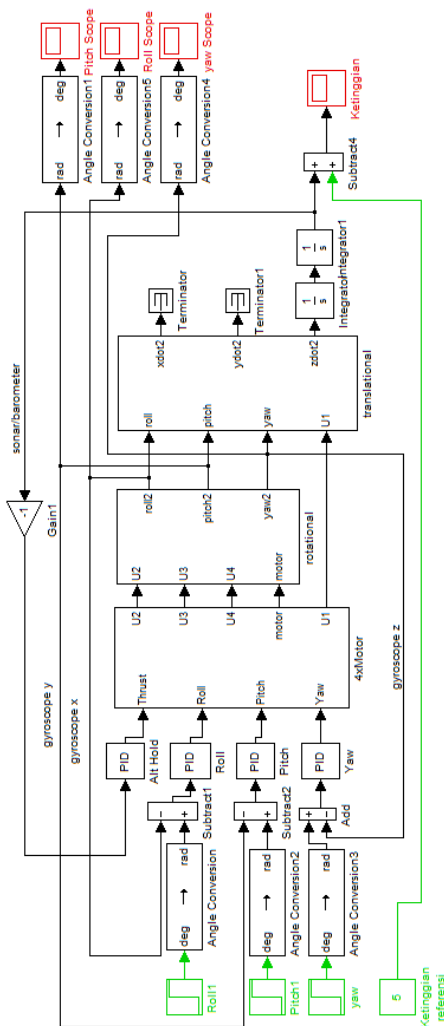
Hubungan antara dua subsistem dari keseluruhan dinamika Quadrotor

Sesuai dengan rumusan U_1 , U_2 , U_3 dan U_4 yang digambarkan dalam blok diagram **Gambar 5.6**. Menghasilkan subsistem keempat motor brushless DC seperti berikut ini.



Gambar 5.7 Subsistem keempat motor Brushless DC

5.2 Sistem Kendali Gerak Quadrotor



Gambar 5.8 Blok diagram simulink keseluruhan quadrotor

Dalam merancang simulasi pergerakan Quadrotor dilakukan linierisasi terhadap persamaan 4 DOF dari dinamika UAV. Sistem akan disimulasikan dengan menggunakan *controller PID*. Analisa sistem kendali Quadrotor dibagi menjadi 4 yaitu sistem kendali roll, pitch, yaw dan ketinggian.

5.2.1 Sistem Kendali Roll

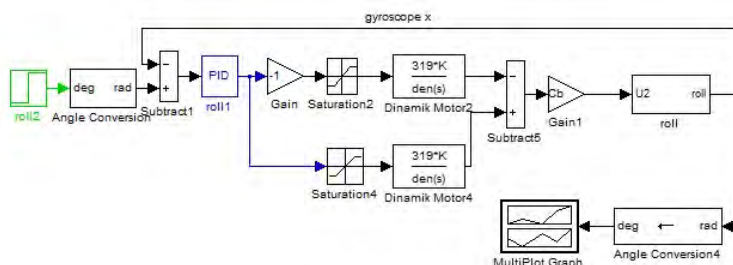
Pergerakan Quadrotor untuk roll

$$\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) - \frac{J_r}{I_x}\dot{\theta}\Omega + \frac{l}{I_x}U_2$$

U_2 adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 4 dan propeller 2. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_2 menjadi

$$U_2 = b(\Omega_4 - \Omega_2)$$

Sistem kendali roll berpengaruh terhadap pitch dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali roll tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan sehingga blok diagram dapat disederhanakan menjadi

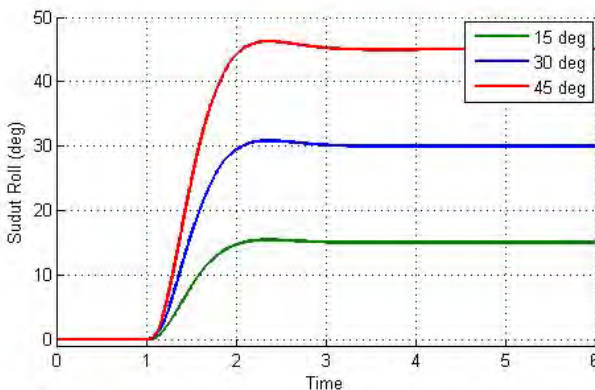


Gambar 5.9 Blok diagram sederhana sistem rotasi roll.

Sistem kendali roll merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut Quadrotor sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional 8,5 Integral 0 Derivative 4 didapatkan respon sebagai berikut:

Tabel 5.4 Nilai Konstanta PID dan toleransinya untuk sistem roll

Kendali Roll	Nilai	Batas bawah-atas
<i>Proportional</i>	8,5	6,3 – 11,5
<i>Integral</i>	0	0
<i>Derivative</i>	4	3,5 - 5,6



Gambar 5.10

Respon posisi sudut roll Quadrotor terhadap waktu dengan tiga variasi sudut roll referensi. (P=8,5; I=0; D=4)

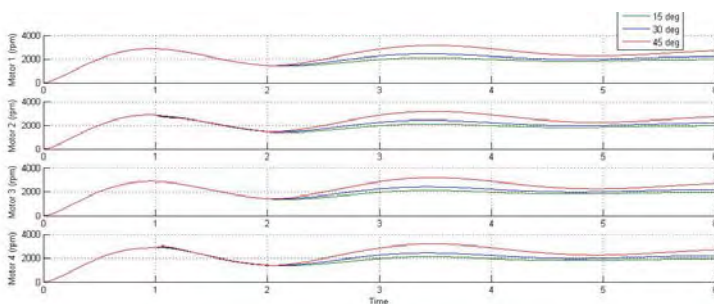
Tabel 5.5 Respon untuk sistem roll

Sudut roll	Over shoot	Rise Time (detik)	Settling Time (detik)	Error saat detik ke 3
15 derajat	2,8 %	0,635	1,419	0,0905
30 derajat	2,8 %	0,637	1,414	0,1810
45 derajat	2,8 %	0,631	1,418	0,2715

Untuk kendali sudut roll, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 2 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari **gambar 5.10** respon sudah sesuai dengan kriteria.

Nilai P-I-D telah disimulasikan berulang kali sehingga nilainya memiliki *range* seperti pada **tabel 5.4** diatas. Kendali Integral tidak digunakan karena justru menimbulkan error yang besar pada detik ke 3. Kendali integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat *settling time* dan error dibandingkan dengan kendali integral, sehingga kendali integral ini tidak digunakan.

Gambar 5.10 menunjukkan adanya overshoot sebesar 2,8% dan settling time sekitar 1,4 detik untuk semua sudut referensi.



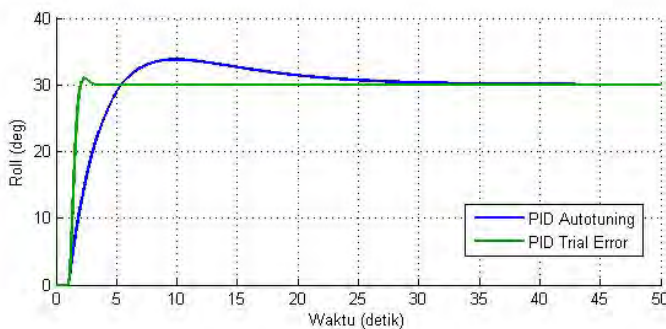
Gambar 5.11

Respon kecepatan putar keempat motor terhadap waktu, untuk input sudut roll 15, 30 dan 45 derajat. Input dimulai pada detik ke satu (1).

Dari **gambar 5.11** diatas, dapat terlihat perbedaan kecepatan putar motor 2 dan motor 4 akan menghasilkan torsi pada sumbu x dan menghasilkan gerakan roll bernilai positif. Semakin besar sudut roll referensi, maka semakin besar pula perbedaan kecepatan putar antara motor 2 dan motor 4. Input perintah untuk bergerak dengan sudut tersebut dimulai pada detik ke satu (1), jadi selama detik 1 detik pertama, quadrotor hanya terbang mempertahankan ketinggiannya. Input pada detik ke satu dipilih karena pada satu detik pertama motor brushless DC masih diam dan butuh waktu untuk berputar hingga kecepatan putarnya sesuai dengan yang diinginkan.

Komparasi dengan Program Autotuning untuk Sistem Roll

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=9,63$; $I=0,99$; $D=20,73$. Nilai tersebut didapatkan dari menyeting respon sistem dengan *settling time* kurang dari 2 detik. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem roll, *settling time* menjadi 26,12 detik dan overshoot sebesar 12,63%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem roll dan mengambil respon step sebesar 1 derajat. Sedangkan dalam simulasi, sistem ini menerima input step sebesar 30 derajat.



Gambar 5.12

Perbandingan respon step sistem roll antara Autotuning dengan Trial-Error

5.2.2 Sistem Kendali Pitch

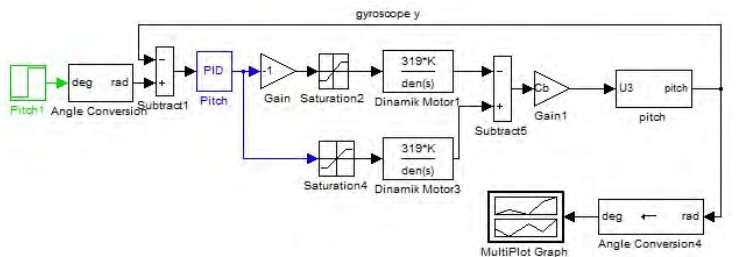
Pergerakan Quadrotor untuk pitch

$$\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) + \frac{J_r}{I_y}\dot{\phi}\Omega + \frac{l}{I_y}U_3$$

U_3 adalah torsi akibat selisih kecepatan putar propeller 3 dan propeller 1. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_2 menjadi

$$U_3 = b(\Omega_3 - \Omega_1)$$

Sistem kendali pitch berpengaruh terhadap roll dan yaw, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun karena pengaruhnya relatif kecil, maka dapat diabaikan sehingga blok diagram dapat disederhanakan menjadi



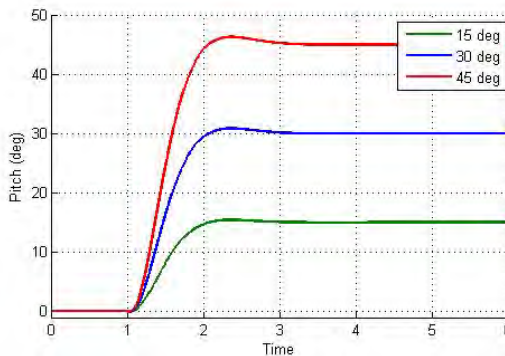
Gambar 5.13 Blok diagram sederhana sistem rotasi pitch.

Sistem kendali pitch merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut Quadrotor sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional 8,5 Integral 0 Derivative 4 didapatkan respon sebagai berikut:

Tabel 5.6

Nilai Konstanta PID dan toleransinya untuk sistem pitch

Kendali Pitch	Nilai	Batas bawah-atas
<i>Proportional</i>	8,5	6,3 – 11,5
<i>Integral</i>	0	0
<i>Derivative</i>	4	3,5 - 5,6

**Gambar 5.14**

Respon posisi sudut pitch Quadrotor terhadap waktu dengan tiga variasi sudut roll referensi. (P=8,5; I=0; D=4)

Tabel 5.7 Respon untuk sistem pitch

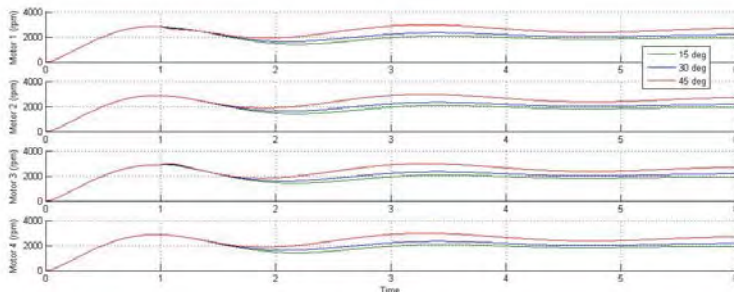
Sudut pitch	Over shoot	Rise Time (detik)	Settling Time (detik)	Error saat detik ke 3
15 derajat	2,8 %	0,638	1,421	0,0905
30 derajat	2,8 %	0,634	1,413	0,1810
45 derajat	2,8 %	0,636	1,418	0,2715

Untuk kendali sudut pitch, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 2 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari **gambar 5.14** respon sudah sesuai

dengan kriteria. Grafik respon untuk sudut pitch quadrotor memiliki kesamaan dengan sistem roll. Hal ini dimaklumi karena quadrotor simetris dua sumbu (x dan y), sehingga koefisien-koefisien penyusun persamaan dinamikanya sama. Dan nilai PID controllernya pun identik.

Nilai P-I-D telah disimulasikan berulang kali sehingga nilainya memiliki *range* seperti pada **tabel 5.6** diatas. Kendali Integral tidak digunakan karena justru menimbulkan error yang besar pada detik ke 3. Kendali integral menyebabkan sistem melambat untuk *settle* pada sudut referensi. Kendali derivatif lebih dominan dalam mempersingkat *settling time* dan error dibandingkan dengan kendali integral, sehingga kendali integral ini tidak digunakan.

Gambar 5.14 menunjukkan adanya overshoot sebesar 2,8% dan settling time sekitar 1,4 detik untuk semua sudut referensi.



Gambar 5.15 Respon kecepatan putar keempat motor terhadap waktu, untuk input sudut pitch 15, 30 dan 45 derajat. Input dimulai pada detik ke satu (1).

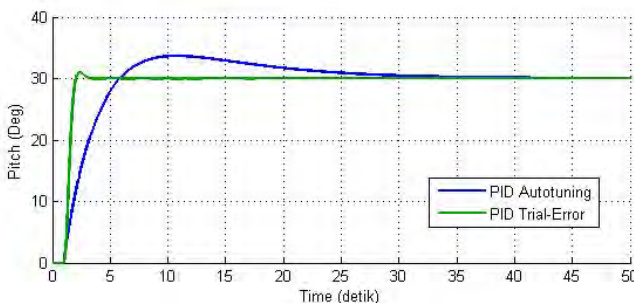
motor 1 dan motor 3 akan menghasilkan torsi pada sumbu y dan menghasilkan gerakan pitch bernilai positif. Semakin besar sudut pitch referensi, maka semakin besar pula perbedaan kecepatan putar antara motor 1 dan motor 3. Input perintah untuk bergerak dengan sudut tersebut dimulai pada detik ke satu (1), jadi selama detik 1 detik pertama, quadrotor

hanya terbang mempertahankan ketinggiannya. Input pada detik ke satu dipilih karena pada satu detik pertama motor brushless DC masih diam dan butuh waktu untuk berputar hingga kecepatan putarnya sesuai dengan yang diinginkan.

Jika dilihat dari grafik motor, sistem roll dan pitch membutuhkan selisih putaran propeller yang kecil untuk memutar quadrotor. Dari hasil simulasi tersebut dapat disarankan untuk memperpendek lengan quadrotor. Memperpendek lengan tentu memperkecil massa, dan itu menguntungkan karena semakin kecil gaya angkat yang dibutuhkan sehingga memperpanjang waktu terbang. Untuk panjang lengan yang optimal, perlu penelitian lebih lanjut dengan mengubah parameter-parameter pada simulasi.

Komparasi dengan Program Autotuning untuk Sistem Pitch

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=7,71$; $I=0,725$; $D=18,19$. Nilai tersebut didapatkan dari menyeting respon sistem dengan *settling time* kurang dari 2 detik. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem pitch, *settling time* menjadi 28,06 detik dan overshoot sebesar 12,17%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem pitch dan mengambil respon step sebesar 1 derajat. Sedangkan pada simulasi ini, sistem menerima input step sebesar 30 derajat.



Gambar 5.16 Perbandingan respon step sistem pitch antara Autotuning dengan Trial-Error

5.2.3 Sistem Kendali Yaw

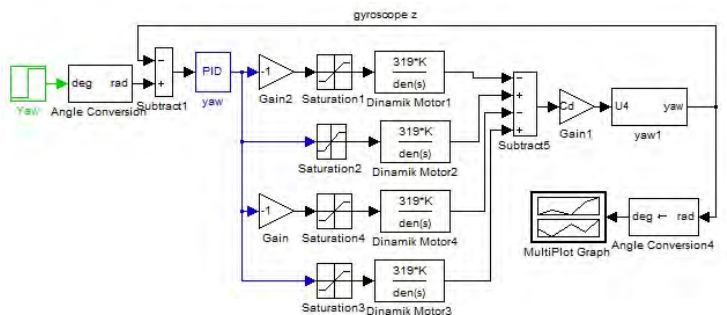
Pergerakan Quadrotor untuk yaw

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right) + \frac{1}{I_z}U_4$$

U_4 adalah torsi terhadap sumbu z Quadrotor, akibat selisih kecepatan putar keempat propeller. Dengan melakukan linierisasi maka persamaan U_4 menjadi

$$U_4 = d(\Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3)$$

Sistem kendali yaw berpengaruh terhadap roll dan pitch, dan sebaliknya, sehingga blok diagram untuk sistem kendali pitch tidak dapat dipisahkan dari keseluruhan sistem. Namun dalam simulasi, pengaruh rotasi yaw terhadap roll dan pitch sangat kecil dan bisa diabaikan. Maka blok diagram untuk sistem



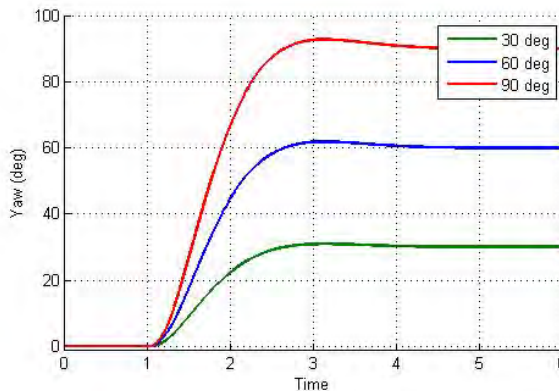
Gambar 5.17 Blok diagram sederhana sistem rotasi yaw.

Sistem kendali yaw merupakan sistem closed-loop dengan sensor posisi sudut (gyroscope) bertujuan untuk mengendalikan posisi sudut Quadrotor sesuai dengan keinginan. Dengan menggunakan PID controller dengan nilai Proportional 14, Integral 0 dan Derivative 10 didapatkan respon sebagai berikut:

Tabel 5.8

Nilai konstanta PID dan toleransinya untuk sistem yaw

Kendali Yaw	Nilai	Batas bawah-atas
<i>Proportional</i>	14	13,1 - 18
<i>Integral</i>	0	0
<i>Derivative</i>	10	8 - 13



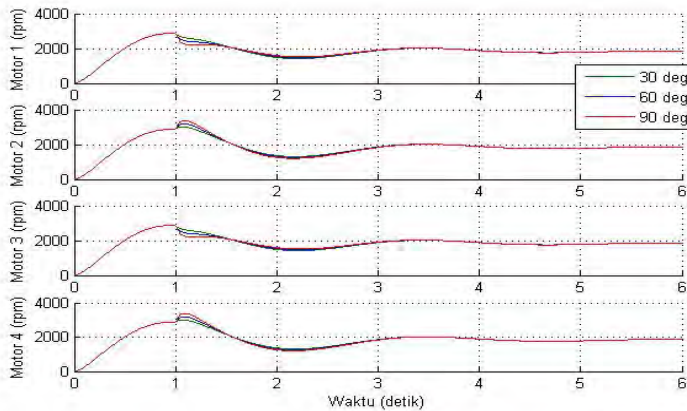
Gambar 5.18 Respon posisi sudut yaw Quadrotor terhadap waktu dengan tiga variasi sudut yaw referensi. (P=14; I=0; D=10)

Tabel 5.9 Respon untuk sistem yaw

Sudut Yaw	Over shoot	Rise Time (detik)	Settling Time (detik)	Error saat detik ke 3
30 derajat	1,03 %	1,003	2,321	0,1477
60 derajat	1,03 %	1,008	2,327	0,2949
90 derajat	1,03 %	1,007	2,308	0,4420

Untuk kendali sudut yaw, memiliki kriteria respon settling time kurang dari 3 detik dan persentase overshoot tidak lebih dari 10%. Dari **gambar 5.18** respon sudah sesuai dengan kriteria.

Nilai P-I-D telah disimulasikan berulang kali sehingga nilainya memiliki *range* seperti pada **tabel 5.8** diatas. **Gambar 5.18** menunjukkan adanya overshoot sebesar 1,03% dan settling time sekitar 2,3 detik untuk semua sudut referensi.

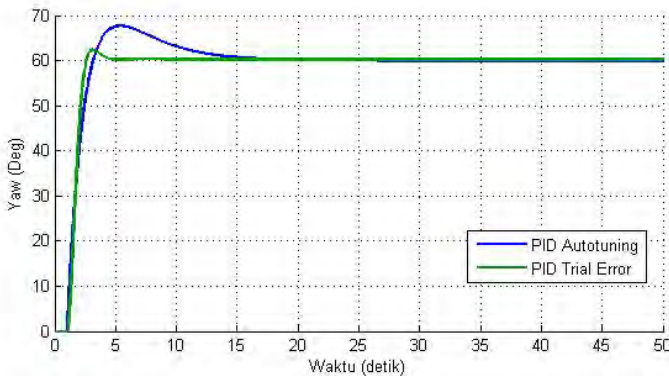


Gambar 5.19 Respon kecepatan putar keempat motor terhadap waktu untuk input posisi sudut yaw

Dari **gambar 5.19** diatas, dapat terlihat perbedaan kecepatan putar motor 1, 2, 3 dan motor 4 akan menghasilkan torsi pada sumbu z dan menghasilkan gerakan yaw bernilai positif. Torsi didapatkan dari perbedaan nilai drag coefficient dari setiap propeller yang berputar. Semakin besar sudut yaw referensi, maka semakin besar pula perbedaan kecepatan putar antara keempat motor tersebut. Input perintah untuk bergerak dengan sudut tersebut dimulai pada detik ke satu (1), jadi selama detik 1 detik pertama, quadrotor hanya terbang mempertahankan ketinggiannya. Input pada detik ke satu dipilih karena selama satu detik pertama motor brushless DC butuh waktu untuk berputar pada kecepatan putar yang diinginkan dari kondisi diam.

Komparasi dengan Program Autotuning

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=238.589$; $I= 50.318$; $D= 251.359$. Nilai tersebut didapatkan dari menyetel respon sistem dengan *settling time* kurang dari 2 detik. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem yaw, *settling time* menjadi 13,24 detik dan overshoot sebesar 12,81%. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot ini disebabkan autotuning melinierkan sistem yaw dan mengambil respon step sebesar 1 derajat. Sedangkan pada simulasi ini, sistem menerima input step sebesar 60 derajat.



Gambar 5.20

Perbandingan respon step sistem yaw antara Autotuning dengan Trial-Error

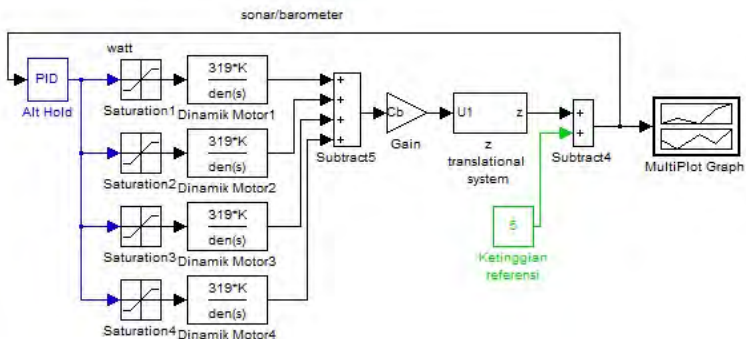
5.2.4 Sistem Kendali Ketinggian Tetap

Sistem kendali ketinggian tetap yang merupakan sistem pergerakan linier memiliki persamaan

$$\ddot{z} = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{1}{m} U_1$$

U_1 adalah gaya angkat yang dihasilkan oleh keempat propeller. Dengan melakukan linierisasi, maka persamaan U_1 menjadi:

$$U_1 = b(\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4)$$



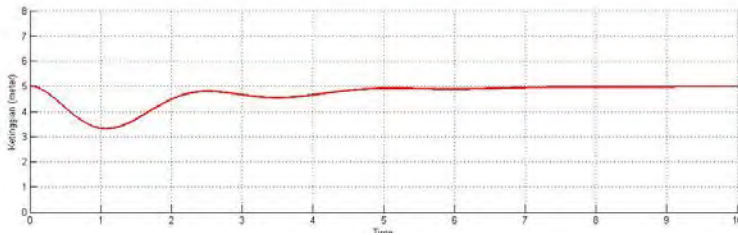
Gambar 5.21 Blok diagram sederhana untuk sistem ketinggian tetap

Sistem kendali ketinggian tetap ini merupakan mode yang bisa di *switch* dengan mode stabil. Sistem kendali ini merupakan closed-loop dengan input sensor ketinggian (sonar/barometer) dan output berupa kecepatan motor yang seragam. Menggunakan PID controller dengan nilai Proportional 40, Integral 18 dan Derivative 12.

Tabel 5.10

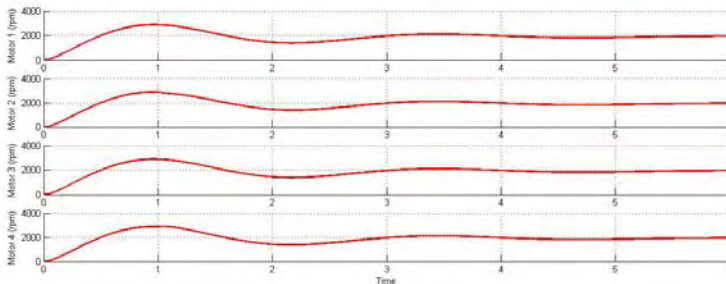
Nilai konstanta PID dan toleransinya
untuk sistem Altitude Hold

Kendali	Nilai	Batas bawah-atas
<i>Proportional</i>	40	32 - 42
<i>Integral</i>	18	16 - 22
<i>Derivative</i>	12	8 - 14



Gambar 5.22 Respon posisi ketinggian Quadrotor terhadap waktu dengan ketinggian acuan 5 meter.

Titik terendah adalah 3,322 meter dari tanah. Simulasi diatas menunjukkan quadrotor mampu mempertahankan ketinggian apabila dijatuhkan dari ketinggian 5 meter. Ketika dilepas dari ketinggian 5 meter, akan jatuh hingga ketinggian 3,322 meter dan naik kembali ke ketinggian referensi dengan osilasi kecil terlebih dahulu dan menuju posisi referensinya. Dan sistem *settle* pada detik ke 6,339



Gambar 5.23 Respon kecepatan putar keempat motor terhadap waktu untuk input kendali ketinggian tetap.

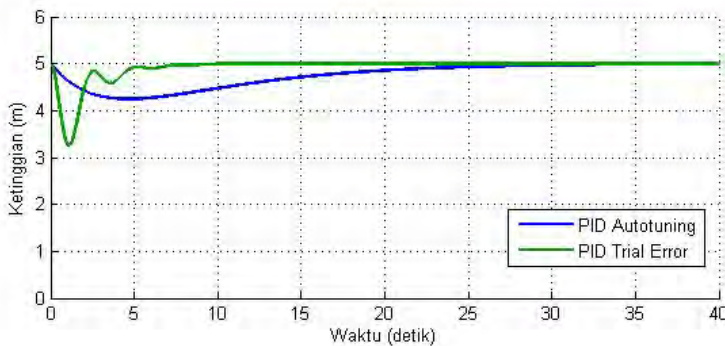
Gambar 5.23 adalah respon keempat motor untuk kontrol ketinggian tetap. Dapat dilihat bahwa respon keseluruhan motor seragam. Hal tersebut sesuai dengan kendali U1 yakni untuk ketinggian. Keseragaman putaran motor tersebut tidak

menyebabkan perputaran roll, pitch maupun yaw. Putaran keempat motor *steady* pada 1845 rpm setelah detik ke delapan.

Komparasi dengan Program Autotuning untuk Sistem Ketinggian

Dengan program autotuning PID didapatkan nilai $P=57.81$; $I=5.69$; $D=130.3$. Nilai tersebut didapatkan dari menyetel respon sistem dengan *settling time* kurang dari 2 detik. Namun ketika nilai PID dimasukkan sebagai *controller* sistem ketinggian, *settling time* menjadi 23,1. Perbedaan nilai *settling time* dan overshoot antara tuning dan simulasi tersebut disebabkan autotuning melinierkan sistem ketinggian tetap dan mengambil respon step sebesar 1 po in. Sedangkan pada simulasi ini, sistem mempertahankan ketinggiannya pada nilai 5 meter.

Dari **gambar 5.24** respon dari PID autotuning memiliki amplitudo osilasi yang kecil, namun memiliki settling time yang lebih lama.



Gambar 5.24 Perbandingan respon step sistem ketinggian antara Autotuning dengan Trial-Error

Dari keseluruhan respon pada sub-bab ini, respon sistem dapat dirangkum sebagai berikut:

Tabel 5.11 Rangkuman hasil simulasi untuk tiap-tiap sistem

Sistem	Kp	Ki	Kd	Settling Time	Over shoot
Roll	8,5	0	4	1,419	2,8 %
Pitch	8,5	0	4	1,421	2,8 %
Yaw	14	0	10	2,327	1,03 %
Ketinggian	40	18	12	6,339	-

dari tabel diatas dapat diketahui bahwa respon quadrotor sudah memenuhi kriteria untuk tiap-tiap sistemnya.

BAB VI

KESIMPULAN DAN SARAN

6.1 Kesimpulan

Dari pembahasan pada bab-bab sebelumnya, dapat disimpulkan bahwa:

1. Quadrotor telah terbentuk dengan dimensi 605 x 605 x 160 mm dan bermassa 1117 gram.
2. Struktur quadrotor Memiliki defleksi maksimum 3,09 mm dan memiliki faktor keamanan 3,53 untuk batang Aluminium 6061-T6 dan faktor keamanan 3,06 untuk plat *acrylic*.
3. Dalam simulasi, seluruh respon sistem telah sesuai dengan kriteria.
4. Pada sistem roll dan pitch $K_p=8,5$, $K_i=0$, dan $K_d=4$ menghasilkan respon dengan settling time 1,419 detik, overshoot 2,8% dan error saat detik ke tiga (3) adalah 0,603% (rata-rata).
5. Pada sistem yaw $K_p=14$, $K_i=0$, dan $K_d=10$ menghasilkan respon dengan settling time 2.327 detik, overshoot 1,03 %, error saat detik ke 3 adalah 0,49% (rata-rata).
6. Untuk sistem ketinggian tetap (*altitude hold*) $K_p=40$, $K_i=18$, $K_d=12$ menghasilkan respon dengan settling time 6,339 detik.

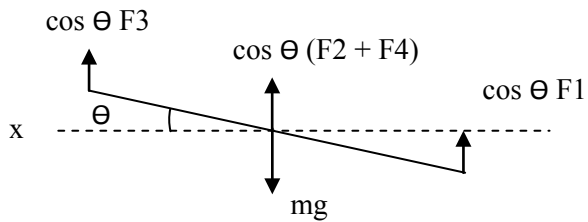
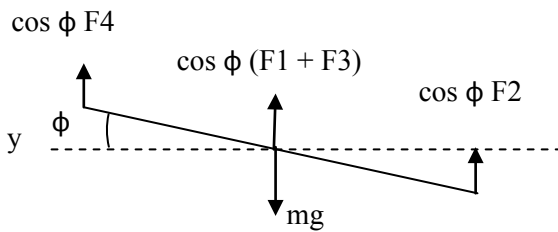
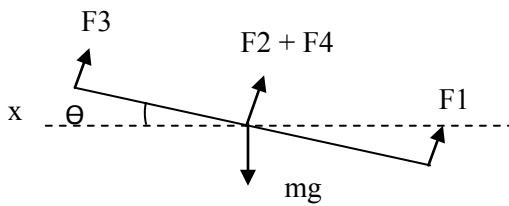
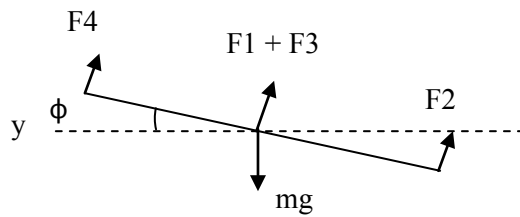
6.2 Saran

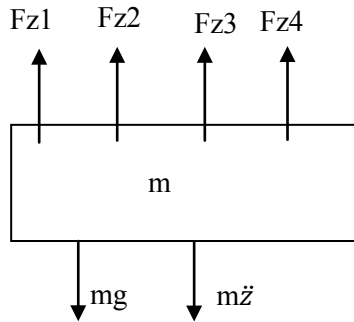
Untuk saran demi menyempurnakan tugas akhir ini adalah:

1. Mengurangi bobot quadrotor, karena dengan bobot 1117 gram termasuk berat untuk quadrotor berukuran sedang. Setidaknya hingga bobotnya dibawah 1000 gram.
2. Menyempurnakan telemetri 2 arah, karena pengamatan jauh (remote sensing) tidak akan berjalan tanpa komponen ini.

3. Menyempurnakan sistem kamera, baik kualitas kamera maupun sistem nirkabelnya agar *first person view* dapat digunakan pada quadrotor ini.

Pergerakan Linier Sumbu z ($\ddot{z}$)





maka,

$$Fz1 = b\Omega_1^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$Fz2 = b\Omega_2^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$Fz3 = b\Omega_3^2 \cos \phi \cos \Theta$$

$$Fz4 = b\Omega_4^2 \cos \phi \cos \Theta$$

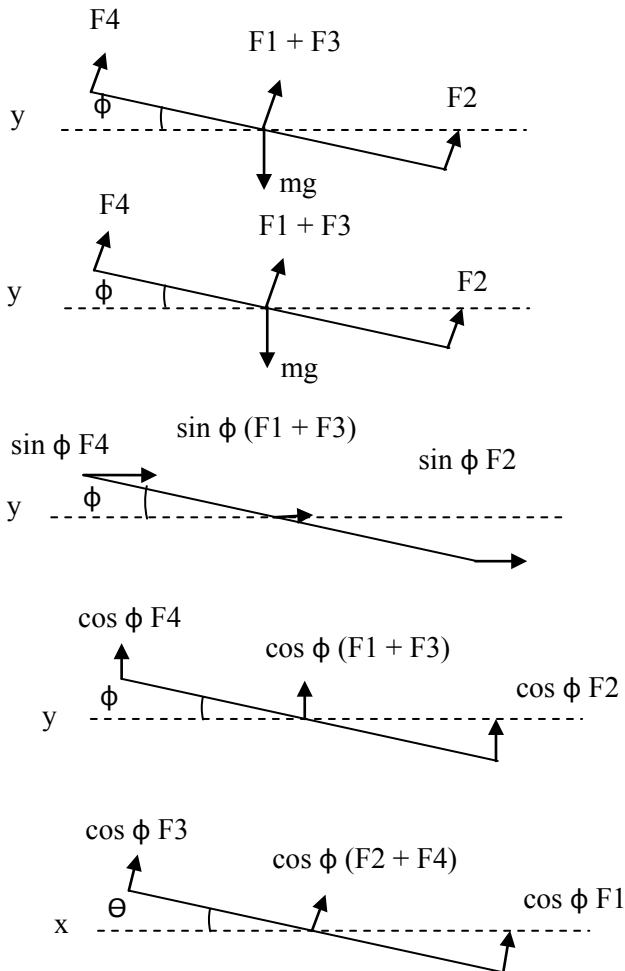
$$\Sigma Fz = m \ddot{z}$$

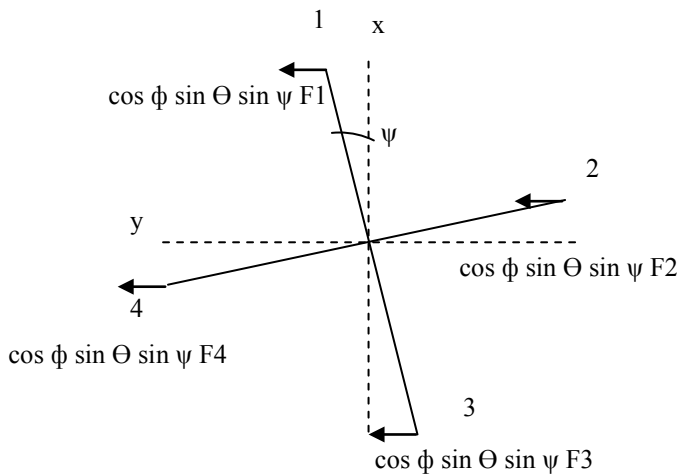
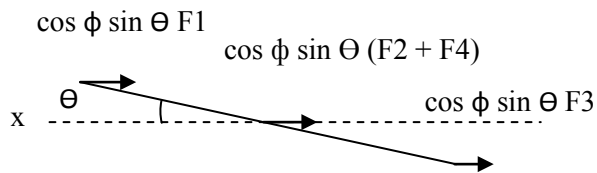
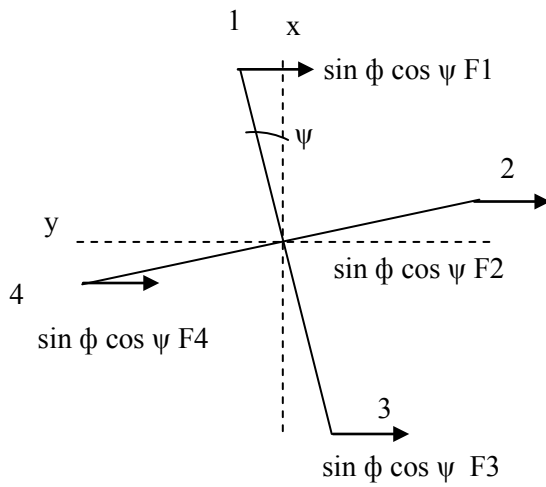
$$Fz1 + Fz2 + Fz3 + Fz4 - mg = m\ddot{z}$$

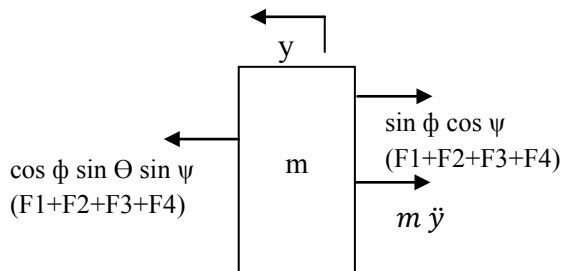
$$m\ddot{z} = -mg + \cos \phi \cos \Theta b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

$$\ddot{z} = -g + \cos \phi \cos \Theta \frac{1}{m} b (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2)$$

Pergerakan Linier Sumbu y ($\ddot{y}$)





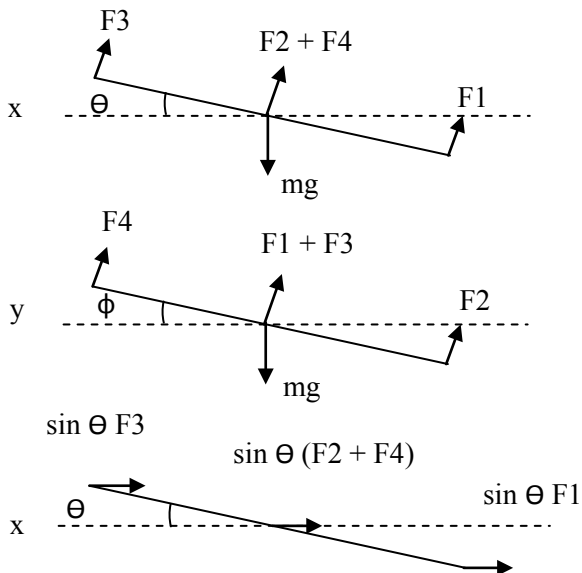


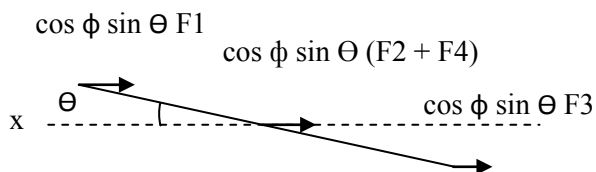
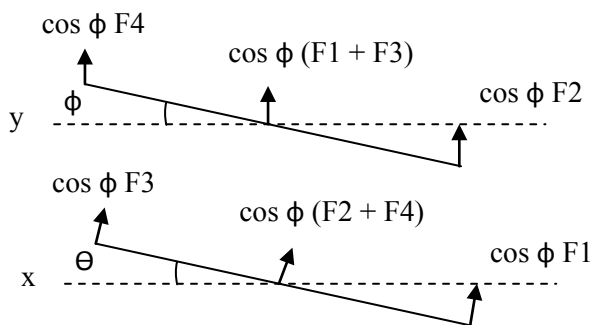
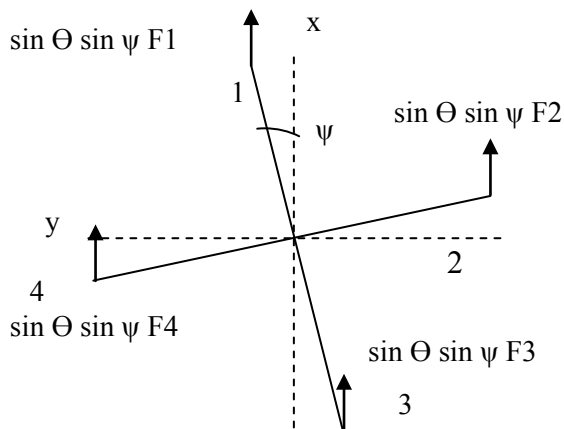
$$\Sigma F_y = m \cdot \ddot{y}$$

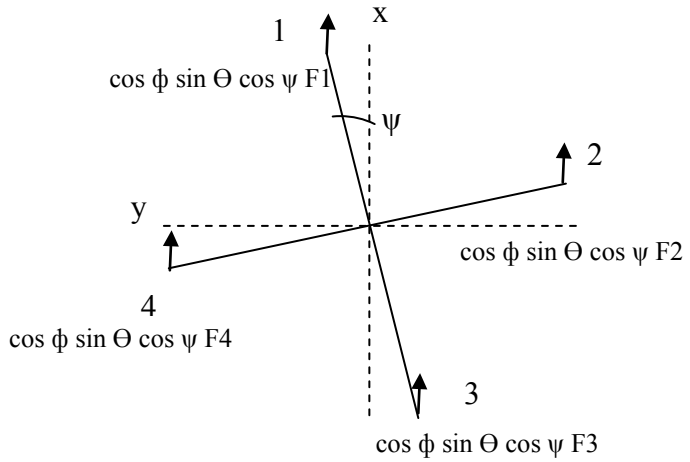
$$(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = m \cdot \ddot{y}$$

$$(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \frac{1}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = \ddot{y}$$

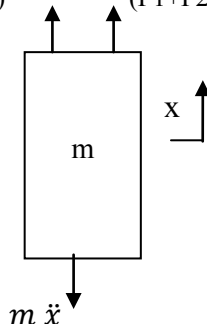
Pergerakan Linier Sumbu x ($\ddot{x}$)







$$\cos \phi \sin \Theta \cos \psi (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) \quad \sin \phi \sin \psi (F_1 + F_2 + F_3 + F_4)$$

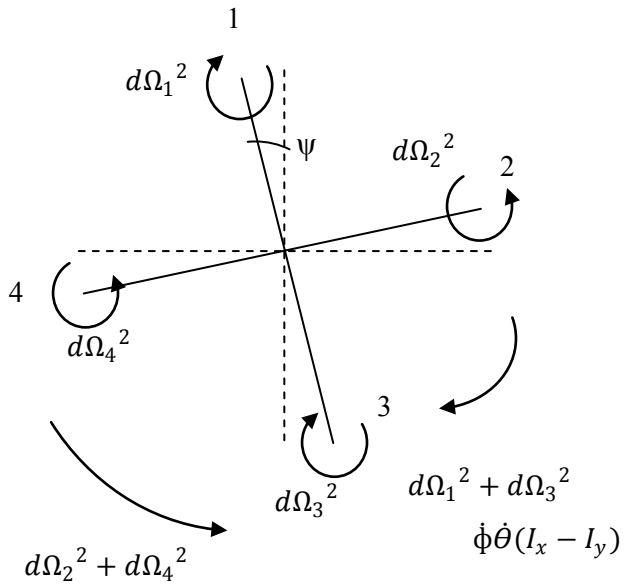


$$\Sigma F_x = m \cdot \ddot{x}$$

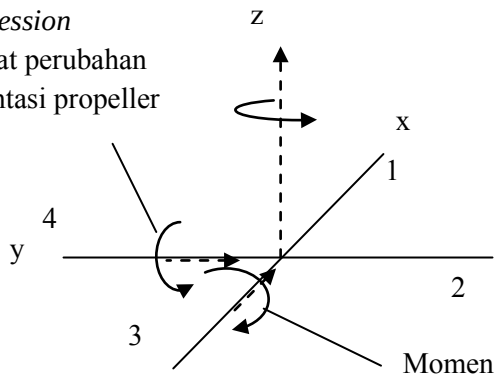
$$(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)(F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = m \cdot \ddot{x}$$

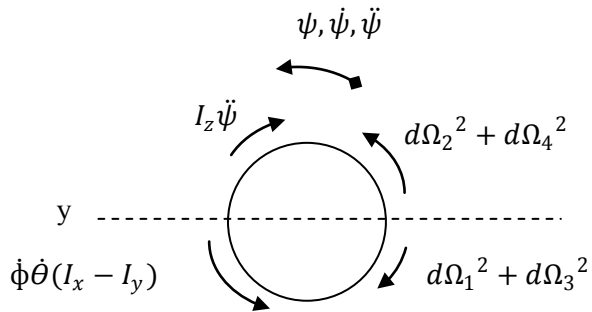
$$(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \frac{1}{m} (F_1 + F_2 + F_3 + F_4) = \ddot{x}$$

Pergerakan Rotasi Sumbu z ($\ddot{\Psi}$ Yaw)



precession
akibat perubahan
orientasi propeller





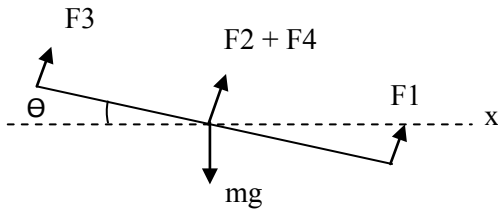
$$\Sigma M = I_y \ddot{\psi}$$

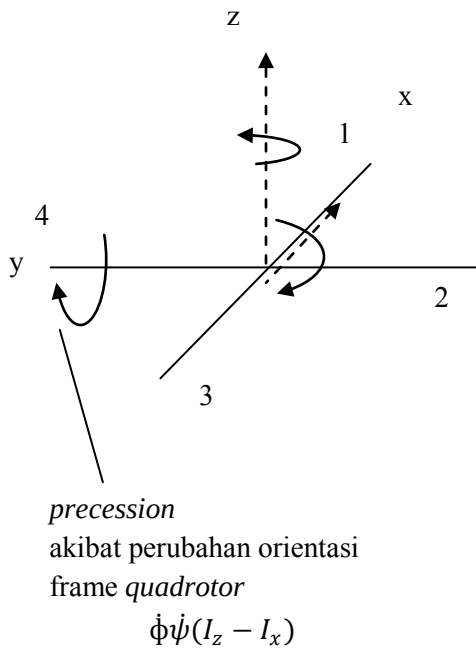
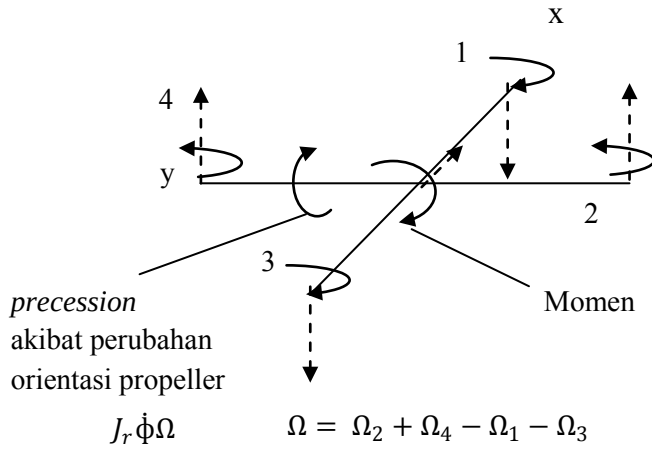
$$\dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + (d\Omega_2^2 + d\Omega_4^2) - (d\Omega_1^2 + d\Omega_3^2) = I_y \ddot{\psi}$$

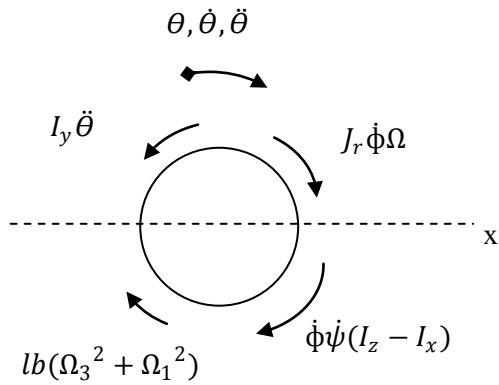
$$I_y \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_x - I_y) + d(\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)$$

$$\ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{d}{I_z} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2)$$

Pergerakan Rotasi Sumbu y (Θ Pitch)





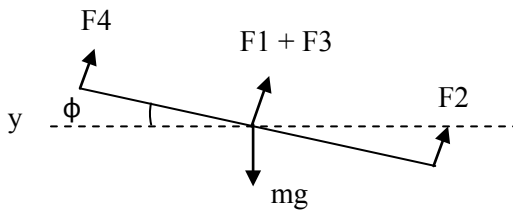


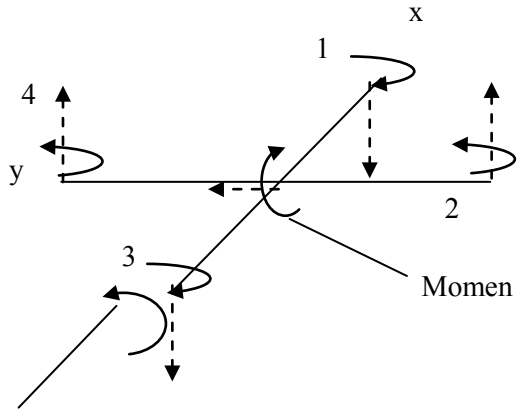
$$\Sigma M_y = I_y \ddot{\theta}$$

$$\dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + J_r \dot{\phi} \Omega + lb(\Omega_3^2 + \Omega_1^2) = I_y \ddot{\theta}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{I_y} (\dot{\phi} \dot{\psi} (I_z - I_x) + \frac{J_r}{I_y} \dot{\phi} \Omega + \frac{1}{I_y} lb(\Omega_3^2 + \Omega_1^2))$$

Pergerakan Rotasi Sumbu x (ϕ roll)

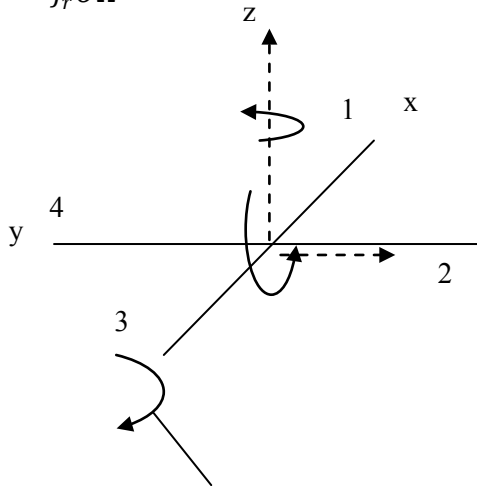




precession
akibat perubahan
orientasi propeller

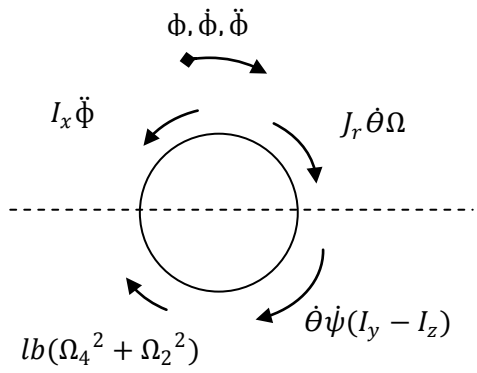
$$\Omega = \Omega_2 + \Omega_4 - \Omega_1 - \Omega_3$$

$$J_r \dot{\theta} \Omega$$



precession
akibat perubahan orientasi
frame quadrotor

$$\dot{\theta} \psi (I_y - I_z)$$



$$\begin{aligned} \Sigma Mx &= I_x \ddot{\Phi} \\ \dot{\Theta} \dot{\psi}(I_y - I_z) + J_r \dot{\Theta} \Omega + lb(\Omega_4^2 + \Omega_2^2) &= I_x \ddot{\Phi} \\ \ddot{\Phi} &= \frac{1}{I_x} (\dot{\Theta} \dot{\psi}(I_y - I_z) + \frac{J_r}{I_x} \dot{\Theta} \Omega + \frac{1}{I_x} lb(\Omega_4^2 + \Omega_2^2)) \end{aligned}$$

LV-MaxSonar®-EZ4™
Part Number: **MB1040**

**High Performance
Ultrasonic Range Finder**

- Controlled Beam Angle
- 2.5V-5.5V, < 3mA
- Outputs:
Serial,
Analog Voltage
& Pulse Width



MaxSonar, MaxBotix,
and EZ4 are
trademarks of
MaxBotix Inc. www.maxbotix.com



MaxSonar Pin Out

GND Circuit common and DC return.

+5 Vcc operates on 2.5V – 5.5V DC.

TX Delivers serial with an RS232 format when BW is set low. When

BW pin is set high, it sends a single pulse, for chaining.

RX Hold high (or open) for ranging.

Hold low, to stop ranging. Bring pin high for > 20uS to command ranging.

AN Analog voltage output. Scaling factor is (Vcc/512) per inch. A 5V supply yields ~9.8mV/in.

PW Pulse width representation with a scale factor of 147uS per inch.

BW Leave open (or low) for serial output on TX. Hold high for chaining.

For additional information please visit

www.maxbotix.com

Baterai



The number one in performance, value and price!

The new Turnigy® Lipoly packs deliver 100% capacity and a true 20C.

You won't find a better deal in Lithium Polymer batteries anywhere!

Why are our batteries so cheap, yet deliver the full capacity and discharge rate?

The answer is simple; we make them ourselves! Yes, Hextronik Limited* now mixes the slurry, bakes the foil, stacks the layers, injects the electrolyte and packs the packs. All in its very own humidity controlled factory in Guangdong (China).

When buying a TURNIGY® 2200mAh 20C you are buying a pack direct from the manufacturer. That's why our price is so low!

Spec.

Minimum Capacity: **2200mAh (True 100% Capacity)**

Configuration: **3S1P / 11.1v / 3Cell**

Constant Discharge: **20C**

Peak Discharge (10sec): **30C**

Pack Weight: **185g**

Pack Size: **103 x 33 x 24mm**

Charge Plug: **JST-XH**

Discharge Plug: **XT60**

Attention. Our TURNIGY® batteries are full capacity batteries. Dont be fooled by other cheap Asian packs that are really 80% capacity.

We guarantee our packs to be 100% or more in capacity and C rate.

Stick with TURNIGY®, your trusted Lipoly partner!

*Hextronik Limited does not manufacture LiCo2 or any of its related compounds.

Product Config Table		
Capacity(mAh)	2200	
Config(s)	3	
Discharge(c)	20	
Weight(g)	185	
Max Charge Rate (C)	2	
Length-A(mm)	103	
Height-B(mm)	33	
Width-C(mm)	24	
	0	
	0	
	0	

D2830-11 1000kv Brushless Motor



Specs:

Rpm/V: 1000kv

Shaft: 3.17mm

Voltage: 2S~4S (7.4v to 14.8v)

Weight: 52g

Watts: 210w

Max Current: 21A

ESC: 30A

Suggested Prop: 8x4 (4S) ~ 10x7 (2S)

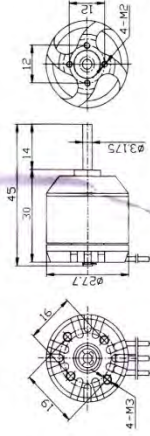
Mounting Hole Bolt Circle: 16mm or 19mm

Product Config Table	
Kv (rpm/v)	1000
Weight (g)	52
Max Current (A)	21
Resistance (mh)	0
Max Voltage (V)	15
Power(W)	210
Shaft A (mm)	3.17
Length B (mm)	30
Diameter C (mm)	28
Can Length D (mm)	14
Total Length E (mm)	45

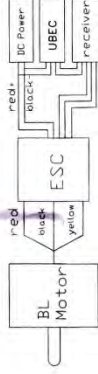
COMPARE

D2830 Out Runner Brushless Motor Instruction

Dimension



connection



Congratulation for your purchase of high performance brushless outrunner motor series.

Our motors are designed to use perfectly with our own electronic speed controllers. But it is also possible to use them with most of other common electronic speed controllers. The motors are designed for running clockwise or counterclockwise. To change the turning direction you just simply exchange the red and yellow connection wire. If you want to use other speed controllers, please refer to your controller instruction manual.

D2830 (2212) SERIES OUTRUNNER BRUSHLESS MOTOR

Model	Volts	KV (rpm/v)	Max Pull	Weight	Motor size	Shaft size	Max power	ESC	Battery/Prop
D2830-8	7.4-15V	1300	930g	52g	Φ28*30mm	Φ3.175*45mm	275watt	30A	LiPo2/9x6
D2830-11		1000	890g				210watt		LiPo4/7x3
D2830-12		850	875g				187watt		LiPo2/10x7
D2830-14		750	866g				185watt		LiPo4/8x4
									LiPo2/11x7
									LiPo4/8x6
									LiPo2/12x6
									LiPo4/9x6

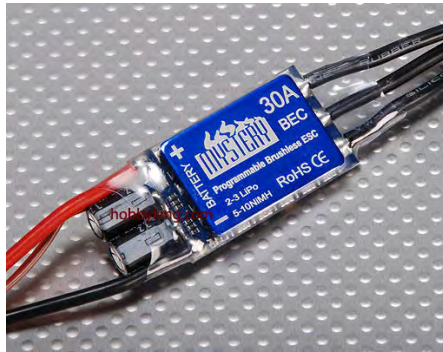
Product description

1. Mount your motor with the includes screws tightly on your front cover of model.
2. Our motors provide high efficiency stator design.
3. Small size, lightweight and long life.

ATTENTION:

1. Please make sure your motor has enough cooling while running. Consider to put a whole into your model motor cover to improve the ventilation.
2. Our motors providing best performance with the recommended propeller size. If you consider to change the propeller size be aware that motor can overheat and damaged.
3. Keep motors away from moisture, dust, scrap and small items to avoid damages.
We wish you many happy landings with our long life quality equipment.

Mystery 30A BEC Brushless Speed Controller (Blue Series)



Spec.

Amp rating: 30A

Burst Rate (10sec): 40A

BEC Output : 5.0V / 3A

Voltage: 7.4-11.1V (2-3 cell Lipo/5-10 NiCd)

Dimensions: 43x23x6mm

Weight: 25g

Main Functions:

Safety mode: the motor won't start no matter what the position of the control stick is when switch on the RC unit.

Brake setting: On/Off (factory default is off)

Low current protection: Ignore/Reduce power/Shut off

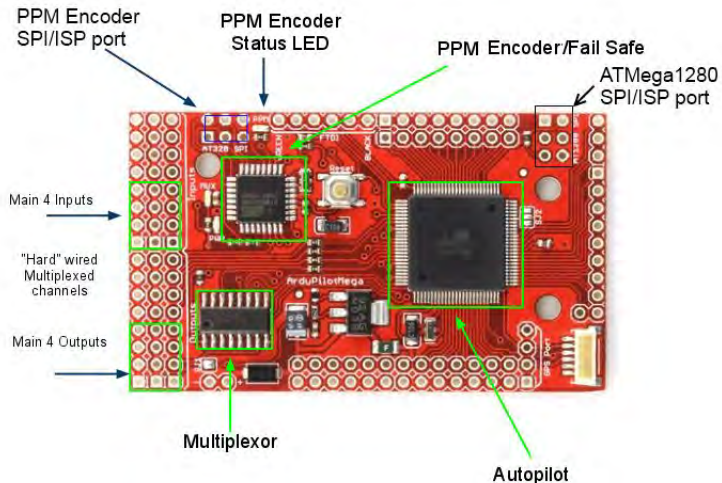
Temperature protection: Reduce power when temperature reaches 120C

PWM frequency: 8Khz/16Khz

Three point battery type and low voltage selection.

Software reversion of motor turning selection.

Ardupilot Mega – Main Board

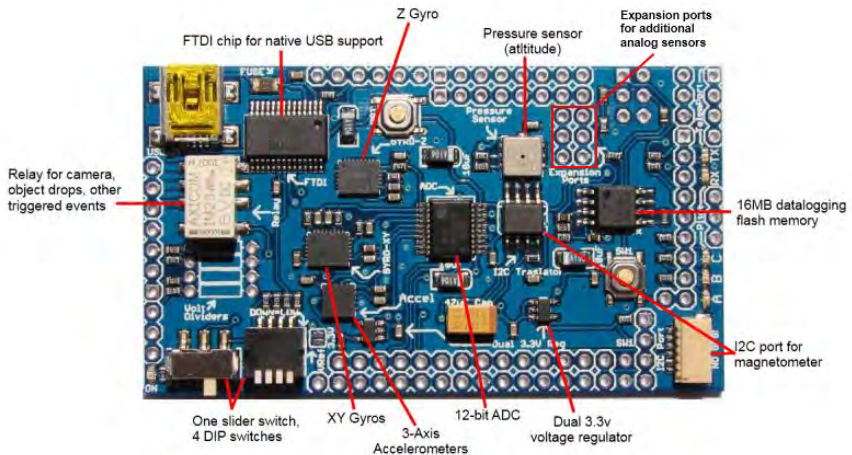


Features:

- Designed to be used with autonomous aircraft, quadcopters and helis
- Based on a 16MHz Atmega1280 processor.
- Built-in hardware failsafe that uses a separate circuit (multiplexer chip and ATmega328 processor) to transfer control from the RC system to the autopilot and back again.
- Includes ability to reboot the main processor in mid-flight
- Dual-processor design with 32 MIPS of onboard power
- Supports 3D waypoints and mission commands (limited only by memory--approximately 600-700 waypoints with current code, but can be adapted for more)
- 128k Flash Program Memory, 8K SRAM, 4K EEPROM
- Comes with a 6-pin GPS connector (EM406 style).
- Has 16 spare analog inputs (with ADC on each) and 40 digital input/outputs to add additional sensors
- Four dedicated serial ports for two-way telemetry (using optional XBee modules) and expansion

- Can be powered by either the RC receiver or a separate battery
- Hardware-driven servo control, which means less processor overhead, tighter response and no jitters
- Eight RC channels (including the autopilot on/off channel) can be processed by the autopilot.
- LEDs for power, failsafe status, autopilot status

IMU Shield



Features:

- Dual 3.3V Regulator!!! (One dedicated for analog sensors!)
- Relay switch for cameras, lights or payloads
- 12-bit ADC for better Gyro/Accel/AirSpeed resolution.
- Built-in 16MB Data Logger (The Black Box).
- Piano DIP switch for servo reverse or user customizable.
- Built-in FTDI, making the board native USB.
- Dedicated Modem/OSD port.
- I2C Port with incoming "Daisy Chain board" allowing you to build sensor arrays.
- Two user-programmable buttons (one momentary, the other slide).
- 10-Bit analog expansion ports.
- Reset button.
- Optional "Through Hole" voltage dividers (Easy to solder).
- Tons of Status LEDs.
- New vibration resistance InvenSense Gyros (Triple Axis).
- Analog Devices ADX330 Accelerometer.
- Airspeed sensor port (optional, sold separately).

- Absolute Bosch pressure sensor and temp for accurate altitude (Yes, you can use your shield as a Weather Logger, too!).

Nilai Parameter PI-PID pada Quadrotor

ArduCopter | Planner | Rate

Stabilize Roll

P	4.500	10
I	0.180	10
IMAX	40.0	10

Stabilize Pitch

P	4.500	10
I	0.180	10
IMAX	40.0	10

Stabilize Yaw

P	6.000	10
I	0.010	10
IMAX	8.0	10

Rate Roll

P	0.100	10
I	0.000	10
D	0.000	10
IMAX	5.0	10

Rate Pitch

P	0.100	10
I	0.000	10
D	0.000	10
IMAX	5.0	10

Rate Yaw

P	0.100	10
I	0.000	10
D	0.000	10
IMAX	50.0	10

Lock Pitch and Roll Values

Throttle Rate

P	0.300	10
I	0.000	10
D	0.020	10
IMAX	3.0	10

Altitude Hold

P	0.400	10
I	0.015	10
IMAX	3.0	10

Feedback Control

Rate	1.0	10
Alt Hold	1.0	10
Alt Hold	1.0	10

SONY CCD Video Camera (PAL)



The camera uses a quality glass lensed SONY CCD system.

Included.

1 x SONY CCD 1/3inch Camera

Camera spec.

CCD sensor type: 1/3 color SONY CCD

Pixel;

NTSC: 510(H)*492(V)

PAL: 500(H)*582(V) (Included)

Scanning system: Interlaced scanning

Synchronization: System: Inter

Horizontal resolution: 420TV line

Minimum Illumination 0.01LUX/F1.2

DSP+CCD: CXD3142R+405AK

S/N Ratio: 48dB

Gamma Modification: 0.45

White balance: Auto

Auto backlight compensation: Auto

Lens: 3.6MM

Audio: No

Input voltage: 9~12.6V

Electric current 80MA

Electronic Shutter: 1/50 (60) ~ 1/100,000s

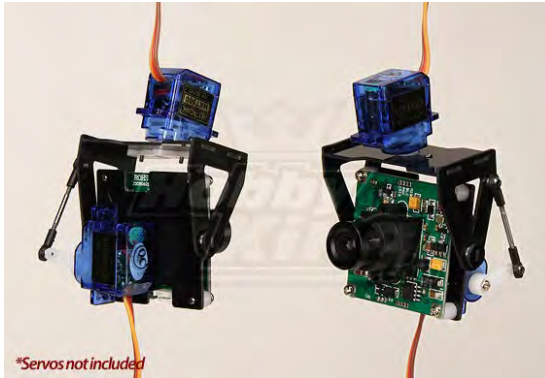
Video output: 1.0VP-P composite video

Operation Temp.: -20~50

Size: 38*38mm

Flight time: Approx 60min/100mah 3S

FPV Fiberglass Pan-Tilt Camera Mount L-Size



Specifically designed for our range of board cameras.
Light weight and easy to install. Our HobbyKing FPV mount system is a great way to mount your FPV board camera.
Special included bearings make pan and tilt smooth and bind free.
Kit includes bearings, screws, ball/socket, threaded rod and pre-cut fiberglass board. Specifically designed for our 1/3 inch sony CCD video camera.

Spec.

Dimensions: 42x40mm

Weight: 10g

Servo type required: 5~10g

HXT900 9g / 1.6kg / .12sec Micro Servo



HXT900, one of the most famous and the best value micro servos available.

Used by tens of thousands of hobbyists world wide. The HXT900 is the #1 trusted low cost 9g servo.

Size : 21x12x22 mm / 0.74x0.42x0.78 in

Voltage : 3v ~ 6v

Weight: 11g / 0.39oz

Speed : 0.12 sec/60(4.8V)

Torque : 2.5 kg-cm

Working Temp : -30C~60C

Carbon composite Bushing, 25cm wire, coreless motor

Servo arms & screw included

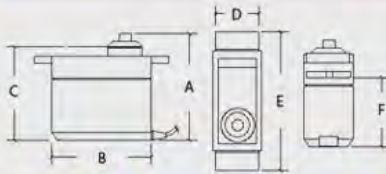
WARNING

These servos can be found on eBay and other asian sellers at close to this price, however be warned, they do not contain Taiwan/Japan components. HexTronik (the manufacturers of these servos) have two standards, one is for local sale, and the other is export quality with imported connectors and resin gears from Taiwan and Japan.

Our HXT500 and HXT900 are export only, and not built for the domestic market. You will not find the same quality servo for less, anywhere!

Product Config Table

Weight (g)	9
Torque (kg)	1.6
Speed (Sec/60deg)	0.12
A(mm)	29
B(mm)	23
C(mm)	26
D(mm)	12
E(mm)	32
F(mm)	16
	0
	0



COMPARE

BIODATA PENULIS



Penulis dilahirkan di Semarang, 20 Oktober 1988, merupakan anak pertama dari 3 bersaudara. Penulis telah menempuh pendidikan formal yaitu di SDN Randuagung 3 Gresik, SMP Negeri 1 Gresik dan SMA Negeri 1 Gresik. Setelah lulus dari SMAN pada tahun 2007, penulis mengikuti PMDK ITS dan diterima pada Jurusan Teknik Mesin FTI-ITS. Terdaftar pada ITS dengan Nomor Registrasi Pokok (NRP) 2107 100 059.

Di Jurusan Teknik Mesin ini Penulis mengambil Bidang Studi Desain. Penulis sempat aktif di beberapa kegiatan organisasi kemahasiswaan yaitu BEM Fakultas Teknologi Industri ITS (BEM FTI ITS) selama periode 2008-2010. Dan aktif mengikuti kegiatan seminar dan pelatihan yang diadakan oleh ITS. Penulis juga aktif sebagai Asisten Praktikum Metrologi Industri .

email: arifudin17@yahoo.co.id atau arifudin@me.its.ac.id